esa

N92-20715

DTIC
ELECTE
DEC 11 5 1995
B

EAC 91

BASES DE LANCEMENT ET INFRASTRUCTURES DE CONTROLE DES SPATIONEFS

19951213 040

LAUNCH BASES AND CONTROL INFRASTRUCTURES FOR SPACECRAFT

DISTRIBUTION STATEMENT A
Approved for public release;
Distribution Unlimited

Paris, 13 - 16 May 1991

esa european space agency

cnes

esa SP-342
October 1991

DTIC
ELECTE
DEC 15 1995
B

EAC 91

Proceedings of the
IVe Congrès Aérospatial Européen /
IVth European Aerospace Conference

BASES DE LANCEMENT ET INFRASTRUCTURES DE CONTROLE DES SPATIONEFS

LAUNCH BASES AND CONTROL INFRASTRUCTURES FOR SPACECRAFT

Organisé par / organised by
Association Aéronautique et Astronautique de France
Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt
The Royal Aeronautical Society

Paris, 13 - 16 May 1991

DISTRIBUTION STATEMENT A
Approved for public release
Distribution Unlimited

european space agency / agence spatiale européenne
8-10, rue Mario-Nikis, 75738 Paris Cedex 15, France

QUALITY INSPECTED 1

SOUS LE HAUT PATRONAGE DE / UNDER THE PATRONAGE OF

Hubert CURIEN, Ministre de la Recherche et de la Technologie (France)

Paul QUILES, Ministre des Postes, des Télécommunications et de l' Espace (France)

Douglas HOGG, Minister, Department of Trade and Industry (UK)

Heinz RIESENHUBER, Minister, Bundesministerium für Forschung und Technologie (FRG)

Jean-Marie LUTON, Director General, European Space Agency (ESA)

Jacques-Louis LIONS, Président, Centre National d'Etudes Spatiales (CNES)

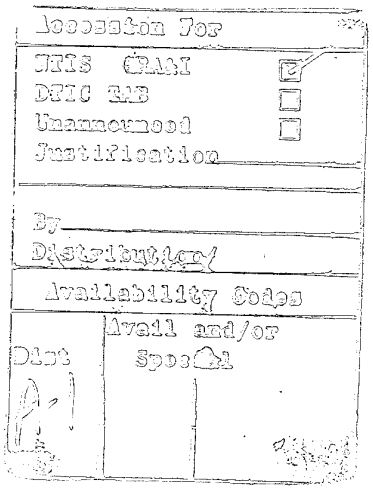
Wolfgang WILD, Vorsitzender der Geschäftsführung, Deutsche Agentur für Raumfahrtangelegenheiten (DARA) (FRG)

Arthur PRYOR, Director General, British National Space Centre (BNSC) (UK)

COMITE DE PROGRAMME / PROGRAMME COMMITTEE

Président / Chairman: Hubert PALMIERI (ARIANESPACE, Evry, F)

Pierre Bescond	CNES, Paris
Gérard Blondet-Gonté	CNES, Evry
François Calaque	AEROSPATIALE , Les Mureaux
Dominique Chevallier	DGA/DEN, Paris
Jean-Michel Contant	AEROSPATIALE, Les Mureaux
Riccardo Corrente	ESA, Paris
Carlo Dana	ESA, Paris
Gilles Gaquière	MATRA ESPACE, Toulouse
Claude Honvault	ESA, Toulouse
Werner Inden	MBB/ERNO, Bremen
Klaus Iserland	ARIANESPACE, Evry
Jean-Pierre Joyeux	SEP, Suresnes
Pierre Madon	INTELSAT, Washington
Philippe Martelli	DGA/CTME, Paris
Michel Mignot	CNES, Evry
Geoffrey Pardoe	GTS, Uxbridge
André Remondière	CNES/CSG, Kourou
Jean-Pierre Rouzeval	AEROSPATIALE, Toulouse



Proceedings published and distributed by ESA Publications Division
ESTEC, Noordwijk, The Netherlands
Editor Brigitte Kaldeich
Price Dfl 90.00
ISBN 92-9092-210-9
Copyright ©1991 European Space Agency

SOMMAIRE / CONTENTS

Preface / Foreword 1
H. Palmieri, Président du Comité de Programme (ARIANESPACE, Evry, F)

SESSION D'OUVERTURE / OPENING SESSION
Président / Chairman :
M. BIGNIER (AAAF)

Message de Bienvenue / Welcome Message 5
M. Bignier (Président AAAF, Paris, F)

Session plénière / Plenary session

Les Ports de l'Espace 7
J.M. Luton (ESA, Paris, F)

Les infrastructures spatiales militaires 9
J. Bousquet (DGA, Paris, F)

Les aspects politiques et économiques 13
P. Madon (INTELSAT, USA)

Ouverture du Congrès / Opening of the Conference

H. Curien (Ministre de la Recherche et de la Technologie, Paris, F)

SYMPOSIUM 1
LES BASES DE LANCEMENT / LAUNCH BASES

Co-Présidents / Co-Chairmen:
J. FEUSTEL-BÜECHL (ESA), C. HONVAULT (ESA)

Opening of Symposium 1 19
C. Honvault (ESA, Toulouse, F)

SESSION 1.1.
LES BASES DE LANCEMENT DANS LE MONDE / THE WORLD LAUNCH BASES

Co-Présidents / Co-Chairmen :
P. BESCOND (CNES), A. REMONDIERE (CNES-CSG)

11.01. Le Centre Spatial Guyanais et son évolution vers l'an 2000 — 23
J. Determe

11.02. ESRANGE - Sounding Rocket and Balloon Facility — 29
U. Högman, J. Englund, A. Helger, A. Wikström & L. Marcus

11.03. The USSR Launch Sites, Present and Future
not presented

11.04. The Brazilian Launch Centre — 33
Tiago da Silva Ribeiro

11.05. An Integrated Launch Facility for Sounding Rockets and Micro-Satellites — 39
R. Skatteboe

11.06. Spaceport Hawaii: A Vision for the Future — 45
G.W. Mead

11.07. Launch Facilities for Polar Satellite Launch Vehicle at Shar Range
not presented

11.08. The United States Eastern Test Range (ETR) — 51
J. Morrell

SESSION 1.2.
LES INSTALLATIONS DE PREPARATION ET D'ENVOL DES LANCEURS / FACILITIES FOR PREPARING AND LAUNCHING VEHICLES

Président / Chairman :
W.H. ROCK (NASA - KSC, USA)

12.01. H II Rocket Launch Base — 57
S. Miida & T. Ohnishi

12.02. Evolution de la conception des installations de lancement Ariane (ELA 1, 2, 3) — 63
M. Mignot

12.03. Evolution of Automatic Checkout Systems for ISRO Satellite Launch Vehicles
not presented

12.04. La filière sol des bancs de contrôle Ariane 5 65
J.A. Darricau, R. Barrot, L. Amy de la Bretéque, B. Schietecatte, A. Ragot et B. Caumes

12.05. San Marco Mobile Equatorial Range 491
L. Broglio
Non présenté, texte disponible (voir à la fin du document)

12.06. Impacts des lanceurs sur les installations de lancement — Ariane 4 - Ariane 5 71
H. Brion et M. Magen

12.07. Pegasus Launch Operations and the Pegastar Integrated Spacecraft Bus 79
M. Mosier, R. Lindberg & K. Lyon (presented by Ph. Rasse)

SESSION 1.3.
LES INSTALLATIONS DE PREPARATION ET D'INTEGRATION DES CHARGES UTILES (AUTOMATIQUES OU HABITEES) / FACILITIES FOR PREPARING AND INTEGRATING PAYLOADS (AUTOMATIC OR MANNED)

Président / Chairman :
R. PARKINSON (BAe, UK)

13.01. L'ensemble de préparation charges utiles (EPCU) de Kourou et ARIANESPACE: La plus grande expérience en satellites commerciaux 87
J.M. Desobeau et P. Prigent

13.02. Launch Site Operations for Columbus Free Flyer and Resupply Missions 91
H. Michaelis, K.D. Fugel and H. Schmidt-Gerstmeyer

13.03. Les opérations Hermès sur la base de lancement de Kourou 99
J.P. Rouzeval

13.04. Un concept architectural pour les installations de préparation des spationautes 103
F. Lu

13.05. Telesat at Three Corners of the Earth
Not presented

13.06. Les opérations de préparation des satellites au lancement 109
P. Esquivie et G. Boisbelet

SESSION 1.4.
LA COORDINATION GENERALE DES OPERATIONS SUR UNE BASE DE LANCEMENT / GENERAL COORDINATION OF OPERATIONS ON A LAUNCH BASE

Co-Présidents / Co-Chairmen :
J.P. ROUZEVAL (AEROSPATIALE), P. RIBARDIERE (CNES-CSG)

14.01. Présentation générale et coordination des opérations 115
M. Archintini

14.02. Coordination générale des opérations sur une base de lancement. Principe et application à la coordination des opérations Ariane au Centre Spatial Guyanais 121
R. Solari et J.C. Legall

14.04. Réduction de la durée de préparation des satellites au lancement 125
B. Hubert

SESSION 1.5.
LA SAUVEGARDE DES PERSONNES ET DES BIENS / SAFETY FOR PERSONS AND PROPERTY

Co-Présidents / Co-Chairmen :
H. MORI (NASDA), J.P. ROUZEVAL (AEROSPATIALE)

15.01. Flight Safety and Guidance Procedure in Kagoshima Space Centre 133
M. Hinada, H. Matsuo, T. Nakajima, Y. Matogawa, S. Tsukamoto, Y. Maeda and M. Kurihara

15.02. Les nouveaux concepts de sauvegarde en vol 139
F. Poirrier

15.03. La sauvegarde au Centre Spatial Guyanais 143
H. Baccini, D. Gaston et I. Gaudel

15.04. Explosion du lanceur, détermination de la tâche d'impact, probabilité d'impact 149
M. Rouzé et F. Desclaux

15.05. Impact des contraintes sauvegarde sur la conception et l'utilisation d'un lanceur
G. Laslandes
Document non disponible

15.06. La sauvegarde sol et son impact sur la conception des installations de lancement 157
M. Tinturier

15.07. Surveillance des moteurs fusées
L. Delange
Document non disponible

15.09. Flight safety for the H-II Launch Vehicles 163
H. Mori, S. Ishida and T. Sato

SESSION 1.6.
EVOLUTION DES SYSTEMES DE MESURE ET DE COMMUNICATIONS NECESSAIRES AUX LANCEMENTS / EVOLUTION OF THE MEASURING AND COMMUNICATIONS SYSTEMS NEEDED FOR LAUNCHES

Président / Chairman :
P. MARTELLI (DGA - CTME)

16.01. La fonction receptacle: Du bâtiment d'essais et de mesures 'Henri Poincare' au bâtiment d'essais et de mesures 'Monge' 171
Y. Tanguy

16.02. Le système de mesures et de télécommunications du Centre Spatial Guyanais et ses évolutions à l'horizon 2000 177
P. Noël

16.03. A Doppler Rayleigh Lidar for measuring winds in the middle atmosphere 187
A. Garnier et M. L. Chanin

SESSION 1.7.
LE SOUTIEN INDUSTRIEL ET LA LOGISTIQUE / INDUSTRIAL SUPPORT AND LOGISTICS

Président / Chairman :
C. DANA (ESA)

17.01. La production de propergol sur une base de lancement (l'UPG) 193
R. Favrot

17.02. Columbus Free Flying Laboratory (MTFF) Logistics, Transportation and Ground Processing 199
M. C. Attwood, M. Nordhoff and H. Görlich

17.03. Integrated Logistics Support (ILS) for the Hermes System 213
J. Pfennigstorf and D. Berthelot

17.04. L'unité de production d'hydrogène liquide 219
A. Houdart

SYMPOSIUM 2
LES INFRASTRUCTURES DE CONTRÔLE DES SPATIONEFS / SPACECRAFT CONTROL INFRASTRUCTURES

Président / Chairman :
K. HEFTMAN (ESA-ESOC)

Opening of Symposium 2 225
K. Heftman (ESA-ESOC, Darmstadt, FRG)

SESSION 2.1.
LES CENTRES DE CONTRÔLE ET LES RESEAUX DE STATIONS / CONTROL CENTRES AND STATION NETWORKS

Président / Chairman :
F. GARCIA-CASTANER (ESA-ESOC)

21.01. The Ground Control System of Eutelsat II 227
G. Payet and M. Calvo

21.02. Introduction to XI'AN Satellite Control Centre 231
Mr. Gezhilong and Mr. Xizheng (presented by Shi Xusheng)

21.03. INPE's Satellite Tracking and Control Centre: Present Status and Plans for Future 487
P. Rosenfeld (INPE, Brazil)
Non présenté, texte disponible (voir à la fin du document))

21.04. La station de poursuite des îles Kerguelen 235
M. Starozinski

21.05. Forming of Technical Structure and Software for Soviet Mission Control Centre 509
V.I. Lobachev, V.N. Pochukaev, V.V. Malyshev and M.N. Krasilshikov
Non présenté, texte disponible (voir à la fin du document)

21.06. Le centre de contrôle et de mission SPOT 241
P. Tomiak

21.07. Le centre de contrôle en vol Hermès 247
D. Zobler, J.P. Abadie et S. Sampoux

21.08. Data Processing Systems for European Manned Space Flight Control Centres 257
D. Herlemont and G. Mace

21.09. Space Mission Support by NASA Space Network 265
B. Godfrey

21.12. ESA's Launch and Early Orbit Support Facilities 271
A. Smith and P. Kaufeler

21.13. A Distributed Operational Control System for the ITALSAT Mission 279
M. Manca and A. Nardella (presented by M. de Leo)

SESSION 2.2.
MISE ET MAINTIEN A POSTE / PLACING AND KEEPING SATELLITES ON STATION

Président / Chairman : F. SCHLUDE (DLR - GSOC)

22.01. The Flight Dynamic Support to ESA Missions 287
J. Fertig and R.E. Münch

22.02. Mise à poste des satellites géostationnaires au CNES: moyens sol, organisation et documentation opérationelles 297
H. Donat

22.03. Mise à poste INMARSAT-2 / F1 303
G. Campan

22.04. On an Operational Expert System for the Telecom 2 Satellite Control Centre 315
L. Valluy, Ph. Caloud, Ph. Pham and J.C. Maurize

22.05. SDS: An Expert System for INTELSAT Satellite Operations 321
C. Chang, W. Nallo, R. Rastogi, D. Beugless, F. Mickey and A. Shoop

22.06. Software for Station Keeping of co-located Geostationary Satellites. 329
A. Pietras, M.C. Eckstein and O. Montenbruck

22.07. The DLR-GSOC Launch Window Software 337
R. Kiehling

SESSION 2.3.
LOCALISATION, MESURES ET CONTRÔLES PENDANT LA MISSION / TRACKING, MEASURING AND MONITORING DURING MISSIONS

Président / Chairman :
Y. TREMPAT (CNES)

23.01. Mise en place du système de localisation par 'turn around' pour les satellites Télécom 1 345
J.P. Pochon, C. Fremeaux et M. Moury

23.02. Telemetry Monitor (TMM) Station on Satellite Station-keeping Phase 351
S. Xusheng, J. Jiachi and W. Yujun

23.03. Giotto Reactivation Operations in 1990 355
A. Morani and H.R. Nye

23.05. Localisation Phobos
Non présenté

SESSION 2.4.
SOUTIEN SOL AUX RENDEZ-VOUS ET OPERATIONS EN ORBITE / GROUND SUPPORT FOR RENDEZ-VOUS AND IN-ORBIT OPERATIONS

Co-Présidents / Co-Chairmen :
C. HONVAULT (ESA), C. NICOLLIER (ESA)

24.01. Ground Segments for Mission Control and Operation of EURECA 363
F. Schwann and J. Dettmer

24.02. Ground Support to In-Orbit Servicing Operations 371
M. Guerin

24.03. Contrôle sol pour le rendez-vous Hermès-MTFF 379
G. Mortal, F. Martel et H. Luttmann

SESSION 2.5.
LES SITES DE RETOUR ET LES MOYENS DE RECUPERATION / RETURN SITES AND MEANS OF RECOVERY

Co-Présidents / Co-Chairmen :
J.L. CHRETIEN (CNES), A. VOLKOV (Star City)

25.01. Hermès. Les sites de retour de l'avion spatial Hermès 387
B. Houze et B. Belon

25.02. Hermès. Sauvegarde des spationautes pendant les phases de lancement et de rentrée 393
J. Charles

25.03. Capsules europénnes automatiques. Quels sites de retour? 397
M.H. Aenishanslin et A. Tomatis

25.04. Attributes of Winged Manned Space Vehicles and their Relationship to Ground Site Characteristics and Facilities 403
K.J. Bobko

SESSION 2.6.
CONTRÔLE DE DESORBITATION ET DE RETOUR VERS LA TERRE / CONTROL OF DEORBITING AND RETURN TO EARTH

Co-Présidents / Co-Chairmen :
V.V. MALYSHEV (MAI), P. BAUDRY (AEROSPATIALE)

26.01. Désorbitation du véhicule spatial Hermès et problèmes liés à la retombée de son module de ressource 411
J. Legenne, C. Aubert, R. Broca et J.-F. Goester

26.02. Some Results of Buran Design and Tests
Non présenté

26.03. Contrôle de la destruction d'un véhicule logistique à la rentrée 419
R. Thevenot

26.04. Deorbitation and re-entry of Manned Capsules
A. Ivanchenkov
Document non disponible

SESSION 2.7.
IDENTIFICATION ET GESTION DES DEBRIS SPATIAUX / IDENTIFICATION AND MANAGEMENT OF SPACE DEBRIS

Co-Présidents / Co-Chairmen:
J.P. LOFTUS (NASA-JSC), J-M. CONTANT (AEROSPATIALE)

27.01. Overview of European Activites on Space Debris 427
W. Flury (ESA-ESOC, Darmstadt, FRG)

27.03. Closing the Data Gap of Space Debris: Ground Based or Space Based Sensors? 433
P. Eichler, J. Bendisch and J. Zhang

27.05. Techniques for Debris Mitigation 439
J.P. Loftus Jr.

27.06. Radar Measurements of the Orbital Debris Environment 447
E.G. Stansbery and C.C. Pitts

SESSION DE CLÔTURE / CLOSING SESSION

Président / Chairman :
H. PALMIERI (ARIANESPACE)

Session Plénière / Plenary Session

* Qualité et Sûreté de Fonctionnement 455
J.G. Roussel (DASSAULT AVIATION, Paris, F)

* Lancement et opération en orbite: Vers une gestion optimisée des événements médiatiques 459
L. Laidet (CNES, Paris, F), R. Elaerts (ESA, Paris, F), X. Picard (ARIANESPACE, Evry, F)

Conclusion et Clôture officielle du Congrès / Conclusion and Official Closing of the Conference

* Outlook for the 21st Century 467
J.P. LOFTUS (NASA-JSC, USA)

* Conclusion Symposium 1 475
C. Honvault (ESA, Toulouse, F)

* Conclusion Symposium 2 477
K. Heftman (ESA-ESOC, Darmstadt, FRG)

* Discours officiel de Clôture 479
M. Petit (DGE, Ministère des Postes, des Télécommunications et de l'Espace, Paris, F)

Communications non présentées, mais editées sur recommandation du Comité de Programme:

* Sûreté de fonctionnement d'un système sol de la base de lancement Ariane de Kourou 483
Ph. Caumes, A. Ragot et B. Schietecatte

* INPE's Satellite Tracking and Control Centre: — Present Status and Plans for Future 487
P. Rozenfeld

* San Marco Mobile Equatorial Range 491
L. Broglio

* Forming of Technical Structure and Software for Soviet Mission Control Centre 509
V.I. Lobachev, V.N. Pochukaev, V.V.Malyshev and M.N. Krasilshikov

Liste des participants 517

PREFACE

Au nom des associations organisatrices et du Comité de Programme, j'ai le plaisir de m'adresser à vous une fois encore pour brosser un rapide bilan de ce IVe Congrès Aérospatial Européen.

Décidé pour aborder les techniques et les procédés contribuant, le plus souvent de façon discrète, à l'accomplissement de toute mission spatiale et rompre ainsi un silence qui durait depuis près de vingt ans, ce Congrès avait pour objectif d'aborder, autour de deux thèmes principaux, l'ensemble des Moyens et Infrastructures nécessaires aux lancements et aux contrôles des spationefs.

S'il est vrai que les 'Bases de Lancement' nous ont très vite semblé un thème assez évocateur pour la communauté spatiale, nous avons beaucoup apprécié que celui, moins familier, consacré aux 'Infrastructures de Contrôle des Spationefs', ait suscité un intérêt comparable. Cet équilibre entre le nombre des contributions et le niveau des fréquentations a mis en évidence une complémentarité des différents sujets qui se rapportent aux instruments du transport spatial.

Comme l'ont indiqué les Présidents de Symposium, les Présidents de Session et la plupart des participants, les sujets abordés au cours du Congrès se sont révélés riches et attrayants; très nombreux sont ceux qui souhaitent que ces deux thèmes fassent désormais l'objet de rencontres régulières et plus fréquentes.

Même si la conjoncture internationale au début de cette année s'est révélée préoccupante et donc peu favorable à l'organisation d'une rencontre internationale, nous pouvons nous rejouir d'avoir accueilli plus de trois cents participants parmi lesquels des représentants des cinq continents.

Le présent document qui regroupe les conférences présentées durant le Congrès témoigne de la qualité des conférenciers et de l'importance prise par ces installations, dispositifs, systèmes, équipements et réseaux qui contribuent au succès de l'ensemble des missions spatiales.

H. PALMIERI
Président du Comité de Programme

SESSION D'OUVERTURE / OPENING SESSION

Président / Chairman :
M. BIGNIER (AAAF)

ALLOCUTION D'OUVERTURE

Michel BIGNIER

Président de l'Association Aéronautique et Astronautique de France

Mesdames, Messieurs, chers amis,

En tant que Président de l'Association Aéronautique et Astronautique de France, la AAAF, je déclare ouvert le 4ème Colloque Aérospatial Européen, consacré aux "Bases de Lancement et Infrastructures de Contrôle des spationefs".

En 1988, les Présidents des trois associations britannique (RAe), allemande (DGLR) et français (AAAF) ont décidé de concerter leurs manifestations, afin de s'appuyer mutuellement et d'éviter de prendre les mêmes thèmes à quelques mois de distance. Nous avons décidé, entr'autres, d'organiser chaque année dans un pays différent un grand colloque Aérospatial Européen (European Aerospace Conference) auquel nous souhaitions donner un grand lustre.

En 1988, la France a pris comme thème à Bordeaux les Satellites de Télécommunications.

En 1989, l'Allemagne à Munich a traité le thème "L'homme dans l'Espace".

En 1990, la Grande Bretagne a traité du "Trafic Aérien".

Je salue ici les Présidents et les représentants de nos deux organisations soeurs. Je suis heureux de vous apprendre que cette année l'association italienne, qui s'appelle AIDA, a décidé de se joindre à nous et qu'à l'avenir, nous travaillerons donc à quatre.

Pendant ces quatre jours, nous allons parler "Bases de Lancement et centres de contrôle pour les véhicules spatiaux". Pourquoi ce thème ?

En novembre 1972, le CNES dont je venais d'être nommé Directeur Général, a organisé à Kourou un symposium consacré aux champs de tir. Notre très jeune Centre Spatial Guyanais avait déjà lancé plusieurs dizaines de fusées sondes, 4 Diamant et une fusée Europa. L'abandon de ce programme et l'incertitude pour l'avenir (on parlait à peine de L3S qui devait devenir ARIANE 1) rendaient l'avenir assez sombre.

Le colloque fut cependant un grand succès. 200 participants, venus du monde entier, eurent des échanges de vue intéressants et fructueux.

A notre connaissance, aucune autre manifestation, sauf peut-être sur les sites militaires, n'a eu lieu sur un tel thème. En 19 ans de grands changements ont eu lieu. De nouvelles installations se sont créées ou sont en cours de création. Des engins plus puissants et plus lourds ont demandé des tables, des rampes, des portiques plus considérables. On a voulu augmenter les cadences. On a souhaité des sytèmes sols plus puissants. C'est de tout cela dont nous parlerons dans notre symposium N° 1.

Il nous a paru opportun d'adjoindre à notre premier thème, un deuxième consacré aux centres de contrôles des véhicules spatiaux, que nous avons appelés spationefs. C'est également un thème peu traité, bien que nous le considérons comme très important. Tant pour les satellites automatiques que pour les véhicules spatiaux et les stations habitées, un contrôle précis et permanent est absolument nécessaire, car c'est de lui que dépend finalement le succès de la mission. Dans tous les pays possédant une capacité spatiale, les progrès ont été très rapides et l'évolution considérable. Ce sera le thème de notre symposium N° 2.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

L'objectif final reste le satellite et sa charge utile, mais l'infrastructure sol qui comprend les installations de lancement et le contrôle permanent sont des moyens essentiels qui méritent tous nos soins. Des moyens financiers et des effectifs considérables leur sont consacrés.

Les 2 symposia auront lieu en parallèle pendant 2 jours et demi. Nous nous retrouverons tous pour la séance de clôture. Vous êtes libres de suivre l'un ou l'autre des symposia ; vous pouvez aussi "panacher" si le coeur vous en dit et sélectionner les sessions ou même les conférences qui vous intéressent le plus.

Comme vous le savez : nous avons eu un important problème. Notre session d'ouverture avait été programmée pour cet après-midi. Or, c'est la date qu'a choisie notre premier ministre pour inaugurer officiellement le tout nouveau Centre d'Intégration du lanceur ARIANE 5 (le CIL) qui a été construit aux Mureaux.

Nos orateurs de cette session d'ouverture devant tous y participer, ainsi d'ailleurs que beaucoup d'entre vous, nous avons dû avancer à ce matin la session d'ouverture. Mr Henri Martre, président de l'Aérospatiale, a bien voulu inviter à la cérémonie et à la réception qui suivra, tous les participants du Congrès.

Nous aurons donc tous la possibilité de voir, les premiers, cette nouvelle installation et de nous remettre en mémoire les dimensions des lanceurs prévus pour les infrastructures, objet du Congrès. Merci au Président de l'Aérospatiale pour son invitation.

Quelques chiffres : vous êtes 350 inscrits appartenant à 12 pays. Les Européens forment évidemment le gros bataillon, mais conférenciers et participants sont venus du monde entier et quelquefois de très loin. Présidents de Session et Conférenciers représentent plus de 100 personnes.

Un Congrès de cette importance ne s'improvise pas. Il faut le prévoir avec grand soin. Toute ma reconnaissance va à notre Comité de Programme dont tous les membres ont été exemplaires ; une mention particulière va à son président Hubert Palmieri qui a littéralement porté le colloque sur ses épaules qu'il a heureusement très larges.

J'adresse mes sincères remerciements aux présidents des deux symposia, mes deux collègues au Conseil de Direction de l'Agence Spatiale Européenne (ESA), Jürgen Feustel-Büchl et Kurt Heftmann et tous les présidents de sessions, trop nombreux pour que le les cite tous, mais dont certains sont venus de très loin.

Ma gratitude va à tous nos conférenciers et particulièrement aux personnalités qui ont accepté d'être les orateurs de nos sessions d'ouverture et de clôture : Messieurs Luton, Bousquet, Madon, Roussel, Laidet et Loftus. Vous les connaissez certainement tous, mais nous vous les présenterons en détail.

Deux ministres honoreront nos travaux et ont promis d'être parmi nous physiquement. Ce matin, Mr Hubert Curien, ministre de la Recherche scientifique et technique a accepté de venir et prononcera en fin de matinée le discours d'ouverture. Avant d'être deux fois ministre, il a été pendant huit ans président du Centre National d'Etudes Spatiales et pendant 3 ans président du Conseil de l'ESA. Vous savez quel rôle il a joué dans le développement du lanceur ARIANE.

Jeudi soir, Mr Paul Quilès, ministre des Postes, Télécommunications et de l'Espace viendra tirer les conclusions de notre colloque et prononcera sa clôture. Il va jouer un rôle clé dans les décisions européennes de 1991.

Merci enfin à vous tous qui avez répondu très nombreux à notre invitation. Vous vous rappelerez que le principal est de participer, comme aux jeux olympiques, mais qu'il faut y participer très activement en intervenant dans les discussions en apportant votre témoignage et vos questions.

Merci de votre attention.

LES PORTS DE L'ESPACE

Jean-Marie LUTON

Directeur Général, Agence Spatiale Européenne

Au nom de l'Agence Spatiale Européenne, je souhaite la bienvenue à tous les participants au 4e Congrès Aérospatial Européen organisé par l'Association Aéronautique et Astronautique de France (AAAF), la Deutsche Gesellschaft für Luft- und Raumfahrt (DGLR), et la Royal Aeronautical Society (RAeS) sur le thème : "Les Bases de Lancements et Infrastructures de Contrôle des Spationefs".

Ce sujet constitue à de nombreux égards une idée originale et excellente et j'en remercie les organisateurs. En effet, on parle souvent des lanceurs, satellites, stations spatiales, avions spatiaux, mais rarement des bases de lancement et des moyens de contrôle satellites/stations dont le rôle est tout aussi vital que celui des véhicules spatiaux puisque ces bases font partie du système.

Comme dans l'antiquité ou dans les siècles passés, les ports de départ de toute expédition (maritime en ces temps là - aéroports depuis la naissance de l'aviation) doivent permettre de disposer de toutes les infrastructures et moyens nécessaires pour assurer les meilleurs conditions de réussite du voyage - dont l'objectif était et reste le transport de personnes ou de biens et de l'expédition vers l'inconnu.

Les moments avant le départ nécessitent les plus grandes attentions. Pour la conquête spatiale il en est de même. Les bases de lancement représentent le noeud central de toute une organisation mise sur pied pour aboutir à la réussite de la mission. Point central, mais également crucial, moment de vérité pour le départ d'une nouvelle aventure que constitue tout lancement, avec ses moments d'intense émotion.

Notre réflexion sur le sujet des bases de lancement doit prendre en compte le contexte programmatique et commercial des années à venir, l'accent étant mis sur l'importance grandissante sur les plans politique, économique et scientifique de l'espace en général et des lanceurs et leurs bases en particulier.

Le succès commercial des programmes Ariane 1, 2, 3 et Ariane 4 est essentiellement dû à des acteurs efficaces et à des organisations claires, en particulier à l'ESA et au CNES pour le développement et à Arianespace pour la commercialisation et l'exploitation.

Ce succès conduit à des évolutions successives qui peuvent être résumées en trois grandes étapes :

- Le passage de quelques lancements par an à 7 - 9 lancements par an.
- Demain, avec Ariane 5, une nouvelle étape avec le pas de tir ELA 3, l'Usine de Propergols de Guyane (UPG) et le Bancs d'Essais des Accélérateurs à Poudre (BEAP) pour les essais, le développement et la production.
- Plus tard à la fin du siècle, les vols habités et le lancement des stations spatiales.

Notez que ce n'est pas pour rien que le Centre Spatial Guyanais a été rebaptisé "Port spatial de l'Europe" : la quasi-totalité de l'effort spatial européen passe et passera pas Kourou.

La commercialisation de l'espace, c'est aussi un des moyens de lancement, ce qui se traduit par :

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

- des efforts d'industrialisation et de rationalisation des champs de tir,

- des études de nouvelles bases : USA - Australie - Brésil,

- la modernisation du Centre Spatial de Kourou (CSG) et des bases de lancement US existantes.

Ces efforts, menés par des participants de 12 pays, devront porter aussi sur les moyens de contrôle des satellites (et plus tard des stations orbitales).

Après les décisions politiques de Rome en 1985 et de La Haye en 1987, et la mise en route des nouveaux grands programmes européens (Ariane 5, Hermes, Columbus, DRS, ...), approuvés soit en totalité soit partiellement, nous nous approchons de Munich 1991 qui devra "confirmer Hermes, Columbus, DRS, ... et mettre ainsi l'Europe sur la voie de l' "espace habité"".

Les décisions sont difficiles, non seulement parce qu'onéreuses et "mettant nos Ministres des Finances à contribution", mais aussi, et surtout, parce que :

- elles détermineront la voie que l'Europe suivra pour longtemps,

- elles conduiront à la création d'une puissante infrastructure orbitale que l'Europe devra, à partir de l'an 2000, mettre en oeuvre, ce qui est une autre novation pour l'Europe et l'Agence Spatiale Européenne, à savoir la mise en route et l'exécution d'une activité opérationnelle continue d'un système complexe et intégré et faisant appel à des ressources humaines et financières importantes.

Il s'agit pour l'Europe d'un nouveau défi qui, je le pense, sera définitivement lancé cette année par le Conseil Ministériel de l'Agence Spatiale Européenne qui se tiendra à Munich.

Lorsque votre 5ème Congrès aura lieu, les décisions auxquelles nous travaillons auront commencé a être mises en oeuvre.

LES INFRASTRUCTURES SPATIALES MILITAIRES

Jacques BOUSQUET
Ingénieur Général de l'Armement
Directeur des missiles et de l'espace

DGA

Il me revient d'évoquer devant vous le thème des "infrastructures spatiales militaires", c'est-à-dire de l'aspect militaire des bases de lancement et des stations de contrôle de satellites.

Ce sujet peut paraître tenir de la gageure car, s'agissant des bases de lancement, vous n'ignorez pas que la seule base utilisée actuellement pour les lancements militaires est celle du CSG de Kourou, le Ministère de la Défense ne disposant pas de moyens de lancement propres. Quant au contrôle des satellites en orbite, c'est une opération qui ne présente pour l'instant que peu de spécificités militaires et pour laquelle la DGA met à profit, au moyen d'une convention, l'expérience acquise par le CNES dans ce domaine.

Il n'en reste pas moins qu'il existe, de fait, de grandes complémentarités et une forte synergie entre les installations civiles du CNES et les infrastructures de lancement et d'essais des missiles balistiques de la Direction des missiles et de l'espace, la DME, et c'est ce que mon propos va s'efforcer de démontrer. Il rappellera aussi au passage le rôle tenu par le Ministère de la Défense dans les premières réalisations spatiales françaises.

Après vous avoir présenté rapidement le contexte national en matière spatiale militaire, j'évoquerai successivement les bases de lancement et les stations de contrôle de satellites utilisées par les Armées, puis les complémentarités et les synergies particulières qui existent entre activités civiles et militaires dans ces domaines.

Et d'abord comment peut on résumer la situation actuelle de l'espace militaire français ?

L'espace militaire est, en France, un domaine dont la prise en compte est relativement récente, mais la réflexion y est maintenant bien structurée. Les travaux prospectifs menés au sein du Ministère de la Défense ont pour objet d'analyser les besoins militaires en matière spatiale et de déterminer les solutions accessibles aux plans technique et financier. Ils débouchent sur l'élaboration d'un plan pluriannuel spatial militaire qui couvre une période de quinze années.

Dans le domaine spatial, les systèmes réalisés pour les Armées ou utilisés par elles sont actuellement en nombre relativement limité. Mais l'avenir pourrait conduire à une croissance assez rapide. Examinons-les rapidement.

Concernant les télécommunications, un premier système Syracuse 1 est opérationnel. Il comprend les canaux militaires de deux satellites Télécom-1 de France-Télécom, trois stations réparties sur le territoire national et des stations mobiles installées sur des navires ou transportables par avion. La composante spatiale de Syracuse doit être prochainement renouvelée : elle comportera les voies militaires des satellites Télécom-2 dont le premier sera lancé à la fin de cette année, pour être opérationnel dès le début de 1992.

Pour ce qui est du renseignement spatial et après une première phase d'exploitation par les Armées des images des satellites civils Landsat et maintenant Spot, il a été décidé de développer un système de reconnaissance optique, Hélios réalisé en coopération avec l'Italie et l'Espagne. Le premier satellite .sera opérationnel en 1994, il sera contrôlé depuis le sol par du personnel du CNES et les images enregistrées seront transmises à une station de réception et d'exploitation servie par des militaires.

Sans préciser davantage mon propos compte tenu de la sensibilité du sujet, je puis indiquer que nous ne restons pas inactifs dans le domaine de l'écoute électronique spatiale.

Enfin un domaine opérationnellement très important est celui de la surveillance de l'activité spatiale. Une cellule technique coordonne à cet effet des poursuites et des écoutes de satellites assurées notamment par des moyens des centres d'essais, tels que radars de trajectographie, moyens optiques et stations de télémesure.

En ce qui concerne la météorologie et l'océanographie, les Armées utilisent Météosat et les satellites de la NOAA. Elles participent au programme conjoint NASA-CNES Topex-Poseïdon qui devrait faire progresser considérablement la connaissance des courants océaniques. Pour la navigation, les Armées envisagent de s'abonner au système GPS Navstar.

Après ce préambule sur le contenu actuel du spatial militaire national, venons-en aux thèmes de ce 4ème Congrès Spatial Européen.

Et d'abord les bases de lancement.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Se souvient-on encore que, lorsque en 1965, il y a un peu plus de 25 ans, la France accédait au rang de troisième puissance spatiale, c'est d'une base militaire -celle d'Hammaguir, à proximité de Colomb-Béchar, au Sahara algérien- que le lancement était effectué ? Tous les éléments de ce magnifique succès obtenu dès la première tentative étaient d'ailleurs militaires puisqu'il s'agissait du premier lanceur Diamant-A et de la capsule technologique A1-Asterix, développés l'un et l'autre sous la responsabilité de la DGA de l'époque, la DMA.

A Hammaguir, existait depuis 1947 le centre interarmées d'essais d'engins spéciaux, le CIEES. Mais ce n'est qu'à partir de 1952 et des premiers tirs de la fusée-sonde du LRBA Véronique que se développa vraiment le CIEES. Au début des années 60, le centre disposait de quatre bases de lancement distinctes réparties sur un vaste territoire, dont la base Brigitte réservée aux essais de missiles balistiques et aux tirs du lanceur Diamant.

C'est à partir de cette base que furent effectués les essais du VE 231, les premiers essais en vol des programmes MSBS et SSBS (M-112, S-112 et S-01) ainsi que les lancements de quatre Diamant-A.

Au début de 1962, lorsque furent négociés les accords d'Evian mettant fin au conflit algérien, se posa le problème du remplacement du CIEES : le champ de tir devait être évacué pour la mi-67, et il fallait assurer la continuité des essais en vol des missiles balistiques et pouvoir disposer d'un nouveau champ de tir pour lancer les satellites. Une commission spécialisée fut alors chargée de rechercher de nouveaux sites de lancement devant satisfaire aux besoins tant civils que militaires.

L'une des premières études fut celle d'un champ de tir situé en Guyane française, qui constituait à coup sûr le site le mieux adapté au lancement de satellites. Près de l'Equateur, il pouvait communiquer la vitesse initiale maximale tandis que la présence del'océan Atlantique permettait de tirer vers l'est sans que se posent des problèmes de sauvegarde compliqués. Tandis que l'enquête progressait, il fut noté que les besoins pour un centre d'essais de missiles ne requéraient pas des espaces qui ne puissent être trouvés en métropole et l'expérience du CIEES était là pour montrer les difficultés et le coût qu'entraîne le soutien d'un centre d'expérimentation éloigné de plusieurs milliers de kilomètres.

On décida de créer deux champs de tir différents, l'un civil , l'autre militaire. Et c'est ainsi que furent créés :

- en 1962, le Centre d'essais des Landes de Biscarrosse,
- et en 1964, le Centre spatial guyanais de Kourou.

Le site de Biscarrosse conjugue les avantages d'une ouverture océanique autorisant des trajectoires de plusieurs milliers de kilomètres et de la proximité du complexe aérospatial aquitain, avec ses industriels (Aerospatiale, SNPE, SEP...) et les supports aériens (Armée de l'Air, CEV...) et maritimes indispensables. Il permet l'exécution de tirs de missiles balistiques à grande portée, dans des conditions appropriées de sécurité et de restitution des éléments nécessaires à leur exploitation.

Des stations de mesures annexes du CEL ont été implantées à Hourtin, à 100 km au nord de Biscarrosse, et aux Açores, au milieu de l'Atlantique, enfin plus récemment à Quimper. Un navire d'essais et de mesures, actuellement le "Henri Poincaré", auquel succèdera bientôt le "Monge", constitue une base mobile qui assure les mesures au réceptacle des tirs, c'est-à-dire en fin de phase balistique et pendant toute la phase de rentrée dans l'atmosphère jusqu'aux impacts en mer.

Le CEL est aujourd'hui le premier champ de tir européen. Depuis sa création, près de 10 000 tirs de missiles de tous types, dont plus de 150 lancements de missiles balistiques, y ont été effectués et l'activité se poursuit au rythme d'au moins 300 tirs par an.

Quant aux lancements de satellites militaires français, ils se font depuis le CSG, base de lancement civile. Il y a à l'origine de cette situation d'évidentes raisons économiques, l'ampleur du programme spatial français ne justifiant pas une infrastructure spécialisée.

Nous pouvons cependant constater qu'entre les moyens et méthodes utilisés pour les lancements de missiles balistiques d'une part, les lancements spatiaux d'autre part, il existe de grandes analogies et de fortes complémentarités.

Cela est évident pour les moyens d'essais et de mesures : les radars de trajectographie, les stations de télémesure, les moyens de calcul et de visualisation temps réel, les moyens optiques ou aérologiques sont souvent les mêmes dans les deux cas, et les mêmes normes et procédures sont souvent appliquées. A terme, le BEM "Monge" pourrait tout aussi bien être utilisé pour des activités spatiales que pour les lancements balistiques.

Cela est vrai aussi en matière de sauvegarde vol : les problèmes à résoudre en ce domaine dans les centres d'essais de la DGA et au CSG sont souvent analogues et les critères utilisés et les moyens mis en oeuvre prennent en compte les mêmes philosophies.

Les personnels des champs de tir forment une grande famille et des congrès des champs de tir ont lieu périodiquement. Le 6ème congrès qui a eu lieu à Bourges l'année dernière réunissait l'ensemble des centres d'essais français, les services techniques et les industriels intéressés ainsi que les fournisseurs d'équipements. Il était également ouvert aux représentants des centres d'essais allemands, britanniques et américains. Je ne doute pas que le présent congrès sera profitable à cette communauté des essais et des bases de lancement et permettra à chacun d'échanger et de progresser sur les différentes questions qui vont être traitées. Nous avons toujours beaucoup à apprendre les uns des autres...

Venons-en maintenant aux centres de contrôle et de maintien à poste des satellites militaires.

Les premiers besoins de centres de contrôle associés à un système militaire sont apparus avec Syracuse 1 : le centre de contrôle et de maintien à poste du satellite géostationnaire Télécom 1/Syracuse 1 a été implanté au sein du Centre Spatial de Toulouse, le CST, du CNES. La gestion de la charge utile de Syracuse 1 étant particulièrement simple, cela ne justifiait pas un centre de mission particulier. Seul un centre d'exploitation charge utile est implanté dans la station maîtresse Syracuse 1 à Lanveoc-Poulmic, près de Brest, et informe le réseau Syracuse de l'état de la charge utile.

Les besoins vont évoluer avec la mise en service de Syracuse 2 implanté sur le satellite Télécom 2. En effet, si les missions du centre de contrôle et de maintien à poste qui restent implantées au CST ne changent pas fondamentalement, la gestion de la charge utile Syracuse 2 offre, par rapport à Syracuse 1, des possibilités accrues telles que l'orientation du spot mobile. Un centre de gestion de la charge utile Syracuse 2 a, dans ces conditions, été implanté sur la base de France-Sud, près de Castelnaudary : cette station élaborera les ordres concernant la mission de la charge utile Syracuse 2 et les transmettra au centre de contrôle du satellite. Sur cette même base de France-Sud est également implanté le centre de contrôle de secours du satellite.

Pour Hélios et dans la même ligne de conduite que pour Syracuse, le centre de contrôle et de maintien à poste sera également implanté dans l'enceinte du CST. Si l'on considère la communalité qui existe entre les programmes Spot et Hélios pour lesquels la plate-forme et les équipements satellite sont communs, le choix du CST comme station Hélios s'imposait pour obtenir la synergie maximale avec les activités dont le CNES a la charge dans le programme Spot 4.

Cependant, pour des raisons de sécurité générale, Helios disposera d'une station sol de secours qui sera installée sur la base aérienne militaire de Toulouse-Francazal. Les deux centres de contrôle Hélios seront connectés au réseau de stations 2 GHz du CNES par l'intermédiaire du centre opérationnel du réseau implanté au CST. Le réseau de stations transmettra ainsi vers le satellite les télécommandes nécessaires et recevra toutes les télémesures bord d'état, permettant ainsi au centre de maintien à poste d'assurer la surveillance technique du satellite en orbite.

Pour les systèmes satellitaires militaires qui seront réalisés à plus long terme, il est possible que l'orientation soit d'aller vers une infrastructure de contrôle du segment spatial totalement militaire, tant pour ce qui est des centres de contrôle et de maintien à poste que pour les stations de télécommande et de télémesure. Une telle évolution permettrait aux Armées d'assurer elles-mêmes et de manière complètement autonome la mise en oeuvre de ses systèmes spatiaux, la synergie avec les activités civiles analogues ne s'effectuant plus pour les opérations régulières des centres de contrôle mais plutôt pour les expertises techniques des problèmes constatés à bord des satellites.

En tout état de cause, le nombre de satellites militaires envisagés à long terme nécessitera la création de nouvelles stations de télécommande et de télémesure sur le territoire national, le réseau actuel étant déjà bien utilisé par les systèmes civils. C'est pourquoi le Ministère de la Défense a participé à la réalisation de la nouvelle station 2 GHz prévue par le CNES aux îles Kerguelen.

A long terme, les réseaux civils et militaires seront connectés et pourront ainsi s'assurer un support mutuel en fonction des circonstances et des besoins.

J'en viens maintenant au thème de la coopération, que j'aborderai successivement sous l'aspect national, puis sous l'aspect européen.

Pour ce qui est de la coopération entre les organismes spécialisés chargés en France des programmes spatiaux civils et militaires, je veux dire le CNES et la DGA, je noterai simplement qu'elle ne s'exerce pas seulement au niveau des bases de lancement, mais en fait sur l'ensemble des activités. Ainsi par exemple le CNES joue-t'il un rôle fondamental dans la conduite du programme HELIOS, où je crois pouvoir dire que toutes les compétences dont il dispose sont pleinement utilisées. Il en ira évidemment de même dans l'avenir. Les moyens nationaux sont trop limités pour qu'on ne prenne grand soin de ne pas les dupliquer inutilement. Et cette coopération que je qualifie souvent d'exemplaire sera maintenue, dans le respect des responsabilités d'ensemble de chacun.

La coopération internationale maintenant.

Allons-nous vers un espace militaire européen ?

Si l'on excepte la coopération existant entre la France, l'Italie et l'Espagne pour le programme Hélios, l'espace militaire européen n'est actuellement au mieux qu'un voeu pieux. Et pourtant, s'il existe un domaine où doivent être transcendées les frontières trop étroites entre Etats, c'est bien l'espace.

Je crois personnellement en l'émergence future, et peut être plus tôt qu'on ne pense généralement, d'un espace militaire européen, ceci pour plusieurs raisons :

- c'est d'abord pour l'Europe une question vitale. Il faut en effet être persuadé que, politiquement, stratégiquement et militairement, l'Europe n'existera pas si elle laisse aux deux grands un domaine aussi fondamental auquel ils consacrent des budgets considérables ;

- l'espace est un domaine où la coopération est particulièrement souhaitable. En effet, il s'agit de développer des objets très onéreux en nombre très limité. Or la coopération est d'autant plus intéressante que la série à réaliser est plus courte ;

- l'espace est également un domaine neuf sans trop de pesanteurs institutionnelles, militaires ou industrielles où il devrait être plus facile que dans d'autres domaines de bâtir ensemble ;

- enfin l'espace autorise, et c'est nouveau, une coopération au stade de l'utilisation opérationnelle. Hélios en est un premier exemple : le programme de travail du satellite sera établi conjointement par des officiers français, italiens et espagnols dans un centre de mission commun.

Les thèmes majeurs que la France propose pour cette Europe militaire spatiale, sont :

- l'observation haute résolution, si possible tout temps dans ses deux composantes militaire (connaissance de l'adversaire et suivi des crises, dont la guerre du Golfe a démontré, s'il le fallait encore, l'importance) et politique (connaissance et contrôle des armements) ;

- les télécommunications, s'appuyant sur des reseaux intéropérables ;

- la surveillance de l'activité spatiale en développant et en exploitant en commun des moyens radars, optiques dans le visible et l'infrarouge et des moyens d'écoute pour analyser l'activité des satellites adverses ;

- et d'autres domaines tels que la météorologie, l'océanographie, la navigation où des réflexions communes sont à mener.

En guise de conclusion, je reprendrai les propos tenus par M. Pierre Joxe, Ministre de la Défense, lors du récent forum de l'Ecole Supérieure de guerre : "les moyens de l'espace viendront apporter en matière militaire des mutations peut-être plus importantes que ce qu'a représenté l'introduction des éléments de la stratégie de dissuasion nucléaire...".

"Que sera l'Europe de demain? Que sera-t-elle sur le plan de la défense ? Nous ne le savons pas, mais ce qui est certain c'est que si elle ne disposait pas de capacités propres en matière spatiale, alors il serait vain de parler de défense européenne".

L'espace militaire français et européen est donc appelé à un développement que l'on peut espérer rapide. Je puis donner l'assurance que, dans leurs actions quotidiennes, les responsables de cet espace militaire n'omettront pas de prendre en compte au maximum la synergie et la coopération avec les infrastructures, les compétences, les programmes de l'espace civil.

Mesdames, Messieurs, je vous remercie de votre attention.

LES ASPECTS POLITIQUES ET ECONOMIQUES

Pierre J. MADON

Directeur Technique, INTELSAT, Etats-Unis

Le 4 octobre 1957 l'URSS mettait en orbite le premier satellite artificiel de la terre et devenait ainsi la première nation spatiale mondiale. Les Etats-Unis suivirent l'URSS de peu et lançaient leur premier satellite en 1958.

Quelques années plus tard le 26 novembre 1965 la France entrait dans la conquête de l'espace et par le lancement d'Astérix devenait la troisième nation spatiale mondiale. Depuis le début de l'ère spatiale, le 4 octobre 1957, presque 34 ans ont passé et je voudrais partager avec vous quelques-unes des caractéristiques politico-économiques de l'activité spatiale et plus particulièrement de l'exploitation des installations de lancement et de contrôle des spationefs. Acquérir l'indépendance spatiale est une décision politique qui repose sur le développement et la maîtrise de trois composantes :

* des lanceurs capables de réaliser la mise en orbite des spationefs,

* des satellites couvrant tout ou partie des missions essentielles :

  - satellites scientifiques,
  - satellites d'observation de la terre,
  - satellites météorologiques,
  - satellites de télécommunications.

* des installations de lancement et de contrôle des spationefs permettant des mises sur orbites polaires ou équatoriales et aussi proches que possible de l'équateur pour profiter au mieux de la vitesse de rotation terrestre pour les lancements sur orbites équatoriales.

Le développement et la maîtrise de la composante lanceurs et de la composante installations de lancement sont intimement liés et aucun pays ou groupe de pays n'a entrepris l'un sans l'autre.

C'est pourquoi dans la suite de cet exposé les installations de lancements et les lanceurs seront en général associés.

Dressons maintenant le panorama en 1991 des membres du club des grands de l'espace, c'est-à-dire ceux qui ont acquis leur réelle indépendance spatiale.

Les trois premiers pays du début de l'ère spatiale, l'URSS, les USA et la FRANCE sont restés à part entière dans l'activité spatiale et avec le même rang d'importance qu'à l'origine. Toutefois la France n'apparaît plus seule, mais au sein de l'Europe, et pour simplifier et dans le cadre de l'Europe de 1992, disons que l'Europe est la troisième nation spatiale à l'échelle mondiale. Trois autres pays ont développé leur activité spatiale et ont plus ou moins acquis leur indépendance spatiale ou sont sur le point de l'acquérir, il s'agit de la Chine, du Japon et de l'Inde.

L'acquisition de l'indépendance spatiale est nécessaire pour des raisons politiques, stratégiques et économiques.

Pour signaler quelques faits politiques rappelons que l'Europe dans la décennie de 70 à 80 et après l'arrêt d'EUROPA 2 s'est vue imposer par les USA des contraintes au lancement de satellites commerciaux européens ce qui a amené l'Europe à décider en 1973 le programme ARIANE.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

L'importance stratégique des satellites d'observation et de télécommunications est connue de tous et les événements récents du Golfe persique ont prouvé au-delà de toute espérance l'efficacité à la fois des satellites d'observation et de télécommunications. Ces derniers ont en plus permis de transmettre en direct l'image télévisée des événements du Golfe. A titre d'exemple, pendant la guerre du Golfe INTELSAT a retransmis jusqu'à 48 canaux de télévision dans le monde entier.

Un autre fait politique important est lié à la dérèglementation, cela est devenu une mode ou plutôt une maladie contagieuse qui se répand progressivement dans le monde entier. La dérèglementation et la privatisation d'entreprises nationales doit permettre à des entrepreneurs privés d'accéder à l'activité commerciale spatiale. Citons au Japon, à titre d'exemple, la création des sociétés SSC et JC-Sat.

Il ne faut toutefois pas oublier que l'activité spatiale, si elle se veut commerciale, doit faire face à des risques financiers, dûs aux échecs au lancement ou aux défaillances en orbite, qui doivent être couverts en général par des assurances. La société SSC qui a perdu deux satellites Superbird, l'un à la suite de l'échec d'ARIANE en février 90, l'autre à la suite d'une défaillance totale en orbite, doit faire face aux problèmes financiers correspondants.

Enfin, la dérèglementation ne doit pas faire oublier que l'activité spatiale commceriale de télécommunications sera toujours limitée par l'encombrement dans l'espace, l'affectation des positions orbitales et l'affectation des fréquences d'utilisations. Ces contraintees d'encombrement et de limitation des fréquences disponibles deviendront dans l'avenir de plus en plus importantes.

Examinons maintenant de façon plus détaillée les aspects économiques liés aux installations de lancements et aux lanceurs de satellites utilisés à des fins commerciales.

Parmi les 6 des grands du club de l'espace, seuls 4 pays sont actifs dans le domaine des lanceurs et de l'exploitation des installations de lancement à but commercial. Il s'agit des USA, de l'Europe, de la Chine et du Japon.

Une des règles de l'exploitation commerciale des installations de lancements est que les coûts de développements de ces installations ainsi que ceux des lanceurs ne peuvent être amortis par l'activité commerciale. Seuls les coûts marginaux peuvent être facturés aux clients.

Cette règle a été adoptée dès l'origine par la NASA et est appliquée par ARIANESPACE. La situation du projet Cape York est intéressante à ce sujet puisque cette entreprise, si effectivement ce projet aboutit, a l'intention d'introduire le coût d'amortissement des installations de lancement dans ses prix de lancement de satellites.

Vis-àvis de cette règle la situation des Etats-Unis n'est pas très claire.

Le Gouvernement américain finance les améliorations des lanceurs Thor-Delta, Atlas-Centaur et Titan uniquement pour les utilisations gouvernementales ou militaires. De ce fait, les Etats-Unis n'ont pas de politique de développement à long terme pour les lanceurs commerciaux.

Si cette politique est maintenue on peut prédire à long terme que les USA n'auront pas de lanceurs commerciaux pouvant concurrencer ARIANE V, Long-March 2E/HO, ou H2, si toutefois ce lanceur japonais devient réellement un lanceur commercial.

La politique de prix de Long-March d'une part et les difficultés pour obtenir les licenses d'exportations des satellites en Chine d'autre part, peut réduire énormément l'impact commercial de Long-March.

Pour lancer des gros satellites commerciaux, ARIANE V pourrait devenir le seul lanceur disponible. Cette situation est préoccupante pour les organisations internationales de télécommunications et particulièrement pour INTELSAT.

La compétition est en effet nécessaire pour maintenir les prix.

Le marché commercial des satellites de télécommunications reste pourtant à un bon niveau. On peut prévoir environ 20 satellites à lancer par an dont environ 35 à 40% pour les organisations internationales.

Je vais vous expliquer maintenant comment se situe INTELSAT dans ce marché.

Parmi les 35 à 40% de satellites commerciaux pour les organisations internationales que représentent EUTELSAT, INMARSAT et INTELSAT, INTELSAT prévoit de lancer en moyenne plus de 3 satellites par an à partir de 1993 et jusqu'à la fin de la décennie.

La configuration envisagée par INTELSAT en 1998 est de 17 satellites en orbite, 4 satellites INTELSAT VI et 13 satellites INTELSAT VII.

Si la moyenne d'échec au lancement des satellites INTELSAT est maintenue au niveau actuel, c'est-à-dire 1 échec pour 7 lancements, INTELSAT devra lancer 15 satellites INTELSAT VII pour en obtenir 13 en orbite. Lorsque les INTELSAT VII seront tous lancés, vers la fin de la décennie, les premiers INTELSAT VI mis en orbite en 89 et 90 devront être remplacés par des INTELSAT VIII.

INTELSAT analyse actuellement les possibilités d'introduction de nouvelles technologies pour sa génération INTELSAT VIII. Cela inclut l'utilisation d'une nouvelle bande de fréquence, la bande KA dans les 20-30 GHz, l'utilisation de la propulsion ionique, l'accroissement du traitement de bord, les liaisons intersatellites et les systèmes en orbite basse.

Il n'est pas exclu que la génération des satellites INTELSAT VIII comprenne à la fois des satellites en orbite géostationnaire et des satellites en orbite basse. L'augmentation de capacité unitaire des satellites en orbite géostationnaire et l'accroissement de leurs performances entraînera une augmentation inévitable de masse. La première estimation pourrait être une masse au lancement de 6000 kg.

Compte-tenu de la situation des lanceurs disponibles vers l'an 2000, INTELSAT aura à faire un chois entre 2 alternatives, un gros satellite de 6000 kg avec comme conséquence un lanceur unique ARIANE V ou deux satellites plus petits, de 4000 kg, mais placés en orbite à la même position orbitale.

Les sceptiques pourront douter de ces prévisions optimistes pour INTELSAT. Ces prévisions ne sont pas optimistes, elles sont réalistes et elles sont dûes à des caractéristiques fondamentales d'INTELSAT.

INTELSAT dessert le monde entier, 170 pays, et comprend 120 membres.

De nouveaux membres viennent accroître ce nombre régulièrement.

INTELSAT participe à tous les événements importants du globe, la guerre du Golfe et la coupe du monde de football en sont des bons exemples.

INTELSAT assure actuellement plus de 2200 liaisons différentes entre ses 170 utilisateurs et ce nombre continue à augmenter à un taux supérieur de 10% par an.

Une fois les satellites en orbite, la fiabilité d'INTELSAT est remarquable, 99,999% et les tarifs de télécommunications d'INTELSAT continuent à décroître régulièrement.

Le tarif le plus bas facturé par INTELSAT pour une liaison téléphonique permanente est actuellement de 6 Francs par jour.

En conclusion, je voudrais apporter mon appui à la continuation de l'effort de développement des lanceurs et des installations de lancement pour les applications commerciales de l'espace en rappelant que les télécommunications spatiales resteront un élément important des applications commerciales et permettront à tous les pays en voie de développement d'avoir progressivement accès au reste du monde.

SYMPOSIUM 1
LES BASES DE LANCEMENT / LAUNCH BASES

Co-Présidents / Co-Chairmen:
J. FEUSTEL-BÜECHL (ESA), C. HONVAULT (ESA)

MESSAGE D'INTRODUCTION DE MR. FEUSTEL-BUECHL EN OUVERTURE DU SYMPOSIUM 1 DU IVEME CONGRES AEROSPATIAL EUROPEEN

Mesdames, Messieurs,

Je voudrais tout d'abord excuser Mr. Feustel-Buechl qui aurait aimé être avec vous aujourd'hui mais qui malheureusement est retenu par un Conseil Directeur de l'Agence Spatiale Européenne qui doit débattre de sujets importants concernant le futur des programmes Ariane 5 et Hermès. Il m'a donc chargé de le remplacer pour délivrer ce message d'ouverture du symposium concernant les bases de lancement.

Votre présence ici est une démonstration de l'importance de ce sujet dans la communauté spatiale mondiale. Les lanceurs, les satellites deviennent de plus en plus complexes, de plus en plus coûteux. Il est nécessaire que leur définition, leur construction assure une fiabilité de la mission aussi proche que possible de 1. Pour ce faire, ces lanceurs et satellites doivent pouvoir s'appuyer sur des installations et des procédures opérationnelles de lancement et de contrôle qui soient encore plus fiables de façon à ne pas constituer un élément de risque dans le système global. D'autre part, la technologie évolue si rapidement que des améliorations et modifications doivent être apportées de façon plus ou moins continue au cours des années. Les systèmes en orbite visant à devenir de plus en plus opérationnels et commerciaux imposent des contraintes économiques, de plus en plus sévères sur les bases de lancement, en particulier sur la logistique de support.

Tous ces aspects ne sont pas nouveaux, mais il apparait que ce thème des bases de lancement n'a pas fait l'objet d'une manifestation importante en Europe depuis 1972. L'AAAF a donc considéré à juste titre que ce sujet méritait d'être traité de nouveau pour juger du chemin parcouru depuis 19 ans. Les sujets que j'ai mentionnés précédemment : soutien logistique, aspects opérationnels, évolution technologique font l'objet de sessions dans le cadre de ce symposium de même que les descriptions de certaines bases de lancement plus ou moins connues des spécialistes, les problèmes de sauvegarde associés, et bien entendu les moyens de préparation clients, les clients étant les lanceurs et leurs charges utiles.

Pour ce qui concerne l'Agence Spatiale Européenne, elle est associée depuis de nombreuses années aux activités du Centre Spatial Guyanais d'où sont effectués les lancements d'Ariane et de ses charges utiles. Elle y est associée de deux façons : d'une part en participant au développement et à la mise en place d'installations directement liées au futur lanceur Ariane 5, d'autre part en participant aux frais de fonctionnement du Centre. Cette double participation justifie la dénomination du CSG de "port spatial de l'Europe". Cette implication de l'Europe dans le développement du CSG n'est pas prête de s'arrêter, puisque nous préparons actuellement l'évolution des moyens pour satisfaire les exigences de lancement de la future navette spatiale européenne Hermès dont quelques aspects vous seront présentés au cours de ce symposium. C'est une nouvelle preuve de l'évolution continue mentionnée précédemment.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Je voudrais conclure en souhaitant à tous que ce symposium fasse l'objet d'échanges fructueux entre les spécialistes et les moins spécialistes et que les différentes sessions et présentations vous apportent toute la lumière sur les questions que vous vous posez sur les bases de lancement. En ma qualité de membre du Comité de Programme, je peux vous assurer que notre tâche de sélection des communications a été rendue difficile par le grand nombre de propositions excellentes que nous avons reçues. Le temps étant limité, nous avons dû effectuer des choix. J'espère qu'ils auront été bons.

Au nom de Mr. Feustel-Buechl, je déclare le symposium "Bases de lancement" du IVème Congrès Aérospatial Européen ouvert.

C. Honvault, ESA Toulouse

SESSION 1.1.
LES BASES DE LANCEMENT DANS LE MONDE / THE WORLD LAUNCH BASES

Co-Présidents / Co-Chairmen :
P. BESCOND (CNES), A. REMONDIERE (CNES-CSG)

LE CENTRE SPATIAL GUYANAIS ET SON EVOLUTION VERS L'AN 2000

DETERME Jean
CNES

Après avoir situé l'origine du Centre Spatial Guyanais et les raisons qui ont conduit à choisir la Guyane Française pour l'accueillir, on rappelle brièvement les missions dont il a la responsabilité et les principales entités le composant. Une première partie de l'exposé est ensuite consacrée à décrire la situation présente, en considérant les moyens opérationnels et les moyens techniques. Pour chacun d'entre eux, on étudie les fonctions satisfaites, les équipements principaux et les limites associées. La seconde partie présente l'évolution que le CSG va connaître d'ici l'an 2000. Cette évolution découle des décisions prises à la Haye fin 87 concernant les transports spatiaux et l'infrastructure orbitale. Des considérations générales découlant directement de ces décisions et de l'existence opérationnelle du CSG sont exposées. Enfin, les conséquences pratiques sur les différents dispositifs sont analysées et planifiées.

Mots clés : Guyane, moyens sols, sauvegarde, coordination des opérations, moyens de mesure, communications.

1. INTRODUCTION

Depuis 1968, le CSG, Centre Spatial Guyanais, a procédé à environ 460 opérations de lancement de ballons, fusées sondes ou lanceurs. Sa création a été décidée par la France en avril 1964, date à laquelle le champ de tir d'Hamaguir a été abandonné.

La Guyane, département français, a été choisi parmi 14 sites. Sa situation et son environnement en font un endroit privilégié pour l'installation de bases de lancement :

- Base équatoriale permettant une vitesse initiale de 460 m/sec. pour les tirs vers l'Est dans le plan équatorial ;
- Dégagement du secteur Nord au secteur Est autorisant indifféremment des tirs de satellites à défilement ou géostationnaires ;
- Absence de cyclone et de tremblement de terre ;
- Faible densité de la population.

Le Centre Spatial Guyanais, situé à proximité de la ville de Kourou, occupe une bande côtière orientée Nord-Ouest/Sud-Est, longue d'une cinquantaine de kilomètres et présentant une surface de 900 km^2. La présence de massifs granitiques d'une bonne tenue, dans le sous-sol, autorise l'implantation de moyens lourds pour les lancements. L'existence de petites montagnes à proximité, ainsi que des Iles du Salut est favorable à l'installation de moyens d'observation et de poursuite durant le vol des engins.

Le Centre Spatial Guyanais abrite les Ensembles de Lancement Ariane (ELA), les Ensembles de Préparation des Charges Utiles (EPCU) et un Centre Technique chargé d'assurer la sauvegarde des populations et des biens avant et durant le vol, la coordination des opérations, ainsi que le support aux opérations s'effectuant sur les ELA et les EPCU. Il est important de souligner que cette mission de Sauvegarde, de responsabilité étatique, est placée sous l'autorité du Directeur du CSG qui reçoit délégation des Autorités de Tutelle via la Direction Générale du CNES.

Pour l'exécution de ces missions, ce Centre dispose de moyens de coordination et de mesures. Par ailleurs, il est doté de moyens spécifiques de Relations Publiques et est chargé d'assurer la Sécurité-Protection de l'ensemble des installations.

Cet exposé sera consacré à présenter les missions et les moyens actuels du Centre Technique et leurs évolutions d'ici 1995 et au-delà, laissant le soin à d'autres intervenants de présenter les ELA et les EPCU.

Ne disposant pas encore de photographies des matériels à venir, je m'efforcerai d'agrémenter cette présentation par des diapositives illustrant l'existant.

2. LE CSG EN 1991 : L'EXISTANT ET SES LIMITES

Dès les premiers tirs de 1968, le CSG a disposé de moyens techniques et opérationnels parfaitement adaptés aux missions de l'époque. Au fil des ans, ces moyens ont fait l'objet d'adaptation et de rénovation répondant soit à l'évolution des missions, soit à l'obsolescence des équipements et permettant d'assurer aujourd'hui, avec succès, les lancements Ariane 4 (AR4).

Cependant, certaines limites intrinsèques apparaissent désormais et justifieront prochainement, pour certains dispositifs des changements plus radicaux pour s'adapter à l'évolution des missions futures.

2.1 Les moyens opérationnels

Ils peuvent être classés en moyens de Sauvegarde, moyens de Planification et en moyens de Coordination des opérations en chronologie.

La Sauvegarde Vol, chargée de la surveillance du lanceur, tant que celui-ci présente un risque vis-à-vis des personnes et des biens, dispose, en temps réel, outre certains paramètres représentatifs du fonctionnement du lanceur, du Point d'Impact Instantané dont l'évolution durant le vol doit rester à l'intérieur de limites préétablies. Les enseignements recueillis suite à l'accident du vol V36, nous conduisent à envisager des améliorations sensibles sur la nature, le traitement et la présentation des données intervenant dans cette surveillance.

Si besoin est, la Sauvegarde Vol dispose d'une station de Télécommande de destruction en vol dont la limite de portée est compatible avec le caractère dangereux du lanceur.

La Sauvegarde Sol intervient sur l'ensemble de la base à chaque fois qu'une opération potentiellement dangereuse est programmée. Les modalités retenues

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

actuellement se traduisent par la mise en place sur chaque site concerné, d'un Ingénieur Sauvegarde Sol, à côté du responsable de l'opération. L'essentiel de cette activité se déroule avant le tir, soit en campagne, soit en chronologie négative (ex : remplissage des réservoirs du lanceur en ergols), mais a également un prolongement en chronologie positive surtout en cas de tir avorté.

On obtient ainsi, une Sauvegarde Sol décentralisée, placée sous l'autorité du responsable site, mais qui devra s'adapter aux futures activités Ariane 5 (AR5), du fait de la multiplication des sites.

La Planification s'effectue durant la «campagne» précédant le lancement et met en oeuvre des procédures et des moyens spécifiques (fiche d'activité, outils de planification informatique). L'interpénétration nécessaire des opérations effectuées sur l'ensemble de la Base avec d'autres opérateurs tels que, par exemple, Arianespace, a montré les limites de ces moyens, dues à leurs diversités et leurs spécificités.

La Coordination d'opérations en chronologie

Il s'agit de la phase finale d'une campagne de lancement aboutissant au lancement lui-même. Durant cette chronologie d'une durée actuelle d'une dizaine d'heures, la totalité des moyens techniques nécessaires au bon déroulement du tir, exécute des tâches de tests ou de mise en activation de moyens, sous le contrôle de l'Autorité Opérationnelle. Ces tâches prédéfinies et dont le déroulement est programmé à l'avance sont gérées par un ensemble de procédures déclenchant des débuts et acquittements de tâches, des points de rendez-vous, et éventuellement l'application d' «impasses». L'ensemble de ces tâches est aujourd'hui géré manuellement en temps réel (support papier) et ne permet pas d'optimiser aisément les marges de temps disponibles avant la prise de décision nécessaire suite à l'apparition d'un événement non nominal.

Les différents acteurs intervenant durant cette phase finale sont situés, soit près des dispositifs techniques sur des sites spécialisés, soit dans le Centre de Contrôle nommé Jupiter. Ce Centre de Contrôle est utilisé durant la campagne pour la coordination de certains essais d'entraînement et de qualification avant chaque vol mettant en oeuvre des moyens divers. Sa configuration actuelle peut être considérée comme «fermée», de type «mono-mission» et ne permet pas actuellement un traitement spécifique aux fonctionnalités des différents acteurs.

2.2. Les moyens de mesure, de traitement et de communication

L'ensemble de ces moyens converge à l'obtention de données nécessaires aux clients (lanceur et satellites), aux opérateurs (Arianespace) et à la Sauvegarde. Ils sont actifs en campagne ou en chronologie. Afin de simplifier, l'on n'évoquera que les principaux d'entre eux : Localisation, Télémesure, Optique, Météo et Communication.

La Localisation : c'est un important dispositif qui permet d'obtenir et de visualiser la trajectoire du lanceur, du décollage jusqu'à la satellisation de la dernière charge utile.

Il comprend des radars et des calculateurs de traitement. Le CSG dispose aujourd'hui de 3 radars situés sur le territoire guyanais (deux «Bretagne» et un «Adour») et utilise le support de radars externes situés dans des stations aval, le long de la trajectoire (Natal et Ascension pour les tirs équatoriaux). La tendance est d'abandonner ces derniers supports au profit d'informations de trajectographie, délivrées par le lanceur lui-même par l'intermédiaire des utilisateurs.

Les calculateurs utilisés pour le traitement des données sont des «Solar 16.65».

Les radars du CSG sont utilisés depuis son origine (1968). Les calculateurs ont été renouvelés en 1978. Bien que ces moyens soient anciens, ils fonctionnent correctement, mais la structure du logiciel et le dimensionnement du matériel ne permettent pas la prise en charge aisée des évolutions au profit de la Sauvegarde Vol, ainsi que des besoins à venir d'Hermès.

La Télémesure : la réception et le traitement des données de Télémesure du lanceur sont assurés par une chaîne fonctionnelle constituée d'une succession de station réparties le long de la trajectoire (Galliot-Natal-Ascension-Libreville pour les tirs équatoriaux). Ces stations sont parfaitement adaptées à la réception de la Télémesure AR4, bien qu'elles datent pour certaines d'entre elles de 1978. La Télémesure reçue par ces stations est enregistrée localement et transmise en temps différé au centre de traitement de Toulouse. Certains paramètres font l'objet de traitements particuliers en temps réel et en temps différé au profit de la Sauvegarde vol du Centre Spatial Guyanais et de l'opérateur Arianespace. Ces traitements sont faits par le CSG après rapatriement numérique des paramètres.

L'Optique : Les moyens optiques utilisés par le CSG concernent, soit l'observation d'événements durant le vol, soit durant la campagne, la traçabilité d'opérations sur le satellite et le lanceur (reportage technique), soit la mesure de «séquence particulièrement critique au moment du décollage».

L'évolution de la technologie vidéo nous conduit à substituer des matériels vidéo à certains équipements cinéphotographiques. Toutefois, des évènements très rapides, nécessitant des vitesses d'observation de 500 images/sec., voire 1000 ou 3000 images/sec., sont toujours enregistrés par des moyens cinéphotographiques.

La Météorologie : Les moyens dont disposent le CSG actuellement sont relativement classiques et n'appellent pas de remarque particulière.

Toutefois, il faut souligner la difficulté que connaît actuellement le prévisionniste pour intégrer en temps réel le grand nombre de paramètres mis à sa disposition.

Les Communications : Ce qui caractérise les moyens de communication du CSG sont :

- une infrastructure locale très étendue,
- une grande variété de types de message à transmettre (voix, image, données) au profit d'entités diverses dont les clients qui préparent les charges utiles,
- un raccordement international faisant appel à des « carriers» très diversifiés,
- une disponibilité importante des liaisons en chronologie.

Il n'existe pas aujourd'hui, à l'intérieur du Centre Spatial Guyanais de «réseau de communication organisé» au sens moderne du mot. Initialement, composés de câbles métalliques multipaires ou de type radial et de liaisons

hertziennes, les supports physiques ont évolué au fur et à mesure des besoins et de la technologie disponible. C'est ainsi qu'une étape importante en 1984 a été franchie par la numérisation des grandes artères inter-sites, puis plus récemment, l'introduction de fibres optiques pour des applications particulières.

En ce qui concerne les raccordements externes, ceux-ci sont assurés par le canal de France-Télécom soit par le réseau local guyanais, soit par une station terrienne spécifique implantée sur le Centre Technique

Sur le plan des équipements terminaux, différents dispositifs cohabitent : téléphones ordinaires ou spécialisés, réseau d'interphones opérationnels, beep, VHF.

La dimension des installations de télécommunication, sa topologie et son utilisation universelle en font aujourd'hui un outil lourd à gérer et ne présentant pas la souplesse de configuration nécessaire pour envisager sereinement les opérations à venir, en particulier, vis-à-vis d'Hermès.

3. LE CSG EN 1995 ET AU-DELA

Les décisions du Conseil des ministres des Etats Membres de l'Agence Spatiale Européenne à la Haye, fin 1987, qui lancent les programmes AR5 et Hermès (HMS) ont des conséquences importants sur le Centre Spatial Guyanais. En effet, les spécificités qu'ils entraînent, ainsi que l'évolution sensible du contexte environnant le CSG, nous conduisent à examiner et décider des adaptations sensibles sur les systèmes techniques du CSG. Les principaux points que l'on peut citer pour illustrer ce propos sont les suivants :

- augmentation d'un rapport 10 des objectifs de Sûreté de Fonctionnement
- nouvelles trajectoires de vol pour AR5, par rapport à AR4,
- application des recommandations du Comité Consultatif pour les Systèmes de Données Spatiales (CCSDS) en matière de Télémesure et de Télécommande,
- Multiplication des sites à caractère dangereux (usine de fabrication des propulseurs à poudre, site d'essais...),
- recherche d'une «optimisation» des coûts de possession, en vue de diminuer les coûts d'exploitation.

Parallèlement à ces évolutions incontournables pour le segment sol, certaines contraintes sont à considérer, qui dans certains cas, vont influer sur les développements futurs. C'est le cas notamment de deux d'entre elles :

- les travaux d'adaptation des installations existantes et leur intégration avec les équipements ou systèmes nouveaux qui ne doivent en aucun cas perturber les opérations de lancement au profit d'Ariane 4,
- les nouveaux développements devront prendre en compte l'exigence de formation et d'entraînement des opérateurs en considérant particulièrement le contexte guyanais (emplois locaux et éloignement de l'Europe).

Afin d'étudier de manière cohérente les impacts que vont avoir sur le CSG, l'ensemble de ces évolutions et contraintes et d'intégrer au mieux les insatisfactions entraînées par les limites des systèmes existants, un projet (projet CSG 2000) a été décidé en 1988 et a mené en 1989, une phase d'études, visant à mieux cerner les besoins et proposer des solutions. La suite de l'exposé se propose d'en présenter les principales orientations portant sur la Sauvegarde, la Coordination des opérations, les moyens de mesure et leur répercussion sur les moyens communs.

3.1 La Sauvegarde

En matière de **Sauvegarde en Vol**, les efforts entrepris portent sur trois points :

- amélioration de la prédiction d'impact,
- renforcement des informations mises à disposition de la cellule Sauvegarde,
- recherche d'une meilleure ergonomie au profit des opérateurs.

Des études sont actuellement en cours pour permettre de disposer en temps réel des informations représentatives de la tache d'impact. Celle-ci est en effet, plus représentative du danger potentiel présenté par le lanceur qu'un simple point d'impact, car elle prend en compte la dispersion des débris due à l'explosion. Elle nécessite la connaissance, à tout moment, de l'état du lanceur (dynamique de vol, configuration résiduelle) et de sa situation spatiale (position, vitesse, attitude).

Les informations de localisation en provenance de la centrale inertielle secondaire bord seront utilisées comme données au même titre que celles fournies par les radars. Reçues au sol par la Télémesure, elles participeront dès le H0 à l'élaboration de la trajectographie du lanceur.

La présentation des informations à la cellule Sauvegarde sera améliorée. En particulier, on recherchera à soulager l'opérateur des tâches de corrélation entre paramètres qu'il est conduit à faire en temps réel, en s'efforçant de ne lui présenter que des informations validées. L'utilisation du graphisme couleur sera reconduit.

Le développement de l'ensemble des moyens nécessaires à la Sauvegarde Vol sera effectué simultanément avec celui des moyens de localisation (voir § 3.3).

La création d'une cellule de **Coordination Sauvegarde Sol** sera réalisée et installée au Centre de Lancement n° 3. La multiplicité des sites où se dérouleront des opérations dangereuses et en particulier, des sites industriels (Usine à Poudre en Guyane), l'augmentation sensible du nombre de ces opérations et le renforcement de la surveillance de l'environnement, justifient une telle structure. Celle-ci, tout en s'appuyant sur les ingénieurs Sauvegarde existants, aura à sa disposition des outils adaptés pour la prise de décision en temps réel (Aide à la Décision Sauvegarde) et disposera d'une vue globale des opérations et de l'état de la base à un instant donné.

L'ensemble de ces moyens devra être opérationnel pour les tirs d'essais du moteurs cryotechnique d'AR5 prévus en Guyane, début 1993.

3.2 La Coordination des opérations

Un effort important est entrepris afin de standardiser **la planification des opérations** intervenants sur les sites du Centre Technique, des Ensembles de Lancement AR4 et AR5, puis ultérieurement d'Hermès.

L'imbrication de plus en plus forte des tâches réalisées par ces opérateurs (tâches qui découlent de leurs missions) impose de disposer, sinon d'outils communs, au moins d'une base de données et de procédures identiques. L'objectif retenu pour la mise en place de ces moyens est de disposer d'outils opérationnels pour fin 1992.

Les limitations exposées au § 4 et le respect des contraintes énumérées ci-dessus et en particulier, la nécessité de conduire la qualification technique des nouveaux dispositifs en continuant les tirs AR4 nous conduisent à créer un nouveau **Centre de Contrôle** Celui-ci sera conçu de manière à respecter le concept de séparation des fonctions «Technique-Opération-Décision». La possibilité de pouvoir le configurer aisément pour des tirs AR4, AR5 ou Hermès sera obtenue par la banalisation physique des postes de travail et l'appel à des configurations types par moyens logiciels prédéfinis et préqualifiés. Il s'appuiera largement sur les dispositifs de télégestion des systèmes techniques dont il assurera le contrôle. La distribution des informations aux «acteurs» sera configurable et dépendra des fonctionnalités assurées par chacun d'entre eux. La mise à disposition de ce Centre de Contrôle sera recherchée pour avril 1994, début de qualification du Centre Technique pour AR5.

3.3 Les moyens de mesure

Les deux composantes principales du **Système de localisation et de trajectographie** sont les radars et les calculateurs assurant le traitement des données. Les trois radars du CSG font actuellement l'objet d'une rénovation. Celle-ci se terminera mi-93. D'ici là, on entreprendra le développement d'un nouveau dispositif de traitement intégrant les facilités de configuration et de simulation moderne et surtout les nouveaux besoins de la Sauvegarde Vol, y compris les postes de travail dont l'ergonomie doit être améliorée. L'ensemble de ces développements sera disponible courant 1995.

En ce qui concerne le **Système de Télémesure**, il faut distinguer le réseau de stations des organes de traitement en temps réel et en temps différé.

Quelle que soit la décision à venir pour les Moyens Sols Hermès, les trajectoires AR5 automatique nécessiteront des réseaux de poursuite en partie différents de ceux d'AR4. Les études menées à ce jour permettent d'affirmer :

- qu'il faudra, pour les tirs GTO (orbite équatoriale) modifier l'implantation d'au moins une station pour assurer l'intervisibilité recherchée (altitude AR5 plus basse que celle d'AR4) ;
- que l'on devra se doter au moins d'une station supplémentaire de flanquement pour les tirs SSO (orbite polaire), afin de pallier aux effets de flamme ;
- que pour les tirs LEO (desserte station orbitale), il y a lieu de créer un nouveau réseau, comprenant des stations transportables (terrestre et/ou embarquable).

L'exploitation de ces stations sera facilitée par la mise en place d'un dispositif de télégestion permettant à un responsable technique situé à Kourou, de maîtriser les configurations et l'état de ces stations.

Le traitement des données de Télémesure sera limité au CSG à son aspect temps réel, nécessité par la mise à disposition pendant le vol d'informations au profit de la Sauvegarde Vol et d'Arianespace. Après le tir, à Toulouse, un traitement complet des données sera effectué. Pour ce faire, un dispositif performant de transmission de données sera disponible entre les stations aval, Kourou et Toulouse.

Enfin, les équipements des stations de Télémesure et de la station de Télécommande seront adaptés aux nouveaux dispositifs de codage retenus (recommandations CCSDS).

L'ensemble du système de Télémesure sera développé, à partir de mi-91, de façon à être disponible au plus tard fin 94.

Les moyens **Optique et Vidéo** ne subiront pas de bouleversements profonds, mais un effort sera fait pour faciliter l'exploitation des nombreuses caméras implantées sur les sites et pour disposer de moyens d'archivage mieux organisés.

Par ailleurs, on s'efforcera de rassembler l'ensemble de ces moyens dans un système organisé incluant notamment les aspects Régie et Brassage.

L'échéance retenue pour disposer d'une cinéphotothèque (archivage) est fixée début 92, pour le reste mi-94.

Il en est de même du dispositif **Météo** pour lequel on prévoit d'améliorer sensiblement l'ergonomie du responsable technique. Mais, les nouveaux besoins générés par Ariane 5 en vol automatique et en vol habité vont entraîner des équipements nouveaux pour la mesure du profil de vent et des champs électriques que le lanceur sera susceptible de rencontrer le long de sa trajectoire atmosphérique (0 à 20 Km). La définition précise de ces moyens est en cours, l'objectif étant de disposer d'un système opérationnel pour le premier tir AR5 (avril 95). Il est envisagé d'utiliser des systèmes probatoires des fin 91 pour AR4.

3.4 Les moyens associés

Sont regroupés sous cette rubrique, les supports Télécommunications et Infrastructures nécessaires au fonctionnement de l'ensemble, ainsi que le dispositif de Relations Publiques.

Le domaine des **Communications** va subir une évolution très sensible, tant sur le concept que sur son exploitation. Il a été en effet décidé, la création de deux réseaux distincts : un réseau d'entreprise et un réseau opérationnel. Ces deux réseaux qui desserviront l'ensemble des installations de la base, se partageront des ressources communes. Un administrateur de réseaux sera installé et permettra une gestion centralisée de ces réseaux et des ressources associées. Le réseau opérationnel sera prioritaire pour l'affectation des ressources au moment des lancements. Chaque réseau sera capable de véhiculer voix, données et images. Au réseau d'entreprise, seront associés des serveurs et des terminaux utilisateurs banalisés.

L'ensemble de ces dispositifs sera desservi par une infrastructure de communication, s'appuyant sur l'existant et complété par des fibres optiques. Un soin

particulier a été apporté à l'aspect Sûreté de Fonctionnement. Les premiers travaux concernant le renforcement des liaisons physiques seront terminés mi-91. Le réseau d'entreprise sera développé en deux phases, la première phase aboutissant fin 91. L'ensemble du système de communication devra être disponible début 94.

Cette évolution importante du Centre Spatial Guyanais doit s'accompagner nécessairement d'une mise à niveau des moyens d'**Infrastructures**. C'est le cas notamment de la production d'énergie dite de secours pour laquelle a été installée dès le début de cette année, une centrale capable de fournir 2,5 MVA au Centre Technique. Pour la production d'eau glacée nécessaire à la climatisation des locaux, un reconditionnement de l'existant est en cours et sera probablement complété par une centrale neuve, qui à terme pourrait satisfaire la totalité des besoins.

Enfin, des installations spécifiques pour les **Relations Publiques** seront réalisées. Elles permettront non seulement d'accueillir les visites journalières, grâce au musée situé hors de l'enceinte du CSG, mais offrira aux industriels intéressés, des espaces pour exposer leur réalisation dans le domaine spatial. Par ailleurs, des moyens spécifiques s'inscrivant dans un contexte européen beaucoup plus large, aux horizons d'Hermès, permettront d'offrir aux VIP, à la Presse et aux Invités des espaces d'accueil, d'observation et de travail au moment des lancements.

4. CONCLUSION

Tous ces développements nouveaux résultent de la volonté qu'ont eu l'ESA et le CNES de conduire un programme cohérent sur les Moyens Sol AR5 et Hermès, de façon à disposer à l'aube du troisième millénaire d'un outil capable de répondre à la poursuite de l'effort spatial entrepris par l'Europe. Ces développements seront traités en deux grandes étapes, la première aboutissant en 95 pour le premier lancement AR5, la seconde vers l'an 2000 pour le premier lancement Hermès.

L'intégration de cette activité spatiale sur le continent latino-américain et plus spécialement dans le département de la Guyane, entraîne des mesures d'accompagnement importantes concernant le statut social des personnels travaillant sur la base et sur l'environnement socio-économique vis-à-vis de la communauté guyanaise et des administrations et grands services publics français.

ESRANGE - SOUNDING ROCKET AND BALLOON FACILITY

U Högman, J Englund, A Helger, A Wikström, L Marcus

Swedish Space Corporation, Esrange, Sweden

ABSTRACT

Esrange offers a complete range of services for sounding rocket and ballon launchings to users from all over the world.

Experiments carried out include microgravity, geophysics, space physics, astronomy and the chemistry of the upper atmosphere. Data from the extensive network of ground based scientific instruments in northern Scandinavia can be displayed at Esrange.

Most types of sounding rockets including high performance vehicles such as Terrier Black Brant and Skylark 12 can be launched. The latest development, MAXUS (MBB-ERNO/SSC) is offering 15 min. of microgravity and 1000 km apogee. Balloon payloads up to 500 kg are regularly flown from Esrange. The land recovery operations are very reliable concerning both rockets and balloons.

Keywords: Esrange, sounding rocket, balloon, satellite.

1. GENERAL

Esrange is an international space operations center for sounding rockets, balloons and satellites. It is situated close to the town of Kiruna in northern Sweden (68°N, 21°E).

The base is owned and managed by the Swedish Space Corporation (SSC).

The Operations are co-ordinated by the European Space Agency (ESA) within the framework of Esrange Special Project (ESP) and financially supported by France, Germany, Switzerland and Sweden in co-operation with Norway.

Scientists from all over the world are invited to use the Esrange facility. The range user community includes scientists from e.g. Japan, USSR, Western Europe, USA and Canada.

Esrange offers a complete range of services for sounding rocket and balloon launchings. The experiments can be co-ordinated with the reception of data from scientific satellites.

New installations and investments are continously made in order to meet new requirements from the scientists.

The following general support facilities are available: mechanical workshop, spare parts store, offices, conference rooms, secretarial assistance, 40 hotelrooms at the range and a good restaurant.

The recreational facilities include satellite-TV, sauna, billiard, gym, fishing and hunting.

There are daily flight connections between Kiruna and Stockholm.

2. SOUNDING ROCKETS

356 sounding rockets have been launched from Esrange since 1966. The most common experiments are in the field of: Auroral research, Aeronomie, Astronomy, Ozone research and Microgravity.

Esrange offers a unique possibility to make simultaneous measurements of Auroral acitivites, Ozone hole etc. by means of sounding rockets, balloons, satellites, aeroplanes and ground based measurements.

An extensive network of scientific instrumentation such as EISCAT, STARE, CUPRI-radar has been established in northern Scandinavia and data can be linked directly to Esrange. Facilities are available for installation of the users own equipment e.g. ozone-lidars and spectrographs.

Six permanent universal launchers are available, enabling simultaneous launchings as well as launchings of salvos. A big variety of rockets have been launched e.g. Aries, Skylark, Black Brant, Nike Orion, Taurus Orion, Terrier Black Brant and Super Loki.

Since 1977 the guidance system S19 has been used for controlling launch vehicles during boost phase. In 1990 a new attitude control system (SPINRAC) from Saab Space was introduced for vehicles with exoatmospheric burning. SPINRAC was flown on two occasions during 1990 with successful results. This new guidance system will enable launchings up to altitudes between 500 and 1000 km with three stage vehicles such as Skylark 12 and Black Brant 10.

The biggest future program at Esrange will be MAXUS. MAXUS is a joint venture between MBB-ERNO, Germany and SSC, Sweden. MAXUS is a development of the German program TEXUS and the Swedish program MASER. MAXUS will primarily be used for microgravity experiments but will also be available for other applications. Launch vehicle will be a CASTOR 4B with flexed nozzle and a capability to carry 350 kilos of experiments to 1000 km altitude. The first launching is planned from Esrange in May 1991.
A new launch complex including extension of the blockhouse and a rocket storage has been built for the CASTOR 4B.

All payloads launched from Esrange can be equipped with a recovery system and easily recovered in the land impact area by helicopter. Recovery operations have so far been very successful and the payload is normally back at the range within one hour. This is of greatest importance concerning biological experiments in microgravity.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

3. BALLOONS

Balloon activities started at Esrange in 1974. Since then 161 Stratospheric balloons have been released from the range. The balloons are mostly utilized by scientists in the field of ozone research, astronomy, auroral research and microgravity.

All balloons are released by auxiliary balloon techniques. The launch pad enables launchings of balloons up to the size of 600 000 m^3.

A preparation hall for balloon payloads including a control centre for balloon operations is situated close to the pad.

Experiments, release of ballast and cut down can be commanded from Esrange.

Long duration flights with experiment times between 10 and 20 hours can be carried out during the turn around periods in April-May and August-September when the high altitude wind is very low. Recovery of the payload can then be carried out close to Esrange. During the winter time westerly winds are predominant at high altitudes. This wind situation is typical during ozone research campaigns in January-February. Recovery is then carried out over the eastern part of Finland. Normal flight times are 3-4 hours. Recovered experiments have many times been re-flown just a few days after the first flight.

4. SCIENTIFIC AND TECHNICAL SUPPORT FACILITIES

In order to support new areas of research and technical requirements from scientists, Esrange is continuously developing instrumentation, equipment and technical functions. Besides classical ground based scientific instruments, data from more sophisticated instruments like STARE. (The Scandinavian Twin Auroral Radar Experiment). EISCAT (European Incoherent Scattering Scientific Association) and CUPRI (Cornell University Portable Radar Interferometer) are linked to Esrange.

These instruments are located far away from the range but data is transferred via the public telecommunication network and is displayed in real time.

IRF (Swedish Institute of Space Physics) and EISCAT are situated close to Esrange. This gives unique possibilities to co-ordinate research in the atmosphere.

Telescience is a new field of operations which has been tested during TEXUS campaigns. Data is transferred from the scientist's instrument directly to his/hers own laboratory which may be located thousands of kilometers away from Esrange. By means of telecommands it is possible to manipulate the instrument and observe the results in real time. Broadband video signals are transferred via satellite communication.

New systems have been built to enable data reception and telecommanding of payloads flown as high as 1000 kilometers.

4.1 Scientific support facilities

There are different possibilities to display and record data from Esrange ground based scientific instruments. All instruments can operate as separate systems but it is possible to connect them to a new powerful Data Acquisition system. Data from the acquisition system is available to scientists upon request.

Magnetometers
A new instrument was installed during 1988. Fluxgate sensors for measuring three components of the earth's magnetic field are located 300 metres north-west of the main building, in an area which is free from magnetic interference.

The analog signals are presented in real time on a colour CRT display and on a multi channel paper recorder.

Data is recorded in the instrument and also in the Data Acquisition system.

Auroral TV-system
An extremely sensitive camera system for night sky observations is available.

The field of view is either 180° all sky or 50°. The camera is mounted outdoors on a remotely controlled pedestal.

The TV picture is displayed in the Scientific Centre, including universal time and count-down time. The composite signal is recorded on a time lapse video recorder which allows up to 24 hours of unattended image recording.

Photometers
A four-channel photometer measures specific spectral lines in auroral emission. Data from the instrument is displayed in the Scientific Centre. Different portions of the sky can be examined as determined by a remotely controlled pointing mechanism. Data collection can be done in the data acqusition system.

Riometers
Two riometers are in use, at 27.6 MHz and 35.1 MHz. The location and configuration of instruments has been chosen to minimize effects of earth rotation and radio frequency interference. The output from the riometers are today complemented with additional antenna systems. It is possible to choose narrow or wide beam antennas when measuring with the instruments. It is also possible to use the data acquisition system to record data from the riometers.

Ionospheric sounders
A vertical-incidence ionospheric sounder is installed at Esrange down range station.

The sounder transmitts RF pulses which are reflected by different layers in the ionosphere. The RF frequency is swept from 0.25 MHz to 20 MHz.
The result of the measurement is recorded on 35 mm photographic film as virtual height vs. frequency. The height range is up to 100 km.

A new digital ionospheric sounder will be installed at IRF, located about 30 kilometres west of Esrange. It will be possible to receive real time data via modem links and display and record data at Esrange Scientific Centre.

Faraday transmitters
Four Faraday transmitters are installed near the launch area. These transmitters can be used to emit linearly polarized RF energy into the ionosphere. The RF frequencies are normally fixed but can be moved to meet special requirements.

All-sky camera
A camera system with a field of view covering the full hemisphere is used to record the aurora. The pictures are in colour or black/white 35 mm film including timing information.

STARE
The Scandinavian Twin Auroral Radar Experiments is a system that provides ionospheric electric field estimates in real time. Two coherent radar stations, one in southern Finland and one in southern Norway, cover a 200 000 km field of view of the E-region over northern Scandinavia, including Esrange. Real time data is received via modem links and plasma drift data can be presented in beam range or vector mode by a computer system on a graphic colour terminal. The instrument belongs to MPI and can be operated upon request.

CUPRI
The CUPRI-radar is placed in Lycksele in the north of Sweden. This radar is owned by Cornell University and is used by scientists visiting Esrange. The frequency is 50 MHz and it is used for auroral studies.

4.2 Technical support facilities

Telemetry
The telemetry station is very flexible and can quickly be configured for different missions. Several telemetry links can be maintained simultaneously. RF downlinks in P-, S- or L-band are used.

Equipment for demodulation and recording at PCM, FM and TV signals is included in the station. Signal decommutation and conditioning for quick look is also performed. Flight data is presented in real time or post flight, using several different media and format.

Computer compatible tapes can be generated both for PCM and FM data.

Esrange telemetry station has been modernized during the last years. The station will in the future be supervised, logged and reconfigured by computers. A new ranging system gives complete information about the flight trajectory from take-off to impact. New equipment for distribution of TV-signals is installed.

To receive data from rockets at very high altitudes the Esrange satellite antennas are used. Data is linked from the antennas to the Esrange and DLR telemetry stations.

C-band radar
The main system to obtain information about the flight trajectory is a C-band tracking radar, located about 3 kilometres from the launcher. In skin-tracking mode it gives a high accuracy trajectory up to 130 kilometres altitude for most rockets. If the payload is equipped with a radar transponder, the complete trajectory from take-off to impact is obtained with an accuracy in altitude of ± 130 metres.

A new acquisition aid system has been purchased and installed on the slaved platform to the radar. Pointing data from this system will also be sent to satellite antennas and to the parabolic telecommand antenna.

Telecommand system
A ground to space transmitter system is available. This system is used for commanding and manoeuvring of experiments flown on rockets or balloons.

The system is also used for flight safety purposes to terminate balloon or rocket flights.

Two carrier frequencies are used, one for experiment commanding and the other for flight safety commands. The system is equipped with two low gain helix antennas for short range operations and one high gain parabolic antenna for long ranges.

Steering information to the parabolic antenna is received from other systems.

Upper air observations
A radiosonde system is used to measure the atmospheric conditions. Temperature, pressure and relative humidity as well as the ozone-profile can be measured and transmitted to a ground station. An aerogram for all these parameters is produced in real time.

Facilities for installation of user instruments are available at the range.

Recovery system
The recovery system relies on a homing beacon in the payload. Helicopters with special receivers and associated antenna equipment localize and recover valuable equipment within hours.

Laboratory facilities
Six general purpose laboratories are available since a few years. They have been equipped with general laboratory eqipment, such as workbenches, cupboards, chairs, chemistry benches and laminar flow benches. Apart from this, other equipment such as high-temperature ovens, vacuum pumps, microscopes, refrigerators and freezers are available.

Besides the above mentioned facilities there is a mobile clean room which can be used for different types of payloads. With fairly simple measures it can be extended to preferred dimensions.

Scientific Centre
A dedicated centre is available for the range users to set up ground support equipment. The scientific centre can easily be reconfigured to satisfy the needs of any particular project.

5. SATELLITES

Esrange is an important centre for the support of many national and international satellite projects.

The facilities for reception, processing and display of data from scientific satellites may be of particular interest to the users of sounding rocket and balloon experiments.

Data from scientific satellites, sounding rockets and balloons can be received simultaneously at Esrange. This gives unique opportunities to make correlation and verification studies of data taken at different points in the polar region. Data received from scientific satellites could also be used as a basis for deciding the launch instant for sounding rockets and balloons.

The other satellite support function that may be of interest to Esrange users is the Tracking, Telemetry and Command (TTC) support to any satellite in a high inclination orbit.

6. CONCLUSION

Esrange is an international space operations centre that offers a complete range of services for sounding rockets, balloons, satellites and ground based measurements.

New installations and investments are continously made in order to meet new requirements from the scientists.

The latest extensions and developments at Esrange are:

- MAXUS for 15 minutes of microgravity and 1000 km apogee capability for other experiments
- Introduction of Skylark 12 and other exoatmospheric burning vehicles with capability of up to 1000 km altitude
- Improvements of the scientific and technical instrumentation and data reception from external scientific ground installations
- Extended space for payload preparation and laboratories
- Improvements of in flight command and data reception

In summary, the main advantages to the user of Esrage are:
- Land recovery of rocket and balloon payloads
- The northern location
- The wide range of services available
- The high standard of the technical and scientific installations
- The competent staff
- The possibility of co-ordinated rocket, balloon, satellite and ground based measurements

THE BRAZILIAN LAUNCH CENTER

Tiago da Silva Ribeiro
Centro Técnico Aeroespacial
Instituto de Aeronáutica e Espaço
12225 - São José dos Campos - SP Brazil

ABSTRACT

The Brazilian launch base at Alcântara - Maranhão, is the new site for scientists to carry out experiments at equatorial latitudes and for launching missions with choice to north and east direction.
This paper will present in a general way, a quick survey on present day of the launch base status. It will describe the criteria of choice of the new Brazilian launch site, the facilities and the equipments.
The organization and conditions for use, in respect to the Brazilian launch site, at Alcântara, will be presented.

Keywords: Brazil, Alcântara Launch Center.

1. INTRODUCTION

The Brazilian space program comprises three segments: the satellite launcher, which is the most complex part, the satellite itself and the launch range.
The Satellite Launch Vehicle - VLS is a result of more than twenty years of experience in development and operation of sounding rockets.
The satellite, in a first step, is the final goal to explore the space to improve the data collection and remote sensing use.
The launch range is the third segment of the Brazilian Complete Space Mission - MECB. This mission encloses the first phase of the Brazilian Space Program that envisages satellizations on low earth orbits, using solid propellant rocket-motors.
The program is sponsored by the Brazilian Comission for Space Activities - COBAE, with direct subordination to the Brazilian government. This Comission, is technically supported by three organizations: Institute of Aeronautics and Space - IAE ; Alcântara Launch Center - CLA and Institute for Space Research - INPE. The IAE and CLA are under the Ministry of Aeronautics and INPE is subordinated to the Secretary of Science and Technology. The IAE objective, in the Program, is to implement research and development projects in the field of space and technology.
The CLA has the task of planning, building and operating the new rocket launch site.
The INPE purpose is to carry out the development of artificial satellites.

2. RESUME OF SPACE ACTIVITIES IN BRAZIL

For a better understanding of why Brazil decided to construct the Alcântara Launch Base, a short review of the Brazilian space program will be given.
The Brazilian space activities can be characterized by two different phases: in the first phase the research and development sounding rockets used aerodynamics as the basic stability factor; the second phase, now in progress, includes guidance and control in the system.
The first phase under IAE management started in 1965 with the design and manufacture of the SONDA I system. This rocket served as a learning ground in the field of solid propellants and the development of short range rockets.
The SONDA I system was designed for high atmosphere sounding in altitude ranging from 60 to 75Km. Approximately 200 SONDA I were launched. The development of the SONDA II system, started in 1966, as a mono-stage rocket with the capability to carry a 44 Kg payload to an altitude of 100 Km. More than 50 SONDA II were launched.
In 1969, IAE started the design and development of a two stage rocket, designated SONDA III, with a basic mission to transport 60 Kg payload to an altitude of 600 Km. Up to now, 23 SONDA III were launched.
The second phase, i.e., Research and Development rockets with 3 axes control system started in 1974 with the preliminary design studies and specifications of the SONDA IV system. Four prototypes flew since the beginning of the second phase.
The SONDA IV technologies include TVC system by means of liquid secondary injection and flexible nozzle, respectively in the first and second stage.
The SONDA IV rocket is the base for the development of the Brazilian Satellite Launch Vehicle - VLS, under development.
The VLS is a conventional four stages satellite launcher utilizing solid propellant motor in all stages. It is being designed and developed based on the available technology from twenty years of

experience by IAE on solid propellant rockets. The vehicle will have the capability to insert a 100 to 200 Kg satellites into circular orbits ranging from 250 to 1000 Km in altitude, and with a large spectrum of inclinations when launched from Alcântara.The VLS main features are: 4 stages, with 50.8t of lift-off mass, 18.8m of lenght and 1.0m diameter each rocket-motor (Fig. 1).

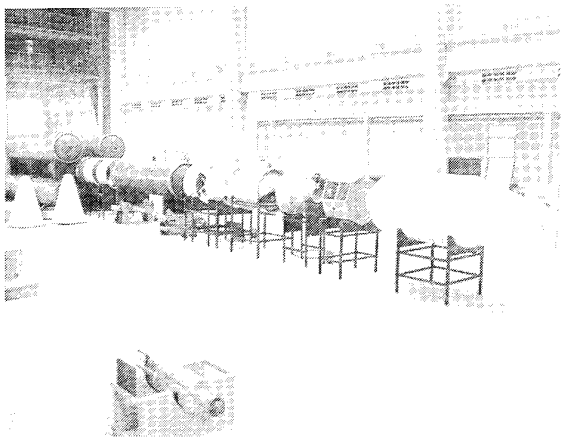


FIG. 1 - SATELLITE LAUNCH VEHICLE-VLS

3. CRITERIA OF CHOICE FOR ALCÂNTARA LAUNCH CENTER IMPLEMENTATION

A Space Center is a complex consisting of spaceport, launch pad, and buildings for assembling the units and to control the operations and administrative offices. The whole system being distributed in a manner suitable to the area selected, so that, the activities taking place in each sector may be processed in coordinated fashion with interconnections optimized and facilitated.

A number of Brazilian states emphatically expressed their desire to be selected for the new Brazilian space center.

Hence Natal, in Rio Grande do Norte state, is justly proud of its "Barreira do Inferno" Rocket Launch Center.

Even greater satisfaction is doubtless felt by the inhabitants of the state of Maranhão of having their town of Alcântara, already recognized as a historic monument site, rich in tradition and with a past full of glories, to house the major Brazilian space center, from which will fly satellite launch vehicles.

But why Alcântara, it may be asked?

In the first place, this site is close to the Equator (Fig. 2),with an area of 520 km^2, latitude 02^o 18'S, an extremely favorable location in itself, for placement of satellites in polar and equatorial orbits. This factor of proximity to the equator is one of the most important aspects in terms of significant fuel economy.

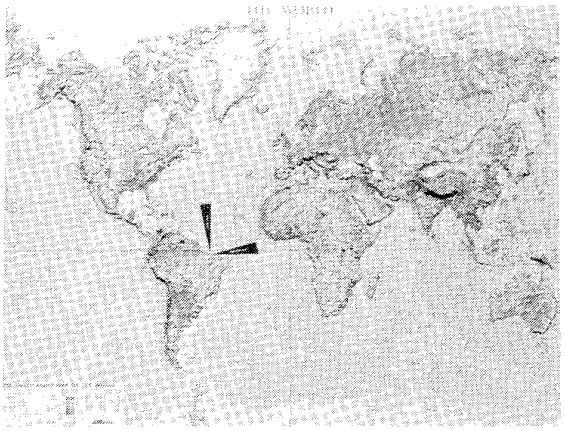


FIG. 2 - ALCÂNTARA LOCATION

Another important factor why Alcântara was chosen is its position in relation to the sea, with the northern region of the site verging onto São Marcos and Cumã bays, affording excellent safety conditions.

The climate at Alcântara was another characteristic for selecting this site. It has a clearly defined rainfall pattern, with prevailing winds within acceptable limits and favourable pattern of temperature.

Proximity to São Luis, the state capital, also contributed to the choice of Alcântara.

Thus, with reliable services linking it up with the capital, Alcântara will be able to receive from São Luis the whole of the logistic support.

4. CLIMATE

The climate of the area can be described as having two distinct seasons: rainy season, during the months of january through june. It represents 89% of the total annual precipitation; and the dry season with 11% of the total annual.

In terms of temperature and Relative Humidity, the region does not present accentuated variations. The monthly average temperature is always higher than 25^oC, showing maximum values of 27^oC, during the dry season.

On the other hand, the Relative Humidity follows a different pattern from the temperature, with the monthly average values in the range from 80% to 90%.

The predominant wind flux blows in the northeast direction independently in all season of the year.

However, the wind velocity presents a distinct pattern in the dry season, with average values in the range from 3,0 to 5,0 m s^{-1} and in the rainy season from 2,0 to 3,0 m s^{-1}. Fig. 3 shows the climate elements described above.

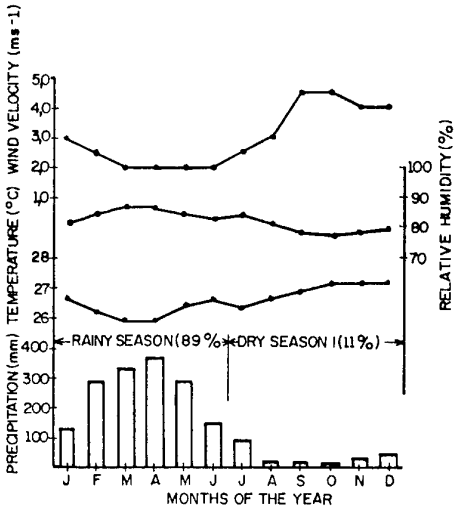


FIG. 3 - ALCÂNTARA CLIMATE

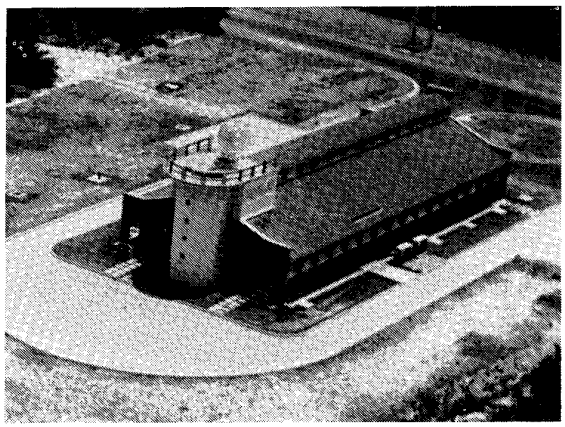


FIG. 5 - ADOUR-THOMSON RADAR

5. TECHNICAL FACILITIES

5.1 Alcântara Launch Center

The technical facilities available in the Alcântara Center are grouped in the following areas: Operating Systems, Satellite Control Station, Preparation and Launch Pad and Support Facilities (Fig. 4).

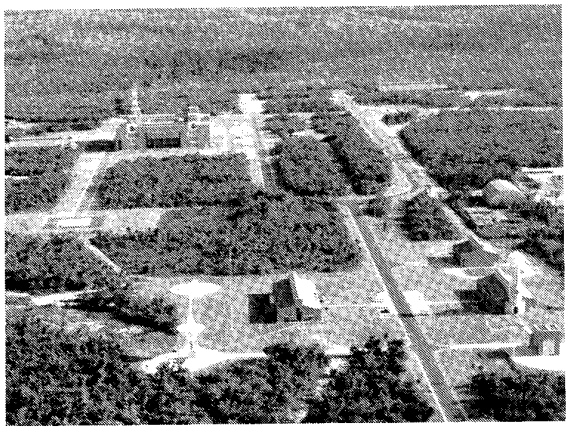


FIG. 4 - ALCÂNTARA LAUNCH CENTER FACILITIES

5.1.1 Operating Systems

5.1.1.1 Radar System I

It is an Adour-Thomson radar type (Fig. 5), 7 km far from the launch pad and has the following technical data: 3m diameter antenna, scanning mode, frequency range from 5450 to 5825 MHz - peak power 250 Kw, average power 250 w. It is operated in the skin, transponder, slaved and manual modes.

5.1.1.2 Radar System II

It is an Atlas - Thomson radar type, 32 km far from the launch pad and has the following technical data: 4m diameter antenna, monopulse mode, frequency range from 5450 - 5825 MHz, peak power 1 Mw, average power 1 Kw. It is operated in the skin, transponder, slaved and manual modes.

5.1.1.3 Telemetry System

The equipment operates in S and P bands.
The S - Band Subsystem has a 10 m diameter antenna, frequency range 2200 to 2290 MHz, four receivers - two double chain carriers, decommutation PCM, PAM and FM_{ϵ} two magnetic tape units of 1 in/14 tracks. Visualization with five ink graphic recorders, with a total of 31 tracks.
The P-Band Subsystem has a small size antenna, four crossed dipoles, frequency range 215 to 260 MHz, two receivers - one double chain carrier (Fig. 6).

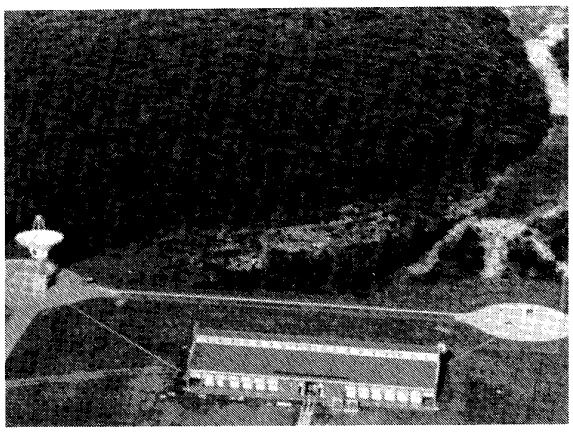


FIG. 6 - TELEMETRY SYSTEM

5.1.1.4 Data Processing

It consists of a Central Solar 16/85 computer located at the data processing center and two Solar 16/65 computers at Radar Stations.

5.1.1.5 Management

The management includes the operating phone networks, specialized telephone and operating signaling. It also relies on the support provided by an audio-register subsystem.

5.1.1.6 Time Generation and Distribution

The purpose of this system is to assure general time synchronization of the Center to date the various records carried out during the launch campaign. To distribute the coded time (IRIG B) and to synchronize pulses along the Launch Center and to display time and to permit the countdown in the operational stations.

5.1.1.7 - Meteorology facility

This system was designed for altitude and surface meteorological observations, as well as follow-up of frontal systems and mesoscale required for the weather forecast (Fig. 7).

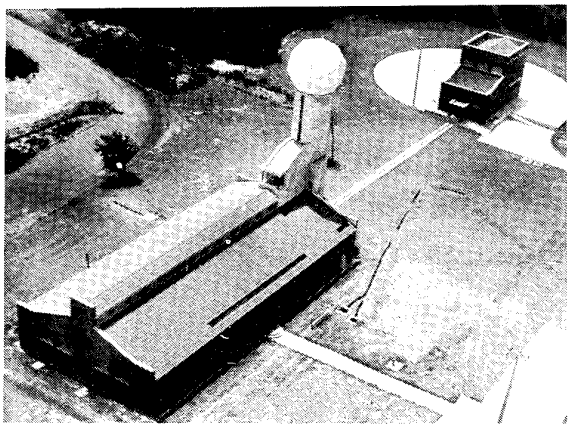


FIG. 7 - METEOROLOGY FACILITY

5.1.1.8 Control Center

This building (Fig. 8) includes all the facilities to control the operations during the countdown.

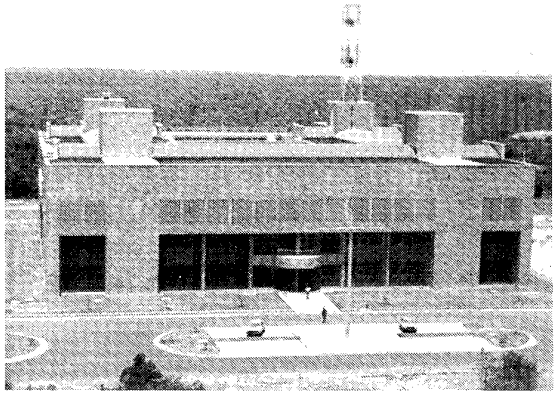


FIG. 8 - CONTROL CENTER

5.1.2 Satellite Control Station

The satellite control station is presently under construction (Fig. 9).

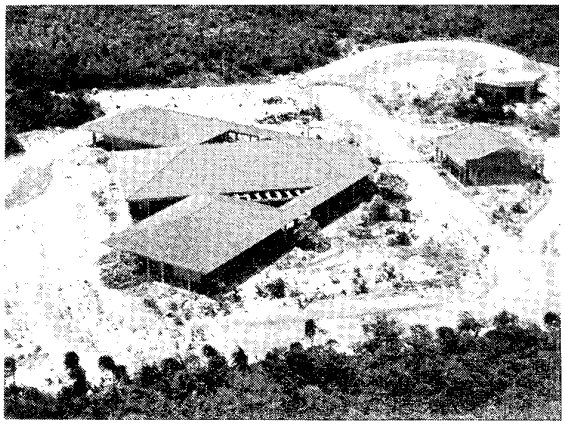


FIG. 9 - SATELLITE CONTROL STATION

5.1.2.1 - Ground Station

The electronic equipments of the ground station consist basically in the TT&C facilities, the payload processing facilities and the computers to supervise the station and to stablish data communication with the ground segment.
The main requirements of the station are: computer and TT&C hall with an area of 250 m^2, consoles room, laboratories room, time and frequency room, antenna equipment hall, officer and Conference rooms.

5.1.2.2 - Satellite Preparation Complex

This complex will be used specifically for satellite operations such as: preparation, satellite testing and monitoring during all the work phases and

satellite integration to the launch vehicle.
The operations will be executed in two different zones:
. satellite preparation - Nonhazardous operations
. satellite preparation - Hazardous operations

5.1.2.3 Satellite Filling and Assembly Building

In this building, the satellite will be prepared for fluid filling, pressurization, pyrotechnics assembly, balancing if necessary, weighting, electrical, mechanical and arming checkout, final inspection and packing.

5.1.2.4 Chemical Laboratory

This building will be used for quality control of the propellants and pyrotechnics.

5.1.2.5 Storages

Adequated structures will be constructed for storing pyrotechnics and propellants.

5.1.3 Preparation and Launch Pad

These buildings (Fig.10) include the preparation of the vehicles and the payloads, launch pad and advanced control (blockhouse).

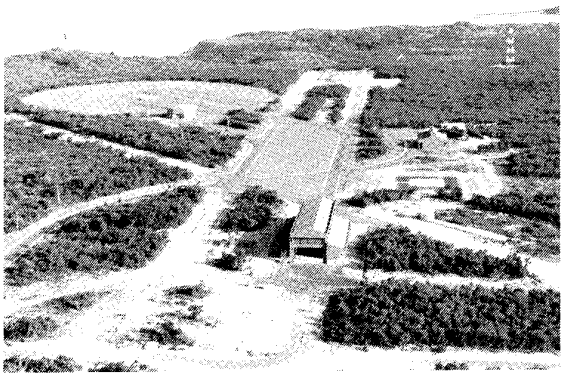


FIG. 10 - PREPARATION AND LAUNCH PAD

5.1.4 Support Facilities

5.1.4.1 Emergency Power System

The emergency power and the commercial power system were designed to meet the requirements of the systems in a more suitable manner.
The entire system is composed by six separated substations, with aerien and underground distribution networks.
Each substation is attached to a separated network, supplying the power demand for specific sectors.

5.1.4.2 Airport

The runway with dimensions 2500 m x 45 m allows operations of large size aircrafts.

5.1.4.3 Residential

The Center has residential and hotel facilities to support the users during the campaigns.

5.2 - Natal Launch Center (Remote Station)

Natal Launch Center, named Barreira do Inferno Launch Center - CLBI, supports launches of small vehicles (Fig. 11). It was implemented during the development of the Brazilian sounding rockets, since 1965.

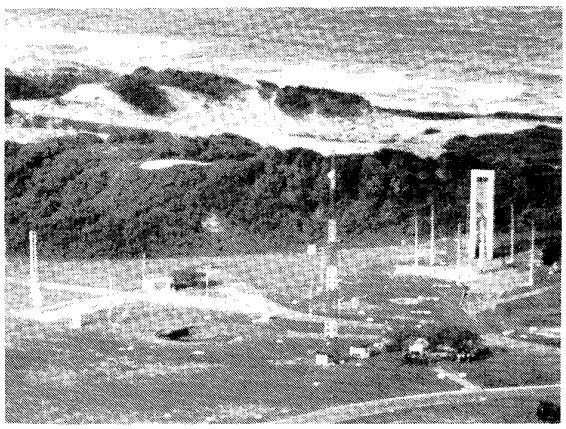


FIG. 11 - NATAL LAUNCH CENTER

It is equipped with the same technical resources of Alcântara Launch Center. Hence, its strategic location, latitude 05° 55'S, make it very interesting as redundant and extending range for tracking, observation and telemetry (Fig.12).

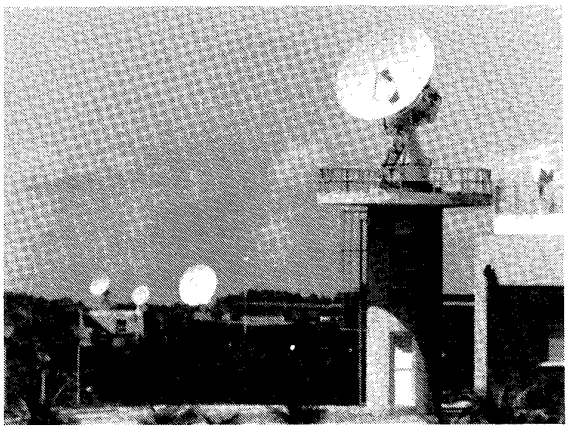


FIG. 12 - RADAR AND TELEMETRY SYSTEMS

The Center has tracking stations qualified in supporting the ARIANE launches since its first operations.
The Center has all the necessary support to accomodate the users during the launch campaign.

6. ORGANIZATION

Alcântara Launch Center - CLA belongs to the Ministry of Aeronautics and it is directly subordinated to the General Director of the Research and Development Department - DEPED. The relative position of CLA into the DEPED structural organization is shown in Fig. 13.

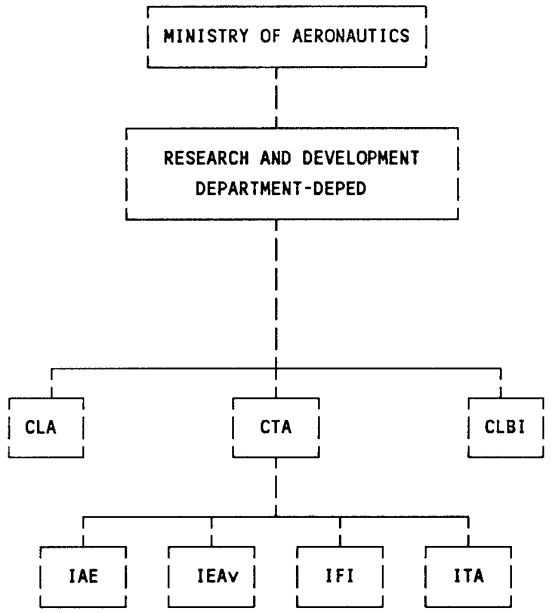


Fig. 13 - DEPED General Organization Chart

The range mission is to provide the rocket launch support according to the government space policy.
The CLA is charged with assignements to coordinate all tasks related with technical and operational launch activities.
The CLA has very close relation with the Institute of Aeronautics and Space - IAE of the Aeroespace Technical Center - CTA, that is assigned with the design and development of space vehicles programs.

7. CONDITIONS FOR USE

Concerning to the new launch site at Alcântara, we are sure that its implementation will provide favourable conditions and benefits for launching and tracking purposes, not only for the Brazilian Space Program, but also for the worldwide space community. The range facilities may be used by foreign entities through an agreement with the Brazilian government. Any further information on this subject will be gladly studied and provided by:

MINISTÉRIO DA AERONAUTICA
DEPARTAMENTO DE PESQUISAS E DESENVOLVIMENTO
Esplanada dos Ministérios
BL "M" Edifício - Anexo do MAer - 3º Andar
CEP 70045 - Brasilia - DF - Brazil
FAX : 55 61 224 6112
PHONE NUMBER: 55 61 226 2968

8. CONCLUSIONS

As a result of the Brazilian Space Program, the benefits for the scientific community were the exploration of the space using, in a first instance, sounding rockets. This goal was accomphished during the past two decades.
The technology developed gave the opportunity to invest in a more sophisticated and challenging mission - The Brazilian Complete Space Mission. The MECB mission will enable the country to pursue the objective of having its own satellite, launched from a Brazilian launch center, using a Brazilian launcher.
The MECB mission intends to reach the following objectives:

- to allow the country to put in orbit satellites for its programs such as: data collection, remote sensing, meteorology, telecomunication, etc.;
- to enable competence in specification, design, construction and operation of space programs for the Brazilian community and future foreign users.

The Alcântara Launch Center is the pride of the Brazilians and it will be the space station of the future. Nowadays, the dream is a reality for low earth orbits, since we will be launching soon our first satellite. It is necessary to continue the research and development in space activities in order to improve the life condition of the community and as a consequence, to improve and enlarge the relationship with the worldwide community.

9. REFERENCES

1 - Ajax B.M., "Alcântara Space Center" - 1982

2 - REVISTA TÉCNICA - ANO 1 - nº 2 - "Location of New Brazilian Space Center Raises Question : - Why in Alcântara -" . AUG/SEP 1983.

3 - J. Boscov, A. C. F. Pedrosa, T. S. Ribeiro - "The Brazilian Space Program; Actual State of the Art" Proc. of 9th ESA SYMPOSIUM, 1988.

AN INTEGRATED LAUNCH FACILITY FOR SOUNDING ROCKETS AND MICRO-SATELLITES

Rolf Skatteboe

Technical Coordinator, Space Science
Norwegian Space Centre, P.O.Box 85 - Smestad, N-0309 Oslo 3, Norway

Abstract.

Andøya Rocket Range (69°18'N, 16°01'W), the Norwegian Space Centre's launch facility, has since 1962 established an extensive record of successful launches of sounding rockets.

In 1989, a demand for launch facilities capable of launching large sounding rockets, such as the Black Brant XII was identified, and major upgrades were initiated.

A new launch facility is now under construction. This pad can handle rocket configurations of up to 20 tones, offering elevation from 65° - 90° and azimuth of 260° - 020°.

It has been verified that the new launch facility can be used for orbital launches of micro-satellites. Typically, 150 kg can be placed in polar, or high inclination orbits at an altitude of 550 km. Resent developments in satellite technology and the increasing demand for smaller satellites in dedicated orbits, are making this an interesting marked.

In this paper a launch facility for small polar satellites is presented. Focus is on the development of a cost effective total service for launch and operation of micro-satellites. A general TT&C station located at the island of Svalbard (78°09'N, 16°02'E), is introduced as a supplement to the Tromsø Satellite Station. Special emphasis is put on describing the design of a Universal Launch facility for sounding rockets and micro-satellites.

Keywords: Launch facility, Sounding rockets, Micro-satellites, high inclination orbits, Integrated launch base.

1. Introduction.

This paper presents Andøya Rocket Range, which is Norwegian Space Centre's launch facility for sounding rockets and balloons. Today, the range can handle sounding rockets that can reach an altitude of 800 km with an impact distance up to 1900 km. A short presentation of the existing launch facility and ongoing activities are given.

In the science community, the prime user of sounding rocket experiments. There has recently been a trend towards experiments requiring longer flights. A long duration flight (LDF) will increase the amount of data returned from a rocket experiment and it can also acquire data from different altitudes. This is an interesting trend, but it is increasing the requirements to the sounding rocket facilities.

On the other hand, new developments in space technology have reduced the requirements traditionally associated with satellite launch facilities. Integrated components are reducing the satellite weight and thereby reducing the requirements to the launch vehicle. This leads to a reduction in the size of the launch facility.

Preliminary studies conducted by the Norwegian Space Centre, show that this development is closing the gap between launch facilities for large sounding rocket and launch sites for small polar or high inclination satellites.

Consequently, the Norwegian Space Centre is now specifying the requirements to a launch facility for small satellites. The ongoing phase A study is also evaluating possible way of expanding the Andøya Rocket Range into an integrated launch facility that can serve both sounding rockets and satellites.

2. Andøya Rocket Range.

The range is located in the northern part of Norway. The large impact area in the Norwegian Sea, permits launch of up to four stage rockets to a maximum impact distance of about 1900 km. Since there are few restrictions on the selection of flight trajectories, Andøya has become a cornerstone in the Norwegian Space program. Since the first flight in 1962 a total of 534 rockets and 160 scientific balloons have been launched from the range. The overall rate of success is as high as 89.7 percent for this period.

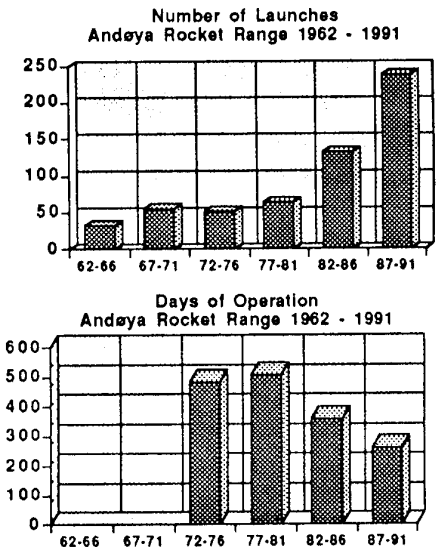


Fig. 1: Launch Statistics, Andøya Rocket Range

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

The base has through years of operation developed and improved necessary infrastructure and technology and is now operating the necessary equipment for large sounding rocket campaigns. The range is now maintaining a cost-effective and flexible structure tailor made for sounding rocket launches.

The international research project called DYANA is an example of the complex campaigns carried out at the range. During DYANA, Andøya served as the operating centre for a world wide campaign, dedicated to the study of middle atmospheric dynamics up to about 100 km. A total of 84 meteorological and 7 instrumented rockets combined with ground-based measurements, was launched from Andøya alone during this campaign.

The range has also twice provided launch services for scientist from ISAS, Japan. The Japanese group travelled around the globe to utilize the facilities at Andøya.

Since 1972 the range has through the Special Project Agreement, been supported by a number of ESA member states. In return, the facility is made available on a marginal cost basis.

3. Basic Facilities.

The facilities at the range cover all equipment needed for rocket campaigns. The facility is described in Figure 2 can be divided into four main areas; Launch Control (LC), Launch Area (LA), Support Functions including telemetry, computing services and radars (SF) and the User Science Operation Centre (USOC). The facilities are in brief described in the following:

The range has a number of launch pads but only two are currently used for sounding rocket campaigns. Maximum launch capacity is therefore 3 tones. Additionally, one pad is used for meteorological rockets. The telemetry equipment is operating on the L and the S-band and is capable of handling housekeeping and data from two rockets simultaneously. Maximum bit-rate is approximately 1Mb per channel.

The USOC is equipped with various instruments for measurement of geophysical data. The instruments are connected to Andøya Geographical Data System (AGDA) which is an on-line data storage and presentation system.

During the last two years, sea recovery of payloads is also made possible through a joint German - Norwegian project. During the TURBO/DYANA campaign five payloads, having a weight of 73 kg each, were successfully recovered from the Norwegian sea and reused within 48 hours. Recovery is made possible through a combined use of radar and telemetry in a Trajectory Position System (TPS) developed at Andøya. The TPS system is effectively reducing the uncertainty in the impact point for NIKE/ORION sounding rockets having an inherent dispersion of 2 km (3s). The accuracy of the impact position is approximately 500 m.

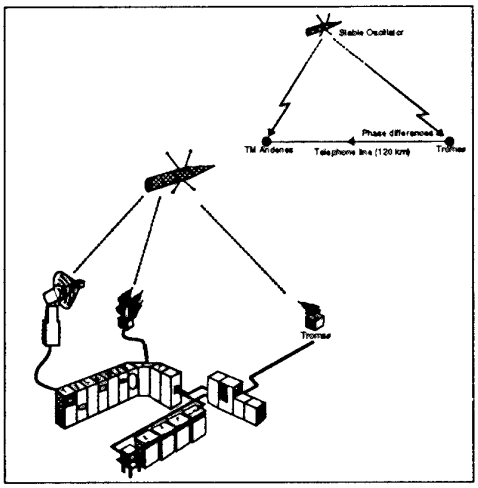


Fig. 3: Tracking System

4. Scientific Push Towards New Technology.

Investigation of the polar upper atmosphere and the study of ionospheric and magnetospheric processes at high latitude are playing a central role in rocket campaigns from Andøya.

This activity is continuously pushing the development of new technology. The result is increased instrument complexity. Combined with a general increase in campaign costs, larger sounding rockets are being requested from parts of the science community. Long duration flights (LDF) will to a certain extent meet the new requirements. LDF's, however, are requiring larger sounding rockets, a development imposing new requirements on the launch facility. To meet this demand it has been necessary to increase the launch capability at Andøya to rockets having weight up to 20 tones. A new Universal launch facility is being designed and constructed to achieve this.

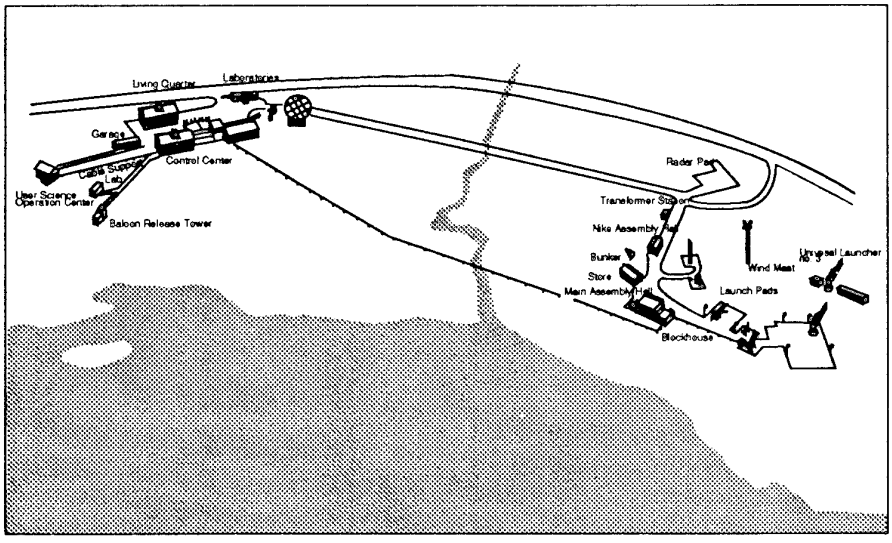


Fig. 2: Range Facilities

5. The Universal Launch Facility no 3.

The launch facility denoted Universal launch facility no 3 (U3) is designed to accommodate various rocket configurations. U3 consists of a hydraulically operated 22 meters long beam with a support rail. The beam is hydraulically elevated from horizontal position to the desired launch elevation just before launch. In horizontal position the beam is covered by a concrete shelter with a retractable roof. The pedestal to which the beam is attached is covered by a steel structure retractable house. The total dimension of the shelter is approximately 200m^2. Entry is through the front end, and payload check-out can be performed inside the shelter.

The shelter is heated and warm air is also used to control the payload and/or the rocket motor. A manually operated crane with a lifting capacity of 2 tons is installed in the front end of the hall. The following parameters characterize the launch facility:

- max. safe working moment: (assuming cog 10m)	200TM
- total length, launch vehicle:	23m
- max. diameter, launch vehicle:	1.2m
- horizontal distance rail-pad:	2.5m
- vertical distance pad-nozzle	5.0m
- beam length:	22.0m
- rail length:	20.5m
- elevation:	0° - 90°, ±0.1°
- elevation time:	max. 6min
- azimuth:	260° - 020°,±0.1°
- azimuth adjustment:	max. ±6min

- hydraulically driven and remotely controlled from blockhouse on both axis
- safety in elevation: Hydraulic block valves
  azimuth: Hydraulic brakes and safety bolts

- Total NEI (explosives):	12 tons
- Max. Thrust:	53 tons

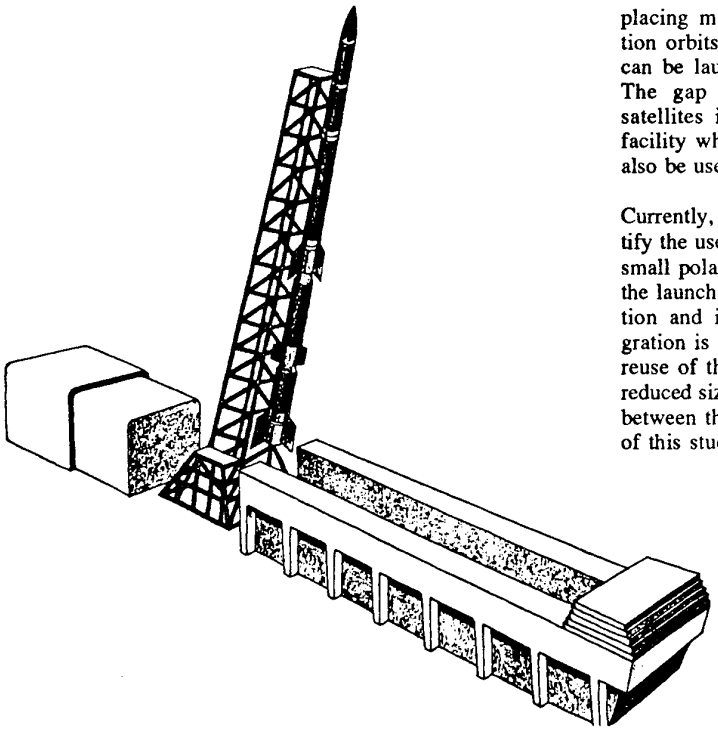


Fig. 4: Universal Launch Facility no 3

The goal of the U3 design has been to create the next generation launch facility for small orbital and sub-orbital launches. Achieving maximum flexibility and versatility has been guidelines in the system design. It has been important to specify a universal launch facility with large capacity that can be used for a variety of launch vehicles.

Therefore, a number of existing rocket configurations such as the Canadian Black Brant XII, the modified Japanese S-520, Scout 1c and some new configurations have been evaluated during the design.

6. Launch Facility for Small Polar Orbiting Satellites.

Satellite technology is in some projects showing the opposite trend to sounding rockets. In the science community, and for some suppliers of telecommunication and remote sensing services, a technologically driven trend towards smaller satellite systems is observed. Escalating cost and long implementation time has forced users of satellite system to reconsider their design and head towards miniaturization.

Micro-electronics, reduced power consumption and light weight alloys are now opening up for spacecraft designs with drastically reduced weight. The Arianespace marked survey conducted in 1990 is listing several upcoming projects, such as GLOMER and MAESTRO. These projects are illustrating the usefulness of small scale satellite systems. Dedicated launches and increase flight frequency will make it easier to see the result of a satellite project within a reasonable time frame. The number of experiments per spacecraft will have to be reduced, and an increased number of flights can be conducted within a reduced budget. In addition to reduced spacecraft cost, a reduction in the cost of the launch vehicle can be obtained since a smaller vehicle can be utilized. The Japanese, for example, is suggesting a standard satellite having a total weight of only 14 kg.

The Norwegian Space Centre has studied this development and can verify these trends. A launch vehicle capable of placing micro-satellites of about 150 kg in high inclination orbits with an apogee of approximately 550 km that can be launched out of Andøya has also been identified. The gap between large sounding rockets and micro satellites is therefore vanishing. The NSC's new launch facility which is designed for large sounding rockets, can also be used for orbital launches.

Currently, the NSC is conducting a phase A study to identify the user requirements and costs related to the launch of small polar orbiting spacecrafts. Additional requirement to the launch pad design, facilities for launch vehicle preparation and integration and spacecraft check-out and integration is also specified. The work is aiming at maximum reuse of the existing facilities. This is possible due to the reduced size of the launch vehicle and is the main difference between this study and the LittleLeo project, the precursor of this study.

The Norwegian Space Centre conducted recently a marked assessment based on available information. This assessment identified 272 proposed satellites with a total weight less than 220 kg. 45% was found to have a weight less than 136 kg. This figure indicates the users' interest in small spacecraft.

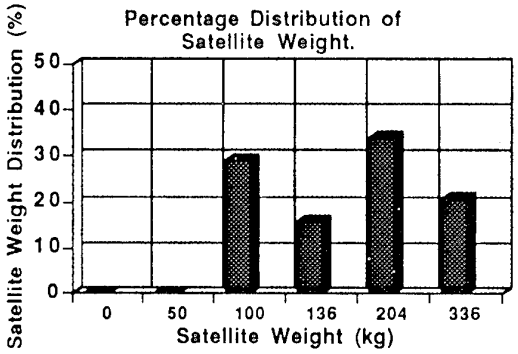


Fig. 5: Percentage Distribution of Satellite Weight

To obtain success, the users of satellite launch facilities' states that an integrated launch service must meet the following requirements:

- affordable mission cost (including launch cost to orbit)
- short implementation time
- mission suitability through dedicated orbits and launch vehicle
- high flight frequency
- performance and delivery accuracy
- simple planning and small infrastructure

7. Marked Potential for Small Satellite Services.

Several marked studies have been conducted to explore the commercial launch marked for small satellites. The result from the Norwegian Space Centre's evaluation, which had special emphasis on micro-satellites (defined as satellites with weight less than 150 kg) is showing some interesting perspectives. The goal has been to assess whether it is commercially justifiable to make the necessary investments to upgrade the facility at Andøya. Several user groups identified in the marked assessment are reporting a substantial interest for such services.

Among the existing launch providers, ASAP and ARTEP, flown as auxiliary payloads on the Ariane Launch vehicle, are by far the most cost-efficient launch service for small satellites. This service is, however, constrained by relatively low flight frequency and limited choice of orbits. Dedicated orbits are not achievable on piggy-back rides.

A frequent launch service that can offer dedicated orbits is therefore preferred, assuming that a launch facility, a launch vehicle and launch operation can be provided for a reasonable cost. In the current phase A study, one goal is to investigate the possible use of Andøya Rocket Range as a launch service provider in the micro-satellite marked.

The marked data available is covering the period from 1992 - 2002, and is focusing on spacecrafts having total mass less than 220 kg. Affordable mission cost is reported to be $15 million per launch. This figure includes instrumentation, spacecraft, launch vehicle and operation and operation control.

Figure 6 is showing marked segmentation as a function of missions. A surprisingly large number of mission is proposed, but after comparing proposed versus planned missions a realization rate of 60% is more realistic. This is reflected in the following figures.

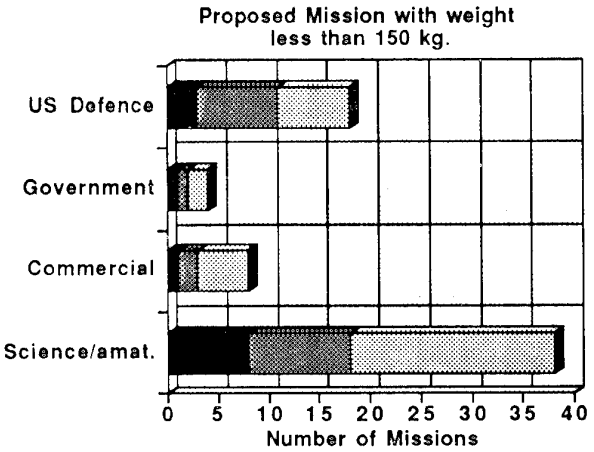


Fig. 6: Distribution of Proposed Missions.

8. Total service.

The existing launch facility for sounding rockets and its geographical location, makes it relative easy to expand the base to a launch facility for small polar orbiting satellites. This will, however, not be sufficient to achieve the necessary reduction in operation cost to make the service

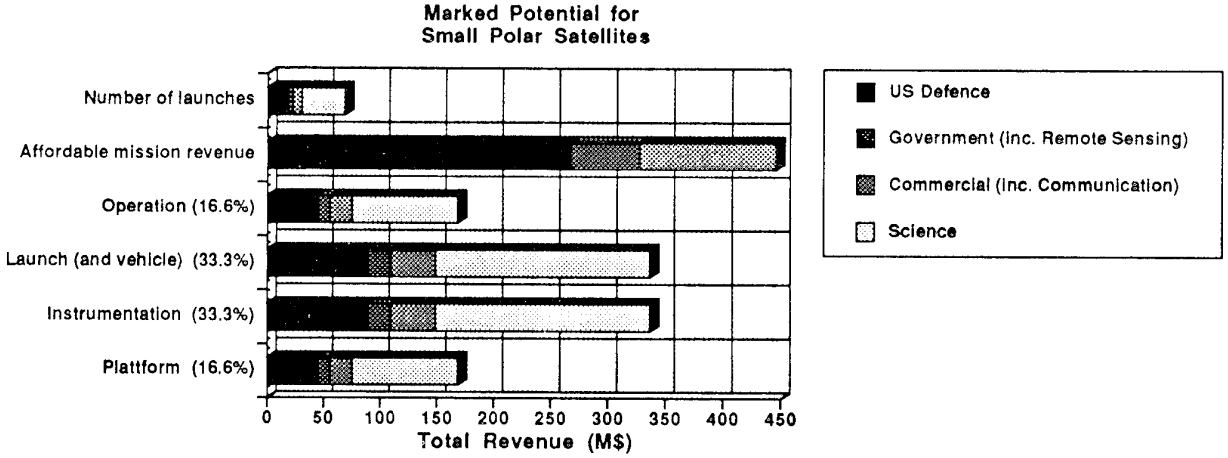


Fig.7: Total Marked for Small High Inclination Satellites.

attractive to hesitating users. A dedicated low-cost launch vehicle must be defined and operation cost, amounting to at least 15% of the total cost of a mission must be reduced. Ground tracking time must also be increased to ensure easy access to the satellite.

A key parameter for obtaining success with a commercial launch facility for small satellites is therefore to offer a total service covering launch vehicle and -control together with telemetry, tracking & control (TT&C). By integrating all services in one system, an effective, minimum cost alternative covering launch and operation of micro-satellites can be established as an alternative to existing facilities. The Phase A study is exploring this scenario. The study is based on the facilities and services offered by Andøya Rocket Range, the Tromsø Satellite Station (69°39'N, 18°56'E) and a proposed new TT&C station at Svalbard.

TT&C and data down-link for small spacecraft in high inclination orbits above 300 km orbit. This station can also be operated for TT&C purposes independent of the Andøya facility, opening for interesting commercial perspectives.

If the results from the phase A study is giving the expected results, the Norwegian Space Centre will be able to offer an extensive network of ground-based stations to support a sounding rocket and satellite launch facility located at Andøya. In addition, improved ground coverage of satellites in LEO can be made possible from Svalbard.

9. Concluding remarks.

The Norwegian Space Center is designing a new launch facility (U3) for LDF. Due to technological development

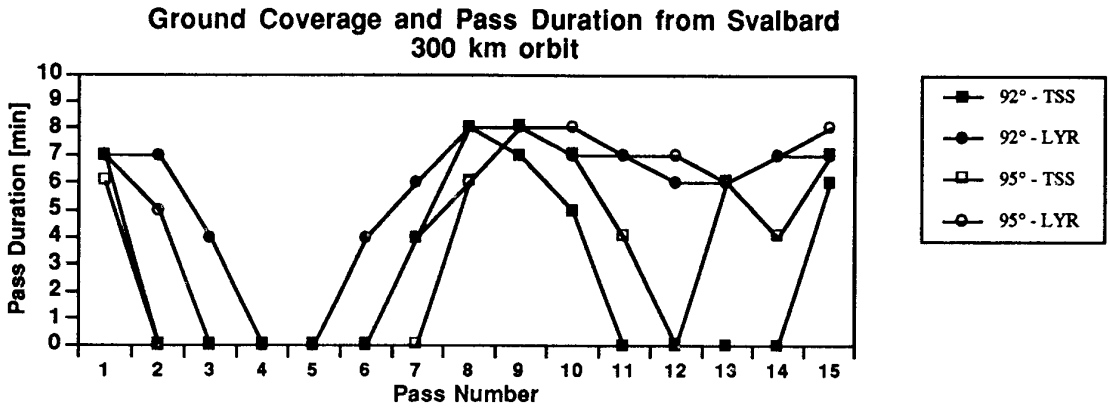


Fig.8: Total Coverage of Tracking from Svalbard

A station at Svalbard will be connected to the Tromsø station and thereby to the global network, through a high speed link. The result is a 100% coverage of the passes for

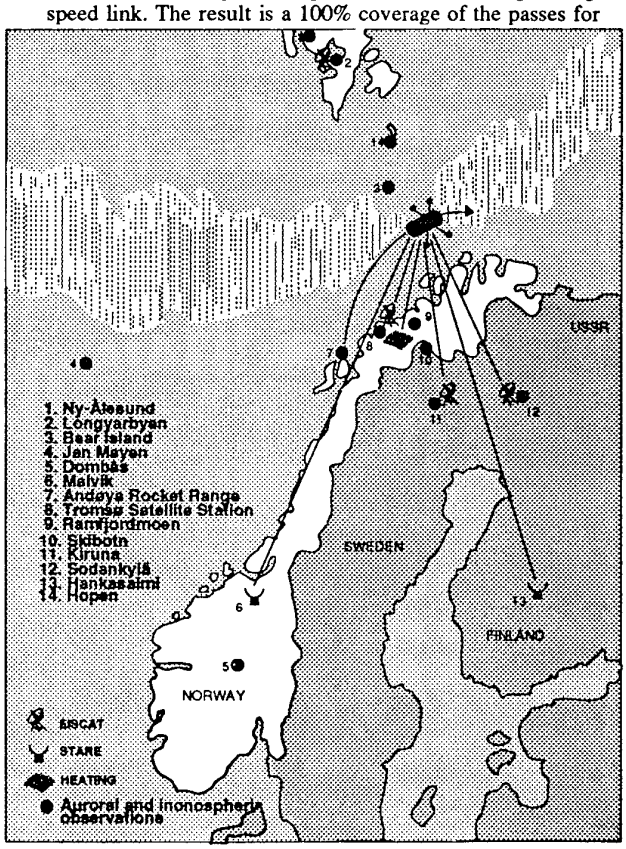


Fig.9: Norwegian Facilities.

and marked demands, the NSC is in parallel conducting a phase A study to verify the user requirements for a general launch facility for small polar orbiting satellites. The goal is to combine the facilities at Andøya Rocket Range, the Tromsø Satellite Station and a station at Svalbard and their advantageous geographical location to create an integrated launch facility for small satellites. To achieve this goal, the existing sounding rocket facility at Andøya has to be upgraded and equipped with a new launch pad and new facilities for spacecraft check-out and integration. The Tromsø station has to be extended with a new antenna system and at Svalbard a complete telemetry station has to be built. In general, however, there are no technological problems related to such an upgrade.

The main activity at the Andøya Rocket Range is sounding rocket campaigns and it will remain at the service for the science community for a long time. The NSC is also preparing for the future. By realizing how economical constraints and technological development will increase the demands for launch facilities for small satellite systems, an integrated launch facility for small high inclination satellites and large sounding rockets is being designed.

SPACEPORT HAWAII: A VISION FOR THE FUTURE

George W. Mead
Vice Chairman
Hawaii Space Development Authority

ABSTRACT

The growing international market for commercial launch services requires assured, low-cost access to space. A variety of geographical, economic and infrastructural factors make Hawaii an ideal site for establishing a commercial spaceport -- owned and operated by private enterprise -- which would specialize in launching small- to medium-sized payloads into both equatorial and polar orbit. In light of these factors, the Hawaii Space Development Authority (HSDA) has taken the initiative to implement a bold and visionary plan for establishing a commercial space launch facility on the Island of Hawaii. George Mead, Vice Chairman of HSDA, herein discusses the Authority's goals and activities in developing Spaceport Hawaii, highlighting the comparative advantages which make the islands a unique location from which to provide a dynamic, entrepreneurial window to space.

Keywords: commercial space, launch services, equatorial/polar orbits, improved launch performance, low-cost access to space.

Those who dream by night
in the dusty recesses of their mind
wake in the day to find that all was vanity;
but the dreamers of the day
are dangerous men,
for they may act their dream with open eyes
and make it possible.
T.E. Lawrence

1. INTRODUCTION

As we face the 21st Century, the realities of budget deficits, soaring developmental costs and diminishing global resources are forcing hard but essential choices, many of which threaten to severely curtail nationally-based research and development programs -- especially in the space industry.

Yet humankind's innate desire to explore and discover has not diminished. Our earth, the fourth planet from Uranus, is undergoing change in ways that we do not fully understand and from sources that we do not completely comprehend. Mission *to* Planet Earth underscores a global recognition of our environmental concerns. Mission *from* Planet Earth addresses Man's need to expand his frontiers -- this time into the solar system.

Current and past administrations (notably the Bush, Reagan and Kennedy) have demonstrated strong support for space exploration and development. Under President Reagan, a plan developed to secure a "balanced, robust, flexible space launch capability" -- one which could function independently of failures in any single launch vehicle system by utilizing a mix of the Space Transportation System (STS) and expendable launch vehicles (ELVs).

The impact of this initiative has been widespread, especially among nascent entrepreneurial space transportation companies who almost overnight found new encouragement to pursue their visions for commercial space. Heightened competition in the ELV industry, in turn, has encouraged companies to identify specific market niches in which their space transportation vehicles would be most competitive, particularly in terms of launch performance, reliability, and cost.

Although existing launch facilities worldwide (governmental or government - subsidized) may be adequate to meet the projected demand for launch services over the next 10 to 15 years, several factors would make a *new*, U.S.-based, near-equatorial commercial spaceport a more *efficient, economic* and therefore *competitive* location for aerospace companies with small- to medium-sized payloads for low earth orbit:

- The limited availability and capacity of launch pads, undependable launch schedules, and cumbersome security procedures impede efficient commercial use of government-operated launch ranges.
- Federal regulations currently restrict the ability of U.S. companies to utilize foreign launch facilities on a timely basis.
- A new, state-of-the-art launch facility (especially a near-equatorial complex permitting trajectories into both equatorial and polar orbit) would provide launch performance advantages that could offset additional capital and operating expenses.

In light of these factors, and in view of Hawaii's strategic mid-Pacific, near-equatorial location, our State has embarked upon an aggressive program to establish a commercial launch complex. This effort has evolved as one of several space-related activities undertaken in Hawaii which, over time, have established our State as an internationally-recognized leader in many areas of space science and technology.

2. HAWAII'S SPACE ACTIVITIES

The clear skies afforded by Hawaii's volcanic peaks have helped establish Hawaii as an internationally-renown center for astronomy and astrophysics. Mauna Kea already sustains 9 major astronomical facilities, including the W. M. Keck Observatory (the world's largest optical/infrared telescope), and will soon house additional outposts operated by Japan and Italy. Science City atop Mt. Haleakala on the Island of Maui is home to the Mees Solar Observatory and Gamma Ray Observatory, where scientists from Hawaii's Institute for Astronomy work with researchers from Japan on cooperative research programs. And the Mauna Loa Solar Observatory will serve as the world's premier location for monitoring the upcoming total solar eclipse which will enshroud the Island of Hawaii in July.

In addition to coordinating these astronomical activities, the University of Hawaii sponsors a broad range of space-related research in telecommunications, geophysics, biological ecosystems, and social science, and currently serves as a NASA Space Grant College promoting space education programs at the collegiate and secondary school level.

During its 25-year history, NASA's Koke'e Tracking Station on the Island of Kauai provided support to the Mercury, Gemini, Apollo, and Shuttle manned spaceflight programs as well as numerous unmanned satellite projects.

The Navy's Pacific Missile Range at Barking Sands, Kauai, maintains tracking instrumentation to support both military and NASA missions. Sub-orbital rockets are launched to fly experimental payloads above the Earth's atmosphere. And the Air Force maintains facilities on Maui, for detecting, tracking and cataloging man-made objects in space as well as for conducting research in advanced sensor technologies.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

One particularly innovative venture is our Pacific Space Center (PacSpace) -- a private, non-profit agency designed to foster research and development in space-related technologies for commercial and scientific applications. PacSpace was recently awarded a federal grant to design innovative experiments utilizing NASA's Advanced Communications Technology Satellite (ACTS), and is teaming with university researchers and private corporations in Hawaii and on the U.S. Mainland to orchestrate cooperative programs in earth and ocean observation, advanced telecommunications, and image/data management.

3. PROSPECTS FOR A COMMERCIAL SPACEPORT

3.1 Arthur D. Little Studies

To increase Hawaii's role in high technology areas, Governor John Waihee has directed the Department of Business, Economic Development & Tourism (DBED) to investigate opportunities for space-related activities which would be most appropriate for our State. His goal is to:

- promote space-related activities to diversify and strengthen the State's economy;
- provide high-technology training and career opportunities for Hawaii's youth; and,
- augment existing space-related research at the Mauna Kea Observatories, at Science City atop Mt. Haleakala, and at the University of Hawaii.

In response to the Governor's initiative, the internationally recognized consulting firm of Arthur D. Little was tasked to prepare a comprehensive evaluation of Hawaii's potential for space exploration and development. Completed in August of 1987, the ADL report considered a broad range of economic, technical, environmental, social and cultural factors in making its recommendations. Among seven major space-related activities recommended for Hawaii, ADL proposed that the state was ideally situated to facilitate launch services for small and mid-sized commercial and scientific satellites.

DBED subsequently commissioned ADL to identify suitable sites for operating a commercial launch facility in Hawaii. Completed in April, 1988, the ADL Site Selection Study evaluated seven sites on the Island of Hawaii in terms of their ability to provide safe and economical launches into polar and equatorial orbit. All seven locations were also evaluated on the basis of information about their geological, environmental, cultural and archaeological characteristics as well as the availability of and need for supporting infrastructure. Of the seven sites, Palima Point and Kahilipali Point in the District of Ka'u were identified as meeting the selection criteria (see Figure 1).

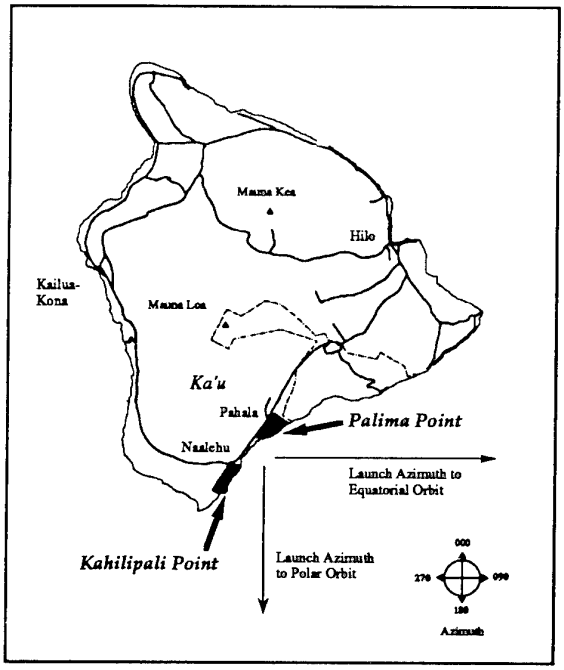


Figure 1. Potential launch sites for Hawaii's commercial spaceport.

Hawaii's unique geographical location makes it a highly competitive launch site. Figure 2 compares the launch azimuth capability of the proposed commercial spaceport in Hawaii with operational launch sites at Vandenberg Air Force Base in California and the Kennedy Space Center in Florida. From this diagram, it is clear that Hawaii is the only site (existing or proposed) in the United States with the capability of launching payloads into both equatorial and polar orbit without overflying populated areas. Our State's equatorial proximity will also help minimize expensive "dogleg" maneuvers for inserting satellites into geostationary orbits.

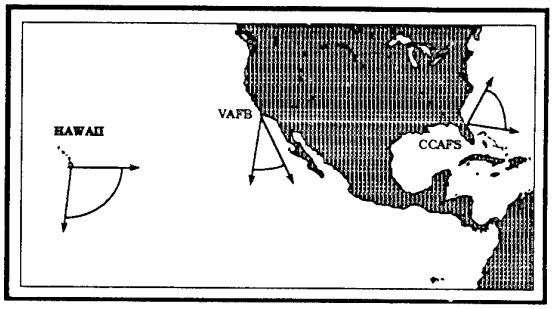


Figure 2. Hawaii's launch azimuth capabilities.

3.2 Hawaii History and Infrastructure

The islands known as Hawaii were first discovered by Polynesian voyagers between the 3rd and 7th centuries A.D. This string of islands in the north central Pacific ocean is located approximately 3,865 km west of California, which is about the same distance that Florida lies east of California. Stretching from northwest to southeast, the main islands are Kauai, Oahu, Molokai, Maui, and Hawaii (which is also known as the Big Island). Hawaii was admitted to the Union as the 50th state in 1959 and enjoys a rich ethnic diversity of just over one million people.

The launch facility is proposed for the Island of Hawaii (the Big Island), the youngest and largest in the Hawaiian chain. The island is characterized by a diverse climate and topography, with environments ranging from dense tropical forests to the seasonally snow-covered peaks of Mauna Kea and Mauna Loa. Hawaii is the southern-most island of the State located approximately 200 miles southeast of the Island of Oahu where Honolulu (the state capitol) and approximately 80 percent of the State's population are located.

The County of Hawaii, which encompasses the entire Hawaii island, had an estimated 1990 population of 118,000. Forty percent of the island's population resides in Hilo, the county's largest city. Hilo is located on the eastern coast of the island, approximately a 1-1/2 hour drive away from the District of Ka'u -- one of the State's Judicial Districts and location for the proposed launch site.

The Hawaii Belt Highway connects Hilo, Ka'u, and Kailua-Kona (Figure 1). It is a State Highway between Hilo and Honuapo (south of Palima Point), a County highway for the portion that runs between Honuapo and the vicinity of Kahuku (west of Naalehu), and a State Highway from there on to Kailua-Kona. The portion of Highway 11 that runs through Hawaii Volcanoes National Park is controlled by the Park but maintained by the State.

There are two major airports on the Island of Hawaii: Keahole Airport near Kailua-Kona and Hilo International Airport. The Keahole Airport runway is presently being upgraded. When completed, the runway will be able to accommodate the aircraft equivalent to a fully-loaded Boeing 747. Hilo airport can accommodate aircraft in the weight class of the Boeing 747 and the U.S. Air Force C-5A.

There are two commercial deep water harbors: Hilo Harbor and Kawaihae Harbor. Hilo Bay, with Hilo Harbor, lies along the northeast coast of the island; the harbor is second only to Honolulu in importance among deep water harbors in the state. The channel to the inner harbor from deep water on the north is about 1.6 km wide and 10 m deep. The turning basin is about 697 m long and 424 m wide. The inner harbor is protected from trade wind swells by a 3.2 km-long breakwater. Harbor depths reach up to 50 m.

The State of Hawaii owns and operates three waterfront facilities at Hilo Harbor that are used for handling general and bulk cargo. The main pier provides 382 m of berthing space and has a depth alongside of 10 m; another pier provides 221 m of berthing and has a depth alongside from 9 to 10 m. A third pier, which handles receipt of petroleum products provides 192 m of berthing space with 8 to 10 m depth alongside. There are pipe connections for all piers. No facilities are available at the port for making major repairs or for dry-docking large, deep draft vessels.

Commercial electric power is provided by a subsidiary of the Hawaiian Electric Company (HECO), a regulated public utility.

The Ka'u District of Hawaii County is a rural area situated on the windward side of the island. The area has a mean annual temperature of 22.5 C and a mean annual rainfall of approximately 117 cm. Coastal areas are somewhat drier, for example, rainfall at Punalu'u Resort averages 76 cm annually. Winds are predominantly trades from the east northeast with stronger breezes experienced between June and August.

Ka'u has a land area of approximately 252,934 hectares and an estimated 1988 population of 4,900. The district of Ka'u is 1.6 times the size of the Island of Oahu with a population less than 1% as large. The principal urban settlements in the district are Pahala, Naalehu, and Waiohinu. In addition, the District contains a significant number of large-lot subdivisions on agriculturally-zoned land.

The State Land Use Districts for Ka'u indicate that about 36 percent of the land is zoned for agriculture and that 63 percent resides in the Conservation District. Although primary economic activity in the District focuses on sugar cane, cattle and macadamia nuts, over 70 percent of agriculture-zoned land is not being used for agricultural purposes. Public lands comprise 31 percent of the district area; about 6 percent of which is controlled by The Department of Hawaiian Home Lands. One tourist facility, the Punalu'u Resort, is located in the area. Although currently a small operation (with an estimated daily population of up to 400 guests), the Punalu'u resort will soon be expanding its facilities to serve a greater clientele.

3.3 Project Sites

Two locations within the Ka'u District on the Island of Hawaii are being evaluated as potential sites for a rocket launching facility: Palima Point and Kahilipali Point. The Palima Point site consists of approximately 4532 hectares. It is bordered to the north by the Hawaii Volcanoes National park, to the east by the Pacific Ocean and to the southwest by the resort area of Punalu'u. The town of Pahala is situated over three miles to the northwest of the closest proposed launch pad. A portion of the site is in low intensity agriculture with macadamia nut orchards. There are no commercial or residential structures within the site.

The Kahilipali Point site consists of 5316 hectares that are presently vacant or in low-intensity agriculture uses. The town of Naalehu and several subdivisions are located more than three miles from the nearest proposed launch pads. The eastern boundary of the site is the Pacific Ocean; Hawaiian Home Lands and South Point Road are located to the south and southwest. There are no commercial or residential structures on the site.

3.4 Guiding Principles

Three guiding principles help define our spaceport concept:

- The facility must be truly commercial – owned and operated by a consortium of private companies and free from restrictions and launch priorities found at governmental launch sites.
- Launch operations must be conducted for peaceful purposes.
- The enterprise must be international in scope and situated within
- a foreign trade zone.

Although the State of Hawaii is currently funding the preparation of a Master Plan and joint State-Federal Environmental Impact Statement for the proposed spaceport, a cadre of private developers (potentially international) will actually design, build and operate the facility. Only through the efforts and commitment of private enterprise can we hope to achieve the launch capacity and flexibility required to assure low-cost, dependable and timely access to space.

3.5 Primary Pursuits

The Hawaii Space Development Authority has identified several key objectives for developing Spaceport Hawaii which may be summarized as follows:

(1) To provide assured, low-cost access to space, with an emphasis on launching small- to medium-sized commercial payloads into polar orbit.
(2) To promote university-based space science and technology programs.
(3) To encourage and promote the participation of domestic and foreign aerospace companies in building and operating the spaceport.
(4) To incorporate commercial launch operations into a broader mechanism for servicing the space research and development interests of Pacific Rim nations.
(5) To furnish a readily accessible and dependable launch facility which could serve as a focal point for cooperative, international space projects.

3.6 Safety Assessment

Commercial rocket launching in the United States is regulated by the federal government through the U.S. Department of Transportation's Office of Commercial Space Transportation (OCST). OCST performed a preliminary evaluation to determine whether launch activities could be safely conducted at either Palima Point or Kahilipali Point. A guiding principle of the evaluation was that "the public will not be exposed to risks attributable to operations at the proposed site. Any such risks, whether caused by geographical, topographical, environmental or other factors must be mitigatable; and licensed activities will be conducted within the limits of the site's capacity to support safe operations." At the end of its assessment, OCST concluded that "both sites appear acceptable from a safety perspective as candidate commercial launch sites."

4. DEVELOPMENT SCENARIOS

4.1 Spaceport Development: Full Build-Out

4.1.1 General

As mentioned above, it is envisioned that an international consortium may be assembled to develop and operate the spaceport. Individual launch companies utilizing the facilities would likely be members of this group. The consortium would develop and operate the spaceport as a commercial venture, and would manage the various elements of safety, operations support, processing and launch. It is anticipated that the State would obtain required land use permits, as well as provide essential infrastructure improvements to roads and utilities.

Either Palima Point or Kahilipali Point could support a variety of rockets utilizing up to four launch pads (selection of the final launch facility site will be made during the environmental impact statement process). The full build-out scenario depicts the development of all four pads (at one site only) over a period of six years. It assumes conventional processing methods where the rocket is assembled and checked out on the launch pad prior to launch. Under this scenario, the total number of orbital launches from all pads is not likely to exceed 16 per year (as each orbital class vehicle will be stationed on the pad for several weeks during processing operations).

4.1.2 Candidate Launch Vehicles

Candidate launch vehicles for the proposed commercial rocket launching facility include suborbital sounding rockets; Scout and Taurus, which are small expendable launch vehicles (sELVs); and the Atlas and Delta, which are medium expendable vehicles (mELVs). Other vehicles which may be developed in the sELV or mELV class are considered to be potential candidate launch vehicles. The Japanese H-II, mELV class booster, currently under development, is an example of this type. The Titan III was originally considered but was dropped in light of market considerations.

4.1.3 Launch Facility Layout

The launch facility will have three launch areas, each 457 m in diameter. Launch areas will be separated by a minimum of 1 Km and will be aligned roughly along a SW-NE line, giving access to polar or equatorial launches without overflight of adjacent launch areas. Any of the launch areas can support either a sounding rocket and a sELV or any one of the mELVs. It is assumed that one area will service sounding rockets and a sELV while the other two areas will each support a mELV launch complex. The proposed spaceport will contain four launch complexes, one for sounding rockets, one for sELVs and two for mELVs.

4.1.4 Spaceport Development Schedule: Full Build-Out

The Spaceport Development Schedule (see Figure 3) includes important milestones such as acceptance of the Environmental Impact Statement (EIS), formation of a consortium to finance and manage the spaceport, design and construction of both on-site and off-site infrastructure, and design and construction of the range instrumentation systems and the various launch facilities.

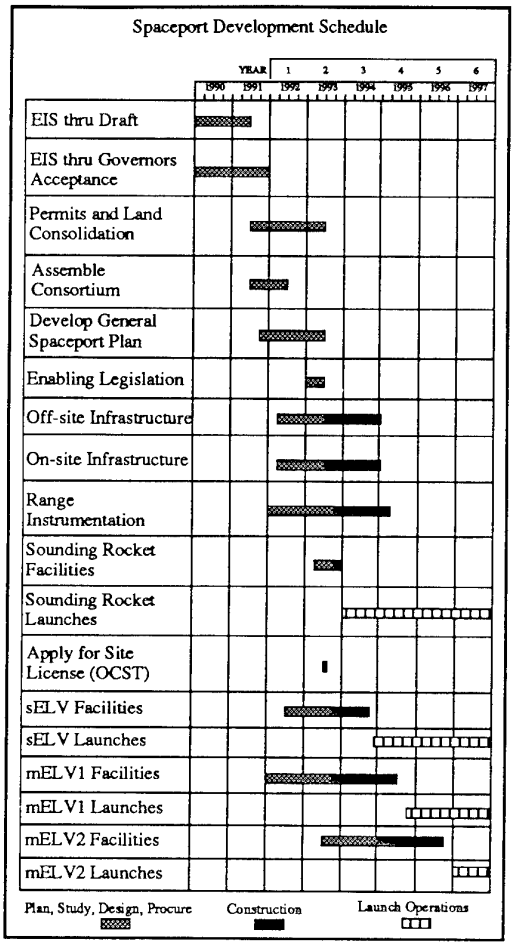


Figure 3. Spaceport development schedule showing major project milestones.

4.1.5 Launch Schedule

The proposed launch schedule (Figure 4) assumes that the development schedule milestones are accomplished in a timely manner. The launch schedule is predicated on a launch rate that could be supported by the proposed facilities rather than on market assumptions.

	SOUNDING	sELV	mELV1	mELV2	Total Orbital
1994	2	1	0	0	1
1995	6	3	1	0	4
1996	9	6	2	0	8
1997	12	6	4	1	11
1998	12	6	4	3	13
1999	12	6	5	4	15
2000	12	6	5	5	16

Figure 4: Projected launch rates including both suborbital sounding rockets and orbital sELV and mELV class launch vehicles.

Candidate mELVs require extensive assembly and/or checkout time on the launch pad. A typical mELV is on the pad for approximately two months prior to launch. Given scheduling delays due to technical problems and launch constraints such as weather, a mELV pad will sustain a launch rate of not more than five vehicles per year.

Candidate sELVs are solid propellant vehicles that generally utilize a mobile transporter as the launch stand. These vehicles are less complex than the larger liquid propellant mELVs; consequently the on-pad time prior to launch is less than for the mELVs. An average sELV launch rate of six per year has been assumed.

Sounding rockets are normally launched from an elevated rail and require few support facilities. Short processing times could allow at least a dozen sounding rocket launches per year.

4.1.6 Types of Facilities

Spaceport Hawaii will incorporate a variety of facilities necessary for the support of launch operations. Some facilities will be required for the preparation and launching of rockets and their payloads while others will house the safety and range instrumentation system. Additional facilities will be necessary for the operation and maintenance of the spaceport physical plant. Employee-related services will also be provided.

Spaceport facilities will be classified under the following categories:

- Vehicle and Payload Processing
- Safety and Range Instrumentation
- Support
- Infrastructure

4.1.7 Personnel Requirements/Employment Levels

Both permanent and temporary (or transient) personnel will be required at the commercial rocket launching facility. Range and support facilities will be operated by permanent employees. During the initial years of operation it is likely that the launch manifest will not be filled to capacity. Consequently, there will be breaks between launch processing activities for the various launch vehicles. Launch vehicle processing will be performed by transient personnel who will work at the launch site from one to three months preparing the vehicle for launch and then leave until the next launch. As the launch manifest becomes filled, more members of the launch vehicle processing teams will be needed on a permanent basis while the number of transient launch vehicle personnel will decrease.

Full build-out of the spaceport will require approximately six years. It is likely that during the early phases of development many management and administrative functions will be performed elsewhere. This factor may reduce on-site manning in the early years by 20-30%. The total number of employees estimated at full build-out is approximately 525.

4.2 Spaceport Development: Phased Build-Out

4.2.1 General

Perhaps more likely than an immediate full build-out, a phased build-out would accommodate a single multi-launch company with a specific mission that wants to launch from Hawaii. Advanced launch vehicle processing techniques could be employed to maintain launch rates on the order of a dozen per year from a single pad. It is likely that solid propellant rocket motor technology would be employed. In this scenario, the spaceport launch facilities would initially consist of a single launch pad, or at most two closely spaced pads. Additional launch pads eventually would be developed, resulting in a final configuration of four active pads which would be used to launch several different types of rockets.

This phased build-out scenario assumes that the launch company would have to develop its launch facilities quickly in order to meet firm launch date commitments. Recognizing this need, the State of Hawaii would make every effort to ensure that the launch pads and attendant infrastructure could be installed in a timely and cost-effective fashion.

4.2.2 Phased Development Missions

Most likely, the mission would be oriented toward either communications or earth observation. For example, Motorola's recently proposed IRIDIUM project utilizes 77 satellites in low earth orbit, making global communications possible through the use of hand-held telephones (similar to today's cellular phones). While cellular systems are designed to work in urban areas, the satellite systems will provide communications between ships, planes, cars, and ultimately between any two people anywhere in the world. Other satellite systems with similar capabilities are being considered for implementation. Hawaii is an ideal launch site for satellites of this type since they will operate from polar orbit.

4.2.3 Launch Vehicles, Processing and Launch Facilities

During the past decade, many U.S. aerospace companies have been involved in developing solid propellant launch vehicles for the military. Derivatives of this new generation of rockets will become available for commercial use, just as many of the early military liquid propellant rockets evolved into present day commercial launch vehicles.

Based on current trends in rocket technology, it is likely that solid propellant rockets would be utilized at the proposed Hawaii spaceport. The launch vehicles would probably have two or three solid propellant stages with the capability to place between 544 kg and 1134 kg into low earth polar orbit.

An innovative commercial launching operation will likely use processing methods more efficient than constructing the vehicle vertically on the launch pad. Off-pad construction and check-out is preferable since it does not encumber the launch pad for long periods of time. Completed vehicles (assembled either horizontally or vertically) could be moved to the pad and launched in a matter of days. A single launch pad with off-pad construction of the launch vehicle could support launch rates in excess of a dozen per year.

In the long term, it may be prudent to have duplicate pad facilities. The pads could be relatively simple in design, as the launch vehicle would arrive assembled and ready for launch. Two launch pads could be located close to each other and in proximity to the rocket assembly and checkout facility.

Additional launch pads, processing and support facilities will eventually complete the phased build-out of Hawaii's spaceport.

4.3 Current Status

Preparation of a Master Plan containing the project description and conceptual facilities layouts for the proposed space launch facility is currently underway. When completed, the Plan will include site selection criteria, a description of the organization and general physical characteristics of the proposed facilities, siting and environmental criteria for implementing the project, a management plan articulating the State's support of facility operations, and guidelines for coordinating launch operations with astronomical observations on Mauna Kea.

In addition to spearheading Master Plan development, the State of Hawaii is preparing a joint State and Federal environmental impact statement, and will obtain land use permits, gain control of land at the launch site, and provide essential infrastructure (e.g., road improvements, utilities).

* * *

As this paper has suggested, our State's commercial spaceport will afford both timely and low-cost access to both polar and equatorial orbit. Hawaii remains strongly committed as the vision of Spaceport Hawaii moves closer to reality.

For further information, please contact the Hawaii Space Development Authority at (808) 548-3451.

THE UNITED STATES EASTERN TEST RANGE (ETR)

Brig. General Jimmy MORRELL, Commander, 9th Space Division

Air Force Space Command, Patrick AFB

As a summary of Gen. Morrell's presentation the viewgraphs shown are reproduced withtout text.

NATIONAL SPACE LAUNCH RANGES

EASTERN TEST RANGE

WESTERN TEST RANGE

NATIONAL ASSETS CHARTERED TO SUPPORT:

- ALL AUTHORIZED USERS WITH A VALID REQUIREMENT
  - U.S. AND FOREIGN GOVERNMENTS
  - COMMERCIAL ORGANIZATIONS

LEAD RANGE CONCEPT

RANGE SUPPORTING LAUNCH OPERATION

SCHEDULES WORLDWIDE RESOURCES

LEAD RANGE FUNCTIONS

PROVIDE ACCESS TO RESOURCES OF 19 MAJOR RANGE AND TEST FACILITY BASES

- EASTERN AND WESTERN TEST RANGE
- NASA INSTRUMENTATION SITES

SCHEDULE WORLDWIDE SATELLITE CONTROL NETWORK

- 9 SATELLITE COMMANDING STATIONS

SCHEDULE WORLDWIDE SPACE SURVEILLANCE NETWORK

- EARLY ORBIT DETERMINATION
- ON-ORBIT TRACKING

TAILORED MISSION SUPPORT

USER DEFINES REQUIREMENTS

RANGE PROVIDES LAUNCH SUPPORT

- RADARS/OPTICS/TELEMETRY
- STATE OF THE ART METEOROLOGICAL SYSTEMS
- REALTIME DATA PROCESSING/DISPLAY
- POST LAUNCH DATA PROCESSING AND ANALYSIS

RANGE PROVIDES BASE SUPPORT

- AIRFIELDS
- FUELS HANDLING AND STORAGE
- BOOSTER/PAYLOAD PROCESSING FACILITIES

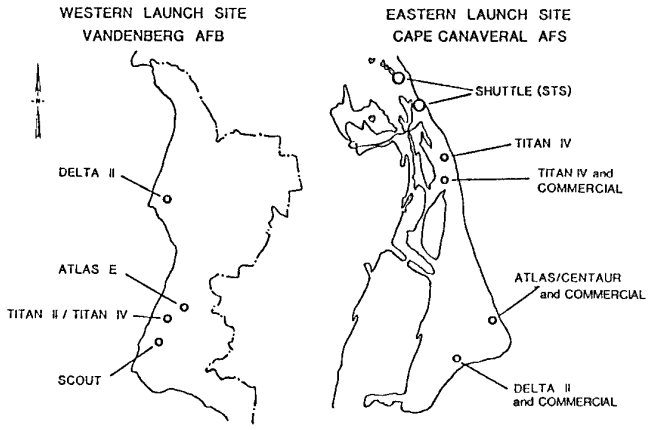
USER INCURS ONLY DIRECT COSTS

EASTERN AND WESTERN TEST RANGE RESOURCE LOCATIONS

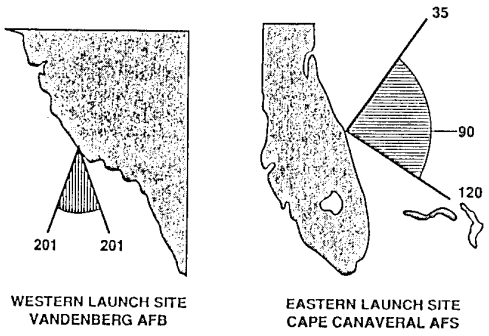


Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

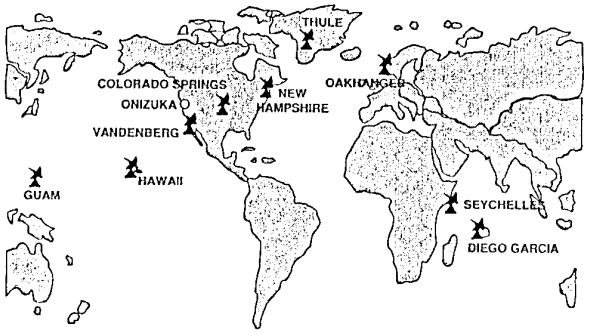
LAUNCH FACILITIES



ALLOWABLE LAUNCH AZIMUTHS



LEAD RANGE
GLOBAL COMMAND AND CONTROL

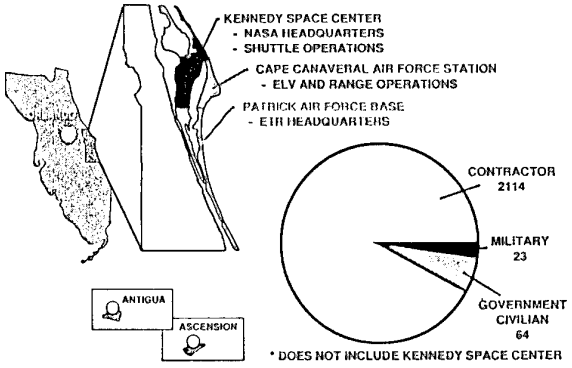


LEAD RANGE
WORLDWIDE TRACKING AND ORBIT DETERMINATION

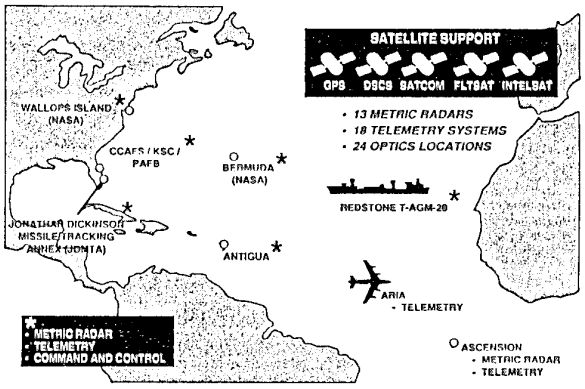


EASTERN TEST RANGE

EASTERN TEST RANGE
PERSONNEL



EASTERN TEST RANGE
INSTRUMENTATION



PRECISION TRACKING RADARS

13 RADARS

- FIXED AND MOBILE
- ENSURES FULL RANGE COVERAGE
- HIGH ACCURACY LONG-RANGE TRAJECTORY DATA

BEACON AND SKIN TRACK CAPABLE

- REALTIME VEHICLE POSITIONING
- DATA COLLECTION AT 10 SAMPLES PER SECOND

FREQUENCY RANGE

- S - BAND: 2200 - 2300 MHz
- C - BAND: 5400 - 5900 MHz

TELEMETRIC CAPABILITIES

18 TELEMETRY ANTENNA SYSTEMS

- FIXED AND MOBILE
- AUTOTRACKING

CENTRALIZED DATA COLLECTION/PROCESSING

- REMOTE STATIONS LINKED VIA SATELLITE TO CENTRAL TELEMETRY STATION
- ALL TELEMETRY RECORDED FOR POST-LAUNCH ANALYSIS

FREQUENCY RANGE

- S-BAND: 2200-2400 MHz
- P-BAND: 300-400 MHz

OPTICS CAPABILITIES

198 TOTAL OPTIC INSTRUMENTS

24 UNIVERSAL CAMERA LOCATIONS

METRIC OPTICS

- RECORDS POSITION/ORIENTATION vs TIME
- REDUCTION OF VELOCITY AND ACCELERATION

ENGINEERING SEQUENTIAL IMAGERY

- RECORDS EVENTS vs TIME

COVERAGE FROM 0 - 250,000 FEET (7620 Km)

CUSTOM DATA PROCESSING

METRIC AND TELEMETRY DATA REDUCTION

- TAILORED TO USER REQUIREMENTS

FUNCTIONS INCLUDE

- REALTIME DISPLAY OF VEHICLE PERFORMANCE
- INSTANTANEOUS ORBIT INSERTION CALCULATION
  - PARAMETERS DISTRIBUTED TO ALL TRACKING SITES
- POST-LAUNCH DATA REDUCTION
  - DELIVERED ACCORDING TO USER SPECIFICATIONS

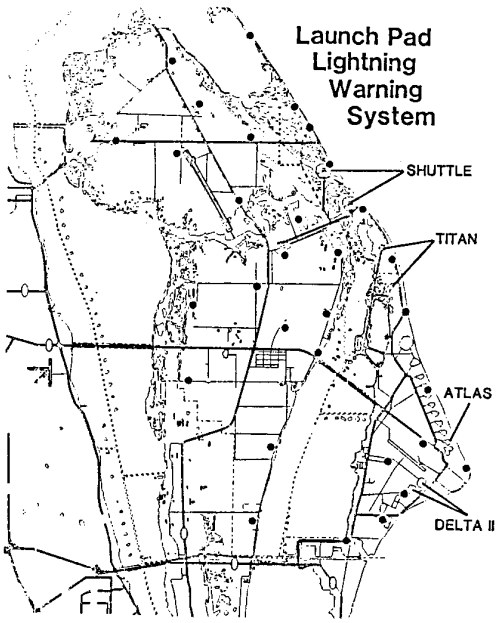
METEOROLOGICAL SUPPORT

WORLDS FINEST LAUNCH WEATHER SENSOR NETWORK

- STATE OF THE ART LIGHTNING WARNING AND DETECTION
- PRECISION THUNDERSTORM DETECTION RADAR
- DETAILED UPPER AIR ANALYSIS TO 300,000 FEET (9144 Km)
- DIRECT LINK TO SATELLITE WEATHER DATA

CONTINUOUS, REALTIME, METEOROLOGICAL SUPPORT

PRECISION WEATHER IS A LAUNCH SUCCESS MULTIPLIER



EASTERN TEST RANGE

LAUNCH HISTORY: FY1986 - 1990

TOTAL LAUNCHES: 196

COMMERCIAL LAUNCHES: 39

LAUNCH PROGRAMS:

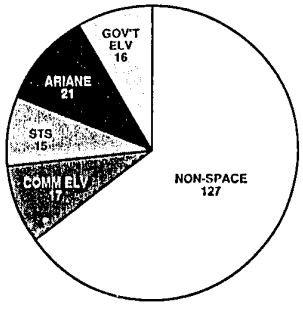
ARIANE	SHUTTLE (STS)
ATLAS CENTAUR	TITAN
DELTA II	TITAN IV

FY = FISCAL YEAR; OCTOBER 1st - SEPTEMEBER 30th

EASTERN TEST RANGE

ACTUAL LAUNCHES FY 86 - 90

TOTAL = 196



EASTERN TEST RANGE
LAUNCH FORECAST: FY1991 - 1995

TOTAL LAUNCHES: 256

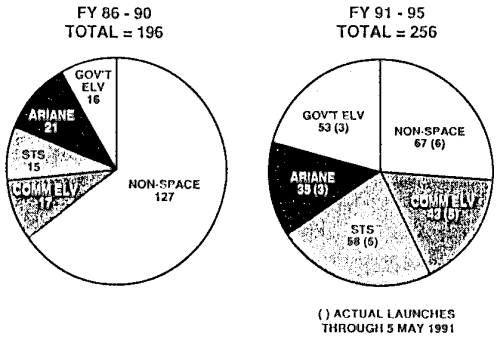
COMMERCIAL LAUNCHES 79

LAUNCH PROGRAMS:

- ARIANE
- ATLAS CENTAUR
- ATLAS II
- DELTA II
- SHUTTLE (STS)
- TITAN
- TITAN IV

INCLUDES 22 ACTUAL LAUNCHES THROUGH 5 MAY 1991

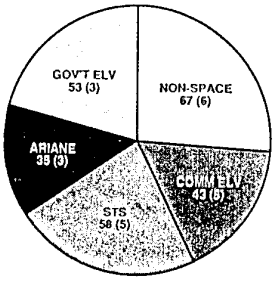
EASTERN TEST RANGE
5 YEAR LAUNCH COMPARISON



( ) ACTUAL LAUNCHES THROUGH 5 MAY 1991

EASTERN TEST RANGE
LAUNCH FORECAST FY 91 - 95

TOTAL = 256



( ) ACTUAL LAUNCHES THROUGH 5 MAY 1991

UNITED STATES SPACE LAUNCH RANGES

NATIONAL ASSETS

INTERNATIONAL RESOURCES

READY TO SUPPORT

SESSION 1.2.
LES INSTALLATIONS DE PREPARATION ET D'ENVOL DES LANCEURS / FACILITIES FOR PREPARING AND LAUNCHING VEHICLES

Président / Chairman :
W.H. ROCK (NASA - KSC, USA)

12.01 H-II ROCKET LAUNCH BASE

MIIDA Sumio
OHNISHI Tomotsugu

Launch Operations Department
National Space Development Agency of Japan

ABSTRACT/RESUME

With the advent of new space era, NASDA is to launch a full scale rocket, H-II, that will be a major Japanese launch vehicle in years to come. The launch facilities for the H-II are also being installed and built in Tanegashima Space Center (TNSC). This paper describes those facilities accommodating spacecraft (S/C) launch operations, showing some operation outlines with them.

Note: The content is not necessary accurate at this point since the project is still developing.

Keywords/Mots-Cles: NASDA, H-II, TNSC

1. TNSC Geography

TNSC is located at the south-east edge of Tanegashima Island at 30°23'50" north latitude and 130°58'47" east longitude. The island location and TNSC map are shown by Fig. 1 and Fig. 2, respectively.

2. Spacecraft Operation Facilities

2.1 #2 S/C Testing & Assembling Building (#2STA)

Major size spacecrafts or satellites go through the assembling and testing operation in #2STA. Since the operation rooms are not explosion proof, hazardous operations are prohibited such as propellant fueling and pyrotechnics installing. Here supposed to carry out the following operations.

(1) Satellite/AGE unpacking, external observation
(2) RCS/LAPS (Liquid Apogee Motor System) leak testing
(3) Subsystem/bus assembling and testing, antenna/sensor alignment
(4) Electrical function testing
(5) RF compatibility testing with tracking stations
(6) Container encapsulating to transport to SFA
(7) Final S/C checking by RF link system
(8) L/V-mated S/C monitoring by RF link system
(9) Count-down S/C monitoring

The Building plan is shown by Fig. 3.

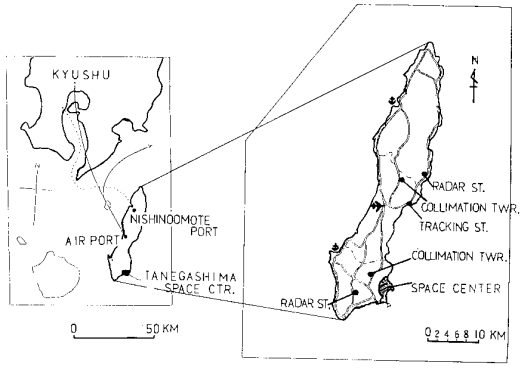


Fig. 1 Location of Tanegashima Space Center

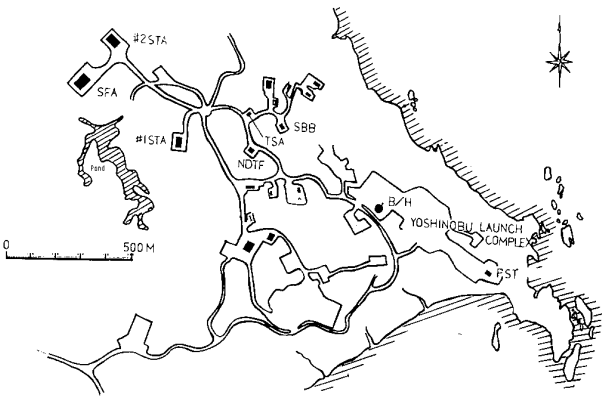


Fig. 2 Location of Typical Facilities in TNSC Osaki Range

2.2 #1 Satellite Testing & Assembling Building (#1STA)

Medium and small size spacecrafts or satellites go through the same operations as in #2STA. The buildiding plan is shown by Fig. 4.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

2.3 Spacecraft & Fairing Assembling Buiilding (SFA)
After the #2STA (#1STA) operation, the spacecraft is transported to SFA, and go through hazardous operations and fairing encapsulation to be set in L/V mating configuration. Here supposed to accomodate the following operations.

(1) RCS/LAPS propellant fueling
(2) Solid apogee motor finishing and installing
(3) Weighing
(4) Pyrotechnics installing
(5) Flight/non-flight item setting
(6) Fairing installing, checking and encapsulating
(7) Fairing-assembly transportation preparation
(8) Emergency propellant unloading

The building plan is shown by Fig. 5

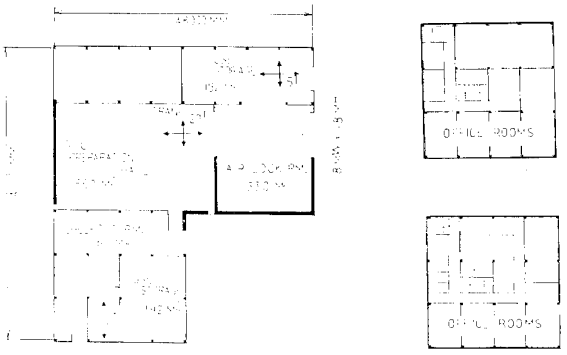


Fig. 3 #2STA (Spacecraft Testing & Assembling Building #2)

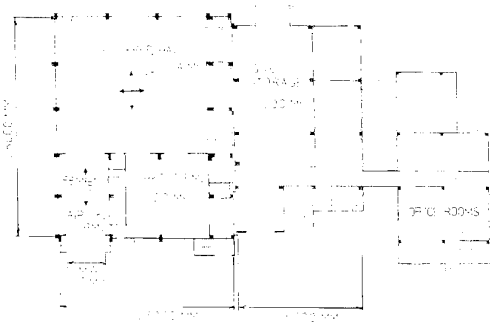


Fig. 4 #1STA (Spacecraft Testing & Assembling Building #1)

2.4 Third-Stage/Spacecraft Assembling Building (TSA)
Except the fairing encapsulating, the same operations as in SFA are carried out in TSA. Fig. 6 shows the plan.

2.5 Non-destructive Testing Facility (NDTF)
Pyrotechnics and the solid propellant such as used for apogee motors go through betatron X-ray inspection in NDTF shown by Fig. 7.

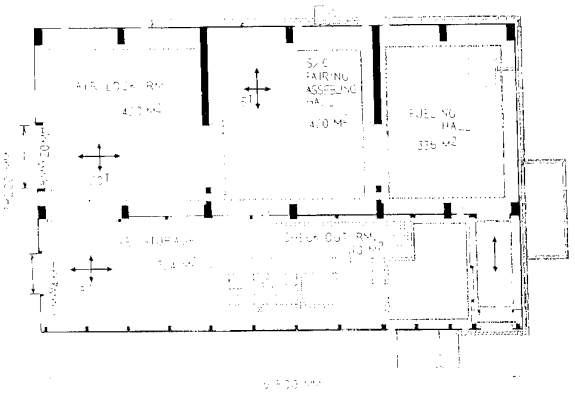


Fig. 5 SFA (Spacecraft and Fairing Assembling Building)

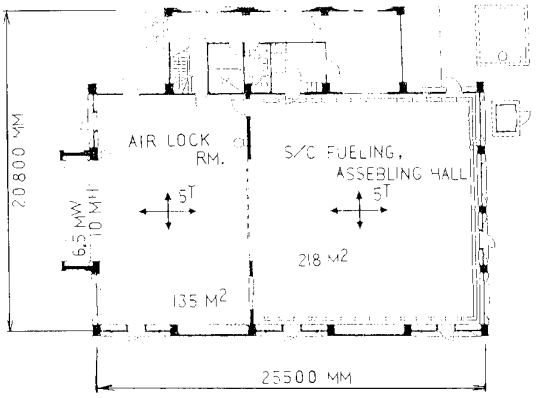


Fig. 6 TSA (3rd Stage and Spacecraft Assembling Building)

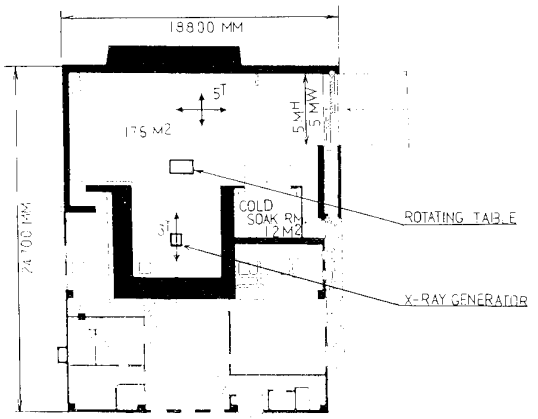


Fig. 7 NDTF (Non-Destructive Testing Facility)

2.6 Solid Booster Testing Building (SBB)
Following the inspection in NDTF, the propellant, etc. go through circuit and ohmic testing, resistance metering, ultrasonic inspection and cracking observation. Fig. 8 shows the plan.

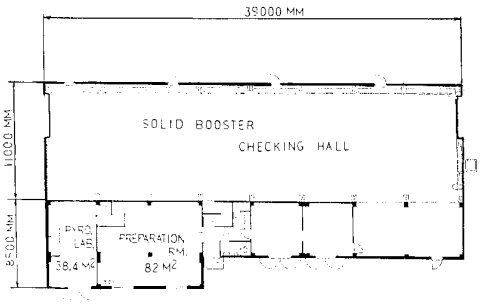


Fig. 8 SBB (Solid Booster Testing Building)

2.7 Pad Service Tower (PST)
PST is the final site for the L/V and S/C to go through last stage inspections, launch rehearsal and count-down operations. The spacecraft and the L/V are also mated here to the final launch configuration. Fig. 9 shows the perspective illustration. Fig. 10 shows its S/C operation area.

2.8 Block House (B/H)
The count-down operation is controlled in situ from B/H. It accommodates L/V and S/C remote control systems, telemetry monitoring and recording equipments, etc. Fig. 11 shows the plan.

2.9 Range Control Center (RCC)
All the final countdown activities including range operations, flight safety monitoring, ground safety monitoring as well as the spacecraft L/V operations are central-controlled from RCC.

2.10 Storage, etc.
(1) The Pyrotechnics Storage and the Solid Propellant Storage stock pyrotechnics and apogee motors, respectively, in the necessary safe environment.
(2) The Launch Site Support Building accommodates equipments and devices to cleanse cleanliness items, and analyzing gas and propellant composites.
(3) The Hazardous Material Storage stocks hydrazine, hydraulic oil, etc., to be classified as such in the necessary safe environment.
(4) The Osaki ware house stocks various meters, tools and miscellaneous supplies.

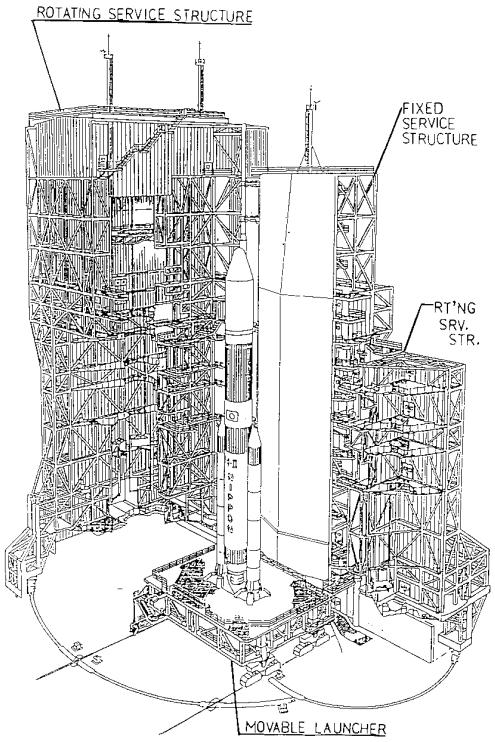


Fig. 9 PST (Pad Service Tower)

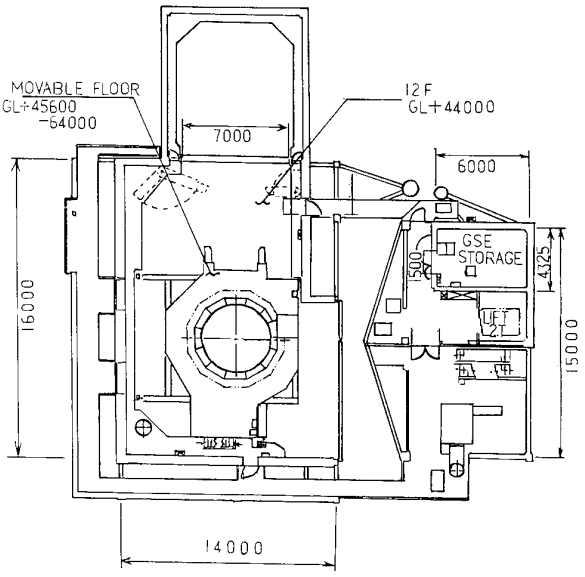


Fig. 10 PST 14FL (GL=50000 mm)

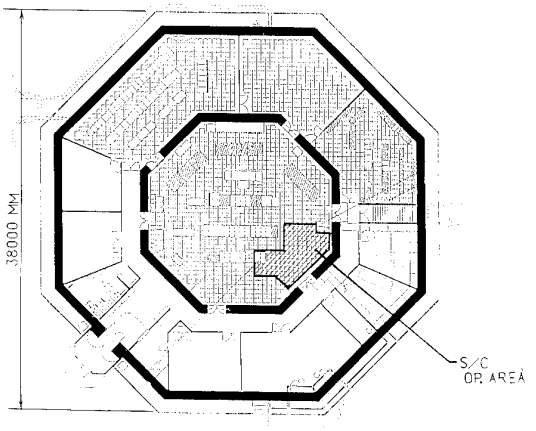


Fig. 11 B/H (Block House)

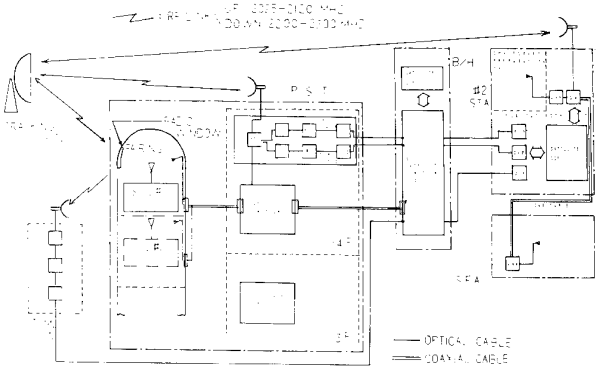


Fig. 12 Data Network

2.11 Environmental Conditions

Table 1 shows the available conditions in each facility.

TABLE 1 ENVIRONMENTAL CONDITIONS

		CLEANLINESS [CLASS]	TEMPERATURE [°C]	RELATIVE HUMIDITY [%]
#1STA	S/C PREPARATION HALL	10000	21 - 25	40 - 60
	AIRLOCK ROOM	10000	21 - 25	40 - 60
	CHECKOUT ROOM	NA	21 - 25	40 - 60
	AGE STORAGE ROOM	NA	20 - 26	50 mean
	UNPACKING ROOM	NA	20 - 26	50 mean
	OFFICE	NA	20 - 26	50 mean
#2STA	S/C PREPARATION HALL	100000	23 ± 5	50 ± 10
	AIRLOCK ROOM	100000	23 ± 5	50 ± 10
	CHECKOUT ROOM	NA	20 - 26	50 mean
	AGE STORAGE ROOM	NA	20 - 26	50 mean
	UNPACKING ROOM	NA	NA	NA
	OFFICE	NA	20 - 26	50 mean
TSA	FUELING ROOM	100000	21 - 25	40 - 60
	AIRLOCK ROOM	100000	21 - 25	40 - 60
	CHECKOUT ROOM	NA	20 - 26	50 mean
SFA	FUELING ROOM	100000	23 ± 5	50 ± 10
	ASSEMBLY HALL	100000	23 ± 5	50 ± 10
	FUELING FACILITY ROOM	100000	23 ± 5	50 ± 10
	AIRLOCK ROOM (1)	100000	23 ± 5	50 ± 10
	AIRLOCK ROOM (2)	100000	15 - 28	50 ± 10
	CHECKOUT ROOM	NA	20 - 26	50 mean
	AGE STORAGE ROOM	NA	8 - 32	60 ± 30
NDTF	X-RAY HALL	NA	21 - 25	40 - 65
	COLD SOAK ROOM	NA	7.2±7.8	20 - 65
	OFFICE	NA	21 - 25	50 mean
SBB	PYRO. LABORATORY	NA	20 - 25	50 mean
	PREPARATION ROOM	NA	20 - 26	50 mean
PST	12F	100000	20 ± 3(*)	40 - 60
	FAIRING (**)	100000	15 - 25	40 - 60
	14F (AGE STORAGE ROOM)	NA	20 - 26	50 mean
B/H		NA	20 - 26	50 mean

(*) In summer: 25 ± 3°C, 40 - 70 %
(**) Maximum flow rate: 100 m³/min

3. Data Network

The conceptual illustration is shown by Fig. 12.

4. Launch Operation

4.1 Operation Phase

The entire operation is divided into three phases.
Phase 1: Spacecraft assembling & testing
Phase 2: Spacecraft hazardous operation
Phase 3: Spacecraft / launch vehicle joint operation

The nominal operation period should not exceed ninety (TBD) calendar days breaking into eighty prelaunch days and nine postlaunch days. Also the nominal Satellite-VOS (mating the spacecraft with the launch vehicle) should come on the ninth day before launch day (Y-9). The general operation flow and the schedule are shown in Fig. 13 and Fig. 14, respectively.

4.2 Phase 1

The spacecraft goes through testing and assembling at #1(#2)STA where no hazardous operations are allowed. Electric/mechanical fit check between PAF (payload attach fitting) and the spacecraft will be carried out in this phase if not before the operation.

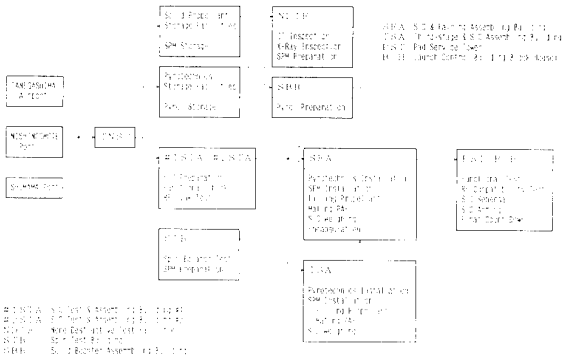


Fig. 13 Typical Operation Flow Diagram

4.3 Phase 2

The spacecraft goes to hazardous operations such as propellant/gas fueling and pyrotechnics/solid propellant motor installation, which culminates at the satellite final launch configuration.

4.4 Phase 3

The spacecraft is encapsuled into the fairing at SFA to be a S/C-fairing assembly.
The assembly is erected on a transporter to be hauled to PST. The transporting environment is as follows;

Temperature	:	5°C - 30°C
Moisture	:	60% RH or below
Vibration	:	0.6 G or below (three axis)
Cleanliness	:	Class 100,000 or above

Entire operation of this phase is conducted by L/V side with support from the S/C side.

4.5 Count-down Phase

The count-down phase comes at the end of the phase 3 starting at Y-3. The S/C side applies a final stage function test on the S/C and battery conditioning through the umbilical cable and/or RF communication link.

4.6 Terminal Count-down

The terminal count-down comes at the end of the above count-down phase on the Y-0 day in which final launch operation is finished for the launch vehicle to be launched. The S/C side can carry out the following operations if necessary.

(1) RF flight configuration set-up
(2) Final satellite checking and battery charging
(3) Apogee motor arming

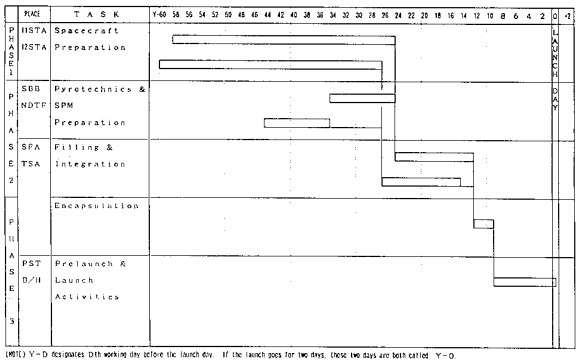


Fig. 14 Typical Spacecraft Operation Time Schedule (Dual Launch)

EVOLUTION DE LA CONCEPTION DES INSTALLATIONS DE LANCEMENT ARIANE

Michel MIGNOT

CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES

L'auteur décrit l'évolution des concepts des Ensembles de Lancement **ELA 1 - ELA 2 et ELA 3**, réalisés par le **CNES** dans le cadre des grands programmes de l'**ASE**. L'augmentation des cadences de lancement, la diminution de la vulnérabilité aux accidents et la recherche d'une optimisation des activités opérationnelles ont constitué les axes principaux d'efforts, en parallèle d'une adaptation permanente aux évolutions du lanceur **ARIANE**. C'est ainsi que le nouveau lanceur européen **ARIANE 5** bénéficiera avec l'**ELA 3**, à l'horizon 95, d'une infrastructure au sol parmi les plus modernes et les plus fonctionnelles du monde.

Mots clés : ELA 1-ELA 2-ELA3-CNES-ASE-ARIANE 5.

Le lanceur ARIANE évolue régulièrement afin de garder sa compétitivité commerciale ; les installations de lancements à KOUROU en GUYANE FRANCAISE doivent en conséquence s'adapter à cette nécessaire amélioration, par des investissements sans cesse optimisés, dont les montants représentent en moyenne 10 à 15 % des coûts des développements des lanceurs correspondants.

Une campagne de lancement ARIANE

en GUYANE regroupe les opérations et contrôles qui, à partir des éléments individuels arrivant à KOUROU, tant pour le lanceur que pour la charge utile commerciale (étages, case à équipements, coiffes, satellites ...) en font un lanceur intégré et contrôlé prêt au décollage, pour s'achever par le lancement proprement dit jusqu'à la mise en orbite des satellites.

Ces **opérations**, d'une durée (quel que soit le type de lanceur) de 6 semaines environ, se décomposent :

- en 4 semaines de préparation (assemblages, intégration et contrôles) du lanceur, la préparation des satellites s'effectuant en parallèle,

- puis 2 semaines pour l'intégration et le contrôle de la charge utile sur le lanceur (12 jours), pour la chronologie finale, notamment le remplissage en ergols du lanceur (2 jours) et pour le lancement proprement dit (20 minutes),

- après le lancement, les installations sont revalidées en 2 semaines, ce qui porte à **une durée totale de 2 mois** d'opérations, pour une campagne.

L'ENSEMBLE DE LANCEMENT ARIANE N° 1 - ELA 1 (1973 - 79 - 89) concu en 1973 pour le lanceur ARIANE 1,

- avec une capacité de 4 lancements par an, ce qui était à l'époque la perspective maximale envisagée,

- avec une volonté marquée de récupération des installations existantes en GUYANE mises en place pour le lanceur EUROPA 2, dans le cadre du programme précédent ELDO. En effet, ces installations étaient pratiquement neuves, un seul lancement ayant été effectué en novembre 1971.

Sur ce site, qui a été, moyennant quelques contraintes de conception, profondément réaménagé et adapté pour ARIANE, toutes les opérations s'effectuent sur l'aire de lancement de façon séquentielle ; il est donc ainsi limité à un lancement tous les 2 mois, ce qui semblait très suffisant lors de sa conception.

Cet ELA a effectué **le premier lancement ARIANE le 24 décembre 1979**. Il a été ensuite adapté aux lanceurs ARIANE 2 et 3, avec la particularité que certaines évolutions du lanceur ont été contraintes par les dimensions des installations. En particulier l'augmentation du 3è étage du H 8 à H 10 a été limitée par la hauteur disponible dans la tour de montage.

L'ELA 1 resta opérationnel jusqu'à l'arrêt de la version ARIANE 3, soit mi-1989 ; il a effectué 25 lancements dans des conditions tout à fait acceptables et compétitives.

Cependant, quelques défauts ont été constatés à l'expérience :

- cadence limitée à 5 lancements par an,

- toutes les installations sensibles étant concentrées à proximité du lanceur, entraînent :

* une grande *vulnérabilité* à un accident au décollage,

* une *accessibilité réduite* à partir des opérations dangereuses de remplissages,

- la récupération de l'installation EUROPA 2 a entraîné :

* une intégration difficile dans le mât ombilical conduisant à des difficultés de maintenance,

* une orientation défavorable : lanceur - mât ombilical, limitant ainsi la vitesse du vent admissible au décollage (9m/s)

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

L'ENSEMBLE DE LANCEMENT ARIANE N° 2 - ELA 2 (1980-86-98) conçu en 1980 pour le lanceur ARIANE 3 et surtout le lanceur ARIANE 4,

- avec une capacité doublée, soit un lancement par mois compte tenu des nouvelles perspectives commerciales d'ARIANE (8 à 10 lancements par an),

- avec l'objectif d'une grande souplesse opérationnelle, accessibilité maximale, réduction des contraintes etc... Cet ELA est résolument tourné vers l'optimisation des opérations.

Ces performances doublées ont été obtenues par la **séparation géographique de la Zone de Préparation et de la Zone de Lancement** qui est la caractéristique principale de l'ELA 2.

En effet, un lanceur peut être érigé, assemblé et contrôlé en ZONE de PREPARATION (1er mois de la campagne) alors que le précédent dans le même temps a été amené, érigé à la verticale sur sa table mobile en ZONE de LANCEMENT pour la deuxième partie de sa campagne : mise en place et contrôle de la charge utile, chronologie et son lancement (2 semaines), puis la revalidation des installations (d'une durée de 2 semaines) afin de pouvoir accueillir le lanceur suivant.

La cadence d'un lancement par mois est ainsi obtenue, et ce, pour un coût de seulement 1,3 fois celui d'un ensemble de type ELA 1 de performance moitié.

L'expérience de l'ELA 1 a pleinement profité à la conception de l'ELA 2 :

- orientation favorable lanceur - tour ombilicale par rapport au vent portant la vitesse admissible au décollage à 14 m/s,

- accessibilité maximale dans la tour ombilicale,

- limitation en zone de lancement des équipements de servitudes et de contrôles qui ont été, autant que faire se peut, reportés en zone de préparation, située à distance de sécurité suffisante, afin de permettre une accessibilité sans contrainte, jusqu'à quelques minutes avant le décollage et réduisant les équipements vulnérables en cas d'accident.

Cet ELA est **opérationnel depuis le 28 mars 1986**, date du premier lancement **ARIANE 3** effectué depuis l'ELA 2 ; il a été ensuite adapté au lanceur **ARIANE 4** dont le premier lancement a eu lieu le **15 JUIN 1988**. Il est l'outil de lancement industriel d'ARIANESPACE et ce, jusque vers la fin du siècle (1998) à l'arrêt de la version ARIANE 4. Il aura effectué alors près de 100 lancements à la cadence de 8 à 9 par an.

Quelques petites insatisfactions de conception peuvent néammoins être signalées :

- malgré une nette amélioration par rapport à l'ELA 1, la **vulnérabilité** à l'accident au décollage est encore réelle ; en effet, outre la table de lancement, certains ouvrages et équipements coûteux sont encore à proximité immédiate du lanceur (partie haute de la tour ombilicale, portique...). Un programme de durcissement de l'ELA 2 a été mis en place avec l'objectif de limiter à 1 an l'immobilisation opérationnelle en cas d'accident grave,

- la séparation en deux zones, qui présente un très net avantage, a cependant le petit inconvénient sur l'ELA 2 d'obliger à déconnecter les ombilicaux des étages supérieurs du lanceur au départ de la zone de préparation, pour les reconnecter à l'arrivée en zone de lancement, ce qui entraîne une certaine régression dans les contrôles et une perte de temps de l'ordre de 36 heures,

- le système informatique performant et moderne est encore trop centralisé et, en particulier, la non-séparation des paramètres de servitudes de ceux liés aux opérations lanceur conduit à certaines contraintes de gestion opérationnelle et de performances.

L'ELA 2 est néammoins sans conteste un outil très performant et bien adapté au lanceur 44 L, possèdant l'équivalent de 7 étages liquides, donc relativement complexe de mise en oeuvre.

L'ENSEMBLE DE LANCEMENT ARIANE N° 3 - ELA 3 (1987 - 95 - 2010 ?) concu au début de 1987 pour le futur lanceur lourd ARIANE 5 :

- avec une capacité identique à celle de l'ELA 2 d'un lancement par mois,

- avec, et encore accentué, un objectif tourné vers la réduction des coûts opérationnels.

Sa conception fondamentale de base est celle performante de l'ELA 2 avec la séparation des zones de préparation et de lancements. Cette conception a été adaptée au lanceur ARIANE 5 plus volumineux mais relativement plus simple qu'ARIANE 4. De même l'expérience ELA 2 a pleinement profité à la conception de l'ELA 3 ; en effet :

- la vulnérabilité a été très fortement limitée par une simplification maximale de l'aire de lancement : le portique mobile sensible sur l'ELA 2 a été remplacé par un bâtiment fixe d'assemblage de la charge utile, situé bien au-delà de la distance de sécurité, et c'est le lanceur sur sa table mobile qui rejoint le site de lancement pour la chronologie finale (10 heures).

- la déconnection - reconnection des ombilicaux a été supprimée par l'intégration du mât ombilical (simplifié sur ARIANE 5) sur la table de lancement mobile, accompagnant ainsi le lanceur du début à la fin des opérations. Cette évolution a été facilitée par la relative simplicité en vol automatique de la partie haute du lanceur (par rapport à celle d'ARIANE 4), l'essentiel des liaisons sol-bord s'effectuant par la table de lancement,

- les systèmes de Contrôle Commande des Servitudes du site et ceux liés au lanceur ont été séparés.

Ce nouvel ensemble de lancement sera au rendez-vous du **1er lancement ARIANE 5 le 1/04/1995** ; il aura été rentabilisé et utilisé auparavant pour les essais des ensembles propulsifs H 155 et P 230 d'ARIANE 5. Il permettra ensuite tous les lancements de développements et opérationnels d'ARIANE 5; il est conçu pour au moins 100 lancements. Il sera dès que nécessaire adapté au lancement de l'avion spatial HERMES pour la fin de la décennie.

En résumé, la conception des installations de lancements ARIANE est conditionnée :

- par les besoins du lanceur pour lequel il est destiné,

- par les contraintes de sécurité,

- par les cadences de lancements recherchées,

- et par l'expérience acquise lors des développements et utilisations des moyens précédents. Cette expérience a toujours été intégrée de façon bénéfique, afin d'améliorer sans cesse la qualité du produit, sa disponibilité et sa souplesse opérationnelle dont l'objectif final est l'optimisation maximale des coûts de lancement.

Cette incomparable expérience acquise au CNES pour le développement d'installations de lancements de plus en plus performantes en qualité et en coûts, bénéficie naturellement en priorité à tous les programmes des lanceurs de l'Agence Spatiale Européenne qui nous fait confiance depuis l'origine, mais elle peut également être utilisée en consultance par tout organisme ou pays recherchant l'optimisation de ses moyens opérationnels dans le cadre d'accord de coopération avec l'Agence Spatiale Européenne ou avec le CNES.

LA FILIERE SOL DES BANCS DE CONTROLE ARIANE 5

J.A.Darricau[1], R.Barrot[2], L.Amy de la Bretéque[3]
B.Schietecatte[4], A.Ragot[5], P.Caumes[6]

[1] Chef de projet "Groupe Filière Sol Ariane 5" Matra-Espace,
[2] Resp. système "Groupe projet filière sol Ariane 5" Matra-Espace,
[3]Resp de la div. "infrastructure de développement sol" Matra-Espace,
[4]Resp. du dept. "ingénierie qualité" Matra-Espace,
[5]Resp. du dept. "Assurance produit système" CNES Evry.
[6]Resp. du centre "sûreté de fonctionnement" Bureau Veritas Toulouse.

RESUME

Matra-Espace, en temps que maître d'oeuvre de la filière des bancs de contrôle du lanceur Ariane 5, développe 5 contrôles commande selon une même architecture, caractérisée par :

- une grande modularité (paramétrisation)
- une architecture répartie
- un haut degré de sûreté de fonctionnement

Cette filière permet de garantir la portabilité des contrôles, c'est à dire la possibilité de rejouer les tests effectués en usine, lors de la préparation du tir.

De plus, l'ensemble du cycle de développement des tests est pris en compte, par l'intégration dans cette filière, d'un atelier logiciel (développement), et d'un simulateur logiciel (validation)

Mots clefs : Contrôle Commande, base de lancement, ELA3, ARIANE 5.

1. INTRODUCTION

Depuis les débuts du spatial européen, MATRA ESPACE participe aux programmes de lanceurs par la maîtrise d'oeuvre de la case à équipements. Avec ARIANE 5, MATRA ESPACE a été choisi comme maître d'oeuvre et architecte industriel de l'ensemble des moyens sol de contrôle et de mise en oeuvre du lanceur.

Cette filière de moyens comprend 5 bancs nécessaires au CNES et aux contractants de niveau 1 du programme ARIANE 5 pour les phases de développement et d'exploitation :

- des bancs de tests et d'intégration des étages et de la case à équipements (EAP, EPC, CASE)
- un contrôle commande d'une installation de simulation fonctionnelle lanceur (ISF)
- le contrôle commande opérationnel du pas de tir ELA 3 en Guyane (CCO)

Elle comprend également les moyens nécessaire au développement des logiciels d'application qui vont s'exécuter sur ces bancs.

- un atelier logiciel (ALS)
- un simulateur fonctionnel lanceur (SFL)

2. OBJECTIFS

Les idées de base à l'origine de cette filière, ont été d'une part la nécessité de diminuer les coûts de développement afin de répondre à l'objectif économique du programme et d'autre part d'améliorer la fiabilité des lancements en permettant de réaliser, lors de l'intégration du lanceur avant le tir, le même niveau de test sur chaque élément, que ce qui a été fait lors de la validation en usine.

3. DESCRIPTION TECHNIQUE

3•1 Introduction

Le développement a débuté par une étude préliminaire d'architecture, qui a fait progresser l'expression de besoin vis à vis de cet ensemble de bancs, et a participé à une homogénéisation de méthodes de test entre les différents industriels. Elle aboutit à une architecture générique, des choix de standards industriels et inclut une modélisation de performances de cette architecture.

Tout en étant prudent, afin de minimiser les risques de développement, il était nécessaire de prendre en compte dans les choix de standards, leur pérénité sur la durée du programme soit 10 à 20 ans à partir de 1995.

Les choix principaux sont :

- l'adoption d'une architecture distribuée (sur ELA3, les équipements du banc sont éloignés de plusieurs km) avec un réseau 802.3 déterministe (FACTOR)
- l'utilisation des standards ADA aussi bien pour le logiciel applicatif développé par les responsables de ces bancs (industriels de niveau 1, CNES et exploitants), que pour le logiciel système des contrôles commandes eux-même.

3•2 Principes généraux

Les principes généraux de l'architecture des bancs de contrôle de la filière sont :

- la distribution des fonctions au sein d'unités de traitement différentes
- l'utilisation d'un réseau local industriel (doublé) comme support de communication pour relier les unités de traitement
- une modularité fonctionnelle permettant la décentralisation et la spécialisation de frontaux par rapport à un processus à contrôler.
- l'indépendance des fonctions d'archivage et exploitation de la fonction "conduite d'opération".

Ces idées conduisent à l'établissement d'une architecture modulaire commune, dite architecture générique, à partir de laquelle les bancs de contrôle sont constitués, à la manière d'un puzzle.

Chaque banc de contrôle est ainsi construit à partir d'un ensemble de produits parmi la liste suivante :

- frontaux (bus 1553, filaire, télémesure, alimentation électrique)
- unité "conduite de opérations"
- supervision système
- unité "archivage"
- unité "exploitation"
- distribution du temps
- réseau
- postes opérateurs

Les frontaux peuvent être redondés pour des besoins de sécurité (cas du CCO).

Une notion de multi-sites permet d'avoir plusieurs processus différents à contrôler (avec les frontaux correspondants) à partir des mêmes unités de traitement (conduite des opérations, postes opérateurs etc...).

3•3 Frontaux

Un frontal effectue la liaison entre le contrôle commande et le processus pour un type donné d'interface. Il assure les fonctions suivantes :

- gestion et exécution des automatismes
- envoi des commandes sur le processus
- acquisition, traitement et surveillance de paramètres
- gestion des alarmes et anomalies
- formatage des données et envoi sur le réseau RS
- datation des événements
- auto-surveillance et auto-test du frontal

Les frontaux peuvent être de quatre sortes :

- filaire : pour les échanges d'informations sous forme filaire (analogique ou logique)
- bus 1553 : pour les échanges avec le système de communication (SdC) du lanceur, c'est à dire avec le bus informatique interne
- télémesure : pour les échanges avec le lanceur par voie radio.
- alimentations électriques : il s'agit en fait d'un frontal filaire qui commande un ensemble d'alimentations électriques de manière à fournir au lanceur les sources électriques externes basse tension nécessaire à son fonctionnement au sol.

Un frontal est constitué d'un ensemble de processeurs, des interfaces spécifiques avec le processus, d'un chien de garde pour l'auto-surveillance et des coupleurs réseau FACTOR

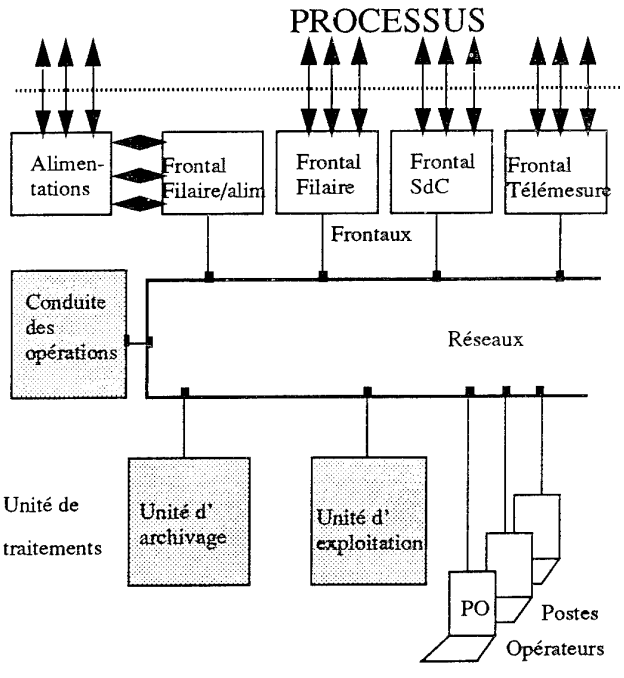
3•4 Unité de Conduite Des Opérations - CDO

Le sous-système de conduite des opérations assure le séquencement d'opérations élémentaires sous forme automatique ou manuelle. Ces opérations sont activables par l'opérateur à l'aide d'outils spécifiques.

La CDO assure les fonctions suivantes :

- gestion des chargements et commande de l'exécution des logiciels d'application
- exécution des procédures automatiques
- gestion manuel
- gestion des résultats des procédures
- gestion centralisée des alarmes et des anomalies
- gestion du journal de bord
- gestion de la connexion des postes opérateurs
- gestion du temps
- exécution d'utilitaires spécifiques
- auto-test et auto-surveillance
- interface avec l'atelier logiciel sol (ALS)
- contrôle de la configuration (signature des logiciels)
- support de la fonction supervision

En mode automatique, le séquencement des opérations est définie dans un programme logiciel pour exécution automatique (appelé Procédure Automatique ou PA). Ces logiciels constituent le logiciel d'application dit de niveau 3. Ils sont écrits par les utilisateurs des bancs.



3•5 Unité de supervision système

Le sous-système supervision système assure les fonctions suivantes :

- définition de la configuration du banc
- surveillance des constituants du banc (équipement et réseaux) par la réception des états de bon fonctionnement
- la commande des unités de traitement (Remise A Zéro)

3•6 Unité d'archivage

Le sous-système archivage permet de mémoriser des informations datées par rapport au temps local et de tracer l'évolution de paramètres en temps réel.

3•7 Unité d'exploitation

Le sous-système exploitation permet d'effectuer tous les traitements temps différé, et notamment :

- les tracés de courbes
- le dépouillement des résultats d'essais
- l'édition de documents résultats
- la sauvegarde d'informations et la constitution de bandes au format STD

3•8 Distribution du temps

La distribution du temps permet de générer le temps local par une carte dédiée implantée sur l'unité CDO, de distribuer ce temps à tous les abonnés, et de synchroniser les abonnés entre eux.

3•9 Réseaux

Quatre réseaux distincts sont utilisés :

- Le réseau de commande (RC) qui véhicule toutes les informations directement liées au contrôle de processus et constituant un trafic ayant une échéance temporelle
- Le réseau de service (RS) qui véhicule les informations liées aux fonctions d'exploitation opérationnelles
- Le réseau d'exploitation (RE) qui véhicule les résultats d'essais
- Des liaisons filaires point à point qui véhiculent les comptes rendus de fonctionnement et les ordres de remise à zéro des unités de traitement ainsi que la synchronisation de ces U.T.

3•10 Interface homme-machine - Postes Opérateurs

Le sous-système interface homme machine permet :

- de gérer le dialogue de l'opérateur et la visualisation associée, lors de la préparation, de l'exécution et de l'exploitation des essais.
- de fournir à l'opérateur une vue d'ensemble des différents aspects d'un phénomène dans une vision synoptique (animation de synoptiques, tracés graphiques, tableaux de valeurs)
- de fournir à l'opérateur sous forme de listes, courbes ou bargraphes, des informations sur un support vidéo ou papier.

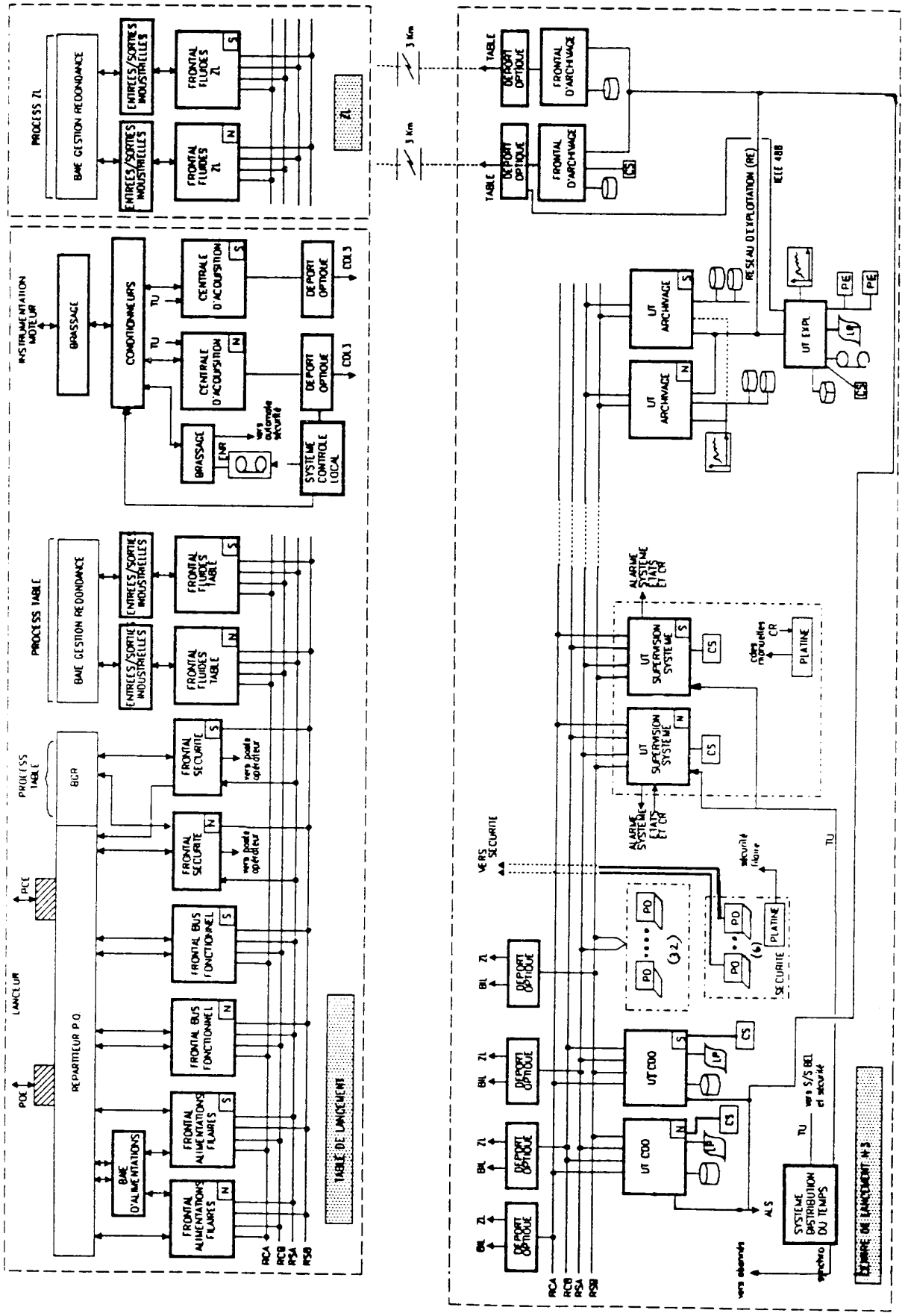
3•11 Paramétrisation

La paramétrisation du contrôle commande se fait par l'intermédiaire d'une base données opérationnelle qui contient l'ensemble des informations spécifiques du site :

- description du contrôle commande lui-même (configuration, type de frontaux, nombre de poste opérateur, nombre de sites, redondance etc...)
- définition des entrées / sorties (correspondance nom logique / adresse physique)
- définition des fonctions de transfert pour chaque entrée / sortie

Cette base de données opérationnelle permet d'écrire des applications (programmes de test), indépendantes du contrôle commande.

Architecture physique du CCO1



4. Description des différents Contrôle Commande

4•1 Le contrôle commande EAP

Le contrôle commande de l'EAP (Etage Auxilliaire à Poudre) comporte deux frontaux (SdC 1553, alimentation/filaire), les réseaux, la distribution du temps, trois unités de traitement (CDO conduite des opérations, archivage, exploitation) et deux postes opérateurs.

4•2 Le contrôle commande ISF

Le contrôle commande pour le banc ISF (Installation de Simulation Fonctionnelle) comporte deux frontaux (SdC 1553, alimentation/filaire), les réseaux, la distribution du temps, trois unités de traitement (CDO conduite des opérations, archivage, exploitation) et deux postes opérateurs.

4•3 Le contrôle commande EPC

Le contrôle commande pour le banc EPC (Etage Propulseur Cryotechnique) comporte trois sites d'intégration , donc trois série de frontaux :

- Site 1 : un frontal (alimentation / filaire)
- Site 2 : deux frontaux (alimentation/filaire, SdC 1553)
- Site 3 : deux frontaux (alimentation/filaire, SdC 1553)
- Les sites 2 et 3 partagent un frontal télémesure

Pour commander ces trois sites, il y a trois unités de traitement (CDO conduite des opérations, archivage, exploitation), la distribution du temps, et quatre postes opérateurs.

4•4 Le contrôle commande CASE

Le contrôle commande pour le banc Case comporte trois frontaux (télémesure, SdC 1553, alimentation/filaire), les réseaux, la distribution du temps, trois unités de traitement (CDO conduite des opérations, archivage, exploitation) et trois postes opérateurs.

Ce banc à la particularité d'être monté sur chariot, ce qui permet un déplacement aisé, en particulier afin d'effectuer les tests en ambiance spatiale sur le site d'Intespace.

4•5 Le contrôle commande CCO

Le Centre de Contrôle Opérationnel (CCO) a en particulier pour objectif d'assurer correctement la phase précédent le tir (chronologie de lancement) du lanceur ARIANE. A cette fin, il gère les interfaces sol-bord du type électronique, fluides (oxygène, hydrogène), assure le "dialogue" informatique entre le bord et le sol, contrôle le déroulement de la séquence de chronologie d'une durée de plus de 5 heures et assure la mise en sécurité du lanceur si nécessaire, soit en automatique soit en manuel (dernier étage de sécurité appelé "coup de poing"), mais aussi assure la phase de vidange, dégazage ..., en cas de tir avorté.

Toutes ces opérations étant constamment sous contrôle humain par l'intermédiaire d'une trentaine de postes opérateurs spécifiques regroupés dans une salle de Contrôle.

Le CCO est constitué de trois parties distinctes.

La première, située dans la table de lancement, comprend les diverses liaisons électriques, fluides, informatiques ... entre le sol et le bord, ainsi qu'un ensemble de matériels pour l'acquisition de mesures (plus de 1700), l'envoi de commandes (600) et l'assurance du dialogue lanceur-sol via un BUS de communication informatique.

Une seconde, située sur le pas de tir, gère l'interface des circuits (oxygène, hydrogène ...) entre la table de lancement et la zone de stockage de ces mêmes fluides.

Cette dernière partie, distante de 3 km du pas de tir, reliée aux deux autres par un réseau optique constitue la salle de Contrôle.

Elle regroupe tous les systèmes qui assurent le bon déroulement de la chronologie (supervision, conduite), mais également son arrêt et la mise en sécurité du lanceur.

Le contrôle Commande Opérationnel comporte 6 frontaux redondés (fluides table, fluides zone de lancement, télémesure, SdC 1553, alimentation/filaire, sécurité), les réseaux redondés, la distribution du temps, quatre unités de traitement redondées (CDO conduite des opérations, supervision système, archivage, exploitation) et trente-six postes opérateurs.

5. LES MOYENS DE DEVELOPPEMENT

La notion de filière inclut les moyens supports au développement des bancs

5•1 L'Atelier Logiciel SOL

L'Atelier Logiciel Sol (ALS) est un élément clef de la filière. Il est utilisé :

- Pour le développement des contrôles commandes eux-même
- Pour le développement des logiciels d'application (ou de test) qui tourneront sur les contrôles commandes.

Dans le cadre du développement des contrôle commandes, il supporte :

- la gestion des spécifications avec une base de données d'exigences identifiant les exigences communes et spécifiques de chaque banc, ceci permettant d'assurer la cohérence des spécifications des différents bancs de la filière.
- le développement des logiciels systèmes avec les méthodes IDEF0 et HOOD.

Dans le cadre du développement des logiciels d'application, il supporte :

- le développement des logiciels d'application de la phase de spécification jusqu'à la phase de test logique
- la gestion des données opérationnelles contenant la description architecture lanceur en commandes et acquisition et prenant en compte la caractérisation individuelle de chaque lanceur.

5•2 Le Simulateur Fonctionnel Lanceur

Le Simulateur Fonctionnel Lanceur (SFL) permet la validation des logiciels d'application sur le site ELA3, en se connectant directement à la place du lanceur, derrière le contrôle commande.

Les phases finales de validation s'effectuent sur des maquettes fonctionnelles électriques.

6. LA FILIERE ET LA SURETE DE FONTIONNEMENT

ARIANE 5, lanceur entièrement nouveau développé pour les années 1995-2010, doit assurer le lancement de satellites à des coûts compétitifs avec une fiabilité encore accrue, mais aussi doit être compatible avec des vols habités (Avion Spatial Hermès) avec un niveau de sécurité très élevé.

Le centre de Contrôle Opérationnel ARIANE 5 (CCO) constitue l'un des derniers liens physiques entre le sol et le lanceur. Il doit donc, au même titre que tous les autres sous systèmes respecter des niveaux de sûreté de Fonctionnement compatibles avec les objectifs systèmes.

6•1 Construction de la sûreté de fonctionnement

L'activité Sûreté de Fonctionnement du CCO vit au rythme du développement du projet en étroite liaison avec les activités de conceptions, réalisations, essais, validations ...

Cette activité de sûreté de fonctionnement se décompose en trois phases essentielles qui sont :

- sûreté de fonctionnement prévisionnelle,
- sûreté de fonctionnement estimée
- assurance de la sûreté de fonctionnement.

Les quatre notions principales de la sûreté de fonctionnement (la fiabilité, la disponibilité, la maintenabilité, la sécurité) sont abordées et intégrées au développement du CCO, en particulier dans l'optique du respect de la date de lancement (H0) et du respect de l'intégrité des biens et des personnes.

6•2 Objectifs de sûreté de fonctionnement

La base des études de sûreté de fonctionnement est constituée par des objectifs imposés par le client au maître d'oeuvre, vis à vis des défaillances est regroupée en quatre classes principales d'événements redoutés dont la définition est la suivante :

Gravité 0-A : événements catastrophiques, défaillance du CCO entraînant une agression du personnel.

Gravité 0-B : événements graves, défaillance du CCO entraînant une destruction importante des installations sol.

Gravité 1 : événements majeurs, défaillance du CCO entraînant un endommagement du lanceur.

Gravité 2 : événements significatifs, défaillance du CCO ne permettant pas de respecter la date prévue du lancement (HO).

Pour chaque classe de gravité, des exigences qualitatives et des objectifs quantitatifs sont à respecter.

D'un point de vue qualitatif :

- vis à vis d'un événement de gravité OA, le CCO doit respecter le critère FS/F, c'est à dire demeurer sûr, même sur double défaillance.
- vis à vis d'un événement de gravité OB ou 1, le CCO doit respecter le critère FS, c'est à dire demeurer sûr en cas de défaillance.
- vis à vis d'un événement de gravité 2, le CCO doit respecter le critère FO, c'est à dire rester opérationnel en cas de défaillance.

De même, des objectifs quantitatifs sont associés à chaque niveau de gravité (exemple : 10^{-6} par campagne d'essai vis à vis de la destruction importante des installations sol, 2.10^{-3} pour le non respect de HO pour la séquence synchronisée), mais aussi par rapport à chaque fonction principale du CCO qui sont ;

- l'émission d'ordre et l'acquisition
- la visualisation,
- la supervision,
- l'archivage et l'exploitation.

7. Sûreté de fonctionnement prévisionnelle

Les analyses de sûreté de fonctionnement initialisées dès le début du projet, ont pour but de porter un jugement sur la conception et de remettre si besoin est, celle-ci en cause lors d'un processus itératif en comparant la sûreté de fonctionnement obtenue aux objectifs précédemment développés.

Une analyse des modes de défaillances et leurs effets (ADME) réalisée au niveau sous système et fonction permet par identification de la gravité des effets de chacune des défaillances potentielles, de hiérarchiser et d'identifier les sous systèmes potentiellement critiques qui nécessitent une analyse plus fine type AMDEC à un niveau suffisamment fin (carte électronique).

Ces AMDEC développés sur les sous systèmes les plus critiques donnent lieu à leur tour à une analyse plus fine (niveau composant par une carte électronique) sur les matériels jugés essentiels, en particulier vis à vis des événements catastrophiques et graves.

L'ensemble de ces analyses qualitatives donnent lieu à des recommandations :

- retour sur conception,
- mise en place de redondances,
- règles de conceptions,
- mise en place de protections,
- surveillance spécifiques,
- spécification d'essais ...

Sur la base des fonctions principales du CCO, une modélisation par détermination de blocs diagrammes fonctionnels conduisant à l'établissement de modèles mathématiques, permet de comparer la performance du CCO en terme de fiabilité par rapport aux exigences quantitatives associées.

Le développement d'arbres de défaillance donne par recherche déductive des combinaisons de défaillance conduisant à la réalisation d'un événement redouté unique, permettant ainsi d'évaluer par quantification la probabilité d'occurrence de l'événement sommet et de la comparer aux objectifs, en particulier ceux relatifs à la sécurité.

Ces arbres permettent également le traitement des points de défaillance unique (PDU), l'identification de points critiques et la vérification d'exigences qualitatives.

Sur la base d'une modélisation par bloc diagramme du fonctionnement du CCO dans sa globalité, des simulations de type MONTE CARLO par tirage aléatoire des durées de bon fonctionnement et de panne suivant des lois statistiques précisées donnent une évaluation de la performance du système en terme de disponibilité.

L'ensemble de ces analyses, qu'elles soient qualitatives ou quantitatives, donnent lieu par comparaison aux objectifs, à une remise en cause éventuelle des choix techniques.

L'ensemble de ces taches conduit à l'établissement du dossier d'analyse prévisionnelle de sûreté de fonctionnement qui donnent en particulier une entrée pour la politique composants (approvisionnement, qualité ...) pour la définition des essais (endurance, environnement ...), pour la mise en place d'une politique de maintenance et pour le suivi des points critiques et des PDU résiduels.

Dans l'avancement actuel du projet CCO, cette seule activité prévisionnelle a été aujourd'hui abordée.

7•1 Sûreté de fonctionnement estimée

Les activités sûreté de fonctionnement estimée à l'exploitation de faits techniques et résultats expérimentaux complètent les analyses prévisionnelles et participent à la croissance de sûreté de fonctionnement.

L'approche consiste à réaliser les taches suivantes :

- exploitation des faits techniques dans le but d'en évaluer les impacts significatifs réels,
- suivi du livret des points critiques,
- vérification de maintenabilité, (procédure/logistique, temps d'intervention)

Cette activité de sûreté de fonctionnement estimée permet de confirmer les analyses prévisionnelles et le cas échéant le recalage et/ou l'affinage de valeurs vis à vis de la sûreté de fonctionnement prévisionnelle.

7•2 Assurance sûreté de fonctionnement

L'assurance sûreté de fonctionnement menée en étroite collaboration avec l'activité d'assurance produit, consiste à vérifier tout au long du projet :

- que les objectifs fixes peuvent être atteints,
- que les moyens mis en oeuvre sont compatibles avec ces objectifs, c'est à dire qu'ils sont suffisants sans être excessifs. La "sur-fiabilité" coûte cher.
- que les fournitures répondront aux besoins et en temps utile,
- que les actions décidées sont adaptées aux problèmes posés et efficaces,
- que les bilans présentes sont représentatifs de la qualité des travaux et des produits.

8. Sûreté de fonctionnement : conclusion

La maîtrise du niveau élevé de sûreté de fonctionnement associée au programme ARIANE 5, véritable performance du système, nécessite à tous les niveaux une prise en compte continue de ces activités sûreté de fonctionnement.

Cette sûreté de fonctionnement par son approche de maîtrise des risques (identification, évaluation, hiérarchisation, réduction, acceptation) doit garantir l'obtention et le maintien attendu.

Le centre de Contrôle Opérationnel, l'un des systèmes sols essentiels du projet ARIANE 5, a donné lieu à cette activité de sûreté de fonctionnement encore prévisionnelle dans la phase actuelle de développement. Elle a permis d'évaluer la conception, de comparer ses performances par rapport aux objectifs, d'identifier des points critiques, de donner des recommandations.

9. ORGANISATION INDUSTRIELLE

MATRA ESPACE est maître d'oeuvre de la filière, mandataire des différents contrats, spécifie jusqu'au niveau sous-système et est responsable de l'installation et recette site.

ETCA effectue la conception détaillée, la réalisation et l'intégration des sous systèmes jusqu'à la recette usine.

10. LES GRANDS CHALLENGES

Le développement de cette filière nécessite de maîtriser les difficultés liées à deux domaines :

- la technique : architecture distribuée, multi-applications ADA, critères de qualité et de sûreté de fonctionnement propres aux systèmes de production et opérationnels,
- la gestion de plusieurs projets en cohérence (c.a.d l'obtention de la cohérence et surtout son maintien pendant et après le développement).

La difficulté majeure d'aujourd'hui étant de concilier les besoins nécessairement spécifiques de chaque utilisateur de ces bancs avec la contrainte de cohérence impérative pour conserver la filière et donc la portabilité des contrôles.

IMPACTS DES LANCEURS SUR LES INSTALLATIONS DE LANCEMENT

ARIANE 4 - ARIANE 5

Hervé BRION - Serge MAGEN
AEROSPATIALE / Division Systèmes Stratégiques et Spatiaux
Les Mureaux - FRANCE

RESUME

L'ensemble de lancement d'un lanceur doit prendre en compte dans sa conception dès le départ, les contraintes qui optimisent la performance et la disponibilité du lanceur.

En particulier, la limitation des charges acoustiques appliquées aux charges utiles ainsi que la nécessité de prendre en compte des phénomènes comme l'onde de souffle liés à l'utilisation de gros booster à poudre peuvent amener à couvrir les carneaux et à des injections d'eau ou "déluge".

D'autre part, la tenue mécanique du lanceur lors des différentes phases de sa mise en oeuvre dépend du vent et de son interaction avec les installations sol, cela peut amener à l'utilisation de matériels spécifiques comme le "wind-damper".

Enfin, pour améliorer la disponibilité, il apparaît utile de pouvoir effectuer des prédictions à court terme de l'atmosphère traversée par le lanceur ce qui nécessitera des moyens météo particuliers tel qu'un radar ST.

Tout ceci suppose des moyens d'essais importants (maquettes à échelle réduite, soufflerie), des moyens de calcul sophistiqués et coûteux (modèles virbroacoustiques) une instrumentation spécifique d'un certain nombre d'exemplaires du lanceur, et de l'ensemble de lancement lui-même (chandeliers sur la table, mesures filaires largables).

L'ensemble de ces moyens a été et est encore largement mis en oeuvre pour améliorer les "performances du lanceur ARIANE 4" et pour définir les caractéristiques du lanceur ARIANE 5 et de son ensemble de lancement.

1. ARIANE 4

Le lanceur ARIANE 4, opérationnel depuis juin 1988, doit, pour tenir les cadences imposées par son plan de charge élevé, améliorer sa disponibilité, et pour rester compétitif, améliorer sa fiabilité et les prestations qu'il offre aux charges utiles.

1.1 Charges acoustiques

De par sa conception, ARIANE 4 est sensible aux ambiances vibroacoustiques :

- il est doté d'une motorisation bruyante (4 moteurs sur le corps central, fonctionnant à des pressions foyer de l'ordre de 58,6 bars, plus, suivant la version, 0, 2 ou 4 propulseurs d'appoint, à poudre et / ou à liquide),

- les fonctions électriques, pyrotechniques, télémesure, transitent le long de la paroi latérale du lanceur,

- de nombreux équipements sont placés sur cette même paroi latérale par commodité (accessibilité) ou nécessité.

Les charges utiles, placées dans la coiffe ou la SPELDA (Structure Porteuse Externe pour Lancement Double ARIANE) sont également très sensibles aux agressions acoustiques, et doivent être dimensionnées uniquement pour la phase de lancement.

La période la plus critique est celle du décollage du fait du bruit d'interaction des jets moteurs et de l'ensemble de lancement (bruit aléatoire large bande).

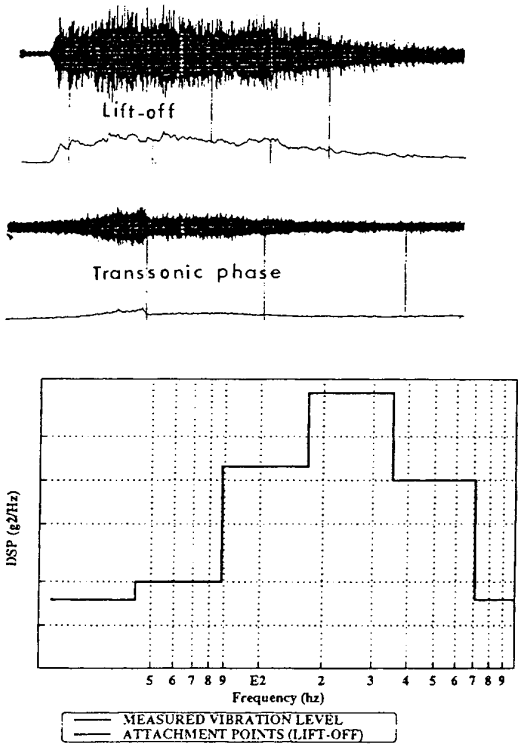


Planche n° 1
Niveaux acoustiques sur ARIANE 4

Il est donc apparu nécessaire de trouver des moyens d'atténuer les niveaux acoustiques au décollage pour :

- couvrir l'éventail des versions d'ARIANE 4,

- limiter le besoin en qualification des charges utiles.

En fonction des objectifs recherchés (lanceur ou charges utiles), plusieurs moyens ont été ou sont encore étudiés :

- utilisation de déflecteurs de jet,

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

- couverture partielle des carneaux,
- mise en place d'un déluge,
- protection acoustique largable autour de la coiffe,
- utilisation d'hélium sous coiffe.

1.1.1 La logique de qualification et de validation d'une modification est la suivante :

- essais sur maquette dans la configuration à étudier,
- vérification par modélisation de la cohérence des résultats obtenus,
- modification de l'ensemble de lancement,
- instrumentation spécifique d'un certain nombre de lancements (lanceur et pas de tir),
- comparaison de la prévision et des résultats d'exploitation de vol, pour confirmer le gain effectif.

1.1.2 Les essais, de maîtrise d'oeuvre AEROSPATIALE, sont réalisés par l'ONERA (Fauga Toulouse - France).

- On utilise une maquette au 1 / 20è de l'ensemble de lancement (table, carneaux, mât ombilical, bras cryogéniques) et du lanceur (maquette motorisée comportant les propulseurs d'appoint de la version étudiée).
- Les essais sont faits pour différentes élévations du lanceur (de 0 à 23 mètres).

  Leur instrumentation comporte :

  - des capteurs acoustiques (mesures du champ libre et mesures pariétales),
  - des capteurs accélérométriques,
  - une cinématographie rapide (visualisation de l'impact des jets),
  - des fluxmètres et une caméra thermographique IR (pour mettre en évidence les circulations de gaz chauds).

Les principaux résultats sont la localisation des sources acoustiques "apparentes", les densités spectrales de puissance dans la bande 20-2000 Hz (par octave ou 1 / 3 d'octave) la visualisation des recirculations de gaz chauds le long du lanceur ou du mât ombilical.

1.1.3 Les déflecteurs de jets permettent d'éviter l'impact direct des jets des PAL (propulseurs d'appoint liquide dont la poussée est calée à 10° de l'axe lanceur) sur la table.

Ce sont des dièdres métalliques, plusieurs hauteurs ont été testées ; la solution retenue permet d'obtenir, pour la version la plus dimensionnante (A 44 L) et au-dessus de l'interétage 1 / 2 un gain supérieur à 2 dB.

Ces déflecteurs présentent un léger inconvénient pour les opérateurs (manutention et encombrement).

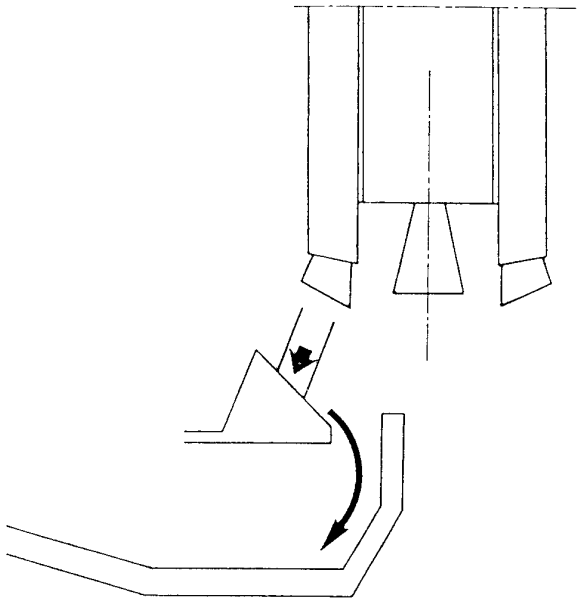


Planche n° 2
Effet des déflecteurs de jet

1.1.4 La couverture partielle des carneaux établit un écran solide entre le jet des moteurs et la structure lanceur, elle modifie donc la répartition spatiale des sources apparentes. La campagne d'essais de mai 1990 a montré qu'elle induisait une augmentation des niveaux en basse fréquence et en global, lorsque les jets impactent directement cette couverture.

1.1.5 La protection acoustique largable, à l'étude pour la coiffe, est une structure souple, gonflable à l'hélium, faite d'un matériau à structure alvéolaire.

L'étude est toujours en cours, les difficultés rencontrées viennent essentiellement d'une tenue structurale insuffisante.

1.1.6 Des études de réduction du bruit interne, en remplaçant l'air d'une cavité par de l'hélium (taux de remplissage de 95 % environ) menées par AEROSPATIALE, ont montré l'intérêt de cette méthode : gains significatifs attendus en basses et moyennes fréquences ($f < 500$ Hz). Le principe de cette solution est d'utiliser un gaz beaucoup plus léger que l'air pour modifier le couplage cavité / structure et déplacer les résonances vers des fréquences moins critiques pour les satellites.

Difficulté attendue : l'insertion du remplissage hélium dans la chronologie (arrêt ventilation).

1.1.7 La mise en place d'un déluge au niveau des carneaux, de la table et des déflecteurs, est à l'étude pour ARIANE 4. Elle répond au souci d'améliorer les performances du lanceur en ce qui concerne les niveaux acoustiques vus par les charges utiles (adaptation à la concurrence).

L'injection d'eau agit directement sur la zone turbulente à l'interface jet / atmosphère, cause principale du bruit, en réduisant les vitesses. Ceci nécessite un débit d'eau important, au moins deux fois le débit propulsif. Le débit retenu (entre 6 à 8 tonnes à la seconde) permet d'injecter dans les carneaux, sur la table et sur les déflecteurs de jets.

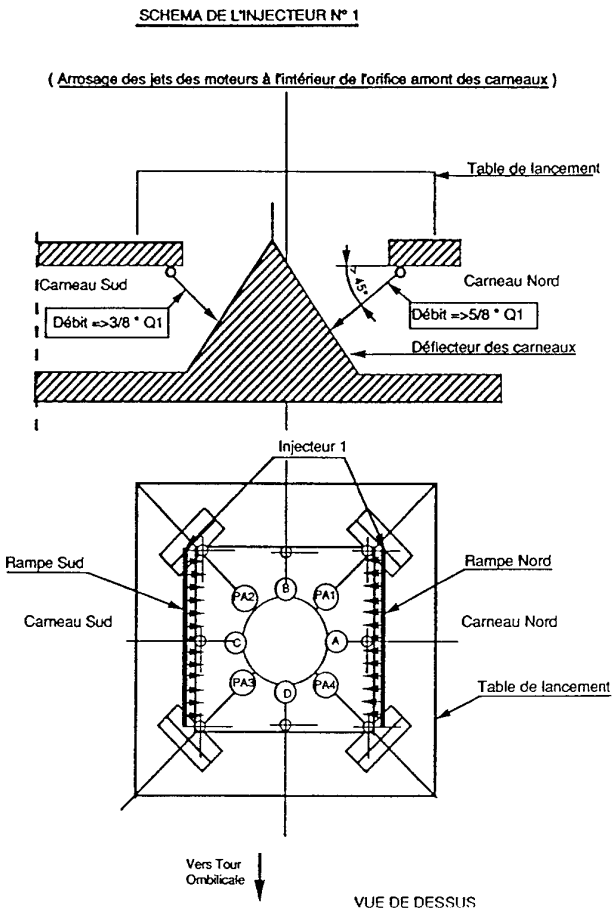


Planche n°3
Injection d'eau dans les carneaux

Il n'y a pas encore de résultats disponibles sur ARIANE 4, mais des gains effectifs sont attendus suite aux premiers essais effectués dans le cadre d'ARIANE 5.

Les difficultés attendues sont liées à l'implantation d'un système assurant de tels débits, au choix de l'injection optimale, et à la nécessité d'insérer ce déluge dans la chronologie finale en limitant la défiabilité apportée, sans toucher à la disponibilité du lanceur.

1.2 Aérologie

Le lanceur est soumis au vent, sur le pas de tir pendant sa mise en oeuvre hors tour, pendant la phase de décollage, et pendant le vol atmosphérique.

Par sa direction et sa vitesse, le vent influe sur les charges appliquées au lanceur, sur la cinématique de décollage, sur le pilotage en vol.

1.2.1 Mise en oeuvre lanceur et décollage

La configuration lanceur / mât ombilical / portique doit être choisie de façon à obtenir le meilleur compromis entre la tenue structurale du lanceur au sol, et les marges au décollage, et ce compte tenu de la rose des vents à Kourou.

Pour ARIANE 4, la configuration retenue est telle que les vents dominants éloignent le lanceur du mât au décollage, et on a déterminé les contraintes opérationnelles des différentes phases sol (hors tour) à partir d'essais en soufflerie effectués au Centre Scientifique et Technique du Bâtiment (Nantes - France).

Ces essais ont été effectués avec une maquette au 1 / 100è de l'ensemble de lancement (table, mât, portique) et une maquette au 1 / 100è dynamiquement équivalente au lanceur.

Ces maquettes, placées dans une soufflerie permettant de recréer les caractéristiques de l'atmosphère guyanaise (gradient vertical du vent, turbulence naturelle de type maritime, et effet de couche limite), ont permis de déterminer pour différentes positions du portique et pour différentes vitesses et directions de vent, les déplacements et les charges sur le lanceur, les risques de divergences (sensibilité au détachement tourbillonnaire et / ou au galop d'interaction) et les constantes de divergence associées.

Il en a résulté que, pour améliorer la disponibilité du lanceur, il convient d'utiliser un système amortisseur de vibrations (SAV) ou wind-damper, en interface entre le lanceur et les bras cryogéniques.

Une deuxième campagne d'essais a montré l'efficacité du SAV, et les résultats obtenus ont été utilisés par AEROSPATIALE pour déterminer les contraintes opérationnelles liées au vent, pour les différentes configurations du lanceur hors tour (états de remplissage et besoins de pressurisation des réservoirs, configuration pour contrôles dynamiques de pilotage).

1.2.2 Vol atmosphérique

En vol, les charges structurales, le comportement de l'autopilote, ainsi que les points d'impact des propulseurs à poudre, dépendent directement des vents (gradient, rafale, direction, vitesse) rencontrés en altitude.

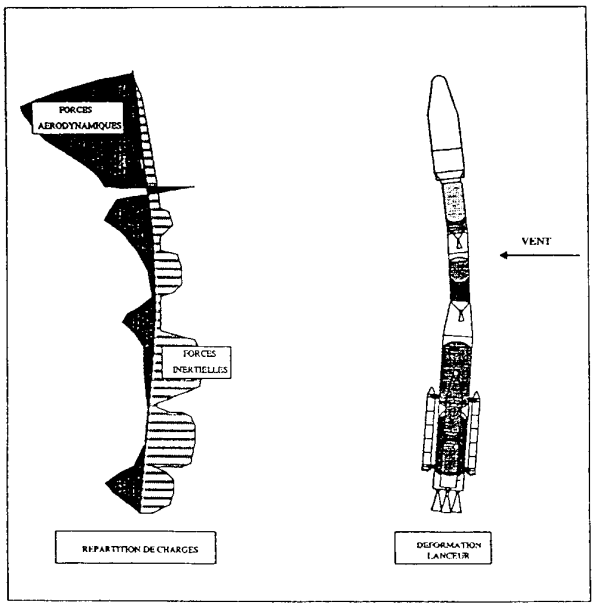


Planche n°4
Charges en vol sur le lanceur ARIANE 4

Le souci constant d'augmenter la fiabilité et la disponibilité du lanceur, conduit à se doter de moyens permettant une prise de décision opérationnelle au niveau de l'autorisation de lancement :

- moyens de mesure du vent en altitude, fiables, de mise en oeuvre rapide et compatible des délais très courts nécessaires (radar ST),

- moyens de calcul pour prévoir l'enveloppe des vents attendus pendant la montée, et effectuer si nécessaire, des simulations du vol.

Ceci suppose également la connaissance du degré de persistance des paramètres aérologiques, et passe donc par des campagnes météorologiques spécifiques pour étoffer la base de donnés relatives à l'atmosphère guyanaise.

Tout ceci est actuellement à l'étude pour le lanceur ARIANE 4.

2. ARIANE 5

Le lanceur ARIANE 5, en cours de développement, a deux missions principales : les missions automatiques (GTO, LEO, SSO) et les missions HERMES. Ceci implique des objectifs de fiabilité et de sécurité très ambitieux, qui impose, très tôt dans le développement, de mener des études et des essais permettant de bien appréhender l'environnement pendant tout le vol en général, et pendant le décollage en particulier, qui est une phase délicate.

2.1 Charges acoustiques au décollage

Le bruit créé par les jets des moteurs d'un lanceur est maximum durant la phase de décollage. Compte tenu de la puissance acoustiques développée par les moteurs d'ARIANE 5 (2 fois le débit d'ARIANE 4), la nécessité s'est imposée de mettre en oeuvre des moyens d'atténuer le niveau d'ambiance acoustique externe du lanceur.

C'est la raison pour laquelle une campagne d'essais a été effectuée en 1988 avec comme objectifs principaux, de caractériser l'ambiance acoustique du lanceur et d'estimer l'efficacité des moyens d'atténuation.

Ces essais ont utilisés une maquette du lanceur ARIANE 5 à l'échelle 1/20 avec un seul des deux EAP à poudre en fonctionnement et une maquette à l'échelle 1/20 du pas de tir ELA 3. Un mât suspendu à un portique permettait de fixer la maquette à différentes altitudes comprises entre 0 et 50 m à l'échelle 1.

Cette campagne d'essais a permis d'évaluer l'efficacité des procédés suivants :

- couverture des carneaux,

- arrosage du jet des moteurs.

2.1.1 Couverture des carneaux

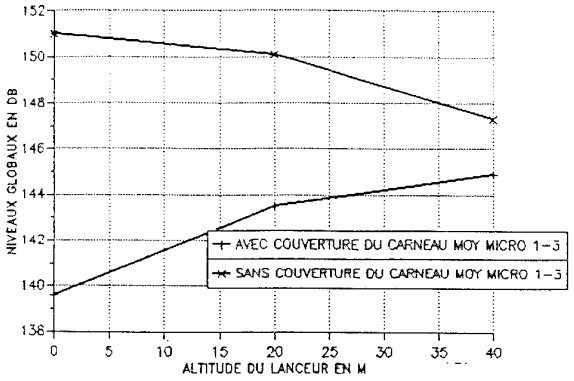


Planche n° 5
Atténuation des niveaux sur la partie haute par la couverture des carneaux en fonction de l'altitude du lanceur

La couverture des carneaux qui constitue donc une protection efficace contre le bruit des moteurs au décollage, surtout pour la partie haute, a été retenue pour ELA 3.

Il est également apparu que cette atténuation était surtout sensible dans la bande de 80 à 2 000 Hz pour les altitudes comprises entre 0 et 20 m et dans la bande 16 à 160 Hz pour les altitudes supérieures à 40 m.

2.1.2 Injection d'eau

Quatre types d'injection d'eau ont été essayés :

- l'injecteur 1 fixé à l'intérieur du carneau attaque le jet dans le plan longitudinal perpendiculairement à la direction d'écoulement des gaz,

- l'injecteur 2 est monté à l'entrée du carneau ; il est constitué d'une rampe dont l'axe est perpendiculaire à la direction du jet,

- l'injecteur 3 constitué par 3 buses, installées à l'intérieur de la table, envoie des jets concourants dans le plan perpendiculaire à l'axe de la direction des gaz,

- l'injecteur 4 regroupe 4 jets installés au-dessus de la table de lancement créant une nappe liquide horizontale recouvrant l'ensemble de la surface de la table.

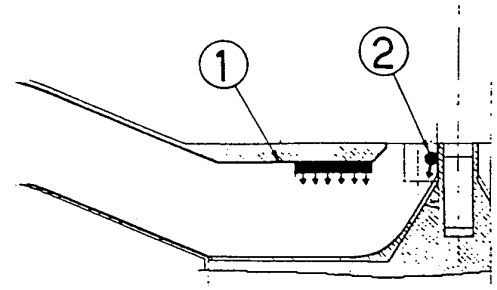
Les injecteurs 1 et 2 fonctionnent lorsque le lanceur est entre 0 et 20 m d'altitude et l'injecteur 4 lorsqu'il est entre 20 et 50 m.

L'injection d'eau est caractérisée par les paramètres :

- débits : 3 700 kg / s soit environ deux fois le débit du propulseur P230,

- pression : 5.10^5 Pa

Les deux diagrammes suivants présentent l'évolution des niveaux maxima en fonction de l'altitude par moyens d'atténuation.



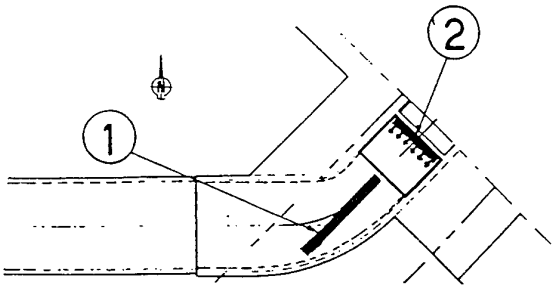
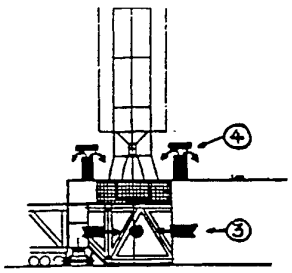


Planche n° 6
Dispositif d'injection dans les carneaux



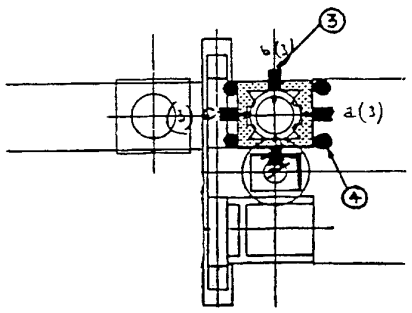


Planche n° 7
Dispositif d'injection sur la table

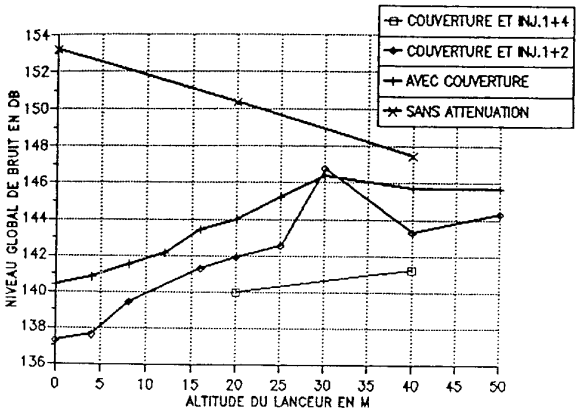


Planche n° 8
Niveaux sur la partie haute

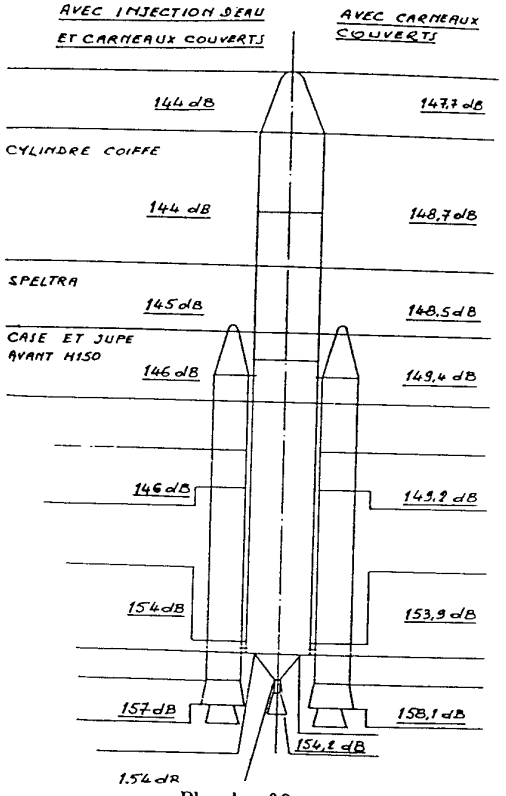


Planche n° 9
Niveaux acoustiques sur ARIANE 5 au décollage

De ces essais il est ressorti que la couverture des carneaux et l'injection d'eau dans le jet du moteur contribuent à atténuer sensiblement l'ambiance acoustique du lanceur au décollage. Il n'en reste pas moins vrai que les niveaux atteints sur la Coiffe et le Speltra étaient encore supérieurs à la spécification de 1 à 3 dB dans les bandes d'octaves 63, 250 et 500 Hz. C'est pourquoi une seconde campagne d'essais est prévue en 1992. Elle prendra en compte la configuration définitive du lanceur et du pas de tir ELA 3 à l'échelle 1/20.

Les deux boosters seront en fonctionnement et les différentes phases du décollage seront simulées pour les altitudes comprises entre 0 et 100 m.

Les buts de cette seconde campagne seront de confirmer les niveaux acoustiques vus par le lanceur ARIANE 5, d'optimiser, si besoin est, la position des injecteurs d'eau retenue à ce jour, et de définir la nature du bruit en utilisant des réseaux de microphones autour du lanceur afin de déterminer la position des sources de bruit, autrement dit les corrélations du signal acoustique dans le champ proche du lanceur.

Cette information sur la nature du bruit sera particulièrement importante pour la partie haute afin de réduire les protections acoustiques nécessaires avec la définition actuelle des spécifications d'environnement.

2.2 Surpressions dues à l'onde de souffle

Les premières études relatives à l'onde de souffle tendent à montrer que ce phénomène est issu de l'amorçage de la tuyère, du moins en ce qui concerne le premier pic de pression. Les pics suivants semblent dépendre des gradients de montée en pression (dPc/dt) dans les propulseurs des EAP.

Dans le cas d'un allumage avec opercule, la tuyère est amorcée à la rupture de l'opercule et l'onde de souffle se propage dès cet instant.

Lorsque le pas de tir est équipé d'un carneau, l'onde de souffle est constituée d'une juxtaposition de deux ondes distinctes : une onde issue de l'entrée du carneau (IOP) et une onde provenant de la sortie (DOP).

Après allumage du moteur, les ondes de surpression viennent frapper le fond du carneau, se réfléchissent et se superposent aux ondes directes pour former l'IOP.

La DOP se propage à l'intérieur du carneau avant de déboucher à l'air libre et de revenir sur le lanceur. Les effets de ces deux ondes se trouvent donc décalés dans le temps de la durée de propagation de la DOP.

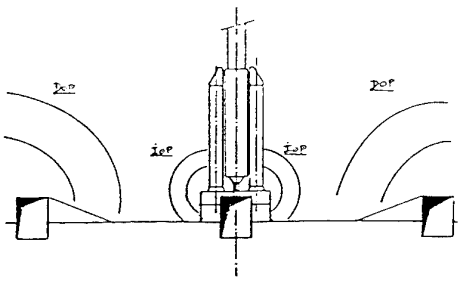


Planche n° 10
Onde de souffle

Actuellement, deux méthodes permettent de prédire ce phénomène. L'une, la méthode d'Ikawa et Laspeza, une méthode semi-empirique, doit permettre de prédire les résultats à l'échelle 1 à partir d'essais à échelle réduite. L'autre est une méthode analytique à partir d'une modélisation tridimensionnelle qui doit permettre de prédire le phénomène à l'aide d'un code (CEL 3B) développé par AEROSPATIALE.

A ce jour, les spécifications ARIANE 5 de surpressions dues à l'onde de souffle sont issues des résultats des essais cités au paragraphe 2.2. Des travaux sont en cours pour confirmer ces valeurs. Ils s'appuieront sur les essais à l'échelle 1 / 20 de 1992 et des essais à l'échelle 1 des propulseurs à poudre (EAP) d'ARIANE 5 au banc.

La planche n° 11 indique l'allure des surpressions attendues sur ARIANE 5.

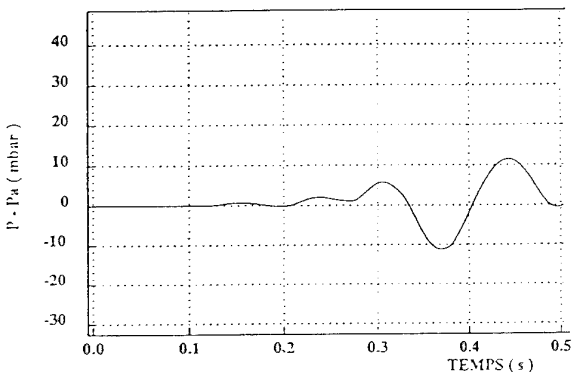


Planche n° 11
Surpressions au niveau des tuiles HERMES
(1 mbar = 10^2 Pa)

Il est à noter que l'onde de souffe créant des différences de pression entre les faces diamétralement opposées du lanceur peuvent exciter ses modes de flexion. Les premières analyses montrent que cette excitation n'est pas dimensionnante pour le lanceur.

2.3 Protection contre la foudre

Une maquette à 1 / 20è du lanceur a été essayée en présence du système de protection contre le foudroiement au laboratoire Haute Tension de l'EDF. Ces essais ont permis de conclure que le système de protection contre les coups directs prévus sur le pas de tir ELA 3 était à même de constituer un dispositif efficace de captation de la foudre. Ce système sera constitué de 4 pylones de 90 m de hauteur et dont la situation par rapport au lanceur est indiquée sur la planche n° 14.

Néanmoins, les prévisions théoriques du foudroiement sur les grandes structures restant trop aléatoires dans l'etat actuel des connaissances, cette installation de protection sera complétée par toute une série de mesures sur le lanceur et les installations sol. De plus, les phases de décollage et de transfert d'ARIANE 5 / HMS devront être subordonnées à l'absence de conditions orageuses.

2.4 Cinématique du lanceur au décollage

La phase de décollage du lanceur commence de l'instant d'allumage des EAP jusqu'à ce que le lanceur dépasse l'altitude de 100 m. En 1990, des études statistiques de cette phase ont été effectuées en fonction des vitesses et de la direction du vent sur le pas de tir EAL 3.

Ces études ont montré que la version ARIANE 5 automatique était plus dimensionnante que la version HERMES et, que dans ce cas, la tuyère EAP ne passait pas dans la table, pour des vents maxima de 25 m / s, à 99,99 % de probabilité.

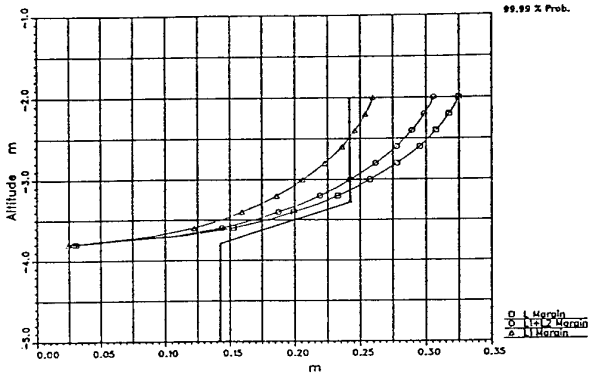


Planche n° 12
Déplacement maximum de la tuyère EAP dans la table à 99,99 % de probabilité
Vents maxima 25 m / s (marge L ≃ 25 % du déplacement)

Cependant en admettant des vents maxima de 18 m / s, ce qui semblerait une contrainte acceptable, les résultats deviennent acceptables.

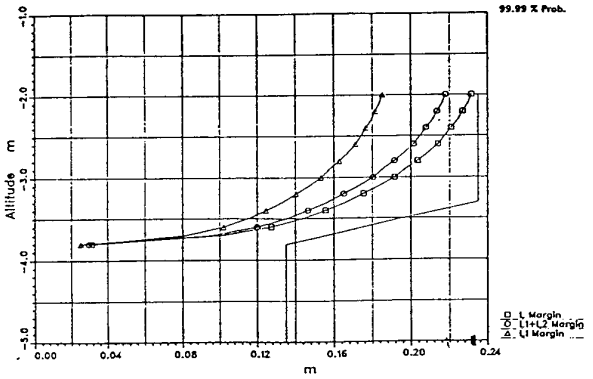


Planche n° 13
Déplacement maximum de la tuyère EAP dans la table à 99,99 % de probabilité
Vents maxima 18 m / s

En ce qui concerne l'évitement des mâts anti-foudre et de leurs câbles, il ne semble pas y avoir de problème comme le montre la planche ci-dessus.

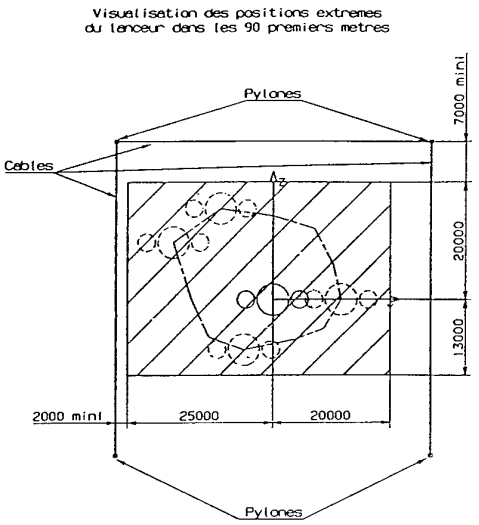


Planche n° 14
Déplacement de la tuyère - Vue de dessus - Altitude 90 m

Ceci reste à confirmer par les études en cours sur les volumes réels occupés par les câbles dans le vent.

Il est également apparu que le cas de panne "arrêt Vulcain" au décollage n'avait que très peu d'influence sur le comportement du lanceur durant cette phase.

2.5 Efforts sur le lanceur au sol

Le lanceur subit des efforts au sol pendant les phase de transfert du BIL (Banc d'Intégration Lanceur) jusqu'au pas de tir et pendant la phase d'attente sur le pas de tir lui-même. Il est alors soumis aux effets du vent et des accélérations et décélérations des moyens de transfert.

Les études sont en cours. Elles ont pour but de valider :

- les accélérations et décélérations maxima que devra fournir le moyen de transfert,
- la définition du type de fixation du lanceur sur sa table de lancement (simplement posé sur les EAP aujourd'hui),
- l'option de ne pas utiliser de Wind-Damper en attente au sol.

En fait, des essais du lanceur sur son pas de tir ont déjà été fait en 1987. Ils avaient montré des risques d'instabilité du lanceur vide avec un vent supérieur à 16 m / s. La configuration du lanceur utilisée pour ces essais étant périmée, une seconde campagne doit avoir lieu en 1991 dans la soufflerie atmosphérique du CSTB.

Si l'instabilité est confirmée, l'utilisation d'un Wind-Damper sera nécessaire et devra être implanté sur le pas de tir.

2.6 Prédiction des vents et des rafales

Pour assurer la disponibilité maximum d'ARIANE 5, il s'avère nécessaire de connaître les conditions de vent au sol et en altitude (20 km). En effet, ce sont les vents, les gradients de vent, les rafales à tout instant du vol, qui déterminent si le lanceur reste pilotable et les efforts généraux restent acceptables. Actuellement, le pilotage et les efforts généraux du lanceur sont définis à partir des vents synthétiques de Guyane (avec une probabilité de 99 %) et de rafale forfaitaire.

Des campagnes d'essais de caractérisations des vents en altitude sont prévues en 1991 et 1992, elles ont pour but d'élaborer des critères d'autorisation de tir à partir de sondage de vent pendant la chronologie. La démarche est que les analyses météo et les sondages effectués en chronologie permettront de définir des profils de "vents dimensionnants" au sens efforts généraux ou pilotage, un profil de vent dimensionnant étant tel qu'il couvre, avec des taux de probabilité de 99,99 %, les charges (braquage maximum ou efforts généraux) que subira le lanceur au cours du vol.

L'analyse des résultats et une simulation avec ce vent dimensionnant conduira alors au verdict météo.

L'objectif de la campagne de développement est, dans ce cas, de permettre la mise au point d'une méthode de construction de ces profils dimensionnants à partir des informations et mesures disponibles.

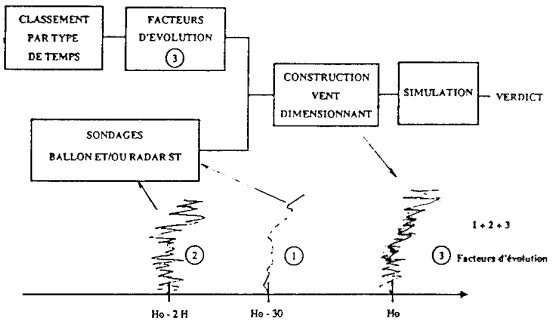


Planche n° 15
Logique du verdict météo en chronologie

Les moyens à implanter sur le site de lancement pour atteindre cet objectif restent encore à préciser après avoir bénéficier des premiers résultats de la campagne d'essais.

2.7 Conclusion

Excepté pour la prédiction des vents en altitude, pour laquelle les travaux commencent, on peut constater que l'environnement au décollage d'ARIANE 5 est déjà bien connu. Cette connaissance a contribué à définir correctement les installations sol. Il reste maintenant à confirmer les résultats des études et des essais et, éventuellement, à compléter la définition des installations actuellement en cours de réalisation.

ABREVIATIONS

EPC : Etage à Propulsion Cryogénique

EAP : Etage d'Accélération à Poudre

ELA 3 : Ensemble de Lancement pour ARIANE 5

IOP : Onde de pression issue de l'entrée du carneau

DOP : Onde de pression issue de la sortie du carneau

P : Pression

Pa : Pression atmosphérique

PEGASUS® LAUNCH OPERATIONS AND THE PEGASTAR INTEGRATED SPACECRAFT BUS

Marty Mosier[1], Dr. Robert Lindberg[2], and Dr. Keith Lyon[3]

[1]Mr. Marty Mosier, Pegasus Deputy Program Manager, Orbital Sciences Corporation, U.S.A.; [2]Dr. Robert Lindberg, APEX Program Manager, Orbital Sciences Corporation, U.S.A.; [3]Dr. Keith Lyon, SeaStar Program Manager, Orbital Sciences Corporation, U.S.A.

ABSTRACT

The Pegasus air-launched space booster, which successfully flew its maiden flight on April 5, 1990, provides the international satellite community with a flexible cost effective means for delivering small payloads into low earth orbit. The vehicle's simple, robust design and horizontal integration methods ensure maximum reliability and significantly reduce launch base infrastructure requirements. The vehicle's air-launched approach and ability to launch over open ocean regions provide un-matched flexibility in launch location and approach used to ensure range safety. The PegaStar integrated spacecraft bus, which complements the Pegasus launch system, can provide a "turn-key" means for delivering instrument and sensor packages into low earth orbit and providing extended (5 to 10 year) on-orbit operational support. This report describes Pegasus and PegaStar including payload interfaces, delivery capability; integration methods; facility and ground support equipment requirements; and typical launch operations.

Keywords: Launch Vehicles, Facilities, Ground Support Equipment, Spacecraft.

1.0 INTRODUCTION

On April 5, 1990 the Pegasus air-launched space booster was released for the first time from the wing of a National Aeronautics and Space Administration (NASA) B-52 carrier aircraft over the Pacific Ocean at an altitude of 13,200 m (43,200 ft). The vehicle successfully placed it's 192 kg (423 lb) payload into a 505 x 685 km (273 X 370 nm), 94 degree inclination orbit. The maiden flight of Pegasus represents the first time that an air-launched rocket has placed a payload into orbit and validated the vehicle's simple, robust design and digital avionics system.

Pegasus, which has received a United States Patent, is the product of a three year privately funded joint venture of Orbital Sciences Corporation (OSC) and Hercules Aerospace Company. The vehicle was developed specifically to provide a cost effective, reliable, and flexible means of placing small satellites into low Earth orbit. The first Pegasus mission was funded by the Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) as part of its Advanced Space Technology Program (ASTP) through the Advanced Vehicle Systems Technology Office (AVSTO). The program also received support from NASA Ames Dryden Flight Research Facility (DFRF) and the Air Force Space Division through agreements with DARPA. Under this cooperative program, OSC and Hercules funded all vehicle development, tooling and facilities costs, while the government funded nonrecurring costs associated with carrier aircraft operations, range safety operations, vehicle safety certification, some government requested vehicle design changes, and the recurring cost for DARPA sponsored missions.

For launch, Pegasus is carried aloft by a B-52 or L-1011 aircraft to a nominal level-flight drop condition of 12,800 m (42,000 ft) at high subsonic velocity. After release, the vehicle free falls with guidance active for approximately 5 seconds to clear the carrier aircraft while executing a pitch-up maneuver to place it in the proper attitude for motor ignition. After Stage 1 ignition, the vehicle follows a lifting-ascent trajectory to orbit (Figure 1.0-1). Pegasus can deliver spacecraft weighing up to 400 kg (900 lb) into low Earth orbit and payloads up to 700 kg (1,500 lb) on suborbital high Mach number cruise or ballistic flights. [1,2]

2.0 VEHICLE DESCRIPTION

Pegasus (Figure 2.0-1) is 15.2 m (50 ft) long, has a diameter of 1.3 m (50 in), and weighs 19,000 Kg (42,000 lbs). Major components include:

- three graphite composite, solid-propellant rocket motors,
- a fixed, high-mounted graphite composite delta wing,
- an aluminum aft skirt assembly,
- three moveable graphite composite fins,
- a graphite composite avionics/payload support structure, and
- a two-piece composite payload fairing.

Optional subsystems include:

- a standard payload separation system,
- a restartable Hydrazine (N_2H_4) Auxiliary Propulsion System (HAPS), and
- a PegaStar integrated spacecraft bus.

The vehicle's three solid rocket motors and payload fairing were developed specifically for Pegasus by Hercules Aerospace. The 6.7 m (22 ft) carbon composite delta wing has composite spars and foam filled panels. Three foam core graphite composite fins are positional by electro-mechanical actuators and provide aerodynamic control throughout the Stage 1 burn. Pitch and yaw control during Stage 2 and Stage 3 operation is provided by electro-mechanical Thrust Vector Control (TVC) actuators. Roll control after Stage 1 separation is provided by 55 N (12.5 lb) and 110 N (25 lb) nitrogen cold gas thrusters located on the avionics subsystem. The graphite composite avionics structure and aluminum honeycomb deck support the payload and most vehicle avionics. A 1.3 m (50 in) outside diameter pyrotechnically separated, two-piece graphite composite payload fairing encloses the payload, avionics subsystem, and Stage 3 motor. An optional marmon clamp payload separation system is available. The optional HAPS is mounted inside the avionics subsystem and provides up to 73 kg (160 lb) of N_2H_4 for orbit raising and adjustment. When combined with the Pegasus

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

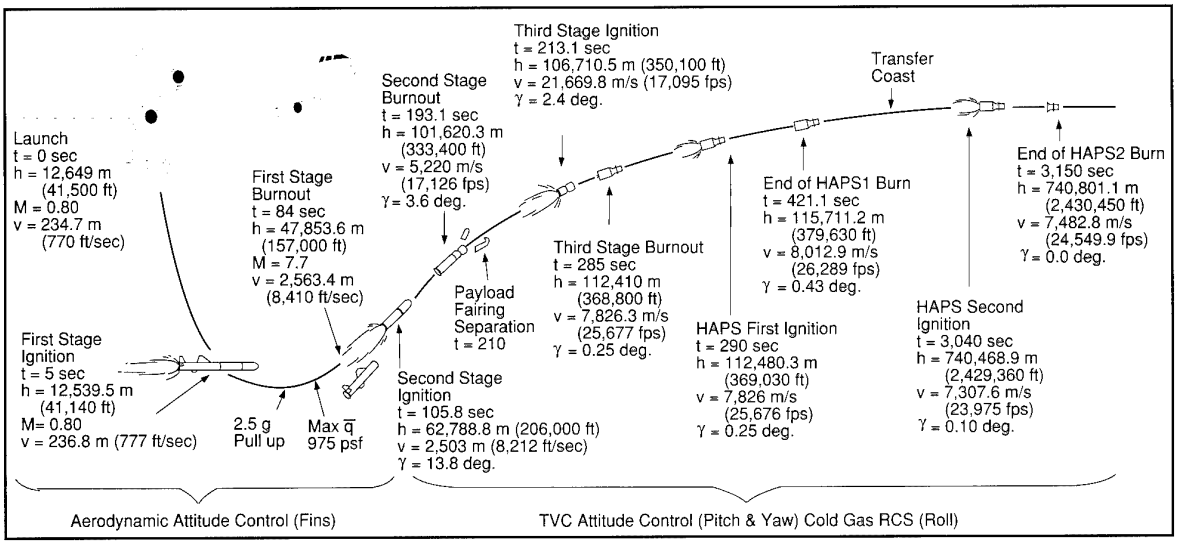


Figure 1.0-1. Pegasus Launch Profile.

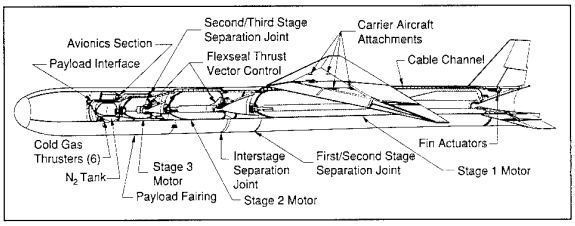


Figure 2.0-1. Pegasus Cutaway Drawing.

standard on-board Global Positioning System (GPS) receiver, HAPS supports autonomous precision orbit injection capability. The optional PegaStar integrated bus replaces the avionics subsystem and can provide extended (5- to 10-year) attitude control, orbital make-up and adjustment propulsion, data storage, electrical power, and telemetry support for a wide variety of sensor applications (See Section 6.0).

The Pegasus avionics system (Figure 2.0-2) is simple, robust, and reliable.[2,7] A Motorola 68020 Central Processing Unit (CPU) based flight computer controls all flight events and executes the vehicle's autopilot program. An additional Motorola 68000 CPU in the flight computer supports the autopilot processor and processes vehicle telemetry. An Inertial Measurement Unit (IMU) provides vehicle attitude, velocity, and navigation information. All remote avionics units, which include Pyrotechnic Driver Units (PDUs), Telemetry Multiplexors (MUXs), Thruster Driver Units (TDUs), and Thrust Vector/Fin Actuator Controllers have integral

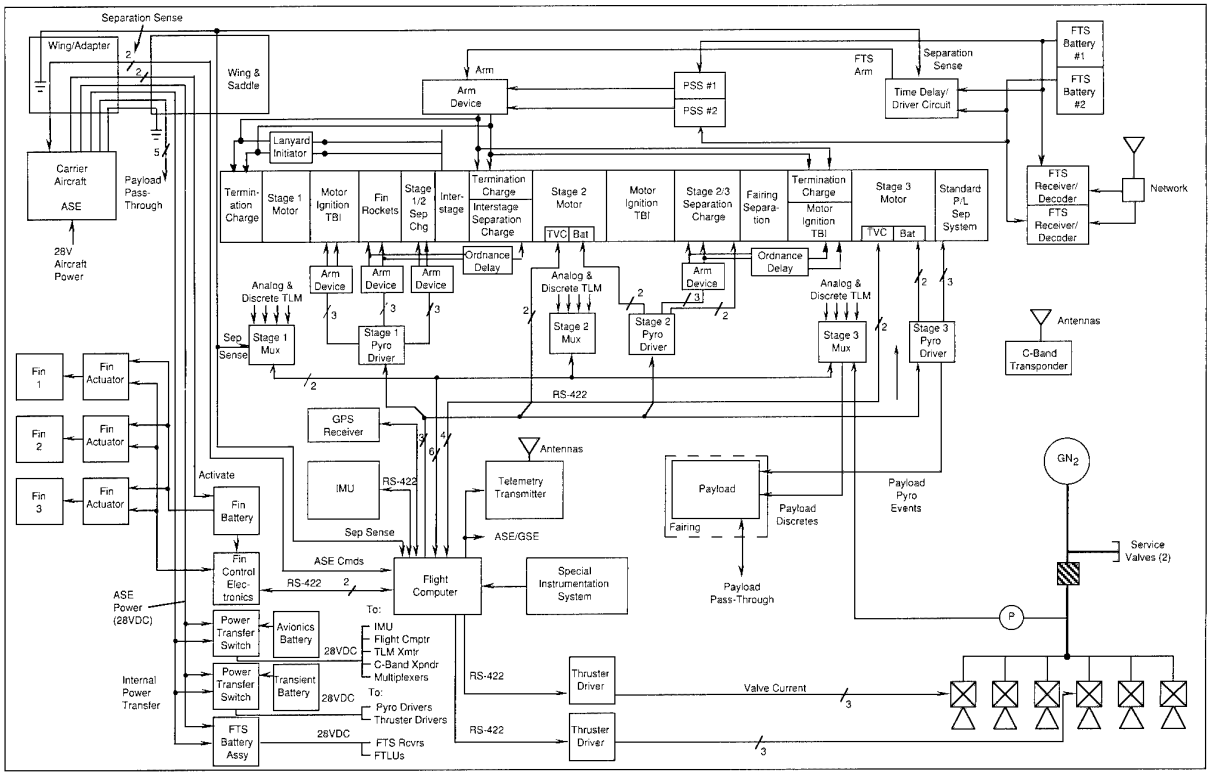


Figure 2.0-2. Pegasus functional block diagram.

microprocessors and communicate with the flight computer using digital RS-422 communication lines. During flight, all critical vehicle performance parameters are transmitted to the ground using a single 56 kbps S-band telemetry channel. A six channel GPS receiver provides continuous position and velocity update to the IMU to minimize the effects of gyroscopic drift and accelerometer bias.

3.0 VEHICLE INTEGRATION

Pegasus field integration requires minimum ground support equipment (GSE) and facilities. The vehicle's three solid rocket motors are delivered to the Vehicle Assembly Building (VAB) in Standard Ordnance Transportation Vans (TARVANs) on custom articulated transportation dollies. The VAB (Figure 3.0-1) is a standard pre-fabricated metal building with ordnance grounding and lightning protection features. A custom designed Assembly and Integration Trailer (AIT) (Figure 3.0-2) supports all vehicle integration activities. For motor delivery (Figure 3.0-3), the AIT's integral lifting jacks elevate the AIT to TARVAN bed height, to allow direct motor off-loading which eliminates all requirements for lifting solid rocket motors in the field. Following motor delivery (Figure 3.0-4), the AIT is lowered to floor level, which allows easy access for component installation, test, and inspection. Pegasus integration requires less than 60 days from motor delivery to launch. The payload can be delivered less than 2 weeks prior to launch.

The use of standard serial RS-422 communication protocols throughout simplifies vehicle wiring, streamlines avionics testing and integration, and significantly reduces test and custom GSE requirements. The integration and test process ensures that all vehicle components and subsystems are thoroughly tested before and after final flight connections are made. Several "fly to orbit" simulations exercise all actuators and pyrotechnic initiation outputs. Pegasus integration activities are controlled by a comprehensive set of Work Packages (WPs) and Procedural Guides (PGs), which describe and document in detail every aspect of integrating Pegasus and its payload.

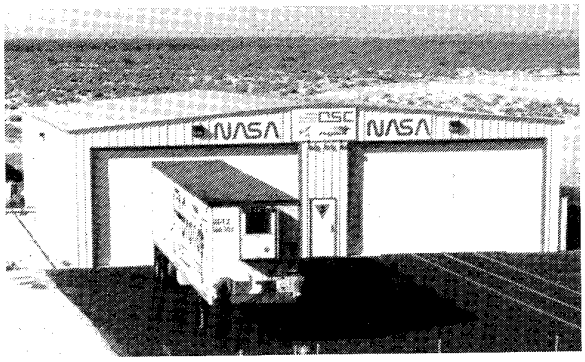


Figure 3.0-1. Pegasus Vehicle Assembly Building.

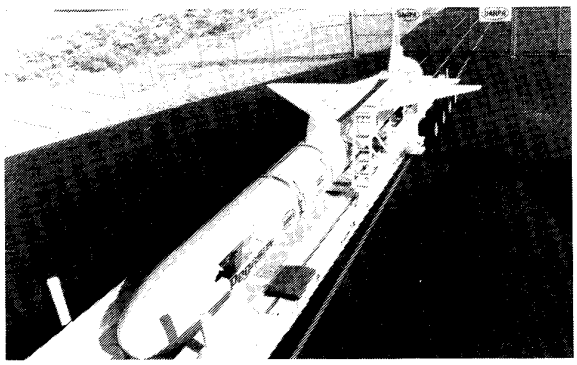


Figure 3.0-2. Pegasus Assembly and Integration Trailer.

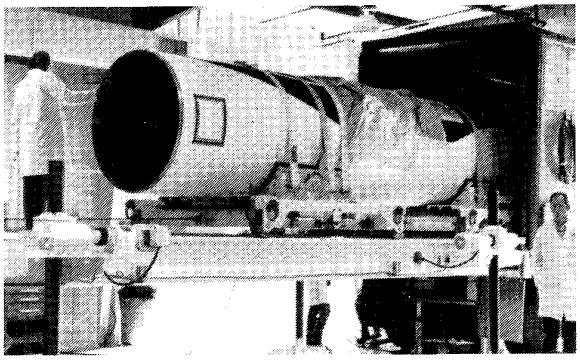


Figure 3.0-3. Pegasus motor delivery.

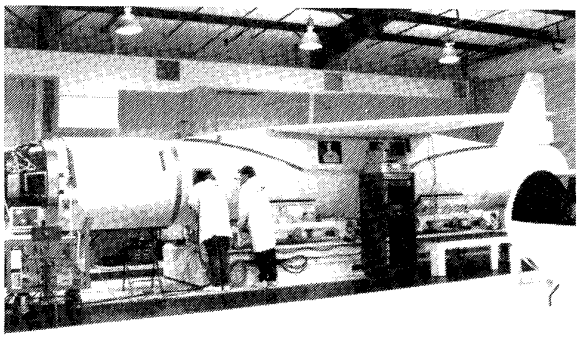


Figure 3.0-4. Pegasus vehicle integration.

Materials used within the Pegasus payload fairing have been selected to have a Total Mass Loss (TML) of less than 1.0% and a Collected Volatile Condensable Material (CVCM) of less than 0.1%[6]. GSE is available at the Pegasus VAB (Figure 3.0-5) to support processing of sensitive payloads.[2, 7]

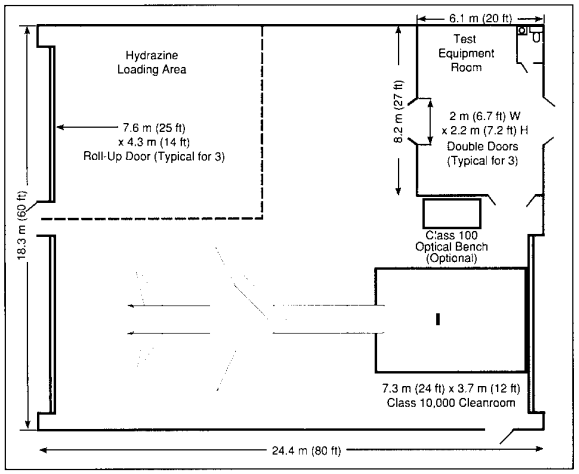


Figure 3.0-5. Vehicle Assembly Building (VAB) Layout.

4.0 LAUNCH OPERATIONS

Pegasus launch operations combine launch vehicle and aircraft operations with emphasis on simplicity, flexibility, and operational discipline. Following vehicle integration, Pegasus is mated to the carrier aircraft (Figure 4.0-1). After pre-flight testing, Pegasus is carried to the launch point over an open ocean area. With Pegasus, the launch point can be virtually anywhere within range of the carrier aircraft where tracking, range safety, and telemetry support

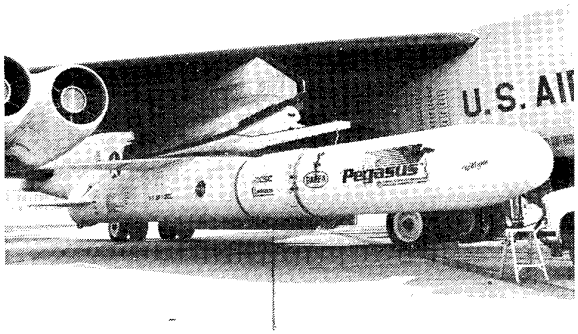


Figure 4.0-1. Pegasus on B-52 Carrier Aircraft.

can be provided. Launch operations are currently being conducted for inclinations above 65° from OSC's NASA Dryden Flight Research Facility VAB with launch operations occurring under control of the U.S. Western Test Range (WTR). An additional integration facility is being built at the NASA Wallops Island facility in Virginia. From this site all inclination launch operations can be conducted using NASA Wallops Island range support, the U.S. Eastern Test Range (ETR) or range services provided by Kourou for near equatorial launches.

In addition, Pegasus' unique capability to conduct launch operations over open ocean areas, hundreds of kilometers from inhabited areas, greatly simplifies launch safety concerns. Several concepts for autonomous flight safety using a combined carrier aircraft/Pegasus system or a fully autonomous and independent flight safety system on-board Pegasus are being evaluated. These concepts offer unprecedented possibilities for simplifying launch operations and reducing the system's dependence on a dedicated launch complex infrastructure.

5.0 PAYLOAD CAPABILITY, INTERFACES AND ENVIRONMENT

Pegasus' payload capability is summarized in Figure 5.0-1. Polar performance (dotted lines) assume a launch latitude of 36 degrees and equatorial performance (solid lines) assume an equatorial launch (0 degrees). Information regarding payload performance to elliptical and other inclination orbits can be found in the references.[2] The standard payload fairing can support payloads as large as 1.8 m (72 in) long and 1.2 m (46 in) in diameter (Figure 5.0-2).[1,2] The fairing can be extended in 15 cm (6 in) increments up to 60 cm (24 in) and access doors can be repositioned or added as an optional service.

Pegasus, by virtue of its unique air-launched method, subjects the payload to relatively low structural and environmental loads (Figure 5.0-3). A DARPA sponsored and funded payload environment sensor package (PEGSAT) was supplied by NASA Goddard Space Flight Center (GSFC) for the first Pegasus launch and provided detailed actual payload environmental data.[2,3,4,5]

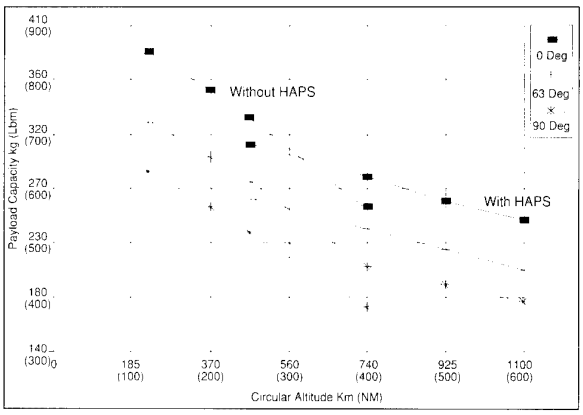


Figure 5.0-1. Pegasus Payload Capability.

6.0 PEGASTAR™ INTEGRATED BUS

The PegaStar integrated spacecraft bus (Figure 6.0-1) has been developed to complement Pegasus. Its flexible modular design and avionics architecture can readily be configured to support a wide variety of remote sensing, space science, and technology development applications. PegaStar can be configured to support precision earth, solar, and stellar three-axis stabilized requirements, as well as spin stabilized missions. PegaStar provides all spacecraft support functions including:

- powerful on-board processing and data storage,
- Tracking, Telemetry and Command (TT&C),
- custom mission equipment interface and support,
- attitude sensing and control,
- electrical power, and
- propulsion for orbital adjustment and maintenance.

When used, PegaStar replaces the standard Pegasus avionics subsystem (Figure 6.0-2). By integrating many launch vehicle and spacecraft functions, much of the duplication of avionics and structure inherent with independent spacecraft/launch vehicle con-

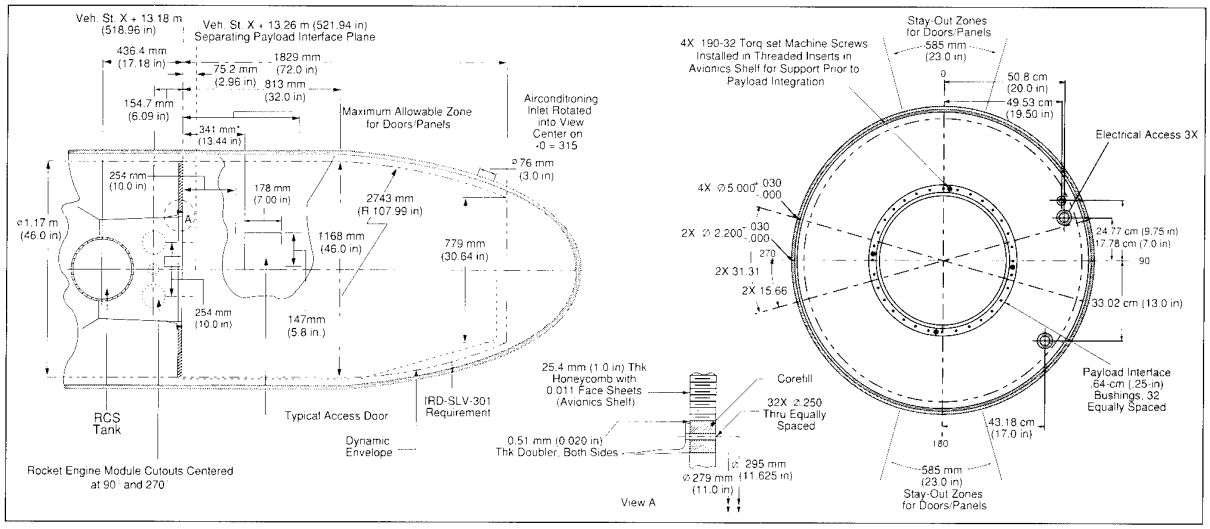
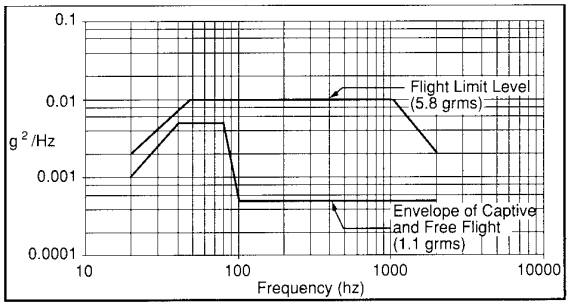


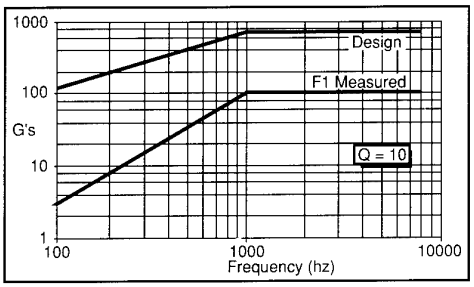
Figure 5.0-2. Standard Payload Volume and Interfaces.

Type	Linear Acceleration (g's)		
	x	y	z
Ground Operations	+/-0.5	+/-0.5	+1.5
Captive Carry Flight/Test Case 1	+/-1.0	0	+2.2/-1.0
Case 2	0	+/-0.3	+2.2
Case 3	0	+/-0.4	+1.0
Abort Landing Linear Accel (g's)	+/-0.6	+/-0.6	+2.7/-0.1
Rotational Accel (rad/sec^2)	ëx=±0.5	ëy=+1.4/-1.0	ëz=±0.4
Launch Drop Transient	0	0	Payload Dependent
Aerodynamic Pull-up	-4.0	+/-0.5	+2.85
First Stage Burnout	-7.5	+/-0.2	+/-0.2

a. Payload Quasi-Static Accelerations



b. Payload Random Vibration

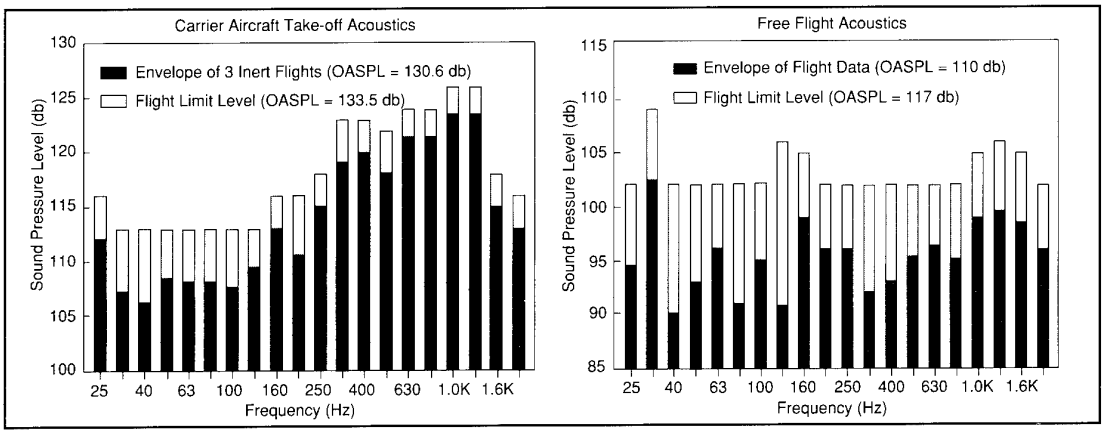


c. Predicted Z-axis Pyrotechnic Shock Response Spectrum

Environment	Temp Range (F)	Control	Humidity (%)	Purity Class
VAB/Ground Operations	+64 to +84 deg F	Filtered A/C	40+/-10	100K
Carrier Mate	+64 to +84 deg F	Filtered A/C	<50	100K
B-52 Taxi	+40 to +90 deg F	N2 Purge	<50[1]	Note 3
B-52 Captive Flight	-15 to +100 deg F	N2 Purge	<50[1]	Note 3
B-52 Abort/Contingency Site	+64 to +84 deg F[2]	Filtered A/C	<50	Note 3
L-1011 Taxi	+64 to +84 deg F	Filtered A/C	<50	100K
L-1011 Captive Flight	+64 to +84 deg F	Filtered A/C	<50	100K
L-1011 Abort/Contingency Site	+64 to +84 deg F	Filtered A/C	<50	Note 3

Note 1. Not Controlled, but N2 Purge Has Negligible Water Content.
Note 2. After Connection of Ground-Based Air Conditioning Unit.
Note 3. Air Purity is Not Maintained, as a Standard Service, for B-52 Operations or at Abort/Contingency Sites.

e. Payload Thermal Environment.



d. F-1 Acoustic Environment.

Figure 5.0-3. Pegasus Payload Design Loads.

cepts can be eliminated and the number of interfaces reduced. By using PegaStar, a virtually "turn-key" launch and on-orbit support service is available, which can significantly increase usable payload capability and reduce program cost schedule and risk.

PegaStar provides all on-orbit services, including mechanical support, spacecraft and mission support computers, data storage , electrical power, tracking, telemetry and command, and attitude control. Without changing the basic vehicle avionics, PegaStar can be configured to support virtually any stabilization and pointing requirement, three-axis or spinning, by an appropriate selection of attitude sensors and control components. Deployable solar array panels can be sized to meet specific mission requirements. Hardware redundancy and fault tolerant designs can be used where needed to increase the probability of mission success and expected on-orbit lifetime.

The major performance characteristics provided by a PegaStar/ Pegasus vehicle configured for a three-axis Nadir pointing application are summarized in Table 6.0-1.

7.0 CONCLUSION

Pegasus was developed by Orbital Sciences Corporation and Hercules Aerospace to provide small satellite users with a flexible cost effective method for placing payloads into low Earth orbit. The vehicle's simple and robust design ensures maximum system reliability. Horizontal integration simplifies vehicle build-up and ensures that all functions are thoroughly verified and tested prior to flight. PegaStar provides instrument suppliers, experimenters, and operational users with a cost effective means for supporting extended on-orbit operation, without the complexity of developing a custom spacecraft bus. With Pegasus and PegaStar, a virtually "turn-key" launch and on-orbit support service is now available, which can significantly reduce program development time, cost, and risk.

ACKNOWLEDGEMENTS

The Pegasus team at Orbital Sciences Corporation and Hercules Aerospace would like to acknowledge the support received from DARPA, NASA Goddard Space Flight Center, NASA Ames

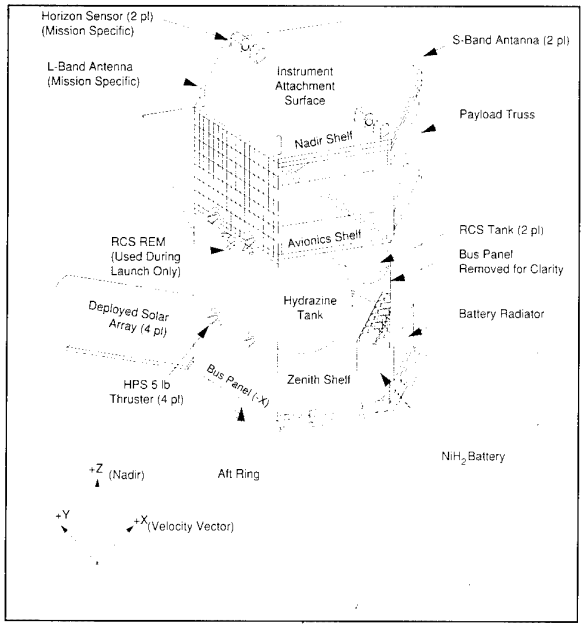


Figure 6.0-1. PegaStar Spacecraft, Operational Configuration.

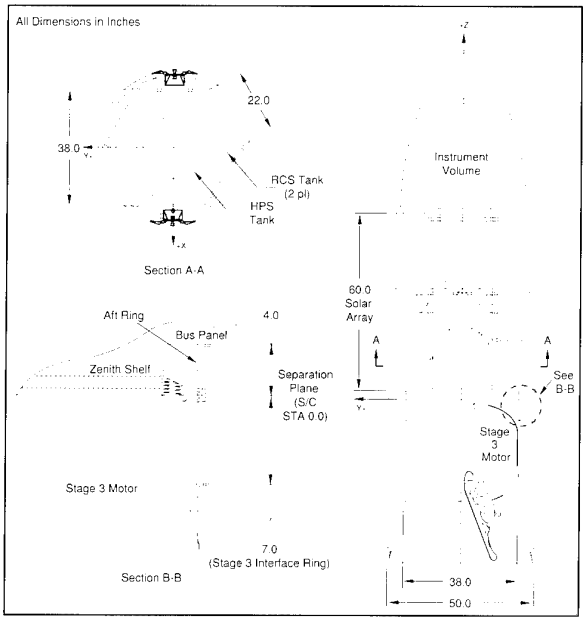


Figure 7.0-2. PegaStar Spacecraft, Operational Configuration.

Dryden Flight Research Facility, and the Air Force Space Division Small Launch Vehicle Office during the development of Pegasus.

REFERENCES

1. *Payload Interface Guide for the Pegasus Air-Launched Space Booster*, USU/AIAA Small Satellite Conference, Orbital Sciences Corporation, September 26, 1989.
2. *Pegasus Mission Planner's Guide*, Orbital Sciences Corporation, Being revised, release expected in May 1991.
3. *Payload Environments, Pegasus Flight-1, Results Review*, August 3, 1990, NASA Goddard Space Flight Center.
4. *Loads and Design Criteria - Pegasus Launch Vehicle*, Orbital Sciences Corporation DOC A10020 Revision A.
5. *Pegasus First Mission Flight Results*, USU/AIAA Small Satellite Conference, Orbital Sciences Corporation, August 29, 1990.

Table 6.0-1. PegaStar Technical Capability Summary (for a Typical Sun Synchronous 3-Axis Nadir Pointing Application).

Initial Orbit	278 km (150 nm) Circular Polar (Parking) (No Expendables Other Than N_2 Used)
PegaStar Spacecraft Dry Spacecraft Mass Expendables	 185 kg (408 lb) (BOL, Less Expendables) 5.5 kg (12 lb) N_2 40 kg (88 lb) N_2H_4
Mission Specific Payload Volume Mass	 0.45 m^3 (16 ft^3) 143 kg (315 lb) (278 km (150 nm) Polar Orbit) (See Figure 7.0-3 for Payload vs. Final Orbit)
Electrical Power	4 m^2 (6250 in^2); 334 WHr BOL Four Fixed Deployable Arrays Two Fixed Body Mounted Arrays Redundant 6 A-H NiH_2 Batteries (Battery Size is Mission Specific)
Attitude Control (Pointing)	1.1 mrad (2 Sigma/95% Probability) (Mission Specific)
Attitude Determination (Mission Specific)	Three Axis Magnetometers Horizon Sensors Sun Sensors
Attitude Control (Mission Specific)	Momentum Wheels (Redundant Pitch) Magnetic Torque Rods Six N_2 Thrusters for Pegasus Roll Ctrl & Initial Post Insertion Pointing (Not Used for On-Orbit Operations)
Orbit Adjustment	Four 22.25 N (5 lbf) N_2H_4 Thrusters
Position Determination	Redundant Global Positioning System (GPS) Receivers (100 Meters, 3 σ)
Thermal Control	Passive System with Selective Contingency Heaters Main Body 0°C - 40°C (32°F to 104°F)
Telemetry Downlink Uplink	 As Required by Mission (S- and/or L-Band) (Data Rates of Over 3 Mbps Can be Supported) Redundant S-Band (Mission Specific)
Spacecraft Computer	Redundant CPU; 256K EDAC SRAM; Fault Tolerant
Payload Service Module Computer (Mission Specific)	Redundant CPU; 256K EDAC SRAM; Fault Tolerant
Data Storage	1.2 Gbits or More (EDAC SRAM) (Mission Specific)
Mission Duration	5-Year Minimum 10-Year Design

6. *Outgassing Data for Selecting Spacecraft Materials*, NASA Reference Publication 1124, Revision 2, November 1990.
7. *The Pegasus Air-Launched Space Booster Payload Interfaces and Processing Procedures for Small Optical Payloads*, Society of Photo-Optical Instrumentation Engineers International Symposium, Orbital Sciences Corporation, April 5, 1991

SESSION 1.3.
LES INSTALLATIONS DE PREPARATION ET D'INTEGRATION DES CHARGES UTILES (AUTOMATIQUES OU HABITEES) /

FACILITIES FOR PREPARING AND INTEGRATING PAYLOADS (AUTOMATIC OR MANNED)

Président / Chairman :
R. PARKINSON (BAe, UK)

L' *Ensemble de Préparation Charges Utiles* (EPCU) de Kourou et ARIANESPACE : la plus grande expérience en satellites commerciaux.

J.-M. DESOBEAU[1], P. PRIGENT[2]

[1]Arianespace, Direction Commerciale, Evry (F); [2]Centre National d' Etudes Spatiales, CSG, Kourou (F)

ABSTRACT

Depuis plus de onze ans, toutes les étapes de la préparation des satellites commerciaux pour l' ESA d'abord puis au profit d' ARIANESPACE avant leur lancement sur les ARIANE 1, 2, 3 puis 4 sont déroulées dans l' EPCU du *Centre Spatial Guyanais* (CSG) à Kourou (Guyane Française).

Du contrat "tout compris" aux opérations sur le terrain, ARIANESPACE s'assure que tous les besoins techniques, opérationnels et humains sont bien assimilés, puis que les moyens correspondants sont préparés et mis en oeuvre pour la satisfaction maximale de ses Clients.

Pour atteindre cet objectif, la conception de ces installations a été réalisée en étroite coopération entre le concepteur, le CNES, et les utilisateurs. Cette approche a été encore renforcée pour les futures installations ARIANE 5 / ELA 3, ARIANESPACE étant le porte-parole de ses Clients.

Mots-clés : ARIANE, satellites, ARIANESPACE, ESA, CNES, Kourou, opérations de préparation, lancement

1. LA GENESE DU SYSTEME

Dès 1977, avant le premier vol de qualification du lanceur européen ARIANE, l' *Agence Spatiale Européenne* (ESA) en liaison avec le *Centre National d' Etudes Spatiales* (CNES) a démarré la rédaction des spécifications pour les bâtiments qui seraient nécessaires pour que les satellites puissent effectuer, en Guyane sur la base de lancement même, leurs opérations de préparation avant lancement.

Pour cela, l' expérience de l' ESA et du CNES-Toulouse en matière de satellites a été utilisée. De plus, l' approche "Client" a déjà été utilisée grâce aux contacts avec les Clients potentiels européens et hors Europe.

Après une phase transitoire de mise en régime opérationnel entre octobre 1979 et mars 1981 durant laquelle ont été préparés les satellites pour les deux premiers lancements ARIANE, l' EPCU a commencé sa montée en puissance.

D'abord taillé sur mesure pour les satellites "ARIANE 1" à "ARIANE 3", l' EPCU 1 s'est rapidement avéré trop étroit pour les futurs satellites "ARIANE 4" et pour la cadence croissante des lancements. La génération suivante, l' EPCU 2, a donc été conçue sur mesure pour ces nouveaux cas dimensionnants et en mettant cette fois à profit l' expérience et les nombreux contacts d' ARIANESPACE avec la communauté spatiale mondiale.

La grande variété de ces contacts et la richesse des enseignements de trois années de travail ont permis de concevoir en 1983 et de bâtir un ensemble qui, depuis mai 1985 et selon un processus volontariste d'amélioration constante, donne les plus grandes satisfactions à tous ses utilisateurs.

2. L'EXPERIENCE DES ONZE ANNEES 1979-1990

Au total, 71 satellites (y compris les 4 *Capsules Ariane Technologiques* - CAT - et les 3 AMSAT) plus 6 Micro-satellites ont été préparés dans l' EPCU entre octobre 1979 et décembre 1990, selon le tableau 1 ci-dessous. Le rythme continue puisque, depuis début 1991, 5 satellites et 4 micro-satellites y ont déjà effectué ou y effectuent leurs opérations de préparation au lancement.

Constructeur-Maître d'oeuvre	Pays	Nombre
Aérospatiale	France	9
Alenia	Italie	1
British Aerospace	Angleterre	12
CNES	France	4
C.N.R.	Italie	1
Ford Aerospace/S.S.Loral	U.S.A	8
G.E Astro S.D.	U.S.A	12
Hughes A.C.	U.S.A	6
I.S.R.O.	Inde	1
Matra Espace	France	6
MBB-Erno	Allemagne	4
SAAB Space Corp.	Suède	1
SPAR Aerospace	Canada	2
Divers autres (CAT + μ-sats)	F,All,USA,CAN	10

Tableau 1

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

L'évolution des types de satellites peut être évaluée selon plusieurs critères: leur masse au décollage, leur type de propulsion pour la circularisation d'orbite ainsi que les bandes de fréquence utilisées pour les transmissions de données télémesure et télécommande entre satellite et banc de contrôle au sol. Le tableau 2 présente cette évolution ainsi que celle du nombre de satellites préparés dans l' EPCU durant les trois périodes fin 1979 - fin 1983 (4 ans), début 1984 - fin 1987 (4 ans) et début 1988 - début 1991 (3 ans).

Période	1979-1983	1984-1987	1988-1990
Nombre de lancements	7 L01 à L7	13 L8 à V20	22 V21 à V41
Nombre de satellites préparés	14	21	42
Masses au décollage (en kg)	150 à 1800	800 à 2150	50 à 4250
S/C à moteur à poudre (types de moteur)	9 (64%) 3 MAGE 3 U.S.A 3 autres	18 (85%) 7 MAGE 10 U.S.A 1 autre	19 (45%) 5 MAGE 14 U.S.A
S/C à moteur bi-ergol (masse d'ergols en kg)	1 (7%) 40	2 (10%) 600 & 1000	16 (38%) 50 à 2100
Gamme de fréquences sol			
VHF	5	5	5
bande S	2	4	17
bande C	1	8	8
bande K	0	3	9

Tableau 2

3. L'EPCU EXISTANT

3.1. PRINCIPES

Depuis l'origine des premières études sur ces installations, mais de façon de plus en plus précise, 4 grands principes ont été respectés et utilisés pour concevoir l'architecture de l'EPCU.

3.1.1. DECOUPLAGE DES ZONES D'ACTIVITES

Afin de minimiser les contraintes d'accès et de travail dans les locaux à vocation générale, le travail sur les S/C a été découpé en trois phases :

. la phase INDUSTRIELLE de préparation comportant les opérations mécaniques d'assemblage et de vérification des diverses parties des S/C, les opérations électriques et pneumatiques de contrôle des différents sous-systèmes de la charge utile aux systèmes de mise à poste et de contrôle d'attitude. Cette phase, couplée aux opérations de déballage/remballage se déroule dans la ZONE S1 du Centre Technique où se trouve par ailleurs une grande partie des services techniques et support spécialisé du CSG.

. la phase POTENTIELLEMENT DANGEREUSE de préparation comportant les opérations S/C sur les propulseurs à poudre (moteur d'apogée) et sur les ergols (préparation des chariots de remplissage, prélèvements pour analyse, remplissages, tests d'étanchéité) et l'encapsulation des S/C dans la SPELDA et la coiffe pour constituer le "composite Charge Utile".

Cette phase se déroule dans la ZONE S3, proche des zones de préparation et de lancement ARIANE en profitant ainsi des supports mis en place aussi au profit des lanceurs (équipes Sauvegarde et Brigade des Sapeurs Pompiers de Paris, laboratoire d'analyse, ...).

. ainsi, est minimisée la distance de transport des S/C prêts au vol (pleins en ergols faits, pressurisation à valeur de vol effectuée, batteries chargées) vers le lanceur qui aura donc déroulé ses opérations de préparation et de vérification indépendamment jusqu'au rendez-vous avec le composite S/C, actuellement à J-6 soit environ une semaine avant le lancement. La dernière phase des Opérations Combinées avec le L/V se déroule donc en ZONE DE LANCEMENT.

Pendant toutes ces phases, le BANC DE CONTROLE du S/C reste à POSTE FIXE en ZONE S1 : les liaisons S/C-Banc de Contrôle sont assurées en RF, en vidéo ou en bande de base via les supports de télécommunications mis en place par le CSG entre les diverses zones : S1 vers S3 d'abord, S1 vers Centre de Lancement ensuite.

Les seuls éléments qui suivent le S/C dans ces divers déplacements sont la baie d'interface du S/C et la baie d'activation/contrôle rapprochée.

3.1.2. LIAISONS FONCTIONNELLES OPTIMALES

Pour minimiser les distances entre zones de travail dans les bâtiments et faciliter les opérations de préparation des S/C qui s'y déroulent, 2 chaînes fonctionnelles sont respectées ; la première:

HALL PROPRE pour les SATELLITES et leurs MOYENS MECANIQUES

#

LOCAUX BANC DE CONTROLE pour les BANCS DE CONTROLE des S/C (c-à-d leurs MOYENS ELECTRIQUES et ELECTRONIQUES)

#

LABOS & BUREAUX pour les EQUIPES TECHNIQUES DE L'INDUSTRIEL S/C

#

BUREAUX pour EQUIPES SUPPORT & SECRETARIAT,

et la deuxième:

HALL TRANSIT pour l'ACCUEIL et le DEGROUPAGE/DECAISSAGE puis pour le REMBALLAGE/MISE en PALETTES

#

SAS pour nettoyage et ACCES vers le HALL PROPRE

#

DEGAGEMENT pour ACCES vers les LOCAUX BANC DE CONTROLE.

3.1.3. CRITERES DE DIMENSIONNEMENT

Afin de pouvoir répondre aux demandes des clients sans effort au coup-par-coup (et donc pour éviter les risques liés à ce mode de fonctionnement haché), l'ESA, le CNES et ARIANESPACE ont décidé d'utiliser (pour dimensionner les installations, les matériels associés et les équipes pour les activer et prêter assistance aux clients) les spécifications maximales connues à l'époque.

Ceci se retrouve dans :
. les dimensions des halls, des sas et des locaux banc de contrôle
. le haut niveau de propreté des halls propres (classe 100.000 tenue avec des marges confortables même en présence d'opérateurs)
. le CONFORT général des installations (moyens techniques S/C à l'aéroport, bonne climatisation malgré le climat équatorial du CSG, énergie sans coupure pour l'alimentation des bancs de contrôle S/C, liaisons télécoms internes CSG et internationales.
. les équipements spécifiques qui peuvent être mis à disposition des clients (tentes à flux laminaires classe 100, dalles sismiques, tables tournantes, chambres froides pour batteries, ...)
. la prise en compte des clients dans leur globalité (de l'accueil à l'aéroport jusqu'au départ après lancement en passant par le support pendant les temps de loisirs ou pour l'hébergement, les banques ou les moyens de transport).

3.1.4. INDEPENDANCE DES EQUIPES / MODULARITE

Enfin, pour tenir compte des tailles de S/C, des volumes de matériels associés, des différentes philosophies d'opérations et des nombres de personnels très variables ainsi que des divers mouvements toujours possibles dans les plannings, il est impératif que l'EPCU offre une indépendance maximale aux clients et à leurs équipes et permette une adaptation la plus souple possible des installations aux besoins des clients. En conséquence, ARIANESPACE fait avec ses clients (par étapes progressives, en entrant de plus en plus dans le détail), le tour exhaustif de tous leurs besoins techniques, opérationnels et humains, s'assure que tous ces besoins sont bien compris et, en liaison étroite avec le CSG et l'équipe EPCU, que les moyens correspondants sont bien mis en place en fonction des plannings d'opérations discutés et signés par les clients, ARIANESPACE et le CSG.

3.2. CAPACITE D'ACCUEIL

Après onze ans de fonctionnement et l'expérience de plus de soixante-dix satellites préparés dans l'EPCU, on peut dégager les grandes lignes suivantes :

3.2.1 DES MICROSATELLITES AUX GEANTS

La souplesse des installations EPCU et le professionnalisme des équipes ARIANESPACE & CSG ont permis d'assurer la préparation et de donner le support nécessaire aux opérations des satellites de tous types (scientifiques, observation de la terre, météorologie, télécommunications en tous genres, TV directe haute et moyenne puissance) et de toutes masses, du plus petit micro (ORBCOMM-X pour ORBITAL SCIENCE CORPORATION = 22,8kg avec son adaptateur sur le plateau ASAP#2 d'ARIANESPACE) au géant (INTELSAT VI pour INTELSAT = 4286kg avec son adaptateur spécifique), et de travailler avec tous les fabricants de S/C mondiaux - cf para. 2 - au profit de 80% des clients opérateurs de S/C du monde.

3.2.2. EN SIMULTANE

Les campagnes de lancement ARIANESPACE au profit de ses clients ont conduit à avoir à Kourou, pour trois lancements doubles successifs, jusqu'à SIX équipes avec leur S/C et leur matériel associé. Ces six équipes étaient toutes installées en zone S1 avec, chacune son matériel et son banc de contrôle. Les S/C étaient, selon leur état d'avancement, 4 en zone S1 puis S3 et 2 sur le lanceur prêt à décoller.

Avec les micro-satellites ou les satellites complexes (par ex. la sonde Giotto avec ses 10 expériences à bord), c'est parfois jusqu'à plus d'une dizaine de petites équipes à qui ARIANESPACE et le CSG ont pu fournir espace de travail, support et moyens techniques; les équipes "micro" ou "mini" ont pu, de plus, bénéficier de l'expérience acquise avec les "gros" pour développer leurs procédures et renforcer leur maîtrise du domaine spatial.

4. EVOLUTION DE L'EPCU A COURT TERME

4.1. UTILISATION PREVUE

Afin de continuer à satisfaire les demandes d'ARIANESPACE au profit direct de ses clients, le plan d'activités de l'EPCU prévoit d'accueillir plus de 40 satellites de 1992 à 1995 et de leur fournir tous les supports nécessaires à leurs opérations.

4.2. AMELIORATIONS PREVUES

Afin d'améliorer encore la qualité des prestations, en utilisant pour cela les suggestions des clients utilisateurs de l'EPCU, les modifications suivantes sont en cours:

. Moyens de Manutentions
L'étude de Sûreté de Fonctionnement de nos ponts roulants est en phase finale et son application va être complétée pour la fin 1991.

. Télécommunications entre S1, S3 et ELA2.
ARIANESPACE cherche à obtenir de ses clients une meilleure définition de leurs besoins avant leur arrivée à Kourou afin de pouvoir assurer une gestion encore plus rigoureuse de ces liaisons pendant toute la campagne.
De plus, les travaux pour créer un nouveau réseau clients sur fibre optique entre les S1, S3, ELA2 et ELA3 sont en cours pour une mise en service dès la fin 1991.

. Energie électrique :
Une action de "durcissement" de la production d'énergie secourue (catégorie 2) sur l'ensemble de la base de lancement est en cours; elle sera profitable à l'EPCU dès la mi-1991.

. Enfin, l'équipe EPCU poursuit une participation active au

projet de définition et de réalisation de l'EPCU3, ceci pour continuer d'assurer le retour d'expérience de l'exploitant auprès de l'autorité de conception.

5. PREPARATION DU FUTUR

Ce futur se situe essentiellement dans le cadre du programme ARIANE 5 / EPCU 3.

La réflexion menée en commun entre l'ESA, ARIANESPACE et le CNES a mis en évidence la nécessité de créer des installations complémentaires conformes aux besoins des futurs clients d'ARIANE 5: objet du projet EPCU3.

L'équipe-projet EPCU3 établit un Cahier Des Charges Fonctionnelles (CDCF). Ce dernier est approuvé par un Comité Directeur constitué de responsables de l'ESA, d'ARIANESPACE et du CNES.

L'Autorité de Conception EPCU3 établit alors un dossier de définition qui est soumis à une Revue de Conception Système (RCS).

Ce dossier de définition doit être approuvé par un Comité Directeur.

En résumé, l'ensemble du projet EPCU3 suit donc les règles de management du projet général ARIANE 5.

Ceci enfin démontre toute l'importance du retour d'expérience d'ARIANESPACE, de l'ESA et du CNES qui est utilisée de façon volontariste dans le cadre des divers programmes liés à ARIANE 5.

A ce jour, l'état d'avancement des diverses composantes de ce projet EPCU3 est le suivant:

. la définition d'un bâtiment S1D pour les préparations mécanique et électrique des satellites dans la Zone S1 est acquise. La RCS a été réalisée. L'objectif de mise en route de ce bâtiment est le début 1995.

. la définition du Bâtiment d'Assemblage Final (BAF) qui permet l'intégration des satellites et du composite supérieur sur le lanceur ARIANE 5 ainsi que l'encapsulation pour les lancements multiples est acquise. La RCS vient de se conclure. L'objectif de mise en route de ce bâtiment est 1995.

. les études pour un bâtiment de remplissage en ergols et d'équilibrage de satellites de plus de 3 tonnes sont en cours; le CDCF doit être établi dans les prochains mois.

6. CONCLUSION

Utilisant la synergie concepteurs-utilisateurs et l'expérience des exploitants actuels, l'ESA, le CNES et ARIANESPACE abordent le futur avec la volonté de plus en plus affirmée d'apporter aux Clients mondiaux de l'EPCU la réponse la plus adaptée à leurs attentes.

13.02 LAUNCH SITE OPERATIONS FOR COLUMBUS FREE FLYER AND RESUPPLY MISSION

Author: Horst Michaelis, Head of Main Department Operations

Co-Authors: Klausdieter Fugel, Harald Schmidt-Gerstmeyer

ERNO Raumfahrttechnik GmbH, Bremen, Germany

ABSTRACT

The COLUMBUS Free Flying Laboratory (MTFF) and subsequent resupply performed by Hermes will be launched from CSG with Ariane 5. Launch site operations for the initial MTFF launch includes among others transportation- and receiving activities, MTFF servicing, checkout, mating of MTFF to Ariane 5 and interface verification. These operations also include a data-end-to-end test involving the IOI GS for flight operations in Europe, the DRS, EET's, IGS and MSCC to verify all nominal and back-up communication links and ascertain the final configuration and readiness of the involved space elements and ground facilities.
The MTFF resupply missions are processed differently and follow mainly the Hermes preparation flow with integration of payload in Europe, transport to CSG, HERMES processing in the HIBK and BAF.

Keywords: Checkout, Hermes, Columbus, Launch site, IOIGS, Communication, Payload

1. Introduction

The projects Columbus, Hermes, DRS and Ariane require a coherent In-Orbit Infrastructure Ground Segment (IOI GS) to support mission operations.
This IOI GS mainly consists of
- central facilities, to perform tactical level functions and mission direction
- decentralized facilities to perform executional level functions, such as flight element control, engineering support, user integration support, experiment coordination and control,
- training facilities to provide astronaut training and support
- launch and landing facilities
- Space Data Network (SDN) comprising all communication networks to provide connectivity between the space elements and users on ground.

These facilities are located at various sites in Europe, in Kourou and as far as the Space Station Manned Base (SSMB) is concerned in USA.
S-Band stations for the CNES S-Band Network and for the European Space Tracking Network (ESTRACK) support the 2 GHz communication link whereas the ESA Earth Terminals (EET's) support the 30/20 GHz link of the DRS.

Fig. 1 shows the main IOI ground facilities for flight operations and Fig. 2 indicates the architecture of the IOI Space Data Network.

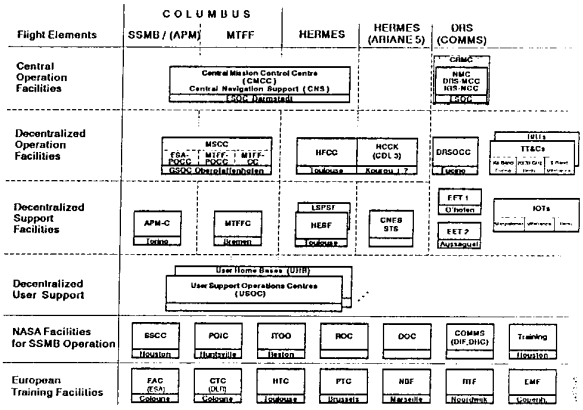


Fig. 1 IOI Ground Facilities for Flight Operations

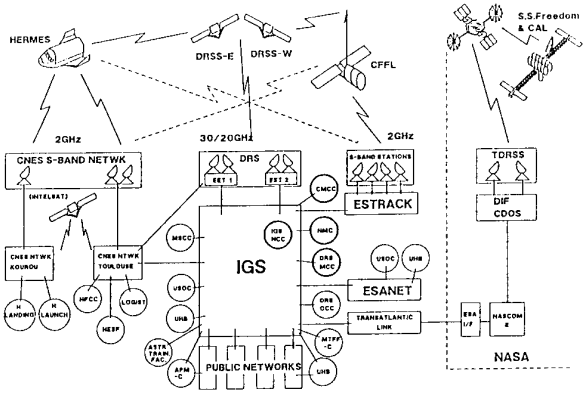


Fig. 2 IOI Space Data Network Concept

Several activities with the Columbus Free Flyer (MTFF) and dedicated resupply will be performed at the launch site, requiring end-to-end communication with the In-orbit flight elements, the European IOI GS, specific ground support equipment and simulators involved.

Although both the initial MTFF and the MTFF resupply will be launched with the Ariane 5 from Centre Spatial Guyanais (CSG), the ground processing activities at the launch site in Kourou are different. The initial MTFF follows the traditional processing line of Ariane cargo namely via building S1B, S3B, and mating to Ariane 5 in the Batiment Assemblage Final (BAF) whereas the MTFF resupply will be performed by servicing the MTFF with Hermes and consequently follows the Hermes processing flow with initial cargo integration in Europe, subsequent activities in the Hermes Integration Building in Kourou (HIBK) before mating of Hermes (incl. MTFF resupply) to Ariane 5 takes place again in the BAF.

For both types of MTFF missions end-to-end data communication tests are planned at the launch site including the European IOIGS but due to the difference of involved flight elements also the required participation of the IOI GS elements in those flight readiness tests vary totally except for parts of the communication link and the Manned Space Laboratories Flight Control Centre (MSCC) which is responsible for MTFF mission control and payload coordination.

2. MTFF Configuration

The MTFF consists of a pressurized module (PM) and a resource module (RM).

The PM consists of a structure of two segments in cylindrical form with two end cones. The cylindrical part is covered with Multi Layer Isolation (MLI), hybrid radiators and Micro meteorid and Debri Protection Shields (MDPS).

The forward end cone is also covered with MLI and MDPS. It provides three feedthroughs and a docking/berthing mechanism which allows for docking to the SSMB and Hermes. The docking/berthing part provides for crew and utility transfer during the docked phase, all utility interfaces to the servicing vehicle can be performed from the inside.

The aft end cone provides a cover plate and three feedthroughs and forms the physical and functional interface to the RM.

The internal structure provides for access during ground processing and on-orbit operations. Subsystems and payloads are accommodated in rack structures located in the subfloor, lateral and ceiling. Four rack categories exist, the subfloor racks, storage racks, payload racks, subsystem racks, the latter three located in the ceiling, right lateral and left lateral.

The RM mainly consists of the PM/RM connecting structure, the main body and the battery module.

The PM/RM connecting structure is based on a load carrying structure to be removed shortly after separation from the Ariane 5 as part of the initial activation. The RM/PM separation is performed by the Special Purpose Dexterous Manipulator (SPDM) driven mechanisms, supported by RM motors for the mechanical connection/disconnection.

The RM main body is based on a cylindrical tube which accommodates the tanks for propellant, pressurant and Nitrogen. A structure around the inner tube provides for subsystem equipment accommodation on the vertical and horizontal panels. The external panels are combined structural/thermal panels with embedded heat pipes protected by MDPS. Solar arrays, antennae and the grapple fixture are located on the outside of the main body.
The battery module carries six batteries and two battery control units, It also provides thermal radiation capability, a latch for the KA-band antenna and supports struts to the solar arrays.

3. Launch Site Operations for Initial MTFF Launch

The ground processing of the MTFF in general follows the ship-and-shoot philosophy, i.e., the MTFF arrives at CSG ready for launch. However, due to transportation constraints and safety requirements some ground operations tasks need to be performed at the launch site mainly in the following locations:

- Building S1B for reception and unpacking of all transported equipment, post transportation inspection, assembly and checkout of all non-hazardous systems

- Building S3B for all hazardous operations like fuelling and installation of pyrotechnical devices

- Batiment Assemblage Final (BAF) for mating of the MTFF to Ariane 5.

3.1 MTFF Launch Site Processing Flow

The MTFF will be transported via sea to the launch site in an integrated RM/PM configuration, with the initial payload installed (about 1000 kg). After arrival at Cayenne harbour, the harbour of Kourou, the transport configura- tion and all separately transported hardware is loaded onto a flatbed trailer for transportation to building S1B, the so called 'Payload Preparation Facility' at the Technical Centre.

Figure 3 indicates the MTFF launch site processing flow and the locations.

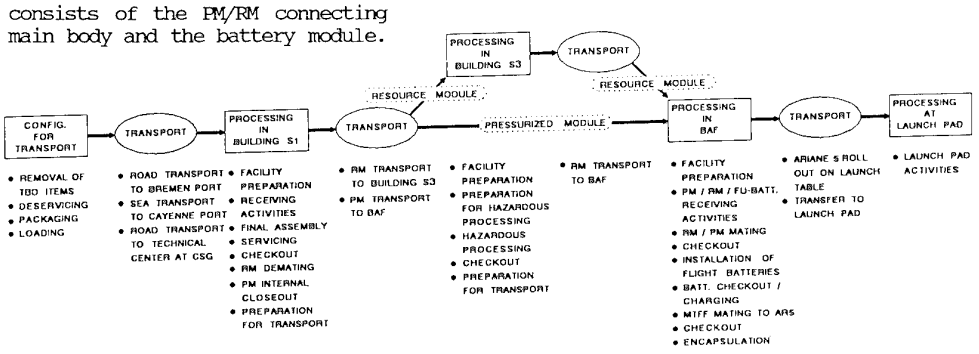


Fig. 3 MTFF Launch Site Processing Flow

3.1.1 MTFF Processing in Building S1B

The essential activities comprise:

- Post Transportation Activities
  -- cleaning of containers and MGSE in the S1B airlock
  -- unpacking of MTFF container and MGSE
  -- transfer of all hardware from facility airlock into the cleanroom
  -- Post Transport Inspection

- Processing Preparation Activities
  -- GSE assembly and verification
  -- installation of MTFF into integration stand
  -- connection of GSE (MGSE, servicer, EGSE)

- MTFF Servicing
  -- removal of equipment required for transport
  -- installation of items removed for transport
  -- servicing of MTFF for C/O

- MTFF Standalone Checkout
  -- system functional verification
  -- caution & warning system verification
  -- fire suppression system verification
  -- data-end-to-end test between MTFF-DRS-MSCC
  -- external I/F verification

- Preparation For On-Site Transportation
  -- demating of Resource Module (RM) from MTFF
  -- rotation of RM to vertical position and configuration for transport to S3B
  -- PM-closeout and configuration for transport to BAF

The separation of the RM from the PM is necessary because the subsequent hazardous processing in the S3B building cannot be performed with the integrated MTFF due to dimensional constraints of the building and secondly the fuelled RM has to be transported in a vertical position which cannot be performed with the integrated MTFF due to non availability of a suitable transport container. The PM is transported from the S1B building to the BAF directly.

3.1.2 RM Processing in Building S3B

The essential activities comprise:

- Inspection, assembly and validation of servicing GSE

- Propellant Loading (MMH and NTO)
- Propulsion system pressurization
  -- Helium tanks 280 bar
  -- Nitrogen tanks 125 bar

- RM Checkout
  -- leak check
  -- propulsion system verification

- RM Configuration for transport to BAF

Subsequently the RM is transferred to the BAF for mating with the PM.

3.1.3 MTFF Processing in Building BAF

The essential activities comprise:

- Tilting of PM from horizontal to vertical orientation by means of MGSE connected to the MTFF transport container

- Removal of PM from transport container and installation into Vertical Assembly Stand

- Removal of RM from transport container and mating to PM

- Connection of GSE and configuration of MTFF for checkout

- Verification of PM/RM Interface:
  -- structural connection
  -- electrical lines
  -- fluid lines

- Flight Batteries Installation
  -- Installation of Battery Module
  -- verification of interface RM/Battery Module
  -- charging of batteries
  -- cooling of battery radiators

- Mating of MTFF to Ariane 5
  -- hoisting of MTFF and mating to top adapter flange
  -- verification of interface MTFF/Ariane 5
  -- final top up of fluid systems (e.g. pressurant)
  -- arming of pyro systems
  -- encapsulation

After the fairing is closed common MTFF/Ariane 5 processing is performed which is mainly dependent on Ariane 5 processing, as there are fuelling, roll-out to launch pad, final launch preparation and the launch activities. During this period the MTFF batteries are trickle charged and have to be cooled by means of cold air directly blown under the fairing to the battery radiators.

Figure 4 shows the proposed schedule for MTFF Initial Launch Preparation Activities.

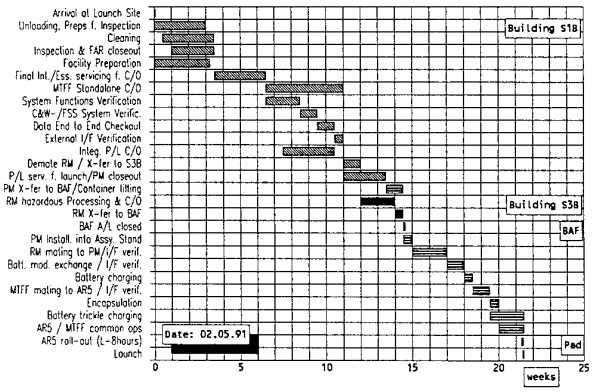


Fig. 4 MTFF Launch Site Processing Schedule

3.2 Checkout at the Launch Site

As described in the launch site processing flow, various checkout activities are foreseen with the MTFF or the RM alone due to the following reasons:

- the MTFF configuration for transport between Bremen and Kourou is different to the flight configuration. This requires reconfiguration to flight configuration, i.e. removal of transport protections and installation of items which were removed for transportation, replacement of inert gas by propellant, installation of pyrotechnics and other one-shot-devices.
- post transportation integrity verification

- verification of the operational readiness of the end-to-end data communication links between space elements and the IOIGFO as well as the last verification that ground personnel involved in operation of all elements is capable to operate all systems correctly

- verification of interfaces after demating and mating of RM/PM and MTFF mating to AR5

- verification of propellant loading and propulsion system pressurization to flight level

- verification of FU batteries functions after exchange with EM batteries

- launch readiness verification of the MTFF

- verification of activation status for launch

Figure 5 summarizes all checkout and test activities, objectives and locations at the launch site.

It is assumed that a complete functional verification of all system functions has been performed on system level in the AIV phase which leaves no open work or unsolved problems.

CHECKOUT TASKS	TEST OBJECTIVES	TEST LOCATIONS
Inspection	Visual inspection of MTFF	Payload Processing Facility - S1B
MTFF Standalone Checkout	Verification of: - System Functions - Caution & Warning System - Fire Suppression System - Data-End-To-End Transmission - External Interfaces (SSF, Hermes)	
RM Checkout	- Monitoring of Filling and Pressurization of Tanks - Propulsion Subsystem C/O	Hazardous Processing Facility - S3B
MTFF Checkout in BAF	- RM/PM I/F Verification - Flight Batteries to RM I/F Verification	Launch Vehicle Final Assembly Building - BAF
MTFF / AR5 Launch Readiness Verification	- MTFF to AR 5 I/F Verification - Final launch status Verification	
Launch Pad Checkout	Verification of activation status	Launch Pad

Fig. 5 MTFF Checkout and Test Activities at Launch Site

3.2.1 Post Transport Inspection

The Post Transport Inspection will be performed in building S1B prior to installation of MTFF into the integration stand and servicing for checkout. The inspection marks a programmatical milestone in the processing of the MTFF, it is the completion of the Final Acceptance Review, and as such the end of phase C/D. It comprises a visual inspection for detection of damages and completeness and a power off checkout with verification of switch positions, valve positions, alignment verification and verification of tightness of loops. This activity also includes measurement- and calibration readings in the receiving inspection to compare freon loops and water loops filling level as well as pressure levels in the nitrogen tanks, helium tanks and propulsion tanks prior and after transportation.

3.2.2 MTFF Standalone Checkout

The MTFF Standalone Checkout is also performed in building S1B. This checkout includes the functional verification of:

- the MTFF system
- the Caution and Warning and Fire Suppression System
- external interfaces
- data-end-to-end test between the MTFF and the control centre MSCC in Oberpfaffenhofen

The System Functional Verification is mainly covered by running the initial activation of the MTFF. For test purposes the activation sequence has to be slightly modified, to prevent the deployment of antennae and solar arrays (SA) and to simulate orbit manoeuvres. The first part of the MTFF activation, the prelaunch activation can be commanded via the umbilical interface, for the second part which is on orbit initiated by separation of MTFF from AR5, the separation switches need to be simulated, then the following constraints need to be considered:

- Since the pyrotechnics are not installed yet in the S/L/KU-band antennae separation mechanisms "deployment" can be commanded as on orbit. An interface at the provisions for pyrotechnics accommodation may be provided to allow verification of proper deployment commands and to feed back deployment status data to the system.

- GNC equipment has to provide a C/O-I/F which allows control of the equipment by EGSE. During C/O the GNC equipment shall suppress real values and put out data to the GNC bus either provided by EGSE or on request of the EGSE.

- The deployment of SA and High Gain antenna has to be inhibited which requires a modified sequence respectively a modified ground activation sequence to allow at a minimum the verification of deployment command, array drive and genera- tion of the "successful deployment"-signal.

Figure 6 shows the principle set-up of the MTFF and the required EGSE for the system functional checkout.

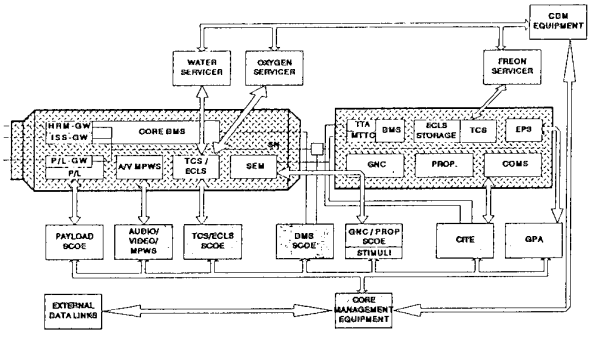


Fig. 6 Functional Interfaces during System Checkout

Verification of Caution and Warning and Fire Suppression Systems is performed by simulation of system anomalies, e.g. pressure drop inside the PM, or generation of hot spots, and the simulation of fire suppression execution.

After the initial activation the MTFF is configured for the data-end-to-end test, which will be a data transmission test between MTFF and MSCC via DRS forward and return link. During this test the DRSS west steerable feeder link is adjusted to the launch site. The field intensity in front of the MTFF antennae has to be similar to that expected on orbit (far distance RF source simulation). This can be achieved by surrounding the antennae by absorber cages with an RX/TX device in it. Figure 7 shows the nominal communication scenario, and figure 8 shows the set-up for the data-end-to-end test for the free flying mode.

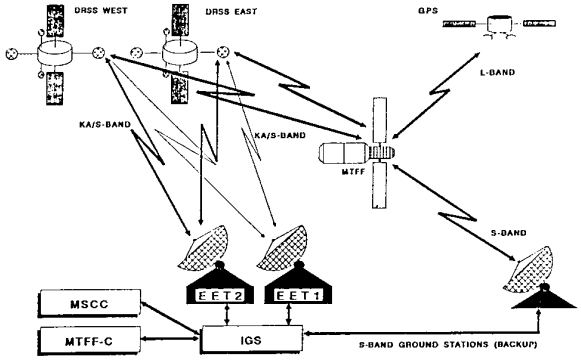


Fig. 7 Communication Links during Nominal Operations

The set-up of this test configuration requires as a minimum in the IOIGS the reconfiguration of:

- the DRS Satellite performed by the DRS OCC
- ESA Earth Terminal (EET 2) performed by the IGS NCC
- Interconnecting Ground Subnet (IGS) performed by the IGS NCC
- MSCC for MTFF control
- MTFF-C for mission control support

Potentially the user operations and support centres might be involved for MTFF payload data link verification.

For position and orbit determination GPS data are the primary source. The communication link MTFF-GPS will be simulated for test purposes.

Also the S-band link to ESTRACK ground stations needs to be simulated.

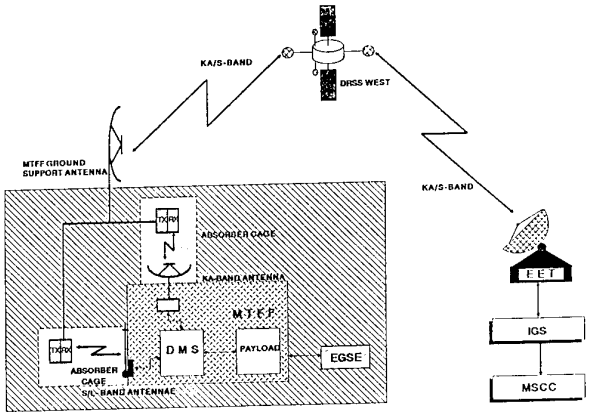


Fig. 8 Data End-to-End Checkout Set-up

The MTFF external interfaces checkout covers:

- for proximity operations the communications on KU-band with Hermes
- for the docked phase with the servicing base the resources/data exchange such as C&W, Audio/Video, DMS HL command/monitoring, Air inlet/outlet, vacuum/venting, GN2, coolant water, power bus.

The KU-band interface will be verified by simulation.

The resources/data exchange external interfaces, will be verified by functional tests using EGSE/FGSE, which provide the resources and data to be routed via the external interfaces.

3.2.3 RM Checkout

The RM Checkout consists of:

- verification of the status of the propellant tanks, pressurant tanks and the ECLSS gas tanks
- checkout of loop switching and thrusters (i.e. functioning of valves, regulators and thrusters)
- leak tests

Because of hazardous operations and safety regulations the RM must not be powered on during fuelling, therefore a separate connector has to provide the interface to checkout equipment to allow external powering of sensors, valves, transducers, read out of measurements and commanding of end items.

The proposed checkout method is listed in the following table.

Checkout Type	Activity
Bipropellant Engines	- gas flow impedance test (from tank to engines) - leak test
Pressure Regulators	- gas flow impedance test (from tank to engines) - monitoring and analysis of pressure curves via dedicated transducers - leak check of associated relief valves
Latching Valves	- leak test - setting/status verification
Non return Valves	- leak test
Fill & Drain Valves	- leak test

3.2.4 MTFF Checkout in BAF

The main activities in the BAF are the mating of RM to PM, exchange of EM batteries with FU batteries, MTFF to Ariane 5 mating and MTFF activities for launch.

The BAF Checkout comprises the verification of broken and to be re-established interfaces and interfaces to be established for the first time:

- RM - PM Interface
  -- structural connection
  -- electrical lines (power, data)
  -- fluid lines (Freon, Nitrogen)

- Flight Batteries - RM Interface
  -- structural connection
  -- electrical lines (power, data)

- MTFF - Ariane 5 Interface
  -- structural connection
  -- electrical lines (power, data)

- verification of the final launch status.

Since the mating of the RM to the PM has to be performed in vertical orientation (due to structural constraints of the fuelled RM) the entire BAF-checkout has to be performed with MTFF in vertical position.

The trickle charging of the flight batteries requires the external monitoring and control capability of MTFF internal equip- ment, e.g. Power Control Unit, by use of EGSE. The trickle charging and respective monitoring of the activation status will be continued at the launch pad until breaking of the t-o umbilicals at about t-8 minutes.

3.2.5 Required Ground Support Equipment for Checkout

Ground Support Equipment (GSE) needed for checkout is used for supporting functions, simulation/stimulation, servicing, monitoring and control tasks.

3.2.5.1 MGSE/FGSE

The supporting functions are mainly exercised by MGSE (e.g. Integration Stand) and are only indirectly required for checkout. Servicing equipment (FGSE) is also mostly required only indirectly with the exception of tasks which require simulation of MTFF system capabilities or on orbit environmental conditions during checkout. The following servicers are required for the MTFF launch site processing:

Servicer	Task/Function
Freon servicer	simulation of cooling capability of the MTFF
water servicer	simulation of cooling capability of the PM
oxygen servicer	simulation of sevicing vehicle capabilities during external interface verification
helium servicer	charging/discharging of helium loops and other fluid loops to be leak tested
MMH servicer	propellant loading
N_2O_4 servicer	propellant loading
nitrogen servicer	nitrogen charging/discharging
vacuum servicer	simulation of environmental conditions on orbit

3.2.5.2 EGSE

Simulation/stimulation functions for checkout require EGSE.

The Solar Generator Subsystem (SGS), which cannot be deployed on ground is substituted by the Ground Power Unit (GPU), part of the Core EGSE. The GPU provides the electrical power required by the subsystems. It is connected to the MTFF system via the corresponding umbilical at the docking/berthing port (D/B port) and is used to verify this part of the external interfaces, too.

The Solar Array deployment checkout requires the application of a solar array deployment inhibit command and a modified ground activation sequence. As a minimum the checkout software shall allow verification of proper Solar Array deployment/retraction.

The function of the flight batteries (charge/discharge) are provided by EM batteries. For checkout purposes only a set of two EM batteries are required, whereas six flight batteries are accommodated in the battery module at launch. The EM batteries are installed in the RM until their exchange with flight batteries in the BAF.

On activation the GNC system tries to acquire sun position, altitude and attitude. Since the MTFF propulsion system is disabled on ground, input data to the GNC processor have to be simulated in a timely correct performance to avoid error indications from GNC and hence stop of activation sequence. Values to be simulated are those provided to the GNC processor by gyros, sun sensors, star sensors, accelerometer, GPS processor.

A feasible simulation method is the application of GNC equipment configurable from nominal to checkout mode. The GNC equipment in checkout mode is controlled by EGSE. The EGSE is responsible for the logical interrelationship of the parameter provided to the system.

It is obvious that the propulsion system cannot functionally be verified, but verification of continuity of electrical circuits and the status of valves and inhibits has to be performed.

The checkout of the communication S/S requires simulation of antennae deployment, for which the same is valid as said for the solar array deployment, that means modification of activation sequence to inhibit the deployment.

For the data-end-to-end test it is necessary to surround the antenna with a far distance RF field similar to that expected on orbit. For this purpose an absorber cage is put around the antennae to avoid disturbing radiation. Inside this cage a transmitter/receiver (TX/RX) provides the required field intensity.

The MTFF antennae signals are routed to the DRS Satellite by a ground support antenna mounted on top of the building S1B. The reception of signals is vice versa.

For RM checkout a dedicated unit tester is required which provides the various end items (i.e. temperatur sensors, pressure transducers, valves, etc.) with power. It also has the capability to generate commands for control of the end items (e.g. pulses to set latching

valves). Furthermore the Unit Tester provides data transmission capability from building S3B to the Core EGSE in building S1B, and processing and conditioning of signals as far as it is not performed by the Core EGSE.

4. Launch Site Operations for Resupply Missions

The preparation of resupply items also follows the ship and shoot philosophy. The baseline concept is to install all resupply items in Hermes Cargo Processing facility in Europe (HCPE), ready for launch, i.e. limited Hermes cargo related activities are required at the launch site.

The Hermes cargo for MTFF servicing missions consists of:

- spare parts for MTFF system
- consumables for MTFF system
- spare parts for MTFF payload
- consumables for MTFF payload
- samples for MTFF payload
- replacement experiments

The preparation of individual resupply items in Europe, especially replacement experiments covers:

- Final checkout
- Servicing for launch
- Installation in Hermes cargobay, respectively Hermes Resource Module (HRM)
- Verification of interface Hermes/cargo
- Installation of transport/launch protection devices

Subsequently the Hermes spaceplane and the HRM are separated and installed into dedicated containers for transport.

In Kourou mainly Hermes/Ariane 5 related processing is performed. This covers:

- Receiving activities at the Hermes Integration Building in Kourou (HIBK)
- Sensitive/active cargo loading and integration
- Mating of the Hermes Spaceplane with the HRM
- Hermes subsystem and system tests including compatibility check with the simulated MTFF and mission sequence test
- Hermes servicing for launch
- Transfer to the BAF for mating of Hermes on top of Ariane 5
- Hermes/AR5 composite test
  - -- combined mission sequence test
  - -- dry count down
  - -- data end to end test with HFCC in Toulouse involved and optionally the MSCC and other IOIGS facilities
- Hermes/AR5 transfer to launch pad and final count down

Checkout activities of resupply items are assumed not being required since a complete checkout has been performed in Europe and, in opposite to the initial MTFF launch, crew members will be available for trouble shooting on orbit, in the case a resupply item fails after exchange.

However, some of the resupply items require separate transport to the launch site and specific processing.

Figure 9 indicates the launch site operations of resupply items at the different facilities.

Three categories of resupply items can be distinguished:

- Items which cannot stand the transportation environment inside Hermes, e.g. biological samples with strong temperature requirements
- Items which do not cope with transport regulations (IATA- or IMCO-regulations), e.g. hazardous material, pressurized gas tanks
- Items which require late access due to limited lifetime or potential degradation, e.g. organisms

Items of the first category may be transported with the same shipment as Hermes, but in dedicated transport containers providing the required environmental conditions.

At the launch site these items will be stored intermediately in their containers, or in launch site provided cold chambers until installation into the cooler/freezer inside Hermes. This will take place in the HIBK after Hermes is capable to operate the cooler/freezer, resp. to provide resources for operation of P/L inherent environmental control capabilities.

Items of the second category will be transported with the same shipment as Hermes in dedicated transport containers which satisfy the safety requirements. These items have to be installed in Hermes in the HIBK or late access payload may be installed in the BAF prior to transfer of the composite to the launch pad. Tanks which are filled to low pressure according to the transportation requirements have to be filled at the launch site to the operational pressure. The fluids to be filled into these tanks have mostly to be provided by the user. Common fluids, (e.g. N_2, water, He) may be purchased at the launch site.

For items of the third category Hermes provides the capability to install up to three items of a maximum size of a 10 standard unit subrack and 30 kg mass in the pressurized part of the spaceplane 24 hours prior to lift off. The delivery of these items will be scheduled such that no intermediate storage is necessary, i.e. that they are delivered directly from Cayenne Rochambeaux airport to the launch pad for installation.

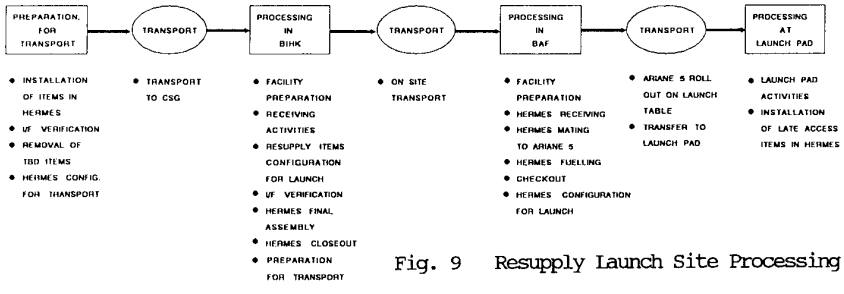


Fig. 9 Resupply Launch Site Processing Flow

LES OPERATIONS HERMES SUR LA BASE DE LANCEMENT DE KOUROU

J.P. ROUZEVAL

AEROSPATIALE - PROGRAMME HERMES

ABSTRACT

Les opérations Hermès qui seront conduites au Centre Spatial Guyanais sur l'ensemble de Lancement n° 3 constituent une étape très importante du cycle de vie de l'Avion Spatial. Elles ont été conçues pour minimiser les coûts des campagnes et leur durée, tout en assurant une préparation cohérente et complète du Véhicule Spatial Hermès, puis du composite ARIANE V/Hermès. Elles ont également été prévues pour ne pas différer fortement des opérations ARIANEV/charges utiles automatiques.

Le Véhicule Spatial Hermès a été conçu comme un véhicule récupérable lancé comme passager du lanceur ARIANE V pour accomplir un certain nombre de missions dont deux ont été considérées comme dimensionnantes pour le concept, d'autres nécessitant certaines adaptations.

Elles peuvent être résumées comme suit :

- Le Véhicule Spatial Hermès doit être capable d'assurer le servicing du module visitable de la station Colombus (MTPF) avec une charge utile montante de 3000 kg, une charge utile descendante de 1500 kg, d'emporter trois spationautes et de permettre une durée de phase dockée de 7 jours). (Durée de mission avec marge opérationnelle: 12 jours).

- La mission pourra être étendue à 15 jours moyennant certaines limitations.

- L'avion devra être capable d'autres missions moyennant certaines adaptations (quantités d'ergols par exemple).
  - Missions autonomes
  - Rendez-vous avec la station ISS
  - Rendez-vous avec MIR.

Ces missions et les performances d'ARIANE V ont conduit à retenir un concept de VEHICULE SPATIAL HERMES (VSH) constitué d'un AVION SPATIAL récupéré (ASH) et d'un MODULE DE RESSOURCES (MRH) non récupéré. Le concept opérationnel Hermès est évidemment très dépendant de ce concept et de la répartition géographique qu'il permet.

Le cycle opérationnel HERMES

Il est constitué essentiellement par:

- La missionnisation de l'avion et du MRH en Europe (Toulouse et Ottobrünn).
- L'Intégration globale du VSH à Toulouse, les contrôles fonctionnels associés et l'intégration des charges utiles passives.
- Le transport d'Europe sur la base de lancement.
- La campagne de lancement (objet essentiel de cette présentation).
- Le vol lui-même.
- Le retour et les opérations sur piste d'atterrissage.
- Le transport de l'avion vers le BIHT à Toulouse.
- Les opérations de maintenance de l'ASH.

La campagne de lancement

Elle a été conçue de manière à ce que, le transport dans de bonnes conditions aidant, seules les opérations indispensables soient conduites sur la base de lancement. Par exemple, les seuls

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

contrôles effectués sont ceux faisant suite : à un retour de configuration, à une nouvelle opération (branchements), à une nouvelle configuration non encore vérifiée dans le cycle de préparation, et à des contrôles globaux type "bonne santé" ou essais système. Aucun contrôle de performance n'est effectué sur la base de lancement.

Cette philosophie permet de prévoir une campagne de lancement (hormis les deux premières pour lesquelles ces durées sont très supérieures) en 29 jours ouvrables, c'est-à-dire comparables à celles des charges utiles automatiques les plus performantes dans ce domaine à ce jour.

L'enchaînement des opérations peut être résumé de la façon suivante :

J-29.

Opérations de déconditionnement du MRH et de l'avion arrivé au BIHK (Bâtiment d'Intégration Hermès à Kourou).

- Préparation du Banc de contrôle qui se déroule en parallèle et se prolonge durant l'assemblage à l'horizontale du VSH.

J-26 à J-17.

Cet assemblage est suivi d'un ensemble d'essais à l'horizontale comprenant un "Essai Bonne Santé", destiné à s'assurer du bon fonctionnement du VSH après transport, et d'essais fonctionnels faisant suite à l'intégration finale d'éléments (Piles à combustible par exemple).

De J-26 à J-16.

Sont également conduites les opérations d'Intégration des charges utiles actives et le contrôle de leur bon fonctionnement dans l'avion.

De J-16 à J-13.

Cette période est essentiellement réservée à la préparation et à la conduite de l'essai dit "Essais Système". Cet essai est un essai de niveau global avion comprenant un nombre important de simulations destinées à compenser les différences d'environnement ou de configuration par rapport à un vol réel. Il peut être effectué en plusieurs étapes. Il sert d'essai "go no go" pour l'entrée dans le POC (plan d'opérations combinées ARIANE 5/ HERMES). Il est semblable à l'essai système ayant permis le "go no go" de départ en campagne et effectué au BIHT et les résultats sont directement comparables (Référence).

J-13 à J-11.

Préparation et exécution du transfert du VSH du BIHK vers le BAF (Bâtiment d'Assemblage Final) et assemblage ARIANE V - HERMES.

J-10-J-9.

Contrôle des raccordements et contrôles fonctionnels ARIANE 5/HERMES.

J-8.

Préparation des moyens sols et du composite pour la répétition générale.

J-7, J-6.

Répétition générale avec tous les moyens de l'IOI concernés (CCHK, CCVH, CMCC etc.) et Revue d'aptitude au Lancement.

J-5 à J-3.

Préparations finales et remplissage des réservoirs d'ergols stockables.

J-2 et J-1.

Préparations au transfert et Intégration des charges utiles dernier instant, puis transfert du composite en zone avant. Ce transfert est particulièrement rapide et se fait Véhicule Spatial inerte, l'inertie thermique et la pressurisation du VSH permettant, avec des marges suffisantes, de maintenir les conditions d'ambiance demandées par les charges utiles avant le rebranchement en zone avant qui permettra une alimentation du système bord.

J0.

Chronologie de Lancement. Elle est particulièrement courte : environ 7 h 00. Les deux opérations fondamentales, en dehors des contrôles, effectuées sur le véhicule spatial concernent les pleins en ergols cryogéniques et la mise en place des spationautes.

CONCLUSION

Les campagnes de lancement HERMES sont conçues de telle sorte qu'elle ne constituent pas pour le lanceur ou la base de lancement une contrainte supérieure à un lancement de charge(s) utile(s) automatique(s).

Ceci a pour conséquence que tout lancement Hermès peut remplacer ou être remplacé par un lancement automatique sans aucune modification de la cadence moyenne de lancement.

Le seul paramètre pouvant être défavorable au vol habité est constitué par la contrainte météorologique, plus contraignante en local pour les conditions de lancement et devant de surcroît prendre en compte les conditions météo sur les lieux de récupération éventuelle (océan atlantique) et sur les pistes de secours de lancement. Cet objectif ne sera bien entendu atteint qu'après quelques lancements ayant permis de traiter les problèmes techniques et opérationnels de préparation sur la base de lancement et de roder les opérations composite ARIANE V/HERMES.

UN CONCEPT ARCHITECTURAL POUR LES INSTALLATIONS DE PREPARATION DES SPATIONAUTES

François Lu

Etudiant à l'Ecole Spéciale d'Architecture, Paris XIVème

INTRODUCTION

L'espace reste encore aujourd'hui un domaine nouveau, peu connu et surtout très réservé. L'architecture, qui a pour vocation de s'intéresser à tous les domaines où l'homme intervient, se doit de participer, à sa manière, à la conquête spatiale dans son ensemble. Cependant, l'intervention architecturale dans un secteur de hautes technologies ne peut se faire que graduellement, par des étapes précises et rigoureuses. Le but de l'étude qui va suivre est de trouver de quelle manière des solutions architecturales peuvent intervenir dans le domaine spatial. Afin que cette étude rassemble le maximum d'informations, le projet développe la programmation d'un centre spatial qui intègre tous les mécanismes d'interface entre l'homme et la machine, en s'efforçant de dissiper l'appréhension de l'astronautique et de répondre concrètement aux besoins spécifiques auxquels doit satisfaire un centre spatial de ce type. Le programme, choisi en fonction de l'exploitation du composite Ariane 5 / Hermès, est implanté en Guyane pour une utilisation opérationnelle de ce système dans les années 2000, lorsque le Centre Spatial Guyanais, tout en assurant les vols automatiques, se consacrera aux vols habités. Dans le cadre de missions habitées, l'homme ne peut être considéré comme une charge utile inerte : le centre constituant la frontière technique et psychologique entre la terre et l'espace, le rôle de la composition architecturale est donc de conditionner peu à peu le spationaute à un nouvel environnement. Par une progression de lieux adéquats, le passager s'adaptera peu à peu, physiquement et psychologiquement, à des conditions de vie totalement différentes. Le but de l'étude est donc de proposer au spationaute un cadre évolutif sans perturbations rapides, mais aussi de poser un nouveau regard sur l'espace.

1. LA PROGRAMMATION

Le projet est composé de deux parties distinctes :

- la *base avant* qui comprend les ensembles de lancements, les bâtiments d'intégrations diverses, les salles de contrôle, etc.
- la *base arrière* qui est chargée de la logistique de l'ensemble et de la préparation spécialisée des spationautes.

La *base avant*, conditionnée par des contraintes technologiques évolutives ne fait pas l'objet d'une étude détaillée. L'intervention architecturale est focalisée sur la *base arrière*, qui intègre toute la préparation au vol et l'après-vol du spationaute, dans le but de structurer et d'articuler les différents espaces d'accueil des voyageurs spatiaux en fonction des impératifs techniques (entraînement, simulation, cours, etc.).

La *base arrière* s'adresse à plusieurs catégories de personnes :

- le personnel relatif au centre
- les spationautes accompagnés, s'ils le désirent, de leur famille
- le public désireux de visiter le centre.

A chaque catégorie va correspondre une fonction bien précise donc un lieu bien défini. Le but va être de coordonner les espaces de façon à ce qu'aucun élément n'en perturbe un autre.

Les espaces relatifs au personnel du centre comprennent :

- des parkings aériens et souterrains,
- un hall d'accueil,
- des bureaux (salles de réunion, salles informatiques, salles de contrôle, bibliothèque, etc.),
- une salle de conférence (300 personnes),
- un restaurant et un bar,
- une cuisine,
- des locaux divers d'entretien,
- des locaux techniques.

Les spationautes bénéficient :

- de logements pouvant accueillir leur famille,
- de deux zones distinctes (*zone départ* et *zone retour*) destinées à leur préparation et à leur remise en forme (entraînements, simulations, cours, contrôles médicaux, etc.).

Les visiteurs disposent :

- d'un hall d'accueil (vestiaire, boutiques, salon),
- d'expositions diverses disposées sur un parcours simulant le trajet aller-retour d'un spationaute dans l'espace,
- d'une salle de projection (250 personnes),
- d'un amphithéâtre d'observation des lancements (120 personnes),
- d'une salle de presse,
- d'un bar.

Afin d'ouvrir le centre à un maximum d'utilisateurs et de visiteurs, la majorité des espaces sont accessibles à des handicapés moteurs circulant en fauteuil roulant.

Certains lieux, comme le bar ou les salles de projection et de conférence, sont communs à tous, permettant ainsi des échanges plus variés.

2. L'IMPLANTATION DU CENTRE SPATIAL DANS LE SITE GUYANAIS

2.1 L'implantation de la *base avant*

Afin de ne pas perturber la cadence des vols automatiques d'Ariane 5, de nouvelles infrastructures sont installées au nord-ouest du site de lancement actuel (Fig. 1). Réservées uniquement pour les vols habités, elles comprennent :

- les bâtiments de préparation et d'intégration d'Ariane 5 et d'Hermès,
- les salles de contrôle,
- le pas de tir,
- la piste d'atterrissage et sa tour de contrôle.

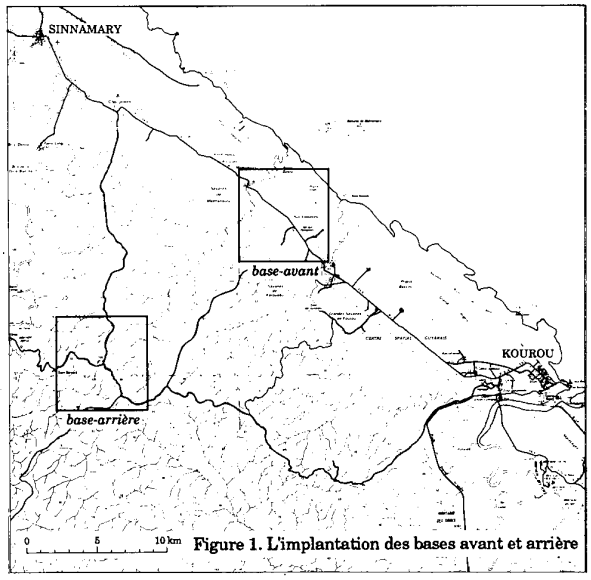


Figure 1. L'implantation des bases avant et arrière

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

La trajectoire d'Hermès, inclinée à 28°5, détermine une direction spatiale que l'on peut projeter au sol. La *base avant* peut donc s'organiser sur une trame positionnée selon le même vecteur (Fig. 2). Cette *trame machine* va définir ainsi des repères au sol sur lesquels vont être implantées les différentes structures relatives à la préparation technique des véhicules spatiaux.

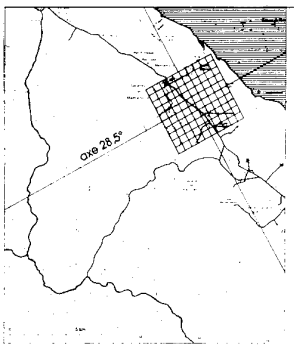


Figure 2. La trame machine

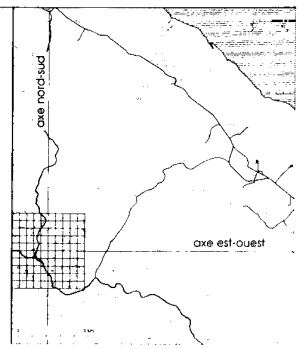


Figure 4. La trame homme

2.2 L'implantation de la *base arrière*

Deux solutions sont envisageables pour implanter la *base arrière* : soit en ville (Cayenne, Kourou ou Sinnamary), soit en retrait dans la forêt. La deuxième solution, qui vise à l'isolement, donnera un caractère particulier au cheminement du futur spationaute ou du visiteur. Le décor -dans le cas présent, la jungle- fait ainsi partie intégrante d'une progression dont le but est la découverte d'un lieu secret, voire magique. Un parcours dans la troisième dimension (de bas en haut) enrichirait l'arrivée au centre...

Au carrefour situé à quelques kilomètres à l'est du lieu-dit *"Saint Bernard"* et à 25 km au sud de Sinnamary se trouve un point géodésique d'une hauteur de 165 mètres. Implantée sur cette *"butte"*, la *base arrière*, tout en dominant le site, pourra avoir une vue directe sur la *base avant* située à 14 km au nord-est (Fig. 1 et 3).

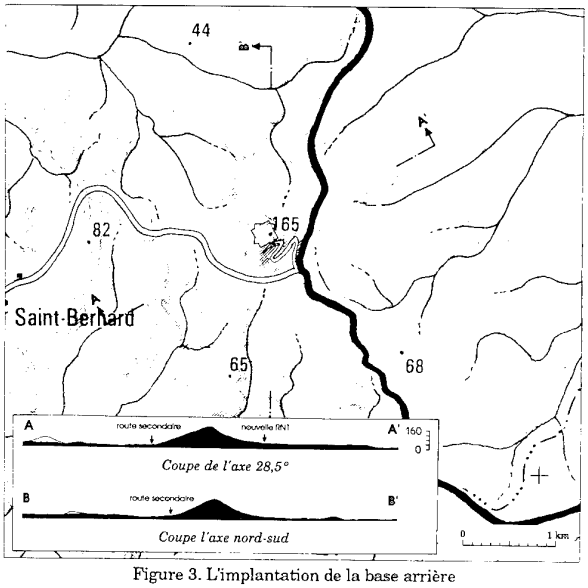


Figure 3. L'implantation de la base arrière

Afin de donner une orientation à la base arrière, une trame peut être choisie de la même façon que pour la base avant. Cette *trame homme* sera donc orientée selon un repère quantifiable : la direction nord-sud perpendiculaire au trajet du Soleil (Fig. 4).

3. LA GENESE DU PROJET ARCHITECTURAL

3.1 La *base arrière*

La naissance du projet se fait en 3 phases de 3 étapes (Fig.5) :

- 1ère phase, le **cercle** (indifférenciation) :
  1. - vide, néant
  2. - émergence de l'idée principale : s'élever
     - concentration de l'énergie
     - poussée de type volcanique
     - forme simple du cône, idéale à la progression verticale
  3. - poussée maximale à la limite de l'explosion
- 2ème phase, le **carré** (différenciation) :
  4. - maîtrise de la poussée par le passage du cercle au carré
     - le cône devient pyramide
     - début d'une orientation
  5. - début d'une différenciation à l'intérieur de la pyramide
     - précision des idées
  6. - sélection des idées et élimination des *"déchets"*
- 3ème phase, la **croix** (orientation) :
  7. - le carré devient croix
     - les directions sont précisées
     - les idées sont fixées mais pas encore différenciées
  8. - séparation des idées selon quatre directions
     - formation d'un centre unifiant les quatre *"forces"*
     - différenciation des idées en quatre éléments distincts (air, terre, eau, feu)
     - l'évolution a défini quatre thèmes principaux

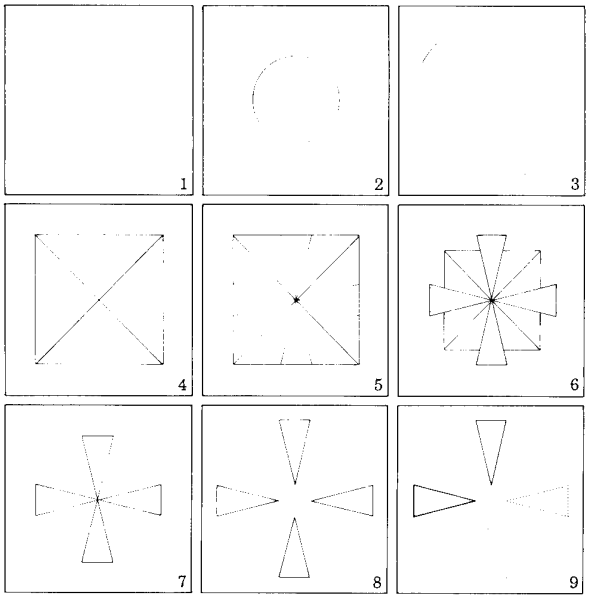


Figure 5. Schéma d'évolution du projet

La croix obtenue à la fin de l'évolution définit deux axes et un centre : le premier axe est orienté suivant la *trame homme* (nord-sud) et le second suivant la *trame machine* (28°) ; le centre relie les deux directions. L'*axe homme* comprend la *zone départ* (air) et la *zone retour* (eau) réservées aux spationautes. L'*axe machine* comprend la *zone terre* (terre) responsable du soutien logistique et la *zone feu* (feu) responsable du soutien technique (Fig.6).

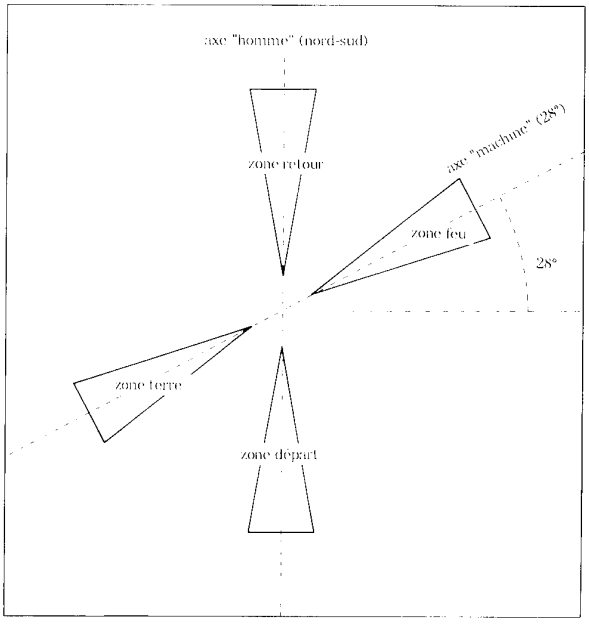


Figure 6. Définition du projet

3.2 La *base avant*

La *base avant* ne fait pas l'objet d'une étude très détaillée ; toutefois, pour agencer l'ensemble spatial (avant et arrière), une proposition esthétique peut être définie. Lors de l'évolution du projet de la *base avant*, le triangle rectangle de section d'or a constitué l'essentiel des volumes. Si l'on morcelle cette figure, on obtient divers éléments qui vont constituer la *base avant* ; chaque forme rappelle la précédente ou la suivante. Cela permet d'homogénéiser tout en coordonnant un ensemble très éclaté (dû aux distances de sécurité) (Fig.7).

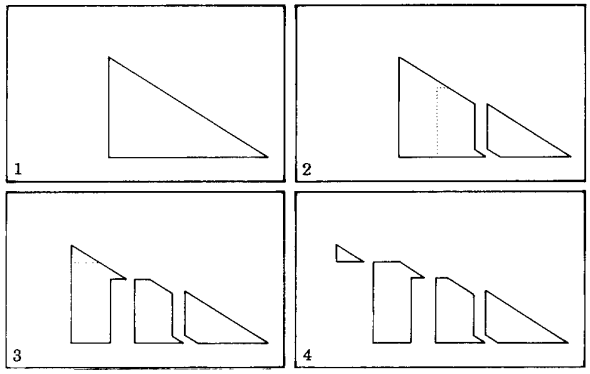


Figure 7. Séparation (composition de la base avant)

1. Figure d'origine
2. Première séparation : on obtient un premier volume qui definit le Bâtiment d'Intégration Propulseurs
3. Deuxième séparation qui donne le Bâtiment d'Intégration Lanceur
4. Troisième séparation : on obtient le Bâtiment d'Intégration d'Hermès au Lanceur et le pas de tir.

4. LE CONCEPT ARCHITECTURAL DE LA BASE ARRIERE

L'évolution a défini un schéma qui va servir de base à la recherche architecturale du projet (Fig.6). Après plusieurs études, qui ont chacune une particularité (Fig.8), le choix va s'arrêter sur la proposition n°6 qui répond le mieux aux besoins du programme (Fig.9). Toujours pour garder l'idée du thème principal -*qui est de s'élever*- le projet doit se développer dans les trois dimensions de l'espace.

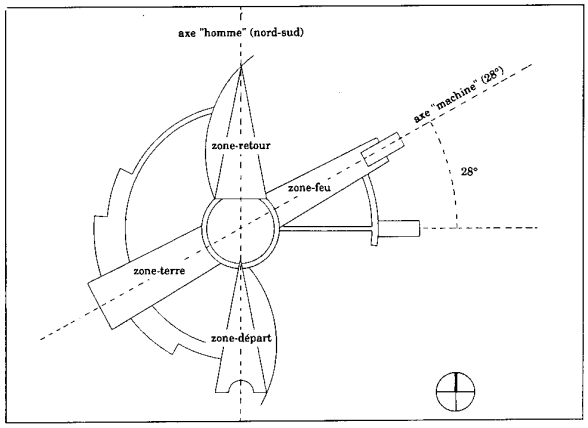


Figure 9. Plan masse du projet retenu (6)

4.1 L'*axe homme*

4.1.1 Les installations des spationautes

L'*axe homme* se traduit par un cheminement de bas en haut pour la préparation des spationautes et de haut en bas pour leur retour (Fig. 10). A l'arrivée au centre, le spationaute dispose de larges espaces ; au fur et à mesure de son entraînement, ces espaces vont diminuer jusqu'à ne former qu'un point symbolisant l'instant du départ. A son retour, le principe est inversé : le point d'arrivée se trouve alors au niveau du sol (Fig. 11).

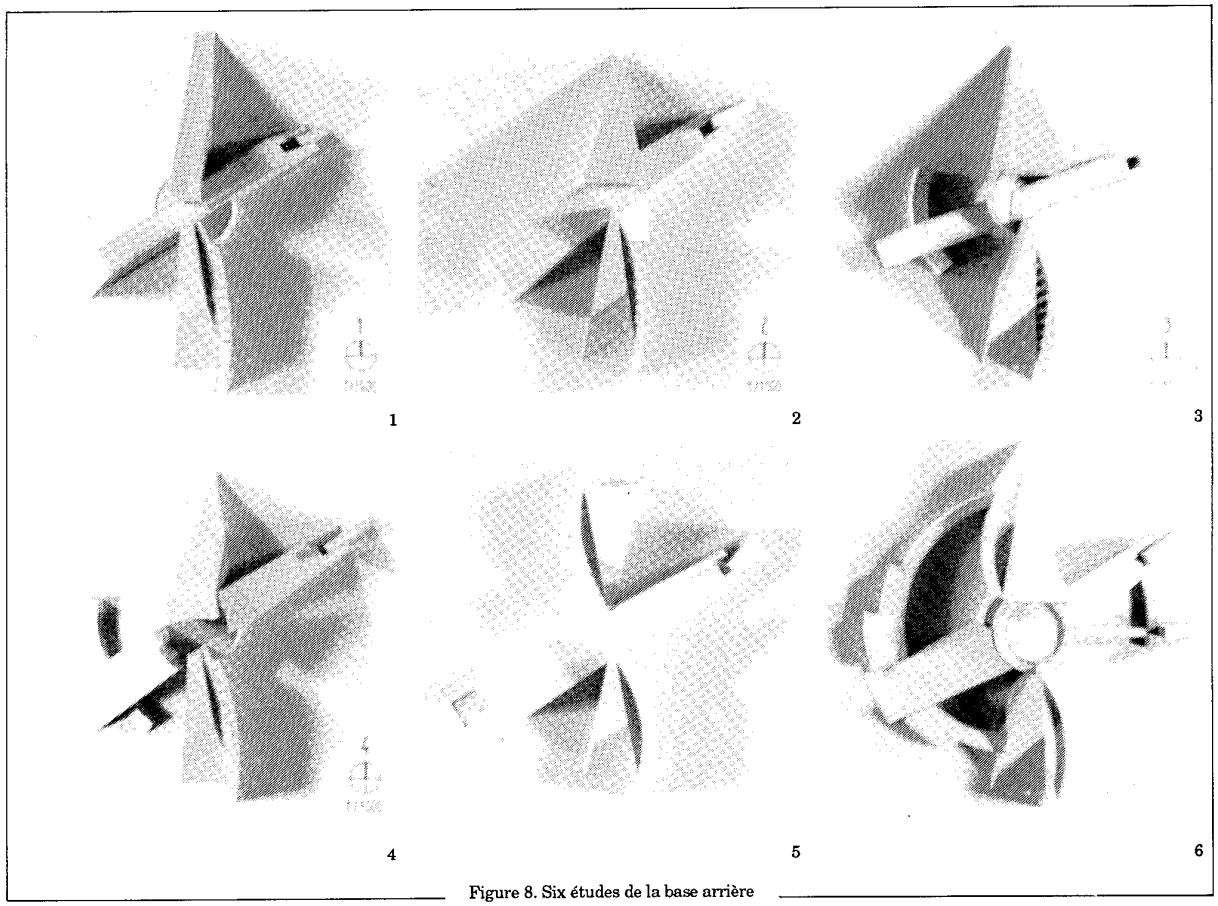


Figure 8. Six études de la base arrière

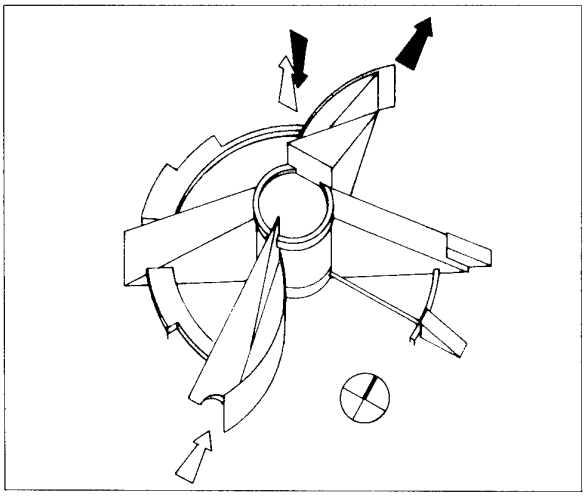


Figure 10. Axonométrie du projet

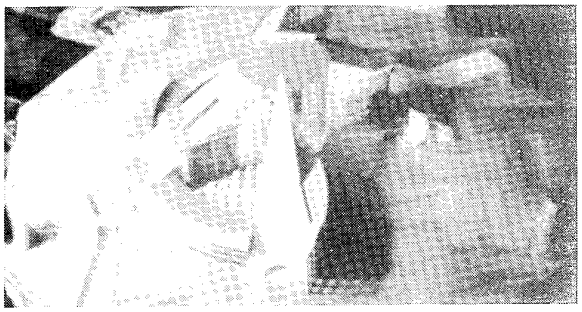


Figure 11. Vue de la maquette

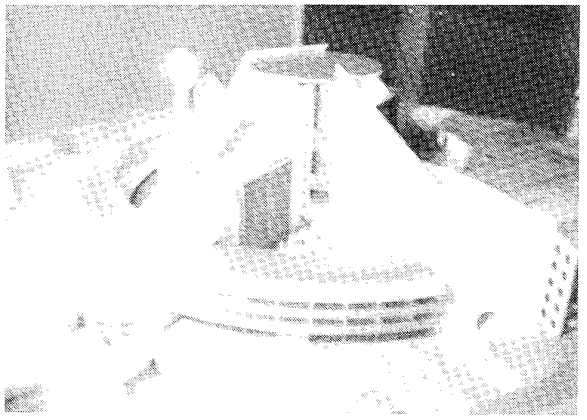


Figure 12. Vue de la maquette

Afin d'agrémenter le séjour des spationautes, des logements (départ et retour) sont prévus pour accueillir leur famille (Fig. 12). Le centre est prévu pour entraîner deux équipages de trois personnes soit douze personnes en comptant les doublures. De même, douze spationautes peuvent être accueillis à leur retour de l'espace. La préparation dure deux mois et a pour but de spécialiser le spationaute à sa mission. La remise en forme peut s'étaler entre un et deux mois en fonction de la santé du sujet.
Les installations du centre sont faites de telle sorte que pendant tout le séjour du spationaute, celui-ci ne *"touche"* à aucun moment le rez-de-chaussée (Fig. 13). Cela va renforcer l'idée d'interface *"terre-espace"* relative au centre. A son arrivée, il a presque *"décollé"* ; à son retour il n'a pas encore *"atterri"*.
Parce que l'impesanteur d'une station orbitale peut être un rêve pour les personnes handicapées, le centre est en mesure de recevoir et d'entraîner des spationautes handicapés à raison d'un par équipage.
Pour leur préparation, les spationautes disposent de salles de cours, de salles de contrôle médical, de salles de préparation physique et d'installations de simulations diverses. Afin de diminuer la taille de l'ensemble de simulation aquatique, les véhicules spatiaux (navette et

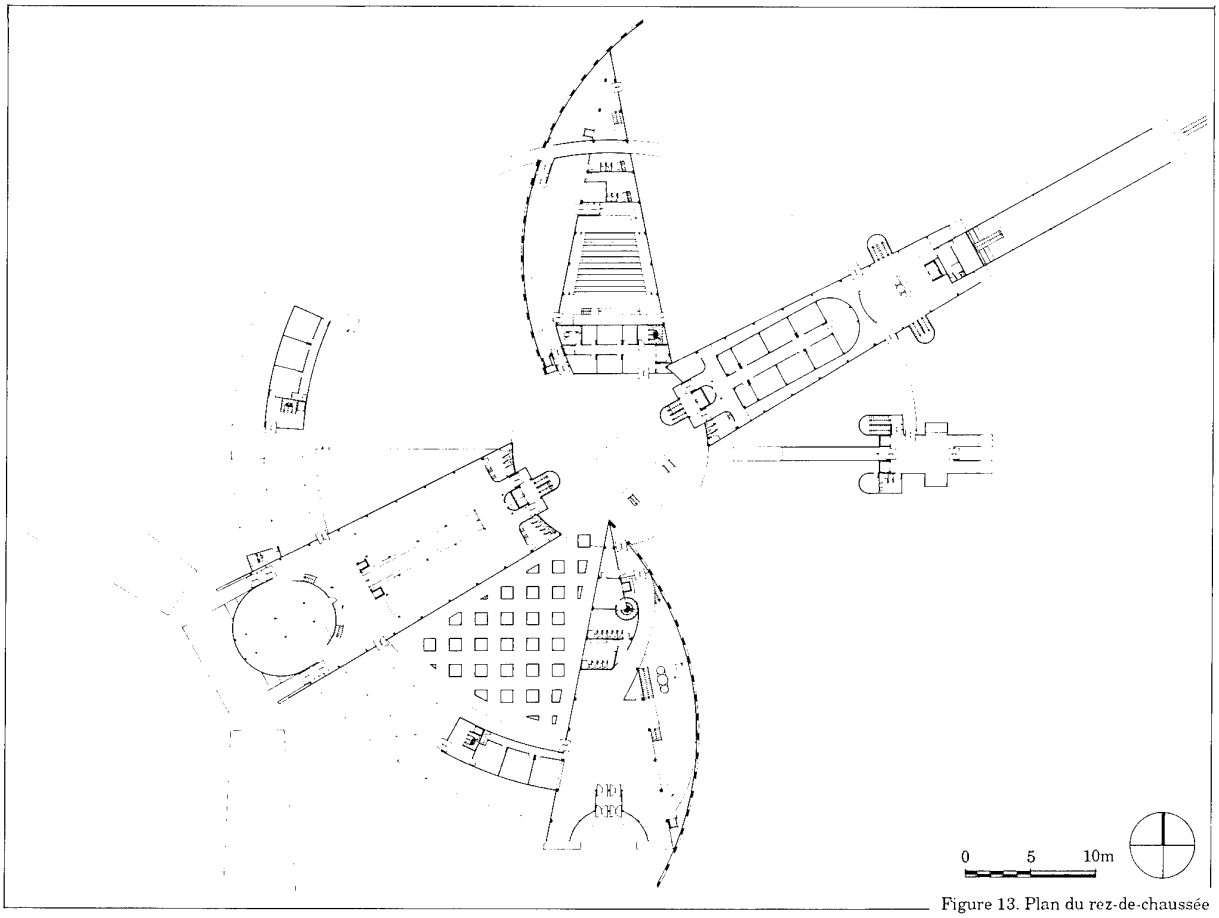


Figure 13. Plan du rez-de-chaussée

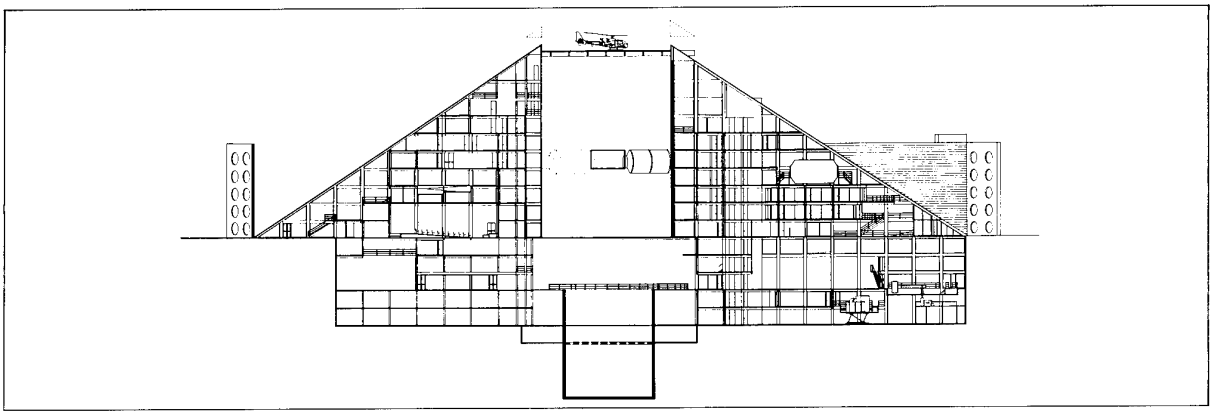


Figure 14. Coupe de l'axe nord-sud

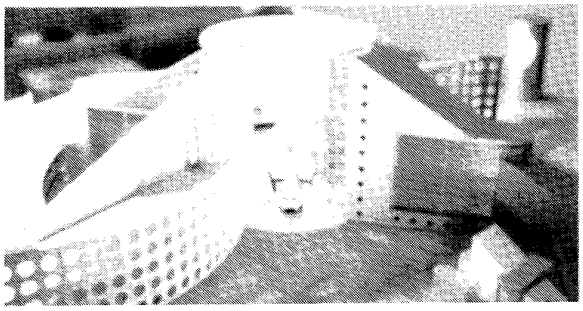


Figure 16. Vue de la maquette

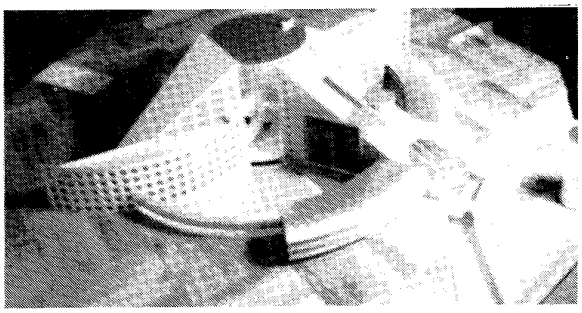


Figure 18. Vue de la maquette

module de station) sont accollés à un bassin (h=10 m, d=15 m, v=1.760 m3) et remplis d'eau. Les spationautes disposent aussi d'un simulateur de vol et d'évacuation, ainsi que d'une centrifugeuse (Fig. 14).
A leur retour, les spationautes disposent d'installations de contrôle médical ainsi que d'un bloc opératoire d'urgence. Un bassin de faible profondeur va leur permettre de soulager leur squelette de la pesanteur terrestre pendant les premiers temps de leur retour.

4.1.2 Le parcours des visiteurs
Une des intentions du projet est de faire connaître à un plus vaste public l'aventure spatiale. Accueillir du public dans des installations opérationnelles augmente la valeur du but recherché. Le centre est donc conçu de façon à ce que les visiteurs vivent le parcours du spationaute dans ses efforts de préparation et de réparation. Ainsi, le public devient acteur tout en étant spectateur. Son parcours longe les installations des spationautes en essayant de restituer les sensations subies par les voyageurs spatiaux (Fig. 15). La jonction du trajet public entre la zone départ et la zone retour se fait par l'intermédiaire de modules orbitaux suspendus au-dessus du sol. La zone retour est constituée de rampes courbes qui *"simulent"* les phases d'atterrissage de la navette. La fin de la visite se termine par la sortie d'une navette *"grandeur nature"* posée sur le sol (Fig. 16). Tout le parcours peut être effectué par des personnes handicapées.

4.2 L'*axe machine*
4.2.1 *La zone terre*
Cette partie du projet regroupe toutes les structures de soutien logistique. Le restaurant assure les repas de tout le personnel, y compris celui de la *base avant* (Fig. 17). Un bar permet de rassembler toutes les catégories de personnes : spationautes, techniciens, visiteurs, etc. Les étages supérieurs sont strictement réservés aux bureaux, salles de réunion, etc. Les deux rampes d'accès aux cuisines reprennent le profil des carneaux d'un pas de tir comme si le bâtiment attendait d'être érigé pour prendre son envol... (Fig. 18)

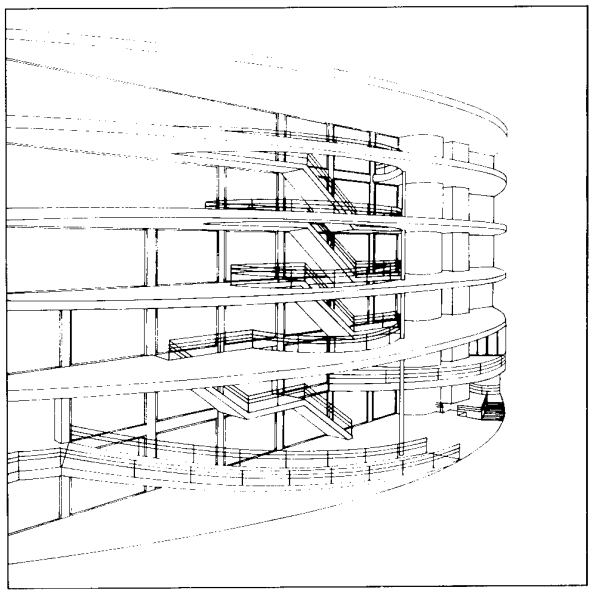


Figure 15. Vue du parcours public-départ

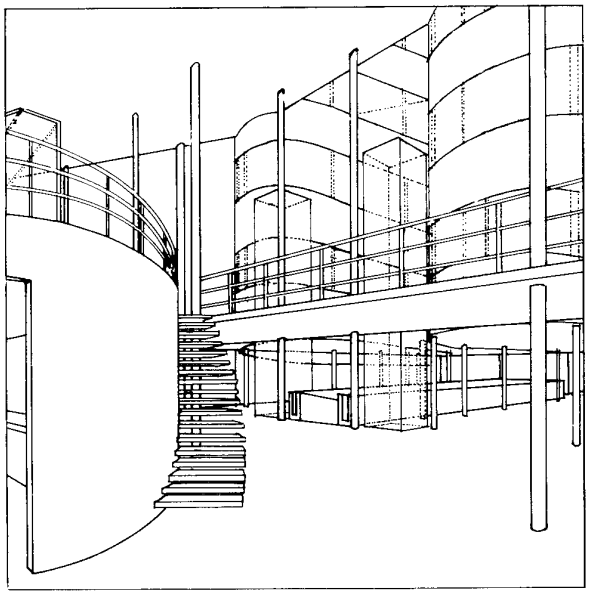


Figure 17. Vue du restaurant

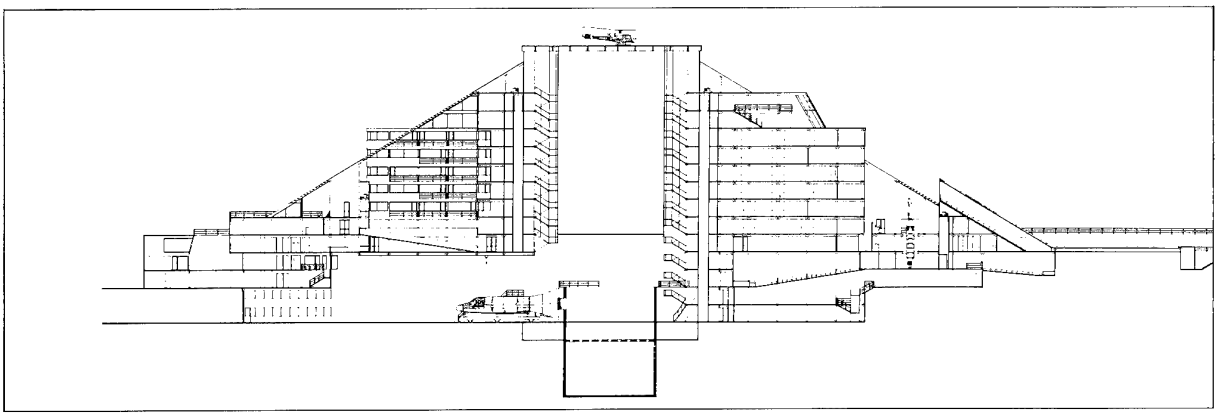


Figure 19. Coupe de l'axe 28°

4.2.2 La *zone feu*

Le bâtiment comprend des zones publiques et des zones réservées. La partie publique comprend une salle de conférence de 300 personnes et une salle de presse de 100 personnes. A l'extrémité, l'amphithéâtre d'observation des départs (120 personnes) semble sortir du bâtiment lui-même pour se diriger vers le pas de tir. Afin d'avoir une vue directe sur la base avant (située à 14 km), la toiture de l'amphithéâtre s'ouvre à chaque départ.

La partie réservée au personnel technique comprend toutes les salles de calculs, de mesures, etc. La salle de contrôle principale est située aux deux derniers étages ; une large ouverture en forme d'écran permet de voir le décollage du lanceur (Fig. 19).

5. CONCLUSION

A l'heure actuelle, les contraintes technologiques et économiques ne permettent pas -ou peu- une réelle intervention architecturale dans le domaine spatial dit de pointe. L'espace ne possède pas encore de réelles images d'édifices en dehors des immenses tours de montage. Dans le domaine des transports, l'architecture a su donner des représentations prestigieuses liées à l'automobile, au train ou au navire. Elle commence à fixer de bonnes images dans le domaine de l'aviation. Il est donc logique que l'architecture commence à se préoccuper de la réalité spatiale liée en grande partie à des véhicules fabuleux sortis tout droit de l'imagination d'un Jules Verne ou d'un Hergé... En prenant garde à ne pas brûler les étapes, l'architecture va pouvoir s'orienter vers un domaine où l'imagination, à l'image de l'espace, n'aura plus de limite...

LES OPERATIONS DE PREPARATION DES SATELLITES AU LANCEMENT

P. Esquivié (1), G. Boisbelet (1)

(1) Matra Espace, Sous-Direction Intégration, Toulouse, FRANCE

RESUME

La préparation au lancement constitue l'étape ultime de la vie au sol du satellite, ce qui justifie toute l'importance que maîtres d'oeuvre et clients lui attachent.

Le présent article fait le point sur l'approche actuellement adoptée pour mener à bien cette phase essentielle et sur les évolutions envisageables allant dans le sens d'une plus grande efficacité. Il s'appuie sur l'expérience acquise par Matra Espace au travers des nombreux projets spatiaux dont la maîtrise d'oeuvre et l'intégration lui ont été confiées.

Mots clés : campagne de lancement - plan d'opération satellite.

1 - INTRODUCTION

Impliquée dans l'aventure spatiale dès le démarrage du programme spatial français, la Société Matra a exercé la maîtrise d'oeuvre et l'intégration de nombreux satellites et à ce titre a acquis une large expérience dans le domaine des activités de préparation au lancement.

C'est un domaine d'activité qui a ses propres caractéristiques et contraintes qui se traduisent en terme d'objectifs à atteindre, de spécificité des opérations à mener, de moyens à mettre en oeuvre et d'interfaces à prendre en compte. Au cours du temps, une certaine standardisation de l'approche s'est établie. Elle pourrait néanmoins être remise en cause sous la pression du marché des satellites commerciaux qui conduit tout industriel à rechercher les solutions les plus efficaces.

2 - L'EXPERIENCE ACQUISE

La première participation de Matra à une campagne de lancement a eu lieu en novembre 1965 à l'occasion du lancement de la capsule technologique A1 depuis le Centre d'Hammaguir au Sahara. Il s'agissait du premier lancement de satellite français.

Depuis, Matra a réalisé la préparation au lancement de nombreux satellites dans des conditions contractuelles et techniques très variées. Le tableau ci-dessous (figure 1) récapitule les programmes de satellites de ces vingt dernières années, dont la préparation au lancement a été confiée à Matra.

FIGURE 1

PREPARATIONS DE SATELLITES AU LANCEMENT REALISEES PAR MATRA ESPACE DANS LES 20 DERNIERES ANNEES

ANNEE	SATELLITE	APPLICATION	CLIENT	LANCEUR	LIEU
1972	TD	SCIENTIFIQUE	ESA	THOR DELTA	VANDENBERG
1975	D2B	SCIENTIFIQUE	CNES	DIAMANT BP4	KOUROU
1977	OTS 1	TELECOM	ESA	THOR DELTA 3914	CAP KENNEDY
1978	OTS 2	TELECOM	ESA	THOR DELTA 3914	CAP KENNEDY
1983	ECS 1	TELECOM	ESA / EUTELSAT	ARIANE 1	KOUROU
1984	ECS 2	TELECOM	ESA / EUTELSAT	ARIANE 3	KOUROU
1984	TCI A	TELECOM	CNES / FRANCE TELECOM	ARIANE 3	KOUROU
1985	ECS3	TELECOM	ESA / EUTELSAT	ARIANE 3	KOUROU
1985	TCI B	TELECOM	CNES / FRANCE TELECOM	ARIANE 3	KOUROU
1986	SPOT 1	Observation de la terre	CNES	ARIANE 1	KOUROU
1987	ECS 4	TELECOM	ESA / EUTELSAT	ARIANE 3	KOUROU
1988	TCI C	TELECOM	CNES / FRANCE TELECOM	ARIANE 3	KOUROU
1988	ECS 5	TELECOM	ESA / EUTELSAT	ARIANE 3	KOUROU
1989	HIPPARCOS	SCIENTIFIQUE	ESA	ARIANE 3	KOUROU
1990	SPOT 2	Observation de la terre	CNES	ARIANE 4	KOUROU
1991	ERS 1	Observation de la terre	ESA	ARIANE 4	KOUROU

3 - L'APPROCHE ACTUELLE

3.1 - Objectif de la campagne de lancement

On peut le résumer ainsi : il s'agit de réaliser les opérations et les vérifications associées permettant de faire évoluer le satellite d'une configuration initiale donnée à celle requise pour le lancement.

L'état initial du satellite est celui obtenu avant le départ en campagne de lancement à savoir :

- le programme d'essai du satellite est terminé
- l'aptitude au vol du satellite est démontrée
- la configuration effective du satellite n'est pas encore celle requise pour le lancement ni mécaniquement, ni électriquement.

3.2 - Aspects spécifiques des opérations du satellite

Par rapport aux opérations et essais effectués habituellement dans le site d'intégration de l'industriel, les activités de campagne de lancement se distinguent sur les points suivants :

- les opérations sont effectuées pour la dernière fois de façon irréversible

- certaines opérations revêtent un caractère particulièrement dangereux (remplissage d'ergols, mise en place d'éléments pyrotechniques, moteurs à poudre ...)

- certaines opérations ont fait l'objet de simulations et de répétitions chez l'industriel mais sont effectuées pour la première fois dans le contexte réel

- les opérations qui avaient déjà été réalisées au moins une fois au préalable le sont maintenant dans un environnement nouveau et des installations nouvelles.

3.3 - Les principales phases d'une campagne de lancement

Quel que soit le satellite, toute campagne comporte les phases suivantes :

- **Phase préliminaire** consistant à acheminer tous les moyens nécessaires à la préparation du satellite et non fournis par le centre de lancement ainsi que le satellite lui-même.

- **Phase 1** au cours de laquelle se déroulent les activités standard de préparation du satellite en salle blanche classique (opérations électriques et mécaniques réputées non dangereuses).

- **Phase 2** où sont réalisés les remplissages de réservoirs, les pressurisations ou les installations de moteur. Des locaux spécifiques sont utilisés pour ces opérations dangereuses.

- **Phase 3** qui regroupe les opérations combinées lanceur/satellite(s), à savoir l'assemblage du composite, la mise en place de la coiffe, les opérations sur lanceur, la chronologie finale.

La suite du paragraphe précise le contenu des opérations relatives à chacune de ces phases. La séquence qui en résulte ainsi que le planning associé sont illustrés respectivement en figure 2 et figure 3.

3.3.1 - Transport

L'acheminement du satellite et des moyens sol associés sur le centre de lancement est réalisé le plus souvent par transport aérien, en vol charter. La version cargo du Boeing 747 ainsi que le Belfast dont les portes d'accès sont plus larges que celles du 747 sont les deux transporteurs utilisés pour les vols Europe/Guyane. L'ensemble des moyens transportés comprend le satellite et ses rechanges, les moyens sol électriques, mécaniques, optiques de préparation et de test du satellite avec leurs rechanges, tous les moyens spécifiques nécessaires pour assurer une relative autonomie dans la mise en oeuvre des opérations de préparation du satellite au lancement avec une provision de moyens permettant de faire face aux aléas.

Pour rester compatible des moyens de transport, les gros satellites doivent être transportés en plusieurs morceaux, ce qui contraint à réassembler le satellite en début de campagne de lancement avec toutes ses conséquences (nombreuses opérations, contrôles et revalidations ; moyens sols, équipes et plannings associés).

3.3.2 - Phase 1 : Activités standard de préparation du satellite

Cette phase comprend :

- la réintégration des éléments transportés séparément ;

- les essais de validation électrique et optique (conditionnement et maintien de l'état de charge des batteries, vérification d'intégrité après transport, validation des réintégrations, dernier contrôle des éléments critiques) ;

- les essais et mesures mécaniques (contrôle d'étanchéité du sous-ensemble de propulsion, essais de déploiement des mécanismes d'antennes de panneaux solaires, d'obturateurs, etc ..., relevé final et contrôle des alignements, verrouillage des mécanismes en configuration de lancement, installation finale des dispositifs pyrotechniques) ;

- les finitions internes et externes (fixation et mise à la masse des couvertures thermiques, retrait des dispositifs sol de test, mise en place des bouchons ou capots de protection de la configuration de vol) ;

- lère répétition de la chronologie de lancement (validation des moyens, des procédures et des liaisons avec le centre de contrôle chargé des opérations du satellite en vol).

A l'issue de cette phase, le satellite est en configuration de lancement à l'exception des points suivants :

- les réservoirs sont remplis de gaz inerte
- le ou les moteurs ne sont pas installés
- les dispositifs pyrotechniques sont mis en sécurité
- des protections sol sont encore en place sur le satellite.

3.3.3 - Phase 2 : Remplissage des réservoirs, installation de moteurs à poudre

Cette phase inclut les opérations critiques par la manipulation de produits ou composants dangereux (toxiques, inflammables, explosifs).

Elles nécessitent des précautions particulières, un personnel spécialisé et le support logistique de la base de lancement :

- des bâtiments spécifiques,
- un outillage et des équipements adaptés (scaphandres ...),
- des procédures approuvées par le responsable de la sécurité du CSG,
- des mesures préventives pour la protection du personnel et du satellite (détection, évacuation des produits dangereux),
- un personnel spécifiquement entraîné à ces opérations,
- la télésurveillance des opérations,
- des communications radio entre les intervenants,
- une logistique d'intervention en cas d'incident.

FIGURE 2

SEQUENCE RESUMEE DES OPERATIONS DE PREPARATION

DU SATELLITE AU LANCEMENT

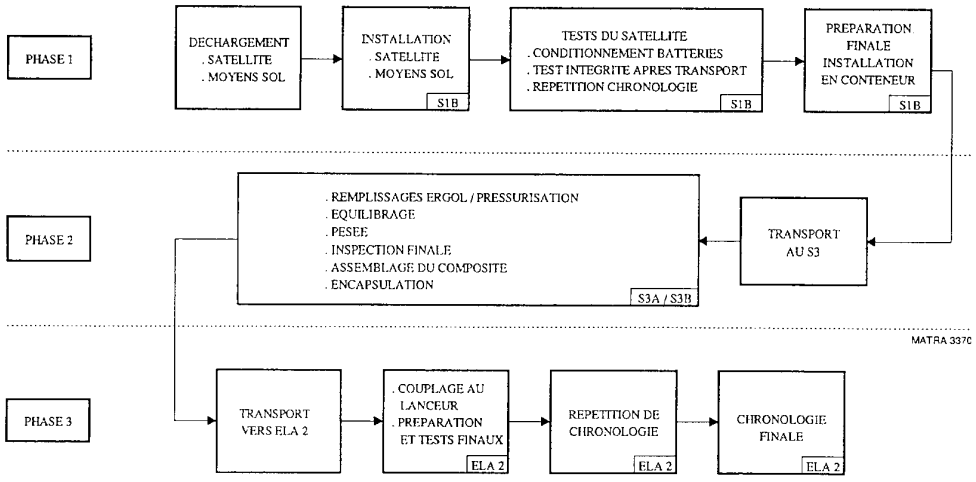
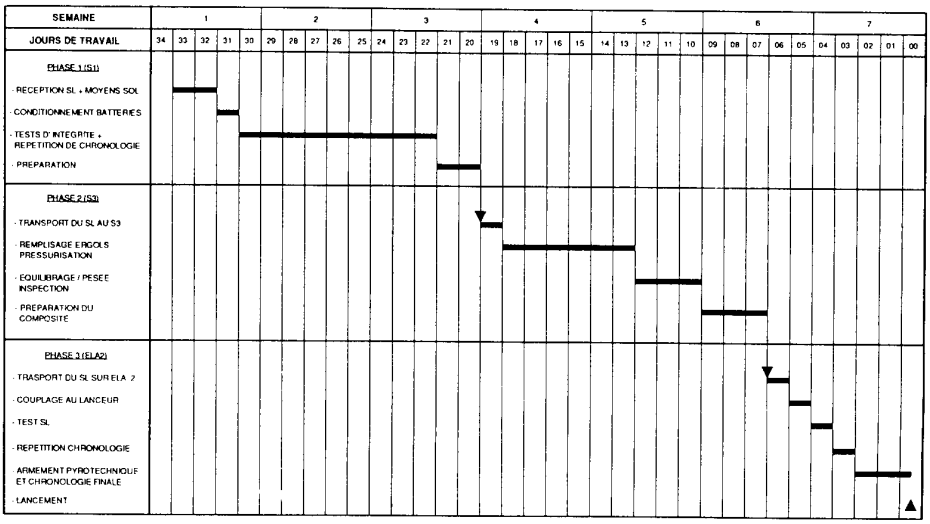


FIGURE 3

PLANNING TYPE D'UNE CAMPAGNE DE LANCEMENT



3.3.4 - Phase 3 : Opérations combinées lanceur/satellite(s)

L'objectif général de cette phase est de parvenir en toute sécurité à la configuration de lancement, c'est-à-dire au satellite assemblé sur lanceur prêt au décollage.

Les aspects spécifiques des opérations combinées sont liés au grand nombre d'intervenants et à la nécessité d'une coordination très stricte des activités sous la responsabilité de l'autorité de lancement.

Les activités réalisées durant cette phase consistent en l'assemblage du composite, le retrait des derniers éléments de protection du satellite, la charge d'entretien des batteries et les essais électriques du satellite (validation des liaisons ombilicales, compatibilité avec le lanceur, dernier essai de bonne santé), une répétition générale de la chronologie de lancement, les armements pyrotechniques et enfin le compte à rebours final.

3.4 - Equipes de préparation du satellite

Le succès de la préparation du satellite au lancement suppose la disponibilité sur place d'une équipe conséquente dont le dimensionnement est variable en fonction de la complexité du satellite, de sa configuration de transport, des phases de la campagne de lancement. Le nombre de personnes composant cette équipe est généralement compris entre 10 et 30 personnes.

Afin de respecter le planning global nominalement alloué à chaque projet par l'autorité de lancement, il est souvent nécessaire d'effectuer les travaux en deux équipes décalées et parfois de recourir à un fonctionnement en 24 h/24 pour des essais spécifiques.

La composition des équipes tient compte de la nécessité de maitriser sur place toutes les disciplines : (électrique, mécanique, optique, thermique, propulsion ...).

4 - LES EVOLUTIONS POSSIBLES

Les exigences de compétitivité, particulièrement sévères dans le cadre des programmes commerciaux, mais non exclusivement limitées à ce programmes, conduisent à des remises en cause des approches pour mettre en place des solutions plus économiques sans jamais descendre en dessous du niveau de qualité technique acceptable.

Les campagnes de lancement n'échappent pas à cette nécessité. Elles représentent un coût non négligeable dans un programme spatial, d'autant plus important en valeur relative quand il s'agit de satellites récurrents, comme c'est le cas dans les programmes commerciaux.

4.1 - Les facteurs de coût

Ils sont essentiellement déterminés par le dimensionnement des équipes, l'importance et la quantité des moyens à acheminer sur le centre de lancement et la durée des opérations. On peut considérer par ailleurs que le coût d'une activité effectuée sur site de lancement est le double du coût de la même activité réalisée sur le site de l'industriel avant départ en campagne.

4.2 - Les moyens d'actions

Ils ont pour point commun la simplification des opérations à effectuer sur site de lancement. On peut distinguer deux familles de mesures génératrices de simplification :

Mesure 1 : simplifier les contrôles d'intégrité après transport.

L'expérience tend à démontrer qu'il n'est pas nécessaire de recontrôler les performances du satellite après transport. Ceci résulte d'une exploitation des anomalies découvertes sur site de lancement de laquelle il n'est relevé aucune dégradation de performance imputable aux conditions de transport. Seul suffit un essai de type "tout ou rien" ne faisant intervenir que les voies TC pour agir sur le satellite et TM pour vérifier sa réponse.

Mesure 2 : Avant départ sur le site de lancement, préparer le satellite au plus prêt de sa configuration de lancement.

Cela signifie par exemple que les batteries de vol doivent être installées définitivement à bord, que les mécanismes de déploiement des générateurs solaires de réflecteurs ou autres doivent être verrouillés en configuration de lancement.

Il convient de noter que les mesures 1 et 2 sont liées car il y a eu généralement incompatibilité entre la configuration nécessaire pour effectuer des essais de performance et la configuration de lancement.

4.3 - Les mesures d'accompagnement

Il faut s'assurer que les conditions de transport sont bien maitrisées et le démontrer formellement. Cela passe par une instrumentation du satellite pendant le transport, permettant d'effectuer un constat formel que les conditions nominales de transport ont été respectées et, éventuellement, dans le cas contraire de fournir les données permettant d'analyser les conséquences.

D'autre part, il est nécessaire de mettre en place les procédures et les contrôles appropriés pour tenir compte du fait que le début effectif de la campagne de lancement a lieu avant le départ sur le site de lancement.

4.4 - Les conséquences sur le déroulement des opérations de préparation du satellite

L'application de ces mesures de simplification peut se concrétiser de la façon suivante :

- Démarrage de la préparation du satellite sur site de lancement directement au niveau des opérations de la phase 2, dans le bâtiment des opérations dangereuses. Ceci entraine un gain planning de 2 à 3 semaines au minimum.
- Réduction de la quantité des moyens sol nécessaires, en particulier le banc de test est réduit à sa configuration de chronologie de lancement.
- Réduction des effectifs de l'équipe de préparation du satellite à moins de 10 personnes.

5 - CONCLUSION

Sans remettre en cause le niveau de qualité de préparation du satellite pour le lancement, il paraît tout à fait réaliste de simplifier l'approche des campagnes de lancement en réduisant les activités sur site aux opérations dangereuses (remplissage ergol, installation de moteurs à poudre) et aux opérations d'interface avec le lanceur et de mise en configuration finale de lancement.

Cette approche, limitée aux satellites de taille telle qu'ils soient transportables sans désassemblage des constituants, est particulièrement adaptée au cas des modèles récurrents. Son application passe néanmoins par une évolution dans la tendance consistant à vouloir vérifier jusqu'au dernier moment tout ce qui pourrait l'être, indépendamment de sa nécessité et du coût associé.

SESSION 1.4.
LA COORDINATION GENERALE DES OPERATIONS SUR UNE BASE DE LANCEMENT /

GENERAL COORDINATION OF OPERATIONS ON A LAUNCH BASE

Co-Présidents / Co-Chairmen :
J.P. ROUZEVAL (AEROSPATIALE), P. RIBARDIERE (CNES-CSG)

PRESENTATION GENERALE ET COORDINATION DES OPERATIONS

A. ARCHINTINI

DGA - Centre d'Essais des Landes

RESUME
Créé en 1962, le CEL effectue aujourd'hui environ 300 tirs annuels de missiles de performances et d'utilisation très diverses, soit dans le cadre de développements de systèmes d'armes, soit pour l'entraînement des forces armées. Sa particularité réside dans la diversité des essais effectués à un rythme élevé : la journée est découpée en quatre "créneaux" avec pour chacun un dispositif de mesure et de sauvegarde particulier.
La coordination des opérations est assurée de telle sorte que plus de 85 % des "créneaux" sont utilisés malgré de nombreuses annulations pour causes diverses (clients, coopérants, météo), grâce notamment :
- aux possibilités de reconfiguration rapide des dispositifs,
- à l'organisation des équipes essais,
- à la programmation des activités établie par un bureau spécialisé en étroite collaboration avec les responsables d'essai et les services en tenant compte de critères de priorité définis à l'avance.

MOTS CLES
Missile - Dispositifs d'essai - Organisation Programmation - Créneaux d'essai - Essais simultanés.

1 - INTRODUCTION

Créé en 1962 pour assurer la succession du Centre Interarmées d'Essais d'Engins Spéciaux (CIEES), le Centre d'Essais des Landes a été implanté au sud de BISCARROSSE, dans une région présentant des caractéristiques intéressantes pour une activité nécessitant des zones de sauvegarde importantes, faible population et position sur la façade atlantique en particulier. Il est évident que de telles caractéristiques étaient recherchées pour le tir de missiles balistiques. C'est ainsi que du site principal de BISCARROSSE, qui possède une capacité de zone terrestre de sécurité d'environ 15 000 hectares, peuvent être effectués des tirs à des portées de 3 000 à 4 000 km suivant l'axe de la trajectoire. Il est même possible d'aller au-delà de ces distances en utilisant comme base de départ l'annexe de BRETAGNE qui, initialement, a été développée pour assurer les mesures en flanquement nécessaires aux tirs de M4 mais qui peut également assurer les prestations (trajectographie avec redondance, réception de télémesure, téléneutralisation) indispensables pendant les premières secondes de vol d'un missile tiré d'un sous-marin au large de QUIMPER. Dans ce cas, les moyens de BISCARROSSE prennent le relais et assurent le "flanquement"; la portée maximale est alors de 6 000 km.

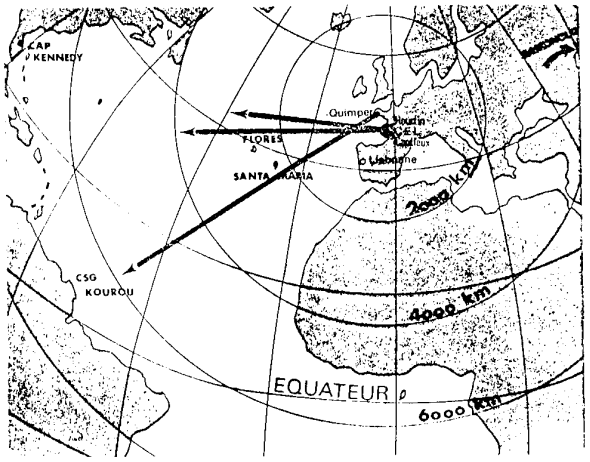


Fig.1 : Tirs balistiques du CEL.

Les moyens d'essais et plus généralement toutes les installations du CEL ont donc été dimensionnées pour les tirs balistiques mais il est évident que dans un souci de rentabilisation, d'autres activités s'y sont progressivement développées pour aboutir à une diversité très grande que fait ressortir le bilan de l'activité 90 exprimée en nombre de tirs (plus de 300) du diagramme ci-dessous.

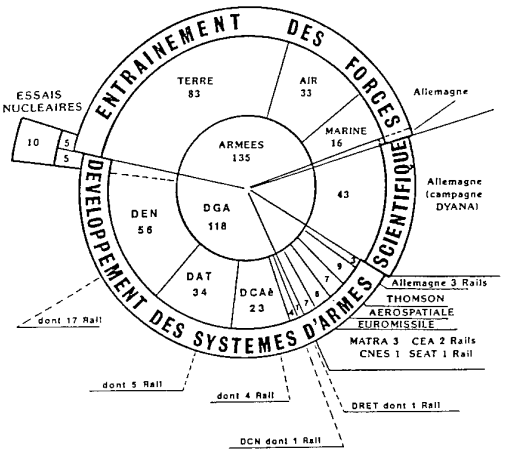


Fig.2 : Bilan de l'activité 1990; 328 tirs effectués

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Y apparaissent, outre les tirs balistiques ou plus généralement de systèmes d'armes nucléaires, des activités dans le cadre du développement de nouveaux systèmes d'armes, des activités au profit de l'entraînement des forces armées y compris étrangères, et des prestations hors défense telles que la participation à la campagne internationale DYANA qui s'est déroulée sur onze sites différents de l'hémisphère nord et avait pour but une meilleure connaissance de la haute atmosphère. Pour chacun de ces tirs ou plus généralement essais, le CEL assure quatre missions essentielles :

. il assure le contrôle et la sauvegarde dans les espaces importants nécessaires à l'évolution des mobiles,

. il conçoit et met en oeuvre des dispositifs d'essais adaptés,

. il dirige le déroulement des opérations et coordonne l'activité des coopérants,

. il produit enfin des résultats de mesures élaborés dans la forme la plus exploitable pour le client.

Afin d'assurer correctement ces missions, il évalue également des moyens et des méthodes nouvelles pour s'adapter en permanence aux essais futurs.

En cela, le CEL ne se différencie pas d'autres centres d'essais mais c'est dans la diversité des activités qu'il tire sa particularité essentielle.

2 - PRESENTATION DU CENTRE D'ESSAIS DES LANDES

Pour assurer ses missions, le CEL met en oeuvre et met à la disposition de ses clients industriels ou étatiques un certain nombre d'installations et de moyens d'essais dont l'implantation utilise au mieux les caractéristiques de la côte landaise.

Ainsi, le long de la côte sont réparties des bases spécialisées pour le lancement et la télécommande des cibles aériennes mises en oeuvre par le Centre ou par des prestataires de service, le tir d'engins sol-air expérimentaux, le tir de missiles balistiques ou préstratégiques, l'entraînement au tir canon, les essais air-sol et la récupération des cibles aériennes et le tir de missiles très manoeuvrants tels que ASTER. Ces différents pas de tirs dont la localisation a été définie en tenant compte de contraintes de sauvegarde, l'éloignement des habitations et la dimension des zones arrières en particulier, sont constitués principalement de PC protégés reliés au poste de commandement du champ de tir et d'infrastructures adaptées aux exigences de chaque type de système d'arme. Dans la plupart des cas, ces installations et les interfaces adaptées sont mises à la disposition des clients qui y installent les sous-ensembles sol nécessaires à la mise en oeuvre et au contrôle des missiles. Ces différentes bases sont également équipées à demeure ou à la demande de moyens d'observation rapprochés, caméras film à différentes vitesses de défilement, moyens vidéo de reportage par exemple.

En retrait par rapport à ces bases, le long de la côte ou sur la première dune, huit points optiques sont répartis de façon optimisée pour assurer, quelle que soit la base de départ du missile, une trajectographie de précision et de référence ($\sim$ 1 m à 10 km), une proximétrie de bonne qualité ainsi qu'une observation à longue distance. Ces points optiques, armés en permanence ou à la demande en fonction de leur taux d'utilisation, sont équipés de cinéthéodolites et de télescopes. Des moyens mobiles peuvent compléter ce dispositif optique. Installés sur des points connus et répertoriés, ils ne permettent cependant pas la même précision que les installations fixes. Parmi ceux-ci, on notera des moyens de radiométrie infrarouge.

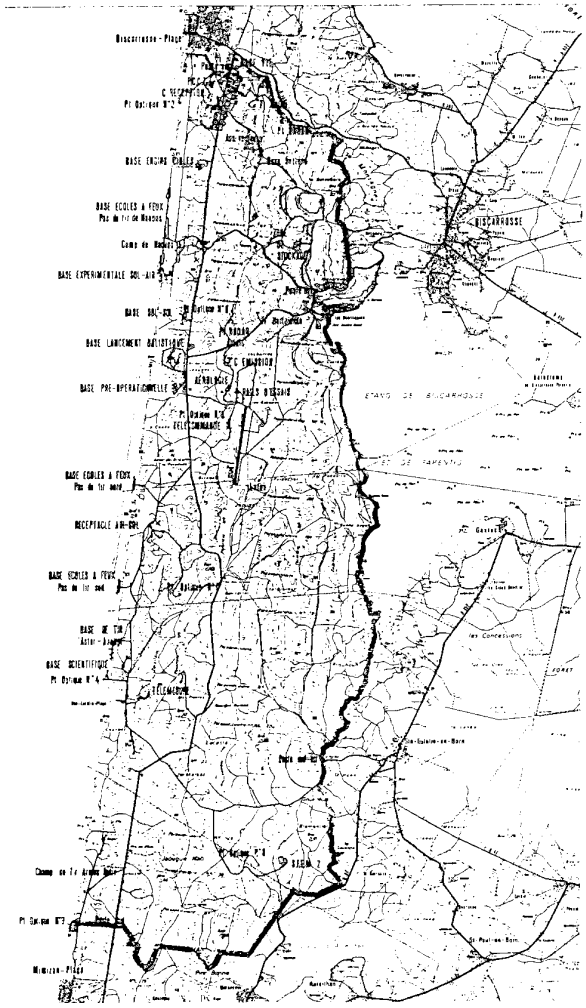


Fig.3 : Carte de l'emprise principale de BISCARROSSE

Si l'optique est indispensable pour l'observation d'événements particuliers d'un essai et pour la référence de trajectographie, le radar constitue tout de même l'outil de base du CEL car il est moins limité dans ses conditions d'utilisation (météo et distances) et il bénéficie de possibilités de coopération des mobiles par l'intermédiaire des répondeurs. Fonctionnant dans la bande des 5 cm, les radars AQUITAINE et BEARN (4 au total) sont installés sur un point haut dit point radar de façon à avoir une vue directe sur l'ensemble des bases et pouvoir ainsi effectuer des contrôles de liaison avant tir. Compléments indispensables de ces moyens universels, les radars ARTOIS et PICARDIE bien adaptés à la trajectographie des missiles tactiques sont implantés à l'arrière de la base expérimentale sol-air. Le premier permet une poursuite simultanée de trois objectifs ainsi qu'une proximétrie de qualité moyenne, le second est adapté à la poursuite en écho de peau de missiles véloces et permet également une proximétrie de précision proche de celle fournie par les moyens optiques. Un troisième radar spécifique (ESTEREL) complète à la demande le dispositif électromagnétique en offrant deux caractéristiques intéressantes : lobe large (3 degrés environ) et mobilité.

Pour la plupart des essais dans le cadre des développements de systèmes d'armes, mais aussi pour certains tirs opérationnels, la télémesure constitue un outil d'analyse indispensable. Le CEL est donc équipé en moyens de réception, de décommutation et d'exploitation de télémesures en bande S (2200 à 2500 MHz). Plusieurs formats sont utilisables (IRIG, DANIEL, CE 83). La station principale installée dans le sud de l'emprise, au lieu-dit Sainte-Eulalie, est constituée d'une station de réception avec, en particulier, une antenne très directive, d'un centre de traitement temps réel, d'une cellule de visualisation et d'un centre de dépouillement. Elle peut également être connectée à d'autres stations élémentaires à l'intérieur ou à l'extérieur de l'emprise de BISCARROSSE, plusieurs stations étant mises en oeuvre en parallèle pour les essais importants.

La sauvegarde des personnes et des biens nécessite souvent une capacité de télédestruction ou plus généralement de téléneutralisation des mobiles en vol; cette fonction est assurée grâce à un dispositif largement redondé dont l'initialisation est commandée depuis la salle opérations par un officier de sauvegarde en vol et dont le coeur (système de gestion et de contrôle) se situe à proximité du point optique n° 3 et peut commander en fonction de l'essai trois stations d'émission, une à proximité et deux dans les annexes, avec pour chacune d'elles un choix possible entre plusieurs antennes.

Il faut, bien entendu, également assurer la conduite du processus, le guidage des mobiles, l'interdésignation des moyens de mesure, les calculs de sauvegarde et le traitement en temps différé. Ces fonctions sont effectuées grâce à des moyens de calcul centralisés et au pied des appareils de mesure avec les redondances nécessaires à la sauvegarde, les différents moyens et intervenants étant reliés par fil, radio, faisceau hertzien, voire satellite, pour les coopérants extérieurs.

Pour compléter le panorama des principaux moyens disponibles, on signalera des dispositifs de mesure aérologique (ballons sonde, Lidar), des rails d'essais dynamiques d'une longueur de 400 et 2000 m permettant de simuler les conditions cinématiques (vitesse et accélération) rencontrées par des équipements et sous-ensembles de missiles ou d'aéronefs en vol, ainsi qu'un simulateur d'impulsions électromagnétiques.

Pour les tirs de missiles balistiques, le dispositif de mesure décrit précédemment se voit complété par des moyens extérieurs implantés dans des annexes, à HOURTIN (3 radars, une station de réception télémesure et une station de TCD), à QUIMPER (2 radars, une station de réception de télémesure et une station TCD) pour assurer les mesures et la sauvegarde en "flanquement" et sur l'île de FLORES en territoire portugais (2 radars) pour effectuer des recalages de trajectoire en temps différé. Enfin, le bâtiment d'essai et de mesure HENRI POINCARE, placé au réceptacle, effectue les mesures en fin de trajectoire. Certains de ces moyens dans les annexes peuvent par ailleurs être utilisés en autonome pour des essais particuliers sans tir de missile, tel que l'entraînement au combat aérien.

En plus des moyens de mesures décrits précédemment, le CEL dispose, pour assurer les fonctions de sauvegarde et de récupération de cibles ou missiles, d'autres dispositifs mis en oeuvre à la demande. Il s'agit, pour l'essentiel, de radars de surveillance aérienne et maritime, de quatre vedettes armées par la marine nationale et basées à BAYONNE, de deux hélicoptères, d'un groupe de plongeurs et d'un bâtiment "l'ABEILLE SUPPORTER" équipée d'un petit sous-marin basé à LORIENT.

Par ailleurs, lorsque l'essai le justifie, il est nécessaire de faire appel à des moyens extérieurs tels que bâtiments de la marine nationale et avions de patrouille maritime de l'aéronautique navale moyennant, bien entendu, des contraintes de préavis et de disponibilité.

3 - ORGANISATION DES MOYENS POUR ASSURER DES ACTIVITES DIVERSIFIEES

Afin d'enchaîner avec les meilleures chances de succès et à un rythme important des essais aussi différents que le tir d'un missile balistique avec de nombreux moyens et coopérants ou les tirs de missiles air-air et sol-air, nécessitant entre autres le guidage d'une cible aérienne, le strict respect de conditions géométriques et cinématiques et des mesures précises de proximétrie, les différents moyens du Centre doivent pouvoir être intégrés dans un dispositif très facilement reconfigurable.

Les installations et appareils qui viennent d'être présentés constituent une panoplie très large, répondant à l'ensemble des besoins actuels, de laquelle on peut extraire des dispositifs adaptés aux besoins particuliers de chaque essai. Cela est particulièrement vrai pour les radars, les moyens optiques, les stations de télémesure et de téléneutralisation, les supports de transmission. Ceci étant, la facilité de reconfiguration et surtout sa rapidité avec toutes les garanties nécessaires de qualité n'en étaient pas acquises pour autant et nécessitaient des actions particulières sur certains points clés.

Ainsi, pour la télémesure, un système de brassage automatique permet depuis 1989 un changement de configuration en un peu plus d'un quart d'heure, y compris la phase de contrôle alors qu'il fallait auparavant environ une heure et demie. La régie radio est informatisée depuis le début 1991 et permet une plus grande souplesse pour la mise en place des liaisons spécifiques à chaque essai même pendant le déroulement de la chronologie. Point particulièrement critique, la conduite d'essai et ses composantes essentielles que sont logiciels et visualisation ont été conçues en évitant autant que faire se peut la spécialisation pour un type de mobile. Le nouveau concept de visualisation VIGIE à base de matériels SILICON GRAPHICS utilise un logiciel graphique qui permet, à partir de sorties standard des calculateurs centraux, une présentation à la demande et des fonctions élaborées à la disposition de l'utilisateur en salle de contrôle.

L'outil à la disposition des équipes du CEL ayant été conçu et adapté pour offrir ces possibilités de reconfiguration, le résultat concret dépend dès lors pour une part importante de l'organisation retenue pour l'utiliser, sachant que l'objectif général à atteindre est la satisfaction des différents clients exprimée essentiellement en termes de qualité des prestations et de respect des délais dans un contexte de forte charge. Bien qu'il serait par trop caricatural d'associer à chacune de ces composantes une réponse unique, on peut cependant mettre en exergue pour la première l'organisation des équipes et dispositifs d'essais et pour la seconde les dispositions de programmation.

4 - ORGANISATION DES EQUIPES ET DISPOSITIFS D'ESSAIS

L'organisation des dispositifs d'essais se caractérise notamment par l'identification de niveaux de synthèse intermédiaires correspondant à des fonctions particulières (trajectographie radar, trajectographie optique, observation, télémesure, sauvegarde, etc.). Ce découpage modulaire va de pair avec une organisation identique au niveau des équipes et des documents d'essais, concerne aussi bien les phases de préparation, d'exécution et de dépouillement et reflète un partage des responsabilités. Au niveau le plus

élevé, l'officier d'essai gère les aspects opérationnels et dirige pendant la chronologie, l'ingénieur responsable d'essai définit le dispositif et s'assure de la qualité technique des prestations. Ils sont associés éventuellement à un officier de sauvegarde en vol, traitent la demande globale du client, la traduisent sous forme de prestations élémentaires en y intégrant les contraintes de sauvegarde et assurent la cohérence d'ensemble du dispositif à travers un document général appelé ordre d'essai - complété, pour les tirs avec téléneutralisation, par une fiche de sauvegarde. Au niveau de synthèse intermédiaire, des ingénieurs essais appartenant aux différents services ainsi que des responsables de cellules spécialisées (guidage, sauvegarde terre, air, mer) traitent les demandes relatives à leur technique. Ce travail se concrétise par un "ordre d'exécution interne" qui précise en particulier les moyens à mettre en oeuvre et les tâches à effectuer par les opérateurs. Cette organisation n'est certes pas très originale mais sa reconduction systématique pour tous types d'essai est sans aucun doute un gage de qualité en même temps que de rapidité de réaction, donc une nécessité pour le CEL compte tenu de son activité.

5 - LA PROGRAMMATION

Vraisemblablement plus original est le concept de programmation. En effet, si la constante est que chaque client du Centre exige les délais les plus courts possibles entre l'instant où il est prêt et la réalisation de l'essai, les conditions sont toutefois très différentes entre le tir d'entraînement des forces qui est programmé longtemps à l'avance et conduit au déplacement de nombreux intervenants, le tir de démonstation qui ne peut être retardé mais est souvent prévu avec un préavis relativement bref et le tir de développement qui dépend jusqu'au dernier instant des contrôles préliminaires et peut parfois "glisser" pendant plusieurs semaines pour des causes diverses. Pour résoudre ce problème qui à certaines époques prend des allures de quadrature du cercle, plusieurs dispositions ont été retenues :

- le découpage de la journée de travail en "créneaux d'essai" d'une durée de deux heures qui correspond à la chronologie moyenne incluant la préparation des moyens, l'exécution de l'essai et l'exploitation temps réel jusqu'à la remise à disposition des moyens. Il est cependant évident que certains essais majeurs débordent de cette enveloppe standard et conduisent à des durées spécifiques,

- la mise en place d'un bureau spécialisé, dépendant de la division opérations, chargé de gérer au mieux la charge du Centre pour la satisfaction des clients en tenant compte de règles générales de priorités entre essais définis à l'avance et connus de tous et des contraintes techniques et opérationnelles. Si les contraintes techniques ont été largement atténuées par les actions citées précédemment, les contraintes opérationnelles que sont les dégagements de gabarit de tir et leurs préavis qui vont de une journée pour les zones terrestres à plusieurs semaines pour les zones aériennes constituent le frein essentiel à la souplesse de programmation.

- une programmation en plusieurs étapes :
  . à échéance d'un an tout d'abord pour étaler au mieux la charge prévisionnelle; à ce stade sont figées, en fonction d'hypothèses sur les autres essais, les périodes d'entraînement des forces qui ensuite ne pourront être déplacées que de façon tout à fait exceptionnelle, compte tenu de la lourdeur de leur préparation. Cette étape fait l'objet d'une remise à jour tous les six mois,

  . à échéance du trimestre et de la semaine ensuite pour l'engagement des actions à moyen terme aussi bien du client que du centre d'essais,

  . à échéance de la journée enfin, et il s'agit alors du programme exécutoire avec des variantes éventuelles dont la faisabilité au regard des containtes techniques et opérationnelles a été examinée en détail par le "bureau programme" avec les responsables compétents.

Ce programme sert de document de base "contractuel" pour la mise en place en temps utile des dispositifs d'essais. Il doit donc impérativement être porté à la connaissance des différents intervenants dès qu'il est établi de façon définitive et remis à jour en permanence lors du déroulement de la journée de travail lorsque des variantes sont décidées. Un réseau de micro-ordinateurs dont le poste maître se situe au "bureau programme" sert de support à la diffusion papier la veille au soir pour le lendemain. Ce réseau est secondé, principalement pour la fonction mise à jour en temps réel, par un réseau télévision. L'ensemble de ce dispositif est connu sous le nom de DEPECHE (Diffusion Electronique des Programmes d'Essais à Court terme et Hebdomadaires sur Ecran).

Vendredi 5 Avril 1991 — Dépêche — 07:19:27

CENTRE D'ESSAIS DES LANDES — SOUS DIRECTION TECHNIQUE — DIVISION OPERATIONS

Lundi 8 Avril 1991

RECETTE CALCUL	09010/91 CEL	31 090 1 00	OPERATION MAMBA .ESSAIS LIAISONS AVEC CHAMP DE TIR.	04420/91 EMAA 31 064 2 00
EAF CANONS DE L'ARMEE DE L'AIR	53210/91 EMAA	31 532 1 00	TIR MAGIC II C12 SUR CT 20(T50)	25210/90 DEN/STET 30 252 1 00
DETECTEUR DEPART MISSILE	83110/88 MATRA	38 831 1 00	C22 TTL T52	33020/89 STET 39 330 2 00
S 530 D CEAM/C22 S	25310/91 DEN	31 253 1 00	DESTRUCTION PYRO ZONE AIR SOL	09310/91 CEL 31 093 1 00
TIR MICA GI.38	25032/90 DEN-STET	30 250 3 20	FILM PROMOTION MISTRAL(SANTAL)	83010/91 MATRA 31 830 1 00

0	08.30	09.00	09.30	10.00	10.30	11.00	11.30	12.00	12.30	13.00	13.30	14.00	14.30	15.00	15.30	16.00	16.30	17.00
	recette CALCULATEUR :				(myst 20) EAF CANONS AA				rattr tir MAGIC II C12				(myst 20) EAF CANONS AA					
	e.liaisons OPERATION MAMBA				recette CALCULATEUR :				vol DETECT.DEP. MISSILE				salle ops S530D CEAM SUR C22S					
									sinon vol porte C22 TTL									

SYMBOLES : HO CT20 = C ; DECOLLAGE AVION : V = CEV; A = AIR; M = MARINE; B = B*EC ; PROGRAMME ROLAND = P; E = M 20 ELVSV

Le Lieutenant-Colonel RULLIERE

Chef de la Division Opérations

Fig.4 : Programme journalier diffusé par Système DEPECHE

Malgré toutes ces dispositions, la charge importante lors de certaines périodes due, la plupart du temps, à l'accumulation de contraintes successives, ne permet pas toujours de répondre avec la rapidité suffisante même s'il est rare qu'un client non prioritaire attende plus d'une semaine pour un essai. Pour tenter d'améliorer cette situation, a été développée ces dernières années la notion d'essais simultanés. Il s'agit en fait de gérer au mieux le potentiel des moyens pour effectuer en même temps des activités compatibles au plan de la sauvegarde ou de l'anti-collision des mobiles. Ceci n'est évidemment possible que si la conduite d'essai est organisée et dimensionnée en conséquence. C'est aujourd'hui le cas pour le système central qui est apte à traiter simultanément huit mobiles. Il est cependant exclu à ce jour d'effectuer en parallèle deux essais nécessitant une téléneutralisation.

CONCLUSION, EVOLUTIONS POUR L'AVENIR

Grâce à des dispositions tant au niveau des capacités des moyens que de l'organisation des opérations, le CEL est aujourd'hui apte à mener à terme annuellement sur son emprise de BISCARROSSE de l'ordre de 650 essais d'une durée moyenne de deux heures, ce qui représente environ 85 % de la durée totale disponible. Ce résultat est très satisfaisant dans la mesure où les 15 % de non utilisation correspondent à toutes les causes possibles d'annulation (pannes, météo défavorable, annulation client de dernière minute, etc.). Il l'est moins si on considère qu'il est acquis grâce à plus de 5 % d'activité en débordement d'horaire. Il est donc nécessaire de poursuivre l'effort pour optimiser l'utilisation des moyens tout en maintenant la qualité des prestations. Plusieurs axes seront priviligiés dans les années à venir : bien entendu, les moyens nouveaux seront tous conçus avec le souci d'une reconfiguration facile, mais au-delà les capacités d'essais simultanés seront développées grâce notamment à une nouvelle salle opérations capable de gérer en parallèle trois essais et à des moyens de simulation permettant d'économiser des créneaux de préparation. Lorsque ces dispositifs existeront, il est évident que la difficulté de réaliser une programmation optimale en tenant compte du champ de contraintes complet sera encore plus grande. Il est dès lors tentant de songer à des dispositifs d'aide à la programmation utilisant des systèmes experts. Une tentative dans cette voie de l'aide informatique est aujourd'hui lancée au CEL pour la conception des dispositifs de mesure radar. Quant à la qualité des prestations dans ce contexte, elle dépend beaucoup de la préparation qui doit se faire par étapes successives avec un principe de jalonnement et prévoir autant que possible les modes dégradés de façon à éviter les réactions en temps réel dont les conséquences sont souvent mal appréciées. C'est le but de la nouvelle instruction dans les essais actuellement en cours de signature au niveau de la Direction des Engins.

COORDINATION GENERALE DES OPERATIONS SUR UNE BASE DE LANCEMENT PRINCIPE ET APPLICATION A LA COORDINATION DES OPERATIONS ARIANE AU CSG

R. SOLARI [1], J.C. LEGALL [2]

[1] Arianespace ; [2] Centre Spatial Guyanais

La notion de champ de tir a progressivement muté vers le concept de Port Spatial, véritable métropole opérationnelle et logistique.

Respect des cadences élevées de lancement, recherche de la plus grande souplesse et de la meilleure flexibilité, autant de paramètres qui génèrent l'impérieuse nécessité de modeler un cadre qui permette à chacun des acteurs d'exercer pleinement ses responsabilités.

Quel choix à envisager ?

L'ère est à la responsabilisation et à la décentralisation.

Une fois définies les méthodes et reconnus les principes de coordination générale des opérations, on peut imaginer ce que devrait être un Centre de Contrôle dans ses structures et dans ses moyens pour répondre aux exigences précédemment décrites.

1. LES PRINCIPES

L'épopée du champ de tir spatial expérimental est désormais révolue. Le développement des activités de lancement et la recherche des meilleurs rapports coût efficacité dans un contexte d'exploitation commerciale de l'espace et de cadences de tir élevées est venu impacter directement la conception des activités opérationnelles et techniques liées à la mise en oeuvre d'un lanceur. Le besoin de coordination s'est imposé dès lors qu'il s'agissait d'optimiser l'ensemble des actions relatives à la préparation des lancements et à la maintenance des sites.

L'ère des pionniers prenant possession épisodiquement des ensembles de lancement fait partie de l'histoire en ayant toutefois soin de la conserver avec un grand H.

La "task force" débarquant pour une opération à durée limitée s'efface devant l'existence de structures permanentes engagées dans des processus de production quasi continue.

Il en est des activités spatiales comme du reste de l'aéronautique. S'il y a toujours place pour l'aventure aux limites des grandes entreprises qui continuent de faire progresser l'histoire de l'homme dans le cosmos, l'exploitation rationnelle du domaine spatial nous conduit à définir et à mettre en application des règles et des méthodes à même de satisfaire à des impératifs d'abord d'ordre économique, dont l'atteinte d'une meilleure rentabilité n'est pas le moindre. Ces mêmes règles et méthodes touchent également le domaine technique dont on retiendra pour l'essentiel la sûreté de fonctionnement et tous les paramètres qui la déterminent, qu'il s'agisse aussi bien de disponibilité que de fiabilité et de maintenabilité.

La base opérationnelle rustique, apte au lancement selon des modes de fonctionnement expérimentaux où le mariage de l'imagination, de la compétence et de l'astuce technique ont permis les succès et même parfois, oserait-on le dire, quelques miracles, a muté doucement vers la notion plus complexe de Port Spatial assurant la synthèse de tous les moyens de mise en oeuvre, de maintenance, de support et de soutien.

Quel meilleur exemple que la genèse du Centre Spatial Guyanais devenu le Port Spatial de l'Europe à travers les étapes :

BASE DIAMANT - BASE EUROPA - BASE DE LANCEMENT ARIANE et Ensemble de Lancement n°1 puis Ensemble de Lancement n° 2 - BASE DE LANCEMENT ARIANE 5 et Ensemble de Lancement n° 3 dans un cadre nouveau dit CSG 2000.

Cette accumulation progressive de moyens de plus en plus importants et sophistiqués, souvent interdépendants, mis en oeuvre sous les effets stimulants de l'aiguillon commercial, est venue progressivement interpeler les responsables et bousculer les structures.

Quelle solution et quels choix faut-il privilégier ?

Il convient au préalable de bien retenir quelques données essentielles qui caractérisent des objectifs à garantir :

- respect des cadences élevées de lancement ;
- recherche de la plus grande souplesse, de la meilleure flexibilité et de la plus vive réactivité ;
- utilisation de ressources communes ;
- réduction des coûts d'exploitation opérationnelle.

Ces données génèrent l'impérieuse nécessité de modeler un cadre opérationnel, technique et humain qui permette à chacun des acteurs d'exercer pleinement toutes ses responsabilités, mais rien que ses responsabilités.

La tentation pourrait être grande de croire à l'omnipotence d'une solution centralisée imposant à tous un recentrage permanent de chaque activité au rythme d'un métronome suzerain.

La diversification des activités, les schémas contractuels divers, les calendriers lancement sous contraintes distinctes, les chemins critiques diversifiés, le partage clair des responsabilités, sont autant de facteurs qui montrent combien il serait ambitieux et illusoire de fédérer tous les pouvoirs.

L'ère est à la responsabilisation et à la décentralisation

- Préserver l'autonomie de chacun dans l'exercice de ses re sponsabilités, selon son organisation et ses méthodes ;
- Gérer les grands rendez-vous opérationnels (lanceur, satellites, base de lancement), en terme de points clés, dont les chronologies de lancements sont les étapes phares ;
- Privilégier la coordination permanente pour les domaines qui commandent les besoins communs de sauvegarde et de sécurité ;
- Définir une trame de flux relationnels dans une logique client-fournisseur et selon le principe du seul besoin d'en connaître.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Tels sont les critères qui paraissent devoir présider à l'organisation de la coordination générale des opérations sur une base de lancement.
Quelle meilleure comparaison que de juxtaposer Port Spatial et Grand Aéroport International !
On trouve là matière à bien illustrer le rôle des uns et des autres.
Tour de contrôle et Centre de Contrôle - Moyens de navigation et moyens de trajectographie et de localisation - Equipage et équipe de lancement - Service de piste et site de préparation et de lancement ...
Autant de parallèles qui montrent le rôle précis des uns et des autres sans qu'aucune hiérarchie de valeur n'en déprécie aucun.
Les points de rendez-vous limités mais impératifs entre les différentes parties déterminent l'enchaînement des processus opérationnels.
Dans un tel édifice où s'exercent les tâches de préparation et d'exécution des lancements, cinq fonctions paraissent devoir bien caractériser la coordination générale des opérations sur une base moderne :

- Conduite des opérations en chronologie : dans l'autonomie d'action et de décision des acteurs opérationnels, la coordination se concentrant sur des points de rendez-vous clés déterminants de l'avancement des opérations ;
- Planification par entité autonome avec échanges strictement nécessaires selon des flux prédéterminés au travers de boîtes aux lettres d'interface ;
- Sauvegarde vol et Gestion des alarmes techniques, deux notions associées avec traitement autonome par entité, dans leur domaine, et alarme de synthèse vers un centre de coordination pour les risques majeurs susceptibles de mettre en cause la sécurité de l'ensemble ;
- Diffusion de l'information opérationnelle et technique selon le principe du besoin d'en connaître.

Une fois définies les méthodes et reconnus les principes qui devront régenter les actes de coordination générale des opérations, on peut imaginer ce que devrait être un Centre de Contrôle dans ses structures et dans ses moyens pour répondre aux exigences précédemment décrites.

2. APPLICATION

2.1 Projet d'un nouveau Centre de Contrôle des lancements au Centre Spatial Guyanais

2.1.1 La fonction du Centre de Contrôle

Le Centre de Contrôle a pour fonction principale de coordonner les opérations de préparation de la Base de Lancement, dans le cadre des chronologies finales de lancement (Ariane 4, Ariane 5, Hermès, Fusées Sondes, etc.).
Le Centre de Contrôle reçoit toutes les informations de synthèse issues des moyens mis en oeuvre.
Le Centre de Contrôle gère le TEMPS en tenant compte des points de rendez-vous entre la préparation du lanceur et des moyens au sol. Il gère les aléas techniques et opérationnels pour garantir une AUTORISATION DE LANCEMENT dans les temps impartis, en respectant les règles de qualité et de sauvegarde prédéterminées.
Le Centre de Contrôle doit appréhender toute distorsion des opérations pour être à même de gérer les incidents et les crises en chronologie négative ou positive.
Le Centre de Contrôle doit permettre l'élaboration d'informations contrôlées et fiables destinées aux médias.

2.1.2. Le concept des chronologies Ariane 4 et Ariane 5

La chronologie finale de lancement met en oeuvre simultanément des activités de caractères différents. On distingue trois types de préparation au lancement :

- la préparation finale du lanceur et de ses équipements au sol
- la préparation finale des charges utiles
- la préparation finale des moyens du Centre Spatial Guyanais et de ses stations aval.

Ces trois préparations s'inscrivent dans une chronologie générale où des points de rendez-vous formels permettent d'assurer la cohérence des préparations et autorisent les phases suivantes.
Cette méthode permet certains retards ponctuels dans le déroulement des tâches de préparation qui ne seraient pas sur le chemin critique.
Dans la préparation de ces moyens, le CSG peut procéder à un certain nombre d'IMPASSES, soit par mise en oeuvre de redondances, soit par dégradations mineures et acceptées de la mission qui lui est impartie.
La préparation du lanceur et de ses équipements au sol s'effectue à partir du Centre de Lancement (CDL), situé près du lanceur sur l'Ensemble de Lancement Ariane.
La préparation des charges utiles est coordonnée par les clients à partir du Centre de Contrôle (CDC) situé sur le Centre Technique du CSG.
La préparation des moyens du Centre Spatial Guyanais s'effectue à partir du Centre de Contrôle.
La sécurité des personnes et des biens en chronologie négative et positive est assurée par une entité de Sauvegarde indépendante qui agit par délégation du Directeur du CSG et qui rend compte à l'Autorité Opérationnelle.
Les informations issues de la télémesure du lanceur sont visualisées par une entité de contrôle en vol, seule habilitée à donner des informations sur le déroulement du vol.

2.1.3 Les composantes du Centre de Contrôle

Le Centre de Contrôle doit accueillir l'organisation issue du concept opérationnel :

- *L'Autorité Opérationnelle*
  Elle est chargée de la conduite de la chronologie dans les limites de sa responsabilité.
  Elle est dirigée par le Chef de Mission (CM) et le Directeur d'Opérations (DDO) qui agissent par délégation des autorités dont ils dépendent.

- *L'Autorité Décisionnelle*
  Elle est chargée de décider ou non du lancement en conditions dégradées et d'informer les médias en cas de crises.
  Elle est formée des hauts responsables du CSG et de la mission considérée (Arianespace, Hermès, etc ...)

- *Les responsables techniques*
  Ce sont des responsables hiérarchiques de moyens du CSG qui assistent, en qualité d'experts, l'Autorité Décisionnelle pour aider à la décision.

- *La Sauvegarde Sol et Vol*
  Elle est chargée de la protection des personnes et des biens en utilisant les moyens de contrôle au sol et d'action sur le lanceur en vol.

- *Les commentateurs techniques*
  Ils sont chargés de la diffusion des informations validées auprès des médias et des invités, en chronologie normale. Les informations, en cas de crises, étant du ressort de l'Autorité Décisionnelle.

2.1.4 L'infrastructure du Centre de Contrôle

L'infrastructure du Centre de Contrôle doit répondre aux critères suivants :

- Garantir l'intégrité des moyens de coordination pour gérer les opérations et les crises.
- Séparation physique des groupes de fonctions différentes en chronologie normale.
- Permettre le contact entre les acteurs en cas de crises (salle de conseil).
- Proximité du Poste de Commandement de crises.
- Permettre la vue directe de la Salle de Contrôle ainsi que du lanceur au décollage, pour les médias et personnalités invitées.
- Permettre un contact rapide entre l'Autorité de Décision et les médias pour les informations officielles.
- Bonne visualisation pour tous les acteurs des affichages muraux communs.
- Insonorisation poussée entre les fonctions différentes.

2.1.5 Les moyens du Centre de Contrôle

Les moyens du Centre de Contrôle sont liés à la nécessité pour les différents acteurs, de recevoir des informations selon le strict besoin d'en connaître de chacun.
Les informations reçues doivent être synthétiques et fiables.

On considère les moyens suivants :
- Visualisation des images lanceur au sol et en vol
- Visualisation des trajectoires nominales et réelles avec paramètres de vitesse et position
- Synthèse des comptes rendus d'état des moyens sol
- Synthèse des comptes rendus d'état lanceur
- Synthèse des comptes rendus d'état charges utiles
- Synthèse des comptes rendus d'état météo
- Synthèse des comptes rendus d'état sauvegarde
- Affichage des temps TU, TD, HO et créneaux de lancement
- Affichage du déroulement des opérations
- Moyens de communication
    - Téléphones banaux
    - Téléphones spécialisés
    - Interphones opérationnels
    - Télécopies, telex, informatique
    - Réseaux d'écoutes des conférences opérationnelles
    - Réseaux spécifiques de crises
    - Réseaux spécifiques Autorités Civiles et Militaires
    - Moyens d'informations médias et VIP.

Les informations personnalisées, nécessaires à chaque acteur, seront présentées sur des consoles informatiques incluses dans des pupitres. Ces pupitres seront configurables selon leur utilisation et suivant deux types :
- avec visualisation d'informations, pour l'Autorité Décisionnelle et les responsables techniques,
- avec visualisation d'informations et moyens d'action, pour l'Autorité Opérationnelle.

Les messages visualisés sur consoles pourront être :
- des comptes rendus synthèse d'état
- des messages opérationnels
- des paramètres de télésurveillance
- des synoptiques de synthèse de fonctions
- des synoptiques de déroulement de chronologies.

Ces informations ne seront accessibles sur chaque pupitre que selon la règle de la "nécessité d'en connaître" de la fonction à assurer.

2.1.6 Etudes de conception du Centre de Contrôle

L'analyse faite dans le cadre du projet CSG 2000 a pris en compte le concept opérationnel, les moyens nécessaires et les contraintes indiquées.
L'infrastructure qui en découle n'est pas encore définitive, mais on en connaît les grandes lignes.
Un bâtiment englobera les moyens opérationnels en respectant la présence mitoyenne de la salle des personnalités invitées et des médias. Cette salle aura une vue plongeante sur le Centre de Contrôle et ses visualisations murales, tout en permettant la vue du lanceur au décollage et durant la première partie de son vol.
Le bâtiment comprendra également la salle de coordination Sauvegarde Sol et Vol, la salle de coordination des activités de récupération d'éléments lanceur et de retour Hermès (Salle Terre, Air, Mer) et la salle des moyens de calcul Temps Réel de Trajectographie.
Son implantation sera au Centre Technique du CSG distant d'environ 12 km de l'Ensemble de Lancement et donc dans la zone protégée par la Sauvegarde Vol.

REDUCTION DE LA DUREE DE PREPARATION DES SATELLITES AU LANCEMENT

B. Hubert

AEROSPATIALE

RESUME

Le coût d'une campagne de préparation d'un satellite au lancement doit être réduit en diminuant à la fois les effectifs et la durée de présence de l'équipe en campagne. Deux démarches engagées par **AEROSPATIALE** ont conduit à des réalisations qui ont été testées en vraie grandeur et mises en oeuvre :

- l'utilisation d'une liaison digitale entre l'Etablissement de **AEROSPATIALE CANNES**, et le CSG à KOUROU,
- la réduction des essais effectués au CSG pour la vérification de l'état du satellite après transport.

Cette deuxième démarche a donné entière satisfaction pour 3 campagnes successives. Cette réussite a été assurée par :

- des conditions particulières pour la préparation finale en Europe
- le transport du satellite aussi complet que possible
- la limitation et la connaissance permanentes des contraintes subies par le satellite pendant le transport.

A terme cette démarche devrait conduire à ne plus effectuer aucun essai de vérification après transport.

Mots clefs : Campagne de lancement, liaison digitale, campagne courte, réduction des essais, surveillance du transport.

1. OBJECTIF DE RENTABILITE

Sans remonter aux campagnes de lancement antérieures on peut citer :

- la campagne TDF-1 qui s'est déroulée de Août à Octobre 1988 au cours de laquelle **AEROSPATIALE** a montré une parfaite maîtrise de l'ensemble des opérations

- la campagne TELE-x qui a suivi avec la même séquence et avec les mêmes procédures détaillées a été aussi un succès.

Toutefois ces campagnes ont été longues (environ 10 semaines) c'est pourquoi en parallèle des études ont été effectuées en vue de réduire le coût des campagnes de lancement.

Plusieurs expériences ont été réalisées à ce jour par **AEROSPATIALE** :

- utilisation d'une liaison de données entre l'Etablissement de CANNES et KOUROU pour des essais à distance avec les satellites TDF-2 et EUTELSAT
- trois campagnes courtes ont été effectuées avec succès pour les satellites TDF-2 et EUTELSAT (les 2 premiers modèles). Cet exposé a pour but de présenter les résultats de ces expériences et d'en tirer des perspectives d'avenir.

2. UTILISATION D'UNE LIAISON DIGITALE

2.1 Principe de fonctionnement

Le but de la ligne 64 Kbauds consiste à conserver à CANNES le centre décisionnel et d'essai, de transmettre par liaison digitale toutes les instructions et comptes rendus nécessaires au bon déroulement des opérations et à n'envoyer, sur le site de tir de KOUROU, que les personnels et matériels strictement indispensables.
Ceci a pour finalité de minimiser le nombre de personnes en déplacement sur le site de lancement. Concrètement l'OCOE (calculateur central des moyens d'essais) et la baie de télémesure restent sur le site d'intégration en Europe tandis que le reste de l'EGSE (moyens d'essais) est situé à KOUROU.

Les liaisons entre les deux stations sont les suivantes :

- La télémesure
- La télécommande
- L'écho télécommande
- Des stimuli destinés au bus IEEE
- Une recopie d'écran OCOE vers le site de tir
- Une recopie d'écran de la station télécommande vers CANNES
- Deux liaisons téléphonique directes
- Une liaison pour télécopie

2.2 Expériences réalisées

2.2.1 Essais internes à l'Etablissement de Cannes

Une validation de la configuration complète avec le satellite EUTELSAT en utilisant une ligne 64 Kbauds interne, avec modem, mais sans simulation de durée de transit a été effectuée sans difficulté.

2.2.2 Essais avec le satellite TDF-2 à KOUROU

Des essais ont été effectués concernant des mises en configuration parfaitement validées ne nécessitant que peu de dialogue et d'opérations sur le satellite et aucune visibilité de celui-ci.

- La mise en route et la coupure du satellite ont été effectuées à partir de Cannes, les commandes étant effectivement en voyées à travers la liaison.

- Le monitoring était assuré complètement en Europe, le suivi de la Télémesure restant possible à KOUROU.

- Ces essais ont été concluants dans l'ensemble mais le temps de transmission, non négligeable (environ 2 secondes), a débouché sur des problèmes de synchronisation et de temps de réponse.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

2.2.3 Essais avec le satellite EUTELSAT à KOUROU

Des essais de consommation électrique ont été effectués ainsi que des essais de "dump" mémoire du calculateur de bord.

Pour les mesures de consommation, des problèmes de durée de transit d'information ont été rencontrés, ce qui a mis en évidence le fait que les durées des essais seraient notablement rallongées (temps doublé dans certains cas) par l'usage de cette liaison sans developpement de logiciels spécifiques.

2.3 Bilan des essais

L'utilisation de cette liaison peut apporter certains avantages :

- disponibilité de certains spécialistes à l'Etablissement de CANNES
- usure moindre de l'OCOE qui n'est pas transporté
- souplesse accrue pour la disponibilité des rechanges OCOE.

Malheureusement de nombreux problèmes subsistent, ils doivent être résolus avant une utilisation opérationnelle d'une telle liaison.

- La durée du transfert des informations est accrue de 2 secondes pour les télécommandes et les retours de télémesure, il est nécessaire d'ajuster les temporisations de certains programmes automatiques. Ces programmes doivent être validés en Europe avec une simulation de la durée de transmission. Enfin, la durée de certains essais sera augmentée de façon significative.

- Pour les programmes futurs, à cadence télémesure supérieure, de nouveaux développements seraient à prévoir.

- Le manque de visibilité du satellite est gênant pour l'équipe restant en Europe, et en cas de déroulement non nominal d'une campagne il est plus difficile de réagir rapidement.

- Le décalage horaire réduit la disponibilité espérée des spécialistes.

- La redondance de la ligne doit être complètement assurée jusqu'au S1 (hall de préparation du satellite) au Centre Spatial Guyanais (CSG), ce qui n'était pas le cas lors de nos essais.

- Pour une utilisation opérationnelle la liaison devrait être prolongée jusqu'au hall de remplissage et au centre de lancement. Des études et des investissements complémentaires seraient donc nécessaires.

2.4 Conclusion

L'utilisation d'une liaison digitale nécessite des compléments d'étude, de validation et d'investissement avant de devenir opérationnelle. Les essais réalisés ont permis de mettre en évidence de nombreux inconvénients dont certains peuvent entraîner des surcoûts importants.

En contrepartie l'étude de rentabilité ne permet pas d'espérer un gain de plus de 4 % sur le coût d'une campagne. Ce gain deviendrait d'ailleurs totalement négligeable si les essais effectués en campagne pouvaient être réduits, voie qui doit être explorée maintenant.

3. REDUCTION DES ESSAIS A KOUROU

A l'occasion de la préparation de la campagne de tir du satellite TDF-2 une approche rationnelle de la réduction des essais avant remplissage a été menée en accord avec le Client.

Les étapes ont été les suivantes :

- analyse de la justification et de la nécessité des essais effectués en campagne

- identification des conditions à réaliser pour supprimer des activités

- mise en oeuvre du plan de réduction des essais.

3.1 Justification des essais

3.1.1 Satellite transporté en plusieurs parties

Compte tenu de ses dimensions et aussi pour des raisons historiques, le satellite TDF-1 était transporté à KOUROU en 4 parties :

- le corps du satellite,
- la tour d'antenne,
- les générateurs solaires,
- l'adaptateur Ariane.

Après l'assemblage de ces modules , il était indispensable d'effectuer des essais tels que :

- vérifications électriques des interfaces correspondantes et dans certains cas reprise des essais de performance.

- vérification mécanique des interfaces.

- déploiement des réflecteurs et des générateurs solaires.

- alignements pour le vol.

Le satellite EUTELSAT de dimension plus réduite est transporté complet à l'exception de l'antenne bande S. L'adaptateur Ariane est une fourniture Arianespace.

3.1.2 Vérification après transport

Certains essais réalisés en Europe après les essais d'environnement sont traditionnellement répétés après le transport à Kourou avec pour justification essentielle de vérifier que le transport n'a pas altéré les performances du satellite ; citons par exemple :
- les essais des générateurs solaires
- les essais de la tour d'antenne (cas TDF-2)
- les alignements
- l'essai de fuite du système de propulsion
- des essais électriques de performance.

3.1.3 Opérations de préparation finale

Enfin, on effectue au S1 des opérations spécifiques pouvant être liées à la définition ou la configuration du satellite ou à la durée de la campagne :

- alignement d'un senseur en fonction de la date définitive de tir.

- la maintenance batterie et son intégration si elle n'est pas montée au préalable.

3.2 Amélioration des conditions de transport

Il apparaît que la clef de la réduction des essais se trouve dans la maîtrise des transports. Il a été décidé d'agir dans ce sens avec les actions suivantes :

- transporter le satellite dans une configuration aussi proche que possible de la configuration de lancement.

- limiter et connaître en permanence les contraintes subies par le matériel au cours de toutes les phases de transport et de manutention.

3.2.1 Transport du satellite complet

Compte tenu de sa dimension, un compromis a été nécessaire pour TDF-2, un nouveau conteneur a été réalisé permettant de transporter les générateurs solaires intégrés sur le corps du satellite. La tour d'antennes et l'adaptateur Ariane ont été transportés dans des conteneurs séparés.

Ceci implique que certaines opérations de préparation finale qui étaient effectuées à Kourou au S1 sont maintenant effectuées en Europe avec les précautions particulières requises dans ce cas.

3.2.2 Surveillance et maîtrise du transport

Pour ne pas être conduit à refaire à Kourou des essais effectués en Europe, il faut être capable de garantir que les contraintes subies pendant le transport et les manutentions sont faibles vis-à-vis des contraintes des essais de recette, par exemple la moitié.

Il y a donc deux aspects qui ont conduit chacun à des actions spécifiques.

- La mise en application de procédures nouvelles très détaillées et rigoureuses concernant le transport qui comportent les éléments suivants :
  - reconnaissance préalable de l'état de la route
  - limitation de la vitesse
  - instructions pour les chauffeurs, le commandant de l'avion, le personnel assurant les manutentions
  - contrôle et suivi de toutes les opérations.

- La mise en place d'un système embarqué de surveillance permanente des paramètres d'environnement permettant :
  - de détecter, mémoriser et traiter des événements vibratoires dépassant des valeurs préréglées (14 voies)
  - d'enregistrer des valeurs de température et d'hygrométrie (2 voies lentes) sur demande via un clavier
  - contrairement aux dispositifs courants ce système devra être fiable, et donner des informations complètes et redondantes.

3.2.3 Système de surveillance embarqué

Ce système de mesure est équipé de 16 canaux :
- 14 pour la mesure de niveau d'accélération
- un pour la température
- un pour l'hygrométrie.

Chacun des 14 canaux a un seuil programmable. Si l'accélération dépasse le seuil prévu, l'enregistrement de 1024 points de mesure est déclenché sur chacune des 14 voies (100 avant l'événement et 924 après). Des tests sont possibles pour vérifier le bon état de fonctionnement de chaque voie et l'état des batteries.

Chaque batterie a une autonomie de 5 heures. (7 batteries suffisent pour couvrir le transport). Le traitement des voies accélérométriques permet d'obtenir pour chaque événement et chaque canal :

- la date et l'heure de l'événement
- les courbes de l'accélération en fonction du temps
- la transformée de Fourier de la courbe précédente
- le niveau maximum rencontré sur chaque canal.

La capacité mémoire permet de conserver jusqu'à 100 événements.

Ce système permet une surveillance permanente depuis la salle d'intégration du départ jusqu'à la salle à l'arrivée à Kourou sans aucune interruption.

Les canaux accélérométriques sont étalonnés avant le départ. Un test de bon fonctionnement avec stimuli mécanique peut être effectué avant fermeture et après ouverture du conteneur.

Le seul point délicat est le réglage des seuils à un niveau correct, mais ils peuvent être ajustés au cours du voyage.

Le Tableau 1, donne tous les déclenchements intervenus lors du transport de EUTELSAT FM2, les accéléromètres concernés sont ceux de l'interface conteneur-satellite.
La figure 1 est un exemple d'enregistrement de l'accélération, **la figure 2** donne le spectre de fréquence de la courbe précédente, **les figures 3 et 4** donnent respectivement l'enregistrement de l'hygrométrie et de la température au cours du transport.

3.3 Déroulement d'une campagne courte

Ce système a été mis en service opérationnel pour les campagnes des satellites TDF-2 en Juin 1990, EUTELSAT PFM en Juillet 1990 et FM2 en Décembre 1990. Les résultats obtenus ont donné pleinement satisfaction aux clients respectifs et permis d'effectuer chaque fois une campagne courte au cours de laquelle les essais déjà effectués en Europe tels que :

- les déploiements générateur solaire
- les déploiements des réflecteurs
- les mesures d'alignement
- les essais Radio fréquences

n'ont pas été déroulés une nouvelle fois.

Les essais conservés au S1 au cours de ces campagnes sont :

- les vérifications électriques comprenant mise sous tension et mesures de consommation

- les inspections

- la répétition de la séquence de lancement.

Les activités liées au remplissage, à l'assemblage avec le lanceur et au lancement ne sont bien entendu pas modifiées.

Le gain planning global est de 3 à 4 semaines sur les activités S1.

Cette réduction d'activité entraîne de plus une diminution des effectifs nécessaires, la réduction du coût des activités S1 est de 60% entrainant une réduction globale de la campagne très significative de 30%.

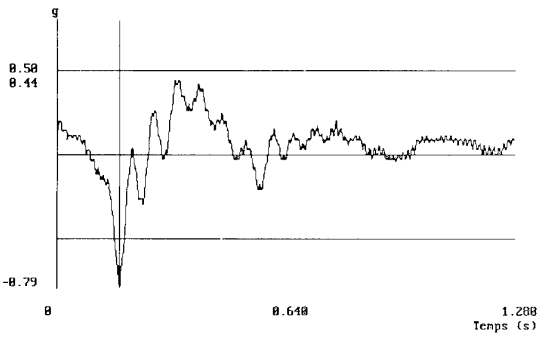


Fig. 1 : Enregistrement Evénement 8

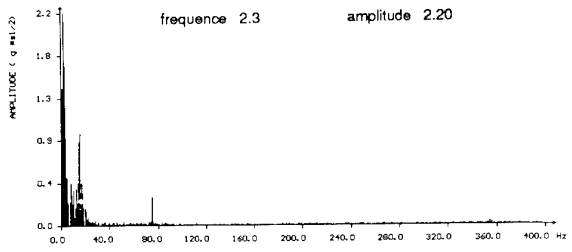


Fig. 2 : Transformée de Fourier Evénement 8

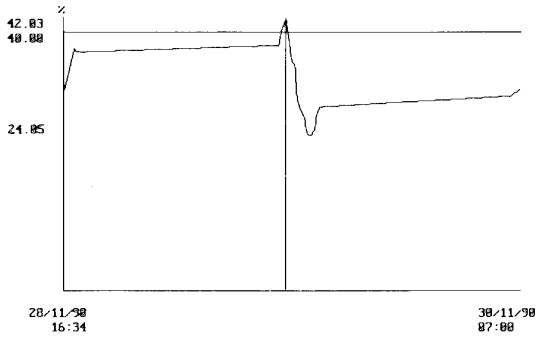


Fig. 3 : Hygrométrie

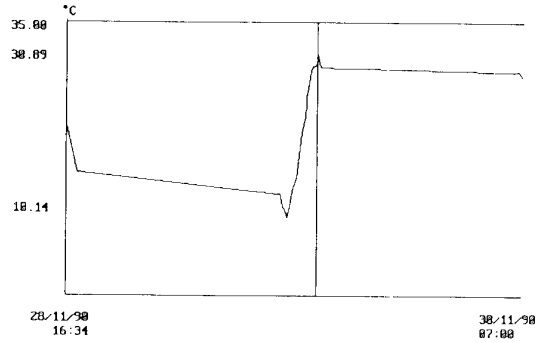


Fig. 4 : Température

N° ACCELERO.	N° EVENEMENT	DATE	HEURE METRO KOUROU	SEUIL (g)	NIVEAU (g)
AD2 Y	14	29/11	15h34 Vol	0.5	0.53
	17	29/11	Rochambeau 18h06	0.5	0.58
	18	29/11	Rochambeau 18h06	0.5	0.53
	25/26	30/11	Rochambeau 11h31 Kourou 1h12	0.5	0.53
	28	30/11	Kourou 1h26	0.5	0.53
	29	30/11	Kourou 1h29	0.5	0.58
AD1 Y	8	29/11	11h29 Aéroport Nice	0.5	0.79
	21	29/11	Rochambeau 19h04	0.5	0.51
AD1 Z	9	29/11	11h57 Aéroport Nice	0.5	0.57

Tableau 1 : Déclenchement des mesures

4. CONCLUSION

AEROSPATIALE a réalisé un progrès significatif en maîtrisant les transports, ceci a permis :

- d'améliorer la garantie donnée aux clients du bon fonctionnement du satellite

- de supprimer des essais inutiles

- de réduire la durée des campagnes de préparation au lancement.

Il est certainement possible d'envisager une suppression complète des essais effectués au S1, et dans ce cas la livraison du satellite directement au hall de remplissage en ergols doit être étudiée.

SESSION 1.5.
LA SAUVEGARDE DES PERSONNES ET DES BIENS /

SAFETY FOR PERSONS AND PROPERTY

Co-Présidents / Co-Chairmen :
H. MORI (NASDA), J.P. ROUZEVAL (AEROSPATIALE)

FLIGHT SAFETY AND GUIDANCE PROCEDURE IN KAGOSHIMA SPACE CENTRE

M.Hinada[1],H.Matsuo[1],Y.Matogawa[1],T.Nakajima[1],S.Tsukamoto[1],Y.Maeda[1] and M.Kurihara[2]

[1] The Institute of Space and Astronautical Science; [2] Fujitsu Limited, Japan

ABSTRACT

The Institute of Space and Astronautical Science(ISAS), the centre of the research for space and astronautical science in Japan, has developed a series of satellite launchers called Mu series for its own missions. Since the first launch in 1971, five engineering test satellites and thirteen scientific ones, including two interplanetary ones, have been successfully launched from Kagoshima Space Centre(KSC) of ISAS. The launch site of ISAS, KSC, is located in the southern part of Japan and, when the azimuth of the launch vehicle is set to 90 deg. measured from north, the deviation of the flight path of about 15 deg. may cause a hazardous situation, since there are very crowded area under such path in Japan. And, when the Flight Safety Manager judges the necessity of the Flight Safety Operation, the destruction command will be transmitted to the vehicle to stop its further flight.
In this paper, the principle of the Flight Safety and Guidance Procedure and system applied for Mu launch vehicle is presented.

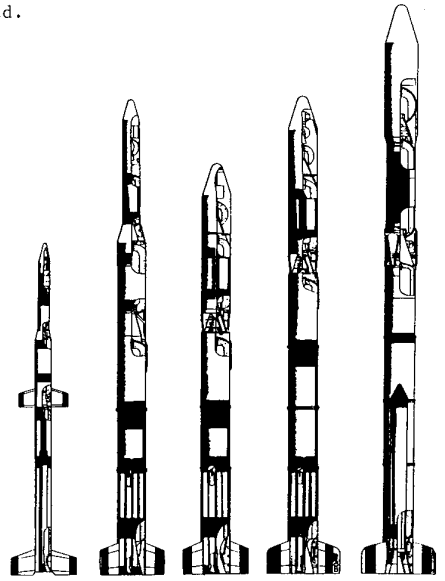
Keywords: flight safety, ground safety, flight safety operation.

1. INTRODUCTION

The Institute of Space and Astronautical Science(ISAS), the centre of the research for space and astronautical science in Japan, has developed a series of launch vehicle called Mu series for its own scientific missions. Since the first launch in 1971, five engineering satellites and thirteen scientific ones, including two interplanetary ones, have been successfully launched from Kagoshima Space Center(KSC). Fig.1 shows the configuration and performance of the launchers used to launch these scientific satellites. The leftest one, L-4SC, was used to launch the Japanese first satellite named Ohsumi in 1971, though it is not a Mu type launch vehicle.
ISAS is now developing the next generation of Mu launch vehicle called M-V which will have a capability to launch about two tons of payload to the Low Earth Orbit(LEO). The first flight of M-V is scheduled in 1995. Fig.2 shows the tentative configuration and performance of M-V launch vehicle.
In launching Mu class launch vehicle, two categories of safety procedure are usually applied; they are, Ground Safety and Flight Safety. In launching small sounding rocket as shown in Fig.3, only the ground safety procedure is applied.
Ground safety procedure includes following two main safety procedures.

1) Safety procedure in transporting such hazardous items as rocket motor, liquid fuels for attitude control and others, from the manufacturer to the launch site.
2) Safety procedure in checking-out, assembling and launching the vehicle and that in after-launch activities.

Flight safety procedure is applied to the launch vehicle after launch. It includes monitoring the trajectory, velocity, acceleration, attitude and other conditions of the launch vehicle and transmitting the command of the Safety Operation to it to stop its further flight when recognized to be needed.



	L-4S	M-4S	M-3C	M-3S(M-3H)	M-3SII
Number of Stages	4	4	3	3	3
Total Length	16.5m	23.6m	20.2m	23.8m	27.8m
Diameter	0.735mφ	1.41mφ	1.41mφ	1.41mφ	1.41mφ
Total Weight	9.4ton	43.6ton	41.6ton	48.7ton	61ton
Payload*	Approx 26kg	Approx 180kg	Approx 195kg	Approx 290kg	Approx 770kg

*Orbiting capability onto the circular orbit of 250km height with 31° inclination.

Fig.1 Satellite Launcher of ISAS

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

There have been luckily no experience to execute the safety operation, from the 1st launch of satellite till now.

2. SAFETY PROCEDURE

2.1 Objective and Scope

2.1.1 Ground Safety The ground safety procedure is applied to the transportation and launch operations as mentioned in the previous section. The object of the ground safety procedure is to apply the safety measure to the above mentioned operations, to keep accidents from occurring, to minimize the desaster when happened and ,as the results, to keep the public safety.

Handling, transportation and storing of such dangerous items as solid fueled motors, liquid fuels as hydrazine for attitude control, explosives as igniter, high pressure gas and others are proceeded following the legislated regulations. Facilities and equipments needed to realize the ground safety procedure have been established in KSC. There are many lightning in KSC and ,therefore, sensors monitoring the commings of the lightning are installed in KSC. The launch operation is proceeded following the flow chart prepared, where the items to be checked and sequence are shown. These operations are controlled and monitored by the operater in the Launch Control Centre responsible for the launch operation.

Reverse operation applied ,for example, to the case where the sequence of the launch would be stopped at the half way to the firing and the launch would be delayed, is supposed and the flow chart for it is prepared. Most important items in the reverse operation are resetting the igniter line from firing mode to the safety mode, resetting the destruct charge line, blow out of the high pressure nitrogen gas and closing the latching valves of the hydrazine feed line connected to the attitude control actuaters.

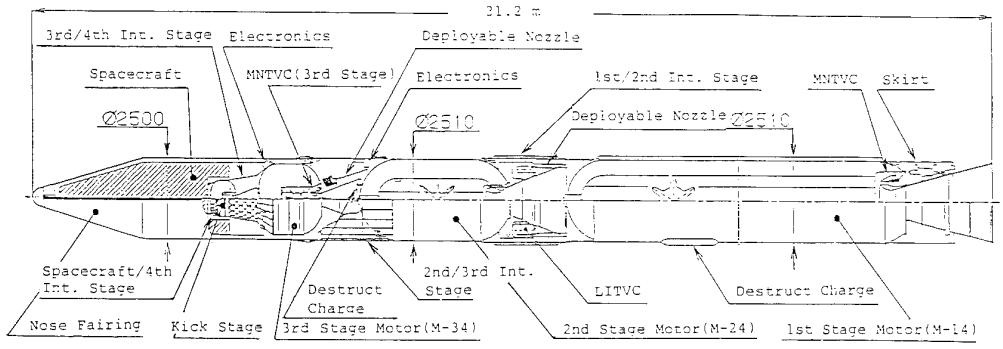
2.1.2 Flight Safety When the launch vehicle takes off the laucher, the responsibility of the control and operation of it is delivered to the Flight Control Centre, which is located apart from the Launch Control Centre.

The flight safety procedure is applied to the launch vehicle in flight. The object of the flight safety procedure is to prevent the dangerous situations caused by the free fall of some stages of the vehicle when separated, of the fragments of it when destructed by the Flight Safety Operation(FSO) and other items separated and/or deployed from it, to extend to the facilities, human lives, and ships and ,in addition, to the airplane in flight. Moreover, minimizing the desaster when happened is also the important object of the flight safety operation. The objective of the flight safety procedure is to be considered to cover all possible dangers resulting from the flight of the vehicle; that is, it covers from the launch phase to the injection of the satellites and/or spacecrafts to its designated orbit.

And in the flight planning phase, the measures to keep every aspects of safety in flight, to confirm the flight path and conditions of the vehicle and to react to the troubled flight are established.

The flight plan is made from the flight safety point of view following the principles as

1) The splashing area of every stages of motor in normal flight should be set far from the domestic and other country's shoreline and should not involve the main aerial and/or sea route to the best of our ability.
2) The dangerous situation caused by the free fall of the fragments should not be extended to the ground, to the ships and ,moreover, to the airplane as much as possible, in the troubled flight. And ,therefore, it is requested that the flight path is to be set to avoid the land and the main aerial and/or sea route as much as possible.



M-V Performance

Number of Stages	3
Length	31.2 m
Diameter(Max.)	2.5 m
Total Mass*	128.4 ton
Payload**	1800 Kg

* without spacecraft
** circular orbit (250 Km, 31 deg. incl.)

M-V Motor Characteristics

	First Stage	Second Stage	Third Stage
Motor Designation	M-14	M-24	M-34
Total Mass*	128.4	47.1	11.0
Stage Mass	81.3	36.1**	11.0
Propellant Mass	70.0	30.0	10.0

* without satellite
** including a nose fairing

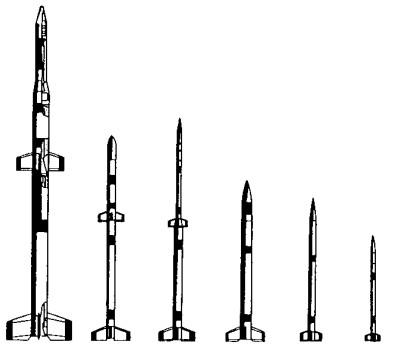
Fig.2 Configuration and Performance of M-V Launch Vehicle(Tentative)

The flight plan is made based on the principles described above and the flight path is usually set more than 100 km apart from the shoreline of the land and the island exept in the near field of the launch site. As for the danger to the airplanes and ships, the notandum informing the launch is usually delivered to the domestic and international air and sea ports in advance of the launch in order to minimize the possibility of the impingement of the stage motors and other fragments to them. The fall of the sub-boosters is not the case described above, because it is very near the launch site. The splashing area of the sub-boosters is restricted and controlled by the ships of the coast guard and aircraft if necessary to prevent the danger to the ships. There is no legislated regulations restricting the flight of the launch vehicle. However, flight plan is made considering the related domestic and international regulations.

2.2 Flight Safety Procedure

2.2.1. Procedure The launch site of ISAS, KSC, is located in the southern part of Japan, (131E, 31N), and, when the azimuth of the launch vehicle is set to 90 deg. measured from north, the deviation of the flight path about 15 deg. may cause a hazardous situation, since there are very crowded area under such path in Japan. Therefore, the flight path and ,moreover, the conditions of the launch vehicle are to be carefully monitored and controlled. The vehicle is usually guided based on the pre-programmed sequence and sometimes guided by the command from the ground when needed. Flight path and other data, based on which Flight Safety Manager(FSM) judges the necessity of the flight safety operation, are transmitted from radar stations, telemetry station and other tracking stations located in KSC to the flight safety manager. In executing flight safety operation, in order to judge the necessity of it following criteria are applied to the launch of the Mu launch vehicle.

1) When both 1st stage motor and sub-boosters are not ignited, firing control system is to be stopped immediately.
2) When only the sub-boosters are ignited and the 1st stage motor is not, the firing of the 2nd stage motor is to be stopped.
3) When only the 1st stage motor is ignited and the sub-boosters are not, the firing of the 2nd stage motor is to be stopped.
4) When one of two sub-boosters is not ignited, the 1st stage motor is to be destructed immediately.
5) When the 1st and/or the 2nd stage motor is to be convinced to splash beyond the limit line of splashing prescribed in advance of the launch based on the analytical study, the command to destruct the chamber is to be transmitted to the launch vehicle immediately. In the case of the 1st stage motor, the chamber is destructed and the cap plate of the motor case is blown off to neutralize the thrust for the 2nd stage case.
6) When the Thrust Vector Control(TVC) system and/or roll control system of the 1st and/or the 2nd stage motor is recognized to be in trouble and in uncontrollable condition, these control systems are to be killed immediately.
7) When any data to judge such conditions as those described in the case 1) and 2) are not obtained, the command to destruct the chamber is to be transmitted to the launch vehicle immediately.
8) When the attitude of the 2nd stage motor have not been controlled enough to inject the 3rd stage to the designated orbit, the timer boarded on the satellite or spacecraft for controlling the sequence of the events after the ignition of the 3rd stage motor is to be stopped.
9) When the spin rate of the 2nd stage motor just before the separation of the 3rd stage motor is less than 0.5 rps, the timer on the satellite or spacecraft is to be stopped.



	L-3H	K-10	K-9M	S-520	S-310	S-210
Number of Stages	3	2	2	1	1	1
Total Length	16.5m	10.4m	11.1m	8m	7.1m	5.2m
Diameter	0.735mφ	0.42mφ	0.42mφ	0.52mφ	0.31mφ	0.21mφ
Total Weight	9.5ton	1.75ton	1.5ton	2.1ton	0.7ton	0.26ton
Summit Altitude	2000/450km**	250km	350km	430/350km	190km	110km
Payload*	100/170kg**	170kg	100kg	70/150kg	70kg	40kg

*Including nose fairing **3rd Stage/2nd Stage

Fig.3 Sounding Rocket of ISAS

The equipments for the FSO described above is not armed till five seconds after the ignition of the 1st stage motor, based on the idea that it will take some seconds to confirm the troubles and that the damages caused by the FSO would be limited within the restricted area prescribed when it would be executed within five seconds after the ignition of the 1st stage motor.

Items to be checked for the FSO described above and the flow chart applied to the operation to transmit the command for that are prescribed in advance of the launch.

In order to judge the necessity of the FSO, the following limit lines are prescribed based on the analytical study.

1) Limit Line(Splashing)

When supposed that the azimuth of the launch would be set plus/minus 15 deg. from the nominal azimuth taking into account the effect of the wind, the limit line(splashing) is set as follows.

If the launch vehicle flies toward to the direction deviated plus/minus 15 deg. from the designated nominal azimuth, that is the case of the stop of the wind, changes it attitude of 20 deg. suddenly from the direction of the axis and goes ahead 5 seconds, the launch vehicle will be destructed by the command and the fragments will be drifted and splash on the sea.

At every instant of the flight, the splashing points are calculated based on the assumption of the FSO mentioned above and the limit line(splashing) is set as the envelope of the splashing points obtained.

The sudden change of the attitude of 20 deg. may not occur unless the tail fins would break and in the worst case of the lock of the TVC

on the wrong side to produce the maximum side force, it will not change the attitude of 20 deg. and ,therefore, these limit lines are considered to be cleared in any case.

2) Critical Line(Destruction)
Critical line is set as the line that the launch vehicle would splash beyond the limit line(splashing) when it flies across it. This line is shown on two different displays as IIP(Instantaneous Impact Point) Indicator and PPI(Present Position Indicator). IIP is determined as the point that is calculated at every instant of the flight to indicate where the launch vehicle would splash when the FSO were executed at that instant.

3) Attitude Limit Line
This line is set as the line that the launch vehicle would not splash beyond the limit line(splashing) when the attitude of the launch vehicle is kept within it.

Fig.4 shows the limit line(splashing) and the critical line(destruction) for M-3SII-5 Launch Vehicle and Fig.5 shows the attitude limit line for it.

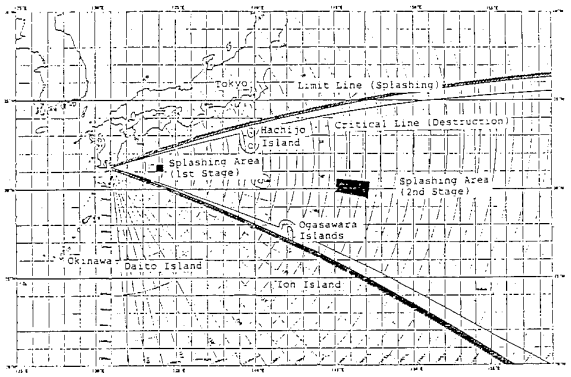


Fig.4 Limit Line(Splashing) and Critical Line

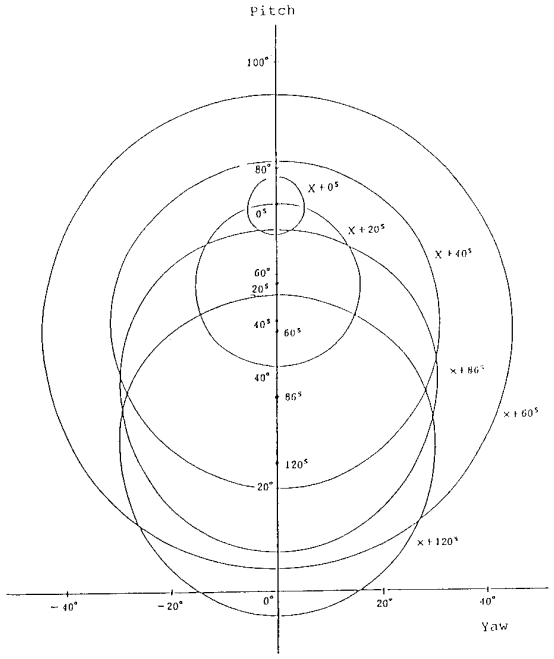


Fig.5 Limit Line for Attitude

2.2.2 Flight Safety Operation System In the phase of the flight of the 1st stage, initially the flight path is monitored using the eye-screen and, when the radar is locked, flight path, attitude of the launch vehicle and other conditions are monitored and checked using the radar data and telemetry one, whether the splashing point would cross the limit line. And if the flight safety manager judges the necessity of the FSO based on the criteria described in the previous section, the FSO is executed.
In the phase of the flight of the 2nd stage, IIP, PPI and attitude data are used to judge the necessity of the FSO as same as the 1st stage case.
In operating above mentioned procedure, the computer-networked Flight Safety Operation System(FSOS) is used in KSC. Fig.6 shows the block diagram of it. This figure shows that the radar data and the telemetry one are transmitted to the flight safety manager, where the redundancy system is applied, and finally are visualized using the graphic displays. Eight patterns of figure, which indicates PPI, IIP, attitude, acceleration and velocity with some combination, are prepared on these displays and the real time radar and telemetry data are plotted on them. These patterns are changed following the pre-programmed sequence and the flight safety manager can interrupt these sequence and select the figure he needs by pushing the keyboards of the graphic displays.
In addition to the data displayed, monitoring information by the eye-screen and the optical tracking data are transmitted to the flight safety manager via TV monitors, via telephone line and others, which are important informations in the initial phase of the launch, from the ignition of the 1st stage to the locking of the radars. And the marine radar is applied to monitor the presence of the ships in the splashing area for the sub-boosters. This area is also watched and patrolled by the ships of the coast guard and aircraft if needed.

2.2.3 Command Table 1 shows the commands for the FSO. Some special functions are assigned to each command and they are effective only in the prescribed duration. This table was applied to the M-3SII-3 Launch Vehicle and contents of this table change for each launch.
Flight safety manager judges the necessity of the FSO and, if necessary, order the command operater to transmit the command following the prescription.

Table 1 Command for Safety Operation

M-3SII-3

Command / Time (sec.)	CM-A1	CM-A2	CM-A3	CM-A4	CM-A5	CM-A5	RG-3	CM-C1
X- 30~X+5	• TSL Off • M-EPT Off	Not Armed	Not Armed	Not Armed	Not Armed	Not Armed	Not Armed	Not Armed
X+ 5~260	↑	• SO On • TSL Off • M-EPT Off	• MN-TVC Stop • SMRC Stop	• BI-TVC Stop	↑	↑	↑	↑
X+160~204	↑	↑	↑	↑	↑	↑	• TSL Time Change	↑
X+260~	↑	↑			• TSL Off	• EPT-SA On • S2 Sep (Un-Conditional)		↑
Y+2 (Y : EPT-SA On)								• EPT-SA Off

TSL : Time Selector
M-EPT : Timer Boarded on Launcher
EPT-SA : Timer Boarded on Satellite
SO : Safety Operation (Destruct Command)
MN-TVC : TVC (Gimbaled Nozzle)
BI-TVC : TVC (1st Stage, Liquid Injection)
SMRC : Solid Motor for Roll Control

2.3 Basic Data for Flight Safety Criteria

In prescribing the limit lines, analytical studies and experiments have been executed in ISAS. Scattering of the fragments when the chamber were destructed determine the limit line(splashing). Several solid rocket motors have been destructed during its normal burning on the ground and the distributions of the fragments were obtained, though full sized motors were not used because there are no vast area for those kind of experiment in Japan. Fig.7 shows the distribution of the fragments of the solid propellant obtained in the experiment executed in Nov. 1990. The diameter of the motor is 520 mm and the mass of the solid propellant when destructed is supposed to be 216 kg. Fig.8 shows the maximum range of the fragments obtained in the experiment ever executed by ISAS.

3. FLIGHT SAFETY SYSTEM FOR M-V

ISAS is developing the M-V launch vehicle as shown in Fig.2. The revise of the criteria of the FSO and the improvement of the flight safety operation system are requested in the following area and items.

1) The revise of the limit lines resulting from the improvement of the capabilities of the launch vehicle is inevitable. Since the 3rd stage motor is planned to have a TVC system and ,therefore, there will be some possibility for the 3rd stage motor to impinge on the earth when the TVC were locked to the wrong position. Therefore, the 3rd stage motor of M-V would equip the shaped charge for destruction, though that of the present M-3SII Launch Vehicle has not because it is spin-stabilized.

2) Improvement of the flight safety operation system is requested to keep and improve the reliability of the operation. Replacement and dualization of the computer system is under way to be applied to the lauch of the M-V Launch Vehicle.

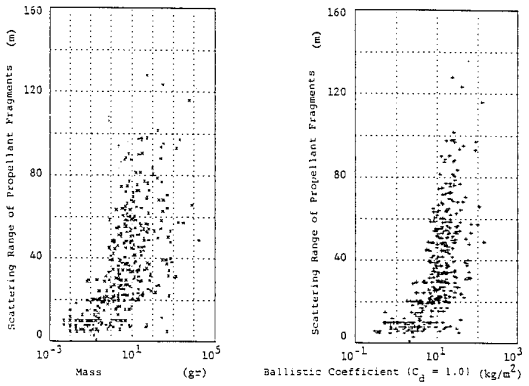


Fig.7 Distribution of Propellant Fragments

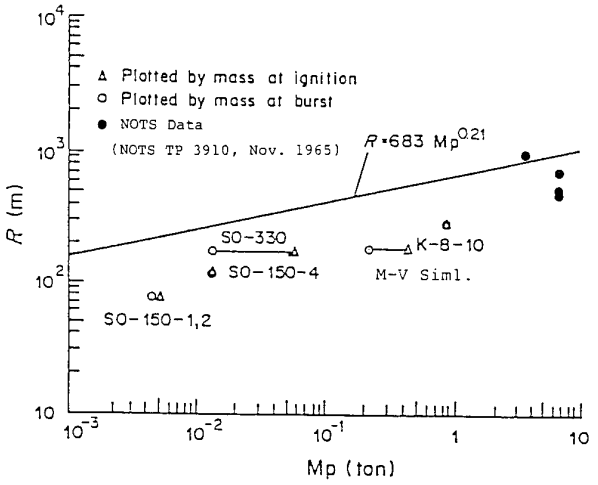


Fig.8 Maximum Range of Propellant Fragments

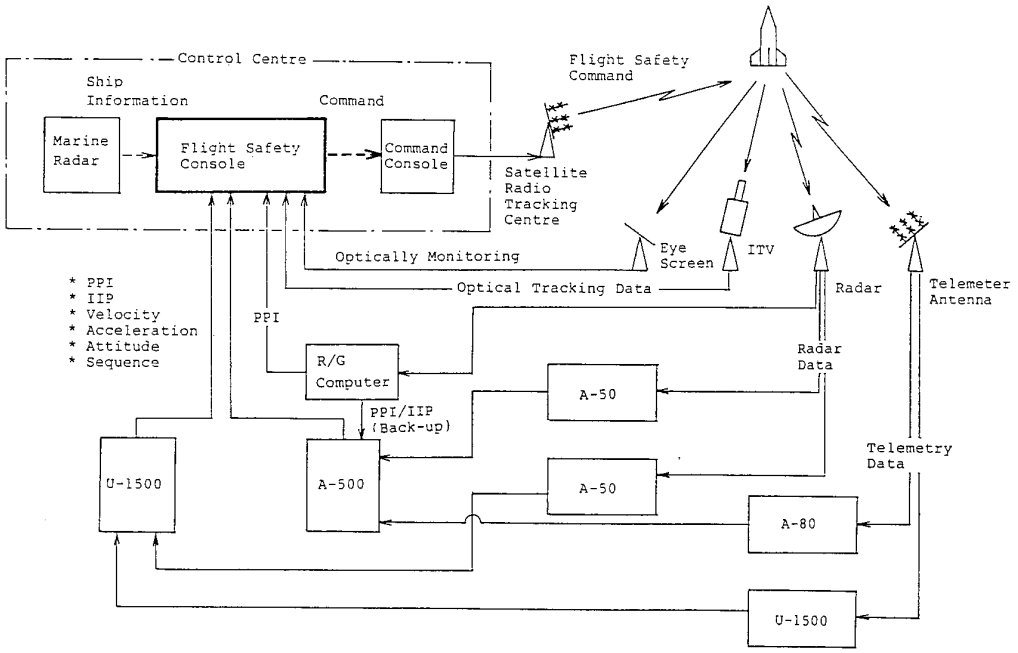


Fig.6 Flight Safety Operation System

LES NOUVEAUX CONCEPTS DE SAUVEGARDE EN VOL

F. POIRRIER

DGA - Centre d'Essais des Landes

RESUME

L'arrivée de nouveaux types de missiles, caractérisés par un grand potentiel de manoeuvre en fonctionnement nominal ou aberrant, a conduit le Centre d'Essais des Landes à reconsidérer ses principes d'élaboration des informations de prise de décision pour la sauvegarde en vol. Le concept ainsi mis en place, appelé "*Domaine de Retombée Possible*", tient compte des incertitudes de la chaine de trajectographie, et des capacités de manoeuvre du missile, contrairement aux anciennes méthodes comme celle du "*Point d'Impact Extrapolé*".

Mots-clefs : Sauvegarde en vol, environnement, missile, trajectographie.

1. PRINCIPE DE LA SAUVEGARDE EN VOL

Le principe général de la sauvegarde en vol consiste à laisser vivre le missile tant qu'il ne peut mettre en péril l'environnement.

Dans la pratique, sa traduction actuelle est de détruire le missile si on ne peut démontrer qu'il n'est pas dangereux.

A chaque instant du vol, le missile est estimé dangereux lorsque la zone de retombée des morceaux, si la décision de le détruire était prise, engage les zones géographiques non autorisées, délimitées par le contour de sauvegarde.

La démonstration de ce facteur de danger est donc fondée sur le calcul d'une zone de retombée possible des morceaux.

2. LE POINT D'IMPACT EXTRAPOLE (PIE)

2.1 Principe du point d'impact extrapolé

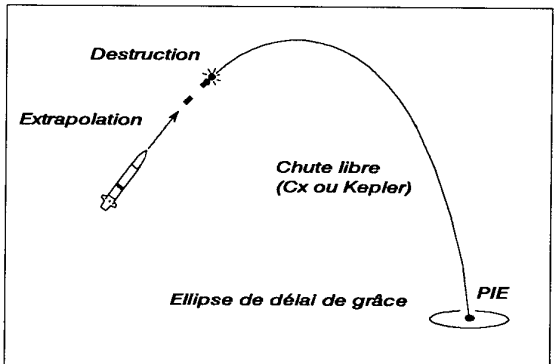
Jusqu'à présent, la zone de retombée était réduite à un point par la méthode du *Point d'Impact Extrapolé*, encore appelée PIE, principe utilisé notamment pour la sauvegarde en vol des missiles balistiques.

Son principe est le suivant :

L'estimation de position et vitesse du missile fournie par la chaîne de trajectographie, est extrapolée du temps de réaction de la chaîne de sauvegarde en vol.

Sur les caractéristiques ainsi obtenues, à l'instant de la neutralisation, un modèle simplifié de chute atmosphérique ou balistique est appliqué.

Dans ce dernier cas, on dispose en plus d'une notion de *Délai de Grâce*, qui permet de prendre en compte une perte de trajectographie.



Principe du Point d'Impact Extrapolé

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

2.2 Les défauts du Point d'Impact Extrapolé

Dans le cas des missiles manoeuvrants, les défauts de cette méthode sont les suivants :

• pas de prise en compte de l'erreur de l'estimation de position et vitesse du missile fournie par la chaîne de trajectographie. Cette imprécision est souvent très importante pour un missile pouvant prendre de fortes accélérations (traînage des radars, des filtres ...).

• l'extrapolation sur une ligne droite n'est plus représentative du mouvement réel ou potentiel du missile dans le cas de fortes accélérations, en facteur de charge notamment, compte tenu de l'importance du temps de réaction global de la chaîne de sauvegarde (de l'ordre de 1,5 à 2 secondes au Centre d'Essais des Landes, selon les dispositifs).

• pas de principe général unique pour la chaîne de trajectographie en poursuite et en perte.

Par ailleurs, pour tout type de missile, la modélisation par un point unique de retombée, obtenu au prix de simplifications sur le modèle de chute, ne prend absolument pas en compte les phénomènes d'explosion et de fragmentation à la neutralisation.

3. LE DOMAINE DE RETOMBEE POSSIBLE

3.1 Principe du Domaine de Retombée Possible

Les imperfections du *Point d'Impact Extrapolé* ont conduit à la mise au point d'une nouvelle méthode dite du "*Domaine de Retombée Possible*" (DRP).

La méthode se décompose en quatre phases successives:

• ***Le Domaine d'Incertitude (DI)***

La première phase consiste à déterminer l'ensemble des lieux possibles en position et vitesse pour le missile à l'instant de la restitution de la chaîne de trajectographie. Le résultat, appelé *Domaine d'Incertitude*, est la sphère d'incertitude centrée sur la meilleure estimation.

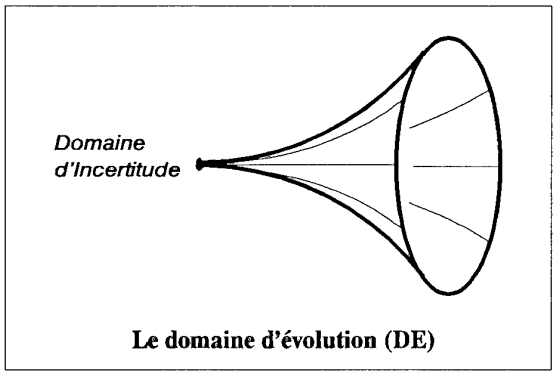
Le *Domaine d'Incertitude* dépend de la précision du capteur de mesure (précision intrinsèque, trainage ...), de la chaîne de traitement (filtres ...), et des capacités de manoeuvres du missile.

• ***Le Domaine d'Evolution (DE)***

La deuxième phase consiste à déterminer le lieu des points possibles du missile à l'instant de la neutralisation.

Ce *Domaine d'Evolution* tient compte des mouvements possibles du missile, notamment en panne, pendant le temps de réaction de la chaîne de sauvegarde.

Il s'agit donc en fait de déterminer toutes les trajectoires possibles à partir des points du *Domaine d'Incertitude*.



Le domaine d'évolution (DE)

Précisons ce qu'est le temps de réaction de la chaîne de sauvegarde :

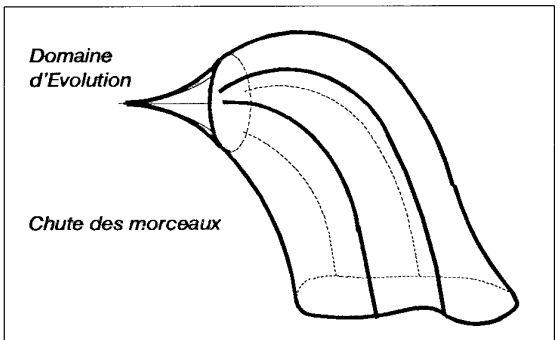
Il est égal à la différence entre la date réelle de neutralisation du missile et la date de la dernière estimation de position et vitesse fournie par la chaîne de trajectographie ayant induit la décision de destruction.

Cette définition est générale, et s'applique à une chaîne de trajectographie en poursuite ou en perte.

Le *Domaine d'Evolution* dépend du temps de réaction de la chaîne de sauvegarde (délai de restitution de la chaîne de trajectographie, délai de décision, délai de neutralisation ...), et des capacités de manoeuvre du missile.

• ***Le Domaine de Retombée (DR)***

La phase suivante consiste en la détermination des différents points d'impact possibles des



Le domaine de Retombée (DR)

morceaux, compte tenu de l'explosion du missile et de sa fragmentation au moment de la neutralisation, pour chaque point du *Domaine d'Evolution*. Le lieu des points d'impact est appelé le *Domaine de Retombée*.

Le *Domaine de Retombée* dépend essentiellement de la méthode de neutralisation et de la découpe du missile.

• ***Le Domaine de Sauvegarde (DS)***

Le *Domaine de Sauvegarde*, résultat de la méthode, est une enveloppe majorante du *Domaine de Retombée*.

Cette majoration, pénalisante pour le missile, est induite, pour des raisons évidentes, par des contraintes informatiques Temps Réel.

Le *Domaine de Sauvegarde* est l'élément de décision de maintien ou de neutralisation du missile: s'il vient à engager les zones à sauvegarder, la destruction doit être commandée, sinon le missile doit être laissé en vie.

3.2 Faisabilité d'un essai

Il convient de vérifier avant l'essai qu'il ne sera pas détruit quoiqu'il advienne sur sa nominale ou ses dispersées.

En effet, ce critère de faisabilité peut ne pas être réalisé si le domaine de sauvegarde est trop majorant par rapport à la réalité.

Ainsi, les calculs de sauvegarde doivent-ils réaliser un compromis viable pour le missile et l'environnement à protéger: ils doivent être majorants sans l'être trop.

3.3 Marge de Manoeuvre

Afin de cerner quantitativement la marge de faisabilité de l'essai au sens de la sauvegarde en vol, une notion de *Temps de Marge de Manoeuvre* a été introduite. Elle reprend, en l'améliorant, le principe du *Délai de Grâce*.

Pour tout point de la nominale, il représente le temps maximal de perte de poursuite de la chaîne de trajectographie, au delà duquel la domaine de sauvegarde coupe le gabarit de sauvegarde. Il doit être toujours positif pour tous les points de la nominale.

Le Temps de *Marge de Manoeuvre*, entité difficilement cernable physiquement, reste cependant une jauge de mesure de la capacité du centre d'essais à effectuer un tir.

En effet, plus il est grand, plus le missile aura la possibilité de prendre des trajectoires dispersées éloignées de la nominale.

Un *Temps de Marge de Manoeuvre* négatif, nul ou même faiblement positif représente en fait une inadaptation des modèles, du dispositif de sauvegarde en vol, ou des moyens du centre d'essais à tirer le missile.

3.4 Comparaison de dispositifs de sauvegarde

Le choix d'un dispositif de sauvegarde optimal pour un essai peut être déterminant.

Les deux facteurs d'influence importants sont le temps de réaction global de la chaîne de sauvegarde, et l'imprécision de la trajectoire restituée.

Cette dernière peut être traduite en terme d'équivalence temporelle, caractéristique de la chaîne de trajectographie.

La meilleure chaîne de sauvegarde est celle qui réalise le minimum de la somme des deux temps : équivalence temporelle aux incertitudes, et temps de réaction de la chaîne de sauvegarde.

Un compromis doit donc être trouvé, à matériel identique, entre la précision et le temps de réaction, car l'amélioration de la précision se fait bien souvent au détriment de la fraicheur de l'information; en effet, elle est d'autant meilleure que les filtres de traitement ont une bonne connaissance de l'avenir par rapport à la date de restitution.

4. CONCLUSION

La méthode exposée comporte tout de même des imperfections. Elle suppose la connaissance parfaite des phénomènes et des comportements du missile, ce qui est évidemment impossible.

L'introduction de méthodes probabilistes quantifiées au lieu d'être sous-jacentes, permettrait vraissemblablement de réduire le facteur majorant nécessairement encore important avec des méthodes de type déterministes.

Néanmoins, cette nouvelle philosophie a permis d'effectuer des tirs de certains missiles, ce qui aurait été impossible par l'application du principe du *Point d'Impact Extrapolé*.

LA SAUVEGARDE AU CENTRE SPATIAL GUYANAIS

Henri BACCINI, Didier GASTON, Inès GAUDEL

RESUME

La stricte application de la réglementation sur la sécurité du travail et la protection de l'environnement est souvent insuffisante ou difficile à réaliser sur une base spatiale. En conséquence un Règlement de Sauvegarde complète l'existant, et un Service Sauvegarde chargé de son élaboration, assure sa prise en compte sur la base de lancement Ariane. Les risques présentés par la base sont principalement liés à la manipulation de produits dangereux, et aux défaillances du lanceur en vol après le décollage. Durant une campagne de lancement, une phase des plus dangereuses est la chronologie de lancement. La mise au point de la chronologie avant le décollage montrent les différentes facettes de la "sauvegarde" : l'organisation des opérations à risque, leur coordination en temps réel, et leur suivi permanent. L'autre phase de la chronologie, particulièrement dangereuse, est celle du vol du véhicule spatial, au cours duquel il est nécessaire de connaître et maîtriser les nuisances potentielles.

Mots clé : base de lancement, sauvegarde, chronologie de lancement, Ariane.

1. GENERALITES

1.1 Les installations

La base de lancement Ariane comprend principalement les sites suivants :

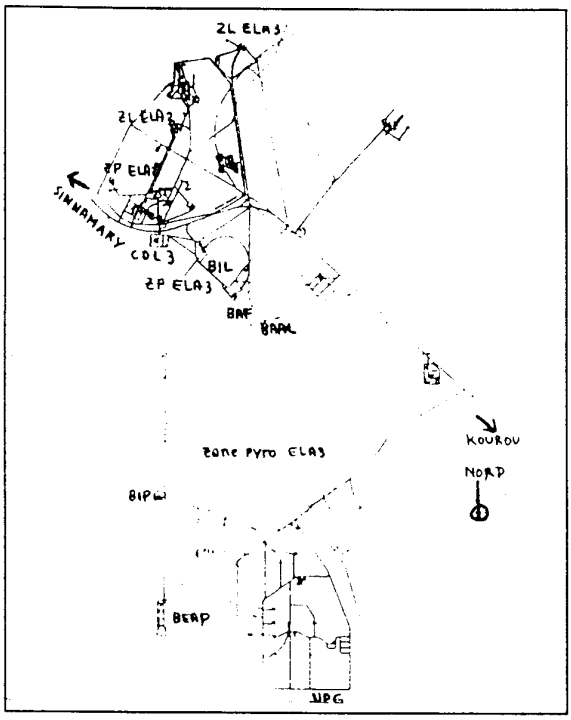
- Le Centre Spatial Guyanais (CSG) exploité par le CNES qui met en oeuvre les moyens (hors ELA) nécessaires à un lancement.
- L'Ensemble de Lancement Ariane n° 2 (ELA 2) ou sont effectués la préparation et le lancement des véhicules Ariane IV. L'ELA 2 est exploité par Arianespace.
- L'Ensemble de Préparation des Charges Utiles (EPCU) pour le montage des satellites, exploité par le CSG.
- L'Usine à Poudre de Guyane (UPG) qui fabriquera les propulseurs d'Ariane V, exploitée par la Société Franco Italienne REGULUS.
- Les moyens sol Ariane V comprenant :
  - . Le Bâtiment d'Intégration des Propulseurs (BIP),
  - . Le Banc d'Essais des Accélérateurs à poudre Ariane V (BEAP),
  - . Les zones avant et de préparation Ariane V (ELA 3).

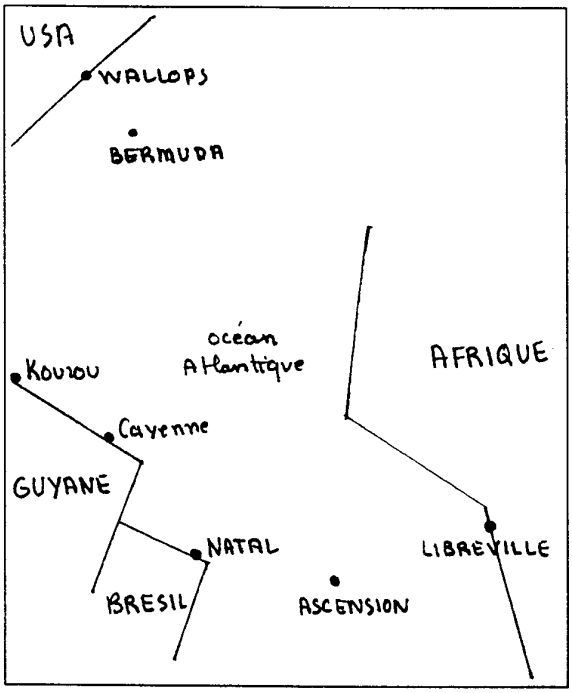
Par ailleurs, pour les lancements, des sites extérieurs sont activés pour suivre la progression du véhicule durant son vol propulsé : ce sont les stations aval de poursuite radar, télémesure, télécommande.

1.2 Les dangers

Les principales sources de danger rencontrées en permanence sur la base de lancement sont :

- Les liquides propulsifs (ergols) : dérivés d'hydrazine, péroxyde d'azote, ..., toxiques et certains inflammables,
- Les solides propulsifs (propergols) : propulseurs Ariane IV, propulseurs Ariane V, moteurs satellites...,
- Les liquides cryogéniques (hydrogène et oxygène).





A ces sources de danger s'ajoutent des risques classiques ou spécifiques rencontrés dans d'autres industries (travaux en hauteur, espaces confinés, capacités sous pression, sources radioactives...).

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Les sources de danger, réparties dans des lieux de stockage éloignés les uns des autres, sont, au fur et à mesure du déroulement d'une campagne de préparation à un lancement, rapprochées physiquement lors des différentes phases de mise en oeuvre des satellites et du lanceur, jusqu'à être confinées dans le volume restreint qu'est le lanceur prêt au vol.

Les sources de danger rencontrées pendant le vol sont :

- Les retombées d'éléments consécutives d'un vol nominal ou d'un vol dégradé,
- Les effets d'une explosion (naturelle ou provoquée) : mécaniques, thermiques, chimiques.

Ces dangers sont classés selon leur gravité sur les personnes, les biens et l'environnement.

- **catastrophique** : perte de vie humaine,
- **grave** : blessures graves, dommages importants,
- **significatif** : blessures légères, dommages légers,
- **négligeable** : sans conséquence.

1.3 Organisation de la sécurité

La sécurité liée à la maîtrise des risques issus des activités industrielles et opérationnelles de la base de lancement est appelée "sauvegarde". Elle comporte deux aspects complémentaires et indissociables :

- la sauvegarde au sol qui est l'ensemble des règles de sécurité de travail et leur prolongement dans le cadre particulier des activités exercées sur la base,
- la sauvegarde en vol, suite chronologique du précédent domaine, qui est caractéristique de la protection du sol pendant le vol des véhicules spatiaux.

En raison de la complexité d'une base spatiale, et du manque d'adaptation des textes officiels sur la sécurité du travail et la protection de l'environnement, il a été développé :

- un référentiel d'interprétation et de complément de la réglementation appelé Règlement de Sauvegarde. Le Règlement Sauvegarde contient les objectifs généraux de sauvegarde qui sont l'expression quantitative et qualitative du niveau de sûreté exigé pour l'ensemble des activités sur la Base de Lancement.
- un Service "Sauvegarde" veillant à l'élaboration et à la prise en compte de ce Règlement.

Une hiérarchie a été établie pour les objectifs quantitatifs, qui fournissent les probabilités maximales d'occurence, selon chaque type de risque : catastrophique, grave ou significatif, ceci pour le public, les populations survolées, le personnel de la base, les biens.

En ce qui concerne les critères qualitatifs, les critères de panne unique (FS) pour les risques graves et de double panne (FS/FS ou FO/FS) pour les risques catastrophiques sont applicables.

Pour atteindre les objectifs fixés, il est défini un processus de soumission.

La procédure de soumission se décompose en quatre phases qui sont liées aux phases d'avancement du projet :

- **Phase 0** – Ouverture des soumissions : liée aux études de faisabilité et à l'identification des éléments ou systèmes à risque,
- **Phase 1** – Conception : liée à la définition des systèmes,
- **Phase 2** – Réalisation : liée à la réalisation et aux essais des systèmes,
- **Phase 3** – Mise en oeuvre des systèmes au CSG.

Ce processus aboutit à l'agrément formel du Service Sauvegarde de la base pour un projet ou un programme. Ces termes étant pris dans leur sens le plus large : installations sol, lanceur, procédures, trajectoires de vol, charges utiles, etc.

1.4 Campagne de Lancement

Une campagne de lancement comprend une phase de préparation (étude de fiabilité et développement) et une phase de réalisation (préparation finale).

Durant toutes ces phases, le Service Sauvegarde intervient et participe aux opérations à risque, à différents niveaux, dans le cadre des soumissions.

Une démarche sécuritaire a été mise sur pied pour atteindre les objectifs de sécurité.

Elle comprend plusieurs volets :

- **Prévoir**, c'est-à-dire :
  . étudier les risques,
  . étudier les mesures en réduction de risque,
  . identifier les points critiques,
  . étudier les situations dégradées.
- **Contrôler**, c'est-à-dire :
  . vérifier la conformité du système et du déroulement des opérations,
  . gérer les points critiques.
- **Intervenir**, c'est-à-dire :
  . mettre en oeuvre les moyens de prévention,
  . mettre en oeuvre les dispositions permettant de limiter les conséquences d'un incident.

1.4.1 Organisation des opérations

Une analyse de chaque opération est réalisée et selon les risques présentés, des moyens de protection, d'intervention et de secours sont associés :

- le Service Sûreté-Protection : assure une surveillance des accès et de la circulation sur la base,
- Le Service de Protection Incendie : assure la surveillance des alarmes incendie et toxicité, et effectue les interventions de secours en cas de nécessité,
- le Centre Médico Chirurgical de Kourou : est mis en alerte par le Service Sauvegarde afin d'assurer les premiers soins, éventuellement l'hospitalisation ou l'évacuation sanitaire en cas d'accident,
- la Météorologie : assure la prévision et le suivi de l'évolution des conditions atmosphériques.

Par ailleurs des moyens individuels de protection sont fournis.

Une opération classée à risque ne peut débuter qu'après avoir obtenu l'accord du Service Sauvegarde. Il vérifie avant de délivrer cette autorisation que les conditions requises, spécifiées pour l'environnement normal, sont remplies, puis suit l'opération. Par ailleurs, le Service Sauvegarde exerce une coordination grâce au Bureau de Coordination Sauvegarde qui gère en temps réel les moyens communs des divers sites de la base, et contrôle la compatibilité des opérations se déroulant sur plusieurs sites. Le Bureau de Coordination Sauvegarde tient à jour l'état des systèmes dangereux de la base (stockages de matières dangereuses...).

1.4.2 Validation des moyens techniques et humains et des procédures pour les opérations à risque

Des exercices réguliers en situation nominale ou dégradée, préparés en association avec le service Qualité, permettent de s'assurer de la fiabilité et de la disponibilité des moyens techniques et humains, et de la validité des procédures.

α) Pour maîtriser la sauvegarde en vol, des exercices spécifiques sur le matériel opérationnel donnent aux opérateurs l'occasion de s'entraîner à des lancements nominaux et de simuler des lancements dégradés dans des conditions réalistes.

β) Pour assurer la sauvegarde au sol, le personnel et le matériel participent aux exercices prévus dans la campagne (Répétition de Chronologie Lanceur, ...)

τ) Pour anticiper d'éventuels accidents majeurs, des exercices d'entraînement aux plans d'urgence permettent à tous (depuis le Directeur jusqu'aux Secours Médicaux) de se familiariser avec leurs rôles en cas de crise.

Deux plans principaux d'urgence ont été développés :

- **PLAN D'OPERATION INTERNE (P.O.I.)**

  Il définit l'organisation, les méthodes d'intervention et les moyens nécessaires à mettre en oeuvre, en cas d'accident, pour assurer la protection de la base si le sinistre reste à l'intérieur de celle-ci.

- **PLAN PARTICULIER D'INTERVENTION (P.P.I.)**

  Il est déclenché quand le sinistre déborde ou va déborder des limites de la base. Il est mis en oeuvre sous la responsabilité de l'autorité administrative du Département de Guyane, avec l'assistance technique de la base.

2. LA CHRONOLOGIE DU LANCEMENT

2.1 Introduction

La chronologie de lancement, en fin de campagne, comprend les opérations qui conduisent à la mise en oeuvre finale du lanceur. Elle se déroule sur 2 jours (appelés J-1 et Jϕ) :

- Jour J-1 : début de remplissage du lanceur et de mise en configuration du lanceur pour le vol.

- Jour Jϕ : fin des remplissages et de la mise en configuration de vol du lanceur, et mise en place des moyens de la base.

Lors de la chronologie négative, après avoir regroupé des quantités importantes de produits dangereux et souvent incompatibles, il est procédé à la suppression progressive des barrières de sécurité conduisant à une augmentation de la probabilité d'accident.

Après la mise à feu, pendant la chronologie positive, le déplacement du lanceur dans l'espace constitue une source de nuisance potentielle jusqu'à la mise en orbite de la charge utile.

Durant ces étapes de la chronologie, les différents moyens de sauvegarde sont mis en oeuvre.

2.2 Moyens sauvegarde activés

Dispositifs assurant la sauvegarde au sol

Afin d'assurer une action efficace, des pupitres sauvegarde sont installés pour exercer une surveillance décentralisée sur certains sites. Ils sont activés pour les opérations à risque.
Sur ces pupitres sont regroupés les moyens de supervision et notamment :

- les moyens vidéo de surveillance,

- les moyens de communication pour conserver la liaison avec l'équipe d'opérateurs et pour assurer le recueil et la diffusion d'informations ou d'alertes, en liaison avec le Bureau de Coordination Sauvegarde,

- les visualisations d'état des éléments à risque des circuits,

- les interceptions à la disposition du Service Sauvegarde.

Dispositifs assurant la sauvegarde en vol

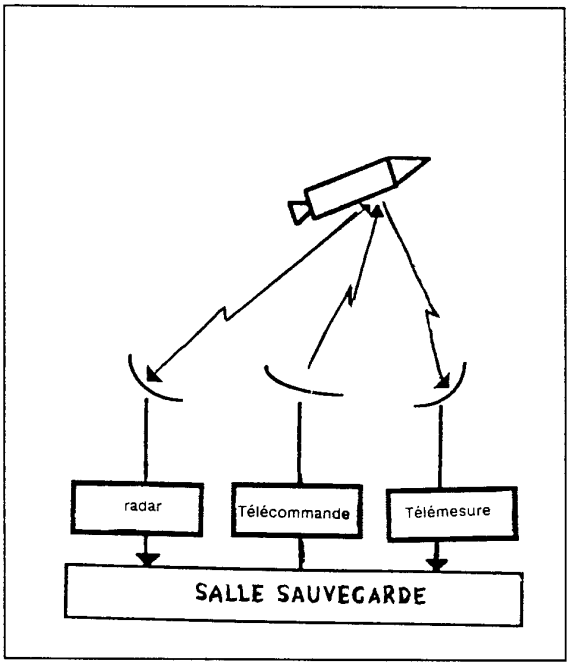
Un ensemble de pupitres regroupés dans une salle sauvegarde permet l'activation des moyens sol et bord commandant les dispositifs d'intervention sur le lanceur, et l'utilisation des équipements de localisation :

Ce sont :

- au sol, des chaînes de télécommande,
  des senseurs et des calculateurs,
  des moyens de visualisation,

- à bord, des équipements de réception,
  des chaînes pyrotechniques de sauvegarde.

Le dialogue Sauvegarde Vol-lanceur peut être schématisé comme suit



Moyens pour les situations d'urgence

Compte tenu des risques potentiels présentés par la chronologie, des dispositions particulières sont mises en oeuvre pour protéger le public, le personnel de la base, les biens et l'environnement. Elles visent à limiter les conséquences de l'accident d'une part, et d'autre part à diffuser l'alerte aux Services de Secours de la base ou du Département, et aux Pouvoirs Publics.

Pour atteindre cet objectif, une cellule de crise est définie dès le début de chronologie. Activée en cas d'accident, elle regroupe les différents responsables des moyens de coordination et des moyens d'intervention.

2.3 La chronologie négative

Outre le suivi des opérations de préparation finale, à Jϕ avant le lancement, des tests complets du dispositif d'intervention en vol sont effectués le plus tard possible.

2.3.1 Suivi des opérations et préparation du lancement

Limitation des expositions du personnel

A partir des études de sécurité et des soumissions, une stratégie d'exposition du personnel est définie afin d'autoriser, de limiter ou d'interdire, en fonction du niveau du risque, la présence de personnel dans les zones de danger.

Dans tous les cas, le personnel admis à l'intérieur de la zone de danger d'une opération à risque est limité au strict nécessaire pour exécuter cette opération. Le nombre maximum d'opérateurs et leurs fonctions figurent dans la procédure de l'opération à risque.

Pendant toute la chronologie, le personnel du Service Sauvegarde veille à ce que la stratégie définie (nombre, repli, déplacement) soit appliquée par tous les opérateurs. Il reçoit en temps réel toutes les informations relatives au personnel opérationnel qui sera présent pendant le lancement.

L'autorisation de lancement est subordonnée à l'acquisition de comptes-rendus conformes à la prévision.

Suppression des barrières de sécurité

Les circuits ou systèmes classés à risque peuvent être activés intempestivement soit par défaillance matérielle, soit par erreur humaine. Dans le but d'y remédier, des barrières ou interceptions sont introduites, dont le nombre minimal dépend de la gravité de l'événement redouté : deux barrières pour un événement à conséquence catastrophique et une pour un événement à conséquence grave.

Pour atteindre les objectifs sauvegarde fixés, ces barrières doivent être retirées le plus tard possible lors de la séquence de préparation du lanceur.

Protection des espaces aériens, maritimes et terrestres

Pour maîtriser les risques occasionnés par le lanceur dans les différents espaces terrestres, maritimes et aériens, le Service Sauvegarde gère les informations relatives à l'état de ces espaces.

Elle s'assure de l'évacuation des zones proches par le public, diffuse des avis de réservation de zone aux usagers aériens et maritimes, à l'intérieur comme à l'extérieur de la Guyane.

Le Service Sauvegarde constitue enfin un organe de liaison et de coordination entre les différents responsables et les autorités aériennes et maritimes.

2.3.2 Préparation des moyens nécessaires à la sauvegarde en vol

Des contrôles globaux, fonctionnels et opérationnels sont effectués sur les chaînes sauvegarde du lanceur. Ces tests sont réalisés en interface avec les équipements sol (télécommande, localisation, télémesure).

Les contrôles permettent d'obtenir des comptes rendus de bon fonctionnement des chaînes sauvegarde à bord.

L'autorisation de lancement est subordonnée au bon état des moyens nécessaires à la sauvegarde en vol. Elle est conditionnée par leur disponibilité au Ho et en particulier, l'assurance du respect des objectifs qualitatifs.

Un dispositif automatique de contrôle des configurations ou reconfigurations après panne, et la synthèse des comptes rendus des différents moyens activés pour la sauvegarde (localisation, télécommande...), fournissent les garanties nécessaires.

2.4 La chronologie positive

Après le décollage, le domaine couvert par la Sauvegarde est relatif à tout le vol propulsé jusqu'à l'injection en orbite, y compris la retombée d'éléments.

2.4.1 Maîtrise du risque pendant le vol

Les nuisances présentées au sol pendant le vol sont de deux types :

- les impacts d'éléments ou de débris,
- la pollution due à la toxicité.

Ces nuisances proviennent de la retombée au sol du lanceur ou de son explosion en vol.

La maîtrise de ces risques est obtenue par un ensemble d'actions préalables et d'actions temps réel.

Les actions préalables permettent la visualisation pendant le vol des informations prévisionnelles et l'affichage des limites Sauvegarde.

Les actions temps réel peuvent conduire à des interventions sur le lanceur.

2.4.2 Actions préalables

Le travail du Service Sauvegarde pendant la campagne est d'accepter ou non la prévision de vol, puis de préparer la cartographie qui sera utilisée pendant le vol.

- Des soumissions Sauvegarde sont ainsi effectuées sur les trajectoires, sur les retombées nominales ou non nominales, sur les zones habitées survolées ; les soumissions portent également sur les matériels bord et sol participant à la mission Sauvegarde.

- Des calculs sont effectués à partir de la limite admissible de nuisance. Cette limite a abouti en particulier à un partage des zones proches en deux parties :

  . la zone protégée, constituée des parties terrestres, maritimes et aériennes définies en particulier par leur densité de population,

  . la zone non protégée, complément de la zone protégée, comprenant des zones maritimes, et dans laquelle peut être présent du personnel opérationnel.

Les calculs aboutissent à la création de limites sauvegarde, issues de la limite de nuisance, qui permettent de prendre en compte les distances de sécurité intégrant les différents délais induits par l'intervention, la réaction humaine, les calculs temps réel, l'affichage,

Enfin, les vérifications et contrôles effectués en chronologie négative constituent l'aboutissement des actions préalables.

2.4.3 Actions temps réel

En temps réel, la maîtrise des risques nécessite que le Service Sauvegarde puisse :

- apprécier à tout instant le caractère dangereux présenté par le véhicule en vol,
- intervenir à tout instant pour neutraliser le véhicule.

Pour accomplir ces tâches, les moyens mis à disposition fournissent :

- des informations temps réel de localisation du lanceur,
- des informations bord relatives au fonctionnement du lanceur (par retour télémesure).

Ces deux types d'informations présentent un caractère sûr, avec le rafraîchissement et la précision de restitution compatibles avec l'objectif à tenir. Ils permettent au Responsable Sauvegarde Vol, si nécessaire, d'intervenir sur le lanceur par l'envoi des divers ordres et séquences de télécommande.

Le retour télémesure fournit les comptes rendus d'exécution à bord correspondants.

2.4.4 Principes d'intervention en vol

Les fonctions à accomplir en vol sont les suivantes :

- maîtriser les impacts en provoquant l'arrêt de la poussée ou l'inhibition de l'allumage,
- maîtriser la pollution en provoquant la vidange des réservoirs en altitude et en empêchant la formation d'épaves flottantes en mer.

Ces deux fonctions sont à accomplir en évitant les phénomènes de détonation.

Les principes d'intervention sont fondés sur le déroulement des étapes suivantes :

- utilisation des informations restituées,
- comparaison avec les limites sauvegarde et la prévision du vol,
- diagnostic de danger,
- application des procédures d'intervention.

Les interventions possibles sur le lanceur aboutissent à :

- soit l'arrêt mission et neutralisation du lanceur,
- soit la poursuite mission et protection du lanceur.

Les interventions sont soit déclenchées par la télécommande sol, soit déclenchées automatiquement par le bord lui-même.

Les ordres possibles sont les suivants :

. **La neutralisation commandée :**
Une télécommande du sol provoque l'exécution de cet ordre.

. **La neutralisation automatique instantanée :**
Un dispositif automatique embarqué commande instantanément l'exécution de cet ordre de neutralisation de tous les étages, lorsqu'une séparation non nominale ou une rupture d'étage survient.

. **La neutralisation automatique retardée :**
Un dispositif automatique embarqué commande l'exécution de cet ordre avec un retard spécifié, pour neutraliser un étage après séparation nominale, sans induire de risque sur les étages supérieurs.

. **L'inhibition du dispositif bord de réception de la télécommande :**
Une télécommande du sol provoque l'exécution de cet ordre. Le dispositif de réception à bord doit être inhibé lorsque la mission de sauvegarde n'a plus lieu d'être.

3. LES ORIENTATIONS FUTURES

L'expérience acquise depuis le début des lancements Ariane sur la base, et l'évaluation permanente de la performance des systèmes utilisés et de la fiabilité opérationnelle, associée à des améliorations des connaissances théoriques sur les situations accidentelles, permettent de :

- proposer des modifications technologiques dans la conception des circuits dangereux,
- définir des outils de prévision travaillant en temps réel.

La tache d'impact

A l'heure actuelle, les critères d'intervention en vol sont basés sur :

- le calcul d'un impact unique pour tout le lanceur, en temps réel,
- le calcul de limites Sauvegarde pré-définies, avec des marges forfaitaires calculées à priori et adaptées à l'impact défini ci-dessus.

A terme, la base de lancement Ariane va se doter d'un système de calcul temps réel qui travaillera en tache d'impact.

La tache d'impact est l'enveloppe des impacts de tous les fragments générés lors de l'explosion intempestive du lanceur, si elle avait lieu au temps considéré, ou générée par un ordre de télécommande. Cette tache est déjà utilisée lors de la préparation de la cartographie.

Elle sera calculée en temps réel de la manière la plus réaliste possible, et prendra en compte la cinématique du lanceur, les bilans propulsifs et massiques et les conditions atmosphériques.

Aide à la décision

Un autre outil prévisionnel temps réel définira les zones de danger caractéristiques de toute situation accidentelle possible sur les circuits et installations dangereux de la base. L'optimisation des moyens de protection et de limitation du sinistre sera possible avec le système d'aide à la décision.

Barrière de sécurité

Enfin un exemple de choix technologique, développé sur les futurs lanceurs ARIANE V, permettant d'améliorer la maîtrise des risques, est l'utilisation de boîtiers d'armement motorisé sur les chaînes pyrotechniques. Grâce à ce type de boîtier, il sera possible d'avoir, jusqu'aux derniers instants avant le lancement des barrières mécaniques sur les lignes pyrotechniques, en plus des interceptions électriques. Cette combinaison de barrières sans mode commun abaisse nettement la probabilité d'amorçage accidentel.

La maîtrise des risques spécifiques liés aux opérations de mise en oeuvre de lanceurs et véhicules spatiaux, nécessite la mise en oeuvre de structures de sécurité particulières. Après avoir privilégié la composante protection, la maîtrise des risques, dans les années à venir, sera axée sur la base de Kourou sur l'aspect prévention.

EXPLOSION DU LANCEUR DETERMINATION DE LA TACHE D'IMPACT PROBABILITE D'IMPACT

M. Rouzé F. Desclaux
Centre National d'Etudes Spatiales - 18, Avenue Edouard-Belin
31055 Toulouse Cedex-FRANCE

RESUME

L'utilisation actuelle de propergols (liquides ou solides) en grande quantité demande une connaissance réaliste des dangers de leur utilisation, du potentiel explosif et des conséquences sur l'environnement en cas d'explosion de ces propergols (ondes de souffle, radiations thermiques...).
La précision sur ces dangers est particulièrement importante pour d'une part assurer la sécurité des astronautes (dans le cas ARIANE V) en cas de mauvais fonctionnement du Lanceur, et d'autre part faciliter la protection des installations au sol, ou la sauvegarde des territoires survolés.

Depuis 1986, le C.N.E.S. (Centre National d'Etudes Spatiales) a accéléré son programme d'études sur les conséquences de l'explosion accidentelle ou volontaire d'un Lanceur. Le but ultime de ces études était bien sûr la fourniture de données utiles pour la détermination de zones de danger (en temps réel) ou le dimensionnement de systèmes (sièges éjectables par exemple).

Notre propos est de décrire, en cas d'explosion du lanceur, les méthodes permettant d'une part, la détermination de la zone de retombée des fragments au sol, et d'autre part la probabilité d'impact sur une cible (sièges éjectables par exemple).

-I- INTRODUCTION

De nombreuses études expérimentales ont été menées (par les Américains notamment au début des années 60) afin d'obtenir des données permettant d'avoir une bonne connaissance des phénomènes survenant au moment d'une explosion de propergols liquides (cryogéniques ou hypergoliques), ou de propulseurs à propergols solides. L'objectif de ces campagnes d'essais était l'évaluation des caractéristiques des explosions, c'est à dire la détermination des pics de surpression, des vitesses des chocs, l'évolution de la boule de feu engendrée, avec sa température et une estimation des radiations émises.
Sur la base de ces premiers résultats, et les utilisant le cas échéant pour la validation de nos modèles, nous avons développé diverses méthodes et logiciels permettant une meilleure détermination des zones de danger (au sol) ou le dimensionnement de systèmes (sièges éjectables par exemple).

-II- L'EXPLOSION DU LANCEUR

-II-1- Les ergols.

La propulsion de véhicules spatiaux tels ARIANE fait appel à des moteurs à propulsion chimique. La force propulsive d'une telle fusée est obtenue par injection à grande vitesse d'une partie de sa masse dans une direction déterminée. Cette masse de gaz est en fait le résultat d'une réaction chimique très exothermique de deux ergols, un combustible et un comburant.
Dans le cas des propergols liquides, ces ergols sont séparés et sont :

-UH25 + N2O4 , ergols stockables à températures ambiante (Péroxyde d'azote et mélange de diméthyl hydrazine dissymétrique et hydrate d'hydrazine dans les proportions).

-LO2 + LH2 , ergols cryogéniques (LO2 est stocké à 90K et LH2 à 20K).

Pour les Propergols solides, ils sont mélangés et brûlent dès qu'il y a inflammation. Il s'agira pour ARIANE d'un mélange de Perchlorate d'Aluminium, d'aluminium et d'oxyde de Fer.

Les réactions chimiques des propergols sont normalement la combustion ou la déflagration "contrôlée" ; mais il peut arriver, "volontairement" (destruction du lanceur), ou accidentellement (surpression, surchauffe interne...) que cette réaction dégénère en explosion.

-Les propergols UH25/N2O4 :
Ces propergols sont dits hypergoliques car une réaction chimique a lieu spontanément par contact des ergols. Si nous regardons la combustion du propergol UH25/N2O4 , propergol hypergolique, celle-ci passe par différentes étapes chimiques intermédiaires ; si on regarde quel pourrait être ce cheminement de réactions, nous aboutissons à six composés potentiellement explosifs (presque tous en XXX-NO2, où XXX est une molécule). Mais dans une combustion UH25/ N2O4 bien organisée, ces produits doivent se former mais avec une durée de vie très brève (ref. 27).
Mais il est possible qu'une déviation du mélange comburant/combustible par exemple favorise la stabilité de certaines espèces chimiques et qu'ainsi localement, nous rencontrions un explosif (dans un moteur, voisinage de réservoirs...) qui ainsi provoque une explosion...

-Les propergols cryogéniques :

Pour qu'une réaction chimique se produise lors du mélange de ces ergols, il faut un apport extérieur d'énergie. Cependant, il est établi que lorsque ces ergols liquides sont mélangés, il y a une masse appelée "Masse Critique", où l'explosion est possible à 100%. Ceci est connu comme le phénomène d' "auto-ignition" des ergols liquides (ref. 6, 15, 26).

-II-2- Explosion des réservoirs liquides Détonation ou Déflagration ?

Un paramètre important dans la détermination des effets d'une explosion de propergols liquides est la connaissance du mode de réaction des ergols. Cette définition du mode de combustion est importante et nécessaire à cause des effets

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

très différents résultant d'une détonation ou d'une déflagration. Une détonation est normalement caractérisée par une libération d'énergie extrêmement rapide résultant des très fortes pressions des gaz de combustion, et a donc de sévères conséquences pour les structures à proximité de l'explosion. Une déflagration, au contraire, produit des pressions beaucoup moins importantes mais libère plus d'énergie sous forme thermique.
Les critères suivants peuvent d'autre part fournir des renseignements pour interpréter les campagnes d'essais.

-1- Les vitesses du front de flamme (front de réaction) étant très différentes pour les deux modes d'explosion, les vitesses initiales de grossissement du rayon de la boule de feu (produit de combustion des ergols n'ayant pas participé à l'explosion initiale) s'échelonneront entre 1500 m/s et 9200 m/s pour une détonation.pour ensuite se ralentir de façon importante.

-2- Les maximums de pression dans la boule de feu fournissent une autre méthode. Pour les explosifs "classiques", on remarque de très fortes pressions près de la source de l'explosion (et du souffle), puis une rapide décroissance de cette pression en fonction de la distance à la source. Une déflagration, par contre fournira des pressions initiales plus faibles, mais de décroissance plus faible.

-3- Une autre mesure qualitative pour déterminer le mode de réaction des ergols est le pouvoir destructeur des deux types d'explosion. Une forte onde de choc provoquée par une détonation, aura tendance à briser et écraser les structures rencontrées. Ainsi les éléments d'un réservoir...etc...seront fortement fragmentés. Pour une déflagration, la fragmentation sera moindre.

Si nous utilisons maintenant les trois critères cités précédemment pour déterminer le mode de réaction des différents ergols embarqués par le Lanceur, et au vu des résultats expérimentaux ainsi que divers accidents, nous remarquons que le comportement des paramètres caractéristiques d'une explosion ressemble beaucoup à ceux observés pour une déflagration, concernant les propergols hypergoliques. Les véhicules observés après explosion montraient relativement peu de dommages, ce qui est conforme à ce qui est attendu pour une déflagration ; la boule de feu grossissait de façon continue. Enfin des essais en laboratoires n'ont réussi à mettre en évidence la détonation comme mode de réaction que pour des réactions du types N_2O_4/A50 (Aérozine 50), et pour des essais effectués dans des récipients ouverts ; dans les autres cas, il y avait eu inflammation brutale, mais sans détonation. Cependant, il semble, que la détonation pourrait se produire avec une initiation convenable de la réaction chimique et certaines conditions de confinement ; pour l'estimation des dommages nous avons fait l'hypothèse d'une combustion a volume constant.
Pour les propergols cryogéniques, les deux phénomènes de réaction ont été observés ; le mode de réaction le plus dimensionnant pour l'estimation des phénomènes connexes à l'explosion sera ainsi la détonation .
Ces conditions initiales et une loi de comportement des gaz de détonation en détente isentropique nous permettent alors d'estimer la vitesse initiale de tout fragment du corps central du Lanceur.

-III- ENERGIE LIBEREE

Une des propriétés qui caractérise et détermine le comportement d'une explosion, est la distribution de l'énergie dans le système Lanceur-Atmosphère, et son évolution dans le temps.

-III-1- L'équivalent T.N.T.

Un effet de l'explosion qui peut facilement être observé et mesuré est le souffle de l'explosion. L'importance de cette énergie dépend bien sûr de la nature de l'explosion. Cependant, il est possible de distinguer trois régions importantes autour de la source de l'explosion.
La première est le voisinage immédiat de cette source. Les pressions sont si intenses que la pression externe peut être négligée. Cette zone proche d'une explosion est la région dans laquelle les propriétés chimiques de l'"explosif" ont le plus d'influence (sur les paramètres de l'onde de choc dans l'atmosphère...).
Cette région est suivie par une zone intermédiaire dans laquelle le souffle est suffisamment important pour causer des dommages importants à des installations voisines de l'explosion.
Dans une troisième zone, la structure du souffle, en forme de "N", n'est pas affectée par l'écoulement amont. Dans cette zone lointaine de l'explosion , l'énergie de l'explosion (énergie libérée sous forme de souffle) est le seul paramètre d'influence.
Les expériences sur les explosions de propergols ont montré que pour les zones intermédiaires et lointaines, les caractéristiques du souffle sont celles observées et prédites pour le souffle d'une explosion référence qui est celle du T.N.T.. Introduisons donc pour un propergol de poids W_P, l'"équivalent T.N.T." Y défini par :

$$Y = 100 \frac{\text{poids équivalent de T.N.T.}}{\text{poids total } W_P \text{ de propergol}}$$

-III-2- Explosion d'un réservoir de propergol hypergolique.

Par définition de ces propergols, l'ignition a lieu spontanément par contact ; il est donc nécessaire d'obtenir un mélange appréciable de ces ergols avant ignition, à moins que le combustible et l'oxydant ne soient lancés violemment l'un contre l'autre. Le paramètre important dans ces conditions est donc le degré de confinement de ces ergols. Pour les propergols hypergoliques (ref. 2, 3), la valeur maximale de Y, pour différents types d'accidents, peut être estimée entre 0.5 (cas d'une destruction commandée) et 5. (ignition par forte explosion).

-III-3- Explosion d'un réservoir L02/LH2 (cryogénique).

Comme ces propergols ne sont pas hypergoliques, un mélange important peut avoir lieu avant ignition. Notons que si ce propergol n'est pas à l'origine de l'explosion, ces ergols peuvent ne pas réagir, le temps d'ignition étant très court. Nous voyons donc que le paramètre important pour la détermination de Y est le temps d'ignition, c'est à dire le temps écoulé entre le début du mélange des ergols et l'ignition. En fait, nous aurons une loi de la forme (ref. 2, 3, 16,17) :

$$Y = Y(W_P)$$

En fait il semble que la valeur moyenne de Y s'établisse à 4.5% et 95% des accidents observés ont un équivalent T.N.T. inférieur à 15%.

-IV- CARACTERISTIQUES DES PRODUITS DE L'EXPLOSION DES ERGOLS D'ARIANE

Nous avons vu que pour le propergol LO2/LH2, la détonation avait été observée, alors que la déflagration était la plus probable pour les ergols UH25/N2O4. Regardons maintenant l'état des produit obtenus.

Pour les ergols cryogéniques, il semble raisonnable de supposer que les caractéristiques des produits de détonation sont ceux obtenus à partir d'une détonation de CHAPMAN-JOUGUET.
Les caractéristiques de ces produits peut être évaluée à (ref. 31):

- Composition des produits de réaction :
  H2O, O2, H2, OH, H, O.
- Vitesse du front de détonation : 5433 m/s.
- Pression de détonation : 40840 Bars.

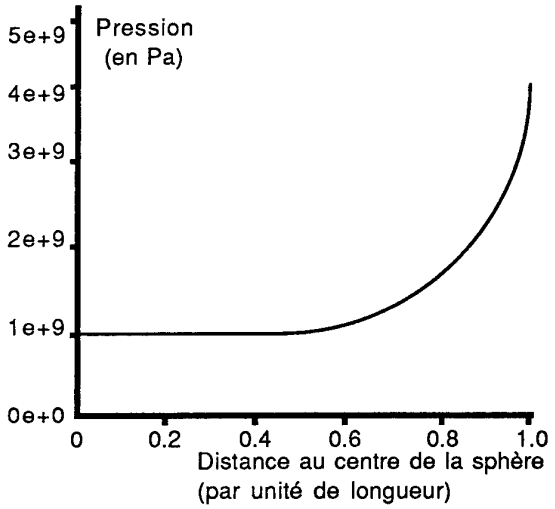


Fig. 1: Pression derrière l'onde de choc. Cas LO2/ LH2
Vitesse de détonation constante

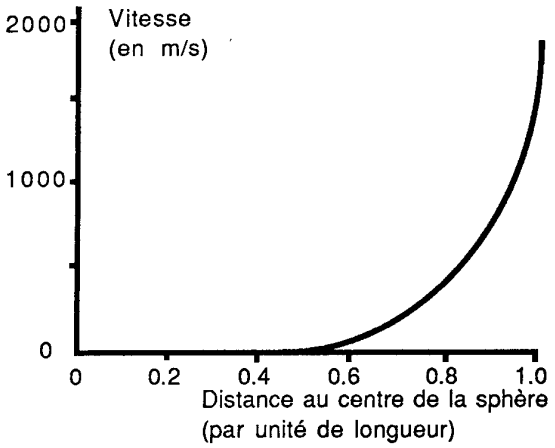


Fig. 2: Vitesse de l'écoulement derrière l'onde de choc

Pour les ergols hypergoliques, nous faisons l'hypothèse que nous obtenons une combustion à volume constant, ce qui donne comme caractéristiques des produits :

- Composition des produits de réaction :
  H2O, CO2, N2, O2, CO, H2, NO, OH, H, N, O, NH3.
- Pression de combustion : 72802 Bars.

-V- LES HYPOTHESES DE CALCUL

-V-1- Les différents centres d'explosion.

Lors de l'explosion du Lanceur, nous supposons que tous les réservoirs explosent. Si nous choisissons à priori un élément du Lanceur dont nous voulons estimer la vitesse d'éjection lors de l'explosion de celui-ci, nous prendrons en compte les centres d'explosion potentiels voisins , ce qui est très dimensionnant (cela signifie une addition vectorielle des vecteurs vitesse). Ainsi :

Cas 1 : si le fragment appartient au corps central du Lanceur, nous prenons en compte les centres (voisins) d'explosion du Lanceur.

Cas 2 : si ce fragment appartient à un propulseur d'appoint liquide (P.A.L.), nous prenons d'abord en compte l'explosion de celui-ci et ensuite les centres (voisins) d'explosion du Lanceur, mais de façon différente (éjection par le souffle).

Cas 3 : si enfin, le fragment appartient à un propulseur d'appoint solide, celui-ci sera considéré comme restant entier et éjecté par le souffle des explosions du corps central voisines dans le cas des Ariane III et IV ; pour Ariane V, l'éclatement par surpression de ses propulseurs d'appoints P230 est modélisé, et le calcul de la vitesse d'éjection de morceaux de ces propulseurs se fait d'une façon analogue à celui effectué dans le cas 1.
Le calcul (estimation) de la vitesse d'éjection d'un fragment peut s'envisager de différentes façons ; nous noterons les approches simples de GURNEY (ref. 21,22) ou utilisant un modèle de dynamique des gaz (ref. 18,24) ; une autre méthode est l'application de codes d'hydrodynamiques (ref. 12,13,28), ce qui est très gourmand en temps de calcul si nous désirons estimer de nombreuses vitesses d'éjection ; une autre encore est de généraliser la méthode développée par TAYLOR-PRICE (ref. 35), BESSEY (ref. 4, 5, 23) , qui utilise la théorie de l'écoulement monodimensionnel des fluides, écoulement contrarié par les fragments ; c'est cette dernière approche que nous avons choisie pour notre premier modèle.

-V-2- Comparaison avec l'éclatement d'une enceinte sous pression.

Les énergies libérées lors d'une explosion sont de deux types, thermiques et mécaniques. Comme nous sommes plutôt intéressés par les effets mécaniques (on peut estimer à 90% la vitesse d'un fragment acquise par détente des produits de réaction), nous allons comparer l'explosion du lanceur à une explosion purement mécanique qu'est celle d'un réservoir sous pression.
Une hypothèse à faire est de positionner le "lieu de l'explosion". Une hypothèse simplificatrice et dimensionnante est de le situer "entre" les réservoirs d'ergols (ce qui revient à supposer que l'explosion est dûe à la rupture de fonds de réservoirs par exemple).
La connaissance de Y permet l'appréciation de l'énergie libérée $E_{libérée}$ compte tenu de la quantité présente de propergol au moment de l'explosion par la formule :

$E_{libérée}$ = Poids W_P de propergol *$E_{spécifique\ TNT}$* Y/100

où $E_{spécifique\ TNT}$ est l'énergie spécifique du T.N.T.(égale à 4.18 10^{+6} Joule/Kg). Comme l'explosion est alors modélisée comme une rupture d'un réservoir sous pression, le "volume" V de ce réservoir est alors calculé par la formule:

$$E_{libérée} = \frac{PV}{\Gamma - 1}$$

où V est le volume des gaz d'explosion, P leur pression et Γ le coefficient isentropique du gaz à la pression P.

-VI- CALCUL DE LA VITESSE D'EJECTION D'UN FRAGMENT

Nous considérons d'abord que le fragment du lanceur dont nous cherchons à évaluer la vitesse d'éjection lors d'une explosion, est propulsé à la même vitesse que son environnement . Cela signifie que lorsque un fragment a été choisi, nous regardons à partir d'un centre d'explosion toutes les structures et la masse de propergol ne réagissant pas qui appartiennent au cône ainsi défini. Nous disons alors que toute cette masse est éjectée à la même vitesse que le fragment choisi du lanceur.

-VI-1- Première estimation de la vitesse initiale d'éjection (corps central ou P.A.L.) : méthode de Taylor-Bessey (ref. 4, 5, 23,35)

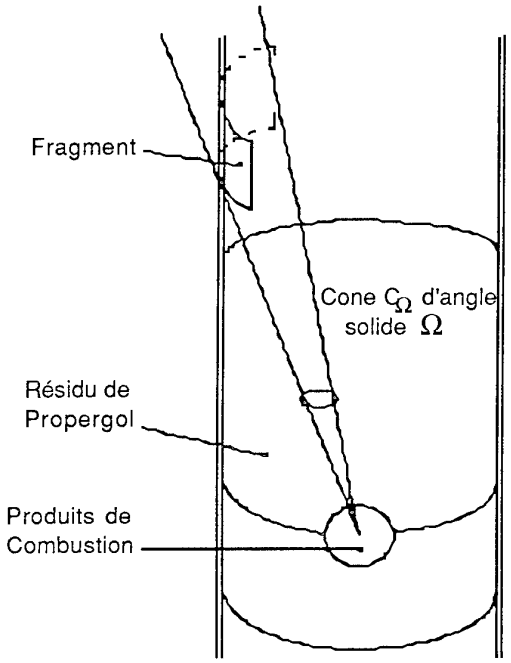


Fig. 3: Cône d'éjection du fragment

L'équation de mouvement d'un groupe de fragments de masse totale M^T_W et de déplacement radial r(t), dans la direction u (u appartenant à un cône C_W de directions probables d'éjection: Figure -3-), ayant comme aire de pression F (projetée sur la sphère de rayon R des produits de combustion) et soumis à la pression P(t) au temps t est donné par (principe fondamental de la mécanique) :

$$(M_\Omega + M^P_\Omega)\frac{d^2r(t)}{dt^2} = F\,P(t)$$

où M_Ω est la masse du fragment vu sous "l'angle solide" Ω et M^P_Ω la masse d'ergol éjectée à la même vitesse que les fragments ($M^T_\Omega = M_\Omega + M^P_\Omega$).

L'équation précédente décrit le mouvement du fragment ; elle est accompagnée par une équation caractérisant l'état des gaz non accélérés, confinés à l'intérieur des fragments. L'équation utilisée ici (et servant aussi à la détermination des produits de combustion) est l'équation d'état semi-empirique H9 (ref. 20, 31), fondée sur des considérations intermoléculaires et ajustée sur des valeurs expérimentales :

$$\sigma\,(v_0(t), T_0(t), X_i) = \frac{P_0(t)\,v_0(t)}{n\,R\,T_0(t)}$$

où $P_0(t)$ est la pression, $v_0(t)$ le volume spécifique, $T_0(t)$ la température des produits de combustion confinés dans le volume délimité par le cône C_W d'angle solide W au temps t ; n est le nombre de moles, R la constante des gaz parfaits, et X_i le nombre de moles du composé i du mélange gazeux.

L'évolution de la masse de gaz confiné dans la sphère de rayon r(t) est donnée par :

$$\frac{dm_0(t)}{dt} = -k\,r_*(t)\;a_*(t)\;S_e(t)$$

r_* et a_* sont respectivement les densité et vitesse critiques du gaz lorsque celui-ci s'échappe à travers les fragments du lanceur ; k est un coefficient de fuite et $m_0(t)$ la masse des gaz restant dans le cône C_W . Le volume des gaz confinés au temps t est alors :

$$V_0\,(t) = W/3\;r^3(t)$$

et la surface S_e par laquelle s'échappent les gaz est :

$$S_e(t) = W\,(r^2(t) - R^2)$$

A part une fraction négligeable, tous les gaz d'explosion sont supposés ne pas être accélérés ; seuls les gaz, de masse supposée négligeable, immédiatement adjacents aux fragments sont accélérés à la même vitesse que les fragments; ceci a comme effet de limiter la pression statique que le gaz en mouvement peut exercer sur les fragments.

La valeur de P(t), pression réellement exercée sur le fragment est obtenue par utilisation de l'équation d'écoulement mono-dimensionnelle de conservation de l'énergie (équation de conservation de l'énergie). Nous avons donc à résoudre un système algébrique différentiel. Les conditions initiales sont fournies par la pression de réaction des propergols et la quantité réagissante.

-VI-2- Deuxième estimation de la vitesse initiale d'éjection d'un fragment (corps central ou P.A.L.).

La seconde technique pour estimer la vitesse d'éjection est basée sur l'étude du couplage fragment solide - gaz de combustion (ref. 12,13,28). Ce modèle consiste à résoudre les équations de la dynamique des gaz (équations d'Euler) sur un domaine contrarié par le mouvement du fragment. Le principe de cette méthode est le suivant :

- discrétisation du domaine de calcul,
- résolution des équations aux dérivées partielles (méthode de Harten ref. 9,19,29);(le fragment est considéré comme un réflecteur en translation),
- calcul des forces de pression sur le fragment,
- calcul accélération du fragment dûe à la pression,
- calcul du mouvement du fragment,
- adaptation du maillage,

- corrections des caractéristiques du gaz au niveau du fragment (énergie...).

-VI-3- Eclatement du propulseur d'appoint P230.

Les techniques de calcul sont identiques à celles décrites précédemment. Les modèles sont ici "cylindriques", et non plus "sphériques".

-VII- PRISE EN COMPTE DU SOUFFLE DE L'EXPLOSION

Nous avons regardé précédemment quelle pouvait être la vitesse imprimée à un fragment, en "contact" direct avec l'explosion. Nous avons pour cela étudié la détente dans l'atmosphère de réservoirs sous hautes pression (ref. 1) . Nous regardons maintenant quelle serait la vitesse si le fragment était éjecté par le souffle d'une explosion, ce cas se produisant pour les éléments d'un propulseur d'appoint par exemple.

-VII-1- Premier modèle.

On peut montrer que la vitesse d'un fragment soufflé par une explosion peut se mettre sous la forme :

$$V = V(C_D, A, M, P_0, P_s, T, b)$$

$$V = C_D \frac{A}{M} \frac{1}{\gamma - 1} \frac{P_s^2}{\frac{2\gamma}{\gamma-1} P_0 + P_s} \int_0^T \left(1 - \frac{t}{T}\right)^2 e^{-\frac{2bt}{T}} dt$$

où P_s est le pic de surpression à la distance initiale D du fragment, P_0 la pression ambiante, C_D le coefficient de traînée de l'objet, A la surface moyenne présentée au souffle (voir par ailleurs), M la masse du fragment, T la durée de surpression ; b est appelé paramètre de forme (d'onde).
Une bonne approximation de l'évolution de la pression statique à une distance donnée du centre de l'explosion, est celle employée par FRIELANDER (ref. 2, 3) pour le T.N.T. qui s'écrit :

$$p(t) - p_0 = P_s \left(1 - \frac{t}{T}\right) e^{\frac{-bt}{T}} = P_s F(t)$$

b (paramètre d'onde) est alors estimé par résolution des équations de la dynamique des gaz (en sphérique) (Fig -4-), avec comme conditions initiales les caractéristiques de détonation (voir les Figures -1- et -2-)

-VII-2- Deuxième modèle.

Nous avons utilisé un deuxième modèle, non basé sur l'approximation de FRIELANDER, et susceptible d'être plus précis en zone intermédiaire, c'est à dire à une distance du type corps central- propulseur d'appoint (ref. 10).
Les équations d'Euler (en sphérique) donnent $V_g(r,t)$ et $\rho_g(r,t)$ (vitesse et masse volumique du gaz). Ensuite l'équation aérodynamique suivante est intégrée:

$$V°_f(r,t) = \rho(r,t)\, A\, C_D \frac{(V_g(r,t) - V_f(r,t))^2}{2M}$$

La vitesse s'exprime sous nos hypothèses en fonction de trois paramètres:

$$V_f(r) = F\left(\frac{A C_d}{M E_{tot}^{1/3}}, \frac{r}{r_0}, V_0\right)$$

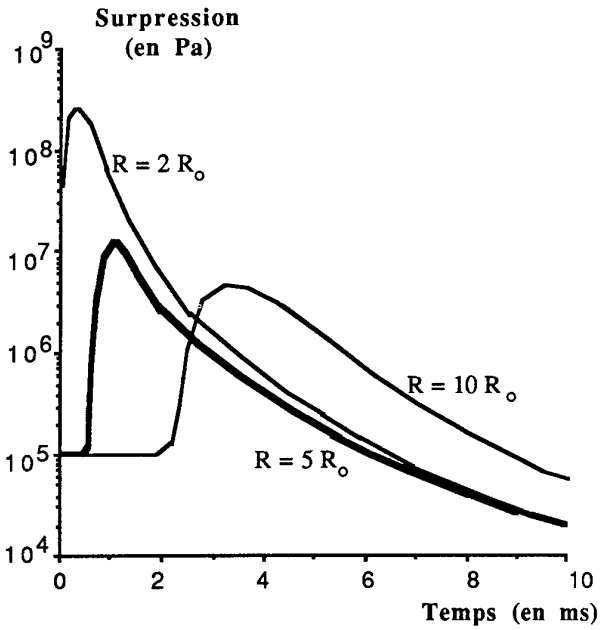


Fig. 4: Surpression dûe au souffle

-VIII- LA RETOMBEE BALISTIQUE

Après avoir estimé les vitesses d'éjection de fragments (choisis arbitrairement) d'un lanceur, il faut calculer leur trajectoire balistique de retombée, ce qui est quasi-impossible si on considère la très grande instabilité aérodynamique de tels objets ; les deux éléments principaux dans ce calcul sont les coefficients aérodynamiques et la surface de référence servant à l'estimation de ceux-ci.

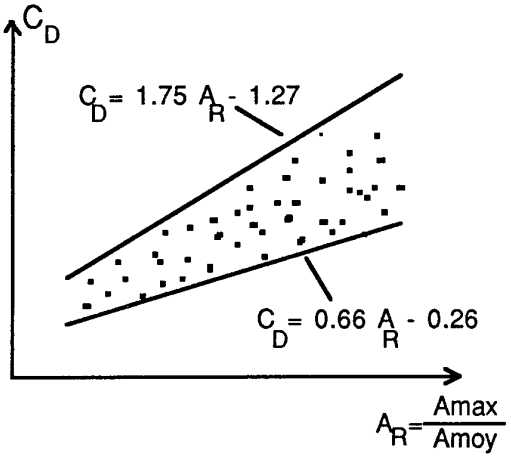


Fig. 5: Coefficients de traînée des fragments

Dans le code SEDIA (Simulation Explosion et Détermination Impacts Ariane), la portance est ajustée à une valeur forfaitaire, et le coefficient de traînée (Figure -5-) est calculé en fonction du nombre de Mach. La valeur "pivot" (c'est à dire en faible subsonique) est fournie par (ref. 30).
Dans la figure -5-, A_{max} et A_{moy} sont respectivement les surfaces maximales et moyennes du fragment présenté au souffle. Pour le calcul de ces surfaces de référence, le principe d'estimation est le suivant . Pour un corps

quelconque, nous calculons l'aire projetée sur un plan Π perpendiculaire à une direction donnée; la valeur moyenne des surfaces calculées dans les plans Π, obtenue à partir d'une famille de vecteurs décrivant l'espace sera la valeur du maître-couple retenue pour le calcul de retombée balistique.

-IX- L'EXPLOSION DU LANCEUR-APPROCHE SIMPLIFIEE

Si nous regardons le temps de calcul (sur un CDC 990) nécessaire au calcul complet du modèle décrit précédemment pour chaque fragment, nous obtenons des durées très importantes. Il apparait que les trois postes importants (en temps calcul) sont :

- P1- estimation de la vitesse d'éjection (intégration d'une équation différentielle dans le meilleur des cas),
- P2- estimation du maître couple du fragment,
- P3- calcul de la retombée du fragment (intégration d'une équation différentielle).

Sur les postes P1 et P3, des améliorations ont été apportées:

-IX-1- Estimation de la vitesse initiale d'éjection d'un fragment-Théorie de la similitude.

Théorème de PI-BUCKINGHAM (ref. 36) : Un phénomène physique est indépendant des unités choisies. Ceci s'exprime par les relations suivantes : Si $E_1, E_2, \ldots\ldots E_m$ sont m grandeurs physiques qui décrivent complètement un phénomène physique, la forme la plus générale d'une équation physique complète

$$F(E_1,E_2,\ldots\ldots,E_m) = 0$$

peut s'écrire :

$$G(p_1,p_2,\ldots\ldots,p_{m-q}) = 0$$

Les p_j sont des produits adimensionnels indépendants appelés nombres sans dimension des grandeurs physiques E_i et q est le rang dimensionnel des m grandeurs physiques considérées, ie le nombre de dimensions (seconde, mètre..)
Après établissement d'une liste exhaustive des paramètres physiques utiles au calcul des vitesses V d'éjection d'un fragment, il est possible de montrer qu'après simplification, V peut encore s'écrire :

$$V = V\ (\Omega, \frac{M_f}{M_\Omega})$$

où Ω est l'angle solide (Figure -3-), M_f la masse du fragment et M_Ω la masse des produits de réaction dans le cône C_Ω d'angle solide Ω. L'expression de la formule précédente est déterminée par ajustement de paramètres dans une base de fonctions convenables (ref. 8)

-IX-2- La retombée frottée du fragment.

Plusieurs techniques ont été envisagées ; la plus précise utilise un modèle semi-analytique dont les performances en temps de calcul dépassent celles de l'intégrateur d'un facteur 100 à 1000 (ref. 36, 13c).

-X- L'EXPLOSION DU LANCEUR-APPROCHE PROBABILISTE

Le programme SEDIA il s'organise comme suit :

-1- assemblage du Lanceur,
-2- calcul de l'énergie libérée lors de l'explosion,
-3- pour un fragment donné, calcul du cône d'éjection de ce fragment,
-4- calcul de la direction d'éjection du fragment,
-5- calcul de la vitesse d'éjection de ce fragment,
-6- calcul des caractéristiques aérodynamiques du fragment (maître-couple, coefficients aérodynamiques)
-7- calcul de la trajectoire balistique du fragment.

A partir de celui-ci, entièrement déterministe (et rapide), nous avons développé un logiciel fonctionnant comme un programme de Monte-Carlo. Les variables sélectionnées au hasard (en fonction d'une "nominale") sont les suivantes :

- énergie libérée,
- fragmentation,
- emplacement des centres d'explosion,
- vitesse d'éjection du fragment,
- direction d'éjection du fragment,
- produit (maître-couple)*(coefficient de traînée).

La fragmentation obéit en masse à une loi de répartition de type loi de Payman (ref. 14) dont les paramètres sont à fournir par l'utilisateur. Les expériences (ref. 1, 2) ont montré que ce type de loi reflète assez bien la réalité: la relation de Payman est :

$$\text{Log } P = -cm$$

où P est la fraction de fragments dont la masse est supérieure à m ; c est le paramètre de fragmentation de Payman. La loi précédente peut être "normalisée" en introduisant le paramètre de Payman modifié c*, ayant comme expression $c^* = c / M_{totale}$ (M_{totale} étant la masse de la structure).
La géométrie des fragments, en corrélation avec cette masse, est issue du modèle utilisé pour le lanceur (SEDIA). Le scénario d'explosion est modélisé N fois. A chaque tirage, un jeu de fragments (type Payman) couvrant l'ensemble du lanceur est éjecté. La trajectoire de ceux qui sont susceptibles d'approcher la cible est calculée jusqu'à ce qu'ils passent au plus près de celle-ci, à une distance d. Si d est inférieure à une "distance de capture" D, on considère que le fragment concerné a une probabilité non nulle (liée aux sections projetées du fragment et de la cible) d'intercepter la cible (voir fig. 6).

$$p = \frac{(\sqrt{Ac} + \sqrt{Af})^2}{D^2}$$

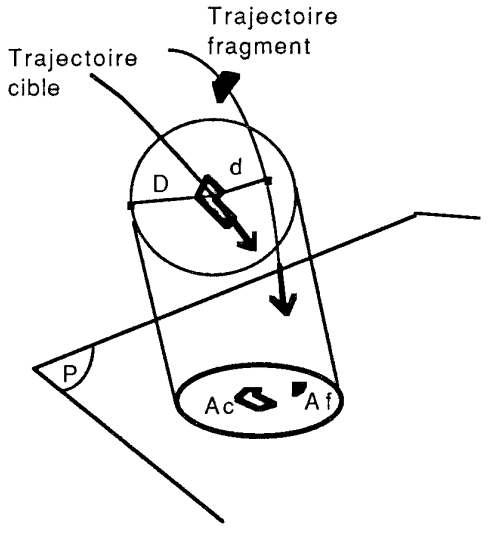


Fig. 6: Probabilité d'impact

Cela permet de calculer la probabilité d'impact sur une cible, mobile ou fixe (pilote, bâtiment, avion).

-XI- CONCLUSION

Un logiciel déterministe du type SEDIA ne peut avoir la prétention de modéliser complètement un phénomène aussi complexe que l'explosion d'un lanceur. Cependant, avec une approche majorante, il a permis de déterminer correctement une zone à haut risque au sol (validation avec l'explosion du Vol V36).
Par ailleurs, la version rapide de SEDIA a permis un premier modèle probabiliste, motivé par le besoin d'évaluation des risques auxquels s'expose le moyen de sauvegarde d'Hermès. Notre objectif est d'étendre cette étude à un modèle performant déterminant la densité probabilité d'impact ou de dommage au sol, ainsi qu'un modèle suffisamment rapide pour fonctionner en temps réel.

-REFERENCES-

[1] W.E. BAKER, J.J. KULESZ, R.E. RICKER, R.L. BESSEY, P.S. WESTINE, V.B. PARR, G.A. OLDHAM : "Workbook for predicting pressure wave and fragment effects of exploding propellant tanks and gas storage vessels", NASA Report CR-134906, 1976.

[2] W.E. BAKER, P.A. COX, R.L. BESSEY, V.B. PARR : "Assembly and Analysis of Fragmentation Data for Liquid propellant Vessels", NASA Report CR-134538, 1974.

[3] W.E. BAKER, J.J. KULESZ, R.E. RICKER, P.S. WESTINE, V.B. PARR, L.M. VARGAS, P.K. MOSELEY : "Workbook for Estimating effects of Accidental Explosions in Propellant Group Handling and Transport Systems", contract NAS3-20497, 1978.

[4] R.L. BESSEY : " Fragments Velocities from Exploding Liquid Propellant Tanks" ; The shock and Vibration Bulletin, N°44, Aug 1974.

[5] R.L. BESSEY, KULESZ J. J. : " Fragments Velocities from Bursting Cylindrical and Sphérical Pressure Vessels " ; Southwest Research Institute - San Antonio, Texas.

[6] W. H. BOGGS : "Autoignition-A Liquid Propellant Explosive Potential Limiting Phenomena"

[7] F.X. Boisseaux, D. Houdusse, R. Kent "Technical Evaluation of The Limits of The Hazardous Areas as to Projections" - Twenty-second DoD Explosives Safety Seminar - 1986, Anaheim-California.

[8] M. CAMPS : "Logiciel SEDIA micro- vitesse d'éjection des fragments du corps central" Note CNES TE/IS/MS/MN-90.188 ; Juin 1990.

[9] F. DESCLAUX : "Calcul de la vitesse d'éjection des fragments lors d'une explosion de lanceur" Note technique CNES N°128 DCAF 02583 Septembre 90

[10] F. DESCLAUX : "Ejection des fragments par le souffle" Note CNES TE/IS/MS/MN/017 7 Janvier 1991

[11] F. DESCLAUX : "Introduction du vent dans PIAF" Note CNES TE/IS/MS/MN/353 15 Octobre 1990

[12] J. DONEA, S. GIULIANI, J.P. HALLEUX : "An arbitrary lagrangien-eulerien finite element method for transcient dynamic fluid-structure interactions". Computer Methods in Applied Mechanics And Enginineering 33 (1982) 689-723.

[13] M. ECK, M.MUKUNDA : "Predicting the velocity and azimut of fragments generated by the range destruction or random failure of rocket casings and tanckage". IAF-88-523.

[14] A. J. EEDFORD "Scaling of Fragmentation" ; Materials Research Labs ; Report 624-March 1975.

[15] E.A. FARBER : "Critical Mass of Cryogenic Rocket Propellants"

[16] E.A. FARBER , J. M. DEESE : "A systematic Approach For The Analytical Analysis And Prediction Of The Yield From Liquid Propellant Explosions" .

[17] E.A. FARBER, R. L. SAN MARTIN : "Studies And Analyses Of The Mixing Phenomena Of Liquid Propellants Leading To A Yield-Time Relationship" ; New York Academy Of Sciences, Annals.

[18] FLETCHER R.F. "Liquid-Propellant Explosion" ; Journal of spacecraft and rocke; Vol 5. Octobre 1968 ; Page 1227-1229.

[19] A. HARTEN : "High resolution scheme for hyperbolic conservation laws" Journal Of Computational Physics 49,357-393 (1983).

[20] O. HEUZE "Contribution au calcul des caractéristiques détonation de substances explosives gazeuse ou condensées" Thèse de troisième cycle ; ENSMA Poitiers.

[21] G. E. JONES, J. E. KENNEDY, L. D. BERTHOLF : " Ballistics Calculations Of R. W. GURNEY". Am. J. Phys. 48(4), Apr. 1980.

[22] J. E. KENNEDY : "Gurney Energy of Explosives : Estimation Of The Velocity And Impulse Imparted To Driven metal" ; SC-RR-70-790 ; Decembre 1970.

[23] J. J. KULESZ, L. M. VARGAS , P.K. MOSELEY : "Prediction of Fragment Velocities and Trajectories" ; Southwest Research Institute ; San Antonio, Texas.

[24] J. W. KURY, H. C. HORNIG, E. L. LEE, J. L. McDONNEL, D. L. ORNELLAS, M. FINGER, F. M. STRANGE, M. L. WILKINS : "Metal Acceleration By Chemical Explosives" ; Proc. Symp. Detonation, 4th, Office of Naval Research, Rept ACR-126, pp 3-13.

[25] F. LAPORTE : "Calcul des points d'impact: Présentation du modèle de PIAF" Note CNES TE/IS/MS/MN/045 13 Février 1990

[26] D.H. LEISTER, A.G. GIBBS, D.L. LESSOR : "A Study of Liquid Propellant Autoignition" contract N° NAS 10-8591 ; 1975.

[27] M. LEMAITRE : "Hypothèse d'Instabilité De Combustion d'Origine Chimique" Contrat CNES 74/1044, lot 38A

[28] R. LOHNER : "Adaptive remeshing for transcient problem with moving bodies" ; AIAA 88-3736-CP.

[29] S. MADSEN "Sriationning Report 1-12-88" Note CNES CT/DTI/MS/MN

[30]MCCLESKEY: "Drag Coefficients for Irregular fragments" - Naval Surface Warfare Center.

[31] H.N. PRESLES : communication personnelle.

[32] M. ROUZE "L'explosion du Lanceur ARIANE-Description des Phénomènes-Modélisation" . Note CNES CT/DTI/MS/MN/108 ; Mars 1988.

[33] M. ROUZE "Etude explosion ARIANE V-Eclatement au sol du P230 : domaine de retombée" . Note CNES CT/DTI/MS/MN/316 ; octobre 1988.

[34] M. ROUZE, F. LAPORTE "The hazard of an explosion of the Ariane 5 launcher. The risks for the astronauts sitting on the ejector seat" ; Twenty-fourft DOD Explosives Safety Seminar 1990.

[35] D.E. TAYLOR, C.F. PRICE : " Velocities of Fragments from Bursting Gas Reservoirs" ; Journal of engineering for industry, Vol. 43, Nov. 1971.

[36] J. ZIEREP "Similarity Laws And Modeling" ; Gasdynamics, Volume 2 ; Marcel Dekker, 1971.

LA SAUVEGARDE SOL ET SON IMPACT SUR LA CONCEPTION DES INSTALLATIONS DE LANCEMENT

C. Tinturier

Centre National d'Etudes Spatiales

RESUME

La conception d'un ensemble de lancement doit prendre en compte les contraintes de la Sauvegarde des personnes et des biens, dès l'origine des études. Les études de danger sont effectuées à partir des caractéristiques du lanceur et de ses spécifications préliminaires de mise en oeuvre, en considérant les risques d'accident encourus au cours de chacune des opérations et de leur probabilité d'occurrence.L'implantation générale de l'ensemble de lancement est conditionné par l'évaluation des dangers présentés par chacun des ouvrages qui le constitue, vis à vis des autres. L'objectif final est d'optimiser au mieux cette implantation, pour obtenir une efficacité maximale des équipes opérationnelles tout en respectant les règles de sécurité du personnel et la protection du matériel. La concep-tion de chaque ouvrage obéit aux mêmes règles de base et doit être envisagée avec le même objectif d'optimisation.
Mots clef : Conception d'un ensemble de lancement, Contraintes de Sauvegarde, Optimisation de la mise en oeuvre opérationnelle, Protection des biens.

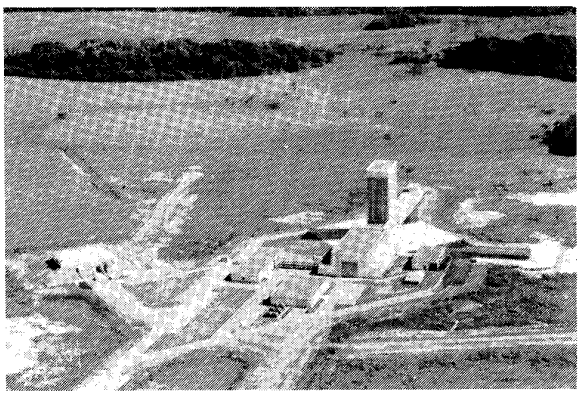


Fig. 1 : Ensemble de Lancement Diamant

1 - GENERALITES : APPROCHE DU PROBLEME

La préparation et la réalisation d'un lancement ont toujours été considérées comme une suite d'opérations dangereuses, susceptibles en cas de malfonctionnement ou d'erreur dans la mise en oeuvre, d'entrainer des accidents sur le personnel ou des destructions sur les installations.
La Sauvegarde des personnes et des biens a donc toujours été prise en compte dans la conception des installations de lancement, mais, comme toute activité de protection a vu évoluer de façon considérable les valeurs de référence, l'évaluation des risques encourus et les moyens pour les réduire.
L'impact de la sécurité, sur la conception et son évolution, peut se mesurer en examinant les différences existant entre un ensemble de lancement comme celui de Diamant et la conception retenue pour un ensemble moderne du type ELA3.
Evidemment, les lanceurs ne sont plus les mêmes, en taille, en propergols utilisés. De plus, les procédures opérationnelles se sont automatisées mais aussi complexifiées.
Il n'empêche que la conception retenue il y 25 ans, pour un ensemble tel que celui de Diamant, ne pourrait plus être adoptée aujourd'hui, malgré le caractère efficace, commode et optimisé qu'elle pourrait encore offrir, mais que les règles de sécurité des personnes rendraient totalement inadaptées aujourd'hui.

Cette évolution a été progressive, s'est enrichie du retour d'expérience des accidents vécus, mais aussi de notions beaucoup plus strictes sur la protection des personnels, voire des populations.

2 - RISQUES PRESENTES PAR UN ENSEMBLE DE LANCEMENT

Il est évident que le risque majeur présenté par un ensemble de préparation et de lancement est celui présenté par le lanceur et sa charge utile, en fonction de la nature de ses propergols (à poudre ou à liquides) et du stade de préparation du lanceur en cours de campagne (pleins en ergols liquides).
Il faut toutefois y ajouter les risques générés par les stockages ergols, les moyens de transfert de ces ergols, des capacités de gaz sous pression et la manutention d'éléments plus ou moins lourds ou dangereux (propulseurs à poudre par exemple).
S'y ajoute les risques classiques encourus sur toute installation industrielle conventionnelle liés à la manutention, au transport et aux systèmes de distributions électriques.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

L'objectif de réduire le coût d'une campagne de lancement conduit tout naturellement à réduire la durée globale de cette campagne entre le moment où le lanceur arrive en éléments discrets sur l'ensemble de lancement et le moment de sa chronologie finale.
Il est évident que la mise en parallèle du maximum d'opérations, réalisées de façon plus ou moins indépendantes les unes des autres, est un objectif recherché, permettant aussi d'assurer la meilleure occupation des équipes.
Cet objectif est en pratique souvent contrarié par le respect des règles de sauvegarde qui conduisent, en fonction des risques encourus, à limiter le nombre des individus impliqués dans chaque opération et de limiter leur temps d'exposition au danger.
Le concepteur va donc devoir préserver l'objectif de réduire les temps d'opérations tout en assurant une sécurité maximale sur le personnel. l'impact de la sauvegarde sur la conception des installations apparaît ici très clairement.

3 - APPROCHE FIABILISTE DES RISQUES ENCOURUS

La conception d'un ensemble de lancement passe dès l'abord par une approche, la plus claire possible, du lanceur et de sa mise en oeuvre.
A chaque stade de sa préparation, chaque élément du lanceur présente un risque propre. Lors de son contrôle et de son intégration, il existe des possibilités de défaillances spécifiques.
Une analyse préliminaire des risques de défaillance doit être effectuée, faisant apparaître aux différents stades de la préparation, les risques potentiels pour le personnel.
C'est ainsi que pour ARIANE5, nous avons pu décomposer les opérations en une série de séquences présentant chacune un certain nombre d'opérations à risque, mettant en jeu la sécurité.
Chaque opération dangereuse a été identifiée, affectée d'une valeur d'occurrence estimée dans un premier temps, validée par le calcul dans un deuxième temps, ce qui a conduit à évaluer un niveau de risque admissible pour chaque opérateur, par campagne.
De cette approche a découlé un type de conception de l'ELA3, qui permet d'assurer une limitation raisonnable du risque, le maintien d'activités en parallèle et une adaptation optimale aux différents type d'opérations à réaliser.
Cette approche nous éloigne fortement de la conception d'un pas de tir tel que celui de Diamant, où l'aspect convivial et la commodité opérationnelle avaient été recherchés, avant tout, comme moyen de simplifier la mise en oeuvre.
L'approche choisie par ELA3 a évidemment entraîné des contraintes, dont celle d'éloigner les principaux centres d'activités.

4 - IMPACT SUR LA CONCEPTION D'UN ENSEMBLE DE LANCEMENT

Le plan de déploiement du lanceur, la prise en compte des aspects de sauvegarde, conduisent donc à définir le nombre de bâtiments indépendants et les fonctions à assurer dans chacun d'entre eux.
L'étude du plan de masse a une importance particulière, où interviennent en priorité :

- les distances minimales à respecter entre bâtiments,
- les conditions météorologiques du site d'implantation.

Il s'agit ici de ne considérer que les aspects "sécurité" du problème, la conception du plan de masse étant régie par bien d'autres considérations, moins fondamentales.
Chaque bâtiment doit être considéré comme site "agressé" ou site "agresseur" ce qui se traduit par une étude préliminaire de sécurité.

Dans le cas particulier de l'ELA3, l'étude préliminaire de sécurité et l'analyse du plan de déploiement ont fait apparaître la nécessité de disposer de cinq sites indépendants d'activités, à savoir :

- un Bâtiment d'Intégration des Propulseurs à Poudre,
- un Bâtiment d'Intégration Lanceur : préparation du composite inférieur d'AR5,
- un Bâtiment d'Assemblage Final lanceur et C.U. et de préparation du composite supérieur,
- une Zone de Lancement,
- un Centre De Lancement protégé contre la retombée d'éléments lourds du lanceur en cas de destruction.

Des moyens mobiles relient les bâtiments de préparation entre eux et la zone de lancement, permettant ainsi de transférer les éléments du lanceur ou le lanceur lui-même d'un site à l'autre.
Les distances minimales entre bâtiment ont été calculées en fonction du risque maximal encouru par le personnel en cas d'explosion du lanceur ou d'inflammation des propulseurs à poudre.
Enfin, en fonction des conditions de vents dominants en Guyane, l'implantation relative des bâtiments permet d'éviter de mettre un bâtiment quelconque sous le vent (et donc dans les émanations toxiques éventuelles) d'un autre bâtiment.

5 - IMPACT SUR LA CONCEPTION D'UN BATIMENT DE PREPARATION DES PROPULSEURS A POUDRE

Dans l'affectation des activités du plan de déploiement d'ARIANE 5, une suite de tâches importantes s'effectue pour préparer, intégrer et contrôler les propulseurs à poudre (E.A.P. 230t de poudre).
Le caractère dangereux de ces opérations est évident.
Il s'agit globalement de revoir les segments de propulseurs en provenance de l'Usine de Propergols de Guyane, de les contrôler, d'intégrer la tuyère, de mettre les segments en ligne de vol, de les assembler, puis de les équiper de leur matériels électriques et enfin d'effectuer le contrôle global.
L'ensemble de ces opérations doit être effectué dans un délai assez court, de l'ordre de 2 mois pour un couple d'EAP et ceci suppose, évidemment, la mise en parallèle de certaines opérations.
Les règles de sécurité pyrotechnique ont conduit à concevoir le bâtiment en zones indépendantes, selon les critères suivants :

- séparer les locaux pyrotechniques proprement dits des locaux de servitude,
- séparer les locaux pyrotechniques entre eux en les équipant de cloisons et de portes coupe-feu, de parois fusibles vers l'extérieur, d'issues de secours et de système d'alerte générale d'évacuation.

Les matériaux combustibles ont été prohibés, les sols sont conducteurs sur les aires de travail.
Les ponts roulants effectuant des manutentions verticales des segments ont été fiabilisés, en particulier par l'adoption d'une chaîne de levage dite fermée (ce système limitant les risques de chute en cas de défaillance mécanique du pont).
Par ailleurs, les manutentions verticales ont été minimisées, au maximum, par l'utilisation, pour déplacer les éléments pyrotechniques, de systèmes à coussins d'air (déplacement horizontal des charges dangereuses).

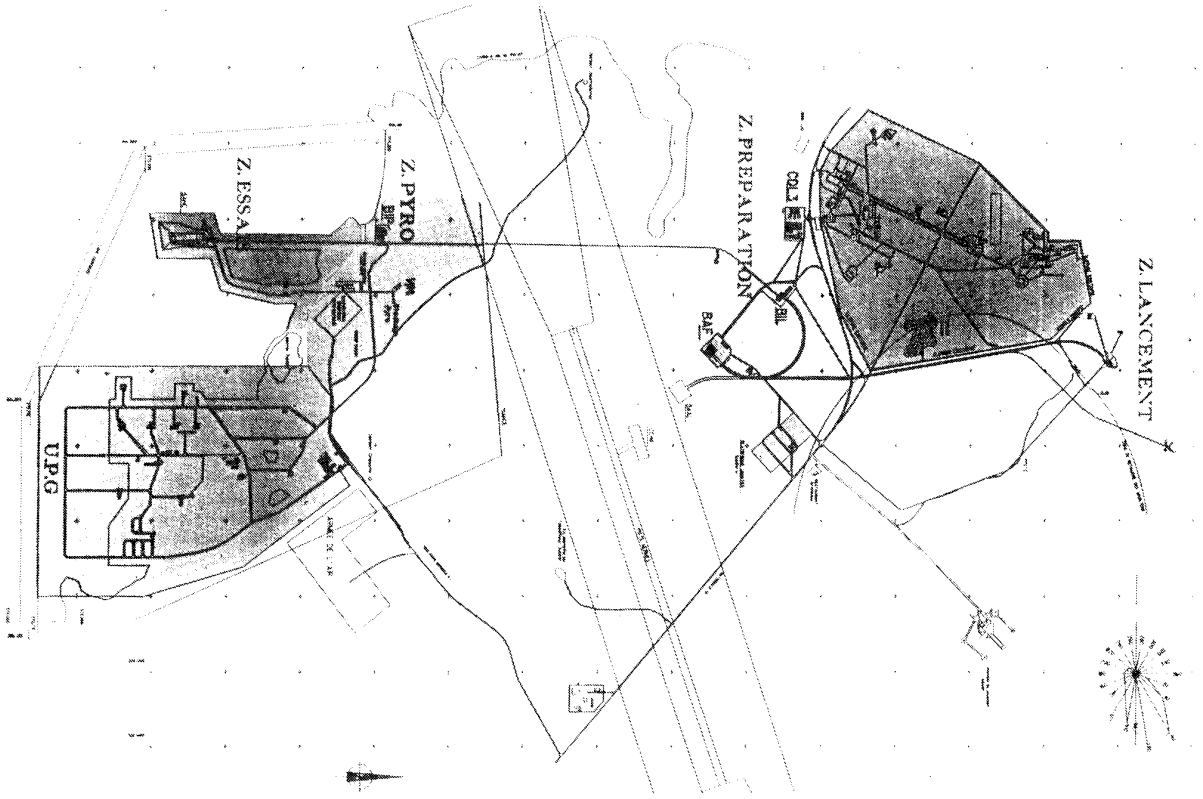
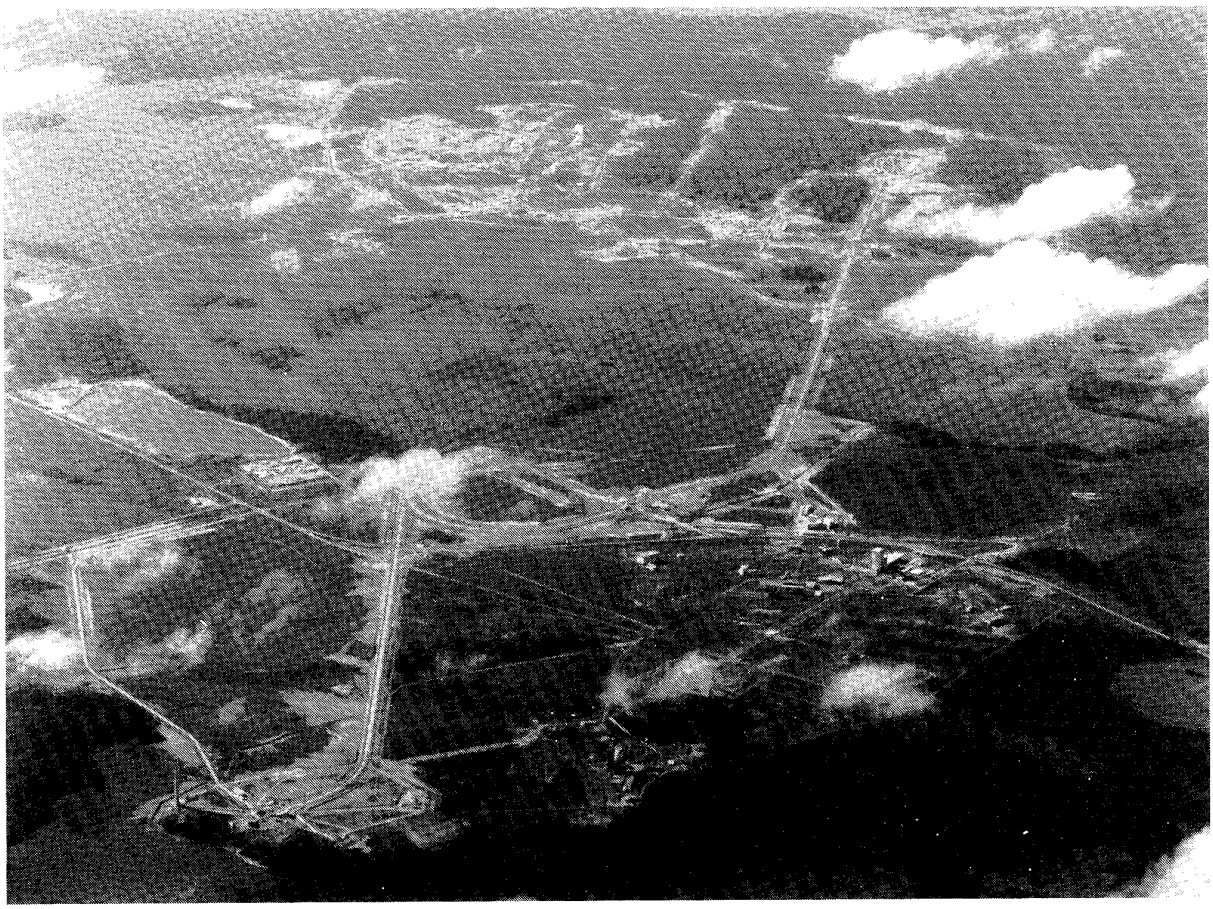
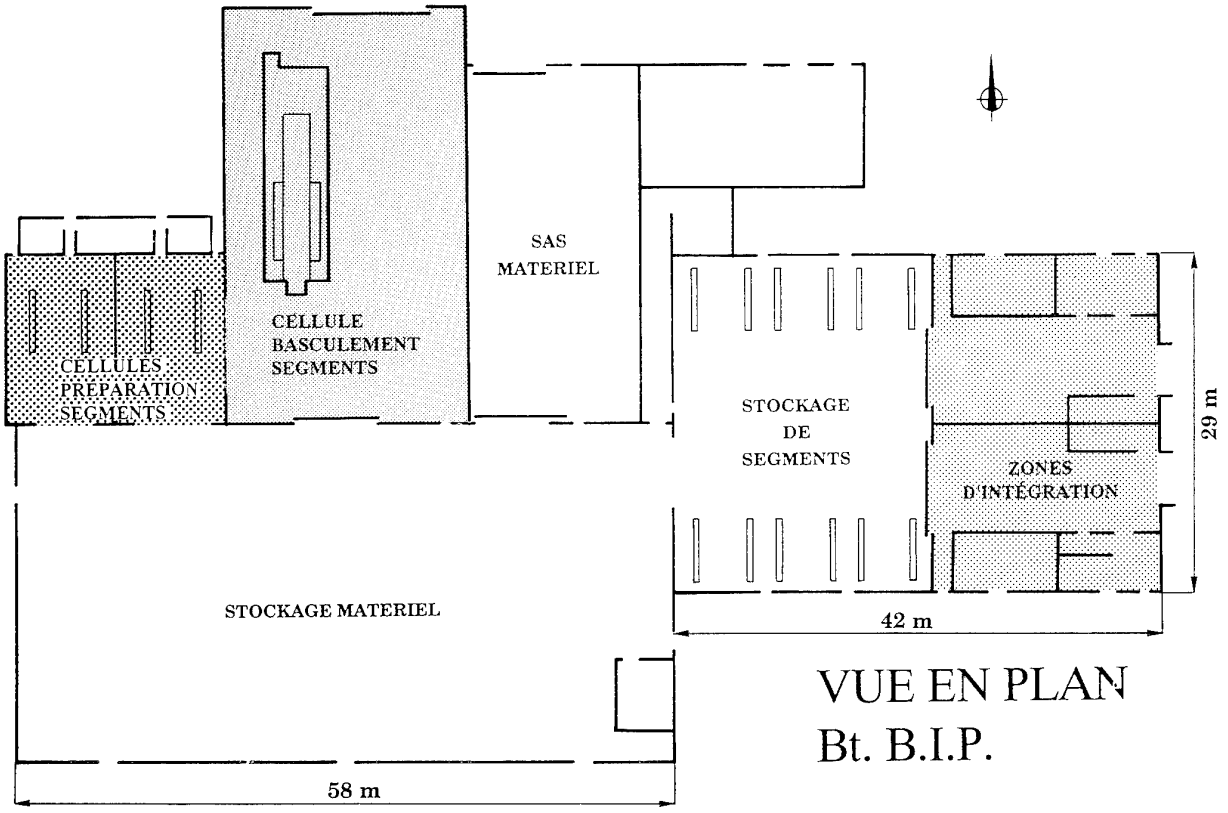


Fig. 2 : Plan de masse ELA3



Enfin, le passage en ligne de vol des segments est effectué, non pas à l'aide de ponts roulants, mais d'un basculeur fixe, beaucoup plus sûr dans son utilisation.
L'ensemble de ces mesures a permis de n'envisager, comme scénario d'accident maximal, que la combustion accidentelle d'un segment, les cas d'explosion ou d'auto-propulsion étant couverts par les mesures préventives énumérées ci-dessus.
Il est clair que dans le cas de cette installation, la prévention et la sauvegarde des personnes ont un rôle tout à fait majeur, qui pour assurer cependant un rythme de production suffisant, a dû être très optimisé



VUE EN PLAN
Bt. B.I.P.

6 - DOSSIER DE SECURITE

L'ensemble des mesures de protection doit être justifié vis à vis des autorités françaises, et c'est dans ce but que doit être rédigé un dossier de sécurité concernant l'ensemble de lancement.
Son contenu nous paraît bien résumer l'ensemble des études nécessaires et des mesures prises pour assurer la sauvegarde d'un site;

- Etude des dangers

  Elle permet d'évaluer l'impact d'une situation accidentelle sur l'environnement. Elle évalue les causes et les effets de l'accident.

- Etude d'impact

  Elle permet d'étudier l'impact sur l'environnement en situation normale, les conséquences des rejets toxiques (fumées par exemple), du bruit ...

- Etude de sécurité d'exploitation

  C'est l'analyse des procédures, l'examen des moyens mis en oeuvre en personnel et en matériel.

L'ensemble de ces études conduit à proposer des mesures préventives, pour réduire les risques à un niveau acceptable, en agissant sur la conception générale et détaillée des installations et de leurs équipements. De même, l'adaptation des procédures est également étudiée dans ce but.
Bien entendu, ce dossier de sécurité est un dossier évolutif, enrichi au fur et à mesure de l'avancement du projet.

7 - CONCLUSION

Ainsi que le montre l'exemple des études effectuées sur le site ELA3, la sauvegarde joue désormais un rôle déterminant sur la conception, par les contraintes qu'elle apporte.
Il est évident que la sauvegarde n'est pas une science vraiment exacte, bien que l'approche fiabiliste qui en est effectuée, maintenant, permet d'évaluer de façon plus claire, les risques encourus et d'en minimiser les conséquences.
C'est aussi une science évolutive, liée à certains critères de valeurs, dont l'importance même varie d'une législation à l'autre. Même entre pays de même niveau technologique, l'appréciation de certains risques est différente : on peut citer, à ce propos, les différences entre l'application de la sûreté pyrotechnique effectuée aux États Unis et en France.
Toute technique nouvelle présente parfois une application à risques. Les techniques utilisées sur les lanceurs présentent cette caractéristique. Le but de l'ingénieur concepteur et de l'ingénieur de sauvegarde est de tenter de concilier des objectifs parfois divergents pour rendre efficace et sûre la mise en oeuvre des techniques de lancement.

Fig. 3 : Bâtiment d'Intégration Propulseurs



FLIGHT SAFETY SYSTEMS FOR THE H-II LAUNCH VEHICLES

H Mori, S Ishida & T Sato

NASDA, Tokyo, Japan

ABSTRACT

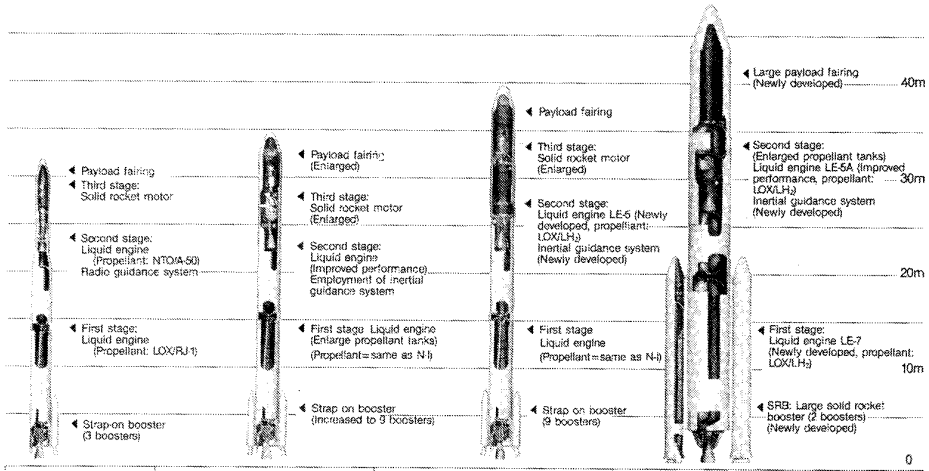
The H-II rocket, Japan's new expendable launch vehicle, is now being developed by NASDA (National Space Development Agency of Japan) and is to be operational in 1993. This study describes the fundamental policies of flight safety practiced by NASDA and newly developed flight safety systems for the H-II rocket. Due to limited land space in Japan, the flight safety immediately following the lift-off is very important consideration. Launch Site, RCC (Range Control Center) and other facilities are being built in new locations. In addition, construction of the Flight Safety Systems for the H-II rocket is taking place in RCC. Computers and displays are being renewed for Flight Safety Observation Systems. Communication systems are also being reconstructed using optical LAN system.

Keywords: Flight Safety Systems, H-II rocket, Range Control Center, Optical Local Area Network.

1. INTRODUCTION

During the past twenty years, NASDA has launched 15 N-series vehicles and 7 H-I vehicles at the Osaki site in the Tanegashima Space Center. Two more H-I vehicles are expected to be launched at the same site. To meet the needs for future space activities, NASDA is now developing H-II vehicles, the first launch of which is scheduled in 1993. The completed H-II rocket launch complex, the Yoshinobu site, is located east of the Osaki site in the Tanegashima Space Center.

N-I, N-II and H-I vehicles employ the same main engines MB-3, the propellants of which are LOX and RJ-1, in the first stages. When the N-II vehicle replaced the N-I, the tanks of the first stage were extended and the number of the Strap-on Solid Boosters was increased from three to nine. The upper stages were replaced for both the N-II and the H-I. From the viewpoint of the launch safety, however, there were not great changes in the configurations of N-I, N-II and H-I as shown in Fig.1. The H-II launch vehicle, employing LOX/LH2 in the first stage, weighs almost twice as much as the H-I on



N-I	N-II	H-I	H-II	
Approx. 90	135	140	260	Total weight(t)
Approx. 33	35	40	50	Overall length (m)
Approx. 2.4	2.4	2.4	4	diameter (first stage) (m)
Approx. 130	350	550	2,000	Launching capability into geostationary orbit (kg)

Fig. 1 Launch Vehicles in NASDA

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

the ground, and has quite different configurations from its predecessors. Consequently we must reconsider the safety standards for the H-II vehicle.

The N-series rockets and the H-I rocket were developed based on the U.S. Delta rocket technology which were transferred through intergovernmental agreements. The concept of the safety for these vehicles was also introduced from the Eastern Test Range of the U.S., where a launch site of the Delta vehicle is located. The range safety policies in the ETR are described in detail in reference 3), regarding flight termination system, tracking aid, surveillance, flight plan approval, data requirements, flight termination action, etc. The fundamental policies of safety for launching vehicles in NASDA closely follows those of the ETR. However the systems are obliged to differ in some ways because of differences in geography of the site, allocation of tracking stations and jurisdiction of facilities. NASDA has been searching for an appropriate form of flight safety systems by examining the past launching of previous vehicles, and is now establishing its own flight safety systems using new facilities and equipments.

2. BASES OF FLIGHT SAFETY FOR THE H-II ROCKET

Safety operations for launching vehicles in NASDA is called "launch safety" and divided into "ground safety" and "flight safety". The ground safety deals with the safety of ground operations of vehicles before lift-off. The flight safety deals with the prevention of disaster to the persons and facilities on the ground by the accident of flying vehicles. Launch Safety Office of Launch Operation Department is responsible for both ground safety and flight safety in NASDA under the control of the Space Activity Commission. This paper describes flight safety aspects of the H-II vehicles, which are now investigated in NASDA.

The H-II vehicle employs main engines with LOX/ LH2 as propellants both for the first and the second stages. Thus for the accidents we have to consider explosion overpressure and flying debris, but not toxic effects of the propellants.

2.1 Safety in the Neighborhood of the Launch Pad

The uprange of the Tanegashima Space Center is rather limited because of residential areas surrounding it. Accordingly, for the protection of area residents, special attention has to be made for the flight safety immediately following the lift-off. The Yoshinobu site has been constructed at the furthest east part of the Tanegashima Space Center, so that an appropriate arrangement for the launch safety can be made.

The region of three km radius from Yoshinobu site is to be taken as the caution area for the launch of the H-II. In this area no persons are permitted to stay for the launch except those who are protected by refuges from explosion overpressure, and debris of vehicles in the accidents.

The locations of facilities where persons remain during the launch are shown in Fig. 2. Launch Control Building for the H-II, located close to the launch site, is reinforced against explosion overpressure and falling debris. Present RCC which comprises functions of the command center, the range operation and the flight safety is located inside this region and has reinforced structure against the accident of the H-I. For the H-II vehicle,

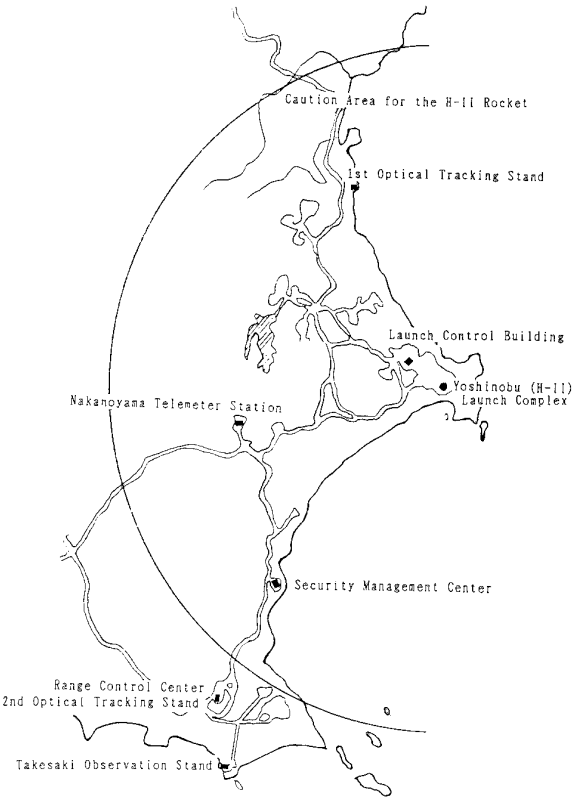


Fig. 2 Caution Area for the H-II Vehicle

however, a new RCC is to be constructed outside the caution area with the same functions. Security Management Center, Nakanoyama Telemeter Station and 1st Optical Tracking Stand are to be operated with restricted persons and have shelters for refuge in the case of accident.

Therefore any accident of launching vehicles will not cause vital human disaster in the neighborhood of the launch pad, if the Flight Safety Systems work well to control falling debris inside the caution area.

A corridor extending to the ocean from the pad is defined as "caution area on the sea" for the current launches. This caution area on the sea includes the impact area of Strap-on Boosters at the end of it. A marine observation radar and several ships are used to watch other ships not to enter the area at the time of a launch. An area with almost the same distance from the pad will be taken as "caution area on the sea" for the launch of H-II vehicles, though no jettisoned stages impact in this area.

2.2 Flight Safety for the Remote Downrange

Tanegashima Space Center is located in the southeastern part of Tanegashima Island facing the Pacific Ocean. This location provides a long downrange outside of the continents. A typical trajectory of the H-II vehicle for the launch of a geosynchronous satellite is shown in Fig. 3. The most part of the plot of vehicle's impact point lies on the Pacific Ocean for the launch from the Tanegashima Space Center. Consequently the probability that a debris of a vehicle hits a person, or damages facilities on a foreign continent is very low.

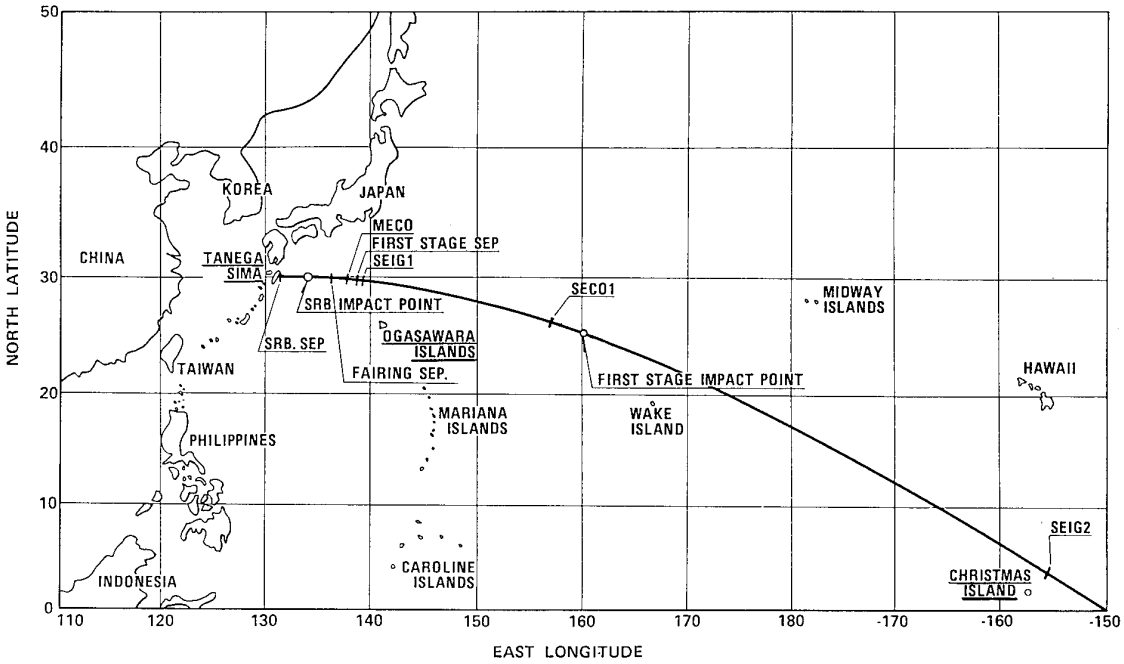


Fig. 3 Typical Trajectory of the H-II Vehicle (GEO Mission)

On the other hand the limited locations of radar sites on the ocean restrict tracking of the vehicle by multiple radars. In addition to the radar information, outputs of the inertial guidance computer delivered by telemeter are used to determine the position of the vehicle for the compensation of accuracy and reliability. In order to detect abnormalities of the inertial guidance system, we watch the behavior of the vehicle utilizing the Telemetry Data Observation System.

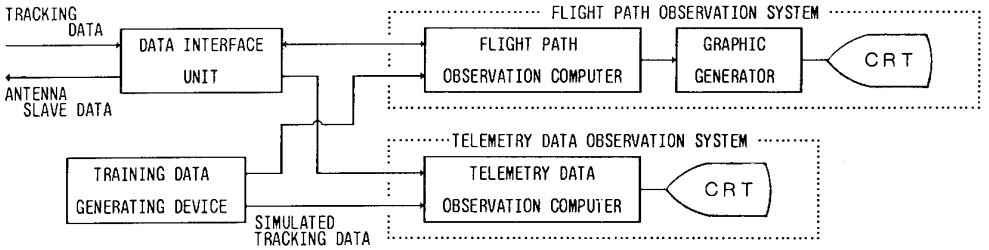
3. RENEWAL PLAN OF FLIGHT SAFETY SYSTEMS

The RCC is being fitted with the renewed flight safety systems that will better enable the Tanegashima Space Center to meet the safety requirements for the H-II rocket. A special merit of the renewed system is that we can reduce the cost of maintenance markedly.

3.1 System Structure

A pair of general purpose computers have been used for the real time flight safety operations. These computers are to be replaced by a pair of minicomputers and engineering work stations for the benefit of maintenance. Recent development of computers has enabled to keep the same level of performance with a far less maintenance cost.

The renewed flight safety systems consist of the Flight Path Observation System, the Telemetry Data Observation System, the Skyscreen, the Flight Ter-



	FLIGHT PATH OBSERVATION COMP	GRAPHIC GENERATOR	TELEMETRY DATA OBSERVATION COMP	DATA INTERFACE UNIT		TRAINING DATA GENERATING DEV
	MS-4170L		EWS 4800/60	TRACKING DATA INPUT	SLAVE DATA OUTPUT	MS-4110A
CPU						
MAIN PROCESSOR	3 CPU	MC 68020 ×2	MC 68030	MC 68030 ×1	FC-9801A	1 CPU
CASH MEMORY	128 KB/CPU	MC 68010 ×3	64 KB	MC 68000 ×5		16 KB
MAIN MEMORY	16 MB		8 MB			8 MB
CRT						
DISPLAY TYPE		RASTER SCAN COLOR	RASTER SCAN COLOR			
DISPLAY AREA		28 INCH	20 INCH			
RESOLUTION		2048×2048	1280×1024			

Fig. 4 Schematic Diagram of Flight Safety Observation System

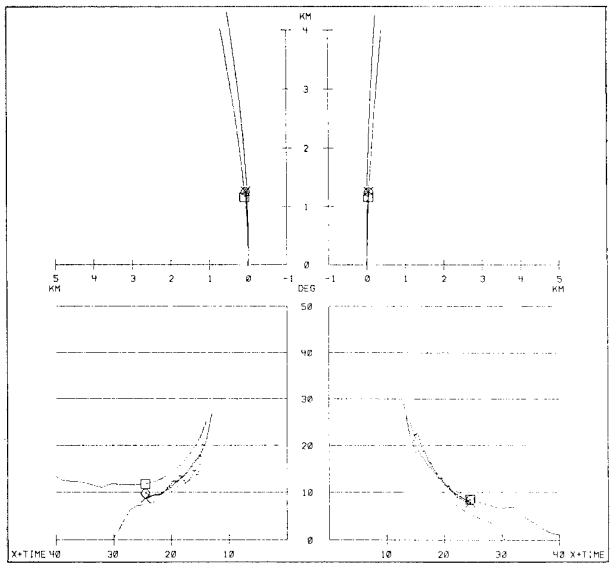


Fig. 5 Surplus Angle of Vertical Plane Position Chart for an Intermediate Impact Limit Lines

mination Command Console and the Training Data Generating Device. These systems are redundant except the last one. The scheme of signal flow is shown in Fig. 4.

Both the present and the renewed systems will be operated in parallel in the last mission of the H-I vehicle.

3.2 Flight Path Observation System

A minicomputer installed with three CPU's in the Flight Path Observation System, processes radar tracking data, optical tracking data and outputs of onboard guidance computer which are obtained through the data interface unit, and it drives a 2400x2180 dot color raster scan monitor to provide destruct criteria.

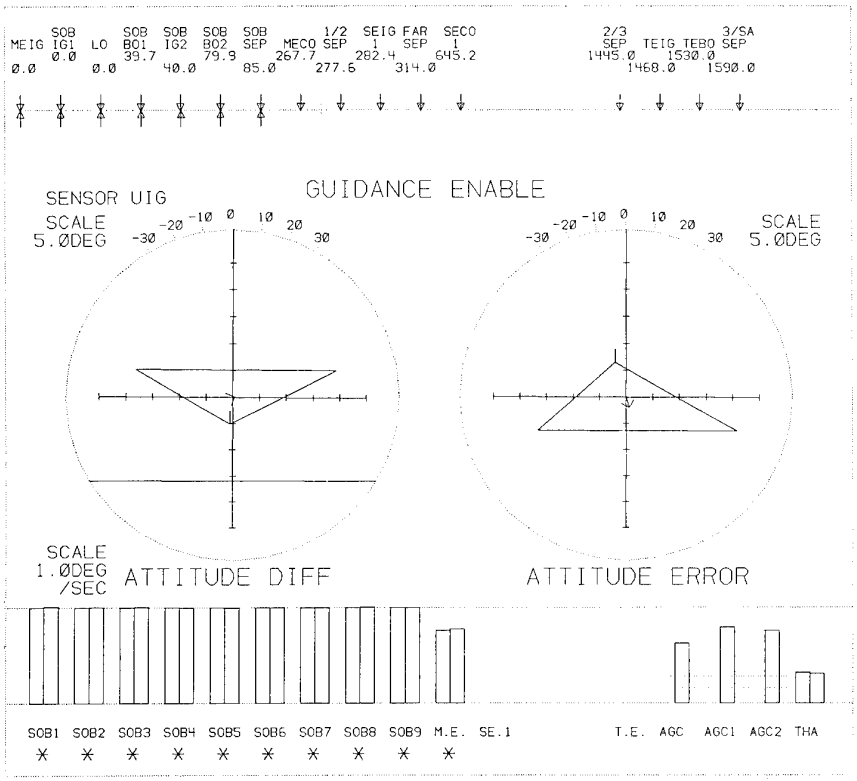


Fig. 6 Display of the Telemetry Data Observation System

Destruct criteria for the flight safety in the neighborhood of the launch pad are displayed on vertical plane present position charts, and destruct criteria for the flight safety in the remote downrange are displayed on downrange impact predictor charts. The concepts of these criteria are described in Ref.3.

In the caution area there are several facilities which are evacuated when a vehicle is launched. In order to reduce the damage of these facilities due to falling debris of erroneous vehicles, we use a display of surplus angle of vertical plane present position chart as shown in Fig.5, which is constructed for an intermediate impact limit line located at the distance of 2 km from the launch pad. This criterion shortens the period in which only the Skyscreens act to make decision to terminate the flight.

3.3 Telemetry Data Observation System

The Telemetry Data Observation System utilizes an engineering work station. It obtains telemeter data through the same data interface unit and displays vehicle attitude, guidance command and chamber pressure of engines in graphics on a 1000x1200 dot monitor. An example of the display is shown in Fig.6. The director of flight safety in NASDA is required to know well the methods of the guidance and control used for the vehicle and to have a quick understanding of the vehicle behavior from this display.

3.4 Skyscreen

A skyscreen is a sort of wooden frame on which wires expressing nominal and $\pm 3\sigma$ flight paths are stretched as shown in Fig.7. A personnel peeps the flight of a vehicle through the skyscreen and calls the flight safety director, if the vehicle crosses the $\pm 3\sigma$ lines. The skyscreens are the primary means of watching a vehicle before Flight Path Observation System begins to work, and will be located at two points of the Tanegashima Space Center. The nominal and $\pm 3\sigma$ lines for each skyscreen are made in the process of training data construction in the flight safety analysis.

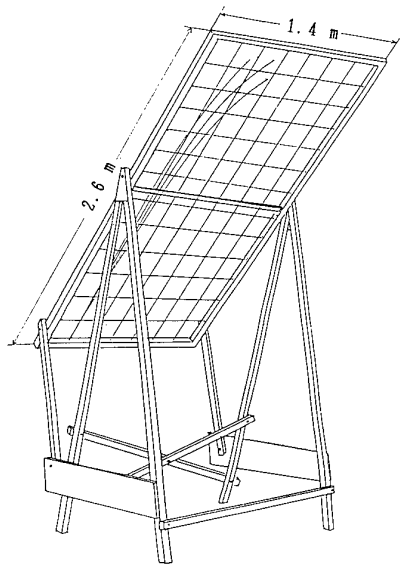


Fig.7 Skyscreen

3.5 Flight Safety Training System

Launch opportunities in the Tanegashima Space Center are limited due to the agreement with fishermen. Flight safety personnel cannot get skilled in the operations through actual launches. Thus a training system is required to give personnel simulated experience of flight safety operations.

The flight safety training data which are applied to the Flight Path Observation System and the Telemetry Data Observation System are calculated beforehand in the flight safety analysis, assuming accidental cases based on the investigation of the failure mode effect analysis of the vehicle. The Training Data Generating Device memorizes the data in the form of tracking information on a magnetic disk in advance. In the training it provides these data to each computers so that the same kind of graphics with an actual launch are displayed.

The training data for the Skyscreens are calculated at the same time in the above flight safety analysis and memorized in floppy disks. Two personal computers with these disks as inputs generate simulated graphic images for two Skyscreens on each display (Fig.8).

The training can be given to all the personnels of the flight safety, in a similar manner to the actual launch with the switching of all systems synchronized.

3.6 Flight Safety Analysis

Flight safety analysis comprises destruct criteria synthesis, launch hazard analysis and training data production in the preparation for flight safety operation. A general purpose computer has been used for this analysis. For the launch of the H-II

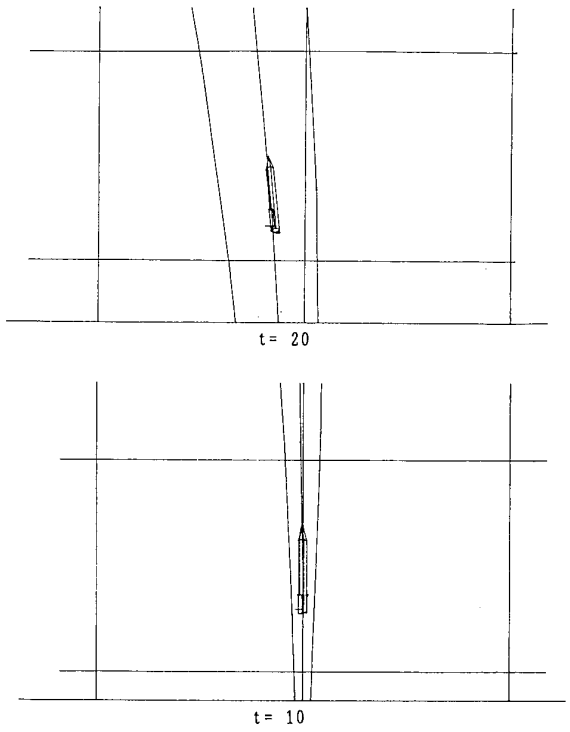


Fig.8 Graphic Display of Skyscreen Training System

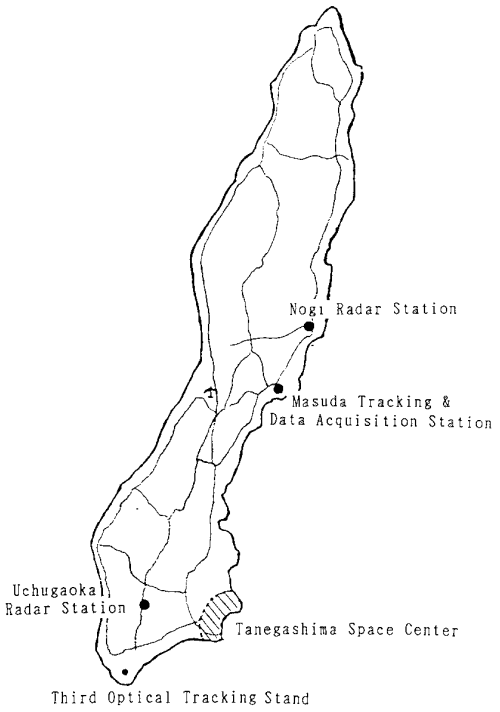


Fig. 9 Allocation of Tracking Systems

vehicles, however, we are going to use an engineering work station which is specialized for this purpose. Accordingly the system of programs for this analysis is rearranged.

4. TRACKING SYSTEMS AND COMMUNICATIONS

Tracking systems which are used for the flight safety are composed of Radar Tracking System, Telemetry Tracking System and Optical Tracking System. Locations of these systems are partly shown in Fig. 2 and Fig. 3 and others are in Fig. 9.

4.1 Radar Tracking System

Two radar transponders in 5.4 and 5.5 GHz are carried on the H-II vehicle. There are three radar tracking stations, two in Tanegashima (Nogi and Uchugaoka) and one in Ogasawara Island. They have Cassegrain antennas each of which is composed of a main reflector of diameter 5.4 m and a subrefrector of diameter 0.6 m.

4.2 Telemetry Tracking System

The H-II vehicle has four rocket telemetry transmitters, one in 2290 MHz band, two in 290 MHz band and one in 12.4 GHz. The first transmitter will be used in all missions. Others are used only in the test flight phase. There are four telemetry receiving stations, two in Tanegashima Island (Nakanoyama and Masuda), one in Ogasawara and one in Christmas Island. Each telemeter station installs a monopulse-tracking parabola antenna of diameter 10 m.

Table 1 Specification for the Optical Local Area Network

Communication Circuit	Optical Dual Loop
Optical Cable	GI/SM
Data Rate	98.304 Mbps
Access	Time Division Multiplle Access
Node Interval	15 km/Node

4.3 Optical Tracking System

There are three optical tracking stands in Tanegashima Island. Each stand is equipped with a cinetheodolite, an ITV camera and a high speed camera. The data acquired by the cinetheodolite are used as back-up information to determine the position of a rocket in the early phase of the flight. High speed cameras and ITV cameras are used for recording the behavior of a rocket. Two of the current optical tracking stands are too close to the launch pad and are going to be moved near the boundary of the caution area for the H-II launches.

4.4 Communication System

Data and voice signals from tracking stations outside the Tanegashima Space Center are delivered by commercial communication network and partly by private microwave system. In Tanegashima Space Center metal cables have been used in the present system. For the age of the H-II vehicles, however, all the signals in the Tanegashima Space Center are to be delivered through optical local area network which is now being installed. The general outline of specification for the optical local area network is shown in Table 1.

5. CONCLUSION

Some of facilities used for the launch of H-II vehicles have been already built and some are now in construction for the safety reasons. Flight Safety Systems are going to be renewed utilizing the recent developing electronics. These arrangements will better enable the Tanegashima Space Center to meet the flight safety requirements for the H-II rocket.

REFERENCES

1) T. Godai, T. Narasaki & T. Ito: Overview of Japan's Current and Future Space Transportation Programs, ESA SP-293, Aug. 1989.
2) M. Miyazawa: Japan's Launch Vehicle Development Program for Space Applications, IAF-90-157, Oct. 1990.
3) R.M. Montgomery: Range Safety of the Eastern Test Range, AIAA Paper No. 70-246, Feb. 1970.

SESSION 1.6.
EVOLUTION DES SYSTEMES DE MESURE ET DE COMMUNICATIONS NECESSAIRES AUX LANCEMENTS /

EVOLUTION OF THE MEASURING AND COMMUNICATIONS SYSTEMS NEEDED FOR LAUNCHES

Président / Chairman :
P. MARTELLI (DGA - CTME)

LA FONCTION RECEPTACLE : DU BATIMENT D'ESSAIS ET DE MESURES "HENRI POINCARE" AU BATIMENT D'ESSAIS ET DE MESURES "MONGE

Yves TANGUY

Direction des Missiles et de l'Espace
(Groupe Naval d'Essais et de Mesures)

RESUME

Conjointement à la création du Centre d'Essais des Landes, la France s'est dotée, en 1968, d'un bâtiment d'essais et de mesures, le "HENRI POINCARE".
Ce bâtiment se positionne au réceptacle et assure l'ensemble de l'acquisition des mesures pendant la phase terminale du vol des missiles balistiques.
L'évolution de la demande de mesures sur les missiles futurs nécessitait le développement de moyens plus puissants, de technologie plus récente mais aussi plus volumineux qui ne pouvaient être implantés sur le "HENRI POINCARE".
Le "MONGE" sera le nouveau bâtiment de mesures construit pour la DGA par les Chantiers de l'Atlantique.
Il sera équipé, dès 1992, d'un dispositif général de mesures performant comprenant des radars, des moyens de télémesures, d'optique, une station de météo-aérologie.
Toutes ces capacités lui permettront de participer efficacement à des missions militaires ou civiles.

Mots clés : Bâtiment d'essais et de mesures, réceptacle, champs de tirs, radars, télémesures, aérologie.

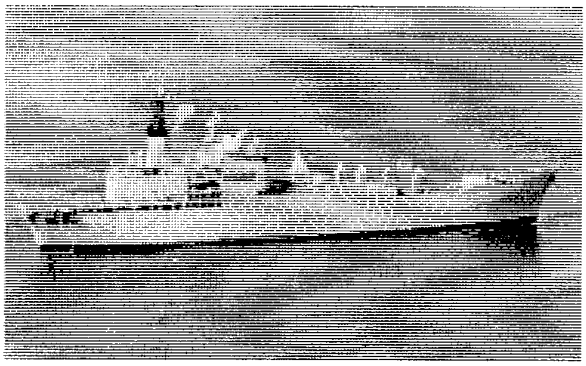
1. LA FONCTION RECEPTACLE

Un missile expérimental tiré depuis un sous-marin lanceur d'engins, en plongée au large du Centre d'Essais des Landes (CEL), au sud de Bordeaux, va être pris en charge par les moyens de trajectographie radars et optiques, les stations de réception de télémesures, et celles de télécommande de destruction.
Ce champ de tir français, ouvert sur l'Atlantique, assure en premier lieu le suivi de la phase propulsée grâce à ses stations réparties en métropole à Biscarrosse, Hourtin et Quimper : si le missile présentait le moindre risque pour les personnes ou les biens, il serait immédiatement détruit.
En fin de phase propulsée, le missile met à poste les ogives et les aides à la pénétration avant leur vol balistique : les moyens du CEL continuent à assurer les mesures jusqu'à ce que les corps en vol passent au-dessous de son horizon radioélectrique.

Au-delà, c'est le rôle du réceptacle...

En effet, dans notre jargon, le réceptacle ne désigne pas seulement la zone des impacts mais aussi les moyens nécessaires, placés au voisinage de cette zone, aptes à suivre la fin de la phase balistique et la totalité de la phase terminale des trajectoires, depuis la rentrée des objets balistiques dans l'atmosphère jusqu'aux impacts en mer.
Et à défaut d'île ou d'atolls bien situés en Atlantique pour y installer des moyens de mesures (les Etats-Unis utilisent à cet effet l'atoll de Kwajaleïn dans le Pacifique), la France s'est dotée depuis 1968 d'un bâtiment d'essais et de mesures : le "HENRI POINCARE"

2. LE BATIMENT D'ESSAIS ET DE MESURES "HENRI POINCARE"



2.1. Historique

Avant de devenir bâtiment d'essais et de mesures, mis en oeuvre par la Marine Nationale au profit de la Direction des Missiles et de l'Espace (DME), le "HENRI POINCARE" a vécu une autre vie...

Ex-pétrolier italien du nom de "MAINA MORASSO", construit en 1960, il a été acheté en 1964 par la Délégation Générale pour l'Armement (DGA) et refondu par l'Arsenal de Brest entre 1965 et 1968.
Long de 180 mètres, large de 22 mètres, possédant une propulsion à vapeur de 10 000CV, il n'était équipé au début de son activité opérationnelle que d'un radar BEARN, d'un aérien de télémesures et de moyens optiques.
Ces moyens étaient alors suffisants pour l'expérimentation des missiles mono-ogives M1 et S1 qui ne comportaient qu'un répondeur et une chaîne de télémesures.
Il a subi 4 modernisations au cours de ses 23 ans d'histoire pour suivre l'évolution des techniques mais surtout pour répondre aux besoins de mesures sur des missiles toujours plus performants.

2.2. Les missions

Le "HENRI POINCARE" assure aujourd'hui les missions suivantes :

❑ La sauvegarde de la zone de rentrée, grâce à son radar de veille, à des hélicoptères embarqués (Super-Frelon ou Alouette III) ou à des Atlantic qui le rejoignent au réceptacle.

❑ La réception des télémesures.

❑ La trajectographie en phase balistique et en rentrée, en mode écho de peau ou répondeur.

❑ L'analyse radioélectrique des corps en vol, c'est-à-dire la détermination de leur matrice de rétrodiffusion. Cette fonction est remplie par les radars SAVOIE (bande P), STRATUS (bande L) et GASCOGNE (bande C).

❑ Le rayonnement optronique des corps en phase de rentrée mesuré grâce aux caméras image et vidéo, aux radiomètres infrarouges montés sur la Tourelle Porte Instrument Optiques.

❑ La caractérisation de l'atmosphère (densité - vent - hygrométrie) dans la zone de rentrée grâce à :

- des sondes portées sous ballons jusqu'à 35 km d'altitude,
- des fusées sondes ARCAS et surtout depuis deux ans, grâce à un LIDAR qui mesure la densité de l'air dans la haute atmosphère entre 30 et 100 km d'altitude.

3. L' EVOLUTION NECESSAIRE

Le "HENRI POINCARE" a pris part avec efficacité à plus de 130 tirs balistiques et participé avec le CEL à la mise au point et au maintien de la crédibilité de notre force de dissuasion : il a permis de vérifier les performances des missiles et des têtes nucléaires en matière de précision donc d'efficacité terminale et d'aptitude à la pénétration des défenses adverses.

Mais les moyens du "HENRI POINCARE" ne seront plus au niveau suffisant pour les programmes balistiques futurs, dont le M45 qui équipera le SNLE de nouvelle génération. En effet :

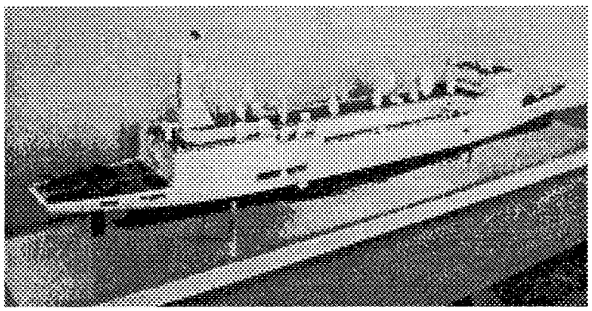
- par rapport aux programmes actuels, les essais en vol des programmes futurs se caractériseront par l'augmentation du nombre d'objets à suivre, la forte diminution des signatures radioélectriques et infrarouges, la réduction du volume disponible dans les objets, ce qui rendra difficile voire impossible l'implantation des aides à l'expérimentation ou des équipements d'essais que sont les répondeurs radars et les émetteurs de télémesures.
- de plus, le développement de moyens de détection ABM plus performants dans les défenses adverses requiert des moyens expérimentaux de niveau comparable pour vérifier les capacités de pénétration de nos cortèges balistiques.

Tout ceci nécessitait le développement de nouveaux radars, donnant une grande finesse de discrimination, mettant en jeu de fortes puissances et équipés d'antennes de grandes dimensions. Le nombre, les dimensions et le poids de tels radars rendaient impossibles leur installation sur le "HENRI POINCARE" qui, par ailleurs, compte tenu de la vétusté de la partie flotteur, aurait dû être retiré prochainement du service.

4. LE BATIMENT D'ESSAIS ET DE MESURES "MONGE"

Ces critères de choix ont amené la DGA, en 1987, à décider le lancement du "programme" de renouvellement des moyens d'essais au réceptacle et à construire un nouveau B.E.M., le "MONGE".

Ce programme, conduit par la DME, s'appuie sur la Direction des Constructions Navales (DCN) pour la partie navire, et sur le Centre Technique des Moyens d'Essais (CTME) dépendant de la DRET pour la partie dispositif de mesures.



4.1. Le navire

Construit à Saint-Nazaire par les Chantiers de l'Atlantique, le "MONGE" est un bâtiment de 225 mètres de long (45 mètres de plus que le "HENRI POINCARE"), de 24 mètres de large ; il a un tirant d'eau de 7,7 mètres. Avec un déplacement de 21 000 tonnes, sensiblement équivalent à celui du "HENRI POINCARE", il est le plus gros bâtiment de la Marine Nationale, après les Porte-Avions.

Propulsé par deux moteurs diesels semi-rapides de 4 500 CV chacun, équipé d'une hélice à pales orientables, sa vitesse maximale est de 16 noeuds.

Six diesels alternateurs fournissent 7 200 kW pour l'alimentation des moyens techniques.

Un système de stabilisation permet de réduire les mouvements de plateforme qui seraient pénalisants pour la mise en oeuvre des aériens embarqués.

Il dispose d'une grande plateforme d'appontage et de deux hangars prêts à recevoir deux hélicoptères.

Outre des moyens de radio classiques, il sera équipé de stations de télécommunications par satellites : INMARSAT, SYRACUSE 1 et SYRACUSE 2.

Un radar V15, un radar de navigation et un radar d'appontage lui permettront d'assurer la sécurité de sa navigation et la sauvegarde du réceptacle.

Après sa livraison à la Marine par le Chantier de Saint-Nazaire en février 1991, le "MONGE" a rejoint Brest pour poursuivre ses essais.

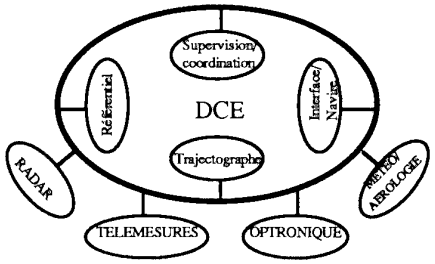
Il effectue actuellement, en Atlantique, un essai d'endurance à la mer. A son retour, début juin, commencera la phase d'installation de son système de mesures.

4.2. Le système de mesures

A l'exception de quelques équipements qui seront transférés du "HENRI POINCARE" comme les radars GASCOGNE, le SAVOIE et le STRATUS, le système de mesures du "MONGE" sera entièrement nouveau.

Sa réalisation est aujourd'hui en cours chez de nombreux industriels nationaux des secteurs de la mécanique, de l'électronique, de l'informatique et de l'ingénierie.

Il est composé de 4 dispositifs de mesures (RADAR, TELEMESURES, OPTRONIQUE, METEO-AEROLOGIE) et d'un dispositif commun d'essai (DCE) :



A la différence du dispositif du "HENRI POINCARE", très centralisé, l'organisation retenue pour le "MONGE" est décentralisée, chaque dispositif étant doté d'une grande autonomie au niveau de son PC : des moyens informatiques puissants permettront à chaque niveau, aussi bien la gestion en

temps réel que le contrôle des performances et l'analyse des résultats d'essais.

4.2.1. Le dispositif radar

Ce dispositif, le plus important du "MONGE", est avant tout destiné à assurer la mission d'analyse radioélectrique : la mission de trajectographie est un préalable nécessaire pour pointer des radars à lobes étroits vers les objets à analyser.

❑ le PC RADAR

Le dispositif radar est organisé autour du PC RADAR constitué de deux calculateurs Digital de la série VAX 6000. Il a pour fonctions :

• La gestion temps réel des radars :

- répartition des tâches entre les moyens,
- désignation d'objectifs et choix des modes de fonctionnement adaptés,

• La préparation des essais et la simulation,
• L'étalonnage des radars,
• Le prédépouillement des mesures.

Il pilote les moyens suivants :
• 1 radar GASCOGNE,
• 1 radar SAVOIE,
• 1 radar STRATUS,
• 2 radars ARMOR.

❑ Le GASCOGNE

Le GASCOGNE a été développé en 1979, en remplacement des BEARN pour mieux assurer la trajectographie de la rentrée en couvrant la phase de "black out" des répondeurs. Ses caractéristiques essentielles sont les suivantes :

• Fréquence : Bande C (5400-5900 MHz),
• Aérien : Monopulse de diamètre 4 m,
Polarisation H et V en réception.
• Fonctionnement simultané écho de peau et répondeur, double télémétrie, agilité de fréquence pour poursuite de répondeurs en séquentiel,
• Bilan de liaison important en écho de peau,
• Compression d'impulsion et traitement cohérent,
• Puissance crête : 500 kW,
moyenne : 5 kW.
• Pilotage complet du radar possible par calculateur.
• Enregistrement vidéo associé pour traitement temps différé optimisé du signal.

❑ Le SAVOIE

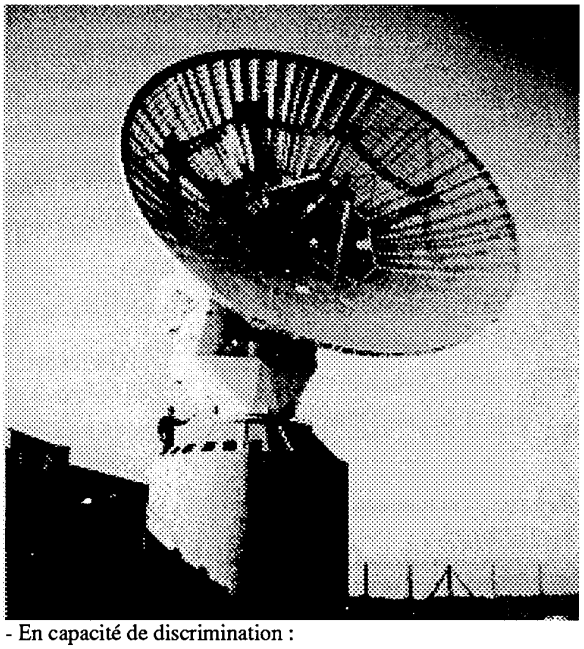
Construit en 1974, modifiée en 1986, le SAVOIE est encore aujourd'hui en cours de modernisation. Grâce à son lobe plus large que celui des autres radars, il permet la visibilité d'un domaine d'espace plus étendu. Ses caractéristiques essentielles sont les suivantes :
• Fréquence : Bande P,
• Aérien : Monopulse de diamètre 8 m,
Polarisation H et V en réception,
• Bilan de liaison important en écho de peau : compression d'impulsion et traitement du signal,
• Puissance crête : 200 kW,
moyenne : 23 kW
• Fonctionnement temps réel : double télémétrie,
• Enregistrement vidéo associé pour traitement temps différé optimisé du signal.

❑ Le STRATUS

Ce radar expérimental développé par l'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales (ONERA), a été installé sur le "HENRI POINCARE" en 1990. Fonctionnant en bande L, il présente l'originalité de disposer de 2 aériens de 5 m de diamètre qui lui permettent de fonctionner en mode bistatique avec émission continue.
Le spectre du signal émis de 40 MHz lui donne une discrimination distance de moins de 4 mètres.
Ses formes d'ondes sont entièrement programmables, permettant d'ajuster ses ambigüités distance et vitesse en fonction de la répartition des cibles dans le cortège.
C'est avant tout un radar d'analyse : les signaux reçus sont enregistrés et traités en temps différé.

❑ Les ARMOR

Les radars ARMOR,en cours de réalisation par THOMSON, définis pour répondre spécifiquement à l'évolution des besoins de mesures au réceptacle, constitueront les outils de mesures primordiaux du "MONGE". Fonctionnant en bande C, comme le GASCOGNE, les performances de l'ARMOR lui sont largement supérieures :
- En bilan de liaison grâce à:
• sa puissance moyenne qui pourra atteindre 40 kW,
• son aérien d'un diamètre de 10 m,
• ses capacités de traitement du signal,
• (compression d'impulsion, intégration cohérente, post-intégration).



- En capacité de discrimination :
• en angulaire du fait de la directivité de son aérien et de la grande précision de sa tourelle,
• en distance grâce à l'utilisation de formes d'ondes ayant des spectres plus larges (de 5 à 150 MHz),
• en vitesse du fait des stabilités de phases des chaînes émission /réception.

- En agilité :
• Fonctionnement simultané écho de peau et répondeur,
• Diversité de fréquence,
• 16 formes d'ondes différentes, certaines programmables, lui permettront de s'adapter au mieux aux caractéristiques des cibles et à la nature des phénomènes à observer.

- En fiabilité et en maintenabilité :
• Un dispositif de test intégré réalise aussi bien l'étalonnage du radar que la détection des avaries.

- En capacité de traitement temps différé :
• Tous les signaux reçus en temps réels sont emmagasinés sur des enregistreurs à têtes tournantes de haute densité,
• Un système informatique puissant permet leur traitement en temps différé.

L'ensemble tourelle/antenne d'un ARMOR représentera une masse de 47 tonnes : il sera nécessaire de fournir au radar une énergie moyenne de 500 kW.

Le premier ARMOR sera installé sur le "MONGE" en fin 1991, le second début 1993.

4.2.2. Le dispositif de télémesures

Il aura pour mission d'acquérir, d'enregistrer et de décommuter les télémesures émises par les objets instrumentés du cortège pendant la phase balistique et la rentrée, mais aussi de mesurer le niveau de champ reçu sur les différentes polarisations ; ce qui permettra de remonter à la connaissance de l'attitude des objets.

Il comportera à cet effet :

❑ six aériens paraboliques de 3 ou 4 m de diamètre, dont deux seront placés sur la ligne de foi du bâtiment, les autres étant répartis sur tribord et bâbord arrière.

❑ 24 récepteurs et 24 mesureurs de champ,

❑ des baies de brassage HF et BF des signaux,

❑ des enregistreurs magnétiques et des chaînes de décommutation temps réel des signaux.

Le pupitre de commande et de contrôle de la station est constitué de moyens informatiques capables d'assurer la fourniture des désignations d'objectifs, la télégestion des différents sous-ensembles, le dépouillement des mesures et les étalonnages de la station.

Dans une deuxième phase, ce dispositif se verra compléter par six autres antennes et des équipements associés.

4.2.3. Le dispositif optronique

Destiné à mesurer la signature des corps dans le visible et l'infrarouge pendant leur phase de rentrée, ce dispositif comprendra les ensembles suivants :

❑ une tourelle de très grande précision, protégée par un radôme ayant une capacité d'emport d'une tonne,

❑ des équipements optiques et optroniques :

- un spectromètre infrarouge doté de 2 capteurs de mesures permettant la couverture de la bande spectrale 1,7 à 4 µm avec une résolution de 0,1 µm,
- un ensemble film de 35 mm (GV150) permettant une prise d'image à 150 images/seconde derrière une optique de 2 m de focale,
- deux caméras vidéo CCD montées derrière des optiques de 300 mm et de 2 m de focale ; un écartomètre sera associé à ces caméras et permettra le passage en poursuite automatique de la tourelle.

❑ Un pupitre de commande et contrôle.

4.2.4. Le dispositif météo/aérologie

Il comportera les sous-ensembles suivants :

❑ La centrale d'acquisition des données de météo locale (vent - température - pression - hygrométrie),

❑ Une station de réception et de traitement des photos reçues depuis les satellites météorologiques NOAA, GOES, METEOR ou METEOSAT,

❑ Une station de lancement et de réception de sondes VAISALA portées sous ballon qui permettent de mesurer le vent, la température et l'hygrométrie de l'air de 0 à 30 km d'altitude,

❑ Une station de largage de fusées qui mettent à poste à 100 km d'altitude des sphères tombantes : la trajectographie de ces sphères par radar permet de déterminer leur traînée, et de connaître en conséquence la densité atmosphérique,

❑ Le LIDAR transféré du "HENRI POINCARE".

La lumière verte émise à la verticale du bâtiment grâce à un télescope d'émission est rétrodiffusée à chaque niveau de l'atmosphère en fonction des molécules d'air qui y sont présentes. Les photons rétrodiffusés sont reçus sur 8 télescopes, et comptés par des tubes photomultiplicateurs. On en déduit la densité de l'air et sa température entre 30 et 100 km d'altitude.

Toutes ces mesures sont traitées et fusionnées par un système informatique pour reconstituer les caractéristiques de l'atmosphère dans la zone de rentrée entre le sol et 100 km d'altitude.

4.2.5. Le dispositif commun d'essais (DCE)

Le dispositif commun d'essais regroupe l'ensemble des fonctions communes nécessaires au profit des dispositifs de mesures :

❑ Le référentiel

C'est au niveau de ce sous-ensemble que se trouvent les principales spécificités d'un centre d'essais embarqué par rapport à un centre d'essais terrestre.

Il comporte en effet :

- *le référentiel temps* :

  Heure, décompte, et signaux de cadencement générés à partir d'horloges au rubidium, recalés sur le réseau GPS pour être en synchronisme avec la base de départ sont distribués à toutes les installations.

- *Le référentiel de mesures de déformation de coque* :

  Le bâtiment étant une structure déformable, ces mesures permettent d'homogénéiser les mesures acquises par les différents aériens.

- *Le référentiel position et attitude* :

  La position est mesurée grâce à des récepteurs NAVSTAR GPS en code précis, l'attitude du bâtiment grâce à des centrales de cap et de verticale.
  Ces mesures permettent de replacer dans un repère absolu, les mesures relatives acquises par les aériens

❑ Le trajectographe

Un calculateur de la série VAX 6000, doté d'un logiciel performant assure les fonctions suivantes :

- Acquisition des mesures fournies par les dispositifs, ainsi que de celles reçues du CEL par transmissions de données.
- Calcul et entretien possible de 60 trajectoires de mobiles avec choix d'utilisation de plusieurs types de filtrages (Kalman ; α, β),
- Identification éventuelle des mobiles.
- Distribution des désignations d'objectifs aux différents dispositifs (20 DO simultanées).

❑ L'interface Navire

On désigne sous ce terme l'ensemble des échanges nécessaires entre le dispositif général de mesures et les moyens du navire :

- Moyens d'interphonie internes au bâtiment,
- Interface avec les moyens de télécommunications extérieurs pour transmissions de données temps réel et temps différé et échanges phoniques avec le CEL et les autres coopérants,
- Fourniture de pistes d'objectifs observés par le radar de veille aérienne V15,
- Envoi de données de positionnement, d'attitude du bâtiment, et des angles de masquage des aériens à la passerelle, pour aider l'officier de quart à présenter le bâtiment, au moment voulu, à la position et au cap désirés pour la mission de mesures.

❑ La supervision / coordination

Des stations de travail réparties, alimentées par un réseau commun permettent aux différents responsables de l'essai de suivre l'évolution de la mission de mesures et éventuellement d'intervenir sur son déroulement.

Ces stations sont également utilisées pour la préparation des missions.

4.3. La mise en oeuvre du "MONGE"

Comme le "HENRI POINCARE", le "MONGE" sera mis en oeuvre par le Groupe Naval d'Essais et de Mesures, dépendant de la Marine Nationale.

L'équipage du porteur comprendra une centaine de personnes, officiers, officiers-mariniers et matelots tous issus de la Marine Nationale.

Les moyens spécifiques seront à charge de l'Organisation Mesures-Essais, structure originale comportant environ 70 officiers, officiers-mariniers des spécialités techniques de la Marine Nationale et une trentaine d'ingénieurs et techniciens civils ou militaires détachés par la DGA.

Le "HENRI POINCARE" cessera son activité au début de l'année 1992 : le "MONGE" participera opérationnellement à son premier tir en fin 1992.

C'est donc une charge très lourde qui attend la DME, le CTME, le GNEM et les industriels retenus pour que cet objectif puisse être atteint.

Ultérieurement, le dispositif sera complété par de nouveaux moyens d'essais et, avant la fin du siècle, un radar en bande L à balayage électronique, plus adapté à la fonction de veille, devrait y être implanté.

5. CONCLUSION

Le "MONGE" sera le seul Centre d'Essais mobile existant en Europe.

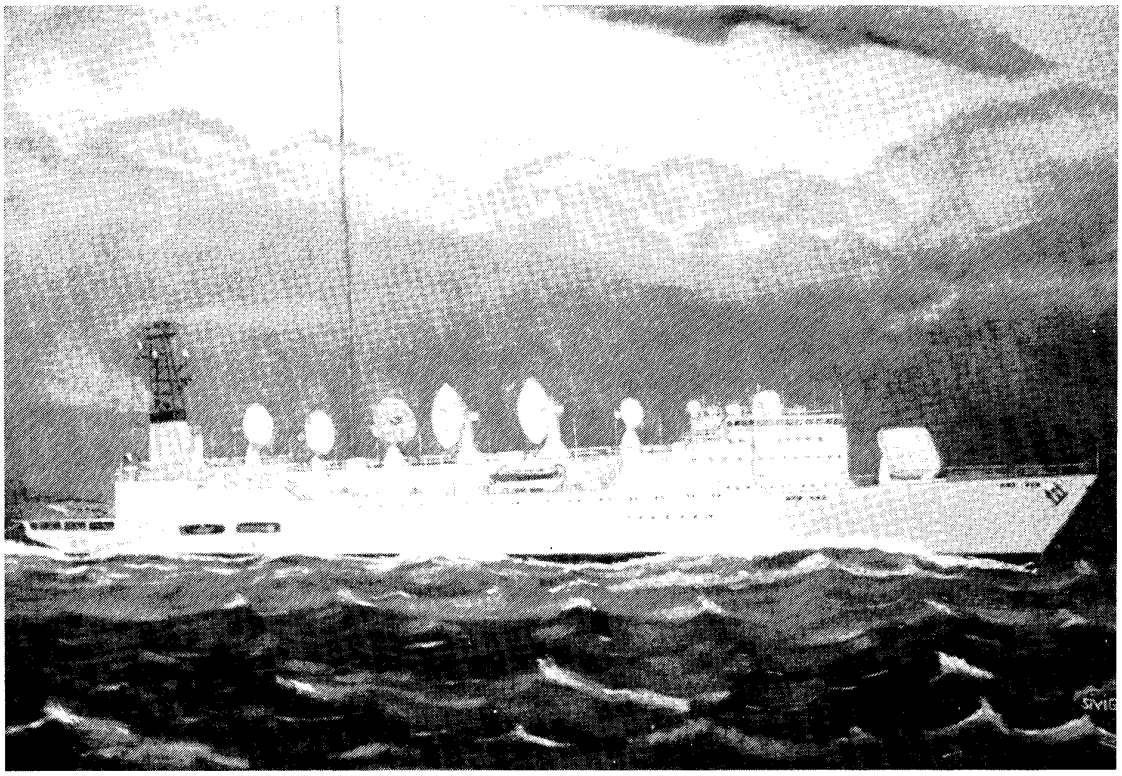
Son système de mesures sophistiqué et performant a été dimensionné pour répondre à l'objectif majeur :
la mise au point et le maintien à niveau de la crédibilité de la force de dissuasion française.

Il apportera bien évidemment son concours à d'autres essais du ressort du Centre d'Essais des Landes pour permettre la restitution de thèmes de tir complexes ou géographiquement étendus : tirs multicibles, phases terminales d'engins tactiques, croisières haute altitude de missiles futurs.

Encore plus que le "HENRI POINCARE", grâce aux performances de ses radars et de ses télémesures, il sera utilisé pour la surveillance de l'espace (acquisition, trajectographie et orbitographie de satellites défilants) et la réception d'images émises de satellites.

Ses capacités de mesures d'une part, le fait qu'il puisse se positionner dans des zones non couvertes par des stations au sol d'autre part, peuvent également l'amener à participer à des lancements spatiaux ou à des activités spatiales.

C'est avec fierté que ce bâtiment portera le nom de Gaspard MONGE, né en 1746, qui fut à la fois grand serviteur de la Défense Nationale et l'un des savants les plus complets de son temps.



Vue d'artiste du B.E.M. "MONGE"

1.6

LE SYSTEME DE MESURES ET DE TELECOMMUNICATIONS DU CENTRE SPATIAL GUYANAIS ET SES EVOLUTIONS A L'HORIZON 2000

PHILIPPE NOEL

CNES (CENTRE SPATIAL GUYANAIS)
BP 726
97386 KOUROU CEDEX

RESUME

Le système de Mesures et de Télécommunications du Centre Spatial Guyanais, aujourd'hui adapté pour répondre aux missions d'Ariane 4, va devoir subir une mutation. En effet, ce système va devoir s'adapter, dès 1995 aux exigences supplémentaires apportées par le nouveau lanceur Ariane 5 puis par Hermès. Après avoir décrit dans une première partie les composantes du système actuel, une deuxième partie s'attache à esquisser les adaptations qu'il devra subir pour satisfaire en particulier les missions Ariane 5 assez bien cernées à ce jour.

Mots clés : Base de lancement, Télémesures, Télécommande, Télécommunications, Localisation.

1 PREAMBULE

Le 09 avril 1968, le Centre Spatial Guyanais entrait en activité avec le lancement d'une fusée-sonde, moins de quatre années après la décision de sa création par le Gouvernement Français.

Depuis sa mise en activité et jusqu'à ce jour, deux grandes périodes peuvent caractériser son organisation pour satisfaire aux missions qui lui ont été successivement dévolues.

. La période 1968-78 durant laquelle, le CSG, que l'on appelait encore improprement champ de tir, a vu s'effectuer 354 lancements de types divers : 57 ballons, 288 fusées-sondes, 8 lancements Diamant B, puis BP4, 1 Europa)

. La période courant de 1978 à ce jour et qui se poursuivra jusqu'à vers les années 1995, durant laquelle le CSG, qui a pris la dénomination de BLA (Base de Lancement Ariane), a vu toutes ses activités centrées sur les lancements des diverses versions successives du lanceur Européen ARIANE : Ariane 1 avec 11 lancements (de 1979 à 1986), Ariane 2 et 3 avec 17 lancements (de 1984 à 1989), et depuis 1988, les diverses versions d'Ariane 4 avec jusqu'à ce jour 15 lancements.

Cette présentation s'attache dans une première partie à décrire le Système Mesures de la BLA dans sa configuration actuelle et les évolutions majeures qu'il a subies depuis sa première mise en oeuvre pour Ariane.

Dans une deuxième partie, elle décrit les évolutions décidées pour ce système afin de lui permettre en particulier de répondre aux exigences supplémentaires qu'impliquera la nouvelle génération de lanceur Ariane 5.

En effet, dès 1995 et simultanément à la poursuite des lancements Ariane 4, jusqu'à la fin du siècle, le nouveau lanceur Ariane 5 viendra accroître les missions du CSG qui devra donc adapter ses systèmes.

Les exigences supplémentaires impliquées par l'impact de l'avion spatial Hermès, au début des années 2000, ne sont pas précisées car étant encore mal connues.

2 LE SYSTEME MESURES D'AUJOURD'HUI

2.1 Les missions

Dans le cadre des lancements Ariane 4, qu'ils soient vers le Nord ou vers l'Est, la base de lancement doit satisfaire à des besoins lanceurs et à des besoins de la Sauvegarde Vol de la BLA.

. Vis-à-vis du client lanceur, il s'agit de mettre à sa disposition toutes les informations lui permettant :

- durant l'intégration du lanceur, d'assurer certains contrôles,
- durant le vol, de vérifier le bon fonctionnement du lanceur (centrales inertielles, comportement des moteurs, séquences de séparation) et, juste après l'injection de la ou des charges utiles, de fournir aux clients correspondants, les éléments (orbite, attitude) permettant aux réseaux de mise à poste de prendre le relais,
- après le vol, d'analyser de façon plus précise le bon fonctionnement des divers sous-systèmes électriques, mécaniques et propulsifs pour permettre dans une première étape de confirmer ou non la poursuite de la campagne de lancement suivante; dans le cas négatif ou en cas de problème détecté ne

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

remettant cependant pas en cause le lancement suivant, d'expliquer à des fins de correction les anomalies qui se seraient produites.

. Vis-à-vis du responsable de la Sauvegarde Vol, lui fournir en temps réel tous les éléments lui permettant de s'assurer du non danger pour les moyens et populations du comportement du lanceur, et sinon mettre à sa disposition le système de neutralisation en vol.

2.2 Les composantes du Système Mesures

Comme pour toute base de lancement, ou Centre d'essais de fusées ou missiles, le Système Mesures s'appuie sur trois composantes :

- une composante Localisation,
- une composante Télémesure,
- une composante Télécommande,

ces trois composantes étant reliées par un Système de Télécommunication et étant abonnées à un Système de Synchronisation et de distribution du temps.

2.2.1 La chaîne de Localisation

A l'origine de la Base spatiale et jusqu'en 1987, la chaîne de Localisation, destinée avant tout à satisfaire la mission Sauvegarde en vol s'appuyait exclusivement sur des moyens externes au lanceur (radars de trajectographie), ce dernier ne coopérant que par la ré-émission avec amplification des interrogations radars reçues par l'intermédiaire de répondeurs.

Cette chaîne avait également pour mission de fournir au client lanceur, en temps différé, une trajectoire de référence lui permettant de confirmer la trajectoire prise par le lanceur ainsi que les éléments d'injection des satellites (diagnostics de satellisation) juste après l'injection. L'existence d'une telle trajectoire de référence était alors destinée à qualifier le comportement des éléments internes de guidage reposant sur une puis deux centrales inertielles.

La troisième fonction était de permettre, par désignation d'objectif numérique, l'acquisition et/ou la ré-acquisition des divers moyens en poursuite en chaîne sur le lanceur (radars, stations de télémesures et station de télécommande).

Ces rappels justifient l'existence à cette époque d'une succession de radars couvrant la trajectoire propulsée et donc répartis géographiquement soit vers l'Est soit vers le Nord.

Ces radars dépendaient soit directement du CSG (radars Bretagne 1, Bretagne 2, Adour 1 et Adour 2) soit appartenaient à des agences étrangères : Béarn et Natal du IAE/CLBI (Brésil/ et radars DOD de l'île d'Ascension) pour les lancements vers l'Est, radars NASA de Bermuda et Wallops pour les tirs vers le Nord.

Le tableau 1 ci-après précise quelques caractéristiques des radars de type Bretagne ou Adour.

L'existence au pied de chaque radar de calculateurs d'interface (de type SOLAR 16-65) et de réseaux croisés de transmission de données entre ceux-ci et les deux calculateurs centraux (SOLAR CP1 et CP2), regroupés au CTDL (Centre de Traitement des Données de Localisation), assurant tous deux des fonctions identiques, permet d'assurer vis-à-vis des informations délivrées en salle Sauvegarde (points d'impact instantanés en particulier), une double visualisation à partir de deux chaînes distinctes et ce durant la période de mission Sauvegarde.

Les moyens de visualisation (Salle Sauvegarde, Salle de Contrôle Jupiter, pour les autorités décisionnelles et les VIP) qui reposaient au début des années 80 sur des tables traçantes ont été remplacés par des visualisations cathodiques.

	ADOUR 2	BRETAGNE 1 et 2
Antenne		
diamètre aérien	3m	3m
type de poursuite	Scanning	monopulse
lobe à 3 dB	1°3	1°2
gain aérien	39 db	41,9 db
polarisation	verticale, circulaire droite, circulaire gauche	verticale
Emission		
bande de fréquence	5450-5825MHz	5450-5825MHz
fréquence de récurrence	585,5Hz	585,5Hz
largeur d'impulsion	0,5µ ou 1,7µs	0,8µ
puissance crête	250KW	1MW (Magnétron)
puissance moyenne	250W (1,7µs)	500W
Réception		
bande de fréquence	5450-5825MHz	5450-5825MHz
facteur de bruit global	5dB	5dB
sensibilité théorique	-137dB/W	-135dB/W
fréquence MF	36MHz	36MHz
Télémétrie		
dynamique	4096km	4096km
quantum	1,95m	1,95m
Précision		
globale en distance	±10m	±10m
globale en angulaire	±1mrd	±0,1mrd

Tableau 1
Caractéristiques essentielles des radars du CSG

Une évolution importante a modifié le principe de base d'origine quant aux senseurs impliqués dans la chaîne de Localisation. En effet, au vu de la qualité remarquable du guidage du lanceur Ariane, et avec l'emport à bord de deux centrales inertielles, il a été décidé de faire appel aux moyens internes (centrales inertielles) comme moyen de localisation et ainsi chaque calculateur principal CP1 et CP2, reçoit maintenant, en provenance du SET, Service d'Exploitation des Télémesures (l'organe de traitement des TM) les informations d'orbite résultant du calculateur de bord.

Si la Sauvegarde Vol n'a pas encore franchi le pas de prendre en compte les informations internes comme éléments décisionnels dès le décollage (ce qui ne le sera qu'après réalisation de certaines conditions), les éléments d'orbite ainsi obtenus sont maintenant et couramment utilisés au profit des visualisations en Salle de Contrôle Jupiter, et comme référence

de désignation pour les différents senseurs de la base, en particulier ceux des stations Aval. Pour cette raison le support des radars américains d'Ascension pour les lancements vers l'Est a été abandonné.

La figure 1 illustre le schéma fonctionnel de la chaîne de localisation aujourd'hui mise en oeuvre.

2.2.2 La chaîne télémesures

Le bon fonctionnement de cette composante du Système Mesures est primordial vis-à-vis de la mission lanceur puisque tout repose sur elle :

- pour suivre en temps réel le fonctionnement du lanceur et le déroulement de la séquence des événements,
- pour fournir aux clients satellite les orbites et attitudes selon lesquelles les satellites ont été injectés,
- et pour analyser très finement en temps différé le comportement en vol de tous les sous-systèmes lanceur à des fins d'optimisation et d'explication des anomalies éventuellement rencontrées.

La Sauvegarde vol tire également profit de certaines informations télémesurées car elles lui permettent de corroborer les informations qu'elle reçoit du système de Localisation.

La figure 2 représente sous forme fonctionnelle, la chaîne télémesures qui comporte des moyens de poursuite, d'acquisition et d'enregistrement d'une part, et des moyens de traitement d'autre part.

2.2.2.1 Les moyens de poursuite et d'acquisition.

Pour pouvoir acquérir et enregistrer toutes les télémesures émises du lanceur en bande S, durant tout le vol, il a été nécessaire d'implanter des stations de télémesures, lorsqu'il n'en n'existait pas déjà, pour couvrir radioélectriquement toute la trajectoire empruntée.

Le réseau ainsi constitué et dont la première utilisation s'est faite lors du premier lancement d'Ariane L01, fin 1979 a depuis évolué pour répondre aux diverses versions du lanceur ou pour répondre à plusieurs considérations.

En 1979, ce réseau était ainsi constitué de stations implantées

- à Kourou (Galliot - Stella 43),
- à Cayenne (Montabo - Stella 43),
- à Salinopolis (Brésil - embouchure de l'Amazone - Stella 35),
- à Natal (Brésil - pointe Est - Stella 43),
- et sur l'île d'Ascension (sud-atlantique - moyens NASA).

La station transportable installée à Salinopolis a rapidement été désaffectée et est revenue provisoirement à Cayenne-Montabo, lorsqu'on s'est aperçu que l'effet de flamme qui avait justifié sa mise en place, n'avait que très peu d'impact sur le bilan radioélectrique vu des moyens de Guyane.

Les versions successives d'Ariane : Ariane 3, puis Ariane 4, qui voyaient les phases de séparation des satellites s'éloigner vers l'Est ont nécessité successivement l'ouverture des sites d'Akakro en Côte d'Ivoire puis celui de N'Koltang près de Libreville au Gabon, où se trouve maintenant installée l'antenne Stella 43, anciennement à Cayenne-Montabo, après un transit à Akakro.

La fermeture récente du site NASA de l'île d'Ascension a enfin imposé l'installation sur cette île d'une station de propriété ASE, l'ancienne Stella 35 de Salinopolis qui, elle aussi, avait transité depuis 1979 par Cayenne-Montabo et Libreville.

La configuration actuelle du réseau de stations pour les lancements vers l'Est qui apparaît sur le schéma en fig. 2 repose sur les stations suivantes:

- Kourou-Galliot (Stella 43 et Star 45, station TTC du réseau 2GHz du CNES, qui assure pour les lancements d'Ariane la redondance de la Stella 43),
- Natal (Stella 43, mise en place par le CNES et propriété transférée au CTA (l'agence brésilienne),
- sur l'île d'Ascension (Stella 35, propriété de l'ASE, gérée par le CSG),
- Libreville-N'Koltang (Stella 43, propriété de l'ASE, gérée par le CSG),
- Hartebeesthoek (Afrique du sud, station TTC rattachée au réseau 2 GHz du CNES).

En ce qui concerne les lancements vers le Nord, dont la fréquence ne justifie pas la mise en place de moyens spécifiques CSG et dans la mesure où des moyens étrangers existent et peuvent apporter leur support, le réseau type comporte, outre les moyens de Kourou, des moyens NASA de Bermuda et Wallops et la station de Fairbanks dépendant de la NOAA, utilisée pour le suivi de la passivation du 3ème étage.

La configuration de chacune des stations est plus ou moins complexe mais en tout état de cause classique. Le tableau 2 donne les caractéristiques essentielles des deux types de stations CSG, Stella 43 et Stella 45.

	STELLA 43	STELLA 35
Lieu d'implantation	Kourou (Galliot) Natal (Brésil) Libreville (Gabon)	Ile d'Ascension
Type d'aérien et diamètre	Source au foyer (10,5m)	Source au foyer (5 m)
Facteur de mérite	16 dB°/k à 5°	dB°/k à 5°
Gain antenne isotrope	43 dB	35 dB
Bande de fréquence	2200-2290 MHz	2200-2290 MHz
Signaux exploitables	PCM/FM-FM/FM PCM/PM-FM/PM	PCM/FM-FM/FM PCM/PM-FM/PM
Capacité de réception	2 émissions de TM simultanées en diversité de polarisation avec combinaison post-détection	Idem
Poursuite	PCD ou PCG	PCD ou PCG
Mode de poursuite	Manuel en vitesse numérique. Désignation d'objectif sur signaux extérieurs Automatique	Idem Idem Idem
Enregistreurs magnétiques 14 pistes IRIG	2	2
Décommutation et contrôle visuel en station de certains paramètres	Oui	Oui

Tableau 2
Caractéristiques essentielles des stations de Télémesures

2.2.2.2 Les moyens de traitement des télémesures

Des moyens de traitement sont indispensables pour pouvoir, à partir des informations acquises et enregistrées en station, satisfaire les demandes des utilisateurs, soit le client lanceur, soit la Sauvegarde en vol du CSG.

Des moyens regroupés sur le site Galliot-Montagne des Pères sous la dénomination de SET (Service d'Exploitation des Télémesures) sont associés aux deux types de traitement qui sont effectués soit en temps réel, soit en temps différé :

- Les moyens temps réel qui portent le nom de la fonction à laquelle ils sont dévolus : CVI ou «contrôle visuel immédiat» et qui permettent la visualisation en vol d'une quantité très limitée de paramètres, une cinquantaine.

- Les moyens de traitement en temps différé, dénommés CVD (contrôle visuel différé) qui sont destinés à remettre, suivant des délais contractuels très stricts et sous forme de courbes et listings, des informations sur l'évolution de quelques centaines de paramètres qui permettent au client lanceur de confirmer ou non la poursuite de la prochaine campagne de lancement.

Ces derniers traitements portent plus précisément la dénomination de CVD pour exploitation niveau zéro pour les différencier de ceux réalisés au Centre Spatial de Toulouse sur des moyens plus adaptés et à partir de toutes les télémesures enregistrées sur bandes analogiques en station. Ces traitements pour exploitation, de niveau 1, ne font pas l'objet de cette présentation.

Moyens CVI

Pour des raisons de fiabilité et de disponibilité, deux équipements identiques, à base de cartes microprocesseurs multi-fonction gérées par un système d'exploitation spécifique, permettent en temps réel d'acquérir en provenance successive des stations de Galliot puis des stations Aval, et sous forme de blocs «NASCOM» pour ces dernières, les informations de télémesure à traiter et à visualiser.

Ces informations, en nombre limité, sont extraites des trames de télémesures dites PCM opérationnelles reçues en station à 240 Kb/s, par des équipements spécifiques de décommutation (TM 8400) qui assurent en temps réel après synchronisation primaire et synchronisation secondaire, la sélection des paramètres CVI et le remplissage des blocs NASCOM datés à transmettre à Kourou par lignes spécialisées de qualité supérieure (LSQS).

En station, ces moyens de décommutation sont par ailleurs munis de moyens de traitement et de visualisation, ce qui permet, pour pallier en particulier une défaillance des lignes de transmission de données, de surveiller l'occurrence de certains événements essentiels pour la mission (séparations satellites, par exemple pour Libreville) et d'en faire l'annonce par phonie.

Les systèmes centraux CVI effectuent un certain nombre de traitements sur les informations soit on/off, soit analogiques avec application de fonction de transfert, soit sur le message digital en provenance de l'OBC (On Board Computer) transportant les informations d'orbite et d'attitude, et les destinent à diverses entités :

- la salle des experts clients (Arianespace), munie de traceurs graphiques et d'écrans de visualisation adaptés,

- la salle de Sauvegarde Vol du CSG, au Centre Technique où une double visualisation est en cours d'installation,

- le centre de traitement des données de localisation (CTDL) pour la prise en compte des données internes de localisation à des fins de localisation et de diagnostic de satellisation,

- le Centre d'Orbitographie Opérationnel (COO) et le service de détermination des manoeuvres (SDM-MERCATOR) du Centre de Toulouse, pour les informations d'orbite et d'attitude utilisées pour les mises à poste, lorsque les satellites injectés sont pris en charge par les moyens de ce centre.

Moyens CVD

Comme déjà évoqué ci-dessus un grand nombre de tracés continus, courbes et listings permettant aux experts d'Arianespace d'évaluer, en phase zéro, le fonctionnement de divers constituants du lanceur

(environ 600 paramètres analysés), doivent être remis à ceux-ci 6 jours ouvrés après le lancement.

Pour remplir cette mission, deux calculateurs de type SOLAR munis de périphérie adaptée sont mis en oeuvre.

Les informations qu'ils traitent sont reçues des stations aval juste après la fin des opérations de lancement, par les mêmes voies LSQS, à partir de blocs NASCOM, générés par les unités de décommutation des stations, configurés pour extraire les informations nécessaires au CVD niveau zéro, à partir des bandes analogiques enregistrées en station durant le vol.

2.2.3 La chaîne télécommande de destruction

La Sauvegarde en vol du Centre Spatial Guyanais qui est, vis-à-vis du Directeur du Centre, responsable de la sauvegarde des biens et des personnes durant les opérations de lancement, doit pouvoir si nécessaire et au vu des diverses informations qu'elle a à sa disposition (informations optiques, ou en provenance de chaînes de localisation, ou encore de la chaîne des télémesures), neutraliser en vol le lanceur.

Les moyens sol affectés à cette mission reposent sur une station de télécommande implantée au Centre Technique.

Cette station durant le lancement répond à deux besoins :

- émettre un ordre «maintien» dans le cas d'un fonctionnement nominal ou non dangereux du lanceur afin de le protéger contre des ordres intempestifs de destruction,
- ou émettre la séquence d'ordres commandant la destruction en vol en cas de danger pour les zones protégées.

Pour assurer cette double mission, la station, d'une grande fiabilité, comprend principalement :

- une baie de codage redondée,
- un ensemble d'émission qui comporte en particulier deux émetteurs couplés de 1,5 kw chacun,
- un ensemble d'antennes composé d'une antenne directionnelle de gain 18 dB et d'une antenne pseudo-omnidirectionnelle de gain 6 dB.

L'antenne directionnelle, nécessaire pour assurer la fin de mission Ariane est comme déjà indiqué, désignée numériquement par le centre de traitement des données de localisation.

Dans le cadre des lancements vers le Nord (satellites à défilement), ce dispositif est insuffisant et il est fait appel en complément à une station de télécommande NASA (Bermuda) à laquelle est couplée une baie de codage opérée par des représentants du Centre Spatial Guyanais, pour couvrir la zone de visibilité non couverte par le dispositif de Kourou.

Dans la mesure où la station de Kourou est destinée à poursuivre sa mission au-delà de la fin du siècle, il a été rendu nécessaire de remplacer dès à présent ses constituants les plus fragiles et dont la maintenabilité se révélait difficile par suite de la vétusté de la station, par des constituants de technologie plus récente et offrant des performances accrues.

Le renouvellement qui concerne l'ensemble de codage et d'émission est en cours d'intégration sur le site, sa mise en oeuvre opérationnelle devant intervenir durant l'été 1991.

2.2.4 Le système de Synchronisation et de distribution du temps

Le système de Synchronisation et de distribution du temps assure :

- la fourniture aux moyens de mesures de la BLA, en particulier les radars et les stations de TM et TCDE, des signaux temps synchronisés (IRIG, NASA et PAD) et des signaux de cadencement pour les transmissions de données et les prélèvements de mesures,
- la génération d'un code de temps «décompte» qui permet de connaître en tout point de la BLA l'évolution de la chronologie des opérations de lancement par rapport au H0.

Le dispositif du site CSG est constitué d'une station «Maître» située au Centre Technique, pilotée par une base de temps à base de rubidiums, recalée par référence au système GPS.

Des stations esclaves pilotées par la station «maître» sont situées sur les divers sites du CSG.

Sur les sites Aval, des systèmes autonomes sont mis en place, pilotés par des quartz, ils sont recalés soit par référence à l'ancien système Transit (Natal et Libreville), soit par référence au système GPS (Ascension). Les récepteurs Transit des deux premiers sites vont bientôt eux aussi laisser place à des récepteurs GPS.

2.3 Les Télécommunications

De par son éloignement de la métropole d'une part, de la répartition de ses constituants sur plusieurs sites localisés en Guyane ou éloignés de la Guyane (stations Aval) d'autre part, les télécommunications jouent un rôle primordial dans le bon fonctionnement des moyens du CSG.

Elles permettent en effet de relier entre elles, par phonie, les diverses équipes impliquées dans la préparation des opérations ou durant leur déroulement et assurent le transport entre les sous-systèmes des diverses données nécessaires au bon fonctionnement (localisation, TM-CVI, TM-CVD, désignation numérique).

Plusieurs supports sont aujourd'hui utilisés, selon des technologies plus ou moins anciennes. Ainsi les liaisons inter-sites au niveau Guyane sont assurées soit par câbles

(paires métalliques ou multiplex numériques à 2 Mb/s ou 34 Mb/s, soit par faisceaux hertziens (multiplex numériques entre 2 et 34 Mb/s).

A l'exception d'une liaison numérique à haut débit (56 Kbs), déjà en place, les liens avec les Stations Avals (phonie et transmission de données) se font par liaisons spécialisées analogiques, à relativement faible débit (9,6 Kbs).

3 LE SYSTEME MESURES ET TELECOMMUNICATIONS DE DEMAIN

La vie du Système Mesures de la BLA qui a déjà été bien mouvementée depuis son origine, va subir une évolution très marquée d'ici à 1995 avec sa nécessaire adaptation au contexte de la mission Ariane 5/Hermès qui, rappelons le, devra coexister jusqu'à la fin du siècle avec la mission Ariane 4.

Indépendamment de cette nécessaire adaptation, et si l'on ne s'attache qu'aux missions Ariane 4, des évolutions sont aussi décidées ou envisagées. Elles répondent au renouvellement des composants des systèmes en place, datant de l'origine du CSG, ou de l'époque Ariane L 01, et dont la maintenance est devenue de plus en plus difficile, par des matériels de technologie récente plus performants et de mise en oeuvre plus aisée. Elles répondent aussi à la correction d'in-satisfactions décelées avec l'expérience.

Plutôt que d'esquisser sous-système par sous-système les diverses rénovations, adaptations ou ajouts qui vont les modifier, nous préférons préciser les nouvelles exigences et leur impact sur les constituants.

3.1 Insatisfaction du système actuel :

• Vis-à-vis de la Sauvegarde en vol :

l'un des éléments décisionnels essentiel mis à disposition de la Sauvegarde en vol et en provenance de la chaîne de localisation, est le défilement durant la phase propulsée du point d'impact instantané (PII) vis-à-vis de limites infranchissables. Ce PII est, à ce jour encore, obtenu par extrapolation à partir de données de contact provenant de lissages de mesures radar par exemple. Il suppose un impact en un seul morceau résultant d'une trajectoire de retombée parabolique n'ayant subi aucun freinage atmosphérique et aucune perturbation due aux vents.

Si l'hypothèse de calcul, qui est encore adoptée sur d'autres bases de lancements était valable sur des petits engins, il n'en est pas de même pour de gros lanceurs du style Ariane 4 ou Ariane 5, qui retombent en grappe de débris en cas de destruction inopinée ou provoquée. Il faut donc introduire la notion de tâche d'impact en lieu et place de PII et qui plus est, introduire l'effet du freinage atmosphérique et l'influence du vent.

• Vis-à-vis de la mission Télémesures : Cette insatisfaction se place à quatre niveaux et tient compte de l'importance primordiale de cette mission vis-à-vis du lanceur.

- Au niveau de l'acquisition : à l'exclusion des phases en visibilité de Kourou, où deux antennes sont activées (Stella 43 de Galliot et Star 45 - réseau 2 GHz), les stations suivantes du réseau sont monoantenne, d'où évidemment un risque de perte de mission. Une façon simple mais très coûteuse reviendrait à doubler les antennes. Sans nécessairement envisager un tel investissement, une fiabilisation des asservissements au sens large doit au moins être envisagée.

- Au niveau du système poursuite : la poursuite des antennes actuelles ne peut se faire que sur l'une ou l'autre des deux polarisations circulaires émises par le lanceur. Or il arrive que par suite de la présentation relative du lanceur par rapport à l'antenne, ce niveau de réception sur une polarisation atteigne le niveau du bruit alors que simultanément le niveau de réception sur l'autre polarisation reste très satisfaisant. Ceci peut se traduire par une perte du signal par le système de poursuite, et donc risque de perte de réception télémesure, en attendant une ré-acquisition.

Un système de réception sur le combiné des signaux correspondant aux deux polarisations est donc à l'étude.

- Au niveau de l'exploitation du réseau des stations pour lequel un système central de Télégestion va être mis en place ce qui optimisera la mise en oeuvre opérationnelle et permettra au responsable de la chaîne Télémesure de bien maîtriser en temps réel la configuration de cette chaîne.

- Au niveau de la rapidité des traitements en temps différé, où il est indispensable

* d'accélérer la fourniture à l'industriel Arianespace des résultats des exploitations CVD, aujourd'hui réalisées à Kourou, car le rythme des lancements s'accroit et tout gain de quelques journées est appréciable

* d'accélérer la fourniture au Centre Spatial de Toulouse de toutes les télémesures enregistrées en station, fourniture aujourd'hui réalisée par transport de bande par voie aérienne, avec tous les aléas que ce mode de transport induit.

Cette optimisation va être réalisée dès la fin de 92 par redistribution des tâches entre Kourou et Toulouse - le CVD "niveau zéro" sera lui aussi réalisé en métropole. Une modification, au niveau des télécommunications, améliorera en outre les flux d'information des TM entre les stations d'acquisition et les centres de traitement temps réel et temps différé.

Cette modification mettra en oeuvre les liaisons numériques intercontinentales à haut débit (56 Kb/s) permanentes. Le réseau correspondant (figure 3) s'appuiera, à chaque extrémité, sur des multiplexeurs numériques programmables permettant de concentrer des flux d'informations de données diverses. Les échanges se feront suivant un

protocole type X25. Ce réseau sera géré à partir d'un site central, localisé au CSG qui assurera la répartition des ressources disponibles en fonction du type d'opération en cours. Entre le CSG et la métropole ce réseau utilisera les services du réseau inter-centres du CNES (RNIC à 256 Kb/s). Aussi, durant les phases temps réel, les stations d'Ascension et de Libreville enverront les données du CVI via le RNIC et, durant la phase temps différé, ce sont les stations de Galliot et Natal qui utiliseront cette ressource pour envoyer toutes les données télémesures enregistrées au centre de traitement des télémesures de métropole en charge des CVD niveau zéro et traitements niveau 1.

3.2 Les impacts Ariane 5 - Hermès

Quelles que soient les trajectoires qu'empruntera le lanceur Ariane 5 : GTO (vers l'Est), SSO (vers le Nord), ou LEO, les mission vis-à-vis de la Sauvegarde, ou vis-à-vis de la télémesure, seront globalement les mêmes aux nuances près sur les traitements évoqués ci-dessus (CVD niveau zéro à charge du centre de métropole).

Si les plans de vol et la conception des équipements bord d'Ariane 5 n'ont aucun impact sur les moyens radar qui ne subiront qu'une rénovation, il n'en est pas de même pour l'acquisition puis traitement des Télémesures émises par le lanceur..

Les trajectoires empruntées imposeront des réseaux de stations organisés en fonction des types de mission Ariane 5.

C'est ainsi qu'en plus des stations de Kourou, il faudra faire appel :

- pour les lancements vers l'Est (GTO) à la station de Libreville, à une station transportable qui devrait être installée sur l'île de Fernando de Norhona au Nord-Est de Natal, en remplacement de cette dernière, et à la station d'Ascension ;
- pour ceux vers le Nord (SSO), à la station transportable installée à Saint-Laurent (Guyane) puis celles de Wallops et Fairbanks;
- pour ceux vers le Nord-Est enfin (LEO) emportant Hermès, à une station Hermès, compatible Ariane 5 embarquée, et à la station transportable implantée en Indonésie.

Pour être en mesure d'acquérir les télémesures technologiques ou opérationnelles pendant les diverses phases du vol, les stations actuelles de TM devront être profondément remaniées afin de s'adapter aux caractéristiques des émissions d'Ariane 5, tout en conservant leur capacité d'acquisition des TM d'Ariane 4.

Il faudra ainsi pouvoir acquérir simultanément deux télémesures PCM/FM, à des rythmes différents (jusqu'à 1 Mb/s) selon les phases, donc commutables en vol, en diversité de fréquence pour les vols technologiques, et en diversité de polarisation pour les vols opérationnels.

De plus, le message télémesure émis sera compatible avec les recommandations CCSDS (Consultative Committee for Space Data Systems) et organisé en trames, chacune d'entre elles comptant outre son en-tête des zones de données pouvant être réparties selon leur utilisation au sol. L'amélioration de la qualité de la liaison bord-sol résultera de la mise en oeuvre d'un codage Reed-Salomon.

Cette réorganisation du message avec certainement une ou plusieurs trames affectées aux CVI impliquera la suppression des décommutations en station et une réorganisation des unités de traitement des CVI du SET.

- Vis-à-vis de la Télécommande.

La nouvelle station de Kourou, en cours d'intégration devra être adaptée en ce qui concerne Ariane 5, aux spécificités bord concernant les décodeurs munis de protection supplémentaire par rapport à ceux d'Ariane 4.

3.3 Les Télécommunications

L'aspect liaison entre les stations de Télémesures et les centres de traitement qu'ils soient à Kourou (SET) ou en métropole (centre de Toulouse) a déjà été évoqué ci-dessus.

Au niveau CSG tous les réseaux de télécommunication actuels sont en cours de restructuration et rénovation en faisant appel aux technologies les plus actuelles. Il doit en effet adapter ses possibilités en la matière aux futures missions Ariane 5, Hermès, Colombus.

Dans une première étape, les supports des réseaux existants seront consolidés dans un souci de répondre aux nouveaux besoins immédiats et améliorer l'exploitation.

Cette rénovation portera sur l'ajout de câbles à fibres optiques entre les divers sites du CSG, dont le nouvel ensemble de lancement d'Ariane 5 (ELA 3), soit pour des liaisons vidéo soit pour des liaisons numériques à 2 Mb/s. De nouvelles connexions point à point à bas débit (voix et données) seront également mises en place.

Simultanément un réseau d'entreprises multi-services de type RNIS (dénommé REMUS) sera implanté pour transporter de la voix, des données et des vidéoconférences. Il s'articulera autour d'une boucle fédératrice, sur fibre optique, entre les divers bâtiments importants de la base, chacun de ceux-ci étant muni de réseau local.

Ultérieurement (1994), sera enfin mis en place un nouveau réseau spécifique à des fins de communication opérationnelle (dénommé ROMULUS), en cours de définition, destiné à transporter

- de la voix (interphones opérationnels, téléphones spécialisés)
- des données (TM, TC, LOC, CVI, etc)
- et des images.

Tous ces réseaux seront télégérés à partir de sites centraux par des administrateurs de réseaux et de ressources associées.

En incluant les liaisons avec les stations Aval, c'est donc toutes les télécommunications qui seront rénovées d'ici Ariane 5.

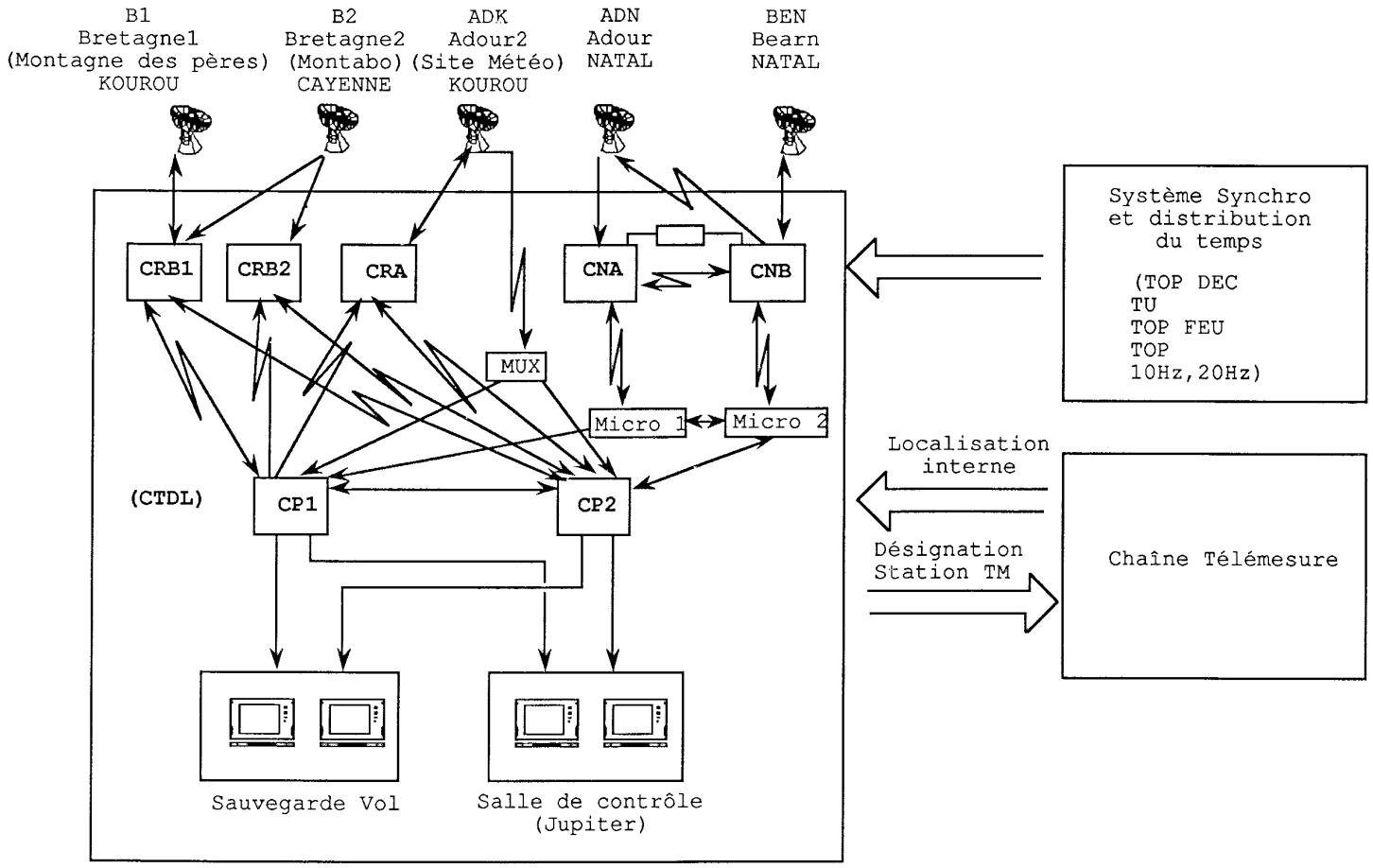


Fig 1- La chaîne Localisation (lancement vers l'Est)

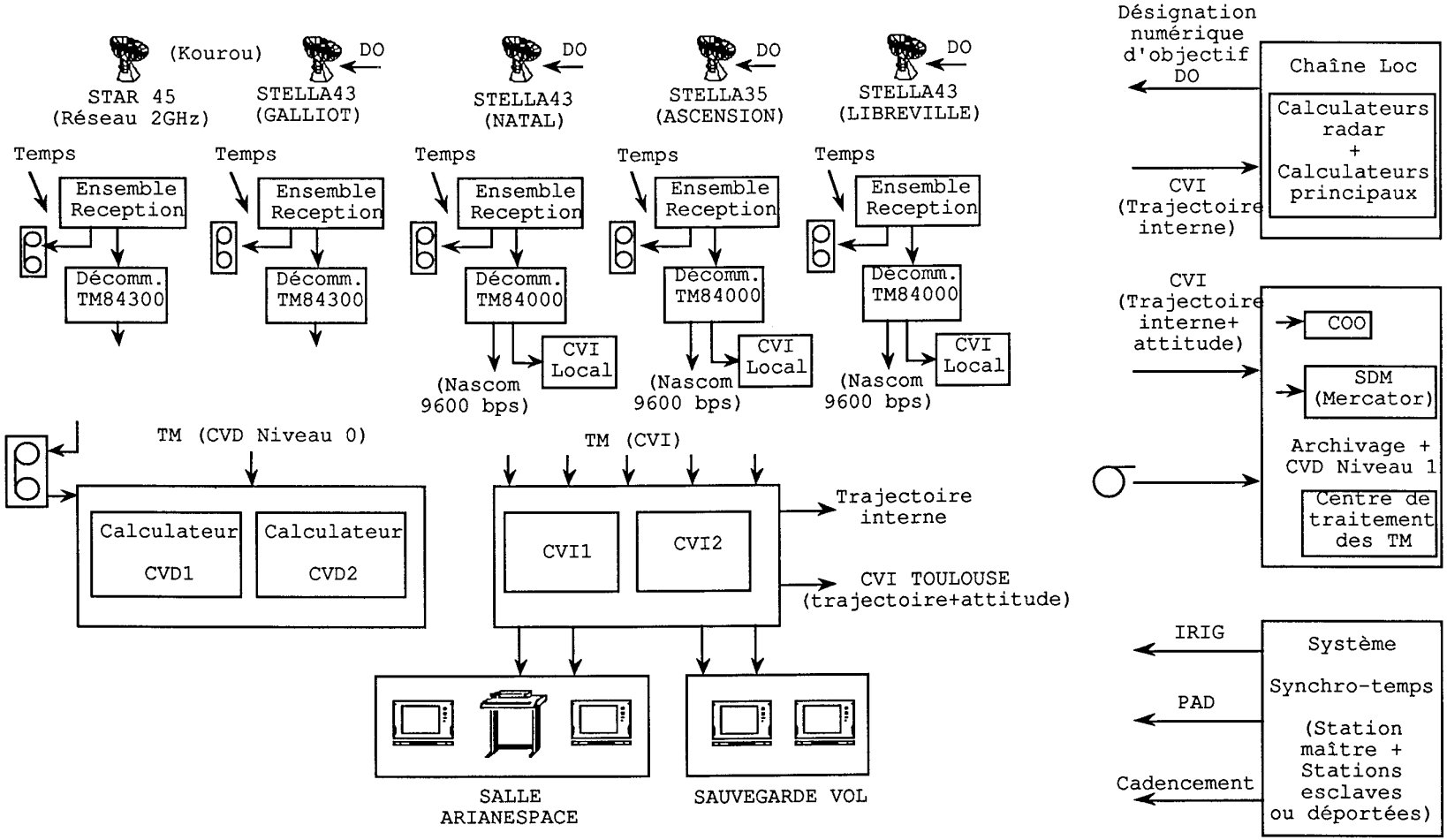


Fig 2- Chaîne d'acquisition et de traitement des TM (réseau acquisition lancement vers l'Est)

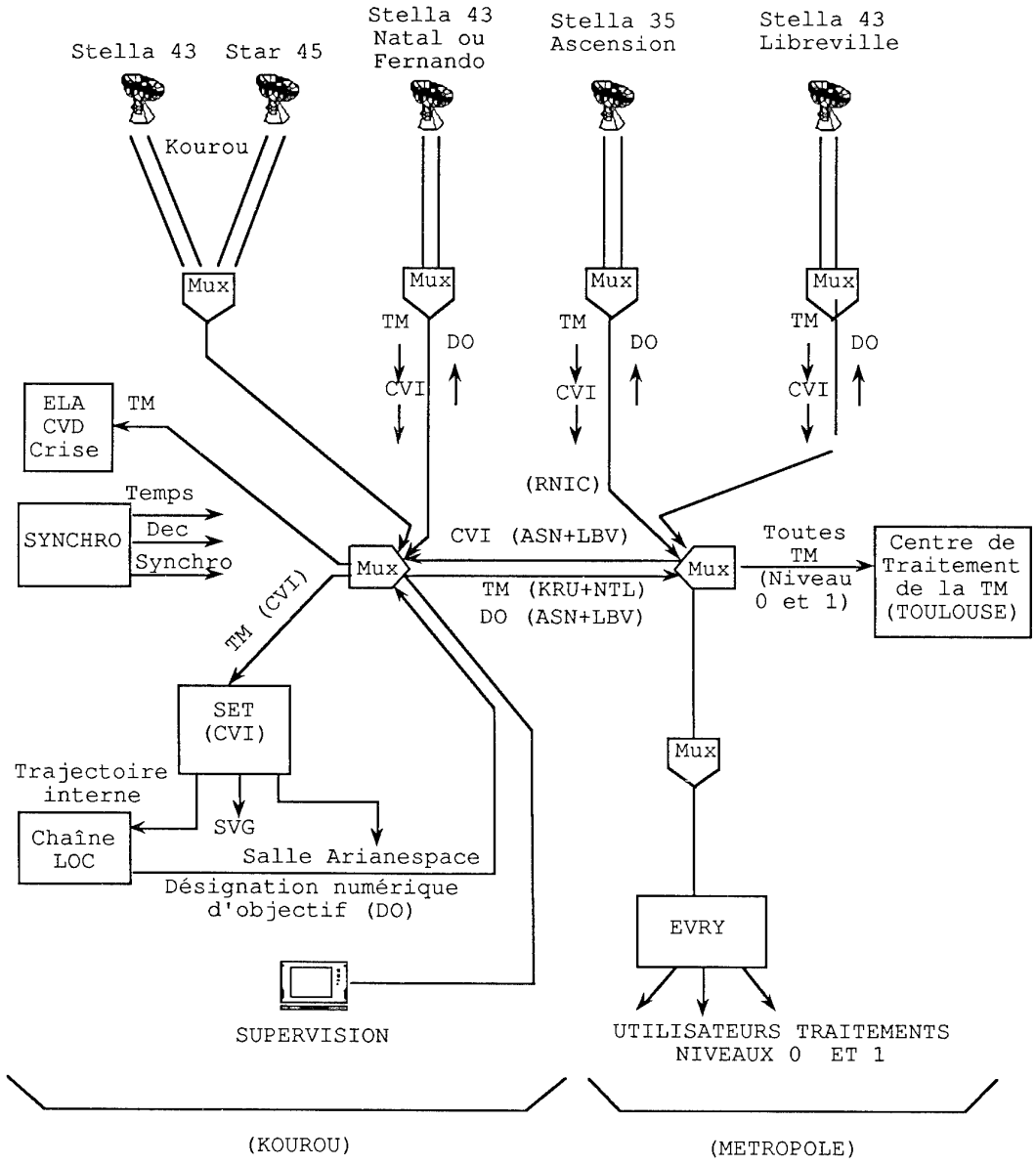


Fig. 3 : Le futur réseau de transmission des Télémesures entre les stations d'acquisition et les centres de traitement

A DOPPLER RAYLEIGH LIDAR FOR MEASURING WINDS IN THE MIDDLE ATMOSPHERE

A. Garnier, M.L. Chanin

Service d'Aéronomie du CNRS, Verrières le Buisson, France

Introduction

A better understanding of the interaction between the waves and the background wind in the altitude range 25 - 65 km, where there is still no possibility to monitor adequately the wind field, led to the development of a new Doppler lidar designed to cover this height range, and therefore it had to rely on Rayleigh scattering from air molecules. The possibility to measure mean winds in the middle atmosphere with this new Doppler lidar has been demonstrated. Its extension down to the tropopause is under study.

Method

The system has been initially specifically designed to cover altitudes where the contribution of the Mie diffusion in the backscattered signal is negligeable. The experiment is up-to-now limited to night-time. The wind velocity is measured through the Doppler shift of the Rayleigh backscattered laser beam resulting from the relative motion between the lidar and the scattering molecules. We have limited our study to the determination of the main horizontal components.

The method requires the use of a pulsed monomode laser ; we used a seeded doubled Nd:YAG laser (λ = 532 nm), which spectral line can be represented by a Gaussian distribution with a full width at half height of 0.14 pm. The backscattered line is Doppler broadened by a value depending upon the atmospheric temperature (typically 2.1 pm) and shifted by about 0.1 pm for a wind velocity of 40 ms^{-1}. The Doppler shift is measured through the analysis of the backscattered line by a double Fabry Perot interferometer with two band-passes centered of each side of the scattered line. The fluxes transmitted through these two "filters", A and B, are noted respectively NA and NB (see figure 1).

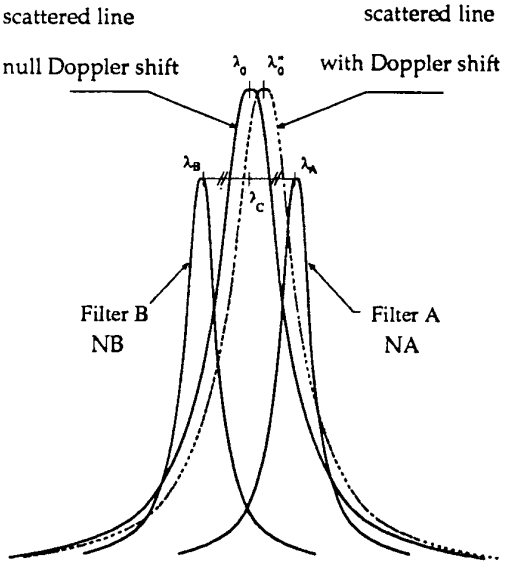


Figure 1 : Description of the method

The altitude range of the measurements is divided into layers which thickness Δz is given by the height range of the electronic gate. For each layer centered at the height z ($z-\Delta z/2$; $z+\Delta z/2$), we measure the response R(z), that we define as :

$$R(z) = \frac{NA(z) - NB(z)/C}{NA(z) + NB(z)/C}$$

where C is a corrective factor determined experimentally by taking into account an eventual imbalance between the two channels (for example different efficiency of the detectors).

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

These response profiles are measured successively for a tilted line of sight (we choose 45°) and for the vertical one, corresponding to a null Doppler shift, and used therefore as a reference. Knowing the spectral characteristics of the interferometer - chosen to minimize the statistical standard error on the wind velocity - and the spectral width of the backscattered line for each height - inferred from the temperature profile simultaneously obtained with the Rayleigh lidar - we deduce from each point of the response profile R(z) (45° and zénith) the position of the center of the backscattered line compared to the one of the transmission peaks λ_A and λ_B. The difference between these two positions gives the profile of the spectral shift, $\Delta\lambda(z)$, and then the wind velocity profile, $v_h(z)$, as :

$$v_h(z) = \frac{c\,\Delta\lambda(z)}{2\,\lambda_0 \sin 45°}$$

c being the velocity of light in the medium, and λ_0 the mean wavelength.
Two such measurements in two orthogonal azimuths are necessary to determine completely the horizontal velocity component.

Doppler lidar system description

The measurement sequence includes a series of about one hour integration measurements in one or the other of the available lines of sight (zenith and at 45 degrees in the zonal and meridional plane). The receiver includes an interferential filter to eliminate the sky background signal and the doubled Fabry Perot interferometer assembled by molecular contact ; both are placed in a thermally controled enclosure (± 0.1 °C). The detectors are cooled photomultipliers with photoelectron counting detection mode. Table I summarizes the present characteristics of the Doppler lidar system.

EMITTER	
Wavelength :	532 nm
Repetition rate :	30 Hz
Energy per pulse :	0.25J
Pulse duration :	6 ns
Divergence full angle after collimation:	$7\ 10^{-5}$ rad
Laser bandwidth :	0.14 pm

RECEIVER	
Telescope area :	0.155 m^2
Field of view (full angle):	$2\ 10^{-4}$ rad
Interferential filter bandwidth:	1 nm
Optical efficiency :	0.13
Quantum efficiency of each detector :	0.17
DOUBLE FABRY PEROT INTERFEROMETER	
Semi-cone angle of illumination :	$2.5\ 10^{-3}$ rad
FWHH of each filter :	1.2 pm
Spectral spacing :	3.2 pm

Table I : Characteristics of the lidar system

Results

Wind profiles obtained during the DYANA campaign (January 15th - March 15th 1990) at the Centre d'Essais des Landes (or C.E.L.) (44°N,1°W) will be presented. They have been compared satisfactory both with radiosondes and falling sphere wind profiles. The temperature profiles were provided simultaneously by the Rayleigh lidar. The zonal wind profile measured during the night of March 5-6 is plotted on the figure 2. The ± 1 σ error bar includes the statistical standard error, therefore increasing with height, and the calibration uncertainty, that is proportionnal to the measured velocity (9 % for the prototype instrument). In order to reduce the statistical standard deviation, we have chosen an integration time of 3 hours, and reduce the available height resolution Δz = 212 m to 2 km by data filtering. The lidar profile has been corrected for the systematic uncertainty induced by the instrumental spectral drift using the wind profile obtained with a balloon sounding at the same site and during the same night (plotted on the same figure). We have found in this case a systematic uncertainty of 5 ms^{-1}.
Wind data are not limited to the region above 25 km (where the echo is only due to the Rayleigh scattering), but they extend down to 15 km where the contribution of the Mie diffusion, being rightnow below 10% of the signal above the south of France, induces a systematic error lower than +3% of the velocity.

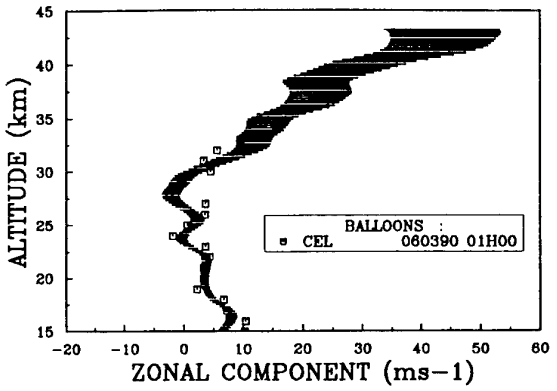


Figure 2 : Zonal wind profile obtained during the night of March 5-6 1990 at the C.E.L.

Conclusion

The possibility of performing direct measurement of the horizontal wind components in the stratosphere was demonstrated with a Doppler lidar using Rayleigh scattering. The design of a new Fabry-Perot interferometer, with slightly different spectral characteristics is envisaged to measure winds at altitudes where the Mie scattering contribution cannot be neglected (for example in the 10 - 30 km region after intensive volcanic eruptions). We will show that the use of the existing interferometer leads to an important sensitivity to the value of the scattering ratio, whereas it becomes negligeable with new Fabry Perot parameters.
The instrument is also going to be improved to eliminate the systematic uncertainty due to the spectral drift, and to reach the height range of 60 km. It is expected to be used soon to validate the wind measurements provided by UARS on a global scale.

References

Chanin M.L., A. Garnier, A. Hauchecorne and J. Porteneuve, A Doppler lidar for measuring winds in the middle atmosphere, Geophy. Res. Let., vol 16, n°11, 1273, 1989.
Chanin M. L. and A. Hauchecorne, Lidar studies of temperature and density using Rayleigh scattering, MAP Handbook, 13, 87, 1984.

SESSION 1.7.
LE SOUTIEN INDUSTRIEL ET LA LOGISTIQUE /

INDUSTRIAL SUPPORT AND LOGISTICS

Président / Chairman :
C. DANA (ESA)

LA PRODUCTION DE PROPERGOL SUR UNE BASE DE LANCEMENT (L'UPG)

Rémy FAVROT

REGULUS SA (KOUROU-GUYANE FRANCAISE)

Pour éviter d'avoir à transporter les segments chargés en Europe et entre l'Europe et la Guyane, l'usine nécessaire au chargement des segments des boosters d'Ariane 5 a été construite en Guyane. Cette usine a été conçue spécifiquement pour réaliser ces segments de 100 tonnes et 3 mètres de diamètre. Ceux-ci y sont traités à la verticale, en position "anti-vol", pendant toute la fabrication et sont déplacés à l'intérieur de la majorité des bâtiments par des systèmes à coussin d'air. Bien que les bâtiments soient dispersés sur 300 hectares pour des raisons de sécurité, les manutentions entre bâtiments ont également été optimisées de même que le système informatisé de conduite des installations et de saisie/traitement des informations nécessaires à l'assurance de la qualité. Grâce à celà, l'exploitation de l'usine en phase de production de série ne nécessitera que 140 personnes, ce qui correspond à un niveau de productivité très élevé.
Ariane 5 - Propergol - Fabrication

1. INTRODUCTION

Ariane 5, futur lanceur européen, est d'une conception différente des précédents lanceurs Ariane et, en quelque sorte, plus simple puisque le composite inférieur ne compte que 3 moteurs, celui du l'EPC (étage principal cryogénique) et ceux identiques des 2 MPS (moteurs à propergol solide) qui l'encadrent.
Ces moteurs à propergol solide sont constitués de plusieurs segments assemblés entre eux.
Les transports terrestres de ces segments chargés présentant trop de risques impossibles à éliminer, en 1987, le CNES et l'Agence Spatiale Européenne renoncent au projet d'une double chaîne de production des chargements et à l'intégration en Europe des moteurs à propergol solide. Vers mi-87, sont entreprises les premières études concernant la réalisation, à proximité des sites de lancement, d'une usine à propergol destinée au chargement des segments.
En septembre 1987, SNPE établit un premier avant-projet sommaire de telles installations qu'elle met à jour en décembre. Simultanément, BPD Difesa e Spazio défend le projet d'une usine construite au sud de l'Italie.
En mars 1988, le CNES et l'Agence Spatiale européenne retiennent la solution guyanaise. Par ailleurs, la participation de BPD difesa e Spazio au programme Ariane 5 est obtenue par
- la réalisation de l'usine dite de protection thermique à Colleferro,
- l'élargissement des installation de production de propergol de Colleferro pour y fabriquer les segments avant des MPS d'Ariane 5,
- la participation majoritaire (66% en développement et 60% en série) au capital de la société d'exploitation de l'UPG (REGULUS).

2. OBJECTIFS ET CARACTERISTIQUES

Le principe retenu d'implantation de l'unité de fabrication de propergol sur la base de lancement et à l'intérieur d'une "zone pyrotechnique", incluant également le bâtiment d'intégration des moteurs et le banc d'essai, a permis, en éliminant tout transport externe de gros segments, de revoir les conceptions même du moteur et d'aboutir à la définition suivante :

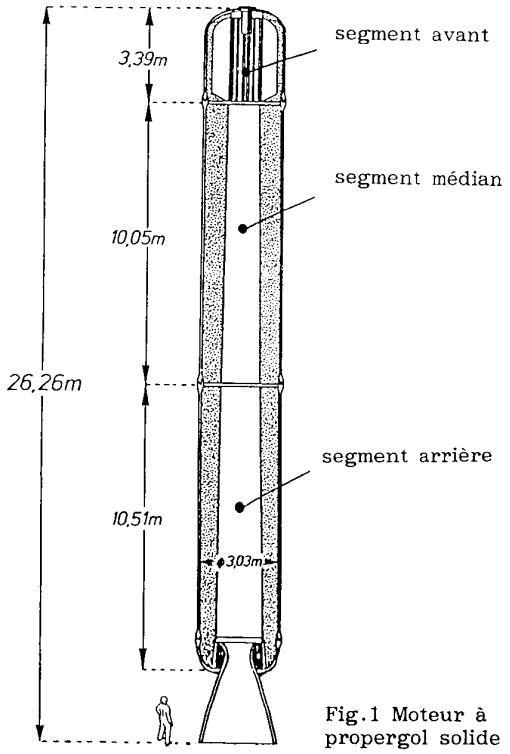


Fig.1 Moteur à propergol solide

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Le moteur est constitué d'un segment avant de petite dimension, fabriqué en Italie, et de seulement deux gros segments d'environ 100 tonnes, fabriqués en Guyane
Cette conception de chargement permet donc d'établir les objectifs principaux de l'usine qui sont :
- assurer le chargement des deux segments importants du moteur à propergol solide,
- contrôler les trois segments, y compris le segment avant à son arrivée d'Italie,
- stocker les segments en attente d'intégration,
- avoir à terme une capacité de production correspondant à huit lancements annuels,
- permettre le déroulement du programme de développement, ce qui implique notamment la possibilité de mise en oeuvre de structures renforcées et la programmation initiale de différentes valeurs des paramètres de procédé avant d'en figer les valeurs définitives pour la série.

Par ailleurs, les spécifications ont été complétées par la prise en compte des contraintes suivantes:
- La sécurité des biens et des personnes qui, après identification de la nature des risques envisageables (détonation, déflagration, incendie, toxicité), puis le calcul de leurs effets (souffle, éclats, flux thermique, dispersion gazeuse), conduit à la définition des moyens de prévention qui sont, d'une part, l'abaissement des probabilités d'accident par la mise en place de "sécurités" intégrées au process et, d'autre part, la limitation des effets par l'utilisation de distances d'isolement, d'écrans, de systèmes non confinés, etc.
- Le niveau de qualité et de sûreté de fonctionnement requis, avant tout pour le produit mais également pour le procédé permettant de l'obtenir, a conduit à une automatisation poussée du système de conduite des machines et installations et du système d'informations nécessaire à la maîtrise de la qualité.
- L'installation en Guyane, où la main-d'oeuvre qualifiée fait actuellement défaut, implique l'emploi de personnel détaché venant d'Europe avec un renouvellement fréquent. Cette particularité a nécessité la mise en place d'un système de contrôle commande évolué et comportant une aide à la conduite nettement plus conviviale et importante que les installations du même genre n'en comportent ailleurs.

3. DESCRIPTION DE L'UPG

3.1 L'implantation

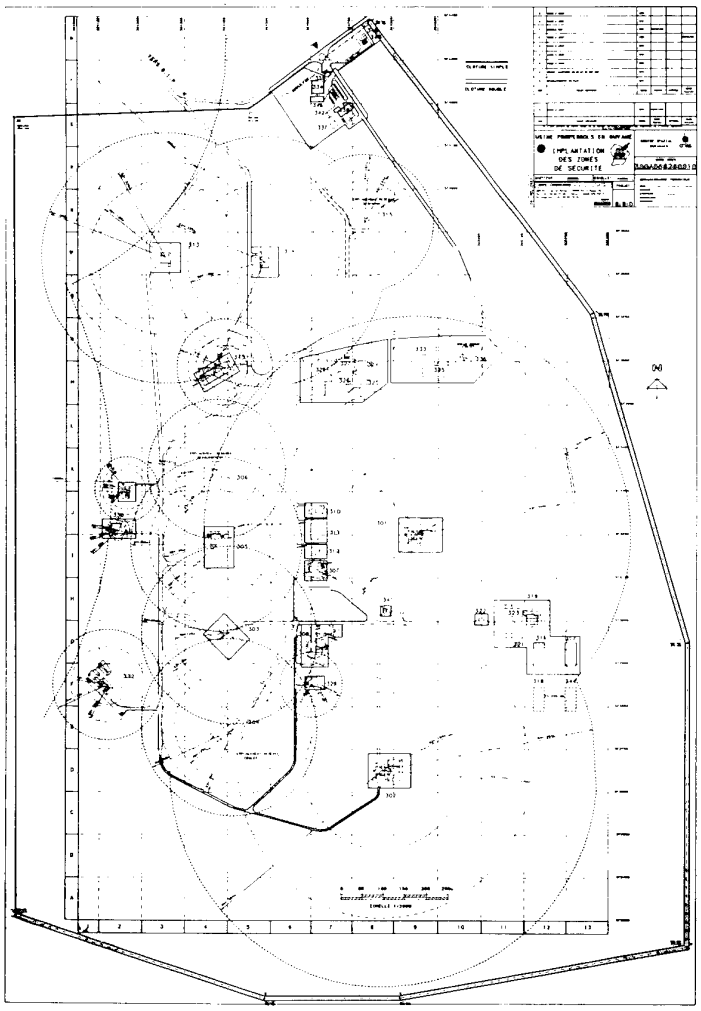


Fig. 2 Plan de l'UPG représentant les zones de dangers définies dans la circulaire du 8 mai 1981 relative à l'application de l'arrêté du 26 septembre 1980 fixant les règles de détermination des distances d'isolement relatives aux installations pyrotechniques.

L'Usine de Propergol de Guyane, qui répond donc aux spécifications précédemment décrites, a une emprise de 300 hectares au sud-est de la zone propulseur de l'ensemble de lancement Ariane 3. Les segments protégés qui viennent d'Italie et les matières premières arrivent par le nord-est et les segments chargés partent pour le bâtiment d'intégration des propulseurs par le nord-ouest. La circulation des produits s'effectue donc grosso-modo suivant une ligne repliée en U. Les bâtiments de production sont disposés logiquement le long de cette ligne. Les premiers, au nord-est, traitent des produits non pyrotechniques comme les segments ou la résine constituant la matière du propergol ; ils sont au centre de la zone d'activité non pyrotechnique qui comprend également les installations de soutien logistique, magasin, bâtiment d'entretien, garage, stockage d'outillages. Au nord, de cette zone et à l'entrée de l'usine, se trouve la zone administrative.
Au sud et à l'ouest de l'usine, est située la zone pyrotechnique qui comporte tous les bâtiments d'élaboration, de contrôle et de stockage des segments chargés.
L'usine est inscrite dans un rectangle dont les dimensions sont de 2 km du nord au sud et de 1.500 m de l'est à l'ouest. Elle comporte 37 bâtiments qui sont reliés par 18 km de route dont 3 km de voie lourde qui peuvent être empruntés par les corps de propulseur chargés.

3.2 Les installations

Les moyens de production ont été articulés autour de deux unités de malaxage identiques qui comportent chacune un malaxeur vertical de marque DAY, fabriqué aux USA, d'une capacité de 1.800 gallons US, soit une capacité utile dont un des objectifs du programme de développement est de prouver qu'elle peut atteindre 12 tonnes. Il est actuellement prévu, mais une fois encore, le programme de développement devra le confirmer, que chaque unité produise un malaxeur de propergol toutes les 8 heures. cette capacité permet donc de fabriquer, avec les deux ensembles, 20 malaxeurs en 84 heures, soit un peu moins de 4 jours de travail en 3 équipes. La capacité instantanée de cet ensemble de malaxage peut donc être assimilée à un booster par semaine avec un taux d'utilisation de l'installation de 78%* qui laisse une marge suffisante pour les nettoyages et l'entretien. (*3 équipes de travail font théoriquement 108 heures de travail par semaine).
Les autres installations ont été dimensionnées pour la réalisation de l'objectif soit 32 segments par an ou 2 segments toutes les 3 semaines, en considérant que l'usine peut fonctionner pendant 48 semaines dans l'année.
C'est le cas de l'atelier de préparation des structures dont la capacité actuelle est d'une structure toutes les 2,5 semaines.
En ce qui concerne les puits de coulée, ceux-ci sont immobilisés par segment pendant 4 à 5 semaines pour effectuer le montage des outillages, la coulée, la cuisson, le refroidissement et le démoulage. Ce qui amène à un besoin théorique compris entre 3 et 4 puits pour assurer la production désirée. Actuellement, seul un bâtiment comportant deux puits a été construit et après validation des paramètres de procédé et des apareillages, un second bâtiment devra être construit avant ou au début de la phase commerciale.

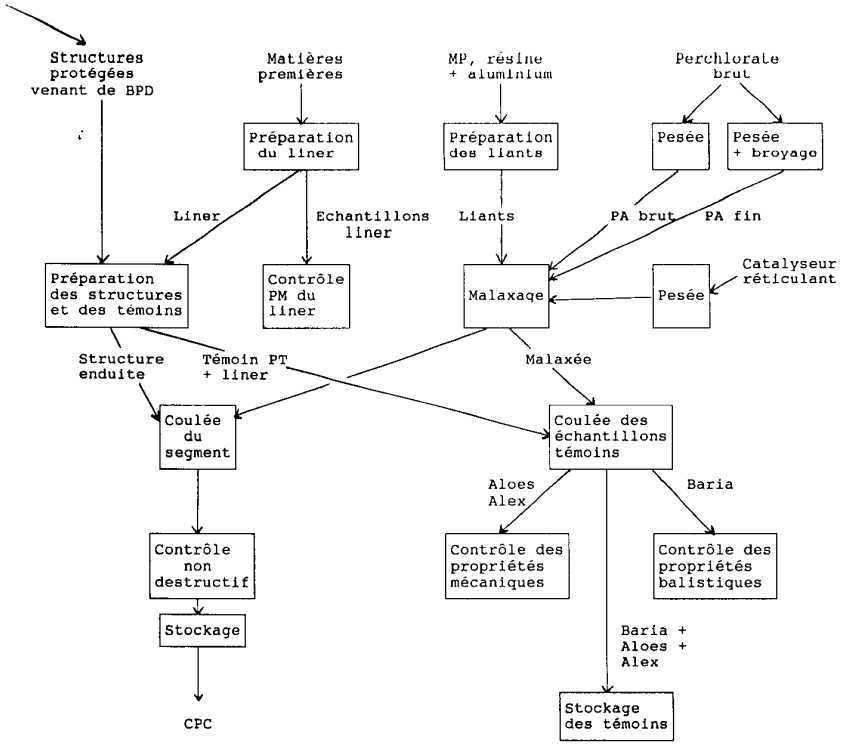


Fig. 3 Schéma du procédé UPG

Le synoptique présenté en fig. 3 montre le procédé de fabrication et peut servir de guide à la description de l'usine qui est composée des installations suivantes.

Pour la prise en charge des matières premières :
- Un bâtiment de préparation des liants et préparation des liners qui reçoit les matières des bâtiments de stockage qui lui sont associés : un stockage d'aluminium, un stockage de réticulant, un ensemble de réservoirs de stockage pour la résine et le plastifiant relié au bâtiment par un réseau de tuyauterie. Les autres matières premières, nécessaires au liant ou au liner, en quantités plus faibles, étant stockées dans le bâtiment lui-même.
De cette installation sortent d'une part le liant, qui est transporté jusqu'au malaxeur dans la cuve du malaxeur, et d'autre part le liner, qui est transporté au bâtiment de préparation des structures dans le pot qui servira à l'alimentation du pistolet de pulvérisation.
- Le perchlorate d'ammonium est traité dans un ensemble d'installations qui comprend, autour d'un bâtiment de broyage et pesage du perchlorate fin et de pesage du perchlorate brut, des stockages de perchlorate brut en fûts ou en conteneurs après pesage, un stockage de perchlorate fin et un bâtiment de nettoyage après utilisation des conteneurs de perchlorate servant à l'alimentation des malaxeurs.

Pour la prise en charge des structures :
- Une aire de stockage et de manutention des structures à leur arrivée d'Europe qui permet de sortir les structures de leurs conteneurs de transport et de les mettre à la verticale sur le transporteur qui les amène au bâtiment de préparation des structures. Dans celui-ci, elles sont ouvertes, préparées, puis garnies intérieurement d'une couche de liner qui permettra au propergol d'adhérer correctement à la protection thermique. Ces structures sont ensuite transportées dans le bâtiment de coulée.

Pour le remplissage des segments en propergol :
- L'usine comporte deux bâtiments de malaxage et un bâtiment de coulée où la structure mise en puits et complétée par un noyau est remplie avec le propergol contenu dans les cuves de malaxage. Entre les malaxeurs et le bâtiment de coulée, ces cuves passent par un bâtiment de coulée des blocs de contrôle où elles sont équipées des outillages nécessaires à la coulée - piston et couvercle lourd - et où est prélevée la quantité de propergol nécessaire à la réalisation des blocs de contrôle. Ce bâtiment est en réalité une usine complète de fabrication de propergol où les blocs de contrôle balistiques sont fabriqués et contrôlés par radioscopie avant d'être amenés jusqu'au banc de tir et où les blocs de contrôle des propriétés mécaniques sont réalisés puis découpés en éprouvettes qui sont tractionnées afin de connaître les caractéristiques mécaniques du propergol de chaque malaxeur.
Les segments chargés terminés sont enfin contrôlés individuellement dans les bâtiments de contrôle non destructifs à l'aide d'installations de radioscopie, d'ultrason et de contrôle optique. Après ce contrôle, les segments sont placés dans des stockages en attente de sortie de l'usine.

3.3 Les manutentions

Bien que les différents bâtiments aient été implantés dans un ordre logique correspondant à l'enchaînement des opérations, leur nombre et les distances entre eux, imposées par les règles de sécurité, font que les manutentions dans l'usine restent un point important qui a dû être étudié soigneusement.
Considérant tout d'abord que toutes les opérations sur le segment, à partir de la coulée, s'effectuent en position verticale et en principe en position inverse au vol (dite anti vol), il a été décidé qu'à partir de leur arrivée dans l'usine, les segments, après érection dans cette position, ne la quitteraient plus. Cette décision, qui supprime les basculements et simplifie notablement les manutentions, a obligé par contre à concevoir des installations particulières de traitement des structures.
Dans un deuxième stade, la réflexion a conduit à opter, pour les manutentions internes aux bâtiments où un seul niveau de déplacement était requis, à des déplacements par systèmes à coussins d'air afin d'alléger les structures de bâtiments qui n'avaient plus à supporter de ponts roulants et à augmenter la souplesse des déplacements dans les bâtiments.
Il en résulte qu'hormis dans le bâtiment de coulée, où le système n'a pu être retenu pour la mise en puits, les déplacements se font sur palettes à coussin d'air pour les segments vides et sur palettes déplaçables par un transpalette à coussin d'air pour les segments chargés.
Le segment reste sur sa palette à coussin d'air depuis son érection jusqu'à la mise en puits de coulée et sur sa palette lourde depuis sa sortie de puits de coulée jusqu'à son arrivée au bâtiment d'intégration des propulseurs, l'ensemble palette + segment étant déplacé d'un bâtiment à l'autre.

3.4 Le système de contrôle commande

La principale originalité de l'usine, en dehors de ses dimensions, liées à la taille des objets qu'elle doit produire, réside dans le système de contrôle commande dont elle est pourvue. En effet, les installations sont pour la plupart automatisées comme c'est le cas dans de nombreuses autres usines mais en plus, ces systèmes de conduite sont reliés entre eux par l'intermédiaire d'un réseau ce qui permet, entre autre, deux possibilités particulièrement intéressantes, liées toutes deux au fait que toutes les informations de n'importe quel atelier ou système relié au réseau sont disponibles sur tout le réseau. Ceci a permis, d'une part, la mise en place d'un poste de commandement (appelé 310 sur la Fig. 4) où le cadre responsable de la production peut observer tout ce qui se passe dans l'usine ; il peut même, si un atelier le lui demande, conduire cet atelier. D'autre part, il a été aussi possible d'éviter toute transmission d'information d'un atelier à l'autre par voie écrite ou verbale grâce à l'unicité et l'ubiquité de l'information ainsi réalisée. Cette possibilité a été exploitée afin d'améliorer la garantie de la qualité. Si, par exemple, on met au bâtiment 319 2.250 kg dans le conteneur n°13 de perchlorate quand on met celui-ci dans le malaxeur, et si le poids relevé à l'introduction est de 2.100 kg, le système de commande indique l'anomalie et bloque la poursuite du cycle. De la même manière, si le conteneur n°25 ne figure pas en mémoire comme ayant été rempli au bâtiment 319, et si l'opérateur renseigne, au bâtiment de malaxage, son synoptique de préparation avec ce numéro, le système lui signale l'erreur et empêche la poursuite des opérations. C'est en quelque sorte une transposition des systèmes détrompeurs mis en oeuvre dans certaines fabrications mécaniques pour tendre vers le

"zéro défaut".
Une autre particularité du système de commande mis en place résulte de la spécificité de l'usine d'être monoproduit. Etant donné que pour une installation donnée, il n'existe (ou il n'existera à la fin du développement) qu'un seul mode opératoire, il a été possible d'introduire en mémoire ce mode opératoire et de limiter ainsi les degrés de liberté laissés aux opérateurs. Cette particularité en facilite la polyvalence comme elle aidera à la formation des remplaçants quand l'équipe en place retournera en Europe.

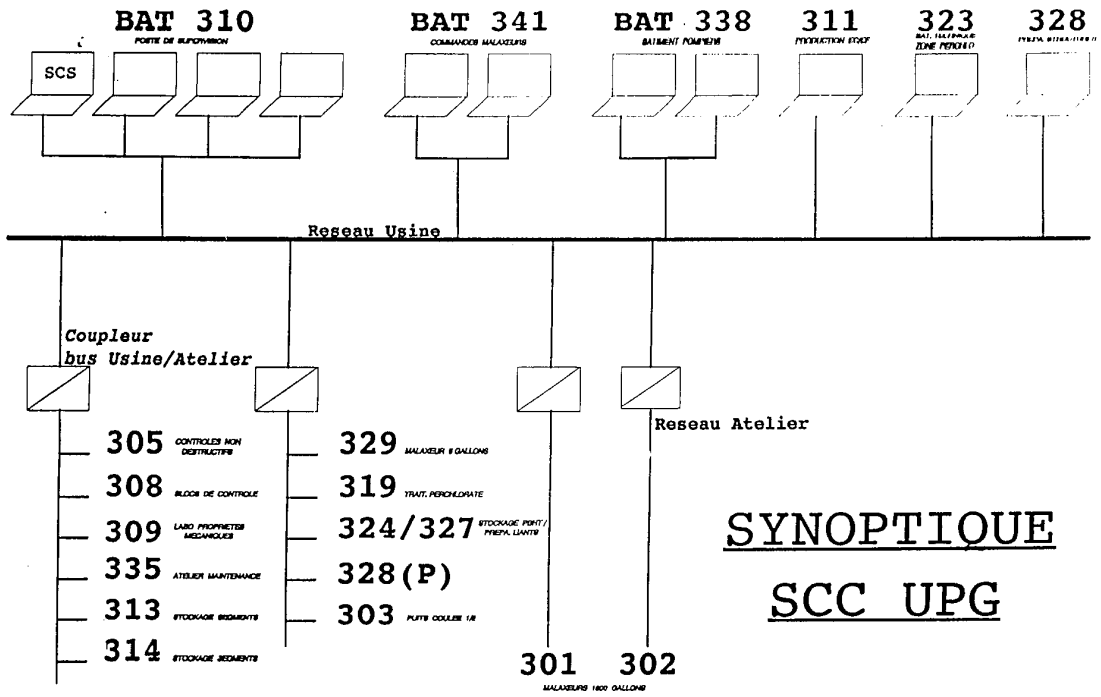


Fig. 4

4 - CONCLUSION

Afin de conclure ce bref descriptif de l'Usine de Propergol de Guyane, qui est avant tout qualitatif, quelques chiffres peuvent représenter cette réalisation, le premier étant qu'il n'aura pas fallu beaucoup plus de trois ans pour le faire.
Tout d'abord, et pour reprendre l'ordre chronologique, il aura fallu 1.000.000 de M3 de terrassement pour réaliser l'unité qui comporte 18 km de voies, 7 km de clôture et 37 bâtiments qui représentent 26.000 M2 de surface couverte, 40.000 M2 de bardage et 3.000 tonnes de charpentes métalliques.
En exploitation, l'énergie instantanée consommée sera de l'ordre de 6 MW pour une puissance totale installée de 15 MW, le plus gros consommateur étant la climatisation, soit pour répondre à des contraintes de procédé, soit pour conserver les matériels, pour laquelle l'ensemble des appareils frigorifiques installés (heureusement, ils ne fonctionnent pas simultanément) représente 9.500 KW, alors que les appareils de chauffage ne totalisent que 1.600 KW, toujours en énergie électrique.
En ce qui concerne la production prévue, l'usine, une fois complétée de sa deuxième tranche, sera capable de réaliser 32 segments par an, soit 3.500 tonnes de propergol. Le fait que l'installation soit dédiée à un produit unique et les efforts d'automatisation et d'adaptation des moyens de manutention, faits en conception, font que l'effectif nécessaire à l'exploitation de l'unité ne sera que de 140 personnes, ce qui lui permettra d'atteindre le ratio, exceptionnel pour une usine de propergol, de 25 tonnes par personne et par an.

17.02 COLUMBUS FREE FLYING LABORATORY (MTFF) LOGISTICS, TRANSPORTATION AND GROUND PROCESSING

Author: Mike C. Attwood, Manager COLUMBUS Logistics and Ground Processing
Co-Authors: Manfred Nordhoff, Horst Görlich

ERNO Raumfahrttechnik GmbH, Bremen, Germany

Abstract:

COLUMBUS Free Flying Laboratory (MTFF) requires the implementation of an Integration Logistics Support System in order to ensure the supportability of the MTFF throughout its operational life of 30 years.

COLUMBUS Free Flying Laboratory (MTFF) handling and transportation of the MTFF to the Launch Site in configuration as close as possible to the launch configuration presents a challenge to transportation methods and scenarios, and requires an innovative infrastructure.

Ground processing & check-out activities at the Launch Site CSG, need to be organized and timelined in a way to have existing launch site facilities & capabilities support the MTFF needs, and to meet the scheduled launch date.

This paper is subdivided into three sections.

Section A: MTFF Logistics
Section B: MTFF Handling & Transportation
Section C: MTFF Ground Processing.

A. MTFF LOGISTICS

A.1 LOGISTICS SUPPORT ANALYSIS (LSA)

A.1.1 Front-end Analysis

The early, front-end Logistics Support Analysis activities for the MTFF concentrated on the supportability of the various conceptional COLUMBUS MTFF design configurations and respective operational scenarios. They further evaluated the required logistics support resources and supported the selection of MTFF Design Concept. Limited up- and downloads for both servicing vehicles and high operational transportation costs were major drivers during this exercise. The COLUMBUS MTFF logistics support functions which comprise the COLUMBUS Integrated Logistics Support System and related tasks and processes required to support the Phase C/D ILS System were analyzed. The qualitative and quantitative logistics support requirements have been identified for the MTFF Flight Configuration and servicing options. These requirements have been compared with the basic COLUMBUS Program logistics groundrules and constraints as outlined by the customer ESA and depicted below.

ESA's annual resupply mass limitations for logistics uploads via NSTS

ESA's Annual Average		Mass (Tons)
APM Subsystem ORUs	:	.400 (1)
MTFF Subsystem ORUs	:	.120 (2)
APM (European part) and MTFF Payloads Combined	:	1.314 (3)
ESA Total Cargo Limitation	:	1.834

(1) = Reference 4.2.3.a.1 Requirements Description ###
(2) = These annual values can be accumulated and apply only to the nominal scenario as specified in the SRD (COL-RQ-ESA-001). (i.e. every 5 years 5 x 120 kg which equals 600 kg are available.)
(3) = In any year when both the APM and MTFF use the SSF for servicing, the APM and MTFF must share between them the available mass limitations.

(reference ESA Logistics Concepts and Scenarios COL-RQ-ESA-012).

ESA's resupply mass limitations for logistics uploads via HMS per servicing interval

1. Payload	1300 kg
2. S/S Servicing	320 kg
3. ASE (220 kg S/S dedicated and 260 kg Payload dedicated*)	480 kg
	2100 kg

(reference ESA COLUMBUS/HERMES Interface Requirements Document C/H-RQ-ESA-016.

*Note: Industry interpretation

An assessment of the MTFF supportability has been made for the Phase C/D Industrial Proposal.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

The MTFF Flight Configuration analyzed consisted of a 2-segment pressurized module (PM) and an exchangeable resource module (RM). The following Logistics Scenario has been baselined:
MTFF Launch with ARIANE 5, Payload exchange and Subsystem Servicing - every 180 days with HERMES and every 5 years at the ISS via the NSTS, exchangeable RM launch with ARIANE 5 and exchange at the ISS (figure A1).

According to redirections lately received from our customer ESA, alternative MTFF Design Configurations are being analyzed and logistics assessments for these alternative designs initiated. These assessments are currently being finalized and can therefore not be considered in this paper.

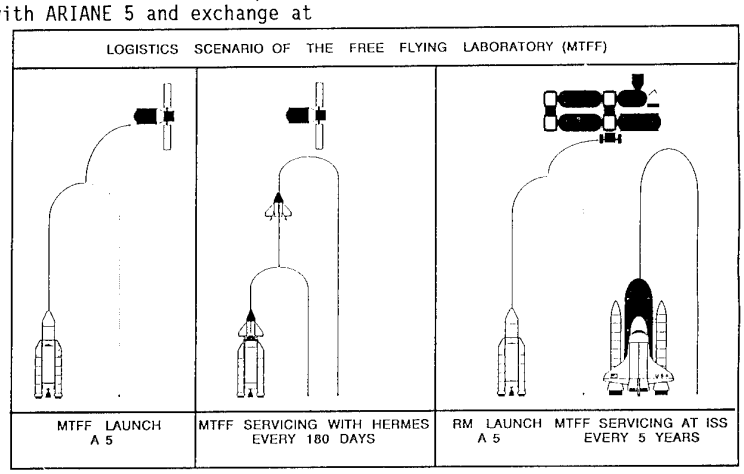


Figure A1: MTFF Logistics Scenario

The comparison of the MTFF S/S resupply mass estimates versus the available resupply mass limitations indicated the following:
The NSTS resupply mass limitations allocated for MTFF S/S servicing are sufficient in order to support the MTFF logistics needs. For the baseline configuration the MTFF consumes in this scenario (every 5 years at ISS) 32% of the available NSTS resupply mass allocated for the MTFF S/S.

The ARIANE 5, mark II resupply mass at launch satisfies the resupply needs for the MTFF RM exchange (10.990 kg wet).

The HERMES cumulative resupply mass limitations for MTFF subsystem servicing are depicted in figure A2. Assuming a Payload resupply mass requirement of 1560 kg per servicing cycle (1300 kg net payload + 260 kg ASE) the remaining HERMES resupply mass (540 kg (320 kg S/S servicing, 220 kg ASE)) must therefore satisfy the MTFF resupply needs during the 30 years operational life. The MTFF resupply mass estimated (245 kg for S/S incl. consumables and 219 kg for ASE) represents 87 % of the available HERMES resupply mass limitations for MTFF subsystem servicing.

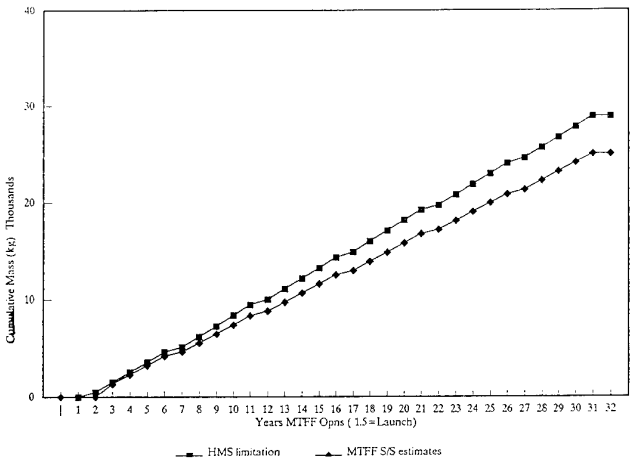


Figure A2: MTFF Resupply Mass HERMES

A.1.2 System and Equipment Level LSA

System and Equipment Level LSA will be performed for the MTFF in accordance with the COLUMBUS LSA Implementation and Processing Guidelines established by the System Contractor (MBB-ERNO) in order that the two flight configurations (MTFF and APM) comply with the customer LSA requirements. For the COLUMBUS LSA Program the MIL-STD-1388 is not an applicable document. MBB-ERNO has therefore tailored the COLUMBUS LSA needs and issued requirements for an LSA-S/W. Market surveys with subsequent PC/Mainframe Test Installations of the various commercial and government/agency furnished LSA S/W tools led to the conclusion that the only S/W tool which meets most of the specified requirements was the commercially available S/W Product 'DILSA' (Mainframe Version).

After a more complex mainframe test with 'DILSA' it was decided to modify the 'DILSA' S/W to fully comply with the specified requirements and rename the 'DILSA' S/W product 'COL-LSA S/W'. This exercise was supported due to the flexible structure of 'DILSA'.

Major changes performed were:

- o Reduction of applicable DEDs (Data Element Definitions) by 40% .
- o Reduced and modified reporting requirements. Standard reports were reduced by 80% and 11 new reports introduced, overall reduction 60 %.
- o The FMECA is not part of the MTFF-LSA. Results of the FMECA (PA responsibility) will be loaded into the 'COL-LSA S/W'.
- o Complete new dictionary for applicable DEDs in order to comply with international partners and space related LSA requirements such as resupply & return flights, up- and download, handling & transportation. These were not addressed to a sufficient degree in the classic LSA approaches.

21 reports will be generated in total for the MTFF LSA. 10 Data Record reports (DRRs) and 11 Summary Reports (SRRs).

The DRRs comprise

DRR 1 Availability Requirements
DRR 2 Subsystem/Equipment Reliability, Maintainability, Commonality and Supportability Characteristics
DRR 3 Maintenance Task and Personnel Skill Requirements
DRR 4 Maintenance Task Analysis
DRR 5 Maintenance Task Tool/Equipment/ Parts List
DRR 6 Supply Support Data
DRR 7 Support and Test Equipment Description & Function
DRR 8 Resupply/Return Flight Requirements
DRR 9 Facilities Data Record/Unique Facilities Requirements
DRR 10 Packaging, Handling, Transportation and Storage (PHT&S) Requirements

The SRRs comprise and contain

SRR 1 Personnel and Skill Summary. A summary of man-hours, estimated for each maintenance task. An evaluation of the skill speciality and the requirement for training equipment is provided for each task.

The summary provides annual man-hours per item per maintenance task and total man-hours per maintenance task based on number of items supported. The summary can be used to determine the time required and number of men, to perform each task.

SRR 2 Support Item Summary. A summary, of the anticipated use of the item sorted by maintenance level and LSA Control Number. The report can be used to justify the requirement for support equipment, quantity and distribution requirements. The summary will also be used to determine recommended order quantities of repair parts based on their total use.

SRR 3 Critical Maintenance Task Summary. The summary provides a list of all maintenance tasks which exceed a specified value for task frequence, elapsed time, man-hours, annual man-hours. It will list warnings, cautions, notes, etc. The summary may be sorted for any maintenance level or combination of levels. The summary will be used to pinpoint problem areas and plan maintenance for critical items/tasks.

SRR 4 Support Items Summary List (sorted by LSACN). A summary sorted by LSA Control Number, part number, of all the repair parts, tools, and/or test equipment necessary to support the subsystem/equipment. The summary will provide the information necessary for provisioning of support items.

SRR 5 Support Items Summary List (sorted by P/N). A summary, sorted by manufacturer's part number of all the repair parts, tools, and/or test equipment necessary to support the subsystem/equipment.

SRR 6 Tool and Maintenance Support Equipment Requirements. A summary of tools and equipment required by task function and maintenance level. This report is used to identify tools and equipment required to perform the maintenance functions.

SRR 7 Repair Parts Summary. A summary of repair parts by LSA Control Number for the major subsystem. This list will be sorted for each maintenance level or combination of maintenance levels. This report will be used as a preliminary repair parts and special tools list during the demonstration/evaluation test phases.

SRR 8 Special Tools Summary. A summary of special tools by LSA Control Number for each major subsystem. This list will be sorted for each maintenance level or combination of maintenance levels. This report will be used as a preliminary repair parts and special tools list during the demonstration/evaluation test phases.

SRR 9 Parts Master File Printout. A list of all supply support information which has been input to the SRS data system. The report is listed by part number, record type and LSA Control Number sequence.

SRR 10 LSA Control Number Master File Printout. A list of all Maintenance Task Analysis information which has been input to the data system. The report is listed by LSA Control Number, record type, and task code sequence.

SRR 11 COLUMBUS Logistics Simulation Model Interface Data. Data on this record will be made available to the simulation model at System Level/Support Contractor for further processing. Data will be sorted/-selected by Task Codes regarding "Organizational (On-Orbit)" maintenance. i.e. Access, Remove & Replace and Inspection task.

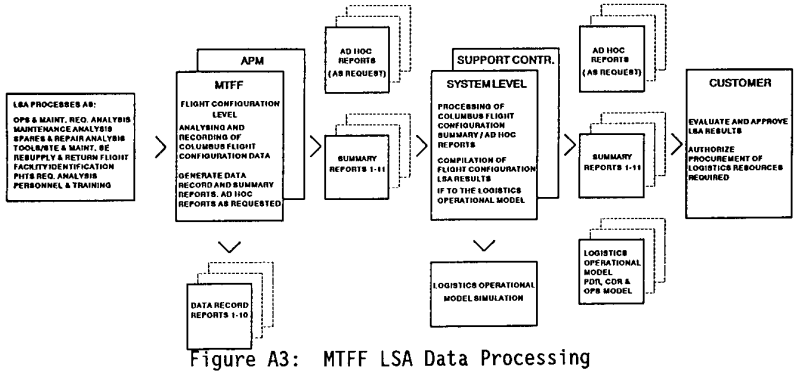


Figure A3: MTFF LSA Data Processing

Ad-Hoc Reports can be generated upon request. Ad-Hoc Reports are non prestructed reports using data available within the SRS data base or additional data elements to be delivered upon request. The MTFF LSA Data processing is depicted in figure A3. The COL-LSA S/W implementation is well under way, acceptance test at the S/W manufacturer's site is planned within the 21st c.w. followed by the mainframe installation at MBB-ERNO within the 22nd c.w. assuming a successful acceptance.

A.2 MAINTENANCE

Since the required lifetime of 30 years for the MTFF cannot be met by present technologies and building materials, the MTFF will require regular maintenance to keep the systems operating in the nominal way or to restore them to nominal operations.

As such, maintenance activities will include, but are not limited to replacement, repair, inspection, alignment, calibration, replenishment of consumables, and test and functional verification.

A.2.1 Levels of Maintenance

All maintenance functions/activities on the MTFF System hardware and software will be accomplished at one of the following levels.

Organizational Maintenance (On-Orbit).
This level of maintenance is dictated by the capability and minimum time available of the HERMES flight crew for maintenance actions in situ. It is restricted to ORU removal and replacement period checks, adjustments and cleaning activities. No regular repair activities are planned for this level. Contingency analysis to be performed during the Phase C/D may require some potential repair capability in-orbit i.e. repair of non-exchangeable items (shell, solar arrays).

Organizational Maintenance (On-Ground)
This level of maintenance is dictated by the capability and time available of the HERMES ground processing crew to perform detailed diagnostic checkout. It is restricted to ORU removal and replacement, period checks, adjustments and cleaning activities. No regular repair activities are planned for this level. Critical hardware requiring detailed diagnostic on this level will be handled off-line (Intermediate Level).

Intermediate Maintenance
This level of maintenance is dictated by the skill level, test equipment and repair resources available at the Intermediate Maintenance location on ground. It is restricted to relatively easy repair/replacement tasks and involves disposition of replaced/repaired MTFF hardware and software.

Detailed Maintenance Procedures will be established for MTFF Organizational and Intermediate Maintenance. Maintenance Procedures will be demonstrated and verified during the MTFF AIV (Assembly, Integration & Verification) Program.

Depot Maintenance
The level provides the capabilities (skills, facilities and test equipment) for a complete overhauling of MTFF hardware, software and associated support equipment and is able to perform complex repair activities. The determination of where this level is located is driven by the complexity of repair required, associated cost and repair times.

Special emphasis in long term program like the MTFF Program is required on the evaluation of vendor retention capabilities. In case of unclear vendor retention over the 30 years of the MTFF life-time alternative repair capabilities need to be investigated. For the MTFF program, transition of repair capabilities into the FFC (Free Flyer Center) will be a major part of the transition planning during the Phase C/D.

A.2.2 Types of Maintenance

Preventive Maintenance
This type of maintenance is performed to retain MTFF hardware/software in a good operational/serviceable condition.

- o replacement of life-limited H/W
- o inspection
- o lubrication
- o replacement of expendables (e.g. paper, tape/ribbon, filters)
- o replenishment of consumables (e.g. gases)

In general, preventive maintenance actions are scheduled maintenance activities. As such, time frames for the performance of preventive maintenance actions are already incorporated in the long range activity planning.

Corrective Maintenance
This type of maintenance is performed to restore MTFF hardware/software to an acceptable operating condition, after recognition of degradation, malfunction or failure. It includes remove and replace as well as repair tasks, i.e.:

- o Remove and Replace
  This term pertains only to the removal and replacement of ORUs. Examples of ORUs include predefined equipment modules or units, valves, conduit sections, cables, pipe and plumbing sections, and similar modularized items defined as independently (orbital) replaceable units.

- o Repair
  Repair includes restorative activities such as reconnection of loosened/separated items by simple or complex means needed to diagnose, test and reconfirm operational readiness for reinstallation. Repair activities may occur on-line or off-line and may involve a broad range of possible actions.

  Although the baseline COLUMBUS maintenance/servicing philosophy does not define repair as a nominal maintenance task, experiences gained from past manned spaceflights has confirmed that corrective maintenance will continue to required repair actions.

  Thus, at a minimum the capability shall exist to repair structure and equipment that affect crew safety, i.e. provisions must be made for patching ruptured tubing and pressure vessels and by-passing defective electrical and mechanical components.

  In general, corrective maintenance actions are unscheduled (non-time predictable) maintenance activities. As such, corrective maintenance actions cannot be incorporated in long range crew activity plans. Occurrence of unscheduled maintenance actions will require adjustments to normal crew activity schedules.

Besides this two types of classical maintenance we also consider minor modifications/upgrades and reconfiguration as on-orbit maintenance types for the MTFF.

This type includes modifications and/or replacements to equipment,systems and/or subsystems (hardware or software), representing capability upgrades. Changes to layout and/or internal partitioning and structure, and/or replacement of internal surface materials are other examples.
As this is the case for preventive maintenance actions, also minor modifications/reconfigurations are time predictable thus, they can be incorporated into the long range activity planning.

A.2.3 Maintenance Techniques

Maintenance activities for the MTFF will include the usage of one or both of the following monitoring techniques. The application of these techniques is especially applicable to preventive type actions.

Limited-Life Monitoring
This maintenance technique where removal and replacement of an ORU/LRU is based upon its life having approached or achieved a previously prescribed or specified life in terms of either cycles or events. These limits are based upon prediction or empirical evidence.

On-Condition Monitoring
This maintenance technique where ORUs/LRUs continue operation without replacement until is monitored or predicted condition indicate that deterioration leading to a possible failure or malfunction is about to occur. Condition based monitoring data will be used for the MTFF to perform trend analysis in order to precisely predict the condition or health of the MTFF ORUs/LRUs without an extensive disassembly and to avoid exchanging hardwire still in a good operational condition, thus relieving the overall critical up- and download situation. Therefore the majority of MTFF ORU exchanges are expected to be condition/health based.

A.2.4 Maintenance Categories for the MTFF

The maintenance categories identified for the MTFF are depicted in figure A4.

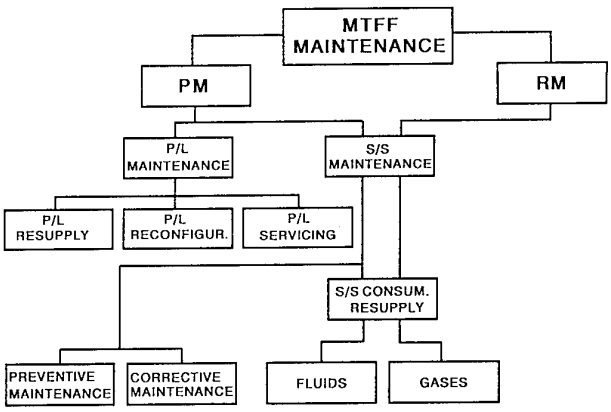


Figure A4: MTFF Maintenance Categories

A.3 MTFF SUPPLY SUPPORT AND MAINTENANCE TRAINING

Other MTFF logistics functions are spares calculations, provisioning and maintenance training based on LSA results. This functions are subject to analysis within the next phase of the MTFF program and are therefore not subject of this paper.

B. MTFF HANDLING & TRANSPORTATION

B.1 INTRODUCTION

The MTFF is not only designed to be launched completely integrated from the European launch site in Kourou but also to comply with the "ship and shoot" concept: The MTFF has to be integrated and checked out at MBB/ERNO in Bremen and transported to the launch site in the flight configuration to the maximum extent possible. This demand results from the intention not to break any interfaces after final test and check-out which would otherwise lead to an extended launch campaign duration. Thus, particular requirements are imposed on the transportation system to be selected for transatlantic shipment which represent a great challenge for the European transport experts. The transportability constraints are primarily derived from the outsize dimensions and mass of the MTFF transportation configuration (figure B1) as well as from the criticality against the dynamic loads encountered during transportation.

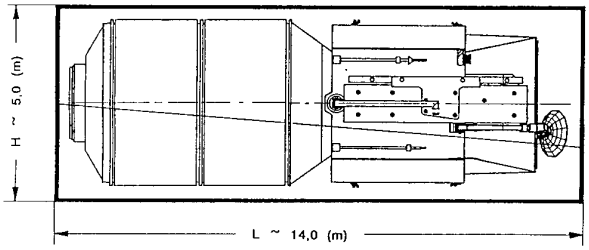


Figure B1: Integrated MTFF Transport Configuration

It has to be emphasized that the 30-years operational lifetime requirement for COLUMBUS imposes particular concern in severe degradation by fatigue during transportation (crack initiation and propagation). Although the load amplitudes are lower than during launch, the number of cycles occurring during long sea transportation duration may result in severe amplification of the fatigue load spectrum.

The applicable COLUMBUS specifications require transportation to the launch site in the integrated mission configuration without imposing a specific requirement on the mode itself. Transportation to the launch site Kourou is presently foreseen for 2001.

B.2 AIR TRANSPORTATION MODE

A preliminary analysis revealed that currently existing commercial cargo aircraft do not comply with the MTFF flight configuration envelope requirements. Both Russian military aircraft the An-124 and An225 which are now available on the commercial market feature an enormous payload capacity (150 tons/200 tons), however, the cargo compartment height is comparable to the USAF C-5A Galaxy. The four Super Guppies, in service for Airbus Industries, have a limited capacity and range and will be discarded until 1998. The current situation therefore reveals only two potential alternatives:

- o the C-5A/SCM (Shuttle Cargo Modified)
- o the Airbus A300/600R

B.2.1 C-5A/SCM

The U.S. air Force decided in 1987 to modify two C-5A aircraft to transport oversize payloads for DOD Shuttle missions. The extensive modifications involved removal of the aft troop-carrier floor and replacing it with a heavier structure providing more cargo clearance, as well as modifying the aft fuselage torque-box structure to provide more clearance in the loading ramp area. In addition, changes on the aft cargo door system, relocation and reconfiguration of the aft pressure bulkhead and modifications of the loading ramp hinge points were conducted (figure B2). A special transport container with full shuttle cargo payload capacity was developed by the U.S. Air Force as well. This canister has the same interior dimensions and support functions as the shuttle cargo bay, redundant systems and a monitor and recording system for temperature, relative humidity, shock and vibration.

The Shuttle Cargo Modified Aircraft (SCM) will operate as a normal cargo carrying aircraft for the Military Airlift Command when not in use as a carrier for the space cargo container.

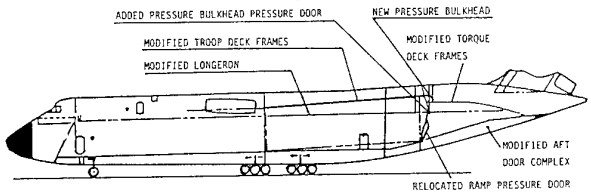


Figure B2: C-5A Space Cargo Modified Aircraft (SCM)

B.2.2 Super Airbus A300/600R (Figure B3)

The Super Airbus Transporter being considered as a possible solution to Airbus Industry's requirement to move large components and sub-assemblies includes a 20 m long, 7.6 m-diameter parallel cabin section. The converted aircraft could carry as much as 20 t payload over a range of about 3300 km. Usage of the Super Guppy successor for COLUMBUS would imply at least one stopover during a transatlantic flight to Cayenne. However, the option to install two auxiliary cargo tanks (500 lt) would enable the non-stop transatlantic crossing with the MTFF transport configuration accommodated. The lowered cockpit requires only the structural separation but not a system separation as for the Super Guppy. The decision has been recently taken to provide 4 new A300/600R with the first one envisaged to be placed in service mid 1995.

Since the usage of either C-5A/SCM or Airbus A300/600R is presently unclear, the COLUMBUS program considered sea transportation as the prime mode in the context of C/D proposal submittal to our customer ESA.

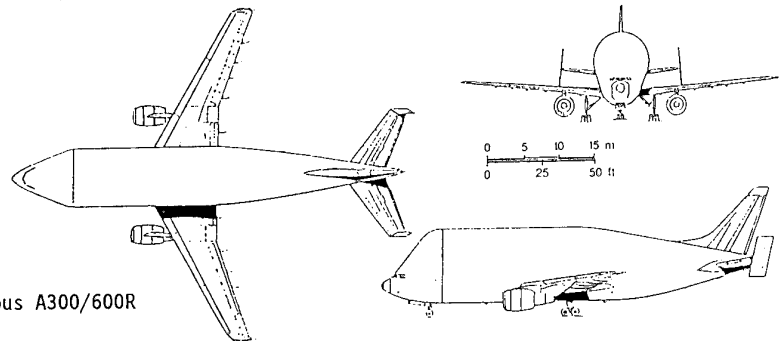


Figure B3: Airbus A300/600R

B.3 Sea Transportation

B.3.1 Transportation Loads

B.3.1.1 Interdependencies

Safe sea transportation of the MTFF is not just a matter of safe stowage and securing of the transport container solely, but is strongly related to the design of the ship and her outfit as well as with the manner a ship is being operated at sea under different environmental conditions. Figure B4 illustrates the four-fold interaction of

- o MTFF internal suspension and container lashing
- o vessel design and features
- o environment
- o ship operation.

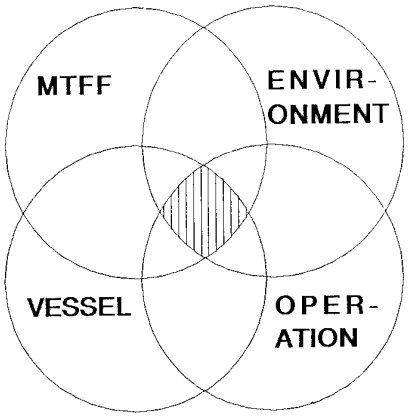


Figure B4: MTFF Interrelationship with Environment, Vessel and Ship Operation

All 4 areas have strong interrelationship with each other. The cargo onboard the ship is exposed to the ship motion at full extent and forms a coupled dynamic system with the vessel. It is reasoned that the rate of occurrence of acceleration peaks in ships is basically determined by the sea conditions, whereas the size of the ship determines the magnitude of the response.

The methods applied by marine surveyors, classification societies and shipbuilding companies to determine the acceleration levels, are basically used for the design of structural parts of vessels with a projected 20-years lifetime meeting the worst environmental conditions. Thus the probability rate of acceleration occurrence is very low (Q = 10E-8) and cannot realistically be applied to one singular sea transport of MTFF.

B.3.1.2 Analytical Approach (Figure B5)

In order to quantitatively determine the acceleration level dependencies of varying vessel- and environmental parameters (to be used as input data for the MTFF/container structure mechanic analysis) the HSVA-Method was selected. This theoretical method was developed by the Hamburg Shipbuilding and Research Institute for a systematically varied hull family of 72 vessels. Basis for the calculation of the acceleration responses are the natural sea state conditions (ITTC Spectra) with the significant wave height 'H' and the wave period 'T' as main parameters. A maximum significant wave height of 5,25 m has been considered for the data evaluation which coincides with Beaufort 8 in the North Atlantic. Adverse weather conditions in excess of BF8 are anticipated to be avoidable by routing and operability analysis in conjunction with advanced satellite navigation and communication systems. The results showed that acceleration levels decrease with

- o increasing vessel length Lpp
- o midship position under deck
- o low L/B ratio (length/breadth)
- o increasing block coefficient C_B (displacement factor)
- o wave encounter towards following sea sector.

The acceleration responses were supplemented with the correlating frequency data revealing that the pitch period increases with vessel lengths, too, thus resulting in a desirable lower pitch frequency. Finally the level of motion induced acceleration introduced into the MTFF container and its frequency of occurrences was identified related to respective sea areas on the North Atlantic route to the launch site and in dependance of various vessel and operational parameters defined. The statistical data were excerpted from the US Navy Climatology Atlas reflecting actual shipborne wave recorder data.

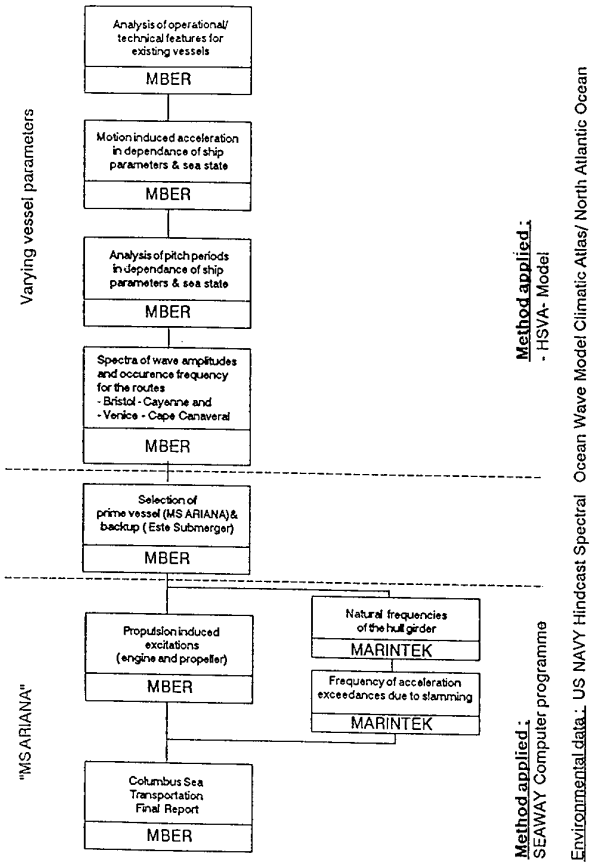


Figure B5:

COLUMBUS Sea Transportation Analysis Approach

B.3.1.3 Vessel Selection

After identification of the decision driving parameters for the most appropriate vessel candidate for MTFF, the final selection was performed. The study defined "MS Ariana", figure B6, as prime sea transportation mode for MTFF transport to the launch site due to following reasons:

- o vessel operability into/out of Degrad de Cannes
- o operability beyond the year 2000
- o European flag
- o highest classification
- o satellite navigation/communication/telex
- o low ship response (e.g. low L/B ratio, availability of roll-stabilizers)

The "MS Ariana" is operated by the SAL shipping company and contracted by Arianespace to support the deliveries for the current ARIANE 4 and future ARIANE 5 programs.

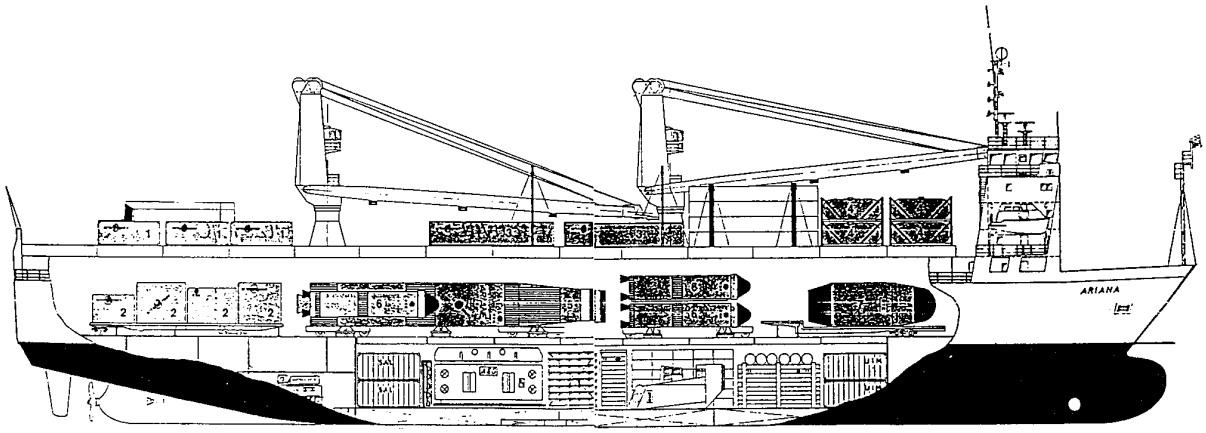


Figure B6: MS Ariana

B.3.1.4 Estimation of Excitations

The rigid body motions of vessels in the frequency range of 0,1 - 0.5 Hz are so low that they will not excite the MTFF or its equipment in their eigenfrequencies. The response acceleration amplitudes are therefore not amplified. Due to the low frequencies and the low probability that the weather conditions are continuously bad during the whole trip, the number of cycles is also limited. Some measurements of the vertical accelerations taken during transportation of Spacelab pallets on a "LASH"-ship (MS Bilderdyk) indicated excitation in frequencies which were higher than the ship rigid body frequencies. The accelerations were found to occur approximately 10E+4 to 10E+5 times more frequently than given by the Spacelab design curve which considered only rigid body motions of the ship. Without a dynamic decoupling of the integrated MTFF from the elastic body of the ship, the environment encountered by MTFF would be uncontrolled. i.e. moderate acceleration inputs to MTFF might result in a high output on equipment level. The environment is also very depending on the location in the ship. The provision of adequate attenuation therefore is a "must". It shall prevent the transmission of accelerations (linear and rotational) in a frequency range of about 0,5 Hz to 50 Hz.
A more detailed investigation of the induced dynamic loads was commenced to isolate MTFF from pertubative excitations. For this purpose the "Seaway" computer program of Marintek was applied. The results were as follows:

- o Very few vertical and horizontal accelerations in excess of 4 m/s*s during the entire trip at midship position with accelerations in y-direction being negligible. The corresponding frequencies are in the magnitude of 0,1 - 0,2 Hz (figure B7).

- o The natural hull eigenfrequencies/-periods and the corresponding mode shapes for the 5 lowest vibration modes are depicted in figure B8. All excitation frequencies are above 2,2 Hz. The acceleration levels at midship position for the five vibration modes analyzed are below 0,9 m/s*s.

- o The number of acceleration load exceedances due to intermittent excitation (slamming) of the hull in its natural frequencies is given with approx. 1000 to 1250 for the entire transport duration (see figure B9).

- o The propulsion system induced lowest excitation frequency is 2,5 Hz.

If sea transportation of MTFF to the launch site is selected as prime mode, measurements have to be taken at the selected COLUMBUS mid-ship position on the vessel (5-50 Hz) in order to finally validate the load assumptions and identify potential local oscillations.

B.3.2 Transportation Concept

The overall MTFF transportation concept envisages special equipment for handling and transportation which is not commercially available. Existing heavy-duty transporters do not comply with the projected envelope and/or mass characteristics of the configuration. Compromises in flat-bed length, flat-bed height and capacity are the resulting constraints unacceptable for safe transportation operations. Although MBB/ERNO features the advantage of proximity to the harbour, a special type of transporter needs to be foreseen to overcome problems with bridges, traffic signs/heights, etc.

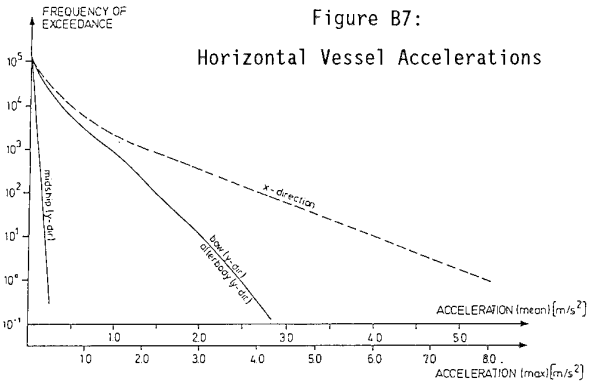


Figure B7:

Horizontal Vessel Accelerations

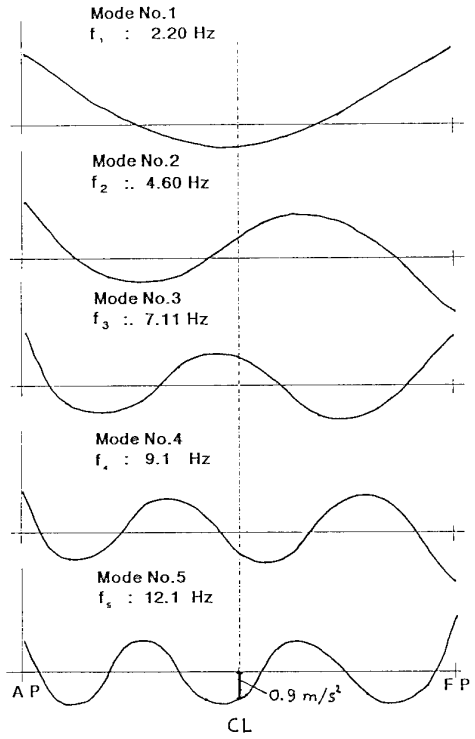


Figure B8:

Mode Shapes of the 5 Lowest Eigenfrequencies

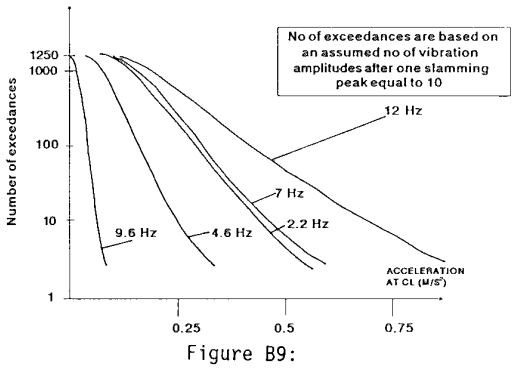


Figure B9:

Acceleration Exceedance Curves due to Slamming

It is necessary to adapt the transport container to an existing multiple axle gear system. The advantage of this system is an improved maneuverability due to a steering mechanism provided for all axles. Furthermore, the container can be picked up from any position on ground without hoisting traverse and raised or lowered hydraulically.

At the Bremen harbour this transport configuration will be transferred into the MS Ariana compartment in the Ro/Ro mode. The container will be positioned midship, the transporter bogies be disconnected and removed before the tie-downs are attached and the monitoring system is activated.

A dedicated hoisting traverse needs to accompany the sea transport to French Guiana. The entire transport duration from Bremen to French Guiana amounts to 14 days.

Upon arrival at Degrad-des-Cannes harbour the container will be hoisted with this particular traverse and the ship cranes to allow loading onto a local air-suspended semi-trailer inside the cargo compartment. Neither envelope nor operational restrictions are imposed on the transport configuration for the 70 km road transport to the Guiana Space Center.

The complete transportation scenario is illustrated in figure B10.

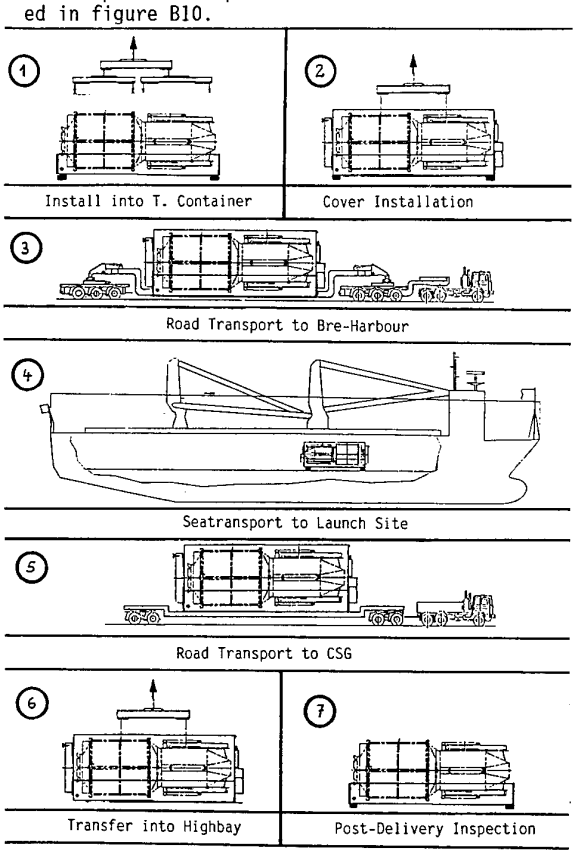


Figure B10: MTFF Baseline Transportation Scenario from AIV Site to Launch Site

C. MTFF GROUND PROCESSING

C.1 MTFF GROUND PROCESSING CONCEPT

Processing at the launch site is generally divided in two phases of preparation activities:

- o MTFF standalone processing phase
- o MTFF/Launch Vehicle common processing phase.

Standalone processing is performed off-line of the launch vehicle schedule in the payload processing facilities at the launch site. This phase starts with receiving activities and continues until installation of MTFF onto ARIANE 5.

The common processing starts with the integration of launch vehicle and MTFF and continues until launch.

All processing will be carried out with the MTFF in horizontal orientation with the exception of the hazardous processing. For this purpose the RM will be demated from the PM. Rotation of PM from horizontal to vertical will be performed in the BAF shortly before installation to AR5.

Horizontal processing has been selected to have a wider choice of existing payload processing facilities and to provide easier access to the exterior and interior of the flight configuration. Rotation to vertical shall be as late as possible in respect to the integration with ARIANE 5.

MTFF Ground Processing concept is depicted in figure C1.

C.1.1 Proposal Baseline Scenario

- o Resulting from the general requirement to use already existing facilities, a ground processing concept has been developed.

- o Main Characteristics of the B/L Concept:
  - After transportation of the MTFF to the launch site (CSG) the RM will be demated from the PM in order to fill and pressurize the tanks in the hazardous processing facility S3B.

  - Remating of PM and RM including I/F verification to be done in the airlock of the launch vehicle assembly building (BAF).

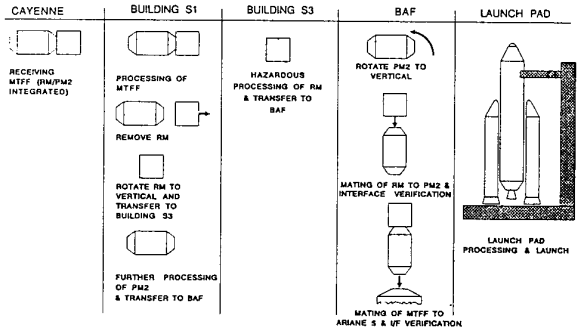


Figure C1: MTFF Ground Processing Concept

- o Major tasks of the MTFF ground processing at CSG:
  - facility preparations
  - receiving inspections
  - configuration inspection
  - servicing and preparations for checkout
  - checkout
  - hazardous processing
  - interfacility transportation
  - preparation of final flight configuration
  - installation of MTFF onto launcher
  - ARIANE 5/MTFF common operations

The MTFF Ground Processing Flow is depicted in figure C2.

C.1.2 Optional Scenario

The baseline scenario impases relative high effort for verification of MTFF internal interfaces. The effort is due to the selected operational concept which requires demating of PM and RM flight elements.

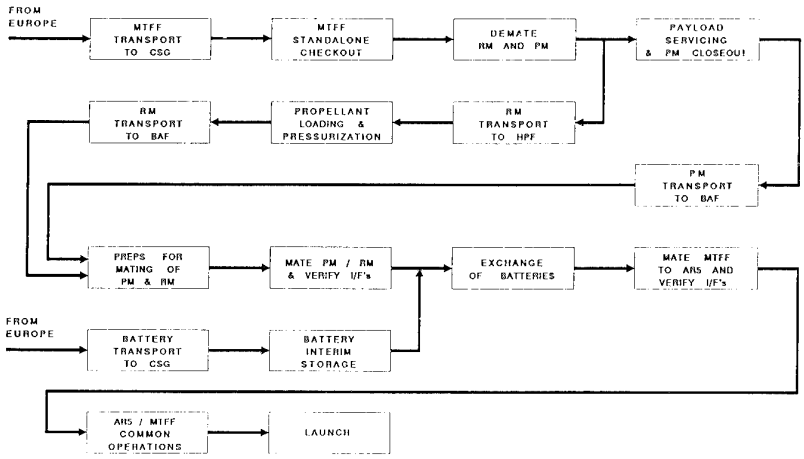


Figure C2: MTFF Ground Processing Flow

In order to avoid excessive interface re-verification operations, an optional scenario has been proposed which avoids demating of PM and RM. This scenario is currently analyzed and cannot be covered in this paper.

C.2 MTFF LAUNCH CONFIGURATION

MTFF configuration main characteristics:

- o Mass

MTFF dry configuration (target)	=	13600 kg
Initial Payload 1)	=	1000 kg
Consumables 2)	=	3220 kg
Total Mass of Launch Configuration		17820 kg

Note:
1) Maximum P/L Capacity in orbit = 3200 kg
2) Propellant mass in launch configuration = 2750 kg; Maximum load carrying capability of propellant tanks = 4800 kg.

- o Dimensions

Total Length	=	13920 mm
Diameter	=	4520 mm

(see figure C3)

C.3 GROUND PROCESSING FACILITIES

- o MTFF ground processing will be carried out at the Guiana Space Center (CSG) in French Guiana.

  The facilities used at the launch site for preparation of the MTFF are defined in the MTFF - ARIANE 5 Interface Control Document:
  - Spacecraft Preparation Building S1B
  - Hazardous Processing Facility S3B
  - Final Assembly Building BAF

- o In order to meet the environmental system- and subsystem requirements applicable to the flight hardware all ground processing facilities provide a controlled environment in the following range:
  - Temperature = + 21°C - 26°C
  - Humidity = 55 % ± 5%
  - Cleanliness = Class 100 000

- o Major tasks to be performed in the facilities:

  Building S1B

  MTFF standalone processing will be performed in S1B to accomplish all non-hazardous operations. This includes receiving and unpacking of all transported equipment, post transportation inspection, assembly, checkout and installation of Cat. B pyrotechnical devices.

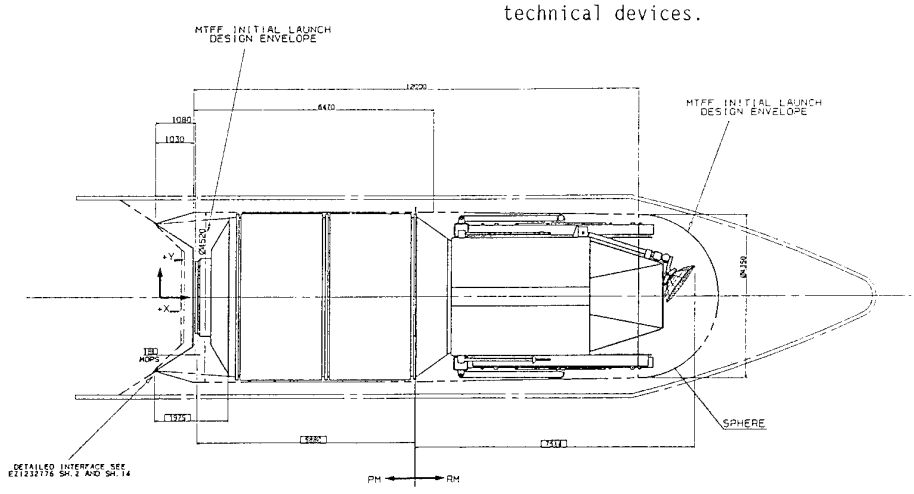


Figure C3: MTFF Launch Configuration

Building S3B
Hazardous operations including loading of propellant and gas tanks, installation of pyrotechnical devices others than Cat. B.

Final Assembly Building (BAF):
Preparation of MTFF final configuration including tilting from horizontal to vertical orientation, installation of MTFF onto the launch vehicle, interface verification.

C.4 GROUND PROCESSING TASK DESCRIPTIONS

C.4.1 Interfacility Transportation

There are three major on-site transport operations necessary:

Transport Mode	Transport GSE
RM Transport from S1B to S3B	CCU + Adaptor
PM Transport from S1B to BAF	MTFF Transp. Cont.
RM Transport from S3B to BAF	CCU + Adaptor

C.4.2 Facility Preparations

Prior to their use the facilities have to be prepared in advance of the flight hardware installation into relevant workstands. This includes installation of all GSE into the facility cleanrooms and preparation as required to support handling of the flight elements, to provide access to the exterior and interior of the MTFF, to perform servicing, checkout and interface verification.

The required GSE includes:
- o Workstands, Assembly Stands
- o Hoisting Equipment
- o Fluid Ground Support Equipment (Servicers)
  - Thermal Control Servicer
  - ECLS Servicer
  - Propulsion Ground Support Equipment
- o EGSE
- o Unit Testers

C.4.3 Receiving Inspection

- o After external cleaning of all GSE the MTFF transport container is moved into the cleanroom of the payload processing facility S1B.
- o The container will be opened and a first post transportation inspection performed with the MTFF still within the container. This inspection is considered the last activity which terminates the MTFF C/D phase.

  All subsequently performed activities are part of the MTFF operational phase.
- o Installation of the MTFF into support stand.
- o Installation of access GSE around the MTFF to provide access to all external surfaces and equipment which is subject to visual inspection.
- o Visual inspection with the MTFF in power down mode in order to
  - verify completeness of hardware delivery
  - verify that hardware is free of visible damages.
- o Verify the position of all switches and valves in respect to their status as defined for the transportation phase.
- o Verify the tightness of all fluid loops by performing a pressure decay test applicable to all loops.
- o Batteries will be shipped to the launch site in separate transport containers. Due to their sensitivity against higher temperatures they will be stored in a cooling chamber of the payload processing facility.

C.4.4 Servicing and Preparations for Checkout

- o The final flight conditions applicable to the MTFF subsystems cannot be established in building S1B. Propellant loading is not allowed to be performed and pressurization of gases is admissible only to a pressure level compatible with a safety factor of 4.
- o The launch status applicable to the MTFF subsystems is defined in table C1.
- o Servicing of the MTFF in the S1B facility is carried out to the extent necessary to support the checkout operations.
- o Propellant loading and pressurization of gases is performed in the hazardous processing facility S3B.
- o Topping up of gases will be performed in the BAF as required.
- o Due to their temperature sensitivity no flight batteries are installed in the MTFF. Checkout operations will be supported by EM/QM batteries which have already been installed prior to transportation to the launch site.

  During the MTFF ground processing in building S1B and S3B the flight batteries are kept in a cooling chamber until they are needed for replacement.
- o During the checkout phase the MTFF is connected to servicers and EGSE in order to substitute the system cooling and vacuum resources which are designed for normal operation under on-orbit environment.

  GSE required:
  FGSE: Water Servicer
  Freon Servicer
  Vacuum Equipment
  Nitrogen Servicer

  EGSE: Core EGSE
  Special C/O Equipment (SCOE)
  Electrical Power Supply

MTFF SUBSYSTEM	EQUIPMENT SUBJECT TO SERVICING OPERATIONS	LAUNCH CONDITION		
		FLUID	MASS (kg)	PRESSURE (bar)
TCS / ATCS	FREON LOOP	FREON 114	147	15 (ABS.)
	WATER LOOP	H2O	112	1 - 6
ECLS	NITROGEN TANK, QTY=1	GN2	71	125
PROPULSION	FUEL TANK, QTY=1	MMH	} 2760	25
	OXIDIZER TANK, QTY=1	N2O4		25
	HELIUM TANK, QTY=2	GHe	16	125
EPS	BATTERY, QTY=6	NiH2	6 x 113 = 678	~ 50 [1]

NOTE: 1) PRESSURE OF BATTERIES IS NOT SUBJECT TO SERVICING

Table C1:

Launch Status of MTFF Subsystems w.r.t. Servicing

- o Preparations for checkout include also installation of payloads/experiments arriving separately at the launch site and items which have been removed for transportation purposes.

C.4.5 Hazardous Processing

- o Due to physical constraints the MTFF cannot enter the S3B facility in horizontal transport mode. Therefore the MTFF has to be demated in the S1B facility and the separated RM transported to the hazardous processing facility (S3B).

- o Transport configuration consists of ARIANE provided payload container with the RM installed in the vertical orientation (figure C4).

- o Within the facility the RM will be removed from the transport container and installed in a vertical assembly stand.

- o The RM will be connected to
  - fluid servicers for filling of
    - -- fuel
    - -- oxidizer
    - -- Nitrogen
    - -- Helium
  - EGSE for monitoring of temperature and pressure sensors and for remote control of various subsystem valves.

- o In order to comply with safety regulations the RM will remain passive during the hazardous processing. Monitoring and control functions are provided by external power and command sources at remotely located GSE.

- o Hazardous processing includes the following major operations:
  - cleaning, draining and drying of tanks and lines
  - filling of propellant tanks, pressurization of gas tanks up to nominal operating pressure

- o After RM servicing is accomplished a leak test will follow to verify leak tightness of all valves including fill & drain valves, relief valves, pressure regulators.

- o At the end the RM will be re-installed in the AR payload container for transportation to the BAF.

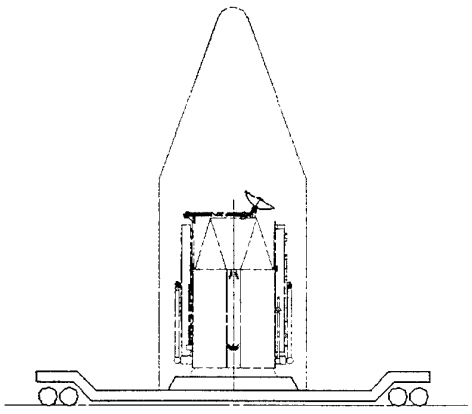


Figure C4: Road Transport Configuration to BAF

C.4.6 Ground Processing in the BAF

- o MTFF ground processing within the BAF can be separated into the main operations:
  - preparation of MTFF flight configuration including mating of PM and RM
  - MTFF installation onto the launch vehicle
  - ARIANE 5/MTFF common operations

- o Due to physical constraints imposed by the BAF facility the MTFF has to be prepared in the airlock. It is capable to provide controlled environment and cleanroom condition class 100 000.

- o As long as the airlock is occupied by MTFF flight hardware the equipment transfer into or out of the airlock is restricted to smaller devices. The facility doors have to be kept closed in order to maintain the cleanliness level without degradation.

- o Resulting from the above all major GSE items required for handling, assembly and checkout operations to be performed within the BAF airlock have to be moved into the facility prior to closure of the doors.

- o GSE required within the BAF:
  - MTFF Vertical Assembly Stand
  - Tilting Device
  - Hoisting Equipment
  - Access GSE
  - Battery Handling and Hoisting Equipment
  - EGSE
  - Servicer

- o The RM and PM arrives at the BAF in separate containers, with loaded tanks and verified subsystems and interfaces. Flight batteries are transported separately and moved into cooling facilities where they are stored until they are needed for installation into the MTFF.

C.4.6.1 Preparation of MTFF Flight Configuration

- o Within the BAF airlock the final MTFF configuration will be prepared and verified to achieve readiness for installation onto the launch vehicle.

- o The mechanical operations to be performed include following activities;
  - Tilting of PM from horizontal to vertical orientation; this activity is carried out using the Tilting Device in conjunction with the MTFF Transport Container.

- o Removal of PM from transport container and installation into the workstand.

- o Removal of RM from transport container and installation onto the PM. Mating of structural, fluid and electrical interfaces.

- o Replacement of EM-batteries by flight batteries. They are to be installed into the battery module which is located on top of the RM. This operation requires removal of battery module from the RM and installation into dedicated support GSE on the facility floor (figure C5).

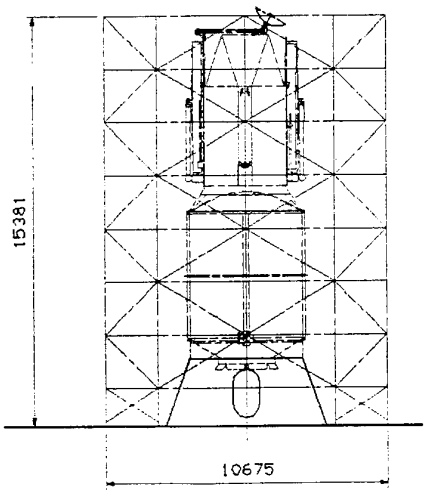


Figure C5:

Preparation of MTFF Final Configuration in BAF

- o Structural interfaces are verified at the end of mating operations by
  - visual inspection of
    - -- PM-RM mating flange
    - -- interfaces battery module to RM structure and KA-band antenna mechanism
  - tightness verification of re-established fluid connections
    - -- Freon Loop
    - -- Water Loop
    - -- Nitrogen Loop
- o Objectives of the electrical checkout to be performed prior to MTFF installation onto the launcher is the re-verification of those interfaces which had been demated during the ground processing phase.
- o Major interface areas subject of verification:
  - RM-PM
  - RM-Flight Batteries

  The most complex interface is in the RM-PM connection area. For verification purposes the MTFF subsystems have to be partially activated. Power-up status as needed to support the checkout operations will be determined by ongoing operational analysis.
- o Essential checkout activities to be carried out will comprise as a minimum:
  - verification of electrical power distribution
  - data transmission from PM to RM and vice versa for subsystems:
    - -- DMS
    - -- GNC
    - -- COMMS
- o battery charging, the loading process is controlled and monitored using on-board equipment until the batteries are fully loaded.
  During the handling and checkout activities the batteries need cooling support in order to maintain the temperature environment within specified ranges.
- o After completion of the checkout operations the MTFF is ready for installation onto ARIANE 5.

C.4.6.2 MTFF Installation onto the Launch Vehicle

- o MTFF installation includes the essential activities as follows:
  - removal of MTFF from Vertical Assembly Stand and transfer to ARIANE 5 assembly hall (crane operation)
  - hoisting of MTFF on top of ARIANE 5, installation to ARIANE 5-adaptor mating flange
  - mating and verification of structural interfaces
  - verification of separation switches
- o Verification of electrical interfaces and top-up of pressurant tanks of the ECLS- and propulsion subsystem requires connections to EGSE and servicers for tasks including
  - connection of T-0 umbilical, mating of electrical lines to EGSE for
    - -- battery trickle charging
    - -- commanding of subsystems for partial activation and associated monitoring
  - monitoring of temperature and pressure sensors of the ECLS- and propulsion subsystem tanks
  - connection of cooling ducts for air cooling of RM battery/radiator assembly
  - connection of fluid lines for pressure top-up of He- and N2-tanks
- o If pyrotechnical devices are used in the MTFF subsystems, arming connectors will be mated before installation of the ARIANE fairings
- o Last physical access to the MTFF is possible until fairings closure

C.4.6.3 ARIANE 5/MTFF Common Processing

During the common processing phase only limited amount of electrical power will be provided to the MTFF for battery trickle charging.

The air temperature within the closed fairings will be maintained within limits as specified for the flight batteries.

A time period of 1.5 weeks is allocated for the common processing including the activities as to be carried out between fairings closure and lift off.

C.5 GROUND SUPPORT EQUIPMENT

The overall system requirements specify that GSE shall be provided as required for design and development of flight end items and for the operational phase. This includes transportation of MTFF to the launch site and support of the ground processing until launch.

The GSE utilized at the launch site include in addition to the transport GSE also various equipment used during the AIV-phase.

Based on the current baseline scenario the following major tasks will be supported by the MTFF provided GSE:

- o transportation from Europe to the launch site
- o interfacility transportation of individual PM and RM
- o ground servicing
- o launch site checkout and test

C.6 GROUND PROCESSING SCHEDULE

The allocation timeline applicable to the MTFF ground processing is shown in figure C6.

Ground processing commences at the end of the payload integration and test phase which corresponds to the end of the AIV activities.

For the processing until launch a time period of 29.5 weeks in total has been allocated.

C.7 MANPOWER

For the MTFF Ground Processing Phase at CSG approximately 50 Engineers/Technicians will be required to support the a.m. activities.

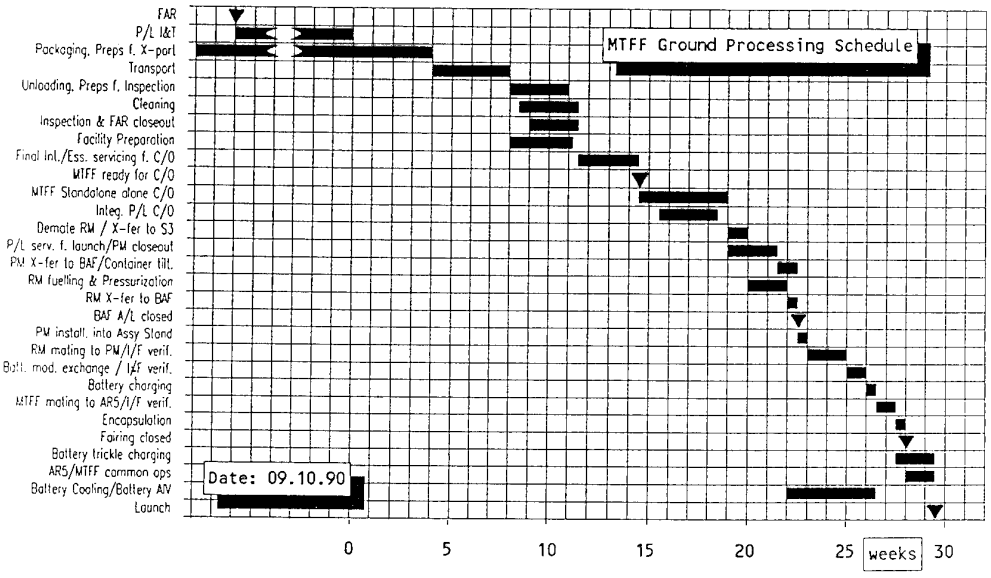


Figure C6: MTFF Ground Processing Schedule

INTEGRATED LOGISTICS SUPPORT (ILS) FOR THE HERMES SYSTEM

J. Pfennigstorf[1], D. Berthelot[2]

[1]ESA/CNES Hermes Joint Team, Toulouse; [2]MATRA Espace, Toulouse

ABSTRACT

The main idea of Integrated Logistics Support (ILS) is to introduce supportability requirements, constraints and criteria for a complex technical system early in the design definition phase in order to achieve a readily supportable system at affordable life cycle costs. This technique, developed and used in the United States mostly in military programs, has only recently been introduced in European space programs. We will describe the general approach to ILS, and how it can or should be applied to the Hermes System. The unique characteristics of this sytem in terms of "prototype" production, multi-national and multi-program participation, and development and operational site dispersion, necessitate to adapt the US standards to this environment. Conclusion: no new engineering discipline or organizational entities are to be created, but special management techniques are to be applied to "integrate" logistics with all other system development activities.

Keywords: Integrated Logistics Support, Hermes System, Logistics Support Analysis

1. INTRODUCTION TO INTEGRATED LOGISTICS SUPPORT

"Logistics is the practical art of moving armies and keeping them supplied" (Baron JOMINI).
Logistics is the dynamic force without which any strategy is just a paper plan. In essence, Integrated Logistics Support (ILS) is a composite of all the support considerations necessary to ensure the effective and economical support of a system (or equipment) for its life cycle . It therefore must be an integral part of all other aspects of system definition, acquisition and operation.

The problem is that logistics has often been considered as a support function, this idea of support connoting a secondary role. Nevertheless, it must be kept in mind that no strategy can be successfully executed and no operation sustained without the required resources, that is to say, without a good logistics system. Recently, the Desert Storm Operations showed that the role of logistics was of prime importance and that is was the cornerstone of strategic success.

According to John Mosher, "logistics, then, is the integrated design, management, and operations of physical, human, financial and information resources over the lifetime of a product, system or service. In economic terms, it creates time and places utility, in contrast to form utility created by manufacturing and construction operations, or possession utility created by marketing operations. In commercial terms, the purpose of marketing operations is to get customers; the purpose of logistics operations is to keep them!".

Obviously, this notion of ILS is quite successfully established in military and commercial product domains. Is it necessary, and - if yes- possible to use such an approach in a non-military , non-commercial space program such as Hermes? Are standards or procedures readily available, do they need to be tailored to our needs, and how could that be done?

Some of these questions we try to answer in the following paper, by describing:
- the ILS goals,
- the Hermes system and its logistics functions,
- ILS in the system engineering process,
- the role of Logistics Support Analysis (LSA),

and arriving at the conclusion, that the basic ILS elements are more or less well known, but that special management techniques are required to achieve the "integration" without too much disturbing existing organizational structures.

2. ILS GOALS

The main idea behind ILS is to intervene at the early stage of a program so as to impact the system design with all the constraints and requirements bound to system supportability.The logistics support requirements must influence system design during the whole design phase; the earlier this is done, the better is the effect on the overall life cycle costs. Some early decisions such as the overall operational maintenance concept and selection of support locations are of paramount importance with regard to operations and support costs. Testability and maintainability aspects must be taken into account very early in the definition of a spacevehicle in terms of design functions and performances, thus becoming an integral part of engineering processes.

Many people may argue that these ideas have already been implemented in previous European space programs, without using the term ILS. The difference to the proposed approach could be described as isolated, non-integrated efforts of engineering, product assurance, operations and logistics experts, thus missing the benefit of a common, harmonized, i.e. integrated concept.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

In the case of a multinational, complex and long-term program, ILS may have to be considered basically as a management function that provides the initial planning, resources and techniques which help to ensure that the Hermes elements will be embedded in a system that not only meets performance requirements, but one that can be expeditiously and economically supported in fulfilling the launch readiness objectives throughout its programmed life cycle. A major objective is to facilitate the integration of the various elements of support. Included within ILS is the development of preliminary logistics support plans during the conceptual (A) and definition (B) phase; and during the advanced design and development (C/D) phase. Based on logistics implementation requirements -to be issued by the Agencies-, the industrial partners must provide all the elements to produce a formal Integrated Logistics Support Plan (ILSP).

3. THE HERMES SYSTEM AND THE ILS FUNCTIONS

Keeping in mind the general objectives of ILS as a management function, it is therefore appropriate to quote those ILS functions which could be applied to a new system such as Hermes.
In principle, the same approach is likely to apply to all elements of such a system, even if minor modifications to this rule must be introduced, if and when necessary. Nevertheless, in the frame of this paper, we will concentrate on the Hermes system with its peculiarities.

3.1 Hermes system description

The various elements of the Hermes system are recalled hereafter; they are divided in:

- a space segment,
- a ground segment,
- elements common to the Hermes system and other space systems.

Elements external to the Hermes system, but interfacing with it, are also mentioned.

3.1.1 Space Segment

- The Spaceplane (HSP) with its Resource Module (HRM); the composite being called the Spacevehicle (HSV).
- The Crew and its support equipment.
- The Mission Dependent Equipment and Payload Auxiliaries.

3.1.2 Ground Segment

- The launch and landing site resources, the recovery facilities.
- The logistic support resources, and facilities, including the management structures.
- The preparation and engineering support.
- the transport resources.
- The crew training resources and facilities.
- The Hermes Flight Control Centre.
- The complete dedicated communication network.

3.1.3 Elements common to the Hermes system and other systems

- The Payload (P/L) ground supporting elements taking care of P/L preparation, integration, management, down-load and P/L training.
- The crew ground supporting elements for the crew training in general and for the orbital elements the Hermes spaceplane is interfacing with.
- The Central Mission Planning and Direction which ensures the overall coordination of the IOI resources utilization, planning, preparation and implementation.

3.1.4 External interfacing with the Hermes system

- The Ariane 5 launcher and the launch site infrastructure.
- The manned/man-tended space stations (Columbus Free Flying Laboratory, Space Station Freedom and the Columbus Attached Laboratory, Mir Station).
- The orbital space communications system (DRS, TDRSS),
- The position determination system (GPS, Navstar, Telemetry system).
- The general ground infrastructure.
- The payloads from different originating sources and their managements structures.

3.2 Hermes ILS functions

The following nine functions constitute the logistics products and services which have to be defined, planned, developed, and finally made available at the end of the development phase in order to support the Hermes system operations.

3.2.1 Hermes system maintenance planning

This includes all planning and analysis associated with the establishment of requirements for the overall support of the Hermes elements, and especially the Hermes Spacevehicle, throughout the life cycle.

Maintenance planning constitutes a sustaining level of activity commencing with the development of the maintenance concept and continuing through the accomplishment of logistic support analysis during design and development, the procurement and acquisition of support items, and through the operational phase when an ongoing system/product capability is required to sustain operations. Maintenance planning is considered to integrate the various other facets of support.

Reliability and Maintainability parameters are inputs in the definition of this function.

3.2.2 Operational Transportation

Many Hermes system elements require intersite transportation as a logistics function. Optimum utilization of these means and the criticality of their availability with respect to the ground turnaround timeline justifies the segregation of this function from the others although it should be supported itself by the general logistic support for the Hermes system.
For instance, the peculiarities of the transportation of the entire Hermes spaceplane (concept not frozen today) could deserve a special treatment compared to the packaging, loading, storage and transportation of other Hermes systems elements or subsystems/equipment (see function 3.2.6).

3.2.3 Ground Support Equipment (GSE)

Ground Support Equipment comprises the supplemental test, handling and moving equipment and tools used in maintenance and support actions. Included are equipments peculiar to the individual subsystems and those common to current inventories. the support equipment requirements are derived form the

Logistics Support Analysis. The acquisition and logistic needs of the support equipment itself include the complete common spectrum of logistic function.

3.2.4 Technical Data and Documentation

Documentation is required to support the ground and flight segments operations and maintenance activities and provides the link between the operator/maintainer and the hardware/software manufacturer. It typically consists of engineering drawings, specifications, description and operational familiarization schematics with associated parts lists, measurement lists, operations and maintenance requirements/plans, detailed instructions, work unit codes, non-destructive inspection information, organizational -intermediate-, and depot level manuals, and lists of applicable publications.

3.2.5 Supply Support

This function of integrated logistics includes the procedures, processes, and activities required to provide support resources such as spare or repair parts needed to maintain operational readiness of the flight and ground segment hardware and software. The supply support function includes but is not limited to: developing the spares concept for the three levels of maintenance, spares identification, selection/quantification, consumables identification, raw materials identification, provisioning/replenishment of those consumables and spares, acquisition/procurement of consumables and spares, warehousing requirements, inventory management control, configuration control of spares, assembly of technical data for operational support, and recommendation of operational and training support spares.

3.2.6 Transportation and Handling

This function is complementary to 3.2.2 (operational transportation, mainly bound to Hermes spaceplane and Hermes resource module transportation). This element of logistics includes all special provisions, procedures, containers and supplies necessary to support packaging, preservation, storage, handling and/or transportation of major spacevehicle elements and equipments, G.S.E., spares and repair parts.

3.2.7 Facilities

Facilities planning is based on operations and maintenance analyses, vehicle element and equipment design drawings, specifications and other documentation necessary for defining types of facilities, locations, space needs, environment, duration and frequency of use, personnel, interfaces, test functions and existing facility applications.
The support required for the facilities themselves is to be considered as an integral part of this function.

3.2.8 Personnel Training and Certification

The training function will define the required personnel, skill levels, and associated training for logistics and operational support functions. The training functions include definition of training equipment and devices design requirement specifications, production of training data and equipment hardware/software, identification of skill level and training requirements for organizational and intermediate levels of maintenance. This function also covers the certification management activities for the different trades and personnel skills ; personnel performance data being a possible input for this sub-function.

3.2.9 Logistics Information System (LIS)

Data related to the performance of equipment, personnel, and materials must be collected, analyzed and presented as trend data information to be useful for management decisions. The functions included, but not limited to, are : Support Resource Funding, Product/Item Management, Logistic Engineering Development covering Logistics Support Resource requirements determination, Trade studies and analysis, Logistics Support Analysis (LSA), and Safety requirements ; as well as off-line Sustaining engineering and Industrial management.

4. HERMES ILS IN THE DEVELOPMENT PHASE

There are actually two phases in ILS. Phase I is everything that is done to plan and acquire support before the system's transition to the user, and Phase II includes the things that are done to support the system in use.Phase I occurs during design, development and manufacturing of a system : its duration is limited, while Phase II represents the useful life of a system, in our case 15 years when declared operational. Nevertheless it is important to emphasize that the actions of Phase I dictate how well the system will be supported and will operate during Phase II. We will focus more on the development phase (Phase I) because it requires our immediate attention as a customer vis-à-vis the various industrial contractors.

4.1 ILS in the System Engineering Process

The objective of interfacing ILS with system engineering is to ensure that all disciplines of the design process and RAMS (Reliability, Availability, Maintainability, Safety) engineering are employed in developing the support parameters for the Hermes system related to the support means identification and definition.

The program Manager is faced with the following challenges :

- The launch readiness objectives must be attained ; are they attainable ?
- Are the RAMS requirements compatible with these objectives ?
- What are the support and personnel "drivers" when the Hermes system will be in operation ?
- Are the ILS element requirements given appropriate priority when system design trade-offs are conducted ?

The main management issues for the Hermes program are related to the following :

a) Launch readiness, because the Hermes system is conceived to provide In-Orbit logistics support for the Columbus-program. This objective is as important to the Agency as performance or program schedule.

b) Early identification of supportability design requirements to be integrated in due time (during the conceptual and project definition phases) into the engineering effort.

c) Coordinated, but unrestricted and timely access to design data and RAMS analyses and predictions, to be used for the Logistics Support Analysis, (LSA).

d) Logistics experts to participate in all Design Reviews and Change Control Boards with appropriate voting rights.

e) Life Cycle Cost (LCC) to be used as criteria when redefining/ updating program or mission objectives.

f) Definition of ILS program milestones and tracking of logistics products schedules with the same priority as other space and ground segment deliverables.

5 . LOGISTICS SUPPORT ANALYSIS

5.1 Foreword

Many different but related analysis techniques are employed by the ILS program. These techniques lead to the definitions and allocation of operational logistics requirements. These techniques have been grouped and are the constituents of the LSA/Logistics support analysis approach. This approach has been standardized and formalized by the US DOD and the US Government. Documents containing the requirements for the LSA program are MIL-STD 1388-1A (Logistics support analysis) and MIL STD 1388-2A (DOD requirements for a logistics support analysis record).

The term LSA today has a very specific meaning, even if, generally speaking "any analysis method or technique that addresses logistics support or that is used to identify logistics support resources is a logistics support analysis" (James V. Jones).

For the Hermes system, we meet here some difficulties :

- The US DOD Military standards cannot be considered as directly applicable to the Hermes program, due to its European, civilian, non-commercial nature. These military standards have been defined and written for primarily military purposes, both what concerns the systems to be acquired as well as the customer or user. This user is well known in advance, i.e. an established military organization with known locations for standard operations, while for the Hermes system, the future organization needs still to be defined and/or decided, and even locations for standard operations can still change.
- Another important fact is that the Hermes spaceplane will have to be considered as "pseudo-prototype" (only two spaceplanes are likely to be built) ; thus the classical "production phase" cannot be considered as in many military/ industrial programs.
- A last point to mention is that program of the Hermes system ends after the completion of the first two qualification flights. Therefore, the classical "supportability demonstration" cannot be performed by the present contractors for the fully operational system, because this will only exist years after the end of the contractor's responsibility.

Despite all these points which will require an appropriate tailoring of logistics needs, a formalized Hermes LSA approach can be done with the help of an LSA guide released by the Agencies. This guide may be an adaptation of the US MIL - STD 1388, by not taking into account all the aspects which are not applicable or exceeding the scope of the Hermes program, and by addressing the specific European environment.

5.2 Definition of logistics support analysis

The Logistics support Analysis (LSA) process provides the technical foundations for an Integrated Logistics Support (ILS) Programme.
LSA is an iterative analytical process by which the logistics support necessary for a new system is identified and evaluated. LSA constitutes the application of selected quantitative methods to (1) aid in the initial determination and establishment of logistics criteria as an input to system design, (2) aid in the evaluation of various design alternatives, (3) aid in the identification and provisioning of logistics support elements, and (4) aid in the final assessment of the system support capability during initial operations. LSA is a design analysis tool employed throughout the early phases of system development and often includes the maintenance analysis, life-cycle cost analysis, and logistics modeling. An output of LSA is the identification of and justification for logistics support resources : spare/repair part types and quantities, test and support equipment, personnel quantities and skill level requirements, and so on.

5.3 LSA Functions

The Hermes LSA process consists of two (2) distinct functions, which together, serve to influence and shape the Hermes system and operational performance.

The first of these functions comprises the technical, and programmatic analyses and trade studies which optimize the support posture, while the second is the identification of the logistics resources which, collectively, make up the Hermes logistics infrastructure.

5.4 LSA process

The LSA process comprises a planned series of tasks, derived from MIL STD 1388 and performed synchronously with the system analysis. The level of detail of the analysis and the execution schedule of the tasks must be adapted, structured and tailored to each program phase.

LSA process should begin in the concept phase before the design and development program is formally initiated and continues throughout the life of the system.

At program initiation LSA is mainly directed towards the identification of supportability objectives and allocation of logistics requirements to subsystem indenture level. The tasks are generally performed in sequence and the process is then repeated at increasingly lower levels of the system work breakdown structure.

Comparisons between alternatives which meet technical and operational requirements are performed with the aim of selecting the solutions which guarantee the optimum life cycle cost.

At the end, after complete system definition, following details will be reached :

a) Recommendation of preventive/corrective maintenance tasks and intervals including repair versus discard analysis,

b) Recommended maintenance/repair levels,

c) Identification of required facilities

d) Qualitive and quantitative identification of spares and repair parts and consumables

e) Identification of required maintenance personnel (skill and quantities)

f) Identification of required technical data ,

g) Identification of required training,

h) Identification of packaging, handling, storage and transportation resources, processes and methods.

5.5 LSA Implementation

After the main LSA guidelines have been given to the various Hermes system elements or subsystems contractors, the contractors will be in charge of implementing LSA so as to prepare and set up their own ILS program with the best efficiency. Therefore, for these contractors, the initial function of the LSA process concerns the analysis and trade studies to optimize the logistics infrastructure (system). Trade studies dealing with the logistics relationship with operations , as well as interrelations between logistics elements (such as supply facilities to maintenance of spares (LRU's), technical data to training), need to be performed.

In addition, the critical issue of verification of the logistics infrastructure prior to its actual operational use is addressed. The second key function of the LSA process, which follows optimization of the logistics infrastructure, is that of generating detailed data used to define the specific logistics resources. This function will result in a Logistics Data Base (Support Record System/SRS).

5.5.1 Hermes Mission and Support System Definition.

The following tasks are requested from the contractors:

a) Study of Hermes system scenarios and related supportability factors (based on Hermes operations and support concepts),

b) Assessment of constraints and benefits from use of existing resources,

c) Baseline comparison system (BCS), which means that the contractor is requested to identify existing systems and subsystems useful for comparative purposes with the Hermes system (e.g. BURAN, US STS Shuttle). This BCS shall be developed using a composite of elements from different existing system when a composite most closely represents characteristics of a Hermes alternative.

d) Identification of new and enhanced technologies which could be advantageous for Hermes support tasks,

e) Study of quantitative supportability characteristics for Hermes.

5.5.2 Identification and Evaluation of Hermes Operations and Support Alternatives

The contractor will be requested to identify, develop and evaluate the alternatives available for supporting the Hermes system.

Three specific tasks shall be performed, i.e. :

a) define the functions of the Hermes system elements and the operation and maintenance tasks that are required to support these functions,

b) generate alternative concepts for providing the necessary support, and

c) by analysis of comparative benefits to both system readiness/ responsiveness and to overall system life cycle cost, identify the optimum Hermes support concept.

5.5.3 Determination of Logistics Support Resources Requirements.

Based on the system support characteristics and the optimized support concept for the Hermes system resulting from the above described LSA tasks the contractor will be requested to identify the detailed logistics support resources that will be required to support the operational system. In addition, system logistics support resources unique to the pre-operational (test) phase of Hermes will also be identified.

5.5.4 Hermes supportability test, evaluation and verification

Evaluation of the effectiveness of the Hermes logistics infrastructure must be considered a major element of the contractor's test & evaluation (T & E) program. It is only through the "lessons learned" during T & E that an optimized support posture can be achieved. It must be emphasized that supportability/ILS is an integral element of the Hermes System/ Programme which should not be treated in an isolated fashion ; accordingly, the Hermes contractors overall T & E program plan must incorporate ILS issues.

5.5.5 LSA Trade Study Outputs & Analysis Reports

The Hermes industrial contractor (and subcontractors), where appropriate) will prepare trade studies and issue reports of those analysis performed. Along with detailed Support Record System (SRS), the LSA reports represent the "product" of the contractor's LSA process and reflect the technical, financial, and schedule rationale for the contractor's Hermes ILS program.

5.6 Hermes LSA outputs : Support Record System (SRS)

The SRS will contain all digitized data (information) generated by the LSA process, and specifically that quantitative data necessary to identify and acquire the logistics resources needed for logistics operations. The SRS will be used by logistics planners and analysts at all levels of activity throughout the entire Hermes program, and will serve to rationalize and support all Hermes logistics decisions.

The data record reports comprise :

- part master file
- LSA control number master file (identification of all Hermes repairable items)
- hardware maintenance man-hours by skill specialty/level of maintenance
- support equipment requirements
- spares and repair part provisioning requirements
- maintenance training equipment requirements
- calibration and measurement equipment requirements
- container, packaging and transportation requirements
- software support requirements
- hardware maintenance facilities requirements

6. HERMES PROGRAM ILS PLANNING / INTEGRATED LOGISTICS PLAN (ILSP)

An efficient and effective logistics support does not just "happen" ; it must be planned for, so that it can be well executed. Planning for logistics takes an integral form, both as regards issues external to itself, e.g. the supportability-related design interfaces, as well as internal to logistics.

Integration of these internal and external logistics interfaces is characteristic for the concept of Integrated Logistics Support (ILS).

The Hermes industrial contractors' ILS organization should be structured so as to be responsive to the integrated character of ILS. The contractors' managerial visibility and control of ILS shall extend over the entire spectrum of logistics, i.e. engineering / LSA , resources development and delivery, and operations.

The Contractors will be requested to prepare and submit an Integrated Logistics Support Plan (ILSP). This document shall serve as the basis for contractor-executed ILS programs. The Hermes Agencies will establish an Integrated Logistics Support Management Team (ILSMT) as the forum for monitoring and managing the entire Hermes logistics process.

7. HERMES LOGISTICS OPERATIONS TEST SUPPORT

Subsonic, Preflight, and Flight Tests on the complete Hermes system will be conducted during the development phase. Such tests will require the full range of logistics support and will, in effect, evaluate the effectiveness of the logistics system and infrastructure.

The Hermes industrial contractors will prepare and submit a Test Program Logistics Support Plan (TPLSP) which will outline how the contractor (and his subcontractors) will perform logistics operations in support of the various test activities.

This TPLSP will be considered as an integral part of the Hermes contractors' ILSP. The Hermes TPLSP will be the "roadmap" for the contractors Test Program Support.

The Hermes industrial conctractor is likely to structure his Test Programme support to be representative of the expected operational support, so as to benefit from those "lessons learned" during the pre-operational phase.

CONCLUSIONS

The most important factor to ensure an efficient approach to logistics for manned space systems is to recognize as early as possible the need for logistics. Logistical support requirements must be stressed from the beginning of the programme. As said previously, in this domain, "the earlier, the better" considering that major costs are determined by early design decisions and that an effective reduction or increase of operational support costs will result of these early decisions.

Another important factor is that logistics support must be "integrated". For example, prior to September 1983, the NASA Kennedy Space Center had a de-integrated approach to process the Shuttle and provide the logistics support for the facilities, systems and ground support equipment. Studies showed the low efficiency of such a concept where facilities, management and data systems and logistics organizations were split between various logistics contractors and therefore were separate and virtually autonomous. The concentration of all these logistic activities, the choice of an integrated process and of a single contractor responsible for processing the shuttle from landing to launch reduced drastically the cost per launch by avoiding duplication of resources and management, reducing the interfaces between NASA and Shuttle subsystem contractors. As a result of this integration, manpower was consolidated and a 42 % reduction of labor costs was obtained, facilities were consolidated also (one warehouse instead of 17), excess inventory was eliminated, saving hundreds of manhours and several thousand square meters of warehouse space.

This example shows that money and manpower can be saved at any time by a centralized approach to logistics, but that it was too late at that time to take all the appropriate actions to influence the Shuttle system so as to reach a full efficiency over the full life cycle.

In September 1983, it was too late to influence the NSTS system and Shuttle hardware design from an operational supportability point of view !

Therefore, in order to take into account the lessons learned, it was decided to define and implement an integrated logistics approach for the Hermes system. Due to the emerging aspects of this new "science", still not very well known in Europe, many problems will have to be overcome, which are bound to a lack of coordination between designers and logisticians, bound to a lack of knowledge of managers for these techniques, bound to the fact that logistics is sometimes still considered as linked to packaging/handling/transportation/storage and spare parts management ONLY !

Other difficulties could come from the interfaces with other space systems linked to Hermes : even though , for instance, the Columbus system has set up an advanced integrated logistics approach, this may not be the case for other systems (what about the possible visits to the Mir station, for example ?).

Integrated logistics is especially adapted as a full discipline for the management of large programs. In order to save time and money, and not to be "too late", the Europeans must grant to ILS the part it deserves in the Manned European Programmes :

References :

This paper is mainly based on the two ESA/CNES documents : `

- General Specification for Hermes Operations, chapter 6 : Logistics
- Integrated Logistics Support Guide.

Other documents proved to be useful to prepare this paper :

- Integrated Logistics Support Handbook (John F. Mosher, Advanced Application Consultants, Mockville, Md 1983)
- The challenge of integrating logistics in support of the Shuttle (George Savage, Lockheed Space Ops Company, AIAA 1987).
- Space Station : an Integrated Approach to Operational Logistics Support (Gordon Hosmer, Boeing Company, AIAA 1987).

L'UNITE DE PRODUCTION D'HYDROGENE LIQUIDE

HOUDART Alain

L'AIR LIQUIDE - 75 Quai d'Orsay - 75007 PARIS

INTRODUCTION

Dans le cadre du projet ARIANE 5, le CNES a confié à L'AIR LIQUIDE la responsabilité des fournitures d'hydrogène liquide à Kourou (Guyane) nécessaires au développement du moteur cryotechnique VULCAIN "HM 60" de la fusée ARIANE 5, puis ultérieurement aux vols opérationnels de ce lanceur.

Pour fournir le CNES, le Groupe AIR LIQUIDE investit environ 160 millions de Francs pour la construction à Kourou sur le site des ELA de l'usine de production d'hydrogène liquide d'une capacité de 10 millions de litres par an. Cette usine conçue et fabriquée par l'ingénierie Européenne de L'AIR LIQUIDE sera mise en service à fin 1991.

Cette usine fournira également l'hydrogène liquide nécessaire aux tirs d'ARIANE 4 dont le 3ème étage est aussi cryogénique. Elle prendra ainsi le relai des approvisionnements actuels des conteneurs d'hydrogène liquide importés en Guyane.

Nous vous proposons au cours de cette communication d'analyser l'environnement de la production d'hydrogène en Guyane, les choix effectués, de décrire enfin l'usine de production et les évolutions technologiques et perspectives d'avenir.

Nous suivrons le plan suivant

1. Nécessité de trouver un nouveau mode d'approvisionnement d'H2L en guyane
2. Choix de la solution de production d'hydrogène
3. L'usine d'hydrogène liquide de Kourou
4. Les technologies et les perspectives d'avenir

1. NECESSITE DE TROUVER UN NOUVEAU MODE D'APPROVISIONNEMENT D'H2L EN GUYANE

1.1. COMPARAISON DES BESOINS ARIANE 4/ARIANE 5

Sur ARIANE 5, le réservoir cryotechnique H 167 constitutif de l'étage principal emportera 385 000 litres d'hydrogène liquide au moment du décollage du futur lanceur, soit environ 14 fois plus que la quantité actuellement emportée dans le réservoir cryotechnique du 3ème étage de l'ARIANE 4.

Comparaison des quantités d'ergols

	ARIANE 4	ARIANE 5
H2 liq.	27 500 l (1,9 t)	385 000 l (27 t)
O2 liq.	7 700 l (8,8 t)	113 000 l (130 t)

Principes du remplissage lanceur en hydrogène liq.

Sur ARIANE 5, trois réservoirs d'hydrogène liquide mobiles seront amenés sur le site de lancement et reliés aux équipements sols pour effectuer le transfert du liquide vers le lanceur.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Ces réservoirs d'une capacité unitaire de 320.000 litres seront amenés sur le site de lancement situé à une distance d'environ 2,5 km de l'usine LH2 à l'aide de remorques conçues spécialement et comportant notamment un système de vérins permettant de soulever et de transporter le stockage. Le plateau de transport est supporté par un ensemble comportant 8 lignes d'essieux équipées de 64 roues au total.

1.2. LIMITES DE LA SOLUTION ACTUELLE

Compte-tenu de ces quantités très importantes d'hydrogène liquide nécessaires au développement du programme ARIANE 5, la solution actuelle consistant à importer des conteneurs d'hydrogène liquide, bien qu'ayant fait ses preuves depuis maintenant plus de 10 ans, s'est très rapidement avérée inadaptée sur les plans :

* logistique
* économique
* sécurité environnement

1.2.1. LIMITE LOGISTIQUE

Les contraintes pour importer environ 5 conteneurs (capacité utile environ 32 000 l) par semaine auraient été importantes en particulier du fait de la durée d'acheminement maritime vers la Guyane.

En effet, le déroulement actuel des opérations est le suivant :

* remplissage des conteneurs à l'usine H2L Europe ou USA
* transport routier jusqu'au port d'embarquement
* embarquement, transfert maritime vers la Guyane ou porte de Degrades des Cannes
* transport routier Cayenne - Kourou
* transport du liquide des conteneurs dans les réservoirs de stockage de la zone de lancement

1.2.2. LIMITE ECONOMIQUE

Il est clair que compte-tenu de la durée de rotation d'un conteneur d'au moins 45 à 60 jours, ces opérations répétées pour 5 conteneurs par semaine conduirait à des coûts d'équipements, de matériels, de transport et de personnel très élevé.

Par ailleurs, la durée d'acheminement aller du conteneur de l'ordre du mois, le temps d'attente sur sites conduirait à une vaporisation de l'hydrogène dans le conteneur du fait des échanges thermiques et en conséquence à une perte de liquide d'environ 10 % (dégazage).

1.2.3. LIMITE DE SECURITE, ENVIRONNEMENT

Bien que le transport de l'hydrogène soit maintenant bien maitrisé, les règles de sécurité imposées par la réglementation française et par L'AIR LIQUIDE rendent le transport maritime contraignant. Citons par exemple :

* conteneurs équipés notamment d'une cheminée de dégazage
* un spécialiste AL accompagne ces conteneurs sur le bateau
* application de consignes strictes au port

2.3. CHOIX DE LA SOLUTION PRODUCTION D'HYDROGENE GAZEUX

2.3.1. ANALYSE DES PROCEDES DISPONIBLES

L'électrolyse de l'eau : Ce procédé est un fort consommateur d'énergie électrique car il nécessite 5 kwh par m3 d'hydrogène gazeux produit.

Compte-tenu des coûts élevés de l'énergie électrique actuels et prévus dans le futur en Guyane, cette solution bien qu'attrayante sur le plan de l'exploitation n'a pu être retenue.

2.3.2. LA REACTION DE REFORMAGE

La réaction de réformage du méthanol ou d'un hydrocarbure fait intervenir l'action de la vapeur d'eau sur le produit utilisé, selon la réaction endothermique suivante :

pour le méthanol : $CH3OH + H2O \rightarrow CO2 + 3\ H2$

pour un hydrocarbure :

$$Cn\ Hm + 2\ n\ H2O \rightarrow n\ CO2 + \left(2n + \frac{m}{2}\right) H2$$

Ces réactions sont la somme de deux réactions élémentaires qui peuvent être réalisées soit sur un même lit de catalyseur (cas du méthanol) soit sur deux lits différents dans deux réacteurs successifs (cas de l'hydrocarbure).

2.4.3 CHOIX DE LA MATIERE PREMIERE POUR LE STEAM REFORMING

Si la Guyane importe actuellement du butane et du kérosène, l'éventail des sources disponibles dans les Caraibes ou aux Etats-Unis est le suivant :

* butane commercial
* méthanol
* naphta
* kérosène

Le gaz naturel, alternative la plus fréquente au méthanol en Europe, n'est pas desservi en Guyane. Quant au propane, la Guyane n'en importe pas et il est sans avantage technique ou financier particulier par rapport au butane.

En fait le méthanol a été retenu face au butane à la suite de l'évaluation des critères de choix suivants :

* critères de sûreté des approvisionnements
* critères d'exploitation de l'usine
* critères de coût d'investissement - coût d'exploitation

Le méthanol permet en effet une exploitation plus souple, présente un coût d'investissement plus faible et est actuellement compétitif en Guyane.

2.4.4. CARACTERISTIQUES DU METHANOL

Le Méthanol est un produit qui est commercialisé à l'état quasi pur. A la différence des hydrocarbures, il ne contient aucun inhibiteur pour le catalyseur, il peut être soutiré d'un stockage et mélangé à l'eau, puis le mélange pressurisé et vaporisé introduit directement sur le catalyseur.

La réaction du méthanol a lieu à une température modérée de 300°C environ alors qu'elle est de 850°C pour un hydrocarbure.

Il s'ensuit que pour pour une telle unité :

- la conception est simple,
- les conditions de fonctionnement n'étant pas sévères, la fiabilité et la souplesse de fonctionnement peuvent être de haut niveau,
- la conduite peut être simple et l'automatisation facilement très poussée.

L'approvisionnement s'effectuera à partir des Caraibes ou à défaut à partir d'Europe ou des USA.

3. L'USINE D'HYDROGENE LIQUIDE DE KOUROU

Cette usine investie par L'AIR LIQUIDE comporte un liquéfacteur d'hydrogène liquide d'une capacité de liquéfaction de 10 millions de litres par an.

La fabrication de l'hydrogène liquide consiste à :

* purifier l'hydrogène gazeux
* liquéfier l'hydrogène pur
* convertir l'hydrogène à sa forme stable à basse température (para-hydrogène)
* stocker l'hydrogène liquide pour son transport et transfert ultérieur

3.1. PURIFIER L'HYDROGENE GAZEUX

La liquéfaction de l'hydrogène à -253°C ou 20 K nécessite l'élimination préalable de toutes les impuretés (eau, oxygène, azote, ...).

En effet, ces impuretés sont toutes solides à cette température de -253°C (à l'exception notable de l'hélium). Si elles n'étaient pas éliminées, elles se déposeraient et entraineraient le bouchage des circuits du liquéfacteur et son arrêt.

L'épuration joue donc un rôle primordial et se fait en trois étapes :

a) Epuration chaude par "PSA". L'hydrogène gazeux provenant du steam reforming est envoyé dans l'unité PSA (Pressure Swing Adsorption) ensemble de 3 adsorbeurs contenant du tamis moléculaire, qui permet de freiner les impuretés en laissant passer d'abord l'hydrogène. Chaque adsorbeur est utilisé successivement quelques minutes puis isolé, décomprimé et régénéré.
L'hydrogène sortant du PSA ne contient alors plus que des impuretés telles que H2O, CO, CO2, CH4 à l'état de traces de quelques ppm.

b) Epuration froide. L'hydrogène gazeux ainsi épuré est alors refroidi à la température de l'azote liquide (-196°C), une nouvelle épuration a alors lieu à l'intérieur même du liquéfacteur sur du charbon actif.
A cette température, le charbon actif retient toutes les impuretés susceptibles de se déposer dans les circuits en aval.

A l'issue de ces épuration successives, les impuretés ont des concentrations inférieures au ppm. Par la force des choses, l'hydrogène est donc parfaitement pur avant même d'être liquéfié.

3.2. LIQUEFIER L'HYDROGENE

L'unité de liquéfaction a été conçue pour être d'une exploitation simple et fiable avec un coût d'énergie spécifique compétitif. Elle permet d'abaisser les températures par paliers successifs d'abord à -40°C, puis -196°C (température de l'azote liquide) enfin -253°C, la température de liquéfaction de l'hydrogène liquide.

Ces températures sont obtenues dans ce que nous appelons "la boite très froide", qui comprend tous les éléments d'échanges de température et les turbines de détente. Un soin extrême est pris pour limiter les pertes thermiques de cette boite très froide : l'isolation est réalisée par un vide profond, chaque élément étant de plus emmailloté dans un isolant pour limiter les pertes par rayonnement.

3.3. STOCKAGE DE L'HYDROGENE LIQUIDE

Le stockage de la production est effectué dans 5 réservoirs semi-mobiles de 320 000 litres chacun ; ils sont situés à distance du reste de l'usine.
Ces stockages super-isolés sous vide, comportent tous des dispositifs de sécurité nécessaires, avec en particulier :

- un système d'arrosage en cas d'incendie
- une fosse de rétention de portée en cas de fuite
- des détecteurs de froid (épandage)
- des détecteurs d'ultraviolets (incendie)
- des vannes télécommandées permettent la mise automatique en sécurité en cas d'incident.

3 de ces stockages seront déplacés en zone avant pour assurer le remplissage de lanceur ARIANE 5 et les impératifs de chronologie.

Une fois le lancement réalisé ces stockages de grandes capacités, sont ramenés en zone arrière, raccordés à l'usine pour récupérer le boil off.

Ce système de stockage de grande capacité, semi mobiles, permet ainsi d'atteindre l'objectif de limiter au maximum les pertes : que ce soit celles dues aux transferts (les stockages intermédiaires source de pertes sont évités) - ou celles dues aux boil off (l'ensemble des boil off sont récupérés lorsque les stockages sont raccordés à l'usine en zone arrière).

4. LES TECHNOLOGIES ET LES PERSPECTIVES D'AVENIR

Conçue et construite par les spécialistes du Groupe, cette unité concrétise une maitrise technique qui bénéficie de près de 25 années d'expérience dans la réalisation des machines froides à très basse température (hélium 4 ° K, hydrogène 20° K, et notamment des liquéfacteurs d'hydrogène à échelle industrielle aux USA, en Europe, au Japon.Ainsi, cette usine de très haut niveau technologique assurant la liquéfaction à très basse température de quelques -253°C (soit proche de zéro absolu) fait appel aux techniques les plus avancées de L'AIR LIQUIDE.

Citons par exemples :

- les turbines de détente à paliers gaz qui assurent la production des frigories à très basse température. Ces turbines développées par le Groupe tournent jusqu'à des vitesses supérieures à 200.000 tours par minute. Cette technologie de pointe assure au liquéfacteur souplesse et fiabilité.

- l'épuration du gaz hydrogène par système cryogénique qui garantit une pureté absolue.

- les équipements de l'usine en particulier les réservoirs de stockage de 320 000 litres font également appel à la très haute technologie : Ce sont des réservoirs à double enveloppes avec une interpargi sous vide profond (meilleur que 10^{-6}), le super isolant limitant au maximum les pertes thermiques. Les lignes de liaison, de l'usine aux réservoirs, des éléments entre eux, la boite très froide, sont de même technologie.

- le système de contrôle commande qui autorise une conduite automatique de l'usine. Ce système surveille et contrôle en effet les différents paramètres de l'usine. En cas d'anomalie ou en dehors de l'horaire normal, l'appareil se met en sécurité tout seul. Ainsi, le personnel n'est plus astreint à une présence 24 h sur 24 sur le site ce qui donne une exploitation plus souple à effectif minimum et donc compétitive.

- les aspects de sécurité et de qualité ont largement été pris en compte tant dans la conception que dans les conditions d'exploitation. Citons par exemple, le respect des distances de sécurité entre l'usine et l'environnement, des distances entre les différents équipements, la mise en place d'équipements spécifiques, détecteurs de fuites, analyseurs, système d'alarmes automatiques avec report d'informations, ...

Une place importante est bien entendu réservée à la formation du personnel, en vue de la meilleure utilisation de ces équipements.

Dans le futur, les évolutions pourront éventuellement porter sur :

* d'autres process ou matière de base pour la production d'hydrogène gaz si les rendements des procédés et les prix d'énergie les rendent attractifs.

* les systèmes d'épuration

* sur l'utilisation éventuelle d'hydrogène liquide sous refroidi ou sous d'autres formes si le besoin s'en faisait sentir grâce à la disposition d'une source de frigorie à très basse température sur place.

SYMPOSIUM 2
LES INFRASTRUCTURES DE CONTRÔLE DES SPATIONEFS /

SPACECRAFT CONTROL INFRASTRUCTURES

Président / Chairman :
K. HEFTMAN (ESA-ESOC)

SESSION 2.1.
LES CENTRES DE CONTRÔLE ET LES RESEAUX DE STATIONS /
CONTROL CENTRES AND STATION NETWORKS

Président / Chairman:
F. GARCIA-CASTANER (ESA-ESOC)

IVth European Aerospace Conference

Paris, 14 May 1991

Symposium 2: "Spacecraft Control Infrastructures"

Opening by

K. Heftman (ESA-ESOC)

Chairman of Symposium 2

Good morning, and welcome to this Symposium. The title of it reads a little differently in French, and I would say that "Control Infrastructures for Spacecraft" reflects better the fact that most of the papers you will have presented to you pertain to "Ground Operations". But there are also papers by astronauts describing "Operations in Spacecraft", as well as papers about "Space Debris", or the pollution of the space environment.

The concept of "Operations", in its general term, involves the six end-to-end systems of Tracking, Telemetry, Command, Monitoring, Operations Control, and Simulation. The description, and utilization, of these systems is apparent in each of the following papers. And yet, there are other technical functions which have become very important as end-to-end "systems" on their own, and two of these are Reliability and Standards. I propose to you that these eight systems, then, should become obvious in the presentations. The papers vary from history, to status description, to the future. Impressive are the stated or implied increases in data rates, antenna performance, communications, as well as computers and displays.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

I am sorry to note the absence of Japanese and Indian presentations, having just visited the Usuda (Japan) - 64 meter antenna with remote monitoring and control from ISAS headquarters in Yokohama, and being certain that we could have benefited from their experiences.

As a closing thought, visualize the coming earth observation missions with their huge amounts of data, making it necessary to reduce and utilize a large portion of that data, to better utilize and control the satellite, to again enable more data, etc. The challenges on the control infrastructures for the spacecraft of the future are formidable. Thank you for your attention, and enjoy the Symposium!

THE GROUND CONTROL SYSTEM OF EUTELSAT II

G. PAYET, EUTELSAT Technical Director
M. CALVO, EUTELSAT Satellite Control Manager

EUTELSAT
EUROPEAN TELECOMMUNICATIONS SATELLITE ORGANIZATION

ABSTRACT

This paper presents the main features of the satellite control system that EUTELSAT has implementeds for the control of its second generation satellites EUTELSAT II. This control system includes a Satellite Control Centre (SCC) and two Telemetry, Command and Ranging (TCR) stations, with a Back-up SCC located at one of the stations.

The modern architecture of the SCC offers a wide range of functions easily accessible and a highly flexible user interface. In this way, ground control network monitoring and orbital operations can be performed in an efficient way and with a high degree of security.

1. INTRODUCTION

EUTELSAT is presently replacing its first generation satellites with a new type called EUTELSAT II. Six satellites are presently on order, and the contract calls for an option fortwo additional ones. The first was launched in August 1990 and the second one in January 1991, the others following at approximately 6 month intervals.

For the control of these satellites during the on-station phase, EUTELAT has implemented a new system which includes a Satellite Control Centre (SCC) and two Telemetry, Command and Ranging (TCR) stations. The control during the Launch and Early Orbit Phase is performed under a separate service contract.

This paper presents the main features of the satellite control system used by EUTELSAT during the operational phase.

2. THE SPACECRAFT

The EUTELSAT II satellites provide 16 communication channels, each of these having an RF transmit power of 50 W and a bandwidth of either 72 or 36 MHz. Uplink and downlink are in the 14 GHz and 11-12 GHz frequency bands respectively.

The repeater receive section provides three-for-two redundancy. In order to meet the tight satellite reliability requirement, a ring redundancy scheme was implemented for the channelized transmit section, with two 12/8 rings (eight active channels out of twelve TWTA's). Two coverage areas can be selected in orbit, one with a high EIRP over central Europe, the other with a medium EIRP over the whole of Europe and parts of the Middle East and North Africa.

The satellites are 3-axis stabilized both in transfer orbit and on-station. Their lifetime is greater than 8 years, and their lift-off mass is 1870 kg. Their orbital positions can be maintained within a window of ± 0.05 degrees for both East/West and North/South. However, for most applications foreseen, a window of ± 0.1 degrees will be sufficient.

Electrical power is provided by solar arrays providing 3000 watts at the End of Life, and two batteries for full eclipse payload operation. A bi-propellant propulsion subsystem provides propulsion for apogee manoeuvres as well as for station keeping and attitude control during the operational lifetime. It includes two 420 litre propellant tanks, a 400 Newton Apogee Boost Motor (ABM) and a set of 10 Newton thrusters. The Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS) utilizes, in the normal mode of stabilization, a fixed momentum wheel for pitch control and the 10 Newton thrusters for roll/yaw control. For station keeping manoeuvres, yaw reference is provided by either the sun sensors or a set of rate integrating gyros.

Telemetry and command are performed at 11 and 14 GHz (Ku-Band) respectively in normal operations on-station. S-Band (2 GHz) is used in transfer orbit and for on-station emergencies. A dedicated horn antenna provides Ku-Band TCR coverage, whereas S-Band links are provided by means of two hemispheric coverage antennas, one right hand and the other one left hand circularly polarised. The telemetry and command data handling, which complies with the ESA standards, includes the following features:

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

a) Telemetry

The telemetry format contains 16 frames of 128 words each and the bit rate is 512 bits/second. One out of three format types can be selected: Transfer Orbit (TO), Geostationary Orbit (GO), and Dwell Mode (DM). In dwell mode, the whole format can

be reprogrammed by selecting the contents of the 128 words of this frame, and the frame contents will be identical throughout the format.

b) Telecommand

The mode and data words of all commands received by the satellite are transmitted back to the ground in the telemetry, at a rate of one command per frame in GO format, and two commands per format in TO format. A status word indicating valid or invalid command message (e.g; Hamming code check failure) is also provided. Also, the telemetry format contains a command counter for all valid received commands.

A time-tag command facility is provided. Commands can be loaded into the satellite with the selected execution time, by means of two adjacent command messages. The execution time can be up to 36 hours from command loading and the execution time accuracy is 2 seconds. Up to 63 commands can be loaded in the satellite awaiting execution.

3. GROUND SYSTEM OVERVIEW

The ground control system for the EUTELSAT II satellites is composed of a Satellite Control Centre (SCC) capable of controlling up to six satellites, and two Telemetry, Command and Ranging (TCR) sites (See Figure 1). A back-up control centre (SCC-BU) is located at one of these sites.

Each TCR site comprises one Ku-Band station per satellite equipped to perform all three TCR functions. At one site, the TCR stations are also used for monitoring the satellite utilizations, except for one which is used for both TCR operations and In-Orbit Testing (IOT) of the satellite payload. All Ku-Band station antennas have a 4.5 m diameter except for the one used for IOT which has a 9 m diameter. This station configuration allows precise orbit determination by performing ranging measurements from both sites, which at the same time leads to smaller antennas than those required when orbit determination need precise angular measurements, and provides high system availability because of the site redundancy for the telemetry and command functions. A 7 m diameter station operating at S-band is available at one of the sites for control in the case of loss of nominal satellite attitude.

The system is designed in such a way that the TCR site staff is not involved in normal operations performed remotely from the SCC. All TCR equipment at each site is controlled from the SCC through a Monitoring and Control Subsystem (MCS). The TCR staff is only required for preventive and corrective maintenance.

Data communications between the SCC and the TCR sites are performed via a private X.25 switching network (EUTELNET). A node is installed at each site, including an X.25 packet switch and a Network Monitoring Computer (NMC). The X.25 packet switch contains a number of RS232 ports (16-24 depending on the site) and is built in two identical halves for redundancy. The NMC monitors the status of the packet switch and automatically triggers the switchover to the redundant unit in case of failure of the active unit.

The X.25 network is set up in such a way that there are at least two different routes between the SCC and each TCR site.

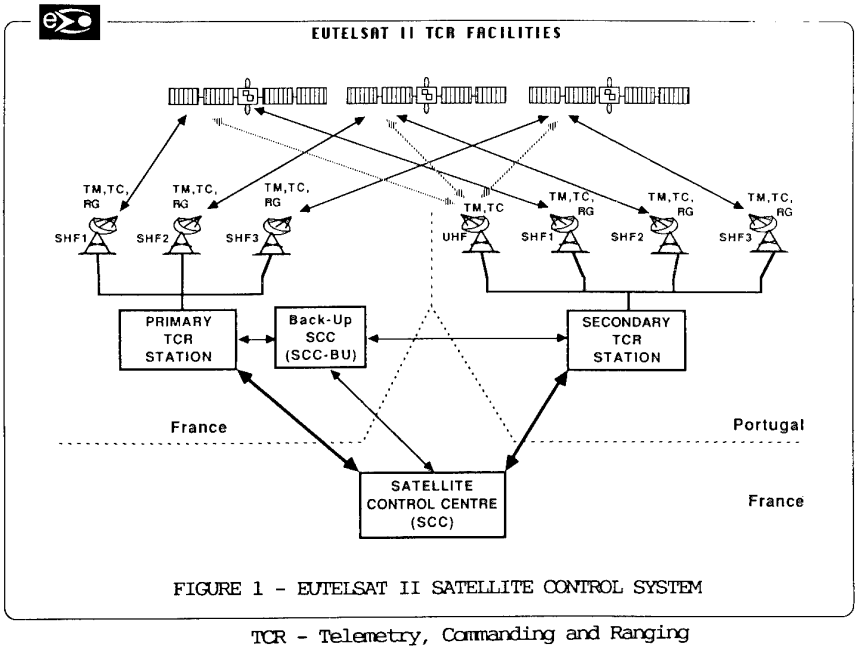


FIGURE 1 - EUTELSAT II SATELLITE CONTROL SYSTEM

TCR - Telemetry, Commanding and Ranging
TM - Telemetry
TC - TeleCommanding
RG - Ranging

4. SCC/SCC-BU

4.1 General

The SCC/SCC-BU architecture, designed by LOGICA, is built around the following processors connected via an Ethernet local area network:

- a front-end processor, interfacing with the X.25 network and performing most of the real-time functions, i.e. telemetry acquisition and processing, telecommand encoding validation and verification;

- a controller processor, providing interface to the disks for telemetry filing and off-line functions (database management, orbital operations);

- workstations, providing the user interface.

The SCC (see Figure 2) comprises a fully redundant pair of front-end/controller processors capable of processing up to six satellites, as well as a number of workstations (on the basis of one per satellite in orbit). The satellite and TCR station telemetry data is duplicated across two different disks.

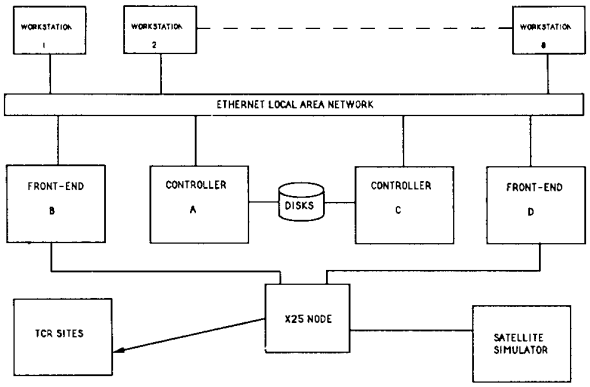


FIGURE 2 - SCC CONFIGURATION

The SCC-BU is a non-redundant version of the SCC, i.e. made up of only one front-end and controller processor, and less workstations. Under normal circumstances, that is when configured as a back-up, it acquires and files satellite telemetry data in order to facilitate the taking over of control from the SCC.

The major functions of the SCC, accessible from any workstation, are:

- telemetry acquisition, processing and display;

- telecommand generation and verification;

- TCR station monitoring and control;

- ranging measurements;

- orbital operations;

- database management.

The SCC software design is extensively table driven, oriented towards multi-satellite support. By the use of configuration tables and the flexibility of the databases, adaption to changes on the TCR station and satellite is made easy. Selection of applications is made by a menu with several levels. The user can mix applications as well as invoke several copies of the same applications.

Each application uses one or more windows which can, by means of the mouse, be moved across the screen, popped out in front in case of window overlapping, or be shrunk to "icons" to free screen space. This design offers high flexibility, although discipline is required so as not to overload the workstation, reducing its performance, and for an adequate management of the operations.

4.2 Displays

Satellite and TCR station telemetry data is presented to the SCC users according to the following display types:

a) Alphanumeric displays (AND): These displays contain up to 32 parameters and include in their standard size the parameter code, description, value and unit. The display width can be expanded to present details concerning out-of-limit (OOL) occurrences such as OOL type, time of limit violation, indication of hard/soft and high/low OOL, etc... The set of parameters included in the AND, as well as the AND identification, are defined by the user in the databases.

   The display includes fields to switch between running or held (values suspended) modes and between real-time and retrieval modes. In retrieval mode the retrieval rate and number of formats to skip can be specified. In retrieval held mode, manual step and skip controls are provided in both the forward and backwards directions.

b) Out-of-limits displays: These displays present the satellite or TCR station parameters which are out of limits. The functionalities of these displays are almost identical to those of the AND (width expansion, run/held, real-time/retrieval, etc..). In addition the OOL icon provides the user with indications of the current number of OOLs and occurrance of new OOLs.

c) The Graphics Displays (GRD): These displays present a subset of satellite or TCR station parameters in graphical form, either against time or against the value of another parameter. Each of these parameters can be plotted on a separate XY axis or on the same axis with different colours and/or specific symbols. Functions are also provided to switch between running/held, real-time/retrieval, to resize to full-screen for convenience or to produce plots, and to change the axis scales on line.

d) Mimic Displays: These displays present satellite or TCR station parameters in a diagrammatic form. The "mimic" is created using a mimic editor. This is an interactive drawing task to specify the fixed (background) and telemetry dependent (foreground) parts of the synoptic. Synoptic backgrounds can contain lines, polygons, arcs, text and symbols of

different colours, fill patterns, sizes, rotations etc... The foregrounds can make use of analogue, digital or textual representation of telemetry values, colour changes for OOL indications and connection matrices.

4.3 Commanding

The satellite can be commanded manually by the operator, automatically at times scheduled by the operator, or automatically triggered by satellite telemetry changes (closed loop commanding). Commands can be sent individually or by groups, i.e. within the same message, as defined in the European Space Agency (ESA) standards. In addition, predefined sequences of commands can be recalled onto the manual or schedule editors. Both editors accept ranging measurement requests in addition to satellite telecommands.

Commands can be defined as being "critical" and are highligthed as such on the screen. Furthermore, the software verifies that the current satellite configuration is compatible with the telecommand being sent (pre-transmission validation). If it is not the case, the telecommand is rejected.

Command verification requirements are defined in the databases, including whether verification is based either on execution of the command using equipment telemetry changes, or if this is not possible or practical, on correct reception of the telecommand by the satellite (the satellite telemetry provides an echo of every command received by the satellite).

4.4 TCR Stations Monitoring and Control

The configuration of each TCR station is normally controlled remotely by the SCC operator. This includes assignment of RF chains to satellites as well as of baseband equipment to RF chains. It is also possible to establish links to the sites and modify the frequency with which the SCC receives station monitoring data (typically one set of data between 5 and 20 seconds, as selected by the operator).

4.5 Satellite Databases

The following databases are available from a relational database management system to define satellite and TCR station data:

- telemetry parameter characteristics;
- satellite mode equations;
- display proformae (alphanumeric and graphic);
- satellite telecommand characteristics;
- satellite telecommand sequences;
- printout proformae;
- graphic sequences.

4.6 Orbital Operations

The SCC software provides facilities to perform all orbital operations, including preprocessing of ranging and angular data from the TCR stations (smoothing and rejection of bad data), orbit determination (including allowances for on-board transponder delays, random and systematic noise, etc...), orbit prediction (which may include planned manoeuvres), and computation of East/West and North/South manoeuvres according to the criteria defined above. Other facilities provided by the software are:

- generation of daily printouts indicating general information such as satellite orbit, manoeuvre summary, sun and moon position, satellite sensor blinding information, eclipse times, solar array angles, sun interference times for communication stations, etc...;
- prediction of thruster activity for station-keeping manoeuvres, i.e. prediction of which thruster will fire, calculation of their duty cycle (fraction of time for which the thruster is firing), calculation of the X, Y, Z forces associated with each thruster, taking into account cross-coupling effects due to thruster misalignment or plume impingement effects, etc...;
- generation of antenna pointing elements, in the form of polynominals representing the range, azimuth and elevation. These elements can then be sent to the MCS at the TCR stations, for program tracking;
- computation of the sun position vector coefficients covering a specified time interval, for those satellite operations requiring sun
- generation of plots of the satellite orbital elements.

5. CONCLUSIONS

Two EUTELSAT II satellites have been successfully controlled using the new installationss. The ground control system is proving its reliability, flexibility and adequacy for satellite operations. The capability to monitor and reconfigure the TCR station equipment by the SCC operators, has also considerably reduced the support requirements at the TCR sites. All these features are essential in view of the considerable number of satellites which should be controlled with these facilities.

INTRODUCTION TO XI'AN SATELLITE CONTROL CENTRE

Mr. Gezhilong, Mr. Xizheng

System Engineering Section, Technology Department, XSCC

ABSTRACT
This document briefly describes the constitution of XSCC, the technology facilities of the control centre and its TT&C stations as well as the TTC and management capability of the network.

KEY WORDS: CONSTITUTION , CAPABILITIES

1.General

Xi'an Satellite Control Centre (XSCC) is located at the eastern suburbs of the famous ancient Xi'an city. Under the command of China Satellite Launch And Tracking And Control General (CLTC), XSCC is the management administration of China's spacecraft TT&C network.

2.History

Since built-up in 1967, XSCC has provided TT&C operation service for more than 20 china's satellites,and performed each mission satisfactorily.On Apr. 24th 1970, China launched its first man-made satellite, XSCC successfully worked out the accurate predication of the satellite for many cities of the world. On Nov. 26th, 1975, China launched its first recoverable satellite which was used for scientific exploration and technology experiment, the reentry capsule then landed on mainland of China safely after circling around the earth for 3 days, the accurate tracking and control of the XSCC made the satellite mission completed successfully. On Sept. 20th, 1981, China used one Long-March Vehicle to send three satellites into their desired orbits, XSCC precisely and quickly determined the orbit of each satellite and performed TT&C operation of all the 3 satellite.On Apr. 8th, 1984, China successfully launched its first geostionary satellite. Under the control of XSCC, the satellite accomplished attitude maneuver and AMF, and was positioned at 125deg east longitude in its geostationary orbit on Apr. 17th. On Sept. 5th, 1988, China launched first polar-orbit meteorological satellite successfully, XSCC provided satisfactory TT&C operation service as well as routine management service.

3.Constitution Of TT&C Network

XSCC is the administration organization of Chinese spacecraft TT&C system, it consists of Technology Department, General Affair, Department and Program Department. The main facilities of TT&C system includes: A Flight Control Centre (FCC) located in Xian city and TT&C stations (ships) distributed all over the mainland and coastal areas of China. The TT&C stations (ships) include six fixed stations: Changchun station, Minxi station, Weinan station, Xiamen station, Nanning station and Kashi station; two mobile stations: the first mobile station and the second mobile station; one recovery station; two ocean-going instrument ships: Far-Sight-1 and Far-Sight-2.
Figure 3.1 shows the organization structure of XSCC. The geographic locations of stations see figure 3.2. In accordence with demands of missions, the mobile stations can be deployed at any place in order to meet various requirments.Ocean-going instrument ships are mainly used to perform trajectory measurement, initial orbit measurement

and TT&C operation during positioning process. The coverage of TT&C network is greatly exteneded by using instrument ships. The geographic locations of three satellite launch centres (JQSLC--Jiuquan Satellite Launch Centre, XCSLC--Xichang Satellite Launch Centre, TYSLC--Taiyuan Satellite Launch Centre) and CLTC are also shown in figure 3.2.

4.Equipments

FCC is the central node of TT&C network. The main equipments in FCC include central computer system, Flight Monitoring System and Communication System. The central computer system is a computer cluster which comprises five sets of computer (2 VAX-8700 and 3 XCI-2780). The main equipments used in stations are C-Band Unified TT&C Systems, C-Band monopulse radars, UHF/VHF Unified TT&C Systems, Seperated UHF/VHF Telecommand, Telemetry and Dual-Frequency Doppler equipments. These equipments can form two TT&C network.One is geostationary satellite TT&C network which consists of C-Band monopulse radars, and the other is lower-orbit satellite TT&C network which consists of UHF/VHF equipments and C-Band radars; the lower-orbit satellite TT&C network is used for tracking and control recoverable satellites and polar-orbit satellites. The main technical specifications of C-Band Unified TT&C system is given follow:

Antenna Diameter: 15m
G/T: 32dB/K ; EIRP: 88dBW
Frequency Band: Up-link: 5925-6425MHz
Down-link: 3700-4200MHz
Modulation: Up-link: FM
Down-link: PM

The main technical specifications of UHF/VHF TT&C equipment:

Antenna Gain: 18-22dB
Frequency Band: 150-560MHz
Modulation: Up-link: PM
Down-link: PM

Each station (ship) is fitted with UHF/VHF TT&C equipments; C-Band Unified TT&C systems are equipped in Weinan station, Minxi station, Xiamen station and two instrumentation ships; C-Band monopulse radars are installed in Nanning station, Xiamen station, and two instrument ships. C-Band monopulse radars are mainly used to track various kinds of satellites during launching phase and to measure initial orbit parameters of satellites.

5.Capabilities

XSCC has been a powerful sophisticated spacecraft TT&C system after continuous improved and developed for more than 20 years. The powerful centre computer system and perfect TT&C equipments enable XSCC to carry out multi-satellite's TT&C operations simultaneously. FCC can complete 6 to 10 satellites TT&C operations which include control, computation and data processing at the same time.

XSCC has developed a perfect TT&C software system to meet the requirements of different kinds of satellite missions. The software system includes multi-satellite automatic scheduler software, which was commonly developed by XSCC and MATRA, as well as satellite maneuver control software, orbit computation software and equipment control software. The software system has stood the strict test in all past missions, and has been proven with full function and excellent performance, and it can provide satisfactory TT&C service for different kinds of satellite.

In the practice of all the missions, a technology team with rich experence has been brought up. They are engaged in TT&C system study, TT&C equipment development, TT&C software development, computer and real-time data communication study, data processing study, metrology study and other necessary studies respectively.

The open policies of our country has greatly promoted the progress of international exchange and cooperation. A lot of experts and scholars from many countries have visited XSCC in recent years. XSCC has provided TT&C operation service for ASIASAT-1, INMARSAT and Pakistan experiment satellite, and has a got a extensive high opinion.

We warmly welcome the colleagues and friends from all countries who are engaged in space activities to visit XSCC, so as to strengthen the technology exchange and TT&C cooperation, and we are willing to contribute to the human space cause together with these friends.

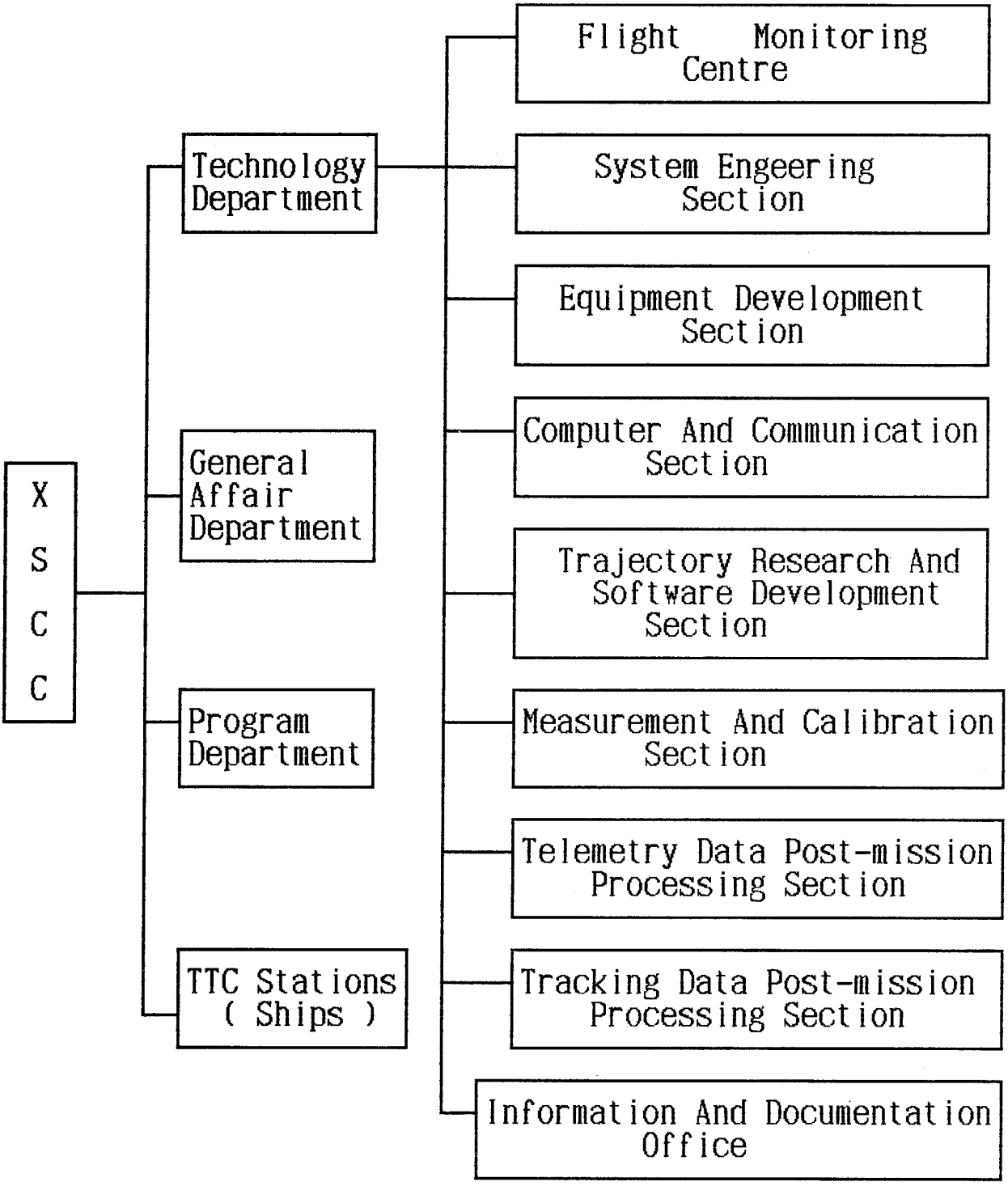


Figure 3.1 The Organization Structure Of XSCC

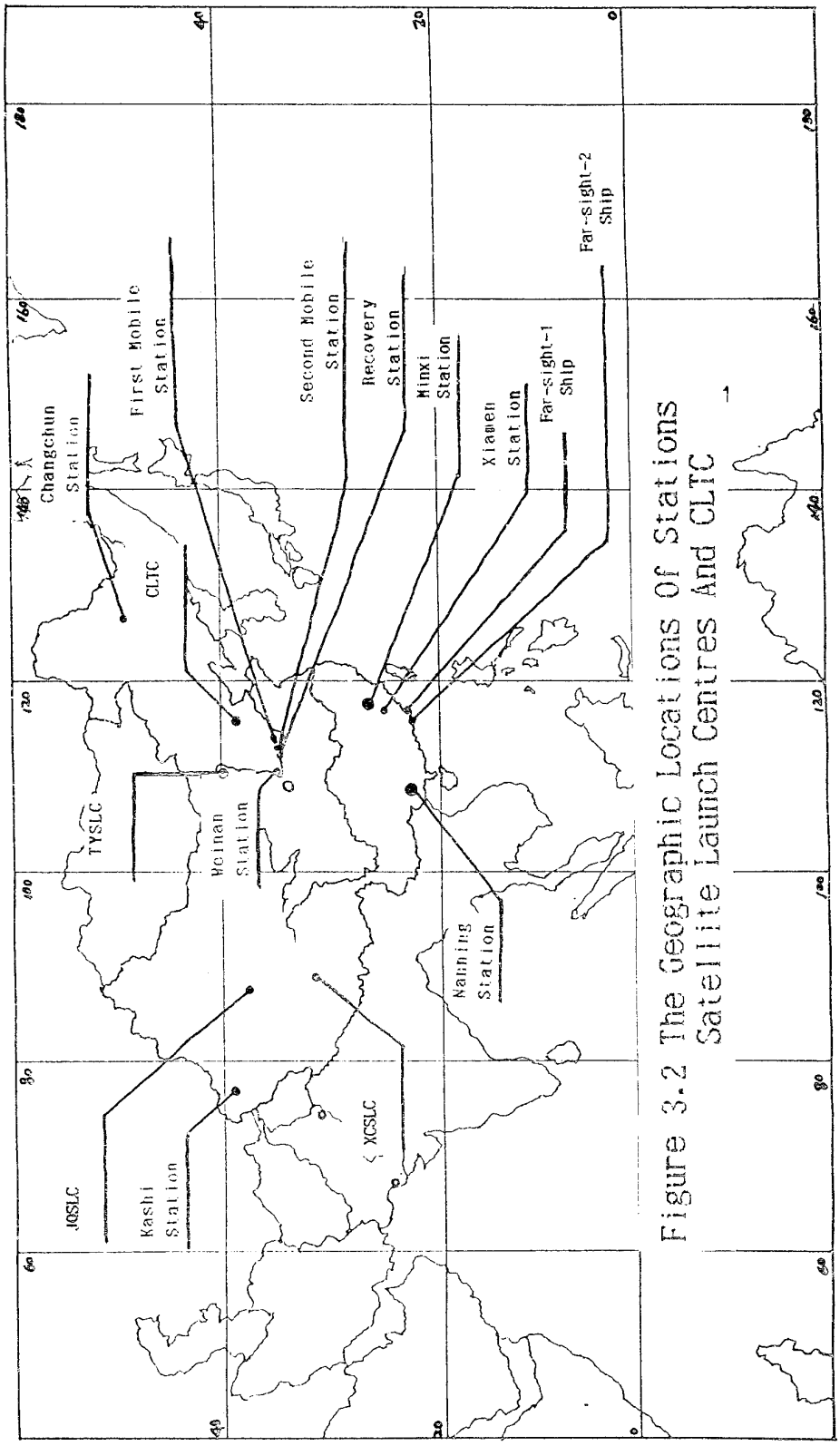


Figure 3.2 The Geographic Locations Of Stations Satellite Launch Centres And CLTC

LA STATION DE POURSUITE DES ILES KERGUELEN

Michel STAROZINSKI

Centre National d'Etudes Spatiales

RESUME

Le sujet de cet article est la nouvelle station de poursuite de satellites en bande S que le CNES installe sur l'île de KERGUELEN, dans le cadre d'une extension du Réseau 2GHz.

Le but recherché n'est pas d'exposer techniquement cette station, dont seules les innovations par rapport aux autres stations seront succinctement résumées, mais plutôt d'expliquer les conséquences sur le développement, puis plus tard sur l'exploitation, des contraintes propres à ce site, à savoir les contraintes météorologiques (vents fréquents, pouvant atteindre près de 300 km/h) et d'isolement (transport uniquement maritime et rare).

Mots clés : Kerguelen, station de poursuite, sureté de fonctionnement, disponibilité, sécurité, amplificateur haute puissance.

1. INTRODUCTION

Le Réseau National de Poursuite de satellites en bande S du CNES est actuellement composé des stations d'AUSSAGUEL, près de TOULOUSE, de KOUROU, en GUYANE FRANCAISE et de PRETORIA, en AFRIQUE DU SUD. Le CNES a décidé de compléter ce réseau par une nouvelle station qui sera située sur l'île de KERGUELEN, faisant partie du Territoire des Terres Australes et Antarctiques Françaises (les TAAF), au sud de l' Océan Indien. Ce site est remarquablement bien placé pour la poursuite de satellites défilants, et en particulier lors des premières orbites des satellites d'observation de la terre.

Cette station est en cours de développement sous la responsabilité de la société française ALCATEL ESPACE, à qui le CNES en a confié la Maîtrise d'Œuvre Industrielle. De nombreux industriels français, belges, italiens, espagnols, suisses, irlandais, anglais et américains participent à ce Projet, en tant que sous-traitants ou fournisseurs du Maître d'Œuvre.

Les nouveautés techniques de cette station concernent principalement :

- l' amplificateur à l'état solide d'une puissance de 1kW, remplaçant le traditionnel amplificateur à klystron,

- l'unité de traitement et de stockage, permettant de transmettre à l'entité utilisatrice des données de localisation, corrigées des calibrages station, des biais et de l'effet troposphérique,

- l'antenne d'aide à l'acquisition utilisée dans certaines phases critiques,

- le radôme de protection de l'antenne, rendu nécessaire par les conditions météorologiques.

L'isolement de la station et les conditions particulières dues au site ont conduit le CNES, afin de limiter au maximum les risques, à demander au Maître d'Œuvre une installation complète de la station en usine et une préqualification aussi proche que possible de la réalité.

L'étude de sureté de fonctionnement est cruciale. Elle doit permettre de valider l'architecture de la station, de définir les équipements devant être mis en redondance active ou passive et de dimensionner les lots de pièces de rechanges et le parc d'appareils de mesures. La seule possibilité de transport régulier desservant KERGUELEN (durée du voyage : 8 à 10 jours, durée entre deux passages : 1 à 4 mois en fonction de la saison) laisse peu de place à l'erreur dans cette étude.

Le paragraphe suivant a pour but de permettre au lecteur de mieux appréhender les contraintes déjà mentionnées.

2. L'ARCHIPEL DE KERGUELEN

Ce paragraphe décrit, de façon résumée, l'Archipel de KERGUELEN en particulier en ce qui concerne les aspects pouvant entraîner des contraintes sur l'installation et l'exploitation d'une station de mise et maintien à poste de satellites. La plupart des informations qui y sont présentées sont extraites de l'excellent livre de J.C. DUCHENE "KERGUELEN - RECHERCHES AU BOUT DU MONDE" éditée par la Mission de Recherche des TAAF.

2.1 Histoire

Commandant une expédition partie à la recherche de la "terra australis incognita", qui, d'après les géographes de l'époque devait faire le pendant dans l'hémisphère sud des continents situés dans l'hémisphère nord, Yves Joseph de Kerguelen de Trémarec découvre l'archipel à qui il donnera son nom le 13 février 1772 à bord de la "Fortune" et du "Gros Ventre".

La seule activité à KERGUELEN a longtemps été la chasse au phoque, à la baleine, à l'éléphant de mer et au manchot, dès la fin du dix-huitième siècle, et ce jusqu'au début du vingtième, les dernières installations ayant été abandonnées en 1929.

De nombreuse expéditions scientifiques ont fait escale à KERGUELEN ou y sont venues spécialement à partir de

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

1840. Ce fut notamment le cas des expéditions qui ont étudié le passage de VENUS devant le soleil en 1874-1875 et qui en ont profité pour accumuler nombre d'observations intéressantes sur la géologie, la faune et la flore de KERGUELEN.

Jusqu'au milieu de vingtième siècle, les principales études qui y ont été faites concernent principalement les observations sur le magnétisme terrestre et la météorologie, les relevés hydrographiques et géologiques.

La base de PORT AUX FRANCAIS est créée en 1950. La première installation permanente est la station météorologique, suivie rapidement par un laboratoire de biologie, un bâtiment radio-météo et un bâtiment d'émission radio.

En 1957, à l'occasion de l'Année Géophysique Internationale, de nouvelles implantations scientifiques sont installées ainsi que le premier bâtiment d'habitation. PORT AUX FRANCAIS est depuis occupé par des équipes de scientifiques qui s'y relaient, certaines y passant même des années complètes.

KERGUELEN a déjà été le lieu de plusieurs expériences spatiales à partir de 1968 où le CNES était déjà partie prenante et dont certaines ont été menées en étroite collaboration avec les ETATS-UNIS et l'URSS. Il s'agit :

- des tirs de fusées-sondes DRAGON IIB

- de l'expérience franco-soviétique ARAKS, avec lancements de fusées-sondes ERIDAN,

- de l'expérience franco-américaine ARCAS, avec lancements de fusées-sondes,

- des tirs de fusées-sondes soviétiques FUSOV,

- de l'installation d'une première station de réception de satellites.

On peut également citer la poursuite de ballons sondes par radar pour la station météorologique.

2.2 Météorologie

Cet archipel, par 49° de latitude sud, se situe à peu près à la même hauteur que PARIS, dans l'autre hémisphère. Le climat y est pourtant très différent, du fait de la position de KERGUELEN dans une portion du monde isolée au milieu d'un océan circum-mondial.

Les températures n'y sont pas contraignantes, une des grandes caractéristiques du climat étant une grande uniformité. Les étés sont frais avec des températures moyennes de 6 à 7° et les hivers sont peu rigoureux avec des températures moyennes de l'ordre de 1 à 2°.

L'autre caractéristique du climat de KERGUELEN est la violence constante des vents qui y sévissent. Cet archipel baigne en effet dans le grand frais d'ouest, les "cinquantièmes hurlants" bien connus des navigateurs, avec des chapelets de basses pressions qui défilent en permanence sur une ceinture péri-antarctique. Les vents les plus sévères, toujours en provenance du nord-ouest, soufflent fréquemment à des vitesses de 150 km/h, avec des pointes de 200 km/h. Le record a été enregistré en août 1970 avec un vent soufflant à 288 km/h. De plus la succession rapide des dépressions fait que le temps varie sans cesse et que les vents se lèvent brusquement, et ce tout au long de l'année.

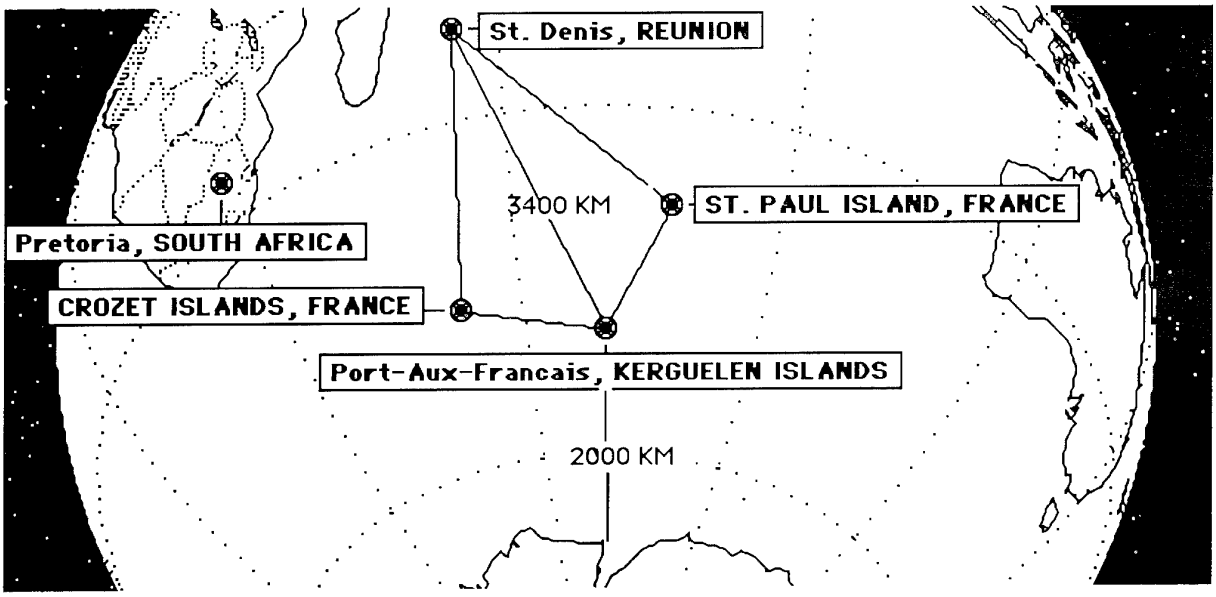
Près de 300 jours par an voient des vents dont la vitesse dépasse 60 km/h, dont plus de 140 avec des vitesses dépassant 90 km/h et plus de 40 avec des vitesses dépassant 120 km/h. Autant dire qu'il semble difficile d'installer à KERGUELEN une antenne parabolique de 10 mètres de diamètre sans protection particulière.

2.3 Transport

Le transport de personnes et de matériels est assuré uniquement par voie maritime. Le seul navire effectuant des "rotations" régulières entre l'île de LA REUNION et KERGUELEN est le bateau de recherche océanographique MARION DUFRESNE, qui effectue un voyage tous les six mois entre MARSEILLE et LA REUNION et un maximum de quatre à cinq voyages par an (un en hiver austral, tous les autres en été austral) entre LA REUNION et KERGUELEN.

Il n'est malheureusement pas prévu dans un proche avenir la possibilité de rejoindre ce site par avion, bien que le site de PORT AUX FRANCAIS ait été choisi il y a une quarantaine d'années, ... parce qu'il permettait la construction de pistes aériennes.

Par contre, le mouillage de gros navires n'y est pas possible, et le déchargement se fait, par beau temps, par l'intermédiaire de chalands sur lesquels sont transbordés les matériels transportés jusque là par le MARION DUFRESNE resté au large.



3. LA STATION BANDE S

3.1 Mission principale

La mission principale de la station est d'établir une liaison bilatérale temps réel entre le satellite et l'utilisateur (Centre de Contrôle Spécialisé). Cette mission doit pouvoir être accomplie pour des satellites défilants (à partir d'une altitude de 500 km) tels que SPOT ou HELIOS et pour des satellites géostationnaires tels que TELECOM ou TDF lors des orbites de transfert et pour leur mise à poste.

La station sera configurable dans un délai de vingt minutes en routine (passage programmé) ou de trente minutes en urgence (passage non programmé). De plus, elle est conçue pour permettre une reconfiguration entre deux passages espacés de douze minutes.

La station pourra être exploitée en mode distant par le Centre d'Opérations du Réseau (le COR), situé au CNES à TOULOUSE, auquel elle sera reliée par une liaison numérique haut débit (nominalement 128 kbits/s). Elle pourra aussi être exploitée en mode local par un opérateur par le système de télégestion "GASCON" ou par deux opérateurs manuellement, en cas de défaillance de la télégestion.

3.2 Caractéristiques essentielles de la station

La station est composée de plusieurs sous-systèmes dont seules les caractéristiques originales par rapport aux autres stations du CNES seront décrites.

3.2.1 Sous-Système Aérien-Poursuite

L'antenne, d'un diamètre de 10 mètres, a un facteur de mérite de 22,5 dB/°K, pour un angle d'élévation supérieur ou égal à 5°.

Derrière le réflecteur secondaire, se trouve une antenne d'aide à l'acquisition, dont le facteur de mérite sera d'environ 5 dB/°K, et dont la largeur du lobe à 3 dB, supérieure à 5°, permettra d'effectuer l'acquisition de satellites lors de situations critiques. Cette antenne sera particulièrement utilisée en cas de trajectoires non nominales ou d'anomalies bord entraînant la perte de l'accrochage, ou lors d'un passage zénithal ou quasi-zénithal d'un satellite, lorsque le support ne tourne plus assez vite pour maintenir la cible à l'intérieur du lobe à 3 dB de l'antenne principale.

Le passage d'un des deux modes de poursuite (principal et aide à l'acquisition) se fera automatiquement ou manuellement sans perte du satellite.

La PIRE (Puissance Isotrope Rayonnée Equivalente) sera de 71 dBW. Cette puissance est obtenue par l'intermédiaire de l' amplificateur 1kW déjà mentionné et qui sera plus longuement présenté au paragraphe 3.2.3.

Le système de pilotage de l'antenne possède les modes de fonctionnement classiques, dont les principaux sont les modes manuels vitesse et position, écartométrie, éphémérides, mémoire vitesse (vitesse conservée jusqu'à 10 secondes en cas de de perte des modes écartométrie ou éphémérides), ralliement de la collimation et passage en survie. Notons, à propos du mode éphémérides, que l'antenne suit les consignes établies en station par le système SEPIA (Système d'Elaboration des Prévisions de Passages) à partir des paramètres d'orbite envoyés par le Centre d'Orbitographie Opérationnelle du CNES à TOULOUSE par les moyens de télécommunications. Ce système, qui vient d'être développé par le CNES, est en cours de qualification dans les stations actuelles.

L'antenne sera protégée du vent par un radôme de 15 mètres de diamètre installé lui-même sur un bâtiment circulaire de 5 mètres de hauteur.

Ce radôme, constitué d'environ 120 panneaux "sandwich" polyuréthane/verre époxy d'environ 4 centimètres d'épaisseur entraîne une perte radioélectrique de l'ordre de 0,2 dB. Les problèmes liés à son installation à KERGUELEN seront détaillés plus loin.

3.2.2 Sous-Système Télémesure

Une seule chaîne de télémesure est installée, les mesures conservatoires étant prises pour en installer ultérieurement une seconde si cela était rendu nécessaire par une évolution de la mission.

Ce sous-système est chargé d'acquérir le signal en provenance d'un satellite et de le transformer en information de télémesure "propre", c'est-à-dire sans bruit, pour traitement et utilisation. Les blocs de télémesure, datés avec une précision meilleure que 50 microsecondes, sont ensuite transmis à l'Equipement Terminal de Transmission de Données (ETTD).

Au contraire des autres stations, ce sous-système peut effectuer, non seulement la synchronisation primaire d'un canal de télémesure, mais également sa synchronisation secondaire, avec ou sans codage convolutionnel, comme préconisé par le Comité Consultatif de Standardisation des Données Spatiales (CCSDS).

3.2.3 Sous-Système Télécommande

Ce sous-système a pour but de prendre en compte les blocs de télécommande en provenance de l'ETTD, de les traiter et d'émettre vers le satellite les signaux de télécommande permettant le contrôle du satellite.

L'innovation principale de la station de KERGUELEN consiste en l'utilisation d'un amplificateur de puissance à l'état solide. Sa puissance est 1 kW. Les avantages principaux d'un tel équipement, par rapport au classique amplificateur de puissance à klystron sont, d'une part son autoredondance, qui sera expliquée ci-après, d'autre part sa large bande passante qui permet de suivre des satellites à des fréquences différentes sans avoir à effectuer de longs et fastidieux réglages.

Cet amplificateur est composé d'un étage de préamplification et d'un étage d'amplification de puissance. Le premier est constitué de deux préamplificateurs identiques, en redondance chaude, commutés sur défaillance par l'opérateur en mode manuel ou par télégestion. Le passage d'un préamplificateur sur l'autre ne modifie pas les caractéristiques du signal de sortie. L'étage d'amplification, réalisé en technologie "état solide", est constitué de 20 modules élémentaires de 60 W chacun. Ces modules identiques entre eux sont interchangeables et remplaçables sans perturber le bon fonctionnement de l'amplificateur, autrement dit sans l'arrêter. De plus, l'amplificateur continue d'émettre une puissance supérieure ou égale à la spécification avec 1 à 3 modules en panne. La flexibilité de son utilisation aura pour corollaire l'amélioration de la disponibilité opérationnelle de ce sous-système.

Cet équipement étant de technologie nouvelle, à cette puissance, et l'isolement de KERGUELEN n'autorisant la prise d'aucun risque, l'industriel lui a fait subir des tests de qualification très sévères, en particulier des tests de vieillissement accéléré (fonctionnement en température élevée, arrêts-marches à répétition, contrôle de perturbation électromagnétique...), qui ont donné toute satisfaction.

3.2.4 Sous-Système Localisation

Ce sous-système est bien sûr constitué des fonctions me-

sure distance, mesure doppler et mesure angulaire, l'innovation de la station de KERGUELEN étant l'utilisation d'une Unité de Traitement et de Stockage (UTS) par laquelle transitent les données avant transmission à l'ETTD.

Cette UTS a pour fonction principale de corriger les données de localisation issues de l'Unité de Traitement de la Mesure Distance, des récepteurs de télémesure (mesure doppler) et du Sous-Système Aérien Poursuite (mesure angulaire) des calibrages, des biais et des erreurs dues à la réfraction à travers la troposphère, fonction en particulier des paramètres météorologiques de pression, température et humidité. De plus, cet équipement permettra de stocker quatre à dix heures de mesures afin de pouvoir être utilisé également en temps différé, en particulier pour envoyer certaines mesures sélectionnées vers l'ETTD, et donc vers l'utilisateur client de la station.

3.2.5 Sous-Système Télécommunications

L'éloignement de la station rend ce sous-système primordial pour son bon fonctionnement.

La station sera connectée au CNES par une liaison numérique à 128 kbits/s, par l'intermédiaire d'une station terrienne qui devra être installée en temps utile à KERGUELEN. Actuellement, il n'existe qu'un terminal INMARSAT utilisé surtout pour les besoins en téléphonie, télécopie et télex.

L'interface avec la station terrienne se fera par un multiplexeur démultiplexeur par lequel transiteront les données propres à la station (blocs de télémesure, de télécommande, de localisation, de télégestion), ainsi que la messagerie écrite et orale. Tous ces systèmes seront en fait intégrés dans les réseaux mis en place au CNES, dont ils seront des abonnés déportés.

4. SURETE DE FONCTIONNEMENT

Dans le contexte de KERGUELEN, présenté brièvement au paragraphe 2, l'étude de Sureté de Fonctionnement est d'une importance capitale pour s'assurer que les objectifs de disponibilité opérationnelle de la station seront tenus.

Les objectifs de Sureté de Fonctionnement régissent la mise en place de dispositions techniques et humaines permettant de prévenir et d'éviter l'incident mettant en cause la mission.

L'étude de la Sureté de Fonctionnement doit porter en priorité sur :

- les risques d'endommagement des installations sol occasionnant des agressions sur le personnel,

- les risques d'atteinte à la sauvegarde du satellite,

- les risques occasionnant l'arrêt d'exploitation de la station,

- la disponibilité de la station en exploitation.

4.1 Définitions

La Sûreté de Fonctionnement a pour principales composantes la fiabilité, la disponibilité, la sécurité et la maintenabilité.

Fiabilité : Probabilité que le système accomplisse sa mission sur un intervalle de temps déterminé.

Disponibilité : Probabilité que le système soit en état de fonctionnement au moment de la mission quand celle ci doit être réalisée à un moment aléatoire dans le temps.

La disponibilité d'un système dépend donc de :

- la fiabilité intrinsèque de ses composants,

- la stratégie d'emploi adaptée,

- la politique de contrôle décidée,

- la maintenance préventive appliquée,

- la célérité des actions curatives (tributaire des procédures et moyens mis en place et de l'aptitude à la maintenance des constituants du système).

Sécurité : Probabilité d'apparition d'évènements indésirables du fait du système, pouvant conduire à des agressions sur le personnel, le satellite ou les installations sol.

Maintenabilité : Dans des conditions données d'utilisation, aptitude d'une entité à être maintenue ou rétablie, sur un intervalle de temps donné, dans un état dans lequel elle peut accomplir une fonction requise, lorsque la maintenance est accomplie dans des conditions données, avec des procédures et des moyens prescrits.

4.2 Objectifs

Sur la base des définitions ci-dessus, un certain nombre d'objectifs de Sureté de Fonctionnement ont été fixés.

Objectif de fiabilité : Le taux de défaillance global de la station sera inférieur ou égal à 10^{-3}/heure.

Objectif de disponibilité : La disponibilité opérationnelle globale de la station sera supérieure ou égale à 98%.

Objectif de sécurité : La probabilité d'occurrence d'un événement dangereux du fait d'une défaillance du système et se traduisant par une perte de vie humaine ou une perte d'intégrité des installations sera inférieure à 10^{-7}/heure. La probabilité d'envoi d'une télécommande erronée vers un satellite sera inférieure à 10^{-9}/heure.

Objectif de maintenabilité : La station sera dotée de tous les moyens nécessaires (rechanges, appareils de mesures,...) pour effectuer les opérations de maintenance sans faire appel à une aide extérieure, à cause de la rareté des transports. Les réparations de type premier niveau seront effectuées en moins de 10 minutes, par un exploitant, pour les ensembles non mécaniques.

4.3 Tenue des objectifs

L'étude de Sureté de Fonctionnement doit donc montrer, autant que faire se peut, que les objectifs définis ci-dessus seront tenus. Bien sûr, il est souvent bien difficile d'apporter la preuve qu'ils le seront dans le temps et seules de longues années d'exploitation permettront de vérifier formellement que les choix retenus lors du développement de la station étaient les meilleurs en terme de Sureté de Fonctionnement.

4.3.1 Sécurité

L'analyse de la mission-sécurité a été effectuée par la méthode de l'arbre de défaillance, mettant en évidence les différents événements pouvant avoir pour effet une mise en défaut de la sécurité humaine ou une mise en défaut de la sécurité matérielle. Le principe consiste à déterminer un effet majeur et, par itération successive, à identifier tous les événements élémentaires ayant pour conséquence finale l'effet redouté. Ce travail se reboucle avec l'Analyse des Modes de Défaillances, de leurs Effets et de leurs Criticités qui poursuit en fait le cheminement inverse.

Par exemple, une non résistance du radôme peut être due, soit à une non résistance du socle en béton, soit à une non tenue mécanique du radôme lui-même. Les événements identifiés pouvant avoir ces conséquences sont la tempête, la foudre ou une rupture du positionneur d'antenne qui aurait pour effet de détériorer le radôme par choc.

L'étude sécurité a donc mis en évidence un certain nombre d'événements dangereux pour la sécurité des personnes, du satellite et du matériel composant la station.

On peut citer parmi ces événements :

- une défaillance du commutateur antenne-charge, qui aurait pour effet immédiat l'émission sur antenne d'un signal de télécommande non souhaité, et qui pourrait avoir pour effets finaux la mise en défaut de la sécurité humaine si quelqu'un se trouve exposé de ce fait au rayonnement électromagnétique, et une absence de sécurité pour un éventuel satellite si l'antenne était à cet instant précis dirigée vers ce dernier.

- un coup de foudre qui, bien que peu probable à KERGUELEN, est l'événement identifié ayant le plus grand impact sur la sécurité matérielle.

L'avantage de cette méthode est qu'elle permet, par une analyse quantitative, basée sur des hypothèses de probabilité d'occurrence des événements élémentaires, de mettre en évidence parmi ces derniers les plus dangereux pour la sécurité des personnes et des biens.

Il y a lieu, une fois cette tâche effectuée, de se prémunir, quand cela est possible, contre l'événement identifié (par exemple en installant un parafoudre qui, par intuition vu le peu d'orages recencés à KERGUELEN, ne semblait pas indispensable). Quand ce n'est pas possible, c'est vers la mise en place de systèmes, même simples, avertissant immédiatement qu'un événement redouté est en train de se produire, qu'il faut se diriger. Il peut s'agir par exemple d'une signalisation visuelle et/ou sonore avertissant une personne située à l'extérieur du radôme, et donc ne voyant pas l'antenne, que cette dernière est pointée vers le sol, en émission.

Le dernier aspect de l'analyse de la sécurité concerne la sécurité des personnes pendant les opérations de maintenance. Cette sécurité repose bien sûr en partie sur des procédures strictes que l'exploitant devra suivre, mais également sur des choix qui doivent être faits dès la conception de la station. Cet aspect des choses concerne surtout la maintenance de l'antenne où la sécurité d'une personne intervenant par exemple au niveau de la parabole devra être garantie, que ce soit au niveau d'une éventuelle chute ou d'une mise en fonctionnement intempestive de l'antenne.

4.3.2 Disponibilité Opérationnelle

Il s'agit là d'un des éléments les plus critiques du développement de la station de KERGUELEN, en particulier à cause des transports longs et peu fréquents entre la Métropole et cette île, comme vu précédemment.

En effet, dans la majorité des autres stations, une panne peut généralement être réparée localement, ce qui sera aussi le cas à KERGUELEN, mais également en demandant une aide extérieure, par l'envoi d'équipements ou le déplacement de spécialistes en quelques heures ou quelques jours. Ceci ne sera pas possible à KERGUELEN, où une panne non réparable sur site qui surviendrait en mars, pourrait entraîner l'arrêt des opérations jusqu'en juillet, sauf transport exceptionnel avec toutes les conséquences que cela entraînerait.

Cette station doit donc être développée avec le souci permanent que la spécification de disponibilité opérationnelle de 98% devra être tenue, et ce en complète autonomie entre deux passages du bateau.

L'étude de la disponibilité opérationnelle de la station est faite en tenant compte des hypothèses suivantes :

Temps de fonctionnement : La disponibilité étudiée est la disponibilité opérationnelle de la station, et non pas celle entre deux passages. Il a donc été tenu compte du fait que les équipements de la station sont en fonctionnement permanent, mais que la station n'est opérationnelle que 12 heures par jour.

Ceci signifie que le temps moyen entre deux pannes (MTBF) est directement lié au calendrier, mais qu'une panne en elle-même n'a de conséquence sur la disponibilité opérationnelle que si elle survient pendant une mission, ou si elle n'est pas réparée avant la mission suivante, d'où l'objectif du temps de réparation de 10 minutes mentionné au paragraphe 4.2.

Taux de défaillance : Pour chaque équipement, le taux utilisé dans les calculs est, soit issu du constructeur, soit estimé car il s'avère souvent impossible d'obtenir cette valeur des fabricants de certains matériels. Dans ce dernier cas, des valeurs issues de l'expérience d'autres projets sont utilisées quand cela est possible.

Lots de rechanges : Une première estimation des rechanges nécessaires a été faite au début du Projet. Un des principes de cette estimation était que pour chaque équipement électronique, il existerait un lot de rechanges constitué au minimum d'un autre équipement identique et d'un jeu complet de cartes et de composants spécifiques. Les cartes électroniques ne seront pas réparées sur site, mais par l'industriel qui sera chargé de la maintenance de la station et qui se dotera donc du lot de composants nécessaire.

Appareils de mesures : Tous les appareils nécessaires au diagnostic d'une panne, à sa réparation et à la validation de cette réparation seront bien sûr disponibles en station.

Délai de réparation en Métropole : Directement lié au transport maritime, le chiffre utilisé est de six mois, tenant compte de la durée maximale entre deux transports au départ de LA REUNION, que l'on peut atteindre par avion, et du temps de réparation lui-même.

L'étude en cours affermira donc les hypothèses ci-dessus ou entraînera des modifications, en particulier au niveau des rechanges, si son résultat montre que la spécification de 0,98% n'est pas tenue.

4.3.3 Préqualification en EUROPE

Comme déjà signalé, la station sera entièrement installée et testée en usine, chez le Maître d'Œuvre Industriel, avant son départ sur site. Les raisons principales en sont les suivantes :

Installation : Vu les conditions météorologiques régnant à KERGUELEN, il est indispensable de valider les procédures d'installation de la station avant sa mise en place définitive sur site. Les difficultés essentielles résident dans le montage du radôme et dans celui de l'antenne. Il est en effet couramment admis que lors de telles installations, l'antenne est d'abord installée à l'air libre, puis le radôme est monté en deux ou trois semaines. A KERGUELEN, cette procédure est impossible à suivre : l'antenne ne résisterait peut-être pas à une tempête qui surviendrait avant la fin du montage du radôme. De plus, ce dernier ne peut pas se faire sur une période trop longue, deux journées sans vent violent semblant être un maximum.

Il est donc nécessaire de démontrer que le radôme peut être monté en moins de deux jours, puis que l'antenne pourra être installée sous le radôme, le tout sans moyen lourd, qui ne serait pas disponible sur site. Ceci permettra de valider, non seulement les procédures mais également les équipes de montage dont une partie sera présente sur le site provisoire et sur le site définitif.

Tests : Il est dit plus haut que la disponibilité opérationnelle de la station sera confirmée formellement sur site. Cependant, il est apparu judicieux de ne pas attendre KERGUELEN pour tester l'ensemble des fonctions de la station. Après l'installation ci-dessus, la station restera quelques mois en place avant son démontage et son transport. Elle sera alors intégrée dans le Réseau 2GHz du CNES et sera utilisée pour effectuer des poursuites de satellites dans la plupart des cas de figures possibles.

Sans parler de déverminage, qui s'appliquerait plus à un composant qu'à une station, on peut espérer vérifier pendant cette période, non seulement les performances intrinsèques de cette station de poursuite, mais également plusieurs aspects liés à la Sureté de Fonctionnement, en particulier la maintenabilité par utilisation des moyens mis en place. Au niveau de la fiabilité observée, on peut raisonnablement espérer que les éventuels "défauts de jeunesse", traduits par la première partie de la célèbre courbe en baignoire, seront éliminés. Ceci devrait avoir pour effet que, lorsque la station sera installée à KERGUELEN, elle se trouvera de suite en terme de fiabilité, dans la partie plate de la baignoire mentionnée ci-dessus.

LE CENTRE DE CONTROLE ET DE MISSION SPOT

Monsieur TOMIAK Pierre

Centre National d'Etudes Spatiales/18 avenue Edouard Belin,31055 TOULOUSE cedex

RESUME

Dans le cadre du système d'observation de la terre SPOT, le Centre National d'Etudes Spatiales de Toulouse a mis en place un segment sol qui permet de contrôler, programmer, puis traiter et diffuser les prises de vues effectuées par les satellites de la filière SPOT.
Ces fonctions sont assurées par des centres de contrôle et de mission, un réseau de stations de contrôle et de poursuite des satellites, un centre de prétraitement des images SPOT, la société commerciale SPOT IMAGE et enfin de stations de réception directe de la télémesure image réparties à travers le monde.
Les centres de contrôle et de mission SPOT, implantés à Toulouse, coordonnent les moyens de contrôle et de programmation des deux satellites SPOT 1 et SPOT 2. Chacun d'eux est composé d'un centre de contrôle, d'un centre de mission, d'un centre d'orbitographie et d'une banque de données.
Cette présentation détaille les éléments constitutifs d'un centre de contrôle et de mission et décrit la manière adoptée pour la prise en compte des contraintes imposées par les satellites.

Mots clés : Centre de contrôle et de mission, SPOT, Segment sol.

L'engagement du programme d'observation de la terre SPOT (Satellite Pour l'Observation de la Terre) a été pris en 1978 par le gouvernement français.

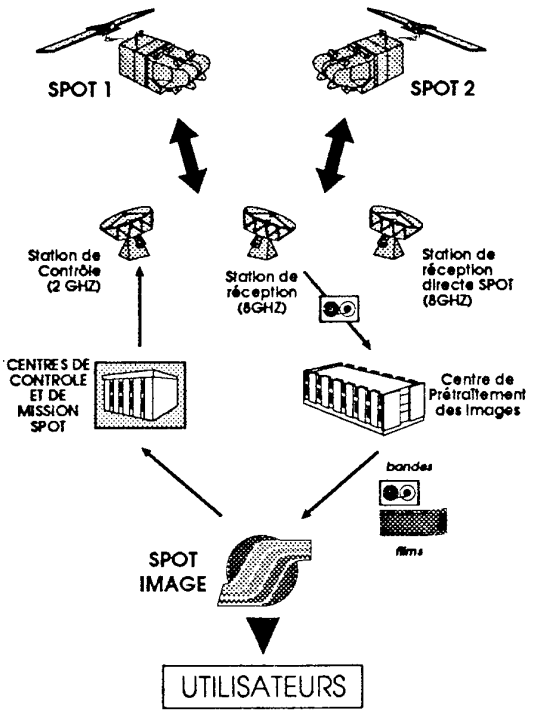
Conçu par le CNES (Centre National d'Etudes Spatiales) et réalisé par la France en coopération avec des partenaires européens (Belgique et Suède), le système SPOT est opérationnel depuis 1986. Il est composé d'une infrastructure terrestre de réception des images, de contrôle du satellite et est complété par une entité commerciale SPOT IMAGE , qui est chargée au plan mondial de la promotion et de la vente des images spatiales recueillies.

I) La mission des satellites SPOT et leurs contraintes

L'objectif des satellites SPOT est de recueillir des images spatiales de toute la terre. Equipés de deux instruments optiques opérant dans le visible et de deux enregistreurs, ils permettent de transmettre des images d'une résolution de 10 ou 20 mètres, selon quatres bandes de longueurs d'ondes.
Ces images effectuées en direct ou en mode enregistré sont transmises au sol à l'aide d'une télémesure image en bande X (8 GHZ)

Afin que chaque satellite puisse effectuer sa mission, une orbite précise à été choisie :

ORGANISATION GENERALE
DU SYSTEME SPOT



- Elle est polaire et légèrement inclinée par rapport à l'axe des pôles. Cette caractéristique permet d'observer toute les zones du globe terrestre. (La terre tournant à l'intérieur de l'orbite, le satellite décrit des traces au sol équidistantes et réparties sur la surface de la terre).

- Elle est phasée sur 26 jours et permet ainsi d'assurer une répétitivité des prises de vues. En fait, la combinaison des mouvements possibles des instruments de prise de vue et d'un sous cycle du phasage permet d'obtenir une vision stéréoscopique et une répétitivité des prises de vues de 5 jours .

- Elle est quasi-circulaire et permet donc d'obtenir des images possédant les mêmes caractéristiques quel que soit le point observé. L'altitude du satellite est de 830 Km environ.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

- Elle est héliosynchrone. Cette caractéristique permet aux satellites de survoler un point donné du globe terrestre toujours à la même heure (environ 10H30). Ainsi les prises de vues ont des conditions d'éclairement identiques.

Ces caractéristiques orbitales font de SPOT un satellite à défilement qui va rythmer la vie du segment sol avec 2 groupes de passage l'un dit du matin (10H30 environ) et l'autre dit du soir (22H30 environ)

Organisation générale du segment sol

Le segment sol du système SPOT est constitué des éléments suivants:

- Un réseau de stations de poursuite des satellites permettant l'émission des télécommandes et la réception de la télémesure de servitude. Outre la station de Toulouse, il existe une station à Kiruna en Suède , une à Kourou en Guyane et une en Afrique du Sud près de Prétoria.

- Un segment sol image comprenant :
• Les stations de réception des images spatiales qui effectuent l'acquisition de la télémesure image directe ou enregistrée émise par les satellites. L'une est située à Toulouse, l'autre à Kiruna. Seules ces deux stations peuvent recevoir les images enregistrées à bord.
• Les centres de rectification des images spatiales. Ils contrôlent, corrigent radiométriquement et géométriquement, archivent et éditent ces images sur des supports films ou des bandes informatiques. (Toulouse et Kiruna)
• Les stations de réception directe qui peuvent recevoir la télémesure image des satellites après les avoir programmés à travers une "boîte aux lettres informatique" située dans le segment sol à Toulouse.
Aujourd'hui une douzaine de stations sont actives dans le monde.

- Les Centres de Contrôle et de Mission situés à Toulouse. assurent le contrôle des satellites, la programmation de la charge utile, la détermination fine de l'orbite et la coordination des moyens sols.

II) Les Centres de Contrôle et de Mission :

Chacun est constitué de :

- Un centre de contrôle
- Un centre de mission
- Un centre d'orbitographie
- Une banque de données technologiques
- Un simulateur de satellite

Ces fonctions sont assurées à l'aide de 10 calculateurs SOLAR 16-75 (fabriqués par la société SEMS, filiale de la société HONEYWELL BULL) et de 4 calculateurs Control Data Corporation (CDC 830 et 990).

8 SOLAR permettent la constitution de 3 centres de contrôle et de mission.

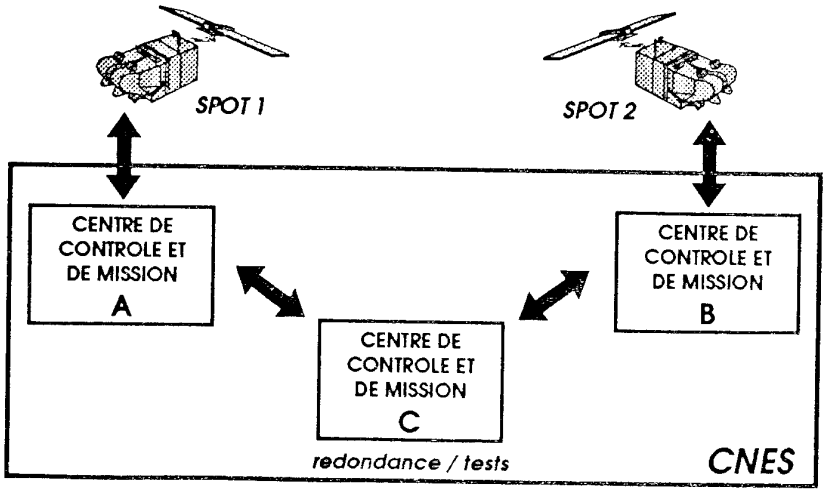
Deux centres sont équivalents et peuvent ainsi assurer les mêmes fonctions logiques. Ils sont équipés de 3 SOLAR chacun. Aujourd'hui l'un de ces centres contrôle le satellite SPOT1, l'autre le satellite SPOT2.

Un troisième centre équipé de seulement 2 SOLAR assure une redondance "froide" pour l'un ou l'autre des deux centres opérationnels. Il permet en outre de réaliser des essais en liaison avec un simulateur de satellite lui même équipé de deux SOLAR et de valider ainsi les procédures d'opérations exceptionnelles, ou les nouvelles versions de logiciel de vol.

En mode d'exploitation de routine, au sein de chaque centre opérationnel, un SOLAR est attribué au centre de contrôle, un autre au centre de mission, le troisième est redondant et peut être configuré indifféremment pour le centre de contrôle ou pour le centre de mission.

Le centre d'orbitographie est équipé de deux calculateurs CDC 830. En mode routine, un seul calculateur permet de déterminer l'orbite fine des deux satellites SPOT 1 et SPOT 2. Le second calculateur assure la redondance du calculateur nominal. De plus, il est utilisé pour les qualifications des logiciels, ainsi que pour assurer une fonction de gestion de configuration des logiciels installés sur CDC.

ORGANISATION DES CENTRES
DE CONTROLE ET DE MISSION



La banque de données technologiques est implantée sur 1 calculateur CDC 990. En cas de panne de celui-ci, les reprises d'activité sont assurées par un autre calculateur CDC 992. Ces calculateurs très puissants sont multi-utilisateurs et sont donc utilisés par le CNES pour d'autres applications. (Contrairement au CDC 830 nominal affecté exclusivement à SPOT)

II.1) Le centre de contrôle:

Le rôle principal du centre de contrôle est d'assurer la communication et la surveillance technologique du satellite.

S'appuyant sur les stations de réception du réseau CNES, il reçoit la télémesure de servitude lorsque le satellite passe en visibilité de l'une d'entre elles.

Cette télémesure est émise dans la bande 2GHZ.
Le centre de contrôle fonctionne selon deux modes spécifiques qui sont :

- le mode temps réel
- le mode temps différé

a) Lorsque le satellite est en visibilité d'une station de réception de télémesure de servitude, le centre de contrôle est en temps réel.

Dans ce mode, il traite instantanément les 1800 paramètres envoyés par le satellite. En permanence 3 à 400 d'entre eux sont affichés et mis à jour sur des synoptiques qui décrivent des éléments fonctionnels du satellite. L'opérateur peut choisir les synoptiques affichés parmi les 40 disponibles.

Dans ce mode de fonctionnement, l'opérateur est alors averti :

- d'une panne satellite détectée par le logiciel de vol
- d'un dépassement d'un seuil de surveillance d'une valeur de paramètre contrôlée au sol (tension, température ...)

Simultanément à l'affichage, le centre de contrôle peut envoyer des télécommandes vers le satellite.

Pendant le passage du satellite, les logiciels du centre de contrôle s'assurent de l'acquittement de bonne réception par le logiciel de vol.
Dans le cas ou l'acquittement ne parvient pas au sol, la réémission de la télécommande est proposée à l'opérateur.

Ce mode permet aussi de recevoir les mesures de localisation (mesures de distance et Doppler effectuées et transmises par la station). Les données reçues sont ensuite envoyées vers le centre d'orbitographie qui déterminera ainsi l'orbite précise du satellite.

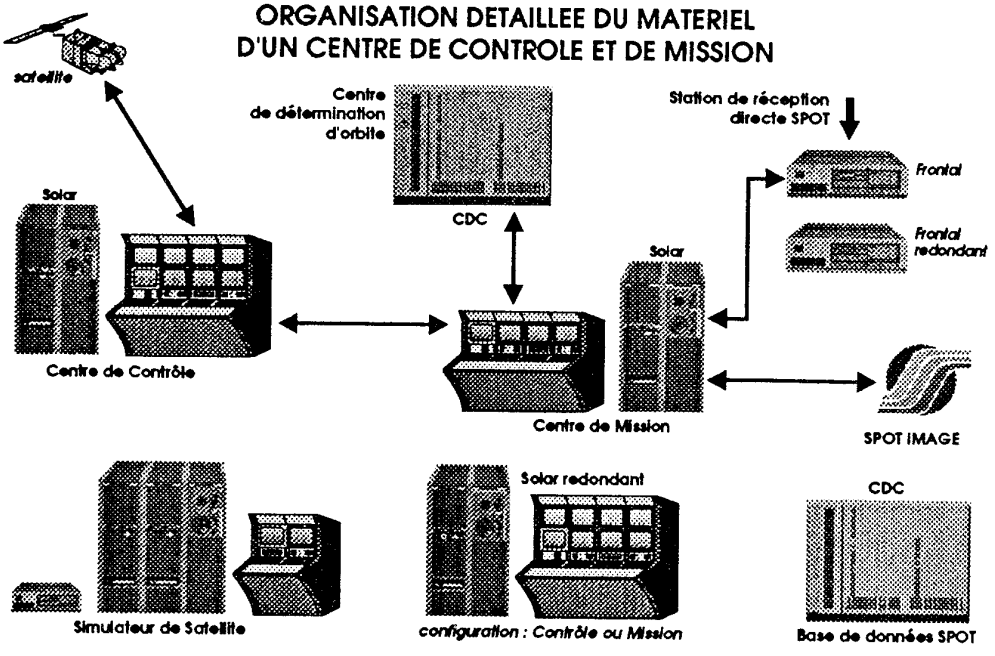
Au cours du passage, le centre de contrôle assure l'archivage de la télémesure brute, des télécommandes et des actions opérateur. Cette archive temporaire sur les passages de la journée est ensuite transférée et archivée dans la banque de données.

b) Le passage du satellite en visibilité d'une station est d'environ dix minutes. La préparation du passage s'avère donc indispensable. Une fonction "temps différé" a été implantée au centre de contrôle.

A l'aide d'un éditeur, l'opérateur prépare le plan des commandes qui sont ensuite envoyées au satellite pendant le passage en temps réel. Ce plan de commandes comprend toutes les télécommandes qui doivent être exécutées à bord du satellite.
Ces télécommandes, en provenance des autres services du centre de contrôle et de mission, sont ordonnancées dans des fichiers après vérification de la cohérence entre les dates au plus tôt et au plus tard d'exécution par rapport aux passages prévus du satellite.

Ce mode permet aussi deux types d'analyse sur la télémesure :

- analyse technologique "peu différée" qui permet de faire un bilan sur l'état des sous systèmes du satellite : niveau de charge batteries, consommation d'hydrazine, cumul des temps de fonctionnement d'équipements ...



- analyse technologique "différée" qui permet de mettre en évidence les évolutions lentes des paramètres et d'anticiper sur les tendances.

Lorsqu' un problème est apparu, une fonction de "play back" permet de "rejouer" un passage afin de vérifier finement l'enchaînement des événements.

II.2) Le centre d'orbitographie:

La tâche principale de cette entité est d'acquérir et de restituer finement l'orbite du satellite. Cette tâche est assurée à l'aide des mesures Doppler et de distance effectuées lors des passages du satellite en visibilité des stations du réseau CNES.

Une fois l'orbite fine calculée, le centre d'orbitographie effectue un calcul de prédiction d'orbite.

Ces deux types de calculs ont des applications particulières.

a) L'orbite restituée permet de fournir aux stations qui ont reçu de la télémesure image, les arcs d'orbites fins sur les zones ayant donné lieu à programmation. Ces arcs d'orbites sont les données décrivant la position et la vitesse du satellite au moment de la prise de vue.

b) L'orbite prédite est nécessaire pour :

- élaborer la programmation possible de la charge utile par le centre de mission.

- calculer les prévisions de passages sur les stations réseaux CNES et les stations de réception directe ainsi que les données de pointage d'antenne qui permettent d'attendre le satellite, puis de le suivre.

- prévoir la position du satellite sur l'orbite et les dates des événements affectant le système de contrôle et d'attitude du satellite en fonction de cette position sur orbite. (passage soleil dans les senseurs, passage lune,etc...)
- Ces prévisions sont envoyées au satellite.. Le logiciel de vol peut ainsi vérifier la position réelle par rapport à la position prédite. Une incohérence détectée entraîne un traitement de panne à bord,

- prévoir les dates et les types de manoeuvres du satellite. Ces manoeuvres garantissent une orbite phasée permettant l'activité nominale de la charge utile.

- Le centre d'orbitographie réalise d'autres calculs:

- une correspondance temps bord/temps sol qui permet de dater, par rapport à l'horloge satellite, les événements en fonction du temps universel.

- Il détermine la durée et les instants théoriques de poussées des tuyères pour la prochaine manoeuvre du satellite.

Il traduit les poussées théoriques en poussées réelles compte tenu de l'état de contrôle et d'attitude du satellite reçu dans la télémesure de servitude. Ce calcul est effectué quelques heures avant la manoeuvre réelle.

II 3) Le centre de mission:

La fonction principale du centre de mission est de préparer quotidiennement le programme de travail de la charge utile du satellite.

Ce programme est élaboré en tenant compte des besoins de trois sources :

- 1ère source : - La société commerciale SPOT IMAGE, qui en fonction des demandes des clients, envoie au Centre de Mission les zones de prises de vues.
Les zones qui sont comprises dans un rayon de 2500 Km au dessus de Toulouse ou Kiruna sont prises en direct, les autres parties du monde sont enregistrées à bord et retransmises en visibilité de Toulouse ou Kiruna.

- 2ième source : Les stations de réception directe réparties sur le globe.
A l'aide d'un dialogue avec le centre de mission, ces stations réservent un passage, récupèrent les données de pointage d'antenne, puis programment le satellite jusqu'à 12 heures avant son passage. Dès que le satellite sera en visibilité des zones programmées, il émettra en mode de prise de vue directe de la télémesure image. Ces stations récupèrent ensuite les données d'ephémérides restituées qui lui permettront de traiter la télémesure image.

Le dialogue avec les stations de réception directe et le centre de mission est assuré par une "boîte aux lettres informatique" (frontal) mise à la disposition des stations. 24 heures sur 24 celles-ci viennent chercher les informations et inscrire leurs requêtes.
Les stations peuvent se connecter à ce frontal par des liaisons télex ou par des liaisons à commutation de paquets (Transpac en France)

La gestion commerciale de ces stations de réception directe est assurée par la société SPOT IMAGE située à Toulouse.

- La 3ième source pouvant programmer le satellite est constituée des ingénieurs du centre de contrôle et de mission. Ceux-ci effectuent des opérations d'investigation technologique, des calibrations ou des évaluations de qualité des instruments de prises de vues.

Quotidiennement le centre de mission crée un ensemble de téléchargements. Il est l'image du choix du logiciel à travers toutes les demandes de programmation.

Ces téléchargements sont ensuite envoyés au satellite sur les passages du soir en visibilité des stations du réseau CNES, et exécutés à bord du satellite pendant toute la journée du lendemain.

Pour les zones ayant donné lieu à programmation, le centre de mission envoie les arcs d'orbites fins aux stations de réception directe et aux centres de rectification des images situés à Toulouse ou Kiruna (ces données ayant été fournies par le centre d'orbitographie).

Du point de vue architecture système, le centre de mission est le noeud central des communications entre entités (système en étoile). Il est donc relié au centre de contrôle, au centre d'orbitographie, aux centres de rectification des images et aux stations de réception directe.

Un protocole de communication asynchrone spécifique a été développé pour assurer les transferts de données entre entités. Il garantit l'intégrité de la transmission.

Les lignes physiques de transmission sont redondées avec toutes les entités internes et externes du centre de contrôle et de mission. Afin de garantir la poursuite de la mission dans le cas d'une panne du réseau de transmission externe au centre de contrôle et de mission, une procédure manuelle (par bandes) de transfert de fichiers à été mise en place.

II 4) La banque de données technologiques :

La télémesure reçue quotidiennement du satellite par le centre de contrôle est archivée sur un CDC 990.

La connexion des CDC à un réseau téléinformatique existant permet un accès facile aux données stockées.

Des outils d'extraction des données permettent alors d'éditer ou de tracer les valeurs prises par les paramètres du satellite.

Aujourd'hui une banque de données de plus de 20 Giga octets est déjà constituée. Elle contient tous les paramètres des satellites SPOT depuis le tir. Elle permet l'étude du comportement à long terme de certains équipements.

Présentation des logiciels et de la documentation.

Plus de 500 000 instructions ont été développées et sont implantées au centre de contrôle et de mission.
Le langage utilisé est en général le FORTRAN.

L'archivage des logiciels des différentes entités est assuré sur des calculateurs différents de ceux de l'exploitation . Un service qualité, externe à la structure du centre de contrôle et de mission, est le garant de la gestion en configuration de tous ces logiciels.

De strictes règles de qualité ont été imposées tout au long du projet, depuis la conception jusqu'à l'écriture du code par les industriels. Elles sont actuellement maintenues pour le suivi des évolutions.

Une énorme documentation est aussi gérée au centre de contrôle et de mission, elle contient toute la mémoire du système. Elle est modifiée et mise à jour en parallèle avec les logiciels.

Cette documentation est de deux types:

- Opérationnelle : utilisée au cours des opérations journalières ou lors d'événements exceptionnels intervenant sur le satellite.

- Générale : De conception, de spécification et d'interface. Celle-ci décrit les différentes entités du centre de contrôle depuis les aspects généraux jusqu'aux spécifications détaillées de réalisation.

Configuration particulière dans les cas de lancement:

La phase de lancement et d'acquisition d'attitude du satellite étant particulièrement critique, le centre de contrôle et de mission s'organise autour de 6 SOLAR tous activés en même temps.

Deux SOLAR en redondance "chaude" assurent le rôle de centre de contrôle et travaillent en temps réel sur la télémesure de servitude, les deux autres SOLAR reçoivent aussi la télémesure mais effectuent des traitements supplémentaires en temps différé. Enfin deux autres SOLAR sont reliés aux CDC eux mêmes en redondance chaude (Calculs simultanés sur les 2 CDC).
Ceux ci déterminent la position du satellite sur l'orbite et calculent les dates d'événements pour le système de contrôle et d'attitude du satellite.

II 5) Le simulateur de satellite:

Le simulateur de satellite permet de faire fonctionner les logiciels embarqués à bord du satellite, et donc de vérifier leur comportement au sol.

Ce simulateur est particulièrement utilisé dans deux cas:

- avant les lancements, il permet de qualifier les logiciels du système sol de contrôle et assure l'entraînement des équipes opérationnelles.

- en routine, il assure l'entraînement des équipes opérationnelles à des réactions anormales du satellite. Il devient une aide au diagnostic lors d'anomalies en vol et aide à la recherche de procédures de correction de ces anomalies.
- Il permet enfin de répéter et tester des opérations exceptionnelles avant de les envoyer, pour exécution, au satellite.

Ce simulateur est développé autour d'un calculateur bord, identique à celui embarqué sur le satellite. Un SOLAR simule tous les équipements du satellite ainsi que l'environnement spatial, un deuxième SOLAR permet de gérer la conduite des tests.

III Chronologie quotidienne des opérations :

Chaque entité fonctionne selon son rythme le plus optimal en fonction des tâches à réaliser. Des points de rendez-vous sont imposés pour permettre la synchronisation.
Ainsi :
- L'activité des centres de contrôle est surtout synchrone avec les groupes de passages du satellite du matin et du soir.
Le temps entre les groupes de passages permet d'effectuer des traitements détaillés d'analyse de télémesure. Ce temps est aussi consacré à la convertion de la télémesure brute en valeurs physiques pour archivage sur CDC.

- Le centre d'orbitographie détermine l'orbite fine du satellite suite aux deux groupes de passages. En effet, les mesures de distance et Doppler sont alors transmises vers le calculateur CDC qui peut ainsi lancer une tâche de calcul d'orbite.
Ces calculs sont donc effectués deux fois par jour (midi/minuit). Les résultats sont ensuite transmis aux entités utilisant la restitution et la prédiction d'orbite.

- Le centre de mission est organisé sur un cycle de 24 heures.
La journée commence par la mise à jour des programmations effectuées la veille, l'intégration des nouvelles demandes, puis la lecture de la "boîte aux lettres" mise à la disposition des stations de réception directe.

Le centre de mission peut dès lors commencer la génération du plan de travail de la charge utile afin de mettre à la disposition du centre de contrôle le message de programmation pour le groupe de passages du soir.

La génération du plan de travail de la charge utile est entrecoupée par la réception des calculs d'orbites effectués par le centre d'orbitographie. Cette réception effectue les mises à jour des fichiers de données se trouvant au centre de mission ainsi que la création des fichiers contenant les éphémérides restituées à destination des centres de rectification d'image de Toulouse , Kiruna et des stations de réception directe. (Une deuxième lecture et mise à jour de la "boîte à lettre" des stations de réception directe est effectuée en fin d'après midi.

La mise à jour de la banque de données technologiques est réalisée sans contrainte horaire particulière.

IV Organisation humaine assurant l'exploitation :

Le centre de contrôle et de mission est composé d'équipes d'ingénieurs et de contrôleurs satellite.

L'organisation humaine mise en place permet d'assurer un suivi permanent du satellite.

Sous la direction d'un chef de centre, une équipe d'ingénieurs se consacre à l'exploitation des entités constituant le segment sol, une autre équipe est affectée à l'exploitation spécifique du satellite.

Dans chaque centre affecté à un satellite, deux contrôleurs assurent le suivi des activités quotidiennes. Ils font partie d'une équipe de 28 contrôleurs, organisés en 3 x 8.
Cette organisation valable lorsque les deux satellites sont en activité, est ramenée à 18 contrôleurs si l'un des deux satellites n'assure plus d'activité commerciale et reste uniquement sous contrôle orbital.
Leur nombre passe à 14 pour un seul satellite opérationnel.

L'équipe d'ingénieurs affectée au contrôle du satellite, assure le suivi, la maintenance de la plateforme et de la charge utile du satellite.
Les ingénieurs programment périodiquement :
- en liaison avec les industriels, des opérations technologiques sur les équipements nominaux et redondants du satellite pour en vérifier le bon fonctionnement.
- des opérations de contrôle de l'intégrité du logiciel de vol: si une différence est constatée entre le logiciel embarqué et la référence au sol, la correction est apportée à bord.

Dans le cas d'analyses plus précises sur le comportement du satellite, des modules logiciels d'investigations sont téléchargés.

L'équipe d'ingénieurs affectée à la maintenance des équipements sol garantit leur bon fonctionnement au centre de contrôle et de mission.
Cette équipe assure les évolutions des logiciels.

Une astreinte est assurée en permanence par un ingénieur de chaque entité du centre de contrôle et de mission.

Lors de la détection d'une anomalie sol ou satellite, les contrôleurs engagent des actions minimum de sauvegarde et font appel à l'ingénieur responsable de l'entité en cause. Hors heures ouvrables, ils appellent l'ingénieur d'astreinte.

CONCLUSION :

La structure mise en place par le Centre National d'Etudes Spatiales pour la surveillance et la programmation des satellites SPOT 1 et 2 s'avère efficace et fiable.

En effet, aucune journée de programmation n'a été perdue pour cause de panne du segment sol depuis les lancements. Le contrôle des deux satellites n'a jamais été interrompu.

Cette structure est maintenue pour la poursuite du programme avec le satellite SPOT3.

LE CENTRE DE CONTROLE EN VOL HERMES

D. ZOBLER, J.P. ABADIE, DIRECTION DU PROGRAMME HERMES, S. SAMPOUX, SAT CONTROL

CNES
18, avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE - FRANCE

RESUME

Le Centre de Contrôle en Vol de l'avion spatial HERMES (CCV) sera situé à Toulouse et assurera pour chaque mission HERMES :

- le support opérationnel à l'équipage pour l'exécution des opérations à bord,
- la surveillance et le contrôle de l'avion spatial et de ses sous-systèmes,
- la coordination de l'ensemble des moyens sol qui contribuent à l'exécution du vol.

Le rôle assigné au Centre de Contrôle pendant les différentes phases du vol de la mission de référence de l'avion spatial, permet d'introduire les fonctions du Centre de Contrôle en Vol.

L'architecture du Centre de Contrôle en Vol et son organisation opérationnelle sont en cours de définition détaillée.

Mots clés : Contrôle, Surveillance, Dynamique du Vol.

1. INTRODUCTION

Le système HERMES doit permettre la réalisation de missions spatiales habitées telles que la desserte du module COLUMBUS, et assurer le retour de l'équipage et des charges utiles sur des sites d'atterrissage déterminés.

Le Centre de Contrôle en Vol fournit le support requis au Véhicule Spatial HERMES et à son équipage pour satisfaire les objectifs de mission et contribuer à la sécurité de l'équipage.

Il intervient principalement :

- en préparation de la mission, pour la planification des opérations à réaliser tant au sol qu'à bord pendant l'étape de vol, et pour la qualification du système,
- au cours de l'exécution du vol, pour la conduite des opérations et le contrôle de l'état du système depuis le décollage jusqu'à la désactivation de l'avion sur piste,
- en exploitation post-vol, pour l'analyse des résultats du vol et l'élaboration du bilan du vol.

Cet exposé est circonscrit volontairement à la présentation du rôle du CCV au cours de l'étape de vol. Il comprend :

- la description de l'étape du vol, de la configuration du système associée aux différentes phases du vol, et des principaux modes d'intervention du Centre de Contrôle en Vol,
- l'identification des principales fonctions assurées par le Centre de Contrôle en Vol,
- la description de l'architecture du Centre de Contrôle en Vol et de son organisation opérationnelle.

On s'attachera à mettre en lumière les spécificités d'un Centre de Contrôle pour des vols habités et l'impact de la conduite des mission combinées dans le cadre de l'Infrastructure Orbitale, sur les fonctions et l'organisation du Centre de Contrôle en Vol HERMES.

2. PROFILE DE MISSION

2.1. Description de l'étape de vol

2.1.1. Mission de référence DM1

Les caractéristiques de la mission de référence DM1 sont les suivantes :

Elément desservi	CFFL (Columbus Free Flying Laboratory)
Orbite de référence	463 km ; i = 28,5° ; phasage initial = 0° à 360°
Durée de la mission	12 jours (dont 2 jours de marge) : - transfert et RDV : 2 jours - mode docké : 7 jours + 1 jour de marge - séparation et rentrée : 1 jour + 1 jour de marge
Equipage	3 membres
Activités équipage	Desserte CFFL : 120 heures Sortie EVA : 6 heures (2 membres) Utilisation du bras HERA Cycle de travail : 10 heures / jour
Cargo	Aller : 3 000 kg Retour : 1 500 kg
Atterrissage	Site nominal en Europe
Probabilité de succès	> 0,98

Le schéma de la mission de référence est le suivant :

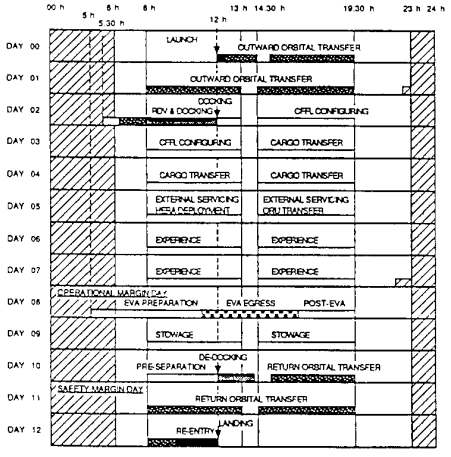


Figure 1 - Profile de mission

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

2.1.2. L'étape de vol

L'étape de vol est décomposée en phases :

- LANCEMENT : du décollage à la séparation AR5
- ORBITALE : de la séparation AR5 à l'instant de dé-orbitation, comprenant :
  . le **transfert orbital,**
  . le **rendez-vous et l'accostage,**
  . la **phase accostée,**
  . la **séparation,**
  . la **préparation à la dé-orbitation.**
- RENTREE : de l'instant de dé-orbitation à l'arrêt sur piste (connexion GSE), comprenant :
  . l'**arc orbital,**
  . le **vol atmosphérique,**
  . l'**approche et l'atterrissage.**
- Chaque phase est décomposée en séquence chronologique de sous-phases. Une transition entre sous-phases est caractérisée par un changement de la configuration interne du VSH ou d'un mode de contrôle du VSH et/ou le cycle de vie à bord de l'équipage.
- A l'intérieur d'une sous-phase, une ou plusieurs activités peuvent être menées à bord, et certaines en parallèle. Une activité est un ensemble de tâches équipage et de mise en oeuvre des fonctions bord concourant à un même objectif, tel que la gestion du véhicule, la desserte du CFFL ou des charges utiles, la vie à bord. La réalisation d'une activité correspond à une séquence chronologique d'opérations élémentaires décrites par une procédure.

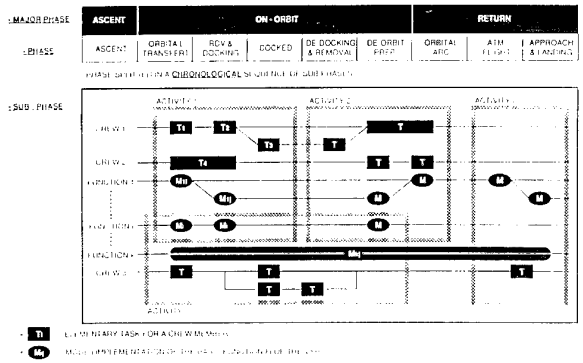


Figure 2 - Etape de Vol

L'ensemble ordonné des opérations à réaliser à bord est décrit dans le Plan de Vol qui comprend également les conditions à satisfaire à la transition de chaque phase, sous-phase ou activité. Pour certains cas de panne grave et probable, des bifurcations sont prévues dans le plan nominal permettant à l'avion soit de rejoindre un état stable à partir duquel un nouveau Plan de Vol lui sera communiqué, soit mettre en oeuvre un Plan de Vol alternatif (par exemple rentrée anticipée).

Le Plan de Vol est le support qui décrit l'étape de vol et qui permet l'organisation et la coordination d'opérations de nature différente, telles que :

- les opérations de mise en oeuvre du VSH ou du composite,
- les opérations liées aux activités propres de la mission (desserte du CFFL, expérimentation charge utile, sortie EVA, manipulation du bras HERA, ...),
- les opérations de mise en oeuvre des moyens sol (mesure, communication et contrôle, lancement, récupération, atterrissage, support industriel, centres d'entraînement, etc...).

2.2. Les moyens mis en oeuvre

Les éléments de l'Infrastructure Orbitale (IOI) sont :

- le système COLUMBUS et en particulier le CFFL,
- les systèmes de transport spatial AR5 et HERMES,
- le système de relais de données DRS.

L'Agence Spatiale Européenne a défini une infrastructure sol pour le contrôle de ces systèmes, composée des moyens centralisés et décentralisés.

Les moyens centralisés (situés à l'ESOC) sont :

- le CMCC : centre de mission responsable de la définition et de la mise à jour des objectifs de mission pour les vols combinés,
- le DRS MCC : centre de mission du DRS chargé de la gestion et de l'affectation des ressources du système DRS,
- le NMC : centre de gestion du réseau de communication sol (IGS).

Les moyens décentralisés sont :

- le CCV : Centre de Contrôle en Vol HERMES situé à Toulouse,
- le MSCC : situé en Allemagne et comprenant :
  . le centre de contrôle du CFFL,
  . le centre de contrôle des charges utiles (POCC),
- le DRS OCC : centre de contrôle du DRS situé en Italie,
- les EET's : terminaux terrestres du système DRS en France et en Allemagne.

On appelle Segment Sol de Contrôle HERMES l'ensemble constitué du Centre de Contrôle en Vol et des moyens de mesure et de communication permettant d'assurer la liaison avec l'avion.

- Le système HERMES nécessite de plus, pour sa mise en oeuvre, des moyens particuliers qui sont :
  . l'EPSI : Ensemble de Préparation de l'avion et de Support Industriel situé à Toulouse,
  . l'ELH : Ensemble de Lancement HERMES situé à Kourou,
  . les moyens des sites d'atterrissage,
  . les moyens de récupération,
  . les moyens de transport de l'avion HERMES.
- Il s'appuie également sur les moyens du CSG et sur certains moyens de communication du CNES et de l'ESA.
- Enfin, la formation et l'entraînement des équipage nécessitent des moyens dédiés regroupés dans un ou plusieurs centres spécialisés.

Le Centre de Contrôle en Vol est en relation avec chacun de ces moyens au cours des différentes étapes de la mission.

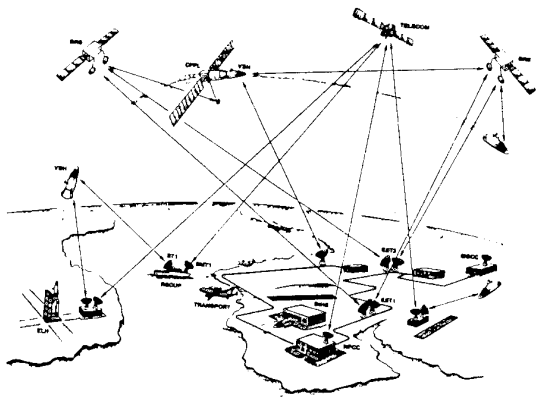


Figure 3 - Segment Sol HERMES

2.3. Rôle du Centre de Contrôle en Vol

2.3.1. Rôle général

Le rôle général du Centre de Contrôle en Vol est :

- la préparation et la validation du Plan de Vol qui doit satisfaire les objectifs de mission définis par le CMCC en tenant compte des contraintes et des procédures propres à l'avion, établies par l'EPSI ;
- la coordination de l'ensemble des moyens impliqués au cours de l'exécution du vol, y compris les moyens communs de l'IOI en relation avec le CMCC ;

- la coordination et la surveillance de l'exécution du Plan de Vol à bord ;
- la fourniture des données et des autorisations nécessaires à l'exécution du Plan de Vol, en particulier les données relatives à l'état de l'environnement externe de l'avion ;
- la surveillance du comportement de chaque fonction à bord, des ressources, la comparaison de l'état courant de ces fonctions à leur état attendu, et la surveillance de l'état de santé de l'équipage ;
- le report au CMCC de l'état du système, de sa compatibilité vis-à-vis des objectifs de mission et de toute décision affectant le déroulement nominal du Plan de Vol ;
- le support à l'équipage en cas de panne bord (confirmation, analyse, diagnostic, aide au recouvrement de l'anomalie) ;
- la gestion des communications bout à bout avec l'avion et l'équipage ;
- le support à l'équipage pour la gestion à bord des tâches de routine ;
- le recueil et l'archive de toutes les données du vol et leur mise à disposition pour toutes les entités impliquées dans l'analyse post-vol.

2.3.2. Rôle du CCV en phase lancement

Les moyens directement impliqués dans cette phase sont :

- le composite AR5 + HERMES,
- l'Ensemble de Lancement HERMES,
- les moyens du CSG (mesure, localisation, sauvegarde, météo, communication, etc...),
- les moyens de récupération (bateaux, hélicoptères),
- les pistes de déroutement au lancement,
- le Segment Sol de Contrôle,
- le système DRS (liaison bas débit via DRS-W).

Cette phase de vol étant relativement automatique, le rôle du CCV se borne à :

- la surveillance du comportement des fonctions à bord, et de l'état de santé équipage,
- la surveillance de la disponibilité des moyens sol impliqués,
- l'entretien des communications opérationnelles avec l'équipage et le recueil des données (en particulier des données technologiques),
- le suivi de la trajectoire et la vérification des conditions d'injection.

En cas d'anomalie au lancement qui peut conduire soit à l'éjection de l'équipage, soit à la séparation de l'avion suivi d'un retour en mer précédé de l'éjection de l'équipage, soit au retour sur une piste de déroutement, le Centre de Contrôle doit pouvoir :

- observer les conditions de l'éjection ou de la séparation,
- activer les moyens de récupération, ou la piste de déroutement sélectionnée,
- coordonner les moyens de mesures et de communication de façon à conserver les liaisons ou du moins recueillir le maximum d'informations sur l'état du système.

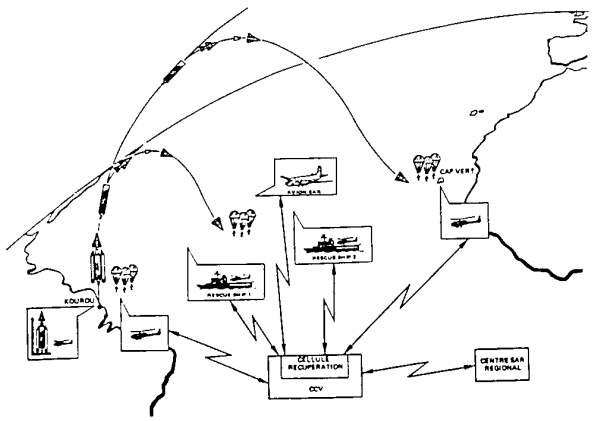


Figure 4 - Moyens de récupération

2.3.3. Rôle du CCV en phase orbitale

2.3.3.1. Transfert orbital et préparation à la dé-orbitation

Les moyens directement impliqués sont :

- le véhicule HERMES (VSH),
- le Segment Sol de Contrôle,
- le système DRS (liaison haut débit via DRS et mesures externes).

Outre les fonctions découlant du rôle général du Centre de Contrôle en Vol, celui-ci doit, en particulier :

- donner l'autorisation formelle de la transition vers la configuration requise à bord pour le vol orbital ou pour la rentrée,
- mettre à jour la stratégie de phasage en fonction des dispersions au lancement et des anomalies constatées, et supporter l'avion dans la définition des manoeuvres,
- définir les conditions de rentrée (choix du site d'atterrissage, état de la piste), et les communiquer régulièrement à l'avion de façon à ce qu'il puisse, à tout moment, assurer sa rentrée par ses propres moyens.

2.3.3.2. Rendez-vous, docking et séparation

Les moyens directement impliqués sont :

- le composite (HERMES + CFFL)
- le Segment Sol de Contrôle,
- le MSCC et le réseau sol IGS,
- le système DRS.

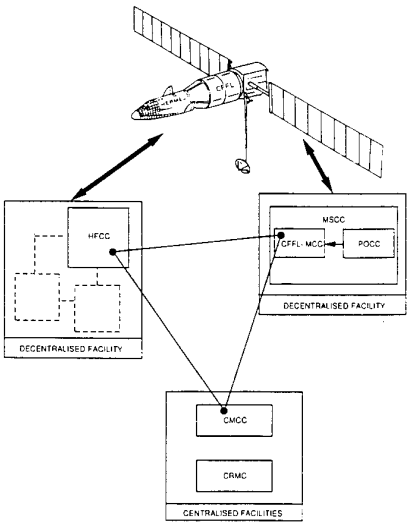


Figure 5 - Organisation sol de IOI

Pendant les phases de rendez-vous et de séparation, l'avion est relativement autonome, mais le Centre de Contrôle doit être capable :

- de renseigner l'avion sur l'état de la cible, en relation avec le MSCC,
- de surveiller la réalisation des manoeuvres, d'établir un diagnostic et de proposer des solutions alternatives en cas d'anomalie.

Pendant la phase accostée, l'objet à contrôler n'est plus le véhicule HERMES seul, mais le composite HERMES + CFFL. Le Centre de Contrôle en Vol contrôle l'état et la configuration de l'ensemble des fonctions bord, que ces fonctions soient réalisées par des sous-systèmes de l'avion lui-même ou par ceux de la cible. En cas d'anomalie affectant le composite, le CCV est supporté par le MSCC.

Vis-à-vis des activités propres à la mission (desserte du CFFL, mise en oeuvre des charges utiles, du bras télémanipulateur, des sorties EVA), le Centre de Contrôle en Vol se borne au contrôle des transitions induites par ces activités sur la configuration de l'avion, l'état des ressources bord et la charge de travail de l'équipage. Il s'assure en particulier qu'à chaque étape de ces activités, il est possible de revenir à un état de sécurité pour l'avion et son équipage, quel que soit le type d'anomalie qui puisse survenir, y compris celles liées à l'état de l'environnement externe (radiation).

Le rôle du Centre de Contrôle en Vol pendant cette phase est donc essentiellement une activité de replanification des tâches équipages en fonction des aléas qui affectent la mission, et de support à la gestion du composite qui ne nécessite pas d'intervention immédiate de l'équipage, dans le but d'augmenter le rendement de mission.

Le Centre de Contrôle établit des bilans réguliers sur l'état des sous-systèmes et des ressources bord. Il fait appel à l'EPSI pour les investigations complémentaires sur le comportement des fonctions bord.

2.3.4. Rôle du CCV en phase rentrée

Les moyens directement impliqués sont :

- l'avion HERMES et le MRH (Module de Ressources),
- le Segment Sol de Contrôle,
- la piste d'atterrissage sélectionnée et ses moyens d'aide à la navigation,
- le système DRS.

Une fois les conditions de dé-orbitation définies et l'autorisation de mise en configuration de rentrée communiquée à l'avion, celui-ci peut assurer sa rentrée par ses propres moyens.

Le rôle du Centre de Contrôle en Vol se limite à :

- la surveillance de l'état de l'avion, du cargo et de l'équipage et l'élaboration du status pour les besoins des moyens pistes,
- le suivi de la trajectoire à partir de la navigation bord et la mise à jour des informations afférentes pour les besoins de la piste et des moyens de mesure et communication,
- le contrôle des conditions de séparation du MRH,
- la vérification de la disponibilité et des performances des moyens d'aide à la navigation (GPS différentiel, balise TRIDENT),
- la mise à jour à bord, avant atterrissage, de l'état des conditions météorologiques locales,
- la clôture du Plan de Vol avant la désactivation de l'avion.

3. LES FONCTIONS DU CENTRE DE CONTROLE EN VOL

3.1. Support à la gestion de la mission

A bord de l'avion HERMES, la gestion comprend deux niveaux :

- la gestion de la mission (MMF),
- la gestion du composite (CMF).

La fonction de support à la gestion de la mission comprend :

- l'élaboration du Plan de Vol, son adaptation en cours de vol, ou sa révision ;
- la gestion des consommables à bord ;
- la gestion des transitions aux différents niveaux phase, sous-phase, activité. Une transition est autorisée non seulement en fonction de l'état courant du système, mais aussi en fonction de sa capacité à atteindre les objectifs de la sous-phase ou de l'activité. Une prédiction de l'état et des consommables doit être réalisée avant toute autorisation de transition. La fonction fournit toutes les entrées nécessaires pour réaliser la transition, par téléchargement de donnée ou par dialogue avec l'équipage ;
- la gestion des compte-rendus d'activités équipage et le rapport au CMCC.

L'adaptation du Plan de Vol consiste en un renforcement ou un relâchement des contraintes pour les opérations restantes, sans remise en cause de la planification initiale (ex. : adaptation des marges temporelles ou des niveaux de ressources, permutation des tâches équipage dont l'ordre est indifférent, etc...).

La révision du Plan de Vol consiste en la remise en cause du choix de la planification initiale. Elle est nécessaire quant le mécanisme d'adaptation a échoué ou lorsque les objectifs de mission sont modifiés au cours du vol. La révision du Plan de Vol pour les missions combinées nécessite l'approbation du CMCC.

L'adaptation et la révision du Plan de Vol impliquent la mise à jour corrélative des plans d'opérations des moyens sols impliqués. Toute modification du Plan de Vol est communiquée à bord par téléchargement de données.

3.2. Support à la gestion composite

La gestion composite à bord détermine les modes de fonctions bord à mettre en oeuvre, leurs paramètres de contrôle, et vérifie la compatibilité de la configuration des ensembles fonctionnels impliqués et des contraintes système.

Chaque fonction bord détermine alors sa configuration, assure sa propre surveillance et reporte l'état de ses ressources à la fonction de gestion mission.

La fonction permet l'intervention directe du sol ou via l'équipage sur la gestion du composite, en particulier pour :

- désactiver une surveillance bord,
- modifier les paramètres d'une surveillance,
- forcer le résultat d'une surveillance,
- initialiser une séquence de mesure particulière (investigation),
- activer une fonction de test à bord.

En cas de défaillance, le système à bord et l'équipage peuvent détecter, isoler et effectuer les actions immédiates de passivation. La fonction de support à la gestion composite doit permettre :

- de confirmer la validité de l'alarme bord,
- de confirmer ou de compléter les action effectuée à bord en :
  . changeant les valeurs de référence des paramètres de contrôle,
  . modifiant les enveloppes de configurations autorisées,
  . établissant une nouvelle configuration,
  . activant / désactivant une boucle de contrôle.

L'action du CCV sur la configuration se réalise :

- soit par dialogue opérateur avec l'équipage,
- soit par téléchargement de donnée,
- soit par télécommande directe.

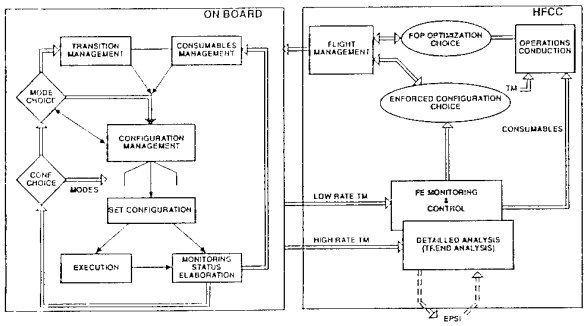


Figure 6 - Support à la gestion bord

3.3. Support à la navigation et au guidage

3.3.1. Support à la navigation

Le bord s'appuie sur des aides externes directes (satellite GPS, balise de radio-navigation, cible) et sur ses centrales inertielles recalées par senseurs stellaires pour déterminer à tout moment son vecteur d'état (position, vitesse, attitude).

En cas de double panne des récepteurs GPS, le sol calcule la trajectoire à partir des mesures externes (mesure distance du système DRS) et communique à l'avion sa position et sa vitesse pour lui permettre d'initialiser sa rentrée de façon autonome (cette fonction est assurée périodiquement en redondance de la navigation bord).

En phase lancement, le bord détermine son état avec ses centrales inertielles. Les radars du CSG assurent la localisation externe pour les besoins de la sauvegarde sol et communiquent leurs résultats au CCV pour le suivi de trajectoire.

En phase orbitale, le bord utilise le GPS et ses centrales inertielles recalées par senseurs stellaires. Les points de recalage d'orbite et d'attitude sont prévus dans le Plan de Vol. Le CCV effectue la surveillance externe du système GPS et l'analyse de la cohérence des informations de navigation pour valider les recalages à bord (en particulier avant la première manoeuvre d'apogée et avant la dé-orbitation).

Durant le rendez-vous, le bord utilise le GPS relatif, ses senseurs de rendez-vous (SRV) et ses centrales inertielles. Le CCV assure la coordination de la mise en configuration des moyens avec le MSCC, et vérifie la cohérence des informations de navigation. Il replanifie la phase d'approche en cas de défaillance.

Pendant la rentrée, le bord utiliser ses centrales, un modèle de traînée, puis le GPS absolu, et en phase finale le GPS différentiel ou les balises TRIDENT de la piste et ses radio-altimètres. Le CCV peut fournir les données de recalage du modèle de traînée, et vérifie le contrôle d'intégrité des balises GPS et TRIDENT. La fonction doit pouvoir reproduire le comportement des algorithmes bord et actualiser la trajectoire pour les besoins du site d'atterrissage.

3.3.2. Support au guidage

Pendant le phasage, la fonction fournit au bord, à des instants prédéfinis dans le Plan de Vol :

- la séquence des orbites cibles et des manoeuvres nominales associées,
- l'orbite cible et la manoeuvre de back-up en cas d'impossibilité de réalisation de la prochaine manoeuvre.

Elle effectue la calibration de chaque manoeuvre, l'analyse fine de consommation et examine les conditions de reproductibilité sur les manoeuvres suivantes.

Pendant le rendez-vous et la séparation, la fonction réactualise éventuellement les paramètres de réglage des algorithmes bord, et assure la surveillance du guidage / pilotage. En cas d'anomalie, elle doit pouvoir reproduire le comportement des algorithmes bord, et replanifier la stratégie de rendez-vous.

Pendant la phase dockée, la fonction assure la surveillance du contrôle d'attitude réalisé à bord.

Pour la dé-orbitation, la fonction fournit régulièrement, pour chaque opportunité de rentrée, à des instants définis dans le Plan de Vol :

- les données nécessaires à la dé-orbitation (caractéristique de la manoeuvre, objectif de position-vitesse à 120 km),
- les données nécessaires à la séparation du MRH (instant, attitude),
- les données nécessaires à la phase de rentrée hypersonique (site, QFU, paramètres de la loi de guidage),
- les données nécessaires à la phase terminale (QFU, météo).

Les données nécessaires à la phase terminale sont ré-actualisées en sortie du black-out.

3.4. Coordination des moyens sol

Le CCV coordonne la mise en oeuvre des différents moyens sol impliqués au cours du vol :

- les moyens de communication sol et bord/sol,
- les sites d'atterrissage, les moyens de récupération, et les centres fournissant les données d'environnement externe (météo, radiation, débris spatiaux, ...),
- le CCV lui-même.

Il établit pour cela les Plans d'Opération de chacun de ses moyens, par dérivation du Plan de Vol général, qu'il actualise au cours du vol en fonction des adaptations et des révisions du Plan de Vol.

Il surveille régulièrement la disponibilité et l'état de ces moyens par leur télésurveillance ou leurs comptes-rendus d'opérations.

3.4.1. Station sol et réseaux

La mise en configuration et la surveillance des différents réseaux sol (STS - IGS) sont assurés par leurs propres centres de gestion (NMC) qui rendent compte au CCV de leur disponibilité et de leur état.

La mise en configuration et la surveillance des stations sol sont assurées :

- par le COR pour les stations CNES,
- par le centre ESTRACK pour les stations ESA,
- par le centre de mission DRS pour les EET,
- par les moyens piste pour les stations des sites d'atterrissage.

Le CCV assure la gestion des communications bout en bout avec l'avion et l'équipage et conserve, à ce titre, la télégestion des équipements spécifiques du système HERMES aux différents noeuds de communication.

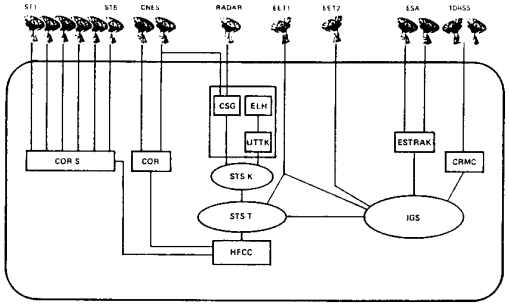


Figure 7 - Moyens de mesure et de communication sol HERMES

3.4.2. Site d'atterrissage

Chaque site d'atterrissage dispose d'un centre de coordination locale pour la mise en oeuvre :

- du contrôle aérien local,
- des moyens météo,
- des avions d'accompagnement,
- des moyens d'aide à l'atterrissage,
- de la station Bande S locale,
- des moyens de sauvegarde,
- des moyens de désactivation de l'avion,
- des moyens de sécurité de l'équipage.

En cas d'indisponibilité de la liaison avec le CCV, la coordination avec l'avion et l'équipage, en particulier les communications audio et l'archive de la télémesure acquise en phase terminale, est assurée localement.

3.4.3. Moyens de récupération

Le CCV communique les zones les plus probables de retombée de l'équipage à l'organisation SAR locale qui coordonne les opérations de récupération et rend compte au CCV.

3.4.4. Laboratoires externes

Des centres particuliers (météorologie, activité solaire, débris spatiaux, ...) informent régulièrement et sur occurrence d'un événement exceptionnel, le CCV sur l'état de l'environnement externe. L'information est communiquée sous une forme suffisamment élaborée pour éviter de dupliquer l'expertise nécessaire à l'interprétation des mesures brutes au CCV.

3.5. Surveillance de l'état du système

Le CCV doit être capable de surveiller à chaque instant de vol :

- le fonctionnement du véhicule (ou du composite) dans son environnement interne,
- l'état du véhicule par rapport à son environnement externe,
- l'activité et l'état de santé de l'équipage.

Il dispose pour cela :

- de la télémesure fonctionnelle du véhicule (incluant la télémesure médicale et la télémesure fonctionnelle des charges utiles),
- de la télémesure technologique,
- des mesures de localisation externes,
- du dialogue opérateur (audio),
- des images vidéo à bord,
- de la télémesure des charges utiles.

3.5.1. Télémesure fonctionnelle

La télémesure fonctionnelle contient l'ensemble des mesures analogiques ou digitales et les résultats des surveillances bord permettant d'obtenir au sol l'observabilité la plus complète de :

- la configuration matérielle et logicielle à bord,
- la configuration et les performances de chaque fonction bord,
- l'état de santé des équipements,
- l'état des ressources bord.

Elle se compose de :

- la télémesure essentielle nécessaire au suivi des opérations :
  . report des alarmes et des anomalies,
  . configuration courante,
  . paramètres relatifs à la gestion des consommables,
  . paramètres critiques de chaque sous-système,
- la télémesure prioritaire :
  . événements liés à l'exécution du Plan de Vol (action équipage),
  . historique des événements et alarmes pendant les pertes de visibilité,
- la télémesure d'analyse :
  . autres paramètres d'état du sous-système,
  . diagnostics et surveillances à la demande,
  . dump logiciel, etc...

Le CCV assure la surveillance en temps réel du système grâce à la télémesure essentielle et à la télémesure prioritaire. Cette surveillance a pour but essentiel le suivi des opérations à bord et la confirmation de l'occurrence de toute anomalie détectée à bord.

Le CCV procède aux analyses de tendances, aux calibrations et aux investigations complémentaires suite à anomalie à l'aide de la télémesure d'analyse.

3.5.2. Télémesure technologique

Elle permet de s'assurer de la conformité du comportement du véhicule à sa modélisation. Elle ne fait pas l'objet d'une surveillance temps réel au CCV.

3.5.3. Mesures de localisation externe

Elles se composent essentiellement des mesures de distance via DRS en phase orbitale et permettent la détermination de la trajectoire par le CCV (cf. § 3.3).

3.5.4. Dialogue opérateur

Les observations communiquées par l'équipage contribuent à la surveillance de l'état du système.

Le dialogue est supporté par une ou deux voies audio qui peuvent être privatisées pour les communications confidentielles (ex. : santé équipage).

3.5.5. Vidéo

Le CCV reçoit des images fixes ou animées réalisées à l'intérieur du VHS ou dans son environnement externe proche.

3.5.6. Télémesure des charges utiles

Elle est destinée aux utilisateurs des charges utiles. Le CCV n'assure que son routage vers les utilisateurs.

3.6. Surveillance médicale de l'équipage

Le CCV est en charge de la surveillance de l'état de santé de l'équipage. L'équipe médicale au CCV dispose de la télémesure médicale issue de la télémesure fonctionnelle, et des moyens de communication audio avec l'équipage.

Selon le niveau d'incapacité de l'équipage, la mission peut être écourtée ou abandonnée.

3.7. Surveillance de l'environnement externe

Le CCV est responsable de la surveillance de l'environnement externe de l'avion au cours du vol, et informe l'équipage de l'état de l'environnement. Les paramètres d'environnement surveillés sont :

- les conditions météorologiques locales (sites de lancement et d'atterrissage) et générales (état de l'atmosphère à haute altitude et sur la trajectoire de rentrée),
- l'activité solaire et les radiations (en particulier au cours des sorties EVA),
- les débris spatiaux, météorites,
- la circulation aérienne (sous contrôle aérien de la piste d'atterrissage).

Le résultat des surveillances peut conduire à la mise à jour de certains modèles (frottement, traînée atmosphérique), à l'adaptation ou à la révision du Plan de Vol et à la génération d'une alarme vers le bord sur événement exceptionnel (éruption solaire).

3.8. Communications

Le CCV entretient des communications avec tous les moyens sol impliqués dans les différentes étapes de la mission, et gère en particulier les liaisons bord/sol.

On distingue :

- les communications opérationnelles, assurant l'acheminement des données bord, les plus contraignantes en terme de disponibilité, fiabilité et qualité du service rendu,
- les communications fonctionnelles essentielles à la coordination des moyens sol,
- les communications de relation publique.

L'architecture des communications est basée sur trois réseaux interconnectés :

- le réseau CNES (STS-T) auquel est connecté le CCV,
- le réseau IGS auquel sont connectés les moyens centralisés de l'IOI, les terminaux DRS et le MSCC,
- le réseau CSG (STS-K) auquel sont reliés les moyens HERMES en Guyane.

Le réseau NASCOM de la NASA peut être utilisé (backup TDRSS) via son interface avec l'IGS.

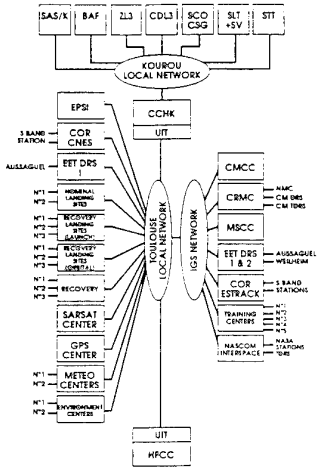


Figure 8 - Interfaces HFCC

Les liaisons de communications bord/sol appliquent les recommandations du CCSDS pour les systèmes orbitaux avancés, permettant un multiplexage adaptatif de données de nature différente et un codage efficace de la liaison.

Le VSH dispose de plusieurs moyens de communication avec le sol, soit en haut débit, soit en bas débit.

Le haut débit contient, sur la voie descendante, deux voies audio, la télémesure fonctionnelle à haut débit (TMF) et la télémesure technologique (TMT), ou la télémesure enregistrée (TME), ou la vidéo. La voie montante haut débit contient deux liaisons audio et la télécommande haut débit.

Le bas débit contient, sur la voie descendante, une voie audio comprimée et un sous-ensemble de la télémesure fonctionnelle essentielle au contrôle (télémesure essentielle et prioritaire). La voie montante contient une liaison audio comprimée et la télécommande bas débit.

La synthèse du scénario de communication est indiquée sur la planche suivante.

PHASE	LIAISON	DEBIT	MOYEN "BORD"	MOYEN "SOL"	↘	↗	LIAISON CCVH
LANCEMENT (VISIBILITE KRU)	Nominale	Haut	LGA Omni	KRU Bande-S	3 Mbits s(TM fonctionnelle 256 kbits s)	150 kbits/s	: audio + TM fonctionnelle : audio + TC
	Redondante	Bas	MGA directive	DRS Bande-S	25 kbits/s	16 kbits/s	tout
LANCEMENT (PERTE KRU)	Nominale	Haut	LGA Omni	Station embarquée Bande-S	3 Mbits/s(TM fonctionnelle 256 kbits/s)	150 kbits/s	: 1 voie audio + TMF bas debit audio + TC
	Redondante	Bas	MGA directive	DRS Bande-S	25 kbits/s	16 kbits/s	tout
ORBITALE (SANS HGA)	Nominale	Bas	MGA directive	DRS Bande-S	25 kbits/s	16 kbits/s	tout
	Redondante	Haut	LGA Omni ou MGA directive	Station sol ou TDRSS	3 Mbits/s ou 25 kbits/s	150 kbits/s ou 16 kbits/s	au moins la bas debit (audio et TMF
ORBITALE (AVEC HGA)	Nominale	Haut	HGA Omni ou via MTFF directive	DRS	3 Mbits s(TM fonctionnelle 256 kbits/s)	150 kbits/s	tout (via DRS)
	Redondante	Bas	MGA directive	DRS	25 kbits/s	16 kbits/s	tout
RETOUR (PISTE)	Nominale	Haut	LGA Omni	Station Bande-S Piste	3 Mbits/s fonctionnelle 256 kbits/s	150 kbits/s	: audio + TM fonctionnelle audio + TC
	Redondante	Bas	MGA directive	DRS Bande-S	25 kbits/s	16 kbits/s	tout (via DRS)

Figure 9 - Synthèse liaison bord/sol

A ces liaisons s'ajoute une liaison audio de détresse en cas de double panne sur les moyens de communication bord.

Les échanges avec les moyens sol sont du type :

- interphonie et/ou visio-conférence,
- télégestion (télésurveillance, téléactions),
- messagerie opérationnelle,
- échanges de fichiers.

Les besoins en communication de type relation publique (télévision) apparaissent avec le site de lancement et les sites nominaux d'atterrissage.

La fonction de communication assure pour le CCV, avec un haut niveau de disponibilité, la gestion des échanges et la distribution sur les médias adéquats des données aux différents sous-systèmes du CCV.

4. ARCHITECTURE DU CENTRE DE CONTROLE EN VOL

4.1. Les sous-systèmes du Centre de Contrôle

L'architecture physique du CCV est basée sur deux principaux réseaux locaux : un réseau local temps réel (RT-LAN) et un réseau d'usage général (GP-LAN).

Le premier supporte l'ensemble du flux entrant et sortant pendant le vol et nécessite un haut degré de fiabilité et de disponibilité. Le second supporte principalement les échanges de données pendant la préparation, la phase d'analyse post-vol, et les tâches auxiliaires pendant l'exécution du vol.

Le CCV est composé de 10 sous-systèmes connectés aux deux réseaux locaux. Un sous-système est un ensemble d'équipements dédiés au même objectif ; la liste des sous-systèmes du CCV est la suivante :

COMMS (Communications) — Le sous-système de communication assure l'interface avec le monde extérieur et offre les possibilités de stockage et de reprise des données.

FD (Flight Dynamics) — Le sous-système de surveillance et de contrôle de la dynamique du vol traitant de la trajectoire et des manoeuvres de l'avion et des tâches associées (prévisions opérationnelles, investigation sur anomalie, etc...).

FE (Flight Elements) — Le sous-système de surveillance et de contrôle du composite qui traite la télémesure de l'avion et du composite et surveille l'état de santé et la configuration de l'avion. Le sous-système effectue des analyses de tendance et supporte l'avion en cas de panne (investigation sur panne).

US (Uplink Server) — Le sous-système de gestion des commandes comprend tous les moyens nécessaires pour émettre les commandes vers l'avion et vérifier leur exécution.

OM (Operation Management) — Le sous-système de "Gestion des Opérations" permet la mise en oeuvre des opérations. Il suit la progression des opérations à bord et coordonne les opérations sol. Il analyse et autorise chaque transition de l'étape de vol et replanifie la mission si nécessaire. Il est en charge également de la surveillance de l'activité et de l'état de santé de l'équipage.

HFCC - C (HFCC - Control) — Le sous-système de "Contrôle du CCV" est en charge de la surveillance de l'état de santé des sous-systèmes du CCV pendant le vol : il détecte les pannes possibles et propose les reconfigurations.

A & DB (Archiving & Data Base) — Le sous-système "Archivage et Base de Données" fournit les moyens d'archive à long terme et les outils de gestion des bases de données. Il est actif principalement pendant les phases de préparation et d'analyse post-vol. Il définit et crée les bases de données du CCV et supporte plus généralement l'élaboration de la base de donnée opérationnelle d'HERMES qui contient tous les paramètres HERMES communs aux différents moyens de contrôle (EPSI, bancs de contrôle, CCV). Pendant le vol, ce sous-système reçoit périodiquement les données de vol reçues et produites par les autres sous-systèmes.

GP & GS (General Planning & Computing Support) — Le sous-système de "Planification Générale et Support" regroupe les moyens de planification, d'ordonnancement et de contrôle de la progression des opérations du Segment Sol HERMES pendant toutes les phases de la mission. Il regroupe également les moyens lourds de calcul, les outils de développement et de gestion de configuration.

TV & Q (Test - Validation & Qualification) — Le sous-système de "Test, Validation et Qualification" est composé des simulateurs permettant de qualifier les opérations du CCV et de valider toute modification durant le vol.

LO (Logistics) — Le sous-système "Logistique" regroupe les moyens qui supportent les tâches telles que : la maintenance, la gestion du personnel, l'administration, les approvisionnements, etc....

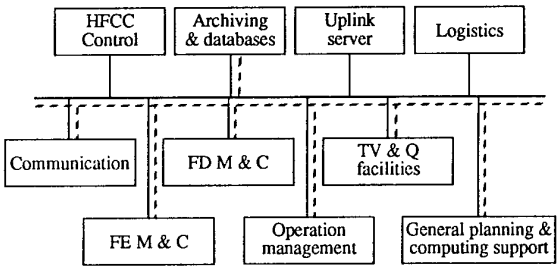


Figure 10 - Les sous-systèmes HFCC

Le CCV est avant tout un outil. Cet outil offre toutes les possibilités requises pour la préparation de la mission, la conduite des opérations et l'établissement du rapport d'évaluation en fin de mission. Cet outil est mis à la disposition de la Direction du Vol HERMES. Il faut le considérer comme un **ensemble de fonctions** (supportées par des moyens matériels et logiciels) mis en oeuvre par des **hommes** (les opérateurs du CCV).

Quelle que soit la phase de la mission, ces fonctions sont structurées selon le même schéma :

- un niveau de service qui élabore l'information,
- un niveau d'expertise qui analyse les résultats de traitement,
- un niveau de contrôle qui coordonne et gère l'activité.

La figure suivante présente la projection des fonctions principales du CCV sur les sous-systèmes. Elle met en évidence les deux configurations principales du CCV :

- la configuration de l'étape de vol, impliquant les sous-systèmes qui supportent les fonctions "temps réel",
- la configuration hors étape de vol, impliquant les sous-systèmes qui supportent les fonctions "off-line".

Le sous-système "Test, Validation, Qualification" supporte les fonctions de qualification technique et opérationnelle, étape obligatoire pour passer de la configuration de préparation à la configuration de l'étape de vol.

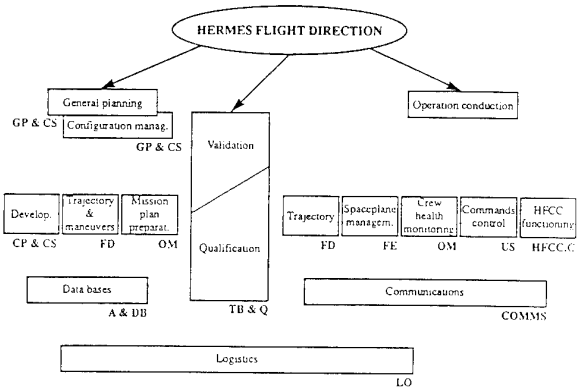


Figure 11 - The HFCC two views

4.2. Architecture physique

Les principes généraux qui guident l'architecture physique sont les suivants :

- chaque sous-système est connecté soit au réseau local temps réel, soit au réseau d'usage général, soit aux deux réseaux ;
- chaque sous-système est composé de stations de travail correspondant aux positions opérateur et d'un sous-réseau local ;
- les sous-systèmes de surveillance et de contrôle (FD & FE) et le sous-système de gestion des opérations (OM) qui sont impliqués dans la boucle de commande-contrôle de l'avion sont équipés d'une station dédiée connectée au réseau local privé du sous-système de Gestion des Commandes (US) ;
- la distribution des données venant de l'extérieur à un sous-système particulier ainsi que les échanges entre deux sous-systèmes s'effectuent en deux étapes :
  . le message est d'abord adressé au sous-système (dispatcher),
  . ensuite, le dispatcher adresse le message aux applications du sous-système ;
- chaque application est dotée du même logiciel de base qui détecte toute défaillance et alimente le sous-système HFCC Control avec les données nécessaires pour surveiller le fonctionnement de chaque application ;
- une capacité locale de mémorisation permet de stocker, au niveau du sous-système, toutes les données reçues et élaborées sur une tranche de temps de 2 heures ;
- la base de données contenant tous les paramètres des sous-systèmes (configuration, logiciels, paramètres opérationnels, etc...) est gérée en configuration et ne peut être modifiée que selon une procédure opérationnelle nécessitant l'autorisation de l'assistant du Directeur de Vol en charge de la conduite des opérations.

Les figures suivantes indiquent le principe d'architecture du CCV (partie temps réel) et détaillent l'architecture d'un sous-système (FD).

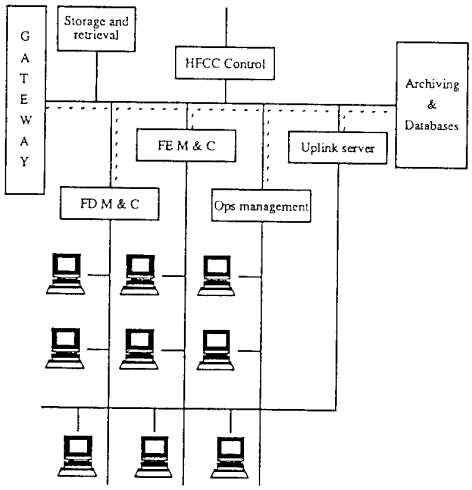


Figure 12 - The HFCC architecture (real time part) (Layout)

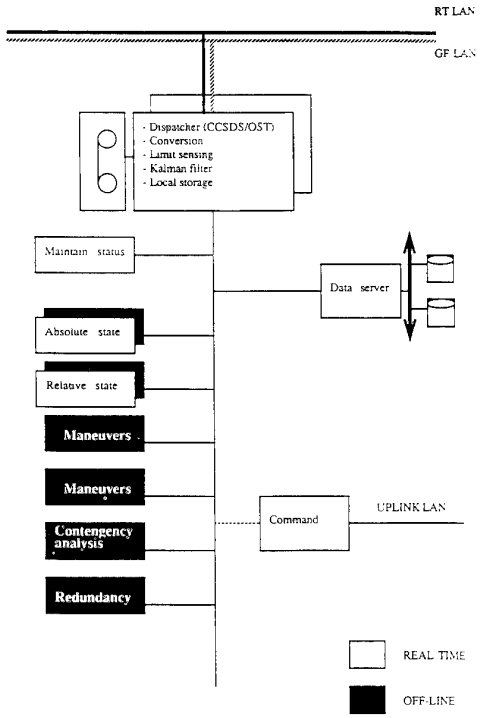


Figure 13 - Flight dynamics monitoring and control subsystem

4.3. Organisation opérationnelle

L'organisation opérationnelle du CCV est structurée selon les disciplines à mettre en oeuvre et les activités à réaliser.

Le contrôle d'un vol habité nécessite trois techniques particulières :

- la surveillance de l'état de santé de l'équipage (équipe médicale),
- le contrôle de la trajectoire (expertise en dynamique du vol),
- le contrôle du composite (expertise des sous-systèmes véhicule et composite).

Le déroulement des activités doit être contrôlé ; toute anomalie et tout conflit potentiel doivent être détectés et indiqués. L'organisation opérationnelle doit permettre d'assurer :

- la coordination des activités au sol,
- la surveillance de l'activité de l'équipage,
- l'analyse opérationnelle permettant une bonne corrélation des activités bord et sol.

Trois équipes ont la charge d'anticiper les événements à venir de façon à assurer le support à l'équipage en cas de défaillance du système :

- l'une chargée de la gestion et du maintien en liaison bout en bout avec l'avion,
- l'autre de l'assistance en cas de retour anticipé et du choix du site d'atterrissage,
- l'autre du suivi des prévisions météorologiques pour les sites de retour.

La Direction du Vol est composée de :

- un Directeur de Vol, informé de la situation courante par son assistant chargé de la conduite des opérations, des anomalies et défaillances par les experts techniques des sous-systèmes, et des événements futurs par les trois équipes mentionnées plus haut ;
- son assistant chargé de la conduite des opérations, supporté par le coordinateur des interfaces avec l'équipage (CIC) ;
- un médecin de l'équipe de suivi médical de l'équipage ;
- un responsable des aspects dynamiques du vol et un expert des sous-systèmes de l'avion,
- un spécialiste du CFFL et des correspondants des moyens communs du Segment Sol IOI, pour les mission combinées.

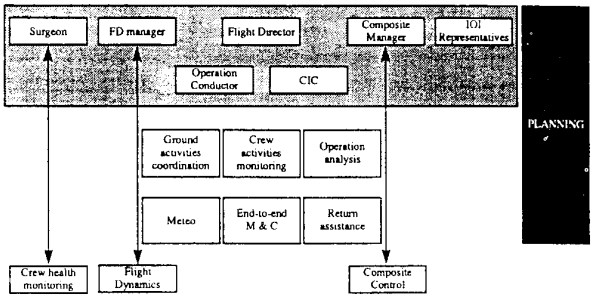


Figure 14 - HFCC operational organization

La répartition des différentes salles d'opérations qui comprend le CCV est indiqué sur les planches suivantes.

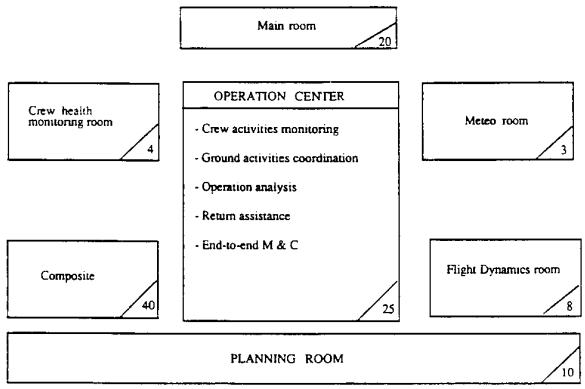


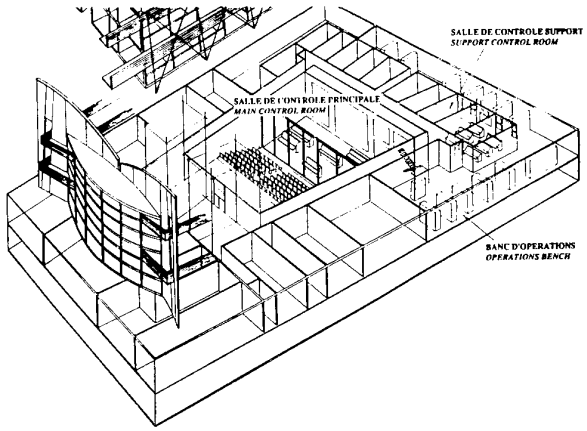
Figure 15 - HFCC rooms

5. CONCLUSION

La présentation du Centre de Contrôle en Vol souligne son rôle de support au véhicule spatial habité HERMES conçu comme un engin autonome.

Mais la nature même des mission impliquent la mise en oeuvre d'une architecture au sol relativement complexe. Le Centre de Contrôle en Vol, support opérationnel à l'équipage et principal interface du Segment Sol HERMES et du Segment Sol IOI pour les mission combinées, assume une tâche de coordination opérationnelle importante dont l'enjeu est la réussite de la mission et la sécurité de l'équipage.

Le Centre de Contrôle en Vol est en cours de définition détaillée sous la maîtrise d'oeuvre de SAT CONTROL. Un autre enjeu, et non le moindre, est la maîtrise du développement d'un tel système informatique qui devra être opérationnel, à l'horizon 2000, pour le premier vol HERMES !



Vue éclatée du CCV

DATA PROCESSING SYSTEM FOR EUROPEAN MANNED SPACE FLIGHT CONTROL CENTRES

D.HERLEMONT, G.MACE ; MATRA ESPACE TOULOUSE

ABSTRACT

In-Orbit-Infrastructure System. Data processing covers all Hardware and Software needed to fullfill HERMES & COLUMBUS missions. Distribution of activities will be one of the main operational requirement of this Ground Segment. This general requirement and funding constraints motivate the introduction of common items between facilities.

This paper presents the Data processing System (DPS) for the IOI Ground Segment (IOI GS), resulting from on going contracts for the definition of the IOI GS in which MATRA ESPACE is responsible for Data processing aspects.

After describing the IOI GS, this article gives an overview of the generic DPS architecture.

This DPS architecture proposes guidelines to the various control centres of the IOI mainly :

- the Central Mission Control Centre,
- the Manned Space Laboratory Control Centre for COLUMBUS,
- the HERMES Flight Control Centre.

This architecture has been used to estimate savings in the development of those facilities. This common approach is a key design factor that contributes to service in terms of operational efficiency and cost savings.

Keywords : Ground Control Segment, Data processing, HERMES, COLUMBUS, common items.

INTRODUCTION

The Common Item strategy will be a major issue prior to the development stage of the facilities that compose the In-Orbit Infrastructure Ground Segment (IOI-GS).

The distribution of activities is one of the main operational requirements of future ground data systems. Chapter 1 gives a brief overview of the IOI-GS distributed and operational concept. Planning, scheduling and operation of system components are hierarchically distributed over the operational sites.

A stringent constraint stems from the increasing operational lifetime of such systems (many decades for the IOI GS). A consequence is that the system design & implementation shall allow to accomodate state of the art technologies & standards as they become available. Main drivers that will give the reference frame for the IOI GS are examined in chapter 2.

Chapter 3 details the approach followed to support the Common Items strategy, through the guidelines provided by the "Data Processing Generic Architecture", the categorization of the Common Items, and the identification of the software common items : the developed software common items and the off-the-shelf software products.

The main results of the Common Items strategy are examined in terms of potential savings and interests, possible drawbacks and recommendations for maintenance and future works on this aspect. This is examined in Chapter 4 and 5 for conclusions.

1 IOI GROUND SEGMENT OVERVIEW

1.1 Glossary

IOI GS : Ground Segment for the In-Orbit Infrastructure (definition provided in section 1.2 herafter).

Increment : Time interval on which a number of experiments are scheduled (for MTFF, time between two successive servicing by HERMES)

Mission : Generic term to designate the objective of a space element flight (scientific experiments, space element qualification, etc...) ; also used to designate the duration of an HERMES Flight.

Mission Rules : provide the exact definition of start/termination of mission phases, establish the roles and responsibilities for each operational function/team, and govern the behaviour of the execution teams, flight and mission direction with reference to the derived procedures.

Real time control authority : Within the mission rules, entity responsible for instructing the start, hold, stop or resumption of a task or an alternative procedure, and to accept the completion of a task. The allocation of this responsibility can change over a mission.

Timeline : definition of tasks (including their interelations) to be started/completed within a given time frame.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

1.2 Role of the IOI GS

The In-Orbit Infrastructure Ground Segment (IOI GS) is the collection of ground facilities devoted to the operations of the Flight Elements : the Hermes spaceplane, the Columbus Free Flyer (MTFF), and the Columbus module (APM) attached to the American Space Station Freedom (SSF). Additionally a technical system based on an end-to-end communications scheme, refered to as the Space Data Network (SDN), provides full support to the operations. It includes on-board networks and space-ground links (direct or via DRS - Data Relay Satellites), as well as the ground communications. The Interconnection Ground Subnet (IGS) is a ground subnet of the SDN that provides the connectivity between various terrestrial subnets.
The involvement of the different centres and resources of the IOI GS depends on the mission. The distributed architecture of the IOI GS will enable to develop the various centres step by step to support the operations of the differents Flight-Elements as they become operational and to follow the increase of the mission complexity. The Hermes servicing mission to the MTFF is one of these complex missions. It is presented hereafter to illustrate the role of the various facilities involved in the infrastructure.

1.3 The IOI GS distributed architecture

The IOI GS architecture (figure 1.1) is split into 4 hierarchical levels. The central Operations Facilities are the coordinating instances. The Decentralized Support Facilities are mainly involved during the integration stages prior to launch and provide an engineering support after launch. The decentralized User Support facilities support the Scientific Community in the preparation and use of the payloads on-board the Flight Element.

COLUMBUS/HERMES
The central Mission Control Centre (CMCC) ensures the necessary consistency of operations distributed over many facilities. It defines and checks all information linked to the medium terms plans (2 years tactical plans) needed for the preparation of a given mission/increment. It supports the Mission Direction function described in the next section. The Central Navigation System (CNS) provides the necessary support for all Flight Dynamics aspects related to a mission.
The Manned Space Laboratory Control Centre (MSCC) monitors all MTFF/APM operations. It is interfaced to the APM, attached to the American SSF, via the payload Operations Interface Centre (POIC) that interconnects the SSF Control Center (SSCC) and the MSCC. The engineering centres (APM-C and MTFF-C) support the integration tests of payloads to be installed on-board.
The Hermes Flight Control Centre (HFCC) monitors all Hermes operations. It is interconnected with the Launch and Landing facilities. The Hermes Engineering Support Facilities (Hermes ESF) prepare the vehicle prior and after a mission.

The user community is interfaced to the IOI through the User Support Operations Centres (USOCs - one at ESA and one per (large) national scientific community). The USOCs provide the necessary interfaces to prepare an on-board experiment , to monitor its progress and to transmit the results to the User. The User Home Bases (UHBs) are close to the end-user ; these decentralized facilities support the exploitation of the experiment results.

Data Relay satellites (DRS) and Communications
All communications resources are allocated by the Network Management Centre (NMC) according to the mission needs. The NMC interfaces the CMCC with all communications means. The DRS Mission Control Centre (DRS-MCC) defines and monitors the ressources for the DRS. The IGS Network Control Centre (IGS-NCC) interconnects the different subnets of the IGS needed for a mission. The DRS Control Centre (DRS-OCC) monitors all DRS satellite operations. The DRS communications use several terminals, the ESA Earth Terminals (EETs) - one close to the MSCC and the other close to the HFCC - which are used for the nominal links between the ground and the space elements (MTFF and Hermes respectively).

Crew facilities
These facilities comprise the ESA Astronaut Centre (EAC) and the other centres and resources (simulators...). These facilities are used for Crew preparation and training.

1.4 The HERMES servicing mission operation concept

The following functions need to be performed in a Hermes/MTFF servicing mission :
- the Mission Direction Function is the highest control authority. It decides on the changes of mission objectives, directs the re-planning when needed, approves operations plans and timelines, ensures adherence to operations plans and mission rules. It delegates the operations execution to the Flight Directors and the real-time control authority to the appropriate Flight Director depending on the mission task. It is supported by experts in the mission advisory team.
- the Hermes Flight Direction Function decides, in accordance with the mission rules, on real time issues which affect the Hermes spaceplane or the composite vehicle as a whole. It ensures adherence to the mission timeline, directs re-planning and on site support involved for Hermes.

- the MTFF Flight Direction Function decides, in accordance with the mission rules, on real time issues which affect the MTFF. It ensures adherence to the mission timeline, directs re-planning and on site support involved for MTFF.

The performance of the above functions requires the following support :

- the Mission Advisory Team monitors the progress of operations, and advises the Mission Director on technical issues such as crew health and safety, element status, navigation progress, communication status...It will therefore include experts from the various centres of expertise (European Astronats Centre...) and will liaise with these centres as required.
- the CMCC Mission Planning Team monitors the progress of operations, assesses the impacts on mission objectives of any deviations, and advises the Mission Director accordingly. It modifies the increment/mission plan for the ongoing servicing mission as per instructions from the Mission Director . It then verifies the corresponding updates of the operations plans and timelines.
- the HFCC/MSCC Mission Planning teams monitor the progress of operations with respect to approved operations plans and timelines. They assess the impact of any deviations and advise their respective Flight Director.
- the MTFF Operations Teams execute the MTFF operations according to the mission timeline and to the MTFF operations plan. They provide engineering expertise on all MTFF systems and basic payload functions. They ensure the availability of this expertise to the crew.

During non combined phases the real time issues affecting the Hermes spaceplane are delegated by the CMCC Mission Director to the HERMES Flight director, and for those affecting the MTFF to the MTFF Flight Director, in accordance with the mission rules and procedures. During servicing mission, crew time is a scarce resource : therefore all tasks which can be safely done or controlled by ground staff, are performed from ground.

2 FRAME OF REFERENCE FOR THE IOI GS SYSTEM REQUIREMENTS

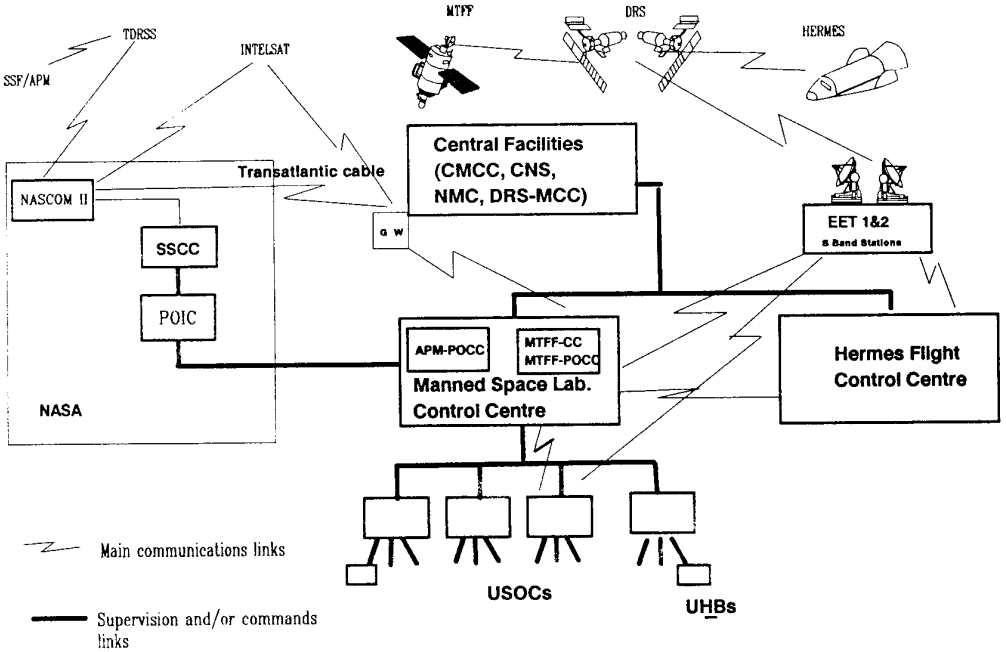
The nature and characteristics of the IOI GS missions and operational requirements have significant influences on the system design choices. Trends in information systems technology and the applicability of the emerging techniques are of a particular importance for a system like the IOI GS which is intended to be developed and maintained for many decades. Such considerations as defined development schedules and available resources also have a decisive impact on the design choices. All this information makes the frame of reference for the specification of the system requirements and the architectural design. A bad understanding of this frame of reference and of the general requirements that derives from it may have serious consequences on the ability to develop, operate or maintain infrastructure.

2.1 Complexity management

The data processing elements to be developed for the IOI GS are complex and have numerous interfaces. The distributed architecture of the IOI GS requires a high compatibility between the various centers. This is true for both the technical and organizational management of these systems. An extra complexity is introduced in the ground segment by the necessary presence of man in the on-board control loops.

The IOI GS has thus to face 3 basic demands :

- it must be able to cope with increasing operations and data handling demands both in quantity and in complexity
- it must provide a safe interface to cope with the presence of man in the flight elements
- in a period of contrained budgets, efforts have to be made to operate the system more efficiently in terms of costly resources like manpower while maintained the development effort to a reasonable amount.



2.2 Distributed architecture and concurrent operation

As already mentioned, the distribution of activities is one of the main characteristics of the IOI GS operational requirements. Operations are managed in a hierarchical way. The management of the operational resources is centralized while planning, scheduling and operation of system components may be hierarchically distributed over the operational sites. This requires the development of master repositories and large data archives with remote access through networks while databases and non-routine and interactive data processing may be distributed among operational sites. Appropriate methods and tools are also required to support the coordinated operation and mission analysis activities between sites (collaborative working). Control concepts and processing architectures with maximum procedural and geographic flexibility have to be investigated, and the high concern for security in data distribution and operational communications must be reflected in the system architecture and the data management policies.

The availability of higher and higher processing powers in physically smaller units at lower and lower prices allows and requires more flexible architectures to be used. Such architectures must not only support distributed processing but also distributed control of payloads with the objective bringing this task closer to the end user.

The creation of common man machine interfaces accross different tasks and different data processing devices (consistent input handling, instructions sets and output data presentation) is an important challenge to reduce the training requirements and to improve the operations reliability.

Distributed information processing is also a major trend in information processing technology. Information has to be stored in various databases and manipulated by a system distributed across network(s) using common techniques for data access which necessitate in turn a high level of standardization. These trends concern such matters as windowing techniques, protocol definitions and compability of products using evolving technologies (optical disks,...). Up-to date Open system allow to use application SW on computers from various providers, to interoperate applications running on different platforms and offer the ability to use the same SW on different classes of machines from PC's to supercomputers through adoption of communications and information access standards and provision of tools to interchange among standards.

2.3 Long lifetime and demand for operational continuity

The most stringent constraint for the design of the IOI GS stems probably from its very long operational lifetime. A first consequence of the long system lifecycle is that the system design shall allow to accomodate state of the art technologies as they become available. This refers obviously to the increasing cost-effectiveness of computing resources and the increasing of the on-board processing and resource management capabilities.

Recent developments in software engineering technology (new paradigms for SW lifecycle, objects oriented design methods and environments,...) could help mastering the long operational lifecycle and the continued upgradability requirements. Rapid prototyping for the demonstration and evaluation of the new operational concepts can help reducing the risks in the adoption of a new technology, and the cost and schedule risks in the development operation and maintenance of complex information systems. Computer-aided environment for system development (HW & SW) together with new methodologies such as object oriented programming permit the rapid, cost-effective development and validation of system and interfaces early in the lifecycle.

2.4 General requirements for the IOI GS

The frame of reference for the IOI GS system design can be sum up to a few number of general guidelines which must guide the design and development of the infrastructure.

1) The information processing is distributed but some aspects of the system, like the overall control of the ground segment or the management of the main mission data, are very centralized. The system design must allow for both distribution and centralization of functions.

2) It is important for funding considerations that the system be designed on a modular basis to enable an incremental development strategy. The system components shall also be designed for portability and reusability. This implies a layered architecture with identification of common HW & SW components and SW modularity so that the system can be easily expanded to accomodate unforeseen applications and so that system components can be replaced modularly to follow the technical changes.

3) Considering that a user interface friendly to someone may be unfriendly to someone else, the system shall be designed so that user interfaces can be easily tailored.

3 COMMON ITEM APPROACH

3.1 Common item categorization

The objective is to identify across the IOI-GS facilities similar elements/components so that a common interest can be depicted to unify the development. Obviously the ultimate aim is the cost reduction together with a better interoperability between centers, reduction of maintenance efforts, training harmonization, etc...

First it has been necessary to define a classification of the common items. Three classes have been identified :

- Software developed Common Items (Class 1)
- Hardware developed Common Items (Class 2)
- Off-the-shelf Hardware/Software Common Items (Class 3)

A class 1 Common Item is a software that has been developed only once for the IOI GS, from the specifications and design stages up to qualification and validation stages. One of its main interest is that it can be duplicated without cost in the facilities that need it. It can unfortunately (and likely) carry the same errors in all places, but a unique maintenance and the fact that it is used (and therefore tested) in many places can enhance the product quality.

A class 2 Common Item is a hardware that has been developed once for the IOI GS. It can be duplicated with the hardware cost, saving the design and qualification costs. It can unfortunately carry some errors which will have to be corrected (likely with some costs) in every sample of the product.

A class 3 Common Item is an off-the-shelf product procured from a manufacturer and therefore not designed towards IOI GS only needs. Its main interest is that this type of product is usually of high quality at low cost (development costs paid through licences). Using it as a Common Item will bring standardization over the system therefore enhancing the interoperability. In addition these products, because of the competition, are based on up-to-date standards therefore adding more flexibility in the system to cope with future evolutions. However this category of Common Items may present a number of drawbacks :

- correcting an error or performing some updates may take long and is more tuned towards the market product needs rather than the IOI GS needs.
- it could be necessary, in order to preserve the system evolutivity for the long lifetime, to add some software layers above the software off-the-shelf tools so that the top level software application layers be independent from the solutions taken by the manufacturer.

Since the costs for the IOI GS will be mainly Software development costs and Operations costs, a major effort was spent to identify the Software Common Items, even if the Hardware must be carefully considered to support these software solutions. Harmonizing software will enable to simplify interfaces between centers, will enable to select optimal solutions to support operators and therefore will decrease the operations costs. Since software is a key element for the IOI GS, this aspect will be examined in further details hereafter.

3.2 The "Data Processing Generic Architecture"

In order to ease the determination of commonalities between all centers, a Data Processing architecture was defined for the whole of the IOI GS and named "Generic Architecture". The aim of such a design was to propose for the design of each facility within the IOI GS, a number of software blocks that can meet the facility requirements and therefore lead to an easier identification of commonalities.

The methodology followed to elaborate this Generic Architecture is explained hereafter : it was first necessary to identify and group in one document all the requirements applicable to Ground Data Processing within the Hermes and Columbus programmes (Programmes SRDs : System Requirements Documents) and within attached facilities (FRDs : Facility Requirements Documents).

Then the design against this set of requirements could proceed, taking into consideration the major design drivers which are applicable to all facilities :

- to minimise development and maintenance cost,
- to comply with the 30 years lifetime,
- to facilitate interoperability and compatibility,
- to reduce operations costs,
- to satisfy turn-around requirements and minimise costs and durations for the preparation and validation stages.

To meet these drivers, it has been necessary to define a distributed software architecture which modularity will support the flexibility needed throughout the systems lifetime. This flexibility will also be granted with a maximum use of recognized standards for communications (ISO, CCSDS), for Man Machine Interfaces (X11,..) for Databases, etc..

Attention was paid to mimimise and clearly separate the mission dependent part (with identification of kernels and parametrisation of the software). Due to the complexity foreseen for operations preparation and execution, it was decided to maximise, whenever possible, the support to the operators with automatic processes performing a number of tasks under operator control.

With these orientations, it has been possible to define a "Generic Architecture" that meet the requirements and which was used as a support to design each of the facility. As this design document contains traceability with requirements and documentation of any technical trade-off performed, it was easy to determine in the frame of a given facility, if the software block was adequate or not to the facility own needs.

Then with this Generic Architecture document and the facility design documents, a first iteration was conducted to determine the potential software Common Items.

3.3 COMMONALITIES FOR DEVELOPED SOFTWARE

Even with the driving orientation provided by the Generic Architecture, the design at each of the facility has been defined, within different technical teams, to meet the operations definition specific of the facility. This operations definition lead to the identification of subsystems with a terminology different for each facility.

It was therefore necessary to conduct a first analysis to determine the common functions for the different subsystems composing the facilities. This first analysis considered a limited number of facilities of prime importance for the IOI GS : the Central facilities (CMCC, CNS, NMC), the HFCC and the MSCC.

A first set of software developed for the IOI space segment which can be used in IOI GS facilities was identified : the Software Development Environment (SDE), the EGSE Software for integration of flight equipment, the Management Information System (MIS), the languages to support operations such as UCL (Columbus User Command Language), the Mission Preparation Software for Columbus on-board systems, etc....

An other category consists in software developed in the frame of a facility and reused in other facilities without any development constraints imposed on the facility that develops it. The reuse of such a software implies that it can be easily isolated and is therefore loosely coupled with other facility subsystems. A software falling into this category is the Monitoring of Housekeeping Telemetry at CMCC which will be based on a copy of the corresponding component at HFCC and an other copy of the corresponding component at MSCC.

The last category consists in software developed (and possibly maintained) as a product by a facility/organisation and integrated in many (more than one) facilities. This strategy implies that the specification of such an item (interfaces, performances, ..) be known well in advance to be considered in the design of the facility. Within this category falls the software called "operational services" that provide standard primitives to access the data and to support the basic functions of a distributed computer system : facility monitoring and control, data storage and retrieval, logbook, Man Machine interface, documentation service, Generic Object server (that handles the internal representation of the end-products), etc.... Within this category were also identified a number of software necessary to prepare a mission and which aims are to compose the final "products", the documents which are exchanged between the various facilities involved in a mission preparation : planning software, product generation software, etc...

3.4 Off-the-shelf products and standards

It was felt necessary to support the Common Items strategy to identify the tools and standards applicable for the facilities. If such a commonality could be retained, it would surely enhance the interoperability between facilities, ease the maintenance phase and therefore reduce the operations and maintenance costs in the long term.

A survey of off-the-shelf tools was performed to assess their adequacy to support the different functions foreseen at facility level, focussing on the functions which are potential Common Items since much attention is to be paid to the standardization (using tools) of these functions that will be used in many facilities.

On the Databases aspects, the review identified the Relational Database products (ORACLE retained at programme level, possible use of specific hardware such as TERADATA servers) and the Object Oriented Database products assessing for which software they should be used.

Tools for distributed computer systems over LANs have been studied and could be used to support the Facility Monitoring and Control function : e.g. DECmcc for Digital systems, SuNet Manager for SUN systems, Openet for HP systems.

Documentation products are emerging supporting the SGML standard (editors, parsers to process document, taggers to allocate references to document parts, retrieval systems).

A number of planning tools have been examined. ARTEMIS is becoming a standard for basic (but sophisticated) planning capability even if some other interesting products must be considered (CA TELLAPLAN EXPERT, OPEN PLAN). More high level planning products are emerging (at prototype stage) : MARS (MBB/ERNO) for production of composite time-lines and OPTIMUM (MATRA) for hierarchical planning and assistance in replanning.

A selection between the numerous Man Machine Interface tools will highly beneficiate to the IOI GS standardization : multiwindowing capabilities based on X11, Motif and Openlook standards, Graphic libraries (Phigs, GKS), desktop manager, tools for MMI design such as Dataview, Masai, etc..

Interprocesses communications have been examined and will rely upon ISO standards with some additional capabilities such as multicasting with full error control, storage of a message - should the process not be available (user not logged in)- and with distribution upon resumption, etc..

Last but not least the compatibility of Operating systems (UNIX) and attached development languages (ADA, C, SQL) are mandatory elements to build such a Common Item strategy.

4 COMMON ITEMS STRATEGY MAIN RESULTS

4.1 Software development

The potential savings of the approach are significant for this class 1 of the Common Items : the developed software class. It has been decided to retain this approach for the cost evaluation at Central Facilities level, therefore preventing five hundred thousand lines of software code to be duplicated over these facilities. The potential savings are of this order of magnitude for HFCC and MSCC software. The commonalities with other IOI GS facilities such as the Element Centers (APM-C, MTFF-C) are yet to be assessed, but no doubt that they will contribute to increase the potential savings over the IOI GS.

If the strategy for Common Items between facilities is retained and enforced, it will be necessary to further iterate with the design of facilities to identify possible additional commonalities, to agree the specifications of the software products that will be considered as tools to be integrated in the facility subsystems. This iteration on the Common Item specification may have the consequence to increase the complexity of the product to meet different requirements imposed by the facilities. This will have to be considered on a case per case basis in order to assess the adequacy of such a product for the IOI GS.

4.2 Software maintenance

Three type of maintenance can be proposed for software developed items.

The first type consists in a unique delivery of the developed Common Item to each of the facility that needs it. Each of the facility is further in charge of its maintenance and therefore the product is no more considered as such during the operations life time. This policy seems of little interest since it looses the maintenance benefits from the effort already spent during the development to enforce a Common Item strategy.

The second type consists in a local maintenance at each of the facility of the Common Item product, the updates performed at one facility being transmitted to the other facilities for implementation. This policy asks for tight coordination between facilities and can only be proposed for items that are used only in few places and that are subject to a minimum number of software changes.

The third type of maintenance is the one that enforces the Common Item strategy throughout the operations stage with a centralized maintenance organization for the Common Items. This structure is more costly in terms of resources but can provide the best benefits for the long term operations of the IOI GS.

4.3 Off-the-shelf Software procurement

If harmonization is reached between the facilities to select off-the-shelf software based on up-to-date standards the benefits will be important even if they are difficult to size besides the discounts that can be obtained from the suppliers : better interoperability betwwen facilities, easier and harmonized training of the ground personnel, flexibility to cope with new requirements with harmonized and cost efficient solutions, etc..

However this procurement strategy may induce some difficulties : perenniality of products, evolution of products in parallel with Operating System updates, delays to have corrections or changes implemented to satisfy IOI GS needs. However this strategy should benefit to the system by reducing the amount of software to be developed therefore diminishing the development and maintenance costs and risks.

5. SUMMARY AND CONCLUSION

The aim of the Common Items preliminary analysis for the IOI Ground Segment Detailed Definition stage (phase B study) was to propose a number of potential Common Items so that this strategy be retained on sizeable and concrete elements.

The analysis for the Data Processing proposed a categorization of these Common Items and concluded to important cost savings both for the development and the operations stages, mainly on the software aspects. Two types of software Common Items to be developed have been identified : those supporting basic services which are almost independent of the type of operations carried out at a facility (and therefore foreseen in all facilities based on distributed computer systems) and those close to the operations (and therefore foreseen in a more limited number of facilities). Further iterations with the design of the facilities will be necessary to promote these common functions to actual software common items with a product reference (functional specifications, interfaces, performances, implementation constraints, etc..).

A preliminary list of standards and off-the-shelf tools was proposed to be used in every facility as needed. Since the technology and supplier products are changing at a fast rate, it will be necessary to maintain and update in a consistent way this list of tools.

Harmonization, simplification and cost reductions will be achieved if the Common Items strategmy is enforced in the IOI Ground Segment and then, implemented in a reasonable way, it is to say for example : sound industrial organization, promotion of sufficiently important Common Items changes, adequate selection of off-the-shelf tools, and for assessment of Common Items development through prototyping.

SPACE MISSION SUPPORT BY NASA SPACE NETWORK

Robert Godfrey, NASA/Goddard Space Flight Center

ABSTRACT

Normal NASA operational considerations and Phase-I of space network interoperability foresee S-band cross-support between user spacecraft and space networks of partnering agencies. This paper presents a typical interoperable scenario for an S-band user spacecraft of a partner space agency with the NASA Space Network (SN). ESA's manned spaceplane, Hermes, exemplifies a typical interoperable user. In order to demonstrate the support potential of the NASA SN, the internal and external interfaces of the TDRSS, ATDRSS, and supporting elements are examined. Communications and operational requirements for a typical mission supported by the NASA SN are discussed.

Keywords: Data Relay Satellite Communications, Interoperability, Space Network.

1. AN OVERVIEW OF THE NASA NETWORK

1.1 History

The National Aeronautics and Space Administration (NASA) network consists of two branches, the Space Network and the Ground Network. Until the early 1980's, low-earth-orbiting NASA spacecraft were provided with communications and tracking support via a global network of ground stations. Currently, this Ground Network is principally used for spacecraft launch support. Overall spacecraft mission communications and tracking support is now primarily provided by the SN, comprised of a Space Segment and a supporting Ground Segment. The Space Segment is a constellation of relay satellites in geostationary orbital slots. The Ground Segment consists of two primary elements and several supporting elements to handle control and data transport. Through both the Space Network and the Ground Network, the NASA Network provides tracking and data acquisition services to a diverse group of spaceflight projects.

1.2 NASA's Space Network

The NASA SN is comprised of Tracking and Data Relay Satellites (TDRSs) that provide a two-way relay of communications between in-orbit user spacecraft and ground-based user control and data processing facilities. In the late 1990's, NASA will be transitioning from the existing Tracking and Data Relay Satellite System (TDRSS) to a more advanced TDRSS. The Advanced TDRSS (ATDRSS) will accommodate growth in the Space Network user population and service needs by providing increased data rate capacity, enhancing the Multiple Access service, and improving the link efficiency. The notation (A)TDRSS is used to denote the possibility of a mixed constellation of TDRSs and Advanced TDRSs (ATDRSs). The SN, with (A)TDRSs East and West2 at 41° and 171° West longitude, respectively, provides most user spacecraft with both forward and return tracking and data acquisition for more than 85 percent of their orbits. Forward services include separate command and tracking channels relayed to user spacecraft. Return services include simultaneous reception of two telemetry channels and provisions for related tracking data.

1.2.1 Space Segment. Both forward and return services are available in two primary methods: Multiple Access (MA) and Single Access (SA). The MA service operates on a fixed S-band frequency of 2106.4 MHz for forward link reception and 2287.5 MHz for return link transmission by the user spacecraft. The MA service is designed to support concurrent return service low data rate users requiring near continuous telecommunications service. The SA service is available simultaneously in both S-band frequencies (2025-2120 MHz forward / 2200-2300 MHz return), Ku-band frequencies (13.775 GHz forward / 15.003 GHz return), and in the ATDRSS era Ka-band frequencies (22.550-23.550 GHz forward / 25.250-27.500 GHz return). The SA service provides support for medium to high data rate users. (Ref. 1)

Multiple Access (MA). The S-band MA service uses a 30-element phased array antenna. Only one user spacecraft, operating at a maximum data rate of 10 kbps, can be supported with an MA forward link through an (A)TDRS. The NASA SN can support up to 20 MA return services simultaneously. TDRS support allows a return MA user to transmit a maximum data rate of 50 kbps, while the ATDRS offers an enhanced multiple access service allowing a user to transmit up to 3 Mbps.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Due to the fact that all MA users operate at the same frequency and polarization, discrimination between MA user spacecraft is accomplished through Code Division Multiple Access and (A)TDRS antenna beam pointing.

Single Access (SA). The (A)TDRSS's SA services utilize two steerable 4.9-meter parabolic antennas on each relay satellite. The (A)TDRS is designed to allow simultaneous S-band, Ku-band, and, during the ATDRSS era, Ka-band SA support to a single user spacecraft via a single relay satellite SA antenna. The forward link maximum data rates are 300 kbps for SSA, 25 Mbps for KuSA, and 50 Mbps for KaSA services. User spacecraft transmitting a return link SA signal can send up to 6 Mbps (coded) at S-band, 300 Mbps at Ku-band, and 650 Mbps at Ka-band frequencies. User spacecraft are discriminated by polarization, unique PN codes (for data rates less than 300 kbps), and (A)TDRS antenna beam forming. SSA and KaSA services also offer an additional frequency discrimination.

1.2.2 Ground Segment.

Primary Elements.

- NASA's Network Control Center (NCC): This is the central facility which controls the NASA SN resources and coordinates the scheduling of user services. The NCC is responsible for scheduling, real-time configuration control, monitoring the performance of scheduled services, and monitoring the availability of (A)TDRSS services. The NCC acts as the central point of contact for a user spacecraft's scheduling, status, and control.
- NASA's White Sands Complex (WSC): In the mid 1990's, this facility will consist of two functionally identical ground terminals, the White Sands Ground Terminal (WSGT) and the Second TDRSS Ground Terminal (STGT). Each terminal will provide flight operations for the (A)TDRS spacecraft and user services. The WSC will record user data to protect against the loss of data resulting from a common carrier link failure, and monitor the quality of data for fault isolation. The WSC is the central location for user spacecraft tracking, telemetry, and command data.

Supporting Ground Elements.

- NASA's Communications Gateway (NASCOM): In the mid-1990's, the NASCOM gateway will serve as the communications network that connects NASA centers, control centers, data processing centers, international partner facilities, and other government facilities. NASCOM provides high-volume, high bandwidth, data-driven space-to-ground services to current and future space system users. The user spacecraft's Payload Operations Control Center (POCC) interfaces with both the NCC and the WSC via a NASCOM gateway.
- NASA's Flight Dynamics Facility (FDF): This facility provides support to the SN and NASA-approved user spacecraft missions for orbit determination, acquisition data, attitude determination, and orbit and attitude maneuver support.
- NASA's Data Processing Facility: The NASA SN provides a Data Processing Facility for data handling and data routing services for SN users.
- NASA's Simulations and Compatibility Test Branch: The simulations and compatibility test branch operates and maintains the electronic equipment required to perform a complete evaluation of the SN's interface with the user spacecraft. User data simulations are required to ensure pre-mission compatibility.

2. SPACE NETWORK INTEROPERABILITY

2.1 Space Network Interoperability Panel (SNIP)

Space network interoperability is envisioned as the cooperative sharing of international space network services to provide communications between low earth orbiting satellites and operators on the earth. The United States National Aeronautics and Space Administration (NASA), the National Space Development Agency of Japan (NASDA), and the European Space Agency (ESA) established SNIP in May 1987 to explore and evaluate possible technical options for interoperability among their respective space network systems. Space Network Working Groups were established to promote the creation of international signaling standards and conventions required for interoperability while preserving international network autonomy and freedom to change. SNIP provides direction to the working groups who, in turn, develop interoperability options and concepts. Based upon options selected to be pursued, the Panel makes recommendations to their respective program management officials.

Space network interoperability began by evaluating the cross-support of low rate S-band users. Due to the fact that each agency's overall S-band concepts were very similar, Phase-I of interoperability was established to concentrate on S-band coordination. The panel determined that high data rate inter-orbital support could not be attained at Ku-band, but may be possible at Ka-band, as each agency is still in the design phase for Ka-band SA services. Currently, Ka-band studies demonstrate that interoperability seems feasible at high data rates, but this will not be discussed in this paper as parameter coordination is just beginning.

2.2 S-Band Interoperability

Phase-I of space network interoperability is defined as cooperative S-band cross-support provided by one agency's satellite system to a user spacecraft of another international partner agency in the 2 GHz frequency band. The Data Relay Satellite System providing the cross-support is defined as the Host Agency, while the S-band user of the data relay services is defined as the User Agency. S-band interoperability may provide mutual relay satellite system backup, support critical events, off-load the space network during periods of heavy workload, and provide Zone Of Exclusion (ZOE) closure.

Each member agency proceeded independently to develop their own set of S-band RF parameters and S-band operations concepts. These independent studies identified the internal programmatic constraints, resource commitments, and policies of each agency. The agency-unique S-band characteristics were then integrated into the minimum set of S-band interoperable parameters and the S-band interoperable operations concepts. The interoperable RF parameters outline the signal constraints required for compatibility

among partner agency's user spacecraft and data relay satellites in the 2 GHz frequency band. The operations concepts address information exchange between agencies, compatibility and interface testing, and operation of an agencies' data relay satellite in support of the users of another space agency. Currently, interoperable support of an S-band user may be obtained for orbital support. Tracking, launch, and landing support are not part of the interoperable agreements, but may be requested.

3. ESA'S HERMES SPACEPLANE AS A SAMPLE USER

Hermes is the European retrievable manned spaceplane developed by the French Space Agency (CNES) for the ESA. The servicing of the Columbus Free-Flying Laboratory and the visits to the International Space Station 'Freedom' dictate the design and performance requirements for the Hermes System. The spaceplane servicing scenario foresees the regular delivery of scientific equipment, the retrieval of experiment samples and equipment, and the provision of the necessary supplies for and maintenance of the Columbus System. The built-in flexibility of the Hermes design also facilitates missions to other space stations or the performance of on-board experiments. Hermes' first sub-orbital flight is currently scheduled for 1998, with a first manned flight planned for 1999. (Ref. 2)

4. OPERATIONAL SUPPORT OF HERMES BY THE NASA NETWORK

Any user spacecraft requesting support must be approved, planned, and coordinated with the NASA Network. Support approval includes a complete evaluation of user project requirements and network capabilities available to users. Each user spacecraft is given a priority rating, which is utilized for conflict resolution in scheduling the SN resources.

4.1 Pre-Mission Support

4.1.1 Responsibilities and Protocol. Interoperability among the NASA Network and the ESA Hermes spacecraft is coordinated and controlled by the (A)TDRSS NCC of the Mission Operations and Data Systems Directorate at Goddard Space Flight Center. The Hermes POCC coordinates all spacecraft support with the ESA NCC, which is the ESA Communications Resource Management Centre of the Operations Directorate at the European Space Operations Centre. For interoperable support, the ESA NCC directs all Hermes mission support requirements to NASA's NCC. Interoperable support of Hermes requires that the ESA NCC adjust its scheduling, status, and control functions to meet the NASA NCC's timelines, message formats and protocols, and operations procedures.

4.1.2 Scheduling. Scheduling operations are the step-by-step interactions of the user POCC and particular SN elements that collectively result in the instructions and information required to direct the SN. Prior to requesting service, the Hermes POCC must supply expected user support configurations to the ESA NCC. The ESA NCC transmits all support requirements to the NASA NCC in the NASA NCC format. NASA's NCC installs all user requirements into a Hermes database by configuration codes. Each configuration code defines all possible fixed and reconfigurable parameters associated with a planned support. A configuration code also contains information relative to the user POCC interface channels. The information contained in the configuration codes aids in the determination of user visibility to (A)TDRS and expected RF link margins. Following the submission of Hermes requirements to the NASA NCC, the NASA NCC performs both a loading and link analysis to ensure that the requirements and defined interfaces can be supported.

Assuming NASA's NCC can support the Hermes requirements, the NCC develops a draft schedule to identify any conflicting SN requests. The NCC tries to resolve any conflicts by regenerating the schedule, as needed. Upon acceptance of a User Schedule Request, NASA's NCC generates a User Schedule Message and transmits it to all SN elements, except for the White Sands Complex. WSC receives a Scheduling Order from NASA's NCC. Several days before a scheduled support period, the NCC schedule is activated and is transmitted to all users requesting service, including Hermes. Prior to the start of real-time operations, ESA's NCC verifies the accuracy of the active schedule for a final time. The NASA NCC then re-confirms that the scheduled configuration codes are consistent with the mission support planned.

4.2 Real-Time Operations

Five minutes prior to the start of real-time Hermes support operations, the NASA and ESA NCC's are connected for voice contact through a dedicated NASCOM line. During interoperable support, the User Agency, in this case ESA, is responsible for assuring that the dedicated line to the Host Agency is operating correctly.

The real-time operations period is the time frame in which the Hermes POCC, via ESA's NCC, and the NASA SN elements perform the necessary activities to support the command, telemetry, and tracking operations for the Hermes spacecraft.

4.2.1 Status. The user POCC receives service related operations monitor and service performance data through the operational interfaces with the NCC. During real-time operations, status reporting is limited to the standard system parameters monitored in the Host NCC.

The Host NCC may be alerted to an anomalous situation by any of the Host Agency's support elements or by the User Agency's NCC. The Host NCC provides fault isolation and correction procedure, in coordination with the User NCC. It is, however, the User NCC's responsibility to monitor the return data stream to determine data quality and provide for data accountability. In the case of a communications line outage, it is not possible for the User Agency to monitor data quality. Under these circumstances, the Host provides data recording services to reduce data loss.

4.2.2 Control. Real-time instructions, information, and responses between the SN elements are accomplished primarily by Ground Control Message exchange.

Changes to the operating characteristics or configuration of an (A)TDRSS forward and/or return service during a scheduled support period are initiated by a Ground Control Message Request (GCMR) from the user POCC to the NASA NCC. NASA's NCC then transmits these to the WSC as Ground Control Messages.

4.2.3 Data Transport. The user POCC/NASCOM data transport system data channel interface and the user spacecraft data rates are initially defined in the user POCC service schedule request to the NASA NCC. This service request results in a NASA NCC Scheduling Order (SHO) that is transmitted from the NASA NCC to the WSC.

The user POCC transmits forward service data to the NASCOM data transport system. The NASCOM data transport system processes this data so that a continuous stream of forward service data and logical clock signals are sent to the WSC interface at the scheduled user spacecraft data rate. During return services, the user spacecraft transmits data signals to the (A)TDRS in a continuous symbol stream as scheduled. After WSC has return service signal acquisition, the NASCOM data transport system processes these data streams and provides the user POCC, and any other destinations specified in the Hermes scheduling message, with each of the individual data streams.

5. TELECOMMUNICATIONS SUPPORT OF HERMES BY THE NASA NETWORK

Support of Hermes was examined by analyzing the static link margins for the assumed mission parameters. A Communications Link Analysis Simulation System (C.L.A.S.S.) "As-of-Date" type static run utilizing the (A)TDRS parameters for a given date, 4/1/1999, was performed. In addition to the static case, a dynamic analysis was performed via the C.L.A.S.S. Flight Performance System (FPS). The results are summarized in the following sections. Some sample figures and tables are also shown.

5.1 Assumptions

Highlighted below are the assumptions for Hermes and TDRSS used in this analysis. Note that this analysis did not include potential restrictions due to blockage and scheduling conflicts. When ATDRSS is operational, return link support can be provided through the enhanced MA system, providing the signal is compatible with TDRSS MA frequency and polarization. This would greatly reduce any scheduling problems.

5.1.1 Hermes. In the Hermes design, S-band frequencies are the baseline for telecommunications. The Hermes program foresees the use of different antenna systems depending on the operational phase of the mission. In determining (A)TDRSS support of the Hermes spacecraft, a Hermes database was developed based on launch and on-orbit support. For launch support, the medium gain antenna was assumed to be in use for both telecommunications transmission and reception. The high gain antenna is assumed to be in use for Hermes on-orbit maximum data rate telecommunications.

Summarizing the mission parameters, the Hermes was assumed to orbit at an altitude of approximately 460 Km at an angle of inclination of 28.5 degrees. These mission orbital parameters were chosen to simulate a Hermes rendezvous with Space Station Freedom (SSF). The forward and return frequencies were assumed to be 2106.4 MHz and 2287.5 MHz, respectively. These signals operate with Right Hand Circular Polarization (RHCP) and are standard TDRSS-compatible frequencies. Some additional signal characteristics are displayed below for the respective antenna in use (Ref. 2).

ANTENNA	FORWARD LINK	RETURN LINK
Medium Gain G/T: -25.7 dB/K EIRP: 12.9 dBW	16 kbps I: Data, Q: Ranging 1/2 Rate Viterbi Encoding I/Q: 10/1	30 kbps I: Ranging, Q: Data 1/2 Rate Viterbi Encoding I/Q: 1/4 DG1-Mode1
High Gain G/T: -3.9 dB/K EIRP: 33.2 dBW	300 kbps (no coding available at this rate)	3 Mbps I: Ranging, Q: Data 1/2 Rate Viterbi Encoding with Interleaving I/Q: 1/4 DG1-Mode3

Table 1. Hermes Signal Characteristics

The trajectory and orbit assumed for the Hermes mission was based on typical Shuttle mission parameters. The duration of the orbit analyzed included one full orbit beyond the orbital insertion point, i.e., Ground Elapsed Time (GET) = 2741 seconds.

5.1.2 TDRSS. For the static analysis, TDRS-E was selected as the supporting TDRS. The dynamic analysis considered two supporting satellites: TDRS-E, in a geosynchronous orbit at a longitude of 41 degrees West, and TDRS-W2, located at 171 degrees West. The Field of View of each TDRS is elliptical, ±22.5 degrees east-west and ±31 degrees north-south (Ref. 1). For both the static and dynamic runs, the TDRS EIRP is given as 47.1 dBW and the G/T value is 9.01 dB/K. These values assume an "As-of-Date" projected value for a nine-year-old TDRS. All margins calculated assume a required BER of 1E-05.

5.2 RF Coverage Analysis

5.2.1 Static Analysis. Forward and Return Link Margins were calculated for Hermes for both the medium and high gain antennas (Ref. 3). The latter are displayed in Tables 2 and 3 for the forward and return links, respectively. The forward link calculations did not take into consideration any environmental effects, as noted by asterisks in lines 9, 10, and 11. However, the return link analysis did examine RFI. An angle of 1.5 degrees off pointing was used in the RFI modeling and the calculated loss is displayed in line item 11. No other environmental factors were considered in these return link calculations, as noted by the asterisk in line item number 10.

All of the link margins calculated were positive. The forward link calculation for the medium gain antenna yielded a margin of 8.6 dB. The corresponding return

*** FORWARD LINK CALCULATION – NETWORK SYSTEMS ENGINEER ANALYSIS ***
C.L.A.S.S. ANALYSIS #0491109 DATE & TIME: 4/30/91 10:25:38 PERFORMED BY: STAFF
USERID: HERMES LINKID: HERMES HGA,300 KBPS RELAY SAT.: TDRS-E
SERVICE: FREQUENCY: DATA RATE: POLARIZATION: RANGE CASE: AS-OF-DATE:
SSA 2106.4 MHz 300 KBPS RCP MAXIMUM 4/1/1999
–COHERENT LINK

PARAMETER	VALUE	TOLERANCE	REMARKS
1. RELAY NETWORK EIRP-DBW	47.1	-	NOTE B
2. FREE SPACE LOSS-DB	191.8	-	NOTE B
3. POLARIZATION LOSS-DB	0.2	0.1	NOTE A
4. USER ANTENNA GAIN-DB	24.9	0.0	NOTE A
5. USER ANTENNA POINTING LOSS-DB	0.2	0.0	NOTE A
6. USER PASSIVE LOSS-DB	3.0	0.0	NOTE A
7. USER RECEIVED POWER-DB	-123.1	-	SUM 1 THRU 6
8. USER COMPATIBILITY LOSS-DB	0.0	0.0	NOTE B
9. ATMOSPHERIC LOSS-DB	*	*	NOTE B
10. RFI LOSS-DB	*	-	NOTE B
11. DYNAMICS LOSS-DB	*	*	NOTE B
12. USER EFFECTIVE RECEIVED POWER-DBW	-123.1	-	SUM 7 THRU 11
13. USER NOISE SENSITIVITY-DBW/HZ	-203.0	0.0	NOTE A
14. USER RECEIVED-P/N0-DB-HZ	79.9	-	12 MINUS 13
15. USER REQUIRED ACQUISITION-P/N0-DB-HZ	39.5	0.0	NOTE A
16. USER ACQUISITION MARGIN-DB	40.4	-	14 MINUS 15
		-0.1	SUM (NOTE C)
		-0.1	RSS
17. COMMAND TO TOTAL POWER RATIO-DB	-0.5	-	NOTE A
18. USER TRANSPONDER LOSS-DB	2.5	0.0	NOTE A
19. RECEIVED COMMAND-P/N0-DB	76.9	-	SUM 14,17,18
20. COMMAND DATA RATE-DB-HZ	54.8	-	NOTE A
21. USER RECEIVED EB/N0-DB	22.1	-	19 MINUS 20
22. USER REQUIRED EB/N0-DB	9.6	0.0	NOTE A
23. EFFECTIVE USER COMMAND MARGIN-DB	12.5	-	21 MINUS 22
		-0.1	SUM (NOTE C)
		-0.1	RSS

NOTE A: PARAMETER VALUE FROM USER PROJECT - SUBJECT TO CHANGE
NOTE B: FROM CLASS ANALYSIS IF COMPUTED
NOTE C: SUM=-ABS(SUM(ABS. VALUES OF TOLERANCES))
* = NOT CONSIDERED IN THE ANALYSIS

Table 2. Forward Link Margin Calculations

*** RETURN LINK CALCULATION – NETWORK SYSTEMS ENGINEER ANALYSIS ***
C.L.A.S.S. ANALYSIS #0491109 DATE & TIME: 4/30/91 10:11:29 PERFORMED BY: STAFF
USERID: HERMES LINKID: HERMES HGA,3 MBPS RELAY SAT.: TDRS-E RELAY GND TERM: WSGT
SERVICE: FREQUENCY: DATA GROUP/MODE: POLARIZATION: RANGE CASE: AS-OF-DATE:
SSA 2287.5 MHz DG-1 MODE-3 RCP MAXIMUM 4/1/1999

DATA RATE:	MOD TYPE:	Q CHANNEL SYMBL FMT:	CODING:	INTERLEAVING:
3000 KBPS	QPSK	NRZ-M	RATE 1/2	YES

PARAMETER	NOMINAL CASE	TOL.	REMARKS
1. USER TRANSMITTER POWER-DBW	13.0	0.5	NOTE A
2. USER PASSIVE LOSS-DB	4.8	0.1	NOTE A
3. USER ANTENNA GAIN-DBI	25.2	0.2	NOTE A
4. USER POINTING LOSS-DB	0.2	0.0	NOTE A
5. POLARIZATION LOSS-DB	0.2	0.0	NOTE A
6. USER DATA/TOTAL POWER RATIO-DB	-1.0		NOTE A
7. FREE SPACE LOSS-DB	192.5		NOTE B
8. REL NTWK RECEIVED POWER_UNITY GAIN_DBW	-160.5		SUM 1 THRU 7
9. USER CONSTRAINT LOSS-DB	0.0	0.0	NOTE B
10. OTHER LOSSES-DB	*	*	NOTE C
11. RFI ENVIRONMENT LOSS-DB	2.7		NOTE D
12. DEGRADED EFFECTIVE POWER-UNITY-DBW	-163.2		SUM 8 THRU 11
13. REQUIRED EFFECTIVE POWER-UNITY-DBW	-164.5		NOTE B
14. EFFECTIVE USER MARGIN-DB	1.3		12 MINUS 13
		0.8	SUM
		-0.5	RSS

NOTE A–FROM REFERENCE-SUBJECT TO CHANGE BY USER
NOTE B–FROM CLASS ANALYSIS
NOTE C–FROM CLASS ANALYSIS IF COMPUTED
NOTE D–FROM CLASS ANALYSIS-1.5 DEG OFF POINTING

CONTAINS: DYNAMICS LOSS-DB = *
ATMOSPHERICS LOSS-DB = *
MULTIPATH LOSS-DB = *
*–NOT APPLICABLE OR NOT COMPUTED

Table 3. Return Link Margin Calculations

link has an effective user margin calculation of 3.0 dB. The high gain antenna yielded a forward link command margin of 12.5 dB and a return link margin of 1.3 dB. These calculations were made for TDRS parameters. ATDRS margins would have been even greater for the SSA link due to the enhancements in the advanced satellites. Additionally, the ATDRSS enhanced MA would be a viable option that would essentially eliminate scheduling problems for Hermes return link support.

5.2.2 Geometric coverage from TDRSS. Figures 1 and 2 depict the ground trace and the ZOE for the launch and on-orbit portion of the Hermes mission, respectively. Figure 1 indicates the acquisition and loss of signal by the AOS and LOS bars drawn. The on-orbit portion of the Hermes mission assumes a constant orbital altitude of 460 Km. The corresponding ZOE is shown in Figure 2 with the ground trace.

The TDRSS coverage of Hermes, based solely on geometrical line of sight, was found to be 89.46%. The coverage percentage is less than normally expected due to the location of the Kourou launch site, French Guiana, and the run time selected. The Hermes mission passed through the ZOE twice, once at the beginning and again at the very end of the time examined.

5.2.3 Dynamic Analysis. FPS provides a coverage determination based on the BER margin. Using the output of the simulation, a percent coverage was calculated for the forward and return links for Hermes. For the Hermes mission, the antenna type, corresponding to launch or on-orbit, was also considered. Table 4 lists the percent coverage based on the determination that the BER margin must be positive.

	FORWARD	RETURN
HERMES		
MED (launch):	71.98%	64.47%
HIGH (on-orbit):	91.58%	92.07%
TOTAL:	87.61%	83.41%

Table 4. Communications Coverage

A sample of the resulting charts produced by the FPS is shown as Figure 3 (Ref. 3). The BER and Synchronization Margins and other pertinent

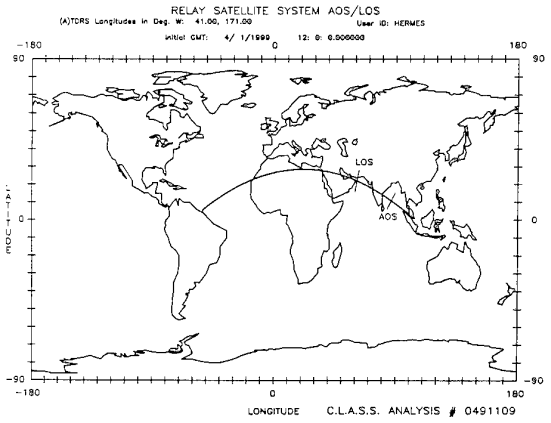


Figure 1. Launch Ground Trace and Non-Coverage

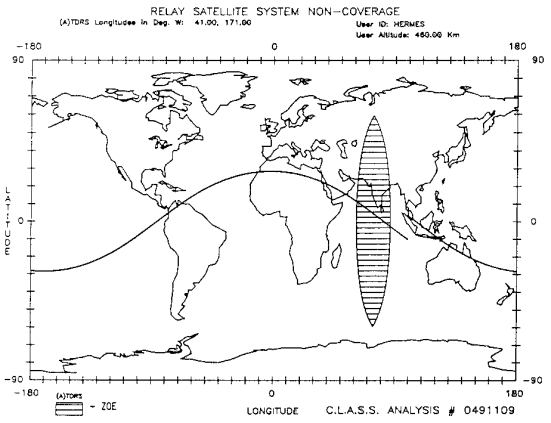


Figure 2. On-orbit Ground Trace and Non-Coverage

parameters for the Hermes mission are displayed for the return link. The FPS also produces a similar chart indicating the Received Power (P_{rec}) (Ref. 3). The header at the top of the figure describes the type of service, the supporting TDRS, the orbit number, and other mission event identifiers. The bottom of the figure lists items of interest that may affect the margins plotted above, for example, pointing error and atmospherics.

The Hermes analysis shows fluctuations in the BER margin and P_{rec} for the medium gain antenna during the launch sequence. This is due to the medium gain antenna pattern which does not have full spherical coverage of the vehicle. In particular, there is a delay in acquisition at the launch from Kourou due to the lack of antenna coverage at the nose of the spacecraft which is pointed at TDRS-E. After the orbital insertion point, the high gain antenna is assumed to be utilized. Due to the high gain antenna increased G/T and the antenna pattern modeling, the BER margin for the on-orbit portion of the mission is at the maximum value plotted for the forward link and is fairly constant and positive for the return link, as shown in Figure 3.

6. SUMMARY

The agreements of the Space Network Interoperability Panel have enabled such inter-agency support. The capability for host/user support is in place given that the operational requirements are understood and followed. NASA's Space Network is capable of supporting a "shuttle type" user from another agency. Based on the C.L.A.S.S. Analysis performed (Ref. 3) and summarized in this report, the margins are sufficient for communications through the existing TDRS. In the ATDRS time frame, the margins would be even greater.

REFERENCES

1. "Space Networks User's Guide, Revision 6", STDN 101.2, September 1988.

2. "HERMES PRESENTATION" Space Network Interoperability Panel Meeting, ESTEC, June 1989.

3. "Hermes Mission Support by The NASA Space Network", GSFC/NASA, May 1991.

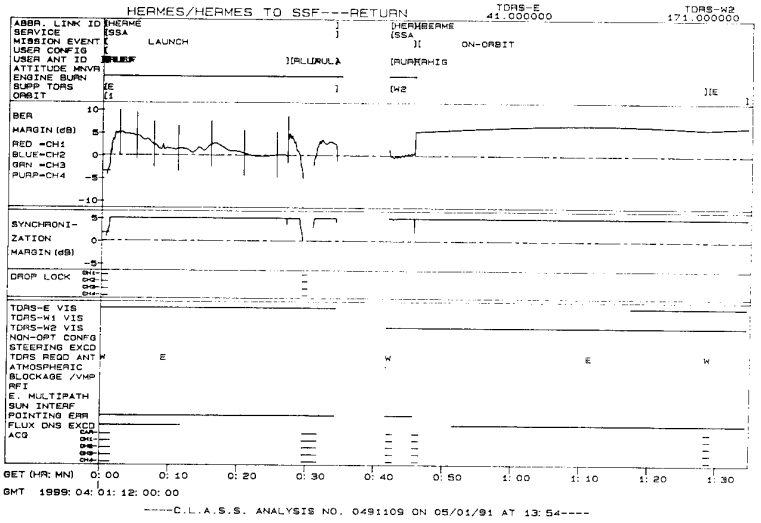


Figure 3. Flight Performance System Return Link Margin Chart

ESA's LAUNCH AND EARLY ORBIT SUPPORT FACILITIES

A. SMITH & P. KAUFELER

ESA/ESOC/OD

ABSTRACT

Since ESRO-II launched in May 1967, which was the first mission supported by the European Space Operations Centre (ESOC), more than 30 missions have been controlled to-date from the Operations Control Centre, located at Darmstadt, Germany. One common feature of these diverse missions has been the approach ESOC has adopted for the Launch and Early Orbit Phase (LEOP). This phase is normally the most critical. For this reason ESOC uses a common infrastructure for all LEOPs and transfers to dedicated mission specific facilities only after the routine phase has been declared. The LEOP ground segment, which has been in place in its current configuration since the mid 1980's, comprises standard multi-mission facilities, thus reducing the effort and cost required for the preparation of a new mission.

Keywords: multi-mission/multi-satellite systems, generic/standard facilities, commonality.

1. INTRODUCTION

Within the Ground Infrastructure of the European Space Agency (ESA), ESOC's operations facilities involved in the control of orbiting satellites during the Launch and Early Orbit Phase (LEOP), i.e. LEOP ground segment, constitute one major element. The objective of this paper is to present these facilities, to describe their main features, their utilisation during both the mission preparation and the in-orbit operations phases, and to provide some perspectives for their future evolution.

2. OVERVIEW OF FACILITIES

The LEOP ground segment consists of the following major elements:

- **Ground Station Network**: providing telemetry, telecommand and tracking interface with the orbiting satellites.
- **Ground Communications Network**: providing operational communications services between the ground elements.
- **Operations Control Centre (OCC)**: comprising all equipment, software and facilities required for the control of orbiting satellites and ground segment elements, and for mission preparation.

The ESOC mission control concept (see figure 1) is based on a centralised approach with the OCC acting as the nerve centre of the ground segment. From there, control of the ESA worldwide station and communications network, the central computer complex and hence, control of the orbiting satellite is accomplished.

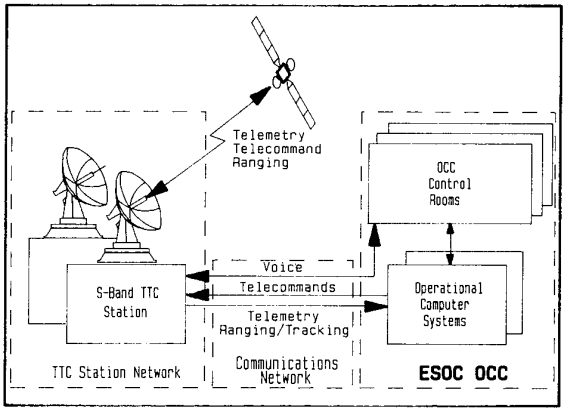


Figure 1 : ESOC Ground Segment

3. GROUND STATION NETWORK

The ESA LEOP Station Network consists of four general purpose ground stations: three stations at fixed locations (see figure 2) in Kourou, Malindi and Perth and a transportable station with slightly reduced performance and internal redundancies, which can be installed at any site within 2/3 months. These stations provide standard telemetry acquisition, commanding and tracking in S-Band. Their main functions are:

- telemetry acquisition and preprocessing;
- telecommand and ranging operations;
- spacecraft tracking;
- local monitoring and control of the station configuration;
- remote monitoring and control from OCC of the station configuration;
- local reduced spacecraft monitoring and control functions, providing backup operations capability in case of OCC or communications outage.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

For geostationary missions the location of the ground stations is such that adequate coverage is achieved throughout the transfer orbits. Except during short periods around Perigee, full coverage is provided from a few minutes after separation from the launcher (in the case of an Ariane launch) until Apogee 4 where injection into near synchronous orbit usually takes place. Moreover coverage from two stations is provided during critical operations, which occur immediately after separation and during apogee engine firing.

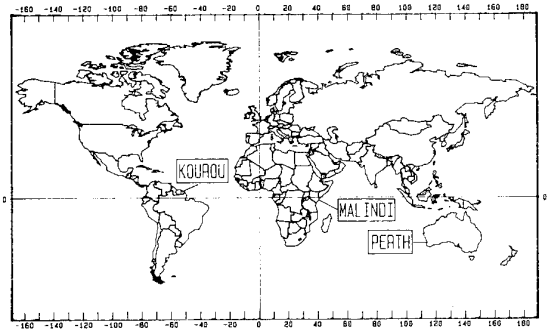


Figure 2 : ESOC Tracking Stations

4. GROUND COMMUNICATIONS NETWORK

The ground stations and the OCC are connected for the exchange of operational data through the ESTRACK communications network (see figure 3). As such it supports the transfer of telemetry/command and ranging/tracking data, station monitoring and control data, and voice. This network is based on a packet switching system (called DPS-25) compliant to the CCITT X.25 recommendations operating at layer-3 (network level), providing error free end to end transmission of data between remote subscribers at various nodes. The DPS-25 system uses leased public lines of the M1020 quality and bit rates of typically 9.6kbps. Each station is linked to the OCC through two lines, being nominally used for data and voice communications respectively and providing redundancy in the case of line outage.

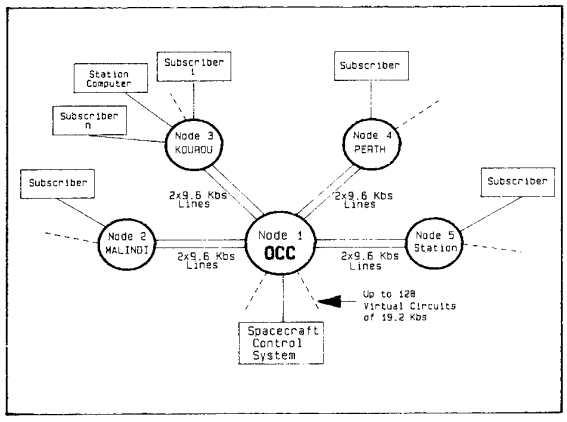


Figure 3 : ESOC Communications Network

5. OCC FACILITIES

5.1 Computer Systems

5.1.1 Operational Computer Systems

Two systems of operational computers are currently available at ESOC OCC:

- **The Multi Mission Support System (MSSS)**, which is the primary ground data processing facility for spacecraft operations and mission control. The MSSS was put into operation in 1977 and was converted in the early 1980s to a more modern family of computers. The MSSS at ESOC is currently supporting the MARECS A/B and GIOTTO missions and was from 1989 to 1991 used for the LEOP operations of the OLYMPUS, Italsat F1 and MOP-2 satellites.

- **The Dedicated Mission Support System (DMSS)**, constitutes the new generation of ESOC mission control systems which will progressively replace the MSSS (which will however be maintained for an interim period to continue its support to the spacecraft already in orbit). DMSS became operational in 1989 when it was used to support the Hipparcos LEOP and subsequently its routine phase, and will in the near future be used for the ERS-1 and EURECA missions.

Both systems consist of the following main elements which are integrated into a coherent system (see figure 4) that supports all the functions required for mission execution.

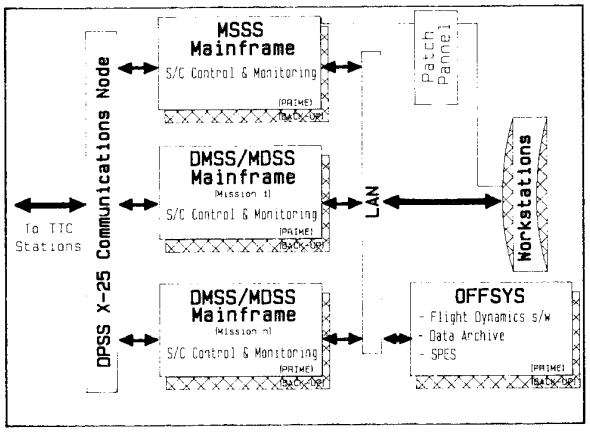


Figure 4 : OCC Operational Computer Systems

5.1.1.1 Spacecraft Control Systems

5.1.1.1.1 MSSS

The Multi Mission Support System (MSSS) is a generalised parameter driven spacecraft control utility capable of supporting several spacecraft concurrently.

The MSSS configuration (see figure 4) comprises a local network of two ENCORE concept 32/67 computers, one acting as the prime processor, the other serving as back-up but also used for software development/maintenance. During mission critical phases the back-up machine is set-up in a hot stand-by configuration, thus minimising operational outages. The system interfaces with the ground communication network via the DPS-25. Incoming telemetry data, released telecommands and all parameter files required for operations are stored in a data base which can be accessed by both the prime and back-up computer.

5.1.1.1.2 DMSS

The task of the Dedicated Mission Support System (DMSS), is to provide ground data-processing support for the operations of the conventional missions that the Agency will undertake in the next ten years. The combination of increasingly demanding missions and reduction in computer hardware costs has led to a new concept based on:

- Mission dedicated hardware configuration using DEC/VAX main frame-computers.
- Commercial database management systems (ORACLE) including all spacecraft characteristics data.
- Multi-mission Spacecraft Control and Operations Software (SCOS) package, covering all functions which are, with minor variations, common to the various missions, such as telemetry processing, data presentation (displays, print-outs).In addition, the SCOS, like the MSSS, is capable of supporting several missions (e.g. of the same spacecraft family) on the same computer.
- Mission dedicated software for remaining applications such as telecommand handling.

Although providing similar basic functionality as the MSSS, the DMSS/SCOS provides the following major enhancements:

- handling of packetized telemetry in accordance with the standards recommended by the Consultative Committee for Space Data Systems (CCSDS) (ref.1) and adopted by ESA (ref.2),
- improved performance in terms of response times and system configurability, as well as upgraded man machine interface (e.g. mimic displays).

The DMSS configuration (see Figure 4) is centred around Mission-Dedicated Front-end Computers (MDFCs), interfacing with the TTC stations via the DPS-25. The DMSS configuration has adequate redundancy to ensure high availability. All vital components (e.g. MDFCs) have a back-up facility, however for economic reasons, one back-up computer may be shared between two MDFCs.

5.1.1.1.3 Workstations

The OCC workstations (WS) are the standard operational interface to the spacecraft control systems (i.e. MSSS and DMSS mainframe computers). The current WSs are built around a 16 bit INTEL 8086 microcomputer which handles the application independent tasks, such as data conversions in form filling, various validity checks and graphic scrolling etc..., thereby reducing the CPU load on the main-frame computer as well as the number of transactions between the work stations and the host. A typical work station comprises the following facilities:

- Three 19" RGB colour monitors; two of them being driven by an alphanumeric controller and one by a combined alphanumeric/graphic controller.
- A keyboard equipped with standard alphanumeric keys and special function keys for handling of the more frequent operational activities such as selection of displays, etc....
- A voice communications terminal and an associated control panel, allowing both communications within the OCC using the Intercomms system and with the ground stations using the ESOC communications network.
- A Video Signal Distribution System (VSDS) providing the capability to display on any WS screen one of up to 32 video channels containing data from the various OCC terminals (e.g. WS, PC,...).
- A silent ink jet printer device allowing hard-copy of the data displayed on any of the WS screens.

5.1.1.2 Off line computer systems (OFFSYS)

The OFFSYS supports less time-critical processing such as the flight dynamics support software (FDSS), and the long-term spacecraft performance evaluation software (SPES). The system comprises two IBM compatible machines. The prime operational machine is a Siemens 7880 with associated peripherals. Back-up is provided through a fully compatible Siemens 7860E. All relevant peripherals are either shareable or switchable between these two machines. The two mainframes also support payload data processing , to the extent that it cannot be supported by the DMSS/MDFCs. They are also used to archive, on mass storage, telemetry data received by the MDFCs and provide direct access to this archive for spacecraft performance evaluation.

5.1.2 Simulation Computer System

For each mission a spacecraft software simulator is implemented on a further ENCORE concept 32/67 computer, modelling the spacecraft and part of the ESA ground network, for the purpose of testing of the ground facilities and training of operations personnel.

5.2 OCC Software System

5.2.1 Spacecraft Monitoring and Control

The following basic spacecraft control and monitoring software functions are provided by both the MSSS and DMSS/SCOS.

- **Telemetry Data Processing:**
  - Acquisition and checking of data from the TTC station.
  - Extraction, calibration and validation of telemetry parameters.
  - "Out of limit" checking of telemetry parameters against predefined values or against expected status.
  - Alarm processing to alert the spacecraft controllers in case of violation of an out-of-limit condition.
- **Command Data Processing:**
  - Manual command generation using keyboard and alphanumeric display, and automatic command generation according to timed schedule(s).
  - Encoding of command data into command message to be sent to the TTC station.
  - Pre-transmission validation checks of individual commands, based on current telemetry status, and automatic verification of transmitted commands.
  - Generation of alarms in case of command transmission or verification failure.
- **Filing and Archiving:**
  All telemetry/command data including results of processing (e.g. checking failures, derived parameters,...) ranging transactions, and system/operational messages are stored in dedicated history files which typically allow storage of one week of data. This data is immediately accessible from the work stations.

- **Operational Data Production:**
  Display functions are provided for both real-time and historical data. This includes display of telemetry either in alphanumeric/graphical or in a mimic form (SCOS only), and display of out-of-limit and command history. In addition, printout functions are available for long term analysis of both telemetry and telecommand.

- **Operational Data Base Preparation:**
  Parameter data which define the processing (i.e. telemetry, command and display handling) to be done by the generalised spacecraft control system are stored in a data base file. An appropriate access method is provided to enable easy creation and updating of parameter data.

- **Station and Communications Network Monitoring & Control:**
  Additional functions are available that allow monitoring of station configuration and station data such as antenna angles, limited control/checking of station functions such as uplink chain status and to establish telemetry and telecommand connections between OCC and TTC stations.

5.2.2 Attitude and Orbit support

The orbit and attitude support software is implemented, maintained and operated separately from the spacecraft monitoring and control software. It comprises programs which are either of an infrastructure nature or an operational nature. The former group is used to perform mission preparation studies, system validation and staff training and quality control and evaluation

The software to support operations can be divided into the following main sub-systems:

- **Orbit determination and prediction,** deriving orbital elements from TTC stations range, range rate and antenna angles, providing satellite position for both the past and the future, and predicting orbit related mission events such as station visibility, eclipses, etc....

- **Attitude determination and prediction,** deriving attitude state vectors from on-board sensors for preparation/monitoring of attitude and orbit manoeuvres, for sensor calibration and for prediction of attitude related mission events such as sensor/on-board antenna coverage, sensor blinding etc...

- **Attitude manoeuvres preparation,** allowing the calculation of the required attitude manoeuvres, the generation of the associated commands and the evaluation and prediction of the performance of the corresponding on-board hardware.

- **Orbit manoeuvres preparation,** allowing the calculation of optimised orbit injection (e.g. Apogee Engine Firing), station acquisition and station keeping manoeuvres, the generation of the associated commands and the evaluation and prediction of the performance of the on-board propulsion system including determination of propellant consumption.

5.2.3 Long Term Spacecraft Performance Evaluation

A generic long term Spacecraft Performance Evaluation System (SPES), integrated into the DMSS, was released in 1989 to replace the previously available OCC system (EDS) interfacing with the MSSS.

SPES provides users with flexible access to the satellite operations history data being received from the MDFCs. SPES continuously and automatically archives these data on cartridges that are mounted and dismounted by a robotised arm. SPES can be accessed by both users located at OCC or at remote sites , using an IBM compatible PC. It provides efficient information extraction tools including powerful on line query language and extensive data presentation and reporting facilities.

5.3 Control Rooms

Within the OCC the different operational activities are carried out from different rooms which are listed below.

- The **Main Control Room (MCR)** is used for the execution of the spacecraft in orbit operations during the LEOP and for any other critical mission control phases. Figure 5 depicts the general layout of the MCR. The MCR is equipped with 10 WSs, which are grouped into two rows, the "front row" being dedicated to the control of the orbiting spacecraft, while the "back row" is dedicated to operations management positions.

- The **Flight Dynamics Room** adjacent to the MCR is used during LEOP and other critical mission phases for the execution of the orbit and attitude determination and control tasks.

- The **Ground Control Room** is used for the control and supervision of both the stations and communications network.

- The **Project Support Room** is used during LEOP and other critical mission phases to provide the Project Support Team (i.e. spacecraft design experts team) with all facilities required to enable adequate monitoring of spacecraft status and spacecraft operations activities.

- The **Dedicated Control Rooms** are used to control the orbiting spacecraft during the routine mission phases.

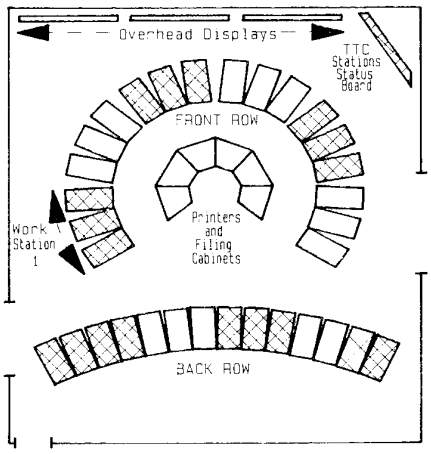


Figure 5 : OCC Main Control Room

6. LEOP PREPARATION AND IN ORBIT OPERATIONS

6.1 Mission Preparation

In the period leading up to the launch of the spacecraft, the LEOP network and the OCC in Darmstadt are prepared to support Tracking, Telemetry and Command operations. The main activities during this period consist of:

- Preparation of the facilities for the new mission.
- Testing of the facilities and training of personnel to demonstrate launch readiness.

In the case of the Italsat communications satellite launched by ESOC in January 1991, which was highly compatible with the ESOC system, mission preparation was completed within 3 years.

6.1.1 Preparation Activities

The main ground segment preparation activities are summarised below.

- **Mission Familiarisation:** familiarising ESOC personnel with the spacecraft characteristics by e.g. reviewing design and dedicated operational documents.
- **Mission Analysis:** mainly calculating launch windows, defining attitude and orbit manoeuvre strategies and establishing a basic time line for LEOP operations.
- **Software Definition and Development:** identifying for the various software systems, any additional software that may be needed to support the mission.
- **Flight Operations Plan Production:** defining the detailed timeline for the LEOP operations, and all nominal flight control procedures and contingency recovery procedures.
- **Data Base Set-up:** setting up all the data files required for spacecraft telemetry/command processing and display at both OCC and TTC stations.
- **Station and Network Tailoring:** configuring the tracking telemetry and command subsystems at the TTC stations (e.g. updating the TC chain with new uplink characteristics data), as well as the communication nodes and remote subscribers at both the OCC and the TTC stations.

6.1.2 Testing

For each mission, standard and dedicated facilities undergo a test program whose objective is to ensure that the overall ground system performs in such a manner that all operational requirements of the mission can be supported. The test program will systematically validate and accept the operational system following predefined test plan/procedures, and using dedicated test facilities as follows:

- Spacecraft telemetry data, recorded on magnetic tapes by the spacecraft contractor during check-out.
- Spacecraft software simulator, modelling the spacecraft and part of the ESA ground network to the level of realism that is required to fully validate the spacecraft control and monitoring software, the operational data base and the flight operations procedures.
- Access to the flight spacecraft at its test site for, typically, a total duration of 2 weeks, to conduct closed loop ground system testing.
- Test unit to carry out radio frequency compatibility tests with the ground station equipment.

6.1.3 Training and Simulations

After completion of the testing of the ground system, typically 4 months before launch, an extensive training and simulations program is implemented with the objective of ensuring that all the members of the mission operations team have the knowledge and skill required to support the mission. This program consists of a series of training courses, followed by a series of simulations (the spacecraft being emulated by the software simulator) involving the whole mission operations team through the complete nominal sequence of LEOP operations and major contingency situations of both the spacecraft and ground systems.

6.2 Mission Execution

6.2.1 Organisation

6.2.1.1 Manning

LEOP operations are carried out by a Mission Control Team which is responsible for preparing and executing all the mission operations. This team (see figure 6) provides the management, technical and operational expertise required for successful completion of mission activities during the LEOP.

The Mission Control Team provides continuous 24 hour per day support during the critical part of the LEOP, i.e. typically for a geostationary mission until after injection into near synchronous orbit and acquisition of an earth pointing attitude. Afterwards, mission control is carried out by dedicated Spacecraft Controllers.

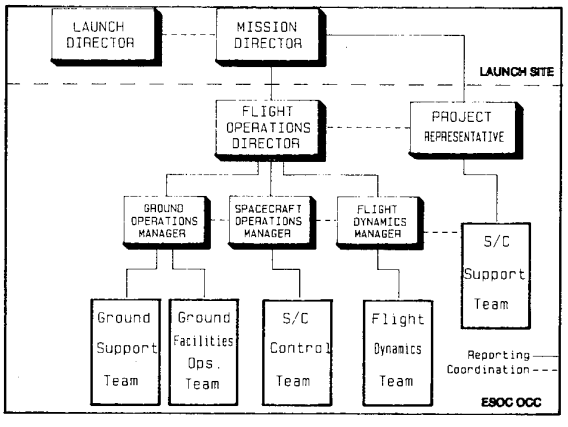


Figure 6 : Mission Control Team

6.2.1.2 Documentation

In order to ensure reliability and efficiency, all operations activities for both the spacecraft and the ground segment are defined in two major operational manuals. The contents of these manuals, which are described below, are strictly followed by ESOC operations personnel.

- **Flight Operations Plan (FOP)**, containing:

  mission rules defining management responsibilities and strategies in case of nominal mission and mission contingencies,

  detailed timeline of operational activities for the LEOP, for both the nominal mission and major foreseeable mission contingencies,

  flight control procedures for all nominal mission operations and **contingency recovery procedures**, allowing the identification and recovery from the significant foreseeable mission contingencies, and basic reconfiguration procedures,

- **Network Operations Plan (NOP)**, defining the configurations and operational procedures of the ground facilities as used for a mission.

6.2.2 Operations

6.2.2.1 Pre-launch Activities

Pre-launch activities for the Mission Control Team begin with the simulations. The data communications network to the ground stations is established via leased lines two month prior to launch. Data and voice links are also established with the spacecraft at the launch site in Kourou, so that when available, telemetry can be taken and analysed at the OCC.

6.2.2.2 Launch Activities

On the day of the launch, network countdown activities commence at L-4 hours. The network countdown procedure is fully integrated with the launcher countdown. The full Mission Control Team for the launch arrives on console at L-2 hours. Full liaison is maintained with the launch vehicle control centre. Any violation of the ground segment "go" criteria as defined in the FOP will constitute a launch hold condition.

6.2.2.3 Early Operations Phase

ESOC assumes responsibility for the spacecraft from the moment of separation from the launch vehicle. All operations then follow the FOP rigorously. This phase is normally the most critical for any mission embracing key attitude and orbit manoeuvres, appendage release and deployment. For a telecommunications mission it ends when the spacecraft has reached its final on station position.

7. LAUNCHES SUPPORTED BY THE ESOC OCC

Tables 1 and 2 summarise the missions which have been supported by the ESOC OCC in Darmstadt since 1967. Most of these missions have used the facilities described in the paper (in the case of the earlier missions, their predecessor). Some of these missions, such as Italsat, have been supported by ESA on behalf of external agencies.

Satellite	Launcher	Launch Date	Mission (Primary mission only)
ESRO-2	Scout	May 1967	Cosmic Rays, Solar X-rays
ESRO-2B	Scout	May 1968	(As ESRO-2)
ESRO-1A	Scout	Oct 1968	Auroral and Polar Cap Ionosphere
HEOS-1	Delta	Dec 1968	Solar Wind, Interplanetary mag. Field.
ESRO-1B	Scout	Oct 1969	(As ESRO-1A)
HEOS-2	Delta	Jan 1972	Polar Magnetosphere,Interplan.medium
TD-1A	Delta	Mar 1972	Astronomy (UV, X and gamma ray)
ESRO-4	Scout	Nov 1972	Ionosphere, particles
ANS	Scout	Aug 1974	Astronomy (UV & X-ray)
COS-B	Delta	Aug 1975	Astronomy (gamma ray)
ISEE-B	Delta	Oct 1977	Magnetosphere
IUE	Delta	Jan 1978	UV Astronomy
GEOS-2	Delta	Jul 1978	(As GEOS-1)
EXOSAT	Delta	May 1983	X-ray Astronomy
GIOTTO	Ariane	Jul 1985	Comet Encounter
HIPPARCOS	Ariane	Aug 1989	Astronomy

Table 1. ESA Scientific Spacecraft Launched from 1968 to the Present and supported by the ESOC OCC

METEOSAT-1	Delta	Nov 1977	Meteorology
OTS-2	Delta	May 1978	Communications (Experimental)
METEOSAT-2	Ariane	Jun 1981	Meteorology
MARECS-A	Ariane	Dec 1981	Communications (Marine)
ECS-1	Ariane	Jun 1983	Communications
MARECS-B2	Ariane	Nov 1984	Communications (Marine)
ECS-2	Ariane	Aug 1984	Communications
ECS-4	Ariane	Sep 1987	Communications
METEOSAT-3	Ariane	Jun 1988	Meteorology
ECS-5	Ariane	Jul 1988	Communications
METEOSAT-4	Ariane	Mar 1989	Meteorology
OLYMPUS	Ariane	Jul 1989	Communications (Experimental)
ITALSAT	Ariane	Jan 1991	Communications
METEOSAT-5	Ariane	Feb 1991	Meteorology

Table 2. ESA Applications Spacecraft Launched from 1968 to the Present and supported by the ESOC OCC

8. EVOLUTION OF INFRASTRUCTURE

Although the ESOC ground infrastructure has undergone major upgrades during the last decade, the rapid evolution in the level of complexity of the future missions, together with emergence of new hardware and software technologies, serves as a driver for further upgrades to the ground facilities. Summarised below are the major enhancements that are planned for the coming years.

8.1 Ground Stations

The base-line configuration of the LEOP stations is not expected to change in the near future, however the following major upgrades are being foreseen.

- **Telemetry and Telecommand Chains:** replacement of the current telemetry and telecommand preprocessors, which were designed in accordance with the PCM standards, by new Mark III equipment capable of handling packetized telemetry and telecommands.

- **Station Computer:** replacement of current hardware by more powerful computers allowing an increase in the level of automation of the control/monitoring of the station configuration using state identification techniques.

8.2 Ground Communications Network

No significant changes are anticipated concerning the communications network. However voice communications between station and OCC, which previously used analogue techniques, are being replaced by digital voice coding that allows multiplexing of voice and data channel on a single data line, thus providing full redundancy from the second data line which was used for analogue voice communications.

8.3 Spacecraft Control System

The MSSS is being replaced by the new DMSS based on VAX main-frame computers. The DMSS and its associated software system SCOS is expected to undergo in coming years, significant upgrades which will be carried out in a stepwise manner as follows:

- **1991-1992:** The current "INTEL" workstations will be replaced progressively by a new generation of UNIX based SUN workstations, providing a very user friendly man/machine interface using WIMP technology (i.e. windows, icons, pointing device, pull down menus,...) and also considerable computing power. In order not to invalidate already developed interfaces (with SCOS and MSSS), however, it has been decided to first introduce, starting in 1991, the SUN WS's in an "emulation mode" whereby the interface of the WS to the application layer will remain identical to that of the old "INTEL" WS. Later on they will be upgraded to allow a full exploitation of the capabilities of the WIMP techniques.

- **1995-2005:** This will consist of the replacement of the current VAX based DMS/SCOS by a distributed system based on UNIX workstations. This will lead to a phased implementation of a new generation of SCOS incorporating basic and advanced support functions, such as use of AI, with the following main features:

  o **increased performance:** e.g. shorter response times, capability of accommodating increased number of WSs, increased on-line data storage capacity (total mission history),

  o **enhanced assistance** to operations personnel in the area of mission preparation and execution by the introduction of more automated/intelligent applications.

  o **growth potential**, with respect to accommodation of new intelligent applications and increase in depth of computer reasoning and volume of knowledge.

9. REFERENCES

1. "Packet Telemetry" Recommendation CCSDS 101.0-B-2, Issue 2, Blue Book, Consultative Committee for Space Data Systems, January 1987

2. "Packet Telemetry Standard" ESA PSS-04-106, Issue 1, January 1988

A DISTRIBUTED OPERATIONAL CONTROL SYSTEM FOR THE ITALSAT MISSION

M. Manca[1] A. Nardella[2]

[1]Telespazio S.p.A. - Rome [2]Dataspazio S.p.A. - Rome

ABSTRACT

This paper describes a satellite Operational Control Center (OCC) based on a distributed hardware/software architecture with a high degree of availability.

The system is currently installed at Fucino as part of the Ground Segment implemented by Telespazio for the ITALSAT mission control and operation.

ITALSAT is the Italian Telecommunications Satellite successfully lanched in January 15th 1991.

The OCC design features include:

- built in capacity to extent the control to an additional in orbit satellite (ITALSAT 2), by hardware upgrading only
- graceful degradation in response to multiple failures

1. INTRODUCTION

The choice of a distributed architecture was made on the basis of a trade-off analysis with the following selection criteria:

- growth capability versus multisatellite control
- high degree of availability
- graceful degradation
- high sensitivity versus hardware cost reduction trend
- easy Tailoring with minimization of the recurrent costs.

In this respect, the resulting architecture allows to the hardware configuration be changed according to the mission needs, without altering the applicative software but simply modifying some configuration tables.

Another salient feature is that there is no dedicated central CPU for the Telemetry and Command processing, but these functions can be in charge of each workstation with the possibility of user interaction.

2. HARDWARE ARCHITECTURE

The basic hardware architecture is a network of 5 Digital VAXstation 3500s running on the DEC/VMS Operative System and interconnected via an Ethernet network using the DECnet SW, all with 19" color screen , keyboard and mouse.

Any VAXstation, with its own X25 single line interface, is able to connect with the external hardware (PCM preprocessor, TC controller, IAFSIM) by means of two redundant X.25 Switches.

Any VAXstation has its own system disk, a data disk (622 MB) for archives and a laser print for local hardcopies, but is able to use other partners' resources by means of the software Cluster configuration .

A high speed printer, plotter and maintenance video terminal are shared via two redundant servers connected to the network. An additional VAXstation of lower capacity is connected to the network and runs a dedicated software for Mimic Display. This VAXstation output is also replayed on a large screen display (1.4 mt x 1 mt).

3. SOFTWARE DESCRIPTION

The software is decomposed in different subsystems. Some of them are applicative and real-time subsystems,which implement the basic functions of a Control Center (Telemetry acquisition, processing and filing, Telecommand management, Data display and printouts, Satellite data configuration,Mimic and Auxiliary functions), others are not directly justified by the user's functional requirements, but come out from the system's needs and constitute the OCC Middleware. (See fig. 1).

3.1 Middleware software

The middleware software can be divided in two sections. The first collects a set of basic processes or libraries utilized from the applicative subsystem for the traditional operations, the second section contains two particular units that constitute the core of the distributed system.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

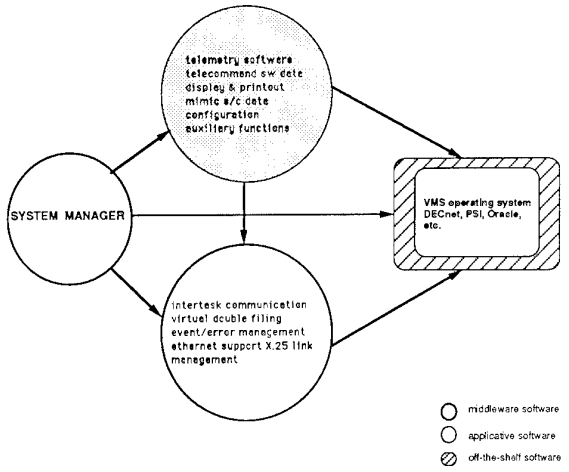


FIG. 1 - IOCC SW - SUBSYSTEM'S INTERLINKS

The traditional section contains the following subsystems:

- **Virtual Double Filing:** this subsystem consists of a set of routines that allow the management of a circular file keyed on time. A circular file consists of two different copies (tipically on two distinct media) of the same data, so that hardware failure of a device does not imply either data loss or a temporary historical data lack.

- **Event/error handler:** this subsystem logs and distributes to the users all the events and/or errors generated by the applicative software. The event/error messages are parametrized and configured in an external structure (for maintenance purposes).

- **Ethernet support:** this subsystem consists of a set of low level routines for the use of the ethernet network

- **Time :** this subsystem periodically tags the internal VAX time of one VAXstation (master) with an external high precision source reference time acquired through a Time Code Generator, and keeps all the networks nodes with the same reference network time.

- **X25 link:** this subsystem consists of a set of processes, each of which is in charge of managing, utilizing the DEC/PSI basic software, one of the external links (typically with telemetry, telecommands and ranging equipments), and allowing the exchange of data between the external sources and the applicative software.

- **Interface manager:** this subsystem is in charge of controlling all the high level user input, starting from the login data up to the activation of a specific interactive function (e.g. a real-time display), executing all the needed checks on the availability of the required function in the operative context.

The second section is constituted by two subsystem: Inter-task communication and System management.

- **Intertask Communication:** constitutes one of the bases of the distributed system. It is in charge of the dynamically connecting processes that are required to exchange data, indipendently by the CPU allocation. In this way two processes (or more than two), can exchange data without knowing of their own and others' physical allocation on the network.

  This permits the System Manager to dynamically change the task allocation among the partners of the network, if it becomes necessary. This is implemented by means of a set of Comunication Devices and Channels with different characteristic, which allows both task-to-task and broadcast operations.

- **System Manager:** this is essentially the configuration and redundancy manager, able to detect a failure (typically a process failure or a node, that is a CPU, failure) and start predefined recovery procedures. It has the duty of controlling the System startup, verifying that it works correctly, and guaranteeing that the basic functions are always performed by the system, according to (user) predefined priorities.

  If a node leaves the network (e.g. due to a hardware failure), the System manager SW is able to re-start the processes, that were active on the exited node, on another partner and, if needed for overloading reasons, to stop active processes with a lower priority. The user can select System management criteria able, in case of reduction of hardware availability, to reduce the system functionalities or to reduce the system performances, according to its own needs.

3.2. Applicative Software

A brief overview of the applicative software is given below. Due to the general knowledge of the functionalities of this software, not so different from the ones of other systems, for any subsystem only some brief information is given , highligthing the single topics.

As a general matter, there is a subsystem active for each controlled satellite. The active processes are the same, but their configuration data are context-dependent and are related to the specific satellite controlled.

A functional scheme of the applicative function for one satellite is given in fig. 2

3.2.1 Telemetry subsystem

The telemetry subsystem is in charge of controlling up to 4 data streams coming from the X25 link subsystem and selecting the best quality stream for the processing.

The processing consists of:

- derived parameter computation
- mode equation evaluation
- limit and/or delta (for numerical parameters) status and/or status consistency (for status parameters) checks
- Telemetry and out of-limit (OOL) data filing

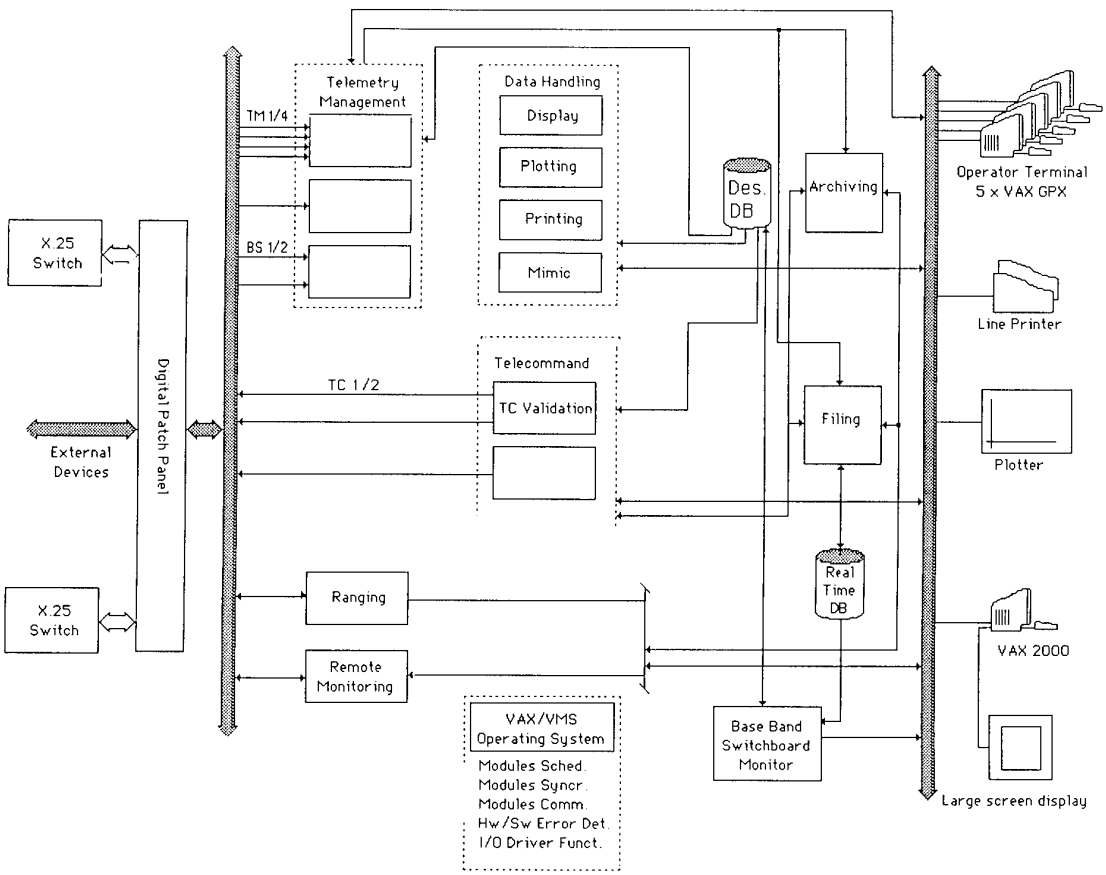


FIG. 2 - FUNCTIONAL TECHNICAL DESCRIPTION

- Telemetry and OOL data distribution to other real-time subsystems

The User can interactively configure some acquisition processing and parameters.

Regarding the derived parameters, the user can define its own algorithms, and modify them in a quasi-realtime way, being the time for putting on-line a new derived function of a few tens of seconds.

All the information about parameters, checks, derivation, mode equations etc, are in dedicated files generated by the Satellite Data Configuration Subsystem.

3.2.2 Telecommand subsystem

It is in charge of formatting and sending telecommands to the satellite by means of the two TC controllers MARK II of the station.

Basic functionalities are:

- Manual stack management
- Automatic stack management
- Blocking/not-blocking telecommand validation
- Telecommand verification
- Telecommands' sequence editor
- Aided generation of dwell sequences
- Time conditioned stack management
- Base band switchboard (BBS) telecommand management
- TC chain configuration
- Ranging session execution

3.2.3 Data display and printouts

The Data display and printout subsystem is in charge of making available all the information about satellite behaviour. All the displays, both alphanumeric and graphical, are proforma driven. The User can define any kind of proforma in the Satellite Data Configuration Subsystem and use these definitions for real-time or retrieval data display. The same goes for the plots.

Main functionalities are:

* alphanumeric and graphic display

* OOL display
* Plots
* Historical data printouts
* Statistical data printouts

3.2.4 Mimic display

The mimic display is implemented on a dedicated workstation, nominally a VAXstation 2000. It is based on an off-the-shelf product (EASE +), personalized for interfacing the applicative and middleware software. The system allows, by means of a tree-like structure, to define first a high level description (scheme) of the spacecraft subsystems and then a more detailed description at unit and sub-unit level.

3.2.5 Satellite data configuration

All the management of satellite data is implemented by means of a Relational Database Management System (ORACLE). This allows easy consistency checks among different information and data management. The data input is implemented by dedicated easy-to-use forms that allow a friendly interface.

The real time and efficiency needs of such a system cannot still be fullfilled by a RDBMS. So a "translation" process has to be activated to put on-line new data already inserted in the RDBMS.

3.2.6 Auxiliary functions

In this subsystem, that is a miscellaneous s/s, some ad-hoc function can be set off, which consist of:

- back-up/restoration of historical data
- Long term telemetry evaluation
- Remote **retransmission** of telemetry data (for IOI)

4. ARCHITECTURAL REMARKS

The use of distributed architecture based on the off-the-shelf VAXstation provides the following advantages:

- High availability/reliability
- Hardware architecture indipendence

and it has a potentially critical point:

- Network-limited capacity

The high availability is obtained not by simply having a lot of CPUs (five in the ITALSAT system), but by having a lot of CPUs that are not dedicated, so that they can be interchanged thanks to the developed software architecture.Another focal point is that at this moment there exist a lot of Systems with high computation power at relatively low cost. In the Italsat system, one single CPU is able to process telemetry data and send telecommands to a satellite. Of course the interactive functions can be less **efficient if required** while a telemetry processing or a temporized command sequence in are action. Having two CPUs for the satellite monitor and commanding functions, a single CPU is used, for the background processes, not consuming more than 20-25% of its capacity. If 25-30% is added for foreground activities (e.g. a retrieval display at a rate of 1 format per second), the single CPU is loaded for the 50-55% of its maximum capacity.
Of the 5 CPUs nominally used, 2 are used for ITALSAT monitoring and control, 2 for IAFSIM monitoring and control and the fifth for Data base management and maintenance.With 3 simultaneous failures the system is still able to control ITALSAT without loss of performance, releasing all the activities of IAFSIM and Data base management (apart from the **precedence** of only two displays for interactive display and/or telecommand stack management). It is to be noted that the system reacts automatically to a network node failure and the telemetry or telecommand function eventually interrupted is resumed in 1-3 minutes.

The CPUs tasks allocation is for the background activities only. The foreground functions (e.g. real time display) can be activated on any workstation, independently from the background activity it is performing.

The independence from the hardware architecture (in the VMS family), will allow the CPU to be upgraded if needed, or even to convert the system to a traditional prime/back-up system, with a main CPU and several workstations without changing the software but only the tasks allocation. The use of a VAX 6410, for example for the processing, will discharge the workstations from the background processes and will concentrate all these processes in the central CPU.

The main critical point of the architecture is the network capacity. The Ethernet channel has theoretically the capacity of 10Mbit/sec, but in normal operations , taking into account the environment, the protocols overhead etc, the real capacity is well under the 1 Mbit/sec. This is still enough for satellite like ITALSAT whose telemetry has a rate of 1 Kbit/sec, that means that the external data contributes a flow of about 10 kbit/sec on the global Ethernet traffic (taking into account that the Telemetry buffer contains also derived data, mode equation and check results, and adding a little contribution from the commands).

On the other hand, the ITALSAT architecture is based on the concept that all the CPUs are identical. So, if the requirement of a new computation makes the number of stations increase, it can increment the internal flow, that is the internal data exacanged between two processes that are not on the same CPU, up to the overload of the network. Another operation that can criticize the system is a display retrieval. Because two CPUs are owners of data archives, and they act as file-servers of the whole system through the Ethernet link, a lot of contemporary request for retrieval operations at the maximum speed allowed can overload the network. By increasing the number of the network's node this probablity increases too.

5. SHORT TERM EXTENSION

At this stage two main extensions are planned:

1. A conversion of the MMI from the UIS standard to the X-WINDOW OSF/MOTIF standard. This will allow a better user interaction and is the first step for the using of UNIX workstation as the end-user station in future applications

2. The introduction of the local data short term storage process. As discussed in the previous paragraph, this will reduce one of the potential criticalities of the newtwork architecture, lowering the typical data excange between the CPUs. This last extension is already completed for the data filing, but require an extension of the VDF subsystem for the data retrieval.

CONCLUSIONS

This paper summarizes the technical characteristics of the operational control center (OCC) currently operating at Fucino as part of the ITALSAT ground segment implemented by Telespazio.

ITALSAT is the italian telecommunications satellite successfully launched in january 15th 1991.
The OCC configuration is based on a distributed hardware/software architecture which has been proven to be effective in coping with a multisatellite control environment.

The major benefits to be highlighted, with respect to the prime/back-up solution, include: a built-in growth capability to extend the control to an additional satellite, a high degree of capability and graceful degradation.

SESSION 2.2.
MISE ET MAINTIEN A POSTE / PLACING AND KEEPING SATELLITES ON STATION

Président / Chairman:
F. SCHLUDE (DLR - GSOC)

THE FLIGHT DYNAMICS SUPPORT TO ESA MISSIONS

J. Fertig and R.E. Münch

Orbit & Attitude Division, European Space Operations Centre
Robert-Bosch-Strasse 5, 6100 Darmstadt, F.R.G.

ABSTRACT

Flight Dynamics support deals with the estimation and control of the orbit and attitude of spacecraft. Those missions which provided the most prominent challenges to ESA's flight dynamics experts from 1968 to date are highlighted. In meeting these challenges, ESA's ground support subsystems (computer hardware and software) have been instrumental. In order to meet future flight dynamics challenges, the ESA's Orbit Attitude Operations Systems (ORATOS) has been conceived. The ORATOS design which is outlined will profit from ESOC's many years of operational flight dynamics experience.

1. FLIGHT DYNAMICS CHARACTERISTICS

The Flight Dynamics discipline is concerned with the dynamic behaviour of artificial satellites in space. This behaviour may be described in mathematical terms by using differential equations, relating the dynamical evolution to an initial state and external forces. For practically all applications it is possible to separate the orbital motion of the satellite's centre of mass from its attitude motion (motion around the centre of mass).

Application of this dynamics in the operational support for orbiting spacecraft is twofold. The tasks to be performed are

- estimation of orbit and attitude states by utilising measurements and models for the influence of the space environment
- change of state by utilising on-board actuator systems in connection with dynamics modelling for optimal control (e.g. with respect to fuel used and/or time needed).

These tasks interact with each other as in a control loop. The spacecraft represents the dynamical system and the model parameters are used for system identification and calibration.

To prepare for the operational support a variety of activities are necessary. The most essential ones are

- Performance of system studies and investigation into mathematical algorithms
- Computer software development
- Planning of mission events and establishment of operational procedures
- Creation of a flight dynamics team specialised in the different disciplines and preparation for the operational phase.

All this requires skills and expertise in the following fields:

- Classical Mechanics including orbital mechanics and spacecraft dynamics
- Mathematical Methods for geometrical, kinematical and dynamical representation as well as for estimation, optimisation and modelling tasks
- Space Environment Modelling for calculating perturbing effects on the dynamics and on measurements, and for locating references for observations and control
- Spacecraft and Payload Subsystems in so far as they are used for orbit and attitude measurement and control purposes
- Ground Equipment such as stations and their antennae and tracking devices, communications systems and computers and their application.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

The operational activites are complemented by performance evaluation of relevant spacecraft subsystems and ground facilities and of the mission operations. Experience is thus drawn from flying and flown spacecraft and applied to the preparation for future missions.

1.1 MISSION CHARACTERISTICS

The dynamical characteristics and also the aspects concerned with observations / measurements and control are different between different spacecraft missions. A first break-down distinguishes between the orbit and attitude characteristics, followed by the different types of measurements and finally identifying the control strategies and their implementation.

1.1.1 Orbit

The orbit for a spacecraft is dictated by the mission application. Principally there are Earth-centred orbits and Sun- or planet-centred ones. The Earth-centred orbits are usually classified as

- Close Earth (with distances up to a few thousand kilometres from the Earth surface): these orbits may be near-circular, or eccentric with different inclinations of the orbit plane w.r.t. the Earth equator, one orbital revolution lasting between 90 and 120 minutes.
- Highly eccentric (with perigee heights of up to a few thousand kilometres and apogee heights reaching as far as 250,000 kilometres): these orbits may also have different inclinations and one orbital revolution may last as long as several days.
- Geostationary (circular, equatorial orbit with a distance of ca. 36,000 km to the Earth surface): these orbits are a special class of geosynchronous orbits for which the revolution period equals the Earth rotation period.
- Geostationary transfer (with an apogee height of ca. 36,000 kilometres corresponding to the distance of a geostationary orbit): these orbits are usually realised by the launcher's last stage (for Ariane with a perigee height of 200 km, a revolution period of ca. 10 hours and an inclination of ca. 8°).

Interplanetary missions are often realised by combinations of several different orbits, such as

- Earth-centred parking orbit
- Earth escape orbit (hyperbolic)
- Sun-centred elliptical orbit
- planetary swing-by orbit (hyperbolic)
- minor body fly-by orbit
- planetary orbit (elliptic).

The actual combination is dictated by launcher capabilities, amount of spacecraft fuel for manoeuvring, and the final mission goals.

1.1.2 Attitude

The attitude of a spacecraft is related to its structure and the type of application. The structure may be more or less complex, consisting of just a single rigid-body element or of several combined elements. In the most complex cases there are also non-rigid elements such as flexible wire booms of considerable length (35 m for Ulysses). For a particular application an attitude stabilisation mode will be selected which fits best all requirements and constraints. This applies for scientific missions as well as for commercial ones (for communication and observation purposes).

Principally, one considers passively stabilised spacecraft (such as along the geomagnetic field line or spin-stabilised) and actively stabilised ones (e.g. controlling all three axes for pointing or scanning purposes, and damping nutation for unstable spinners).

1.1.3 Space Environment, Measurements and Control

The space environment plays the dominant role for the three aspects

- influence on the dynamical behaviour
- references and disturbances for measurements
- references for control.

For flight dynamics support it means that mathematical models need to be developed. These models represent the reality to the extent and accuracy needed for the particular application. Complementary to the space environment and its modelling are the spacecraft and ground systems. The latter need to be modelled in an analogue way.

For each of the aspects a great variety of different problems and tasks exist, the following restricted list therefore being for illustration only:

- Perturbation of the ideal elliptic motion of a spacecraft around the Earth by the non-central force field created by the non-spherical shape of the Earth
- Drift of the otherwise inertially fixed spin axis of a spacecraft caused by aerodynamic and solar radiation pressure torques
- Attitude sensor measurements noise and biases degrading the accuracy of the attitude determination process linking (inertially) known (modelled) directions to references such as sun, earth albedo, and stars with these measurements.
- Influence of atmosphere, troposhere and ionosphere on the angular, distance and velocity measurements performed from ground stations for use in the orbit determination process
- Use of the Sun triggering a pulse in the sun sensor of a spinning spacecraft which in turn is used to move the spin axis on a wanted path

1.2 PARTICULAR CHALLENGES

ESA has been operating spacecraft since 1968. At that time ESRO, it supported its first spacecraft, ESRO II, orbiting the Earth in a low-altitude trajectory. Until the early seventies a number of science missions were flown either in near-Earth orbits or in highly-eccentric orbits. All of these were purely passive as concerned the orbit, no changes were planned nor possible with the on-board equipment. On the attitude side, all kinds of stabilizations were present: passive along the Earth magnetic field lines, passively spinning with possibilities for spin axis re-orientations, and fully controlled in all three axes.

A complete change in tasks was experienced when preparing for the support of geostationary missions. These were the first requiring orbital control manoeuvres, producing a very tight relation between orbit and attitude. The success of the mission was directly dependent on the flight dynamics activities to inject and position the spacecraft.

Starting in 1977 the Flight Dynamics Specialists have been successfully supporting a number of geostationary missions, partly for spacecraft of a series such as METEOSAT, MARECS, and ECS.

While the injection phase for geostationary satellites has always been supported directly by flight dynamics specialists themselves, an attempt was made to base the operational support for orbit determination and station keeping in routine phase on a dedicated software package being handled by non-specialists. This package (PEPSOC - Portable ESOC Package for Synchronous Orbit Control) has been successfully used for the support of ESA's ECS satellites from a remote dedicated control centre and is currently being used extensively on the European market.

A climax in the flight dynamics area was certainly ESA's first interplanetary mission GIOTTO, which encountered Halley's comet in March 1986. Launched by Ariane into a standard geostationary transfer orbit, the perigee kick motor was fired near perigee after three complete revolutions. The time and direction for the firing were selected so precisely that the spacecraft went on course to the comet, with a greatly appreciable reduction of anticipated mid-course correction manoeuvres.

New for the flight dynamcis specialists were

- the measurements and methods for aiming the spacecraft at a particular position in interplanetary space,
- the manoeuvre calculations for aiming the spacecraft at a particular position in interplanetary space,
- the control and determination of the spacecraft's spin axis attitude employing a newly developed star mapper,
- and above all the determination of the orbit of the target, comet Halley.

The latter task involved the processing of astrometric observations from Earth taken at the last three apparitions including those from 1835 (ca. 76 years for one orbital revolution) and the modelling of non-gravitational forces (gas and dust outgassing). The dominant error source for the fly-by navigation was the ephemeris of the comet. This is mainly due to the fact that the comet nucleus cannot be observed from Earth since it is hidden behind a huge gas and dust cloud. The required fly-by distance of 500 km on the sunward side could thus not be realised using these measurements alone.

A drastic improvement was possible by using optical data from the two Soviet VEGA spacecraft which flew by the comet several days before GIOTTO did ("Pathfinder" concept). The trajectories of these spacecraft needed to be known with an accuracy that only could be achieved with the help of VLBI (Very Long Baseline Interferometry) employing the 64 m antennae of NASA. The result of the Pathfinder international cooperation was of direct benefit to the scientific aims of the GIOTTO mission: The a posteriori calculated

fly-by distance of 605 km was only some 60 km away from the target selected. But GIOTTO's mission was not terminated after this challenging event. Although partly damaged by the high-velocity cometary dust impacts, the spacecraft successfully passed the Earth in July 1990 in a "first-ever" swing-by to achieve a trajectory change for encountering the comet Grigg-Skjellerup in July 1992.

Presently being operationally supported are missions such as HIPPARCOS, ULYSSES on its flight to Jupiter, OLYMPUS and ITALSAT, the latter two presenting first examples for ESA of three-axes stabilized spacecraft in geostationary transfer orbit with long burn durations for the injection into geostationary orbit.

1.3 FUTURE MISSIONS

New future challenges for the flight dynamics specialists are numerous and quite different from those of the past. We will for instance enter the area of manned space flight, in which the support characteristics are dominated by the safety aspects and where rendezvous and proximity operations play an important role. As a forerunner for these activities, EURECA, the retrievable carrier, will be supported by manoeuvres away from a Shuttle into a higher orbit, and after several months of mission flight by a return to a Shuttle for retrieval to Earth.

Related to ESA's first Earth observation mission, ERS-1, and the increasing need for high precision orbit determination, a specific investment has been started. It shall result within a few years in an operational facility for providing reliable, high-accuracy orbital products to the customers. Fine modelling of the Earth's gravity field plays an important role for achieving the required satellite position accuracies of a few decimetres.

In the area of telecommunication missions, ARTEMIS and DRS will bring as new flight dynamics tasks station keeping with Ion-propulsion and satellite-to-satellite tracking. ISO and XMM are advanced observatories requiring high precision attitude pointing and flexible ground support for observation planning. Precise Orbit Determination will play a more and more important role in the future, GPS and PRARE-based tracking systems as well as LASER ranging will be employed and missions such as POEM and ARISTOTELES will make use of these. The four CLUSTER spacecraft, although rather conventional from an attitude point of view (spinning with star mapper as major attitude sensor) will have to be controlled in their orbit for various planned formation flights, possibly involving also Soviet spacecraft.

Possibly the most challenging mission presently being studied is ROSETTA to be operated in more than 10 years from now: rendez-vous with a comet, gathering of material, and returning the samples back to Earth for analysis.

2. COMPUTER AND SOFTWARE SYSTEMS OF THE PAST

For ESA's (ESRO's) early missions both the computer systems (including operating systems) and the applications software were rather primitive (as compared to the present state-of-the-art). However, there was a good match with the requirements originating from the little-demanding mission operations. A combination of a real-time processor (IBM 1800) and a mainframe (IBM 360) were used in a multi-spacecraft support set-up, the flight dynamics software residing in the mainframe. In addition to the applications software proper, only a few minor enhancements were built as support software compensating for operating system shortcomings.

This system was then replaced in the early seventies by MSSS (Multi-Satellite-Support-System), specifically set up for the support of geostationary missions. The hardware consisted of a network of 6 SIEMENS front-end processors connected to 2 medium-size "mainframes" (CII 10070). Flight Dynamics Software again was residing in the mainframe. Considerable processing resource limitations as well as operating system shortcomings in many areas made it necessary to invest in specific support software in the task, data and display handling areas. Also the requirements of the geostationary missions in terms of automatic around-the-clock support, mission criticality especially for the injection (e.g. real-time monitoring) and the necessary quality control and testing activities created the need for additional non-application-oriented software. After a very painful initial phase when the missing system facilities were developed in parallel to the applications software, the system as a whole has successfully supported many geostationary missions since 1977 and was also used for other types such as EXOSAT and GIOTTO. Most of the applications software is still being used and has undergone only small changes. What has changed drastically is the hardware and its architecture: The early configuration was changed in 1981 to replace the CII 10070's by GOULD/SEL machines (both running in parallel for 3 years), and later in 1986 the SIEMENS front-end processors were removed, the GOULD machines extended and the spacecraft control functions distributed over the GOULD and a number of work stations. In this configuration the system will most probably be in use until the mid 90's.

Despite the various extensions and reconfigurations it was realised already in the mid 80's that for the new generation of spacecraft, viz HIPPARCOS, ERS-1 and EURECA, more and possibly dedicated resources would be needed, and the concept of DMSS (Distributed Mission Support System) was established. It is based on mission-dedicated hardware (VAX) for the spacecraft control functions with common or dedicated back-up depending on criticality criteria. The flight dynamics support is distributed between VAX and an IBM compatible mainframe (COMPAREX at present) using the latter with priority. Concerning support software only little effort was put into the creation of a "system" on the mainframe, the programmers were asked to largely use the operating system facilities. Although this seemed initially to be an optimum solution, many drawbacks were encountered during the actual software development and especially during the testing phase. Thus, software had to be procured and the programmers sometimes had to "work-around" a number of unavoidable problems. On top and most important, the MMI (man-machine interface) was constrained by hardware and software shortcomings.

It was therefore decided to perform a first step into the full utilization of powerful workstations. A number of SUN's were attached to the mainframe. All software originally residing on MSSS was converted to the mainframe, new and advanced MMI software was written for the SUN's, and the necessary software facilities for inter-computer data and task handling were developed. Parts of this new system were already used operationally (in parallel to MSSS) in 1989 and 1990, and finally in 1991 two launches were supported (ITALSAT and MOP-2) with the complete new system running in parallel for operations validation.

During the course of the installation of the new system, some attempts were made to transfer also the applications software from the mainframe to the work station. All this added to the "Learning Process" as concerns the usage of powerful work stations, the UNIX operating system including the C Language, the networking of the stations between themselves and with the mainframe, and the availability and selection of the "abundant, sophisticated and highly flexible" tools and facilities.

It was only natural that the next step in the evolution process would concentrate on a "work station-only" solution. Under the heading PNS (Pilot Navigation System) an investment is presently being made to establish a prototype system by implementing several essential elements as derived from the general support software requirements. These elements will cover data routing and communications aspects, software operations modes, man-machine interface and software development aids which are particular to flight dynamics. A major effort is being put into "handy" utilisation of the many advanced tools, to a certain extent counteracting the present flooding of these tools (including CASE facilities). Since a large amount of existing applications software (in FORTRAN) will continue to be used a further attempt is made to establish all interfaces as "FORTRAN calls".

One of the major principles for the prototyping exercise is to involve users immediately and to install applications systems existing already by using PNS-ready elements. Two typical examples are ISO and ITALSAT/ARTEMIS: ISO Observatory support software will be operated exclusively on SUN work stations but must be interfaced for telemetry and telecommand data with VAX computers. The PNS element "Remote telemetry access" will therefore be used operationally (ISO is to be launched in May 1993). The ITALSAT attitude and manoeuvre software is presently being converted from MSSS to SUN using the PNS elements "man-machine interface, data handling and data storage" for eventual usage by the forthcoming similar ARTEMIS project. Performing the prototyping exercise in this way will make available software facilities and elements ready to use for operational purposes, ready to be taken over also for the future flight dynamics operations system, ORATOS.

3. ORATOS: ESA's FLIGHT DYNAMICS SYSTEM FOR THE FUTURE

The Orbit Attitude Operations System (ORATOS) is the future standard flight dynamics support system of ESA. After becoming fully operational in the mid nineties, ORATOS will be used in support of all future ESA missions, i.e. scientific, communications and manned flight (In-Orbit-Infrastructure) projects. ORATOS is an advanced, general-purpose operational network of powerful workstations (SUN) housing standard flight dynamics software facilities. The system features innovative capabilities such as state-of-the-art Man-Machine Interface (MMI), distributed processing, standardised interfaces and shells for adaptation of new applications software and S/W tools, including expert systems, an advanced test harness, and general communications facilities for input and output of data and provision of flight dynamics products.

The ORATOS operational hardware platform will be based on SUN fileservers which will provide outside connectivity and serve as focal points for master-storage of shared data for sub-groups of

client workstations. The configuration of servers, clients and interconnecting network will provide for redundancy of all critical elements. The generalised use of SUN workstations all running under UNIX provides hardware homogeneity and operating systems compatibility not only internally in ESOC but also externally, e.g. with other flight dynamics facilities within the distributed IOI ground support system.

ORATOS is partly based on ESOC's LEOP Automation System (as an early predecessor) and on the Pilot Navigation System (PNS) which, as a prototyping development, will result in a Mark 1 version of ORATOS. The LEOP Automation System was developed from 1986 to 1990 and used to support the Meteosat P2, MOP 1, Hipparchos, Italsat and MOP 2 projects. The level of support provided was increased from initial in-parallel operations of selected subsystems to full operations of all subsystems for the last projects for validation purposes. The PNS project commenced with a study phase in 1990 and will be completed in 1993. The resulting prototype versions of ORATOS elements will be used to (partially) support e.g. the ISO and ARTEMIS projects. The objective of ORATOS and its predecessors is to support the flight dynamics functions, i.e. orbit determination, attitude determination and orbit/attitude manoeuvre control.

The main characteristics of the initial ORATOS predecessor, the LEOP Automation System, are:

- It has a centralised architecture based on the MVS mainframe
- The mainframe is interconnected with SUN workstations through which the user interfaces with the system.
- The applications processing is carried out on the mainframe; the SUN workstations perform all tasks related to data representation e.g. graphical and alphanumeric displays.
- The applications are entirely coded in FORTRAN, data display tasks on the workstations are coded in C; interfaces between these tasks are via data files.

The major drawback of the LEOP automation system is the centralised architecture based on a multi-user mainframe which is not purely dedicated to flight dynamics.

After it could be demonstrated in 1989 that the computing power of SUN workstations would suffice to support the (at that time) most demanding flight dynamics applications, it was decided to implement as a pilot development a fully distributed flight dynamics system based on a network of SUN fileservers and client workstations. This so called Pilot Navigation System is to be considered a Mark 1 version of ORATOS. This prototype or pre-development version of ORATOS was conceived in order to reduce development risk and to allow for a gradual systems evolution. Since the move to a fully distributed workstation-based system implies a major change of the applications environment and of the interfaces between applications and data representation software, both the systems architecture and the support facilities have to be upgraded. The PNS/ORATOS Mark 1 development will as a proof of concept provide a range of prototype support facilities together with sample applications. Based on this Mark 1 version, the ORATOS project will provide a complete range of support facilities, making use of advanced S/W technologies (such as expert systems) and a full range of flight dynamics applications. In its final set-up the system will be used (with project specific adaptations where necessary) to support projects such as CLUSTER, MTP, DRS, IOI, POEM-1 and XMM. ORATOS will not only be the result of an evolutionary process but will also be designed for future evolution towards advanced H/W and S/W technologies. This will be achieved by structuring the ORATOS S/W into layers. Thus new hardware and software technologies (e.g. expert systems, object-oriented techniques, advanced database support tools) can be introduced with minimum or no conversion effort for existing applications. As an additional advantage, the separation of applications and support layer will free the applications developer to fully focus on his domain, thereby reducing project specific development effort.

3.1 ORATOS HARDWARE

The ORATOS computer hardware consists of a network of powerful, UNIX- based workstations (SUN). ORATOS will reside on several H/W platforms, each of which comprises one or several file servers, several client-workstations and the associated communications interface hardware. Clients and servers within each platform are interconnected by a local network. The servers are the focal points for mass-storage of shared data and function as gateways for outside connectivity of the platform via ESOC's OPSLAN. Thus all external inputs/outputs (e.g. telemetry, tracking data and telecommands) will pass via the servers. The clients will generally house individual S/W subsystems. The overall processing power of the system may be easily adapted to changing needs by altering the number of clients. Back-up of systems elements (clients, servers, communications lines) is provided as necessary to ensure safe operations. Obviously, not the entire distributed system needs to be duplicated for back-up which results in a cost advantage of the distributed system over a mainframe.

Some ORATOS platforms are dedicated to specific projects (e.g. ISO), others will form a standard, multi-project flight dynamics development and operations infrastructure at ESOC. The ORATOS infrastructure platforms are dedicated to development (ORATOS-D), systems integration (ORATOS-I) and launch/routine phase operations (ORATOS-L/R). The separation between platforms for development, integration and operations is dictated by operational safety. It precludes interference of development with ongoing operations and guarantees a controlled transition of newly developed S/W modules into the operational suite of software. (The development, integration and operations software environments will be implemented on the corresponding platforms and the transition of new S/W elements between environments will be controlled by the Configuration/Systems Management and Testing layer of the ORATOS S/W system). The operational ORATOS platform in particular will comprise three SUN servers: one for critical support during launch and early orbit phases (designated ORATOS-L), one for routine phase support (designated ORATOS-R) and one back-up server. Presently eight clients are foreseen within the ORATOS-L H/W subgroup and three within ORATOS-R. ORATOS-I, the H/W environment for integration, independent testing and acceptance of new operational S/W, will comprise a single server and five clients.

3.2 ORATOS SOFTWARE

The ORATOS software will be horizontally structured in layers, thereby separating between applications and support software.

3.2.1 Applications Software

The **Applications Layer** contains the flight dynamics discipline specific software required for instance within the following subsystems:

- Orbit Determination
- Attitude Determination
- Orbit and Attitude Manoeuvre Support.

This software will in part consist of project specific elements which are to be specifically developed and integrated according to project needs.

The overall design of the ORATOS Applications Layer will be based on the identification of standard applications elements which are reusable by several projects. These elements will be developed only once and be placed in standard topical libraries, e.g.:

- Orbit Library
- Attitude Library.

As a further tool for the implementation of project specific applications, ORATOS will provide within its Applications Layer generic shells for such S/W which is specific but recurrent per project, e.g. attitude monitoring. The generic attitude monitoring shell will be a working program applicable to a specific project which also documents all adaptations required for other projects. The generic shell will be designed such as to localise and minimise changes.

The following breakdown shows examples of those applications which will be developed within the ORATOS project.

- **Standard orbit determination S/S.** The algorithmic kernel of this S/W will be derived from the orbit determination software now existing at ESOC. In addition to the integration with ORATOS facilities (i.e. advanced MMI) the subsystem will be generalised w.r.t. S/C and mission type.
- **GPS+PRARE orbit determination/relative orbit determination.** This S/W package will support orbit determination based on novell measurement types, e.g. GPS, PRARE and relative state sensors. For the latter measurement type, the S/W will access telemetry in addition to tracking data.
- **Advanced S/C AOCS monitoring.** The attitude sensor systems of most modern, three-axis stabilised S/C have similar components and characteristics, which implies commonalities in the on-ground monitoring facilities. Consequently a generic monitoring shell will be implemented, which is easily adaptable to specific missions. Ease of adaptability will be the main advanced feature. On-line dynamic update of telemetry parameter selection, processing algorithm and screen layouts (i.e. in response to contingencies) should be possible.
- **Advanced S/C AOCS control.** The Attitude and Orbit Control Systems of modern S/C are highly autonomous, i.e. magnitude and timing of control actions are determined by on-board S/W. This S/W requires support parameters which have to be determined on ground and uplinked either on demand or at regular intervals. It is intended to provide a generic facility for this function which will be a counterpart to the advanced S/C AOCS monitoring package.
- **Multi S/C mission strategies.** A number of upcoming missions will require coordinated orbital control of several S/C. This S/W will support orbital strategy planning and manoeuvre optimisation for cooperative manoeuvres of several S/C.

- **Knowledge-based flight dynamics system.** The operational decision-making, in particular in case of contingency, is governed by a complex set of rules, which are part of the "experience" or "knowledge" of the flight dynamics staff. This advanced facility will provide a computerised "knowledge-base" of this rules which will be continuously dynamically updated in a self-learning process. Finally, this knowledge-based system will guide the staff in his operational decision-making or propose decisions.

3.2.2 Support Software

The **Support Layer** of the ORATOS software system is structured in the following three topical sub-layers:

- Communications/Data Dissemination
- Man-Machine Interface
- Configuration/Systems Management and Testing.

The **Communications/Data Dissemination Layer** will contain all software required for data access (from external/internal sources), data routing (to external/internal destinations), decoding and conversion. Applicable types of data are: telemetry, tracking, telecommand, external/ internal databases (e.g. spacecraft parameters, orbital ephemerides). The Communications/Data Dissemination Layer software will decouple all systems details of the (remote) data access or routing from the applications software. Within this layer state-of-the-art database access methods will be used where appropriate.

The **Man-Machine Interface Layer** will mainly contain all software for presentation of output data in alphanumeric and graphical form. Not only line-graphics but also block diagrams and three dimensional/animated graphics will be considered.

This layer will contain not only output interface routines which are to be called from the applications program, but also supporting software e.g. to design output screens through a dialog with the user. This layer will also comprise facilities for advanced applications control e.g. using mouse commands in conjunction with selection panels or push-buttons.

The **Configuration/Systems Management and Testing Layer** will contain all software required to manage versions of common software libraries and data within the distributed system, the migration of applications software between systems environments (see below) and (during operations) the monitoring of tasks across the distributed system. This layer will also provide for save/restore of operational databases and for regular back-up of software under development.

An advanced test harness will automise and standardise software quality control. Following single testing by the applications developer in the development environment, new S/W modules are transferred to the integration environment where they will be integrated into the system and undergo independent quality control. This involves testing on module, subsystems and systems level. The advanced test harness will store the test definitions, the test inputs and reference outputs. In case a module needs to be updated, the advanced test harness will automatically identify and perform all tests which need to be repeated (on all levels). Reporting of the test results will also be automatic. Ultimately, the advanced test harness will also store the rules by which test cases are defined. When this is achieved the system may either guide the test conductor in selecting test cases or define test cases automatically. This will ensure S/W testing to a standardised, homogeneous level.

The software (and hardware) will be vertically structured in **environments** to ensure that the various operational and non-operational flight dynamics tasks are performed with the required security, redundancy and independence. The following is a list of environments to be implemented each on its dedicated hardware platform:

- operational environment (operations support, emergency maintenance)
- integration environment (software integration and acceptance testing)
- development environment (software development, routine maintenance, studies)

Security of the environments and in particular the proper migration of software and data between environments is ensured by software within the configuration and systems management layer of the ORATOS system.

The following breakdown shows examples of support subsystems, which will be developed within the ORATOS project.

- **Advanced database access methods.** The flight dynamics system contains databases of rarely changing spacecraft and mission parameters which are at present manually extracted from design documentation. The number of parameters required is growing along with S/C complexity and for future projects the S/C manufacturers will employ computerised databases. This S/W will

provide for automatic extraction and dissemination of flight dynamics parameters. The database access methods of the central systems and access across networks will be supported.

- **Advanced graphical interfaces.** An evolution of the man-machine interfaces beyond screen graphics and mouse/keyboard commands is already apparent. The present package will provide an (initially experimental) implementation of emerging interface methods such as virtual reality.
- **Expert systems for advanced man-machine interface** : A major feature of advanced man-machine interfaces will be their high degree of flexibility. To exploit this flexibility operationally and to still ensure operational safety requires special mechanisms. Therefore an user-adaptive interface which guides or advises the user as required using expert system methods will be provided.
- **Advanced test harness.** This facility will automise S/W quality control by maintaining a database of test cases and data. In case a S/W module is updated, the system will automatically identify and execute all tests which need to be repeated (on module, subsystem and systems level). A knowledge-based system will guide the test conductor in the selection of test cases.

3.2.3 Implementation Characteristics

The software engineering of ORATOS will be derived in detail during the Pilot Navigation System development, which is a currently ongoing prototyping project for ORATOS. The following is a summary of todays top-level assumptions:

- UNIX will be the unique operating system on all workstations
- Remote intertask communications will be via TCP/IP on an Ethernet LAN.
- The applications will be coded in FORTRAN. If another high-level language emerges as general standard (e.g. ADA) a conversion of the applications to this language will be required.
- Lower-level software within the Support Layer will be coded in C.
- The applications S/W interface to the Support Layer will be via FORTRAN-callable subroutines or data files.
- The man-machine interface will be based on a windowing system adhering to the OPEN LOOK standard. It is currently foreseen to use XView.

4. CONCLUSIONS

The paper attempts to visualise the evolutionary development of the flight dynamcis support in terms of spacecraft mission, computer, and software characteristics. A breakdown of the most prominent missions and Computer Systems of the present and past is given leading to the installation of ORATOS during the coming years. ORATOS, the designated flight dynamics support system of ESA for the period including the millenium change, is based on the vast experience gained in operating all the ESA missions of the past and will utilise to the full extent modern computer and software facilities, thus making it a candidate for ESA-external customers also.

MISE A POSTE DES SATELLITES GEOSTATIONNAIRES AU CNES : MOYENS SOL, ORGANISATION ET DOCUMENTATION OPERATIONNELLES

H. DONAT

CENTRE NATIONAL D'ETUDES SPATIALES

RESUME

Le CNES dispose à Toulouse de moyens importants pour les mises à poste des satellites géostationnaires. Une description de ces moyens est présentée ici et, au travers de l'organisation mise en place et de la documentation utilisée on montre la rigueur avec laquelle ces moyens sont mis en oeuvre.

On décrit aussi les différents réseaux de stations sol de contrôle que le CNES peut mettre en oeuvre pour les mises à poste de satellites géostationnaires.

ABSTRACT

The CNES, French Space Agency, have at one's disposal in Toulouse some important facilities for the positioning of geostationary satellites. A description of this facilities is presented here, and throught the organization and documentation used we show the severity with which these facilities are performed.

We present also the differents TT&C networks can be used by CNES for the positioning of geostationary satellites.

Key words : geostationary satellites, positioning facilities, TT&C ground stations.

1. INTRODUCTION

Le CNES, agence spatiale française, est chargé des opérations de mise et de maintien à poste et du contrôle des satellites géostationnaires depuis 1974, date de lancement du premier satellite Symphonie.

Le CNES a été ensuite chargé par France Telecom, de préparer le système de contrôle des satellites TELECOM1, puis d'effectuer les opérations de mise et de maintien à poste de ces satellites. Telediffusion de France (TDF) a fait de même pour les satellites de radiodiffusion directe TDF1 et TDF2. Actuellement, le CNES prépare, pour France Telecom, le système de contrôle des satellites TELECOM2 qui doivent prendre la relève des TELECOM1.

Le CNES possède donc une grande expérience de la conception, de la définition puis de la mise en place de systèmes de contrôle de satellites géostationnaires. Son savoir-faire s'étend à la préparation opérationnelle et à l'exécution des opérations de mise et de maintien à poste.

L'installation à Toulouse d'un Centre de Contrôle Multimissions consacré aux opérations effectuées sur des satellites appartenant à d'autres pays ou organisations, permet au CNES de pouvoir prendre la responsabilité, pour le compte d'un organisme ou d'un client extérieur, des opérations de mise à poste d'un satellite géostationnaire.

Ces opérations sont effectuées de préférence depuis le Centre de Contrôle de Toulouse, en association avec le réseau de stations 2 GHz CNES, mais peuvent également être effectuées en liaison avec d'autres réseaux de stations, en y associant plus ou moins étroitement le Centre de contrôle du client.

C'est ainsi que le Swedish Space Corporation, organisme spatial de Suède, et INMARSAT, organisation internationale de communications maritimes par satellites, ont chacun signé un contrat avec le CNES pour lui confier les opérations de mise à poste de leurs satellites géostationnaires de télécommunications.
Des contrats sont en préparation pour la mise à poste des satellites HISPASAT et LOCSTAR.

2. DESCRIPTION DU SYSTEME SOL DE MISE A POSTE

Pour les mises à poste de satellites géostationnaires, le CNES assure la mise en place, les tests et la mise en oeuvre des moyens sols suivants :

- un Centre de Contrôle Satellite (CCS),
- le Service de Détermination des Manoeuvres (SDM),
- le Centre d'Opération du Réseau (COR),
- le Centre d'Orbitographie Opérationnelle (COO),
- la Salle de Contrôle Principale (SCP),
- la Salle des Spécialistes Véhicules (SSV),
- un réseau de stations sol constitué soit du réseau bande S CNES complété par des stations du réseau NASA ou ASE, soit du réseau bande C INTELSAT, soit du réseau bande KU TELESAT.

2.1 Le Centre de Contrôle de TOULOUSE

Le Centre de Contrôle de TOULOUSE est composé de plusieurs entités opérationnelles (figure 1).

2.1.1 Le Centre de Contrôle Satellite

En phase de mise à poste, le centre de Contrôle participe aux opérations pour ce qui concerne la surveillance et le contrôle technologique du satellite. Pour cela, il met en oeuvre les fonctions :

- d'acquisition, de traitement et d'exploitation des télémesures,
- la préparation et l'envoi des télécommandes.

Le CCS est composé de deux calculateurs SOLAR 16/65 redondants pour les fonctions temps réel. Le deuxième calculateur peut être affecté à des tâches temps différé.

Le CCS peut élaborer des images (pages télémesure + 1 page présentant les dernières commandes envoyées et celles en cours de préparation) aux normes télévision ; ces images sont distribuées aux autres moyens du CNES par le système vidéo-fréquence existant. Il est en mesure de recevoir par le même canal des images générées par les autres moyens.

Lors de la préparation des opérations de mise à poste, le CCS est mis en liaison avec le simulateur dynamique du satellite.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

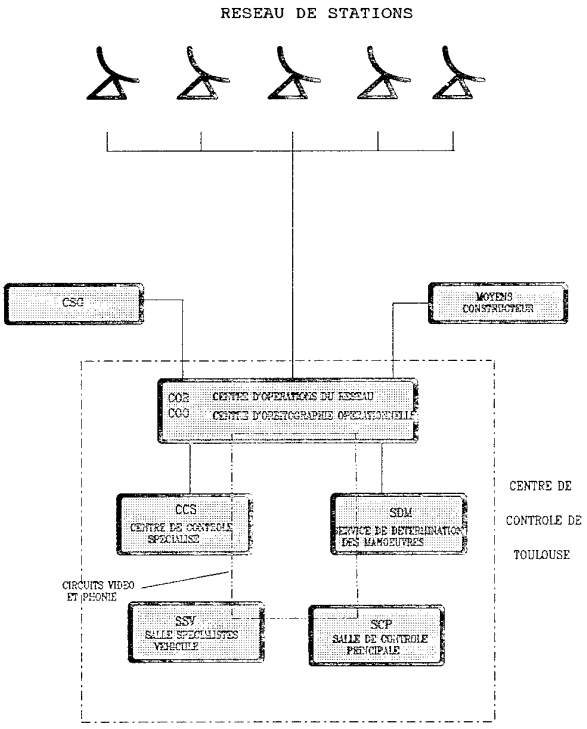


FIGURE 1 : LE SYSTEME SOL DE CONTROLE EN MISE A POSTE

2.1.2 Le Service de Détermination des Manoeuvres (SDM)

a) Fonction :

Le SDM, d'une façon générale, est chargé des aspects de mécanique spatiale des opérations. Il effectue notamment :

- la restitution d'attitude du satellite,
- la préparation et le suivi des manoeuvres d'attitude,
- la détermination d'orbite,
- la préparation, le suivi et le diagnostic des manoeuvres d'orbite.

Il possède des moyens nominaux gérés avec rigueur pour les opérations nominales, et une grande souplesse d'emploi pour les cas dégradés même imprévus.

Pour remplir ces fonctions, le SDM :

- reçoit, via le COR, les signaux de télémesure du satellite et les mesures de localisation en provenance des stations de contrôle,
- fournit ses résultats sous forme de pages vidéo distribuées par le système vidéo du Centre de Toulouse (pages de manoeuvres, suivis graphiques des manoeuvres) ou sous forme de listing (prévisions opérationnelles).

b) Description :

Le système est composé de 4 stations de travail reliées par un réseau local, type ETHERNET.

2 micro-calculateurs destinés à gérer les sorties vidéo sont aussi connectés au réseau local.

2.1.3 Le Centre d'Orbitographie Opérationnelle

a) Fonction :

Le CCO a pour tâche la détermination de l'orbite du satellite en orbite de transfert et en orbite de dérive, pour établir les données de pointage des stations TTC.

Il reçcit des stations les mesures de localisation (distance, doppler, angulaire si possible).

Au moment du lancement, il reçoit également les données d'initialisation en provenance du Centre Spatial Guyanais, ainsi que les données contenues dans la télémesure lanceur.

Après traitement des mesures de localisation, le COO détermine :

- l'orbite du satellite,
- les visibilités stations et les éphémérides de désignation des stations.

b) Description :

Les moyens informatiques du COO sont :

- 2 stations de travail réalisant l'acquisition des mesures de localisation (l'une en redondance de l'autre),
- 1 station de travail effectuant les calculs d'orbite en temps différé,
- 1 station de travail effectuant les tâches de servitudes,
- 2 micro-calculateurs en redondance réalisant l'envoi des éphémérides aux stations,
- 1 réseau local ETHERNET relie les différents calculateurs.

2.1.4 Le Centre d'Opérations du Réseau (COR)

a) Fonction :

Le COR réalise l'interface technique et opérationnelle et se comporte comme un aiguillage entre le Centre de Contrôle de TOULOUSE et les moyens externes :

- le réseau CNES,
- le réseau ASE,
- le réseau NASA,
- le réseau INTELSAT,
- le réseau TELESAT,
- le Centre de Lancement.

il reçoit :

- la télémesure des stations et la distribue au CCS et au SDM,
- les mesures de localisation des stations et les transmet au SDM et au COO,
- les télécommandes du CCS et les transmet à la station.

b) Description :

Le COR a été conçu comme un système redondant incluant :

- un système de transmission de données pour des liaisons permanentes entre les stations du réseau CNES (et autres) et le Centre de Contrôle de TOULOUSE.
- un système de traitement pour assurer le routage et la supervision du trafic.

2.1.5 La Salle de Contrôle Principale (SCP)

La SCP est équipée de tout l'équipement nécessaire pour suivre, contrôler et diriger les opérations.

La direction générale de la mission (Chef de Mission) ainsi que les autorités (ou leurs représentants) impliquées dans la mission sont situées dans cette salle.

2.1.6 La Salle Spécialiste Véhicule (SSV)

Les spécialistes satellite sont situés dans une salle adjacente à la SCP et équipés de moyens de visualisation permettant :

- de suivre l'état du satellite,
- de veiller à la réalisation de la mission,
- d'intervenir dans les cas non-nominaux.

2.2 Le Réseau Bande S

Le réseau 2 GHz utilisé pour la mise à poste des satellites géostationnaires est composé du réseau CNES complété de stations NASA ou ASE afin d'assurer la couverture de toutes les orbites de transfert avec des redondances chaudes pendant les phases critiques.

2.2.1 Le Réseau CNES

Le réseau CNES est constitué des stations suivantes :

- AUSSAGUEL (AUS) près de TOULOUSE,
- KOUROU (KRU) en Guyane Française,
- HARTEBEESTHOECK (HBK) près de PRETORIA (Afrique du sud).

2.2.2 Le Réseau ASE

Pour améliorer la couverture des orbites de transfert, il est possible d'utiliser la station ASE de PERTH (PTH) en Australie et celle de Kourou (KRU) en Guyane.

La compatibilité des réseaux CNES et ASE a déjà été étudiée. La mise en place des équipements d'interface a été réalisée et déjà utilisée opérationnellement.

2.2.3 Le Réseau NASA

L'utilisation du réseau NASA, en l'occurrence les stations de GOLDSTONE (GDS) près de WASHINGTON et de CANBERRA (CAN) en AUSTRALIE, est aussi utilisé pour compléter la couverture des orbites de transfert.

Comme il est d'usage, ce support est soumis à la contrainte d'une priorité accordée aux activités propres de la NASA.

2.3 Le Réseau Bande C

Le nouveau réseau INTELSAT est composé des stations :

- CLARKSBURG (USA)
- RAISTING (RFA)
- FUCINO (Italie)
- BEIJING (Chine)
- PERTH (Australie)
- PAUMALU (Hawaï)

Le Centre d'Opérations (ISCC) est à WASHINGTON. Il est relié au COR Toulouse par deux liaisons redondantes.

2.4 Le Réseau Bande KU

Le réseau TELESAT est composé des stations suivantes :

- ALLAN PARK (Canada),
- PERTH (Australie)

Il peut être complété par les stations suivantes (TELESAT ayant des accords avec elles) :

- SOUTHAMPTON (Grande Bretagne) de BSB ou BETZDORF (Luxembourg) de la SES (ASTRA)
- SYDNEY (Australie) de AUSSAT

Le Centre d'Opérations est à Gloucester (ONTARIO CANADA). Il est relié au COR Toulouse par deux liaisons redondantes.

3. DOCUMENTATION ET ORGANISATION OPERATIONNELLE

3.1 Documentation opérationnelle

La documentation opérationnelle regroupe tous les documents et données utilisés pour la qualification opérationnelle et la réalisation de la mission elle-même.

Nous considérons 3 niveaux de documentation (figure 2).

Niveau 1 : les documents de référence

Ces documents ne font pas partie de la documentation opérationnelle mais en sont la documentation de référence. Ce sont :

- Le Manuel d'Opérations incluant les Procédures de Contrôle Satellite et produit par le constructeur.
- Le Document d'Interface Bord/sol constitué par des documents produits par le constructeur qui sont :

* les Spécifications d'Interface Bord/Sol,

* les fichiers Télémesure et Télécommande,

* le fichier Technologique du satellite (incluant les données nécessaires à l'analyse de mission),

* les spécifications du logiciel sol.

- Le document de configuration système.

Le but de ce document est de donner une définition complète du Système Sol de Contrôle utilisé pour la mise à poste.

- L'analyse de mission.

Une analyse de mission préalable est fournie par le constructeur satellite ; l'analyse de mission finale est produite par le CNES.

Niveau 2 : Documents généraux d'exécution et de coordination

- le Plan Général d'Opération,
- le Plan de Vol,
- le Plan de Contrôle,
- le Plan de Décision,
- les Procédures d'Opérations de Manoeuvres,
- le Plan de Qualification Opérationnelle.

Niveau 3 : Documents spécialisés d'exécution

Ce sont des documents internes préparés par le CNES pour exécution des opérations. Ce sont :

- les Plans d'Opération spécialisés,

- les Plans Support Opérations,

- l'ordre d' Opération de Lancement,

- l'ordre d'Opérations de Qualification Opérationnelle.

- les spécifications d'Interfaces Opérationnels.

3.1.1 Présentation et gestion de la documentation

- Présentation des documents

Dans un souci d'homogénéisation et en vue de faciliter l'identification, l'utilisation et la gestion de la documentation opérationnelle, les documents respectent les exigences en vigueur au CNES.

- Mise en oeuvre des documents

Elle relève de la responsabilité du coordinateur des opérations, et elle est effectuée pour chaque exercice de qualification ainsi que pour les opérations. Dans certains cas (documentation informatisée), il peut être nécessaire de formaliser des procédures de mise en oeuvre.

- Qualification des documents

Elle a lieu au cours des exercices de qualification opérationnelle. La documentation est gérée en configuration. Les demandes de modification sont prises en compte au niveau de la gestion du projet.

- Gestion des documents

La documentation opérationnelle est gérée en configuration suivant les procédures en vigueur au CNES et définies dans le Plan Qualité.

Le dossier de configuration du système opérationnel identifie l'état de tous les documents opérationnels : c'est la configuration de référence. Ce dossier est constitué lorsque la documentation est créée en version complète et définitive (avant les essais de qualification).

La gestion de configuration consiste à gérer les modifications qui vont affecter la configuration de référence, afin de pouvoir à chaque instant identifier l'état de cette configuration.

3.1.2 Description de la documentation opérationnelle

- L'Analyse de Mission

L'analyse de mission couvre les différents points suivants :

* Données, contraintes et critères d'optimisation utilisés pour l'analyse de mission et la détermination de la stratégie de mise à poste,
* Détermination du créneau de tir,
* Optimisation de la stratégie de mise à poste (manoeuvres d'apogée et réorientation d'attitude) tenant compte de la consommation d'ergols, de la durée nécessaire à la détermination de l'orbite, et de la sûreté des opérations, ainsi que de la position finale sur l'orbite géostationnaire,
* Analyse de la première acquisition par le réseau de stations,
* Détermination, pour le réseau de stations utilisé, des visibilités, des redondances et de la précision de restitution d'orbite,
* Prévision des possibles éclipses de soleil et analyse des problèmes relatifs à ces éclipses.
* Analyse de la stratégie d'acquisition d'attitude 3 axes proposée par le constructeur et définition des éventuels logiciels spécifiques et procédures pour mener à bien ces opérations,
* Etablissement de la séquence des événements : chronologie, dates des événements nominaux et back-up, leur durée et les méthodes utilisées.

- Le Plan Général d'Opération

Ce document contient toutes les informations générales permettant à chaque entité opérationnelle de s'organiser conformément aux besoins de la mission, à savoir :

* l'organisation opérationnelle du projet,
* les configurations et les fonctions du système sol,
* la synthèse du déroulement des opérations en chronologie,
* la contribution des entités (recensement des contributions, interfaces opérationnelles, supports).

- Le Plan de Vol

C'est un synthèse graphique du Plan de Contrôle. Chaque orbite est représentée sur une page montrant :

* les visibilités station avec indication de la station principale,
* les périodes où l'acquisition de données d'attitude est possible,
* les périodes où les mesures de localisation sont possibles,
* le Procédures d'Opérations et de Manoeuvres (POM) réalisées,
* les dates auxquelles les paramètres d'orbite seront disponibles,
* et toute autre information concernant l'orbite : contraintes de temps, liaisons intermittentes (TM et TC) etc...

- Le Plan de Contrôle

Le Plan de Contrôle contient la chronologie des opérations à réaliser et couvre la période depuis le test système avant le lancement jusqu'au début du premier cycle de maintien à poste. Il est à l'usage de toutes les entités opérationnelles.

Il donne par ordre chronologique la séquence des événements, manoeuvres et contrôles qui doivent être réalisés. Chaque manoeuvre consiste en des actions synchronisées ponctuées d'étapes de "GO/NOGO".

Le Plan de Contrôle renvoie aux POM pour le détail des actions, notamment pour les télécommandes à envoyer. La chronologie prend en compte les opérations nominales mais aussi certains cas non nominaux prévus (back-up des manoeuvres d'apogée par exemple).

Le Plan de Contrôle est validé pendant la phase de qualification opérationnelle et mis à jour s'il y a lieu.

- Le Plan de Décision

Ce document décrit le processus et les critères de prise de décision par les autorités compétentes durant les phases de qualification et les opérations de mise à poste afin de faire face aux cas dégradés non prévus.

Il décrit le rôle du personnel, ainsi que les moyens dont il dispose, de la Salle de Contrôle Principale (SCP) et de la Salle Spécialistes Véhicule (SSV).

- Les Procédures d'Opérations et de Manoeuvres (POM)

Les POM sont dérivées des Procédures de Contrôle Satellite (Manuel d'Opérations) mais tiennent compte, en outre, des paramètres système sol si nécessaire.

Chaque procédure se présente comme un enchaînement chronologique d'actions à effectuer dont la liste (libellé et enchaînement) des télécommandes à envoyer et des télémesures à surveiller.

Ces procédures s'appliquent dans les cas nominaux. Des procédures sont rédigées pour certains cas non nominaux prévus.

Une liste non exhaustive des procédures pourrait être la suivante :

* mise en route du SCAO,
* contrôle d'état du satellite,
* manoeuvre d'apogée,
* manoeuvre d'attitude,
* manoeuvre d'orbite,
* déploiement des panneaux solaires,
* acquisition solaire,
* acquisition terre,
* acquisition du mode normal,
* etc ...

- Le Plan de Qualification Opérationnelle

Le Plan de Qualification Opérationnelle est un document fixant le cadre et présentant les principes de la qualification opérationnelle. il établit les directives à prendre en compte pour la qualification opérationnelle du système sol :

* le but des exercices de qualification,
* les critères de vérification des spécifications du système sol,
* les moyens mis en oeuvre (incluant les simulateurs),
* le personnel en place,
* le planning des exercices,
* les différences par rapport au Plan Général d'Opérations spécifiques aux exercices.

- Les Plans d'Opérations Spécialisés

Chaque entité opérationnelle (CCS, SDM, COR, COO) doit produire un Plan d'Opérations Spécialisé qui donne une description de son organisation et des actions qu'elle doit mener pour satisfaire les exigences de la mission.

Ces documents contiennent principalement :

* des synoptiques généraux présentant la configuration de leurs moyens (et leur redondance),
* les interfaces avec les autres entités,
* la liste des procédures opérationnelles,
* le détail des tâches réalisées durant la mission,
* la mise en place opérationnelle (identification des postes et des équipes),
* les astreintes,
* les liaisons internes utilisées par l'entité,
* les consignes et recommandations particulières.

- Les Plans Support Opérations

Les entités opérationnelles bénéficient du support de différents services du CNES. Chaque service intervenant en support établit un plan support opérations.

Les différents supports s'appliquent aux domaines techniques suivants :

* maintenance informatique (matériel et logiciel),
* maintenance des matériels non informatiques
* énergie et climatisation,
* logistique,
* sécurité.

- Les Spécifications d'Interfaces Opérationnels

Ce type de document définit les interfaces opérationnels existant entre deux entités. Il y autant de documents que nécessaire.

- Ordre d'Opération de Lancement

Ce document contient un certain nombre d'informations nécessaires au lancement telles que :

* la date de lancement, la fenêtre de lancement, la séquence des événements lanceur et les paramètres de l'orbite nominale visée par le lanceur,
* des informations générales sur le plan de vol,
* une définition synthétique du système sol et des configurations opérationnelles,
* la liste du personnel impliqué dans les opérations,
* l'organisation opérationnelle : organisation fonctionnelle, dates et heures des "briefings" et "débriefings", la définition des rapports, etc...

- Ordre d'Opération de Qualification Opérationnelle

La qualification est composée de plusieurs exercices. Pour chacun d'eux, un Ordre d'Opération est diffusé pour donner les informations générales nécessaires à la réalisation de l'exercice telles que :

* le but de l'exercice,
* les dates et heures de l'exercice,
* les moyens utilisés,
* la configuration du système sol,
* le type de simulation utilisé,
* les procédures,
* les dates et heures des "briefings" et "débriefings", etc...

3.2 Organisation

3.2.1 Principes

Pendant la phase de préparation de la mise à poste, l'organisation de l'équipe projet est celle décrite dans la figure 3.

Pendant la mise à poste et la qualification opérationnelle une organisation spéciale, dite opérationnelle, est mise en place. Elle s'appuie sur l'organisation du projet, et comporte deux niveaux principaux de responsabilité comme le montre la figure 4.

L'organisation proposée a déjà été mise en pratique et validée à l'occasion des lancements successifs dont le Centre de Contrôle de Toulouse a eu la charge. Elle est arrivée à un haut niveau d'efficacité et de sécurité, spécialement dans les situations imprévues.

L'organisation permet un planning de travail de 24 heures par jour et comprend toutes les entités qui constituent le Système Sol de Mise à Poste.

3.2.2 Conduite des Opérations

Le premier niveau est la conduite des opérations dirigées par le Responsable Opérations. Il coordonne les entités opérationnelles conformément au Plan de Contrôle. Il est situé au Centre de Contrôle Satellite.

L'activité qu'il coordonne est l'activité d'exécution. Cette activité implique une réalisation soignée et stricte des opérations suivant la documentation opérationnelle :

- le Plan de Contrôle coordonné par le Responsable Opération,
- les Procédures d'Opération de Manoeuvre exécutées par le Responsable Satellite,
- les Plans d'Opération Spécialisés, exécutés par chaque entité opérationnelle.

Le Responsable Opérations réfère au Chef de Mission dans les cas suivants :

- à chaque étape de "GO/NOGO" prédéfinie dans le Plan de Contrôle pour obtenir l'autorisation de continuer l'exécution du Plan de Contrôle,
- quand la situation non nominale pour obtenir l'approbation d'exécuter la procédure redondante adéquate, choisie parmi celles des cas dégradés prévus, ou bien des instructions si ce cas n'a pas été prévu.

3.2.3 Autorités de Décision

L'autre niveau consiste en l'activité de contrôle et de décision. Cette activité est menée à bien par les Autorités de Décision. L'interface avec le niveau de décision est réalisé par le Chef de Mission.

Les Autorités de Décision sont constituées de :

- Spécialistes Satellite (Système et Sous-système) de l'équipe satellite du constructeur.

  Ces spécialistes assistent le coordinateur spécialiste satellite afin de :

  . vérifier et confirmer que le comportement du satellite est nominal,

  . donner l'alarme lorsqu'ils détectent une situation non nominale,

  . approuver, quand nécessaire, la décision d'appliquer une procédure cas dégradé ou de revenir à une situation nominale afin de continuer à appliquer le plan de contrôle nominal.

- Représentants Client et Autorités CNES.

Ces Autorités sont sollicitées pour donner leur approbation aux étapes très importantes de la mission (décision de lancement, mise à feu du moteur d'apogée, etc ...).

Le Responsable Mise à Poste du Client est chargé de l'interface entre les Autorités de Décision du Client et le Chef de Mission. Il est chargé en outre, assisté en cela par les Spécialistes Satellite, d'éla-borer et de fournir au Chef de Mission les procédures cas dégradés dans le cas de situations non prévues.

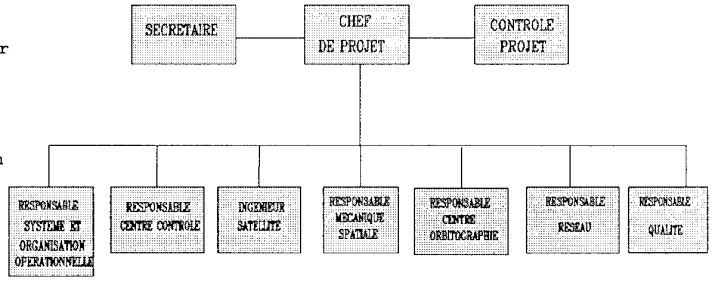


FIGURE 3 ORGANISATION DE L'EQUIPE PROJET
POUR LA PHASE PREPARATION

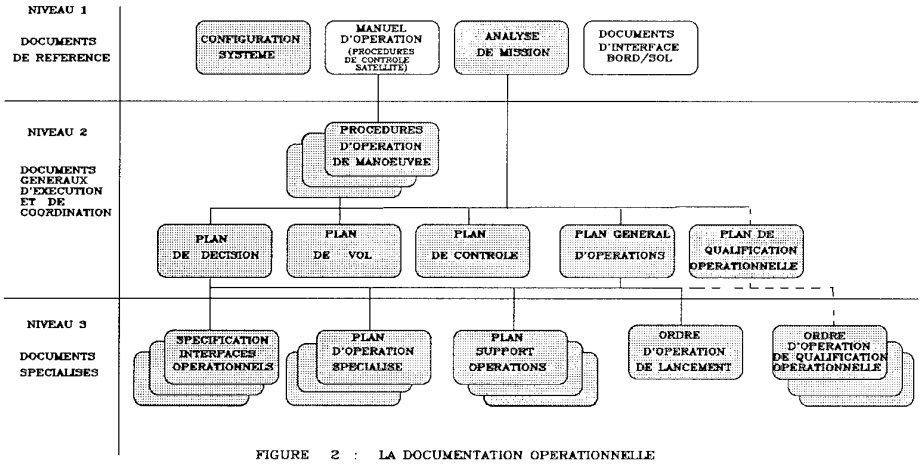


FIGURE 2 : LA DOCUMENTATION OPERATIONNELLE

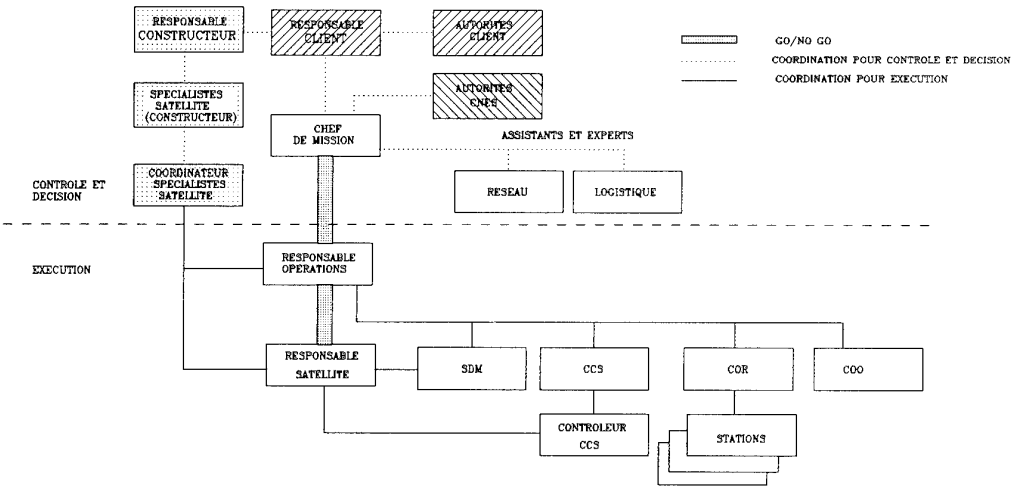


FIGURE 4 : ORGANISATION OPERATIONNELLE

MISE A POSTE INMARSAT-2/F1

Geneviève CAMPAN

Centre National d'Etudes Spatiales, Toulouse

RESUME

Le premier des quatre satellites de télécommunication INMARSAT-2 a été lancé avec succès le 30 octobre 1990 par la 200e fusée américaine Delta II, qui, après le décollage de Cape Canaveral (Floride) a placé le satellite en orbite de transfert géostationnaire. Le Centre Spatial de Toulouse a alors pris le contrôle des opérations de façon à amener ce satellite à sa longitude IOT (In Orbit Test) (30°E). Là, le satellite a été recetté avant d'être déplacé vers son emplacement définitif au-dessus de l'Océan Indien (64,5°E). Les opérations de mise à poste ont duré un peu moins de dix jours. Le Service de Détermination des Manoeuvres (SDM) est un sous-ensemble du système sol de mise à poste du Centre Spatial de Toulouse. Cet article présente les points importants de la mission en termes de mécanique spatiale et les moyens utilisés pour les résoudre (méthodes, moyens matériels et humains) ainsi que quelques résultats marquants obtenus en vol.
Nota : Depuis, le second satellite a été lancé (8 mars 1991) par une fusée Delta et mis à poste avec succès.

Mots-clefs : mise à poste, mécanique spatiale, logiciels de contrôle de l'orbite et de l'attitude.

1. LE SATELLITE ET LA MISSION

1.1 Le satellite

Les satellites INMARSAT-2 sont les premiers satellites utilisant la nouvelle plate-forme trois axes EUROSTAR 1000 du consortium franco-britannique SatCom International.

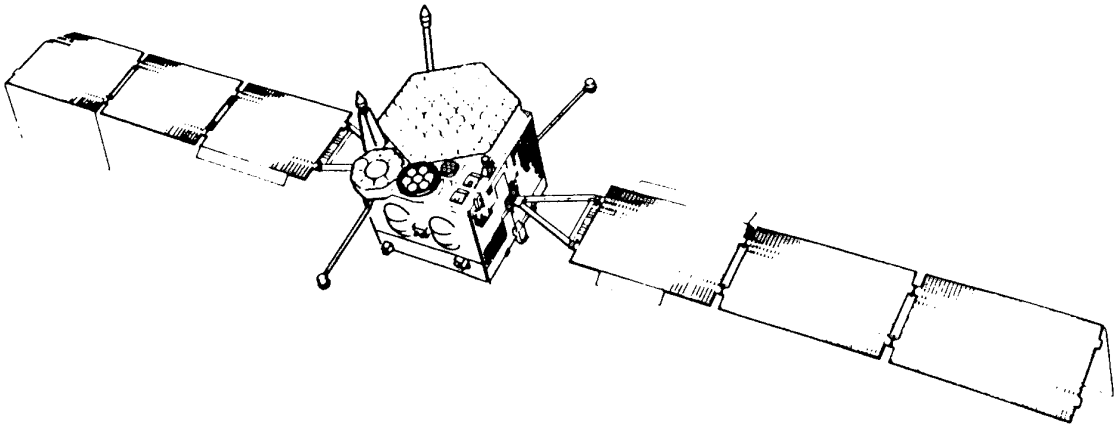
Les principales caractéristiques du satellite ayant un impact significatif sur les calculs des opérations de mise à poste sont les suivantes :
- en orbite de transfert, le satellite est spinné autour de son axe Z ou du moins autour d'un axe proche de l'axe Z du fait de la présence d'un balourd dynamique et éventuellement d'une nutation ;
- un moteur d'apogée biliquide réallumable de poussée 490 N permet de réaliser la plus grande partie de l'impulsion qui circularise l'orbite tout en corrigeant le plan ;
- le satellite est doté de douze tuyères 10 N (six nominales et six redondantes) utilisées en mode pulsé lui permettant d'effectuer des manoeuvres d'orbite et/ou d'attitude suivant les phases ;
- une stabilisation trois axes est utilisée à poste, nécessitant un passage souvent délicat d'une stabilisation passive (spin) à une stabilisation active via les séquences classiques d'acquisition Soleil et Terre.

Le satellite est par ailleurs équipé de six types de senseurs différents utilisés suivant les différentes phases de la mission :
- un senseur ESS (Earth Sun Sensor) permet au segment sol d'effectuer la restitution d'attitude lors de la phase spinnée ;
- deux senseurs d'acquisition solaire (SAS) fournissent des informations de pointage lors des phases d'acquisition ou de pointage solaire. Ils permettent également de déterminer de faibles vitesses de rotation autour de Z, lorsque l'ESS devient indisponible ;
- deux senseurs Terre (Infra Red Sensor : IRES) fournissent des informations roulis tangage pour le contrôle de pointage Terre et servent également lors de la séquence d'acquisition Terre ;
- deux boîtiers gyro (GYP) composés d'intégrateurs gyro équipent le satellite permettant d'avoir des informations de vitesse et d'angle lacet ;
- un senseur de nutation, nécessaire puisque le satellite devait être compatible avec un lancement par la navette STS, fournit des informations d'accélération transverse ;
- deux senseurs "panneaux" (Solar Array Sun Sensor : SASS) situés sur les faces nord et sud des panneaux fournissent des informations de pointage des panneaux par rapport à la direction du Soleil.

Outre le moteur d'apogée et les tuyères, le satellite est doté de deux actuateurs complémentaires :
- deux roues fournissent une rigidité gyroscopique pour le pointage Terre roulis, lacet, et permettent le contrôle en tangage par variation de vitesse ;
- des flaps au bout des panneaux solaires fournissent des couples de pilotage en roulis et lacet afin de contrôler l'attitude du satellite sans utiliser les tuyères.

Deux contraintes majeures influent sur la mission :
- la phase spinnée était limitée en temps à 159 heures (stratégies de secours incluses),
- la capacité maximum d'une manoeuvre Est/Ouest était de 0,75 degré/jour pour une paire de réservoirs (due à une limitation de remplissage d'éponge dans les réservoirs).

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)



ON-STATION VIEW

1.2 La mission

La mission de mise à poste comportait quelques caractéristiques dimensionnantes pour les opérations et leurs calculs : lancement par Delta II (flexibilité mais fortes dispersions), orbite géosynchrone inclinée.

De plus, au départ, à la séparation du PAMD, le satellite peut avoir deux attitudes différentes dépendant de l'axe Z recouvré après le flat spin. Cette attitude sera similaire à l'attitude du 3e étage (cas + Z) ou à 180 degrés de cette attitude (cas - Z). Une des toutes premières opérations est donc de déterminer sans aucune ambiguïté l'axe recouvré et donc le sens de rotation.

1.2.1 Les dispersions du lanceur Delta II

Les dispersions annoncées sont très grandes : $\pm$ 1 600 km sur le rayon d'apogée (à 3 sigma), $\pm$ 1 degré sur l'argument du périgée (à 3 sigma), le rayon de périgée restant relativement stable.

Lorsque les dispersions amènent le rayon d'apogée en dessous de l'altitude géosynchrone, l'impact sur le coût de mise à poste devient très important (Réf. 2). En conséquence, un très fort biais sur le rayon d'apogée a été choisi par le constructeur du satellite (BAe). Ceci consiste à placer l'apogée de l'orbite délivrée par le lanceur à une altitude très supérieure à l'altitude géosynchrone.

Par ailleurs, les fortes dispersions sur cette orbite impliquent de la part du sol la capacité de recalculer une stratégie de manoeuvres d'apogée (amplitude des manoeuvres, numéros des apogées où celles-ci sont appliquées) et de la prendre en compte lors de la conduite des opérations.

1.2.2 L'orbite géosynchrone inclinée

Une orbite inclinée en fin de mise à poste a été visée de façon à tenir compte du mouvement de dérive séculaire du plan de l'orbite géosynchrone qui limite fortement la durée de vie théorique du satellite.

Dès lors, la rotation de la ligne des noeuds à effectuer lors de la mise à poste est fixée pour obtenir une durée de vie maximale ou pour optimiser un critère équivalent (minimiser le coût des dix premières années incluant la mise à poste).

Dans le cas du lanceur Delta II, l'argument du périgée peut être choisi dans une certaine plage, ceci afin de faciliter la rotation de la ligne des noeuds dans un sens ou dans un autre. Les différentes valeurs choisies (6 maximum) définissent des bandes de vol dont le domaine d'utilisation devra couvrir l'ensemble de l'année. Pour les satellites INMARSAT-2, quatre bandes de vol ont été définies et utilisées suivant la rotation de ligne des noeuds à effectuer, donc suivant la période de l'année (voir Table 1).

		Tape 1		Tape 2		Tape 3		Tape 4	
Approximate launch period		early March to late April (midnight launch)		mid June to early Sept. (midday launch) mid dec to early march (midnight launch)		late April to mid June (midday launch) early oct to mid dec (midnight launch)		early Sept. to mid Oct. (midnight launch)	
Time from lift-off (sec)		1582.930		1572.433		1478.145		1492.738	
Expected Node shift (deg)		- 60		+ 10 to - 30		+ 40 to + 80		+ 110	
Injection orbit	a	24 854.359	km	24 852.562	km	24 854.951	km	24 755.777	km
	e	0.7359266		0.7359075		0.735933		0.7348749	
	i	24.37609	deg	24.02646	deg	24.05957	deg	24.00025	deg
	w	185.22	deg	179.87005	deg	172.35024	deg	173.00011	deg
	lΩ	170.76928	deg	170.92144	deg	172.63938	deg	172.38161	deg
	v	10.0365	deg	14.4829	deg	14.3679	deg	14.8784	deg
	M	1.0382234	deg	1.505446	deg	1.49305016	deg	1.55687	deg
Injection attitude	α	90.23818		81.61187		76.21746		76.22725	
	δ	-9.71322		-8.56047		-8.3476		-8.14378	
		a = semi major axis e : eccentricity i : inclination w : argument of perigee lΩ : longitude of ascending mode v : true anomaly M : mean anomaly		osculating parameters at injection		α : right ascension δ : declination w of the spin axis in GMT at injection (or α + 180, -δ if -Z axis recovery)			
		F2 *(08/03/91)* (tape 1)				F1 *(30/10/90)* (tape 3)			

Table 1 : Injection conditions orbit/attitude

2 - LES MOYENS

Le SDM (Service de Détermination des Manoeuvres) est un sous-ensemble du système sol de mise à poste des satellites géostationnaires du Centre Spatial de Toulouse.

Responsable des aspects de mécanique spatiale, ce service multimission intervient dès le début du projet par les études d'analyse de mission qu'il effectue pour définir et vérifier la faisabilité des stratégies de manoeuvres de mise à poste. Puis, il a la charge du développement des logiciels de mécanique spatiale depuis la conception jusqu'à la validation complète du système intégré. Entité autonome, il reçoit ses informations de la télémesure du satellite et des mesures de localisation qu'il acquiert directement via le Centre d'Opérations du Réseau (COR). Ses résultats sont transmis aux autres entités par diffusion vidéo. En plus des méthodes de résolution des divers problèmes présents lors de la mise à poste, le SDM s'appuie également sur un système informatique performant, souple et sûr.
Il est opéré par des spécialistes de mécanique spatiale généralement au nombre de quatre.

On peut décomposer le SDM en deux parties distinctes :
- le système informatique,
- les logiciels de mécanique spatiale.

2.1 Le système informatique

Le système informatique supportant le SDM pendant les mises à poste se nomme MERCATOR (MEthodes et Réalisation pour le Contrôle de l'ATtitude et de l'ORbite des satellites). MERCATOR est un système basé sur une architecture répartie (Réf. 1 et 3), modulaire tant du point de vue matériel que logiciel.

Le système matériel comprend quatre stations de travail identiques SUN3-160C reliées entre elles par un réseau Ethernet. Deux micro-calculateurs assurent les diffusions vidéo graphiques, trois consoles permettent les diffusions alphanumériques (voir figure 2).

Le système logiciel est composé de trois ensembles :
- acquisition et prétraitement de données,
- surveillance système,
- interface homme - machine.

Il correspond en fait à une structure d'accueil des logiciels de mécanique spatiale.
Cette structure a été conçue pour que l'effort d'intégration dans le système d'un nouvel outil soit minimum, l'effort pouvant être donc porté sur l'outil lui-même.

De plus, les fonctions à réaliser pour toute mise à poste sont similaires ; en conséquence, le principe de "famille de logiciels" a été privilégié permettant de minimiser les adaptations des outils d'un satellite à l'autre.
Une autre aspect est la facilité de passage d'une mission à l'autre : environ une demi-heure pour configurer les logiciels d'un calculateur pour une mission : possibilité de présence d'une mission différente sur chaque calculateur en phase de développement et d'essais.

Une fois les logiciels de mécanique spatiale intégrés dans le système MERCATOR, l'ensemble permet alors de réaliser les tâches suivantes :
- acquisition de données et prétraitement (télémesure et localisation),
- restitution d'orbite en temps réel,
- calcul et suivi TR des manoeuvres d'orbite et d'attitude,
- restitution d'attitude en temps réel,
- prévisions opérationnelles (éclipses, visibilités RF, visibilités senseur, ...),
- ainsi que divers supports pour l'interprétation des phénomènes et des résultats possibles grâce à l'ensemble des possibilités offertes à l'utilisateur et par la souplesse de leur choix : impressions, tracés interactifs, rejeux, enchaînement des fonctions, filtres sur les données, visualisation et tri des fichiers, ...

Les performances du système concourent évidemment à la bonne qualité de l'interface opérateur.
Par ailleurs, la compatibilité de l'application MERCATOR avec les fonctionnalités d'UNIX et du multifenêtrage permet d'avoir à disposition un grand nombre de possibilités d'analyse supplémentaires. Il faut noter également que tous les logiciels (analyse de mission comprise) sont aujourd'hui développés sur SUN et qu'il y a donc commonalité d'environnement de travail depuis les études préliminaires jusqu'aux opérations.

Pour revenir au système opérationnel, chaque station de travail supporte les mêmes logiciels.
La redondance est donc totale dès l'instant où il est possible de répartir l'ensemble des tâches allouées à un instant donné sur les quatre machines. Cette répartition dépend bien évidemment de la phase de la mission. Cependant, d'une manière générale,deux stations de travail reçoivent directement les flots de données, les deux autres recevant leurs données (décommutées et prétraitées) via le réseau local Ethernet.

Pour prendre un exemple, sur une orbite de transfert avant une manoeuvre d'apogée (période la plus dimensionnante), la répartition des tâches est la suivante :

ST1 : - acquisition de la télémesure,
- décommutation de la télémesure,
- acquisition des mesures de localisation,
- décommutation et prétraitement de niveau 1 des mesures de localisation,
- surveillance système,
- restitution d'attitude temps réel avec diffusion graphique,
- suivi graphique paramètres température et pression pour la manoeuvre.

ST2 : - acquisition de la télémesure,
- décommutation de la télémesure,
- acquisition des mesures de localisation,
- décommutation et prétraitement de niveau 1 des mesures de localisation,
- surveillance système,
- suivi temps réel de l'aspect solaire et de la vitesse de rotation avec diffusion graphique.

ST3 : - prévisions opérationnelles (éclipse, visibilités senseurs et stations),
- restitution d'attitude avec condensation par format,
- calcul d'une manoeuvre d'ajustement d'attitude si nécessaire.

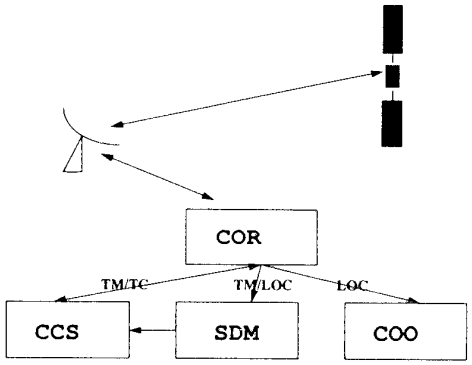
ST4 : - restitution d'orbite (avant la manoeuvre et préparation pour l'après manoeuvre avec initialisation particulière du filtre de Kalman),
- optimisation de la manoeuvre d'apogée (libre puis contrainte avec l'attitude restituée),
- simulation de la manoeuvre retenue et diffusion de la page de manoeuvre.

On note alors une charge machine de l'ordre de 50 à 60 % pour ST1 et ST2, bien moins pour ST3 et ST4 en moyenne (bien que ponctuellement la charge puisse atteindre 100 %), ce qui laisse une marge confortable pour suivre d'autres paramètres, soit critiques, soit pouvant poser problème, ou encore assurer une redondance en cas de besoin.

Il est aussi à noter, et l'exemple le montre bien, qu'une pluridisciplinarité des membres de l'équipe est indispensable. Même si cette pluridisciplinarité n'est pas totale, chaque grand thème est connu par au minimum deux personnes, ce qui donne au système une grande sécurité.

Un tel système présente des intérêts à divers niveaux :
- pour les utilisateurs dans sa souplesse et sa sécurité,
- pour l'organisation opérationnelle dans son autonomie et dans sa souplesse à le coupler à un CCS, entité supposée opérationnelle à plus long terme et au COR (Centre d'Opérations du Réseau : noeud de l'ensemble des lignes de données, de vidéo et de phonie et coordinateur des stations).

Nota : Le COG, Centre d'Orbitographie Opérationnelle effectue la restitution d'orbite à des fins de désignation de stations (données de pointage) et de calibration de réseau (qualité des mesures).



MANOEUVRES

TM : Télémesure ; TC : Télécommande ; LOC : Localisation ; CCS : Centre de Contrôle Spécialisé

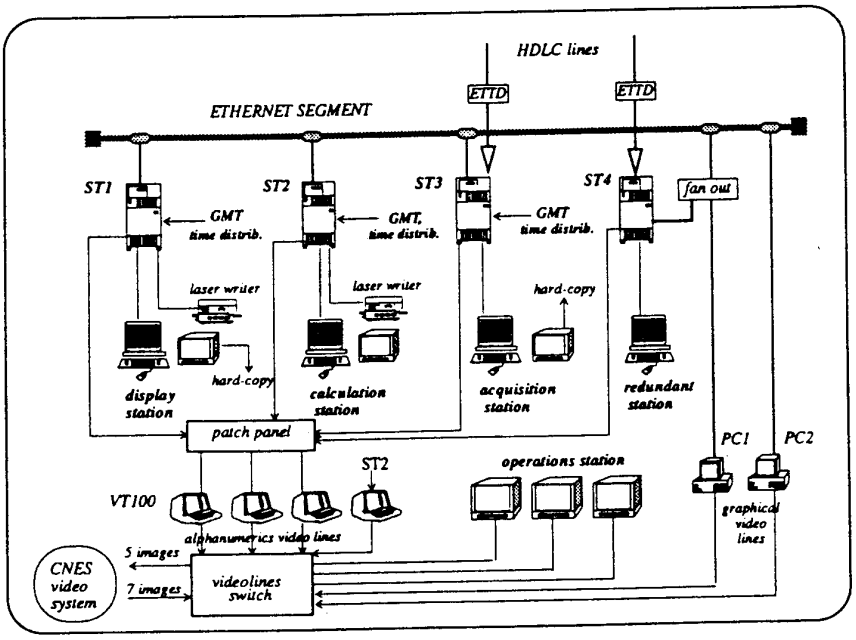


Figure 2 : MERCATOR hardware architecture

2.2 Les logiciels de mécanique spatiale

Environ cinquante logiciels de mécanique spatiale sont implantés dans le système MERCATOR pour une mission de mise à poste, permettant de couvrir l'ensemble des cas nominaux et dégradés "prévus". Ils représentent un peu moins de 60 000 lignes de code FORTRAN. Le langage C est également utilisé mais uniquement en interface avec les tracés graphiques (gain de temps à l'affichage). Ils sont répartis en différents groupes, les plus importants étant listés ci-après :

. Attitude : ensemble des logiciels couvrant les aspects restitution d'attitude ou suivi temps réel de la phase spinnée ;

. Orbite : restitution d'orbite : prétraitement des mesures, restitution (basée sur un filtre de Kalman), validation de mesures, cohérence des phases, ...
Nota : Le réseau INTELSAT était utilisé pour cette mise à poste, son système de mesure distance étant basé sur des différences de phase entre les ondes émises et les ondes reçues pour plusieurs signaux harmoniques de fréquences connues modulant la porteuse ;

. Manoeuvre d'apogée : définition de stratégie, simulation, optimisation ;

. Calibration de manoeuvre ;

. Manoeuvre d'orbite : Est/Ouest, changement de poste, prédiction d'éphémérides ;

. Prévisions opérationnelles : éclipses, visibilités stations sol et senseurs, éblouissement senseurs, ... ;

. Suivi et calcul pour la phase de passage en mode trois axes ;

. Général : divers outils d'aide à la décision ou au calcul.

Nous ne passerons pas tous ces logiciels en revue mais simplement détaillerons deux thèmes plus particuliers : la restitution d'attitude (avec sa nouveauté due au balourd dynamique) et les manoeuvres d'apogée (avec ses particularités dues au lanceur et à l'orbite inclinée visée en fin de mise à poste).

2.2.1 Restitution d'attitude

Le but de la restitution d'attitude est de déterminer avec la plus grande précision possible l'orientation de l'axe de rotation du satellite. Cette orientation est définie par deux angles, l'ascension droite et la déclinaison dans un repère inertiel.

Cette restitution d'attitude est effectuée à partir des données d'un senseur ESS (Earth Sun Sensor).
Il se compose :
- d'une fente méridienne et d'une fente inclinée qui permettent de détecter les instants de passage du Soleil,
- de deux pinceaux infra-rouges qui permettent de détecter les transitions Espace-Terre et Terre-Espace (lorsque la Terre est en visibilité).

Ce type de senseur, relativement classique, est utilisé sur des satellites tels que Télécom 1, ECS, ..., tous satellites à moteur d'apogée solide et donc généralement bien équilibrés. Pour les satellites bi-liquides tels que INMARSAT-2 ou plus tard, Télécom 2, LOCSTAR, HISPASAT, ..., l'équilibrage est bien moins précis et des balourds de quelques degrés ne sont pas à exclure. Néanmoins, ces balourds sont prévisibles et doivent pouvoir être calculés avec une grande précision par les constructeurs de satellite (précision annoncée pour INMARSAT : environ 0,07 degré au pire cas).

Le balourd dynamique est la différence entre l'axe Z satellite et l'axe de plus grande inertie (Izz dans ce cas). On le définit par deux angles relatifs aux axes satellite : l'azimut de l'axe Izz dans le plan équatorial satellite par rapport au plan de la fente méridienne et par l'angle (Z, Izz) communément appelé amplitude du balourd. La figure 3 en donne une représentation graphique (sans nutation). Les figures 4 et 5 donnent les courbes fonction de la masse pour le satellite INMARSAT-2/F1.

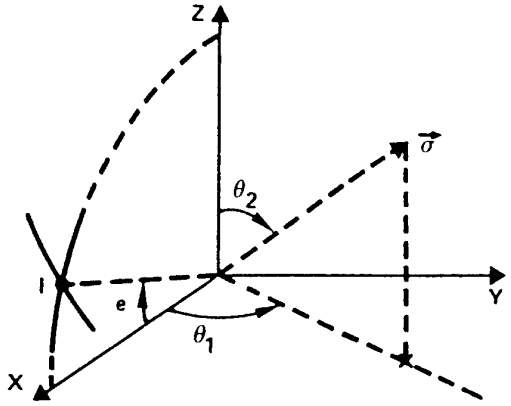


Figure 3

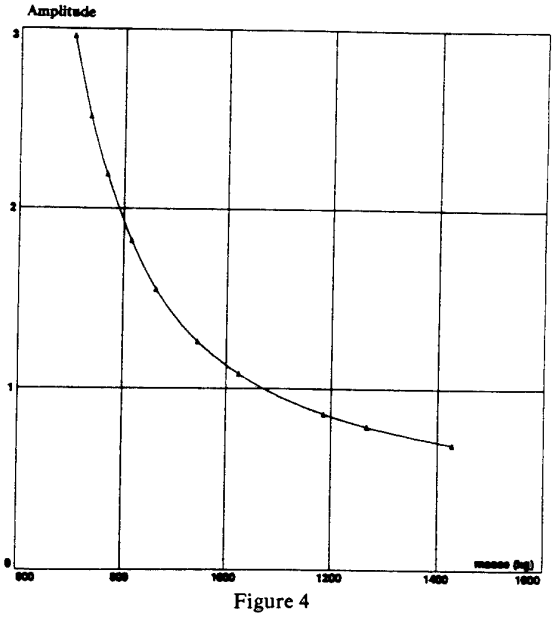


Figure 4

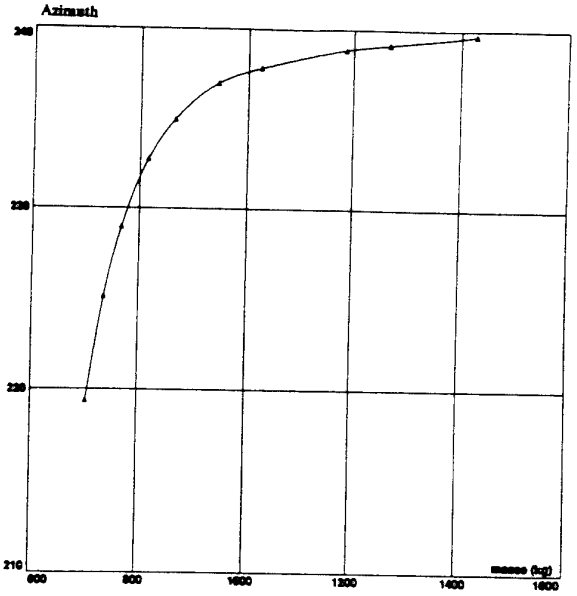


Figure 5

Lorsque le balourd est de faible amplitude (cas INMARSAT-2), il est possible d'utiliser les méthodes habituelles de restitution d'attitude assorties de corrections différentielles (Réf. 4). Mais lorsque le balourd devient plus important, les effets de second ordre ne peuvent plus être négligés et une résolution des équations de façon exacte devient nécessaire.

Compte tenu du balourd maximum annoncé par le constructeur satellite (environ 1,8 deg.) pour la restitution d'attitude, la méthode semi-différentielle a été retenue comme nominale et tous les logiciels ont été adaptés.

On peut parler d'adaptation car l'adjonction de la méthode semi-différentielle se fait très aisément dès l'instant où le logiciel est modulaire (voir figure 6).

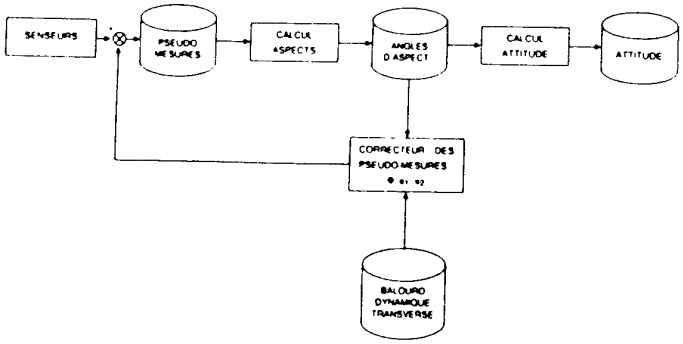


Figure 6

La méthode basée sur les équations exactes a été elle aussi implantée dans le cas nominal (toutes les informations senseurs disponibles) mais des incertitudes subsistent sur la prise en compte des calibrations. Par ailleurs, elle a nécessité une refonte complète du logiciel.

Le but de cet article n'est pas de détailler ces deux méthodes mais plutôt de montrer les différences qu'engendrent leur programmation et que donnent leurs résultats. On a vu précédemment l'impact logiciel et la méthode retenue. Au niveau résultats, les deux méthodes sont très proches (ce qui est rassurant mais normal) : 0,02 deg. maximum.

Ce que l'on peut retirer de cette première expérience de restitution d'attitude avec "fort" balourd dynamique est :
- les logiciels existants (méthode semi-différentielle) répondent bien au problème et permettent d'avoir une panoplie complète face aux cas dégradés possibles,
- la spécification de 0,8 deg. ($\sqrt{D\alpha^2 + D\delta^2} \leq 0.8°$ à 3 σ), spécification historique des satellites à moteur solide, est largement respectée (erreur maximum : 0,45 deg.), ce qui montre le bien fondé des méthodes mais aussi des prévisions de balourd en fonction de la masse.

On peut noter sur les figures 7 et 8 une légère divergence de l'attitude tant en ascension droite qu'en déclinaison alors que l'attitude n'a pas été modifiée par des manoeuvres. Les explications sont à deux niveaux :
- imprécision sur le balourd,
- dépointage du moment cinétique à l'allumage ou à l'arrêt du moteur (important au DV2, faible au DV3).

Une autre validation de ces résultats peut être obtenue via l'orbite. En effet, toute manoeuvre peut être calibrée en terme de performance et d'attitude moyenne de poussée par comparaison des orbites avant et après manoeuvres. Le tableau 9 donne une synthèse des résultats obtenus. On notera une grande stabilité des résultats.

		targeted	obtained	deviation
AEF1	DV	420	425	+5 m/s
	α	290.95	291.01	0.06 deg
	δ	-21.16	-21.57	0.41 deg
	Dm	179.821	181.814	+1.993 kg
AEF2	DV	1127.7	1128.1	0.4 m/s
	α	291.03	291.13	0.1 deg
	δ	-21.13	-21.38	0.25 deg
	Dm	372.807	374.547	+1.74 kg
AEF3	DV	158	158.8	0.8 m/s
	α	291.213	291.04	0.17 deg
	δ	-20.94	-21.36	0.42 deg
	Dm	41.971	42.288	0.317 kg
		restitution d'attitude	calibration attitude par l'orbite	

where : DV : velocity increment in m/s
α : right ascension
δ : declination
Dm : consumed mass

Tableau 9

Légende pour les figures 7 et 8 :

- "restatt" : points représentés par des cercles, logiciel basé sur la méthode semi-différentielle,
- "baloo" : points représentés par des carrés, logiciel basé sur une résolution des équations exactes,
- "calibrated" : attitude de poussée moyenne déterminée par l'orbite,
- cercle plein ou carré plein : valeur médiane sur l'ensemble des valeurs obtenues lors du passage ESS en visibilité Terre,
- cercle vide ou carré plein : valeur donnée par le premier quartile et le dernier quartile. Ces valeurs ne sont pas interprétées, elles donnent simplement une indication sur le bruit des mesures.

2.2.2 Manoeuvres d'apogée

Une mise à poste se passe en deux phases successives caractérisées par l'utilisation de moteurs différents pour les manoeuvres d'orbite. Dans un premier temps, un moteur à poussée moyenne, environ 490 N, permet de réaliser la plus grande partie de l'impulsion qui circularise l'orbite tout en corrigeant le plan. L'incrément de vitesse est classiquement obtenu en plusieurs (trois) poussées, ce qui permet d'une part de limiter les pertes dues à l'étalement et, d'autre part, de corriger les erreurs de réalisation des manoeuvres précédentes et d'avoir une souplesse accrue pour la réalisation du rendez-vous en longitude.

Deux caractéristiques de la mission INMARSAT-2 sont venues pimenter ce problème :

- dispersions du lanceur Delta II,
- orbite inclinée en fin de mise à poste.

2.2.2.1 Dispersions du lanceur Delta II

Dans le cas du lanceur Delta II, la dispersion peut être très grande sur certains paramètres. On a vu précédemment que ces possibles dispersions ont conduit le constructeur du satellite à demander une orbite initiale avec un fort biais sur le rayon d'apogée de façon à minimiser le surcoût induit par ces dispersions.

Outre le problème de coût, ces dispersions amènent des difficultés dans la préparation des opérations. En effet, même si ces dispersions ont un caractère plus contractuel que réel, il serait peu sérieux de ne pas se préparer à une dispersion située à l'intérieur du domaine à 3 sigma (ou un peu moins si on parle au niveau de probabilité de 99 %). Il est quasiment impossible de trouver une stratégie (respectant l'ensemble des contraintes sol et satellite) valable pour toutes dispersions. Le travail d'analyse de mission réalisé au préalable a montré la faisabilité de la mission (en terme de stratégie) quelle que soit la dispersion. Il est évident que la stratégie retenue comme nominale doit résister au mieux aux dispersions (centrées autour de 0), ce qui permet de minimiser la probabilité d'avoir à changer de stratégie durant la mise à poste. L'ensemble de la documentation opérationnelle sera préparée sur cette base.

Cependant, cette probabilité n'étant pas nulle, la possibilité d'avoir à redéfinir et à appliquer une nouvelle stratégie a été étudiée et implantée. Il est impensable de prévoir tous les cas, tout particulièrement au niveau de la documentation opérationnelle (plan de vol et chronologie, ...). Aussi un système a-t-il été mis en place permettant aux opérationnels de récupérer toutes les caractéristiques de la stratégie quinze heures après le lancement si nécessaire (c'est-à-dire si l'orbite était suffisamment éloignée de la nominale pour nécessiter la reprise de la stratégie).

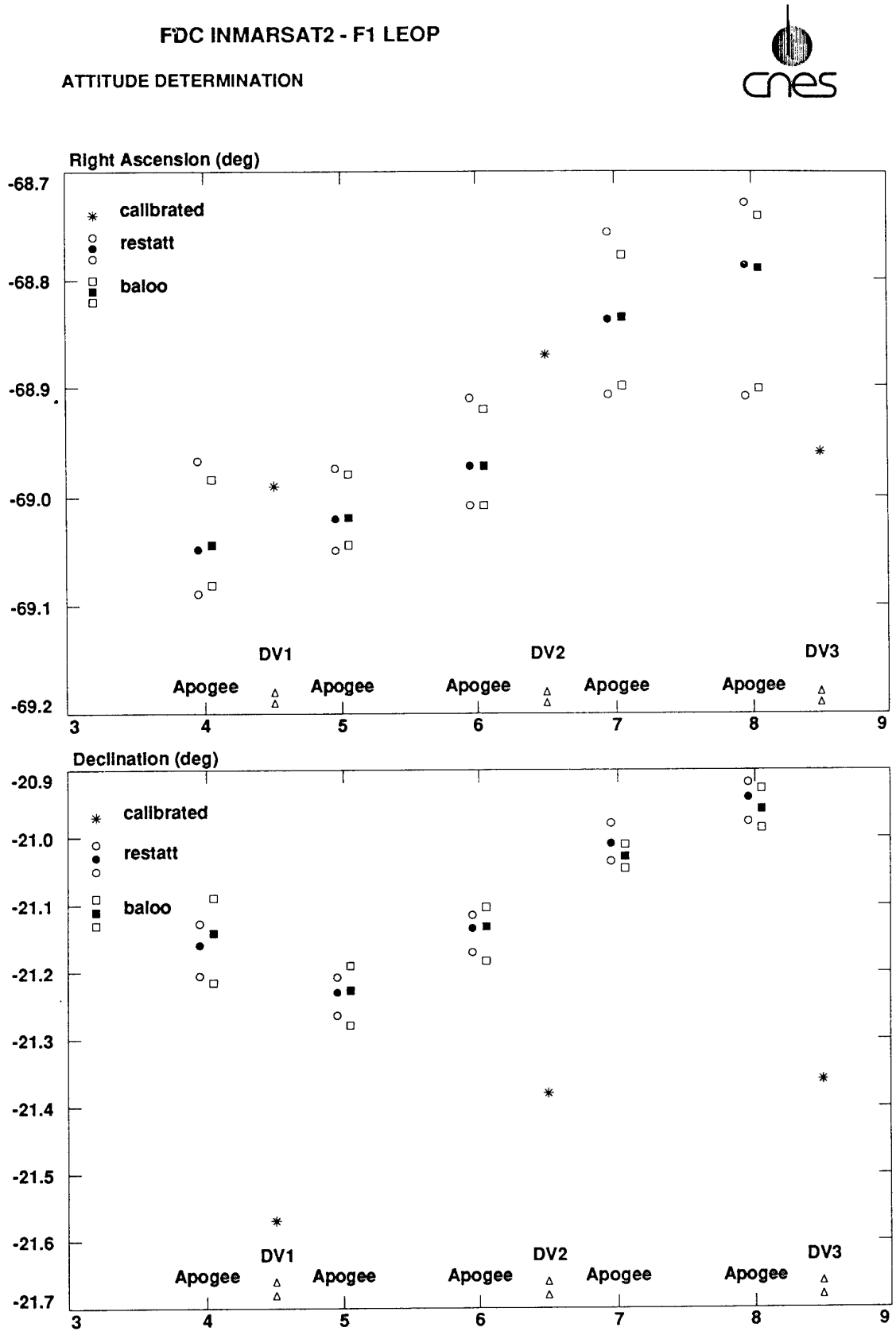

FDC INMARSAT2 - F1 LEOP
ATTITUDE DETERMINATION
cnes
Right Ascension (deg)
-68.7
-68.8
-68.9
-69.0
-69.1
-69.2
calibrated
restatt
baloo
DV1
DV2
DV3
Apogee
3
4
5
6
7
8
9
Declination (deg)
-20.9
-21.0
-21.1
-21.2
-21.3
-21.4
-21.5
-21.6
-21.7

Figure 7

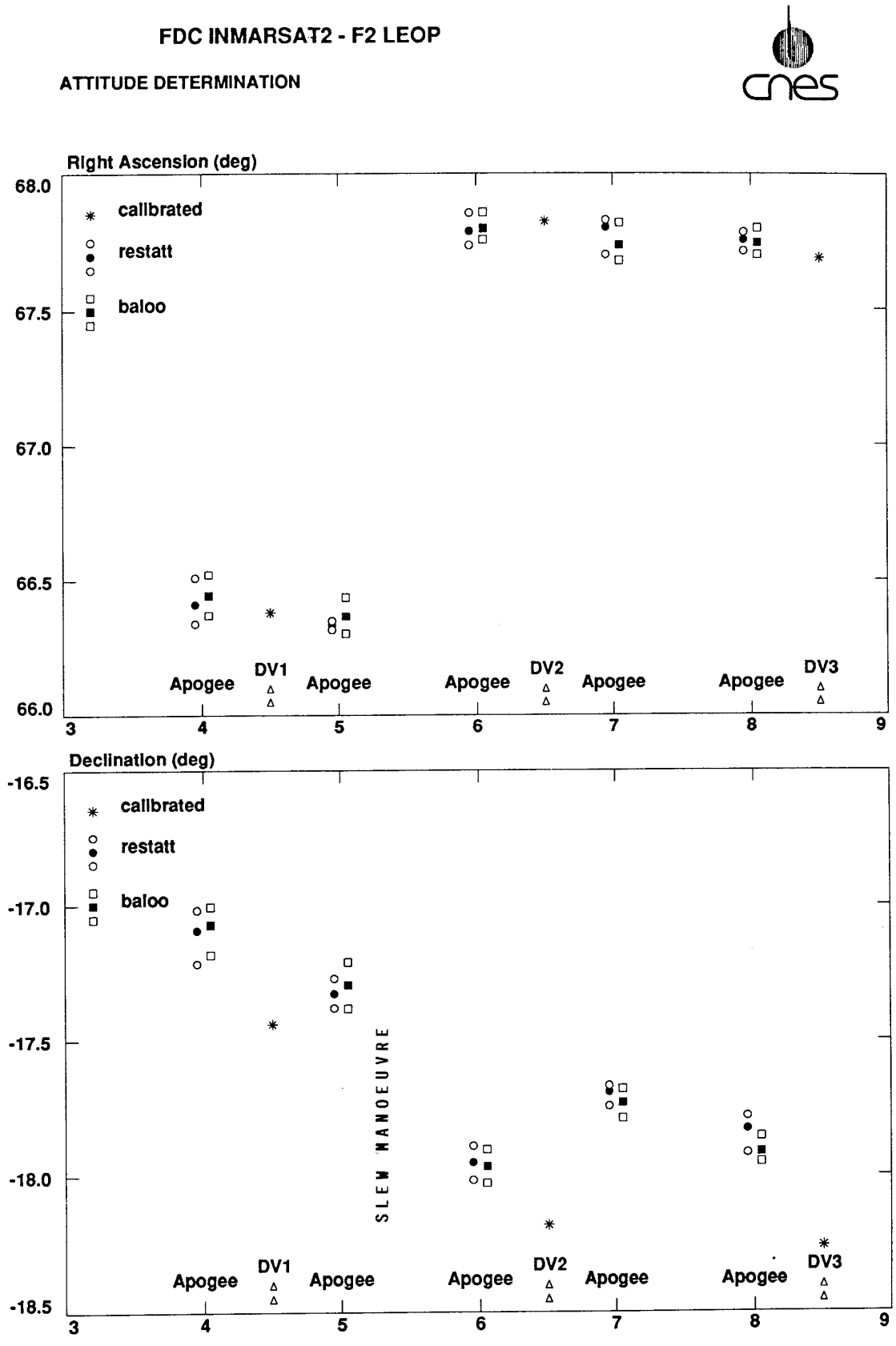
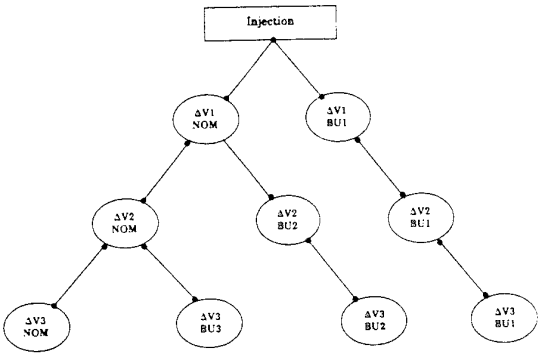

FDC INMARSAT2 - F2 LEOP
ATTITUDE DETERMINATION
cnes
Right Ascension (deg)
68.0
67.5
67.0
66.5
66.0
calibrated
restatt
baloo
Apogee
DV1
Apogee
Apogee
DV2
Apogee
Apogee
DV3
3
4
5
6
7
8
9
Declination (deg)
-16.5
-17.0
-17.5
-18.0
-18.5
calibrated
restatt
baloo
SLEW MANOEUVRE
Apogee
DV1
Apogee
Apogee
DV2
Apogee
Apogee
DV3
3
4
5
6
7
8
9

Figure 8

Pour cela, les opérations effectuées au SDM sont :
- restitution d'orbite,
- calcul de la cible de fin de mise à poste en terme d'inclinaison et de noeud ascendant de manière à minimiser la masse d'ergols consommée les dix premières années tant pour la mise à poste que pour le maintien à poste,
- calcul d'une stratégie (prise parmi celles définies lors de l'analyse de mission),
- fourniture d'un document d'interface au responsable des opérations, détaillant la stratégie retenue et fournissant pour toutes les orbites, après la première manoeuvre d'apogée, les visibilités stations et senseurs ainsi que les durées de manoeuvres, éléments indispensables à la conduite des opérations.

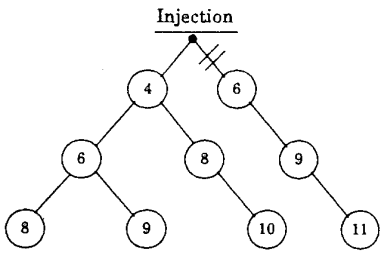
Le terme stratégie couvre en fait non seulement le découpage nominal mais aussi les stratégies de secours permettant de pallier une décision de NO GO pour une quelconque manoeuvre d'apogée. Et donc une stratégie en trois poussées avec ses solutions de secours est relativement complexe à chercher. Elle peut être représentée par un arbre.



nom. = nominal,
BVi = stratégie de secours en cas de back-up de la manoeuvre DVi.

Chaque manoeuvre est à ce niveau de représentation définie par le numéro de l'apogée où elle sera effectuée.

La stratégie retenue fut la suivante :



(stratégie résistant entre - 250 et + 300 km de dispersion sur le demi grand axe, soit environ un sigma de la dispersion lanceur)

Nota : Des stratégies plus courtes (3.5.8) résisteraient très bien aux dispersions ; cependant, compte tenu de la possibilité d'avoir un retournement complet du satellite à faire (à la suite de la séparation du PAM), une manoeuvre d'apogée à l'apogée 3 ne laissait pas suffisamment de temps pour les opérations à effectuer.

2.2.2.2 Orbite inclinée de fin de mise à poste

Pour tenir compte du mouvement de dérive séculaire du plan d'une orbite géostationnaire, qui limite fortement la durée de vie théorique du satellite, une orbite inclinée en fin de mise à poste a été visée. Cette dérive séculaire peut se représenter schématiquement dans le plan (I, Ω) par un mouvement polaire (voir figure 10). Le principe est de placer le satellite proche du point Io (optimum) en fin de mise à poste de façon à rajouter à la durée de vie habituelle avec correction d'inclinaison le temps de dérive à travers le cercle (environ six à huit ans).

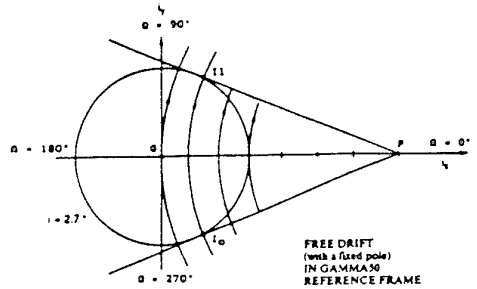


Figure 10

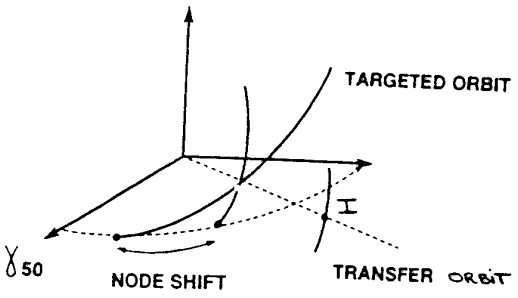


Figure 11

Du point de vue des corrections orbitales, il faudra tenir compte de la variation :
- de l'orbite de transfert : l'ascension droite du noeud ascendant varie entre 0 et 360° suivant la date et l'heure de lancement,
- de l'orbite cible : le satellite INMARSAT-2 ayant un système de propulsion unifiée, tout gain d'ergol dans la mise à psote peut être mis à profit lors du maintien à poste. On ne cherchera donc pas à obtenir un point précis sur le cercle correspondant à la dérive la plus longue, mais on minimisera l'ensemble coût de mise à poste et maintien à poste.

Le problème est donc un problème de transfert entre deux orbites. Généralement, les transferts optimaux entre deux orbites peuvent être réalisés en deux impulsions. Ces impulsions sont appliquées en des points différents et nécessitent des attitudes de poussée très différntes. Diverses méthodes plus ou moins sophistiquées permettent de les estimer (gradient, équation de commutation, ...).

Cependant, les transferts entre les deux orbites citées (figure 11) peuvent aussi être accomplis en utilisant une forme simple de transfert : on le nomme transfert nodal simplifié (SNT), "nodal" car les impulsions s'appliquent sur la ligne des noeuds des orbites extrêmes, "simplifié" pour deux raisons majeures : le changement de plan est fait pour la première impulsion (qui correspond aux manoeuvres dites d'apogée), la seconde impulsion entrant alors dans la catégorie des manoeuvres Est/Ouest.

Un résultat important est l'optimalité de tels transferts dans la zone d'utilisation des bandes de vol.

Bande de vol	Domaine utilisation en Ω (deg.)	Domaine optimalité (TNS) en Ω (deg.)
1 (F1)	- 66 ; - 38	- 182 à 7
2	- 28 ; + 13	- 242 à 39
3 (F2)	+ 22 ; + 97	9 à 177
4	+ 89 ; + 112	3 à 179

Parmi les caractéristiques intéressantes du TNS, on note :

- attitudes de poussée fixes qui peuvent être déterminées grâce aux triangles des vitesses,

- traitement analytique du problème de la cible en longitude et dérive (intéressant compte tenu des dispersions dues au lanceur).

L'orbite délivrée par le lanceur fut quasiment nominale et le système dit document d'interface n'a pu être testé en vraie grandeur.
Par contre, le TNS a été utilisé au travers des logiciels implantés au SDM. Cette méthode alliée à un très bon fonctionnement du moteur a permis de ne pas retoucher à l'attitude entre chaque manoeuvre d'apogée, ce qui est fort appréciable en opérations où il est toujours préférable de minimiser le nombre d'opérations (sécurité).

Le tableau 9 résume les résultats importants liés aux manoeuvres d'apogée.

CONCLUSIONS

La mise à poste d'INMARSAT-2/F1, et celle de F2, se sont passées sans problème majeur. Pour le SDM, les conclusions peuvent être les suivantes :

. Ensemble de logiciels de mécanique spatiale permettant de couvrir pleinement les différents aspects de la mission.

. Les méthodes les plus sûres ne sont pas toujours les plus complexes et optimales. Des simplifications peuvent parfois amener une minimisation du nombre d'opérations sans surcoût significatif.

. Bonne réponse du système MERCATOR ; sa souplesse, tant en opérations qu'en implantation (modification du dernier moment) a été appréciable. A noter aussi que déjà quatre mises à poste ont été supportées par ce système (TELE-X, TDF 2, INMARSAT-2 F1 et F2) qui doit dans les années à venir en réaliser au moins huit autres.

REFERENCES

1. B. Belon, J.-C. Berges, G. Campan, P. Legendre, MERCATOR, A new ground system for orbit and attitude control, Second International Symposium on Spacecraft Flight Dynamics, 20-23 Oct., 1983

2. J. W. Browning, The use of an apogee bias to reduce spacecraft velocity correction requirements for the synchronous satellite, A statistical analysis, AAS., 68-107

3. MERCATOR, A distributed ground control system for geostationary satellite positioning, Ground data systems for spacecraft control, ESA, International Symposium, 26-29 June, 1990

4. Eric Cazala-Hourcade, Restitution d'attitude des satellites spinnés en présence de balourd dynamique, Mécanique Spatiale, Toulouse, Novembre 1989

ON AN OPERATIONAL EXPERT SYSTEM FOR THE TELECOM 2 SATELLITE CONTROL CENTRE

L. Valluy (1) , Ph. Caloud (1) , Ph. Pham (1) JC. Maurize (2)

(1) MATRA ESPACE, Operations and Artificial Intelligence Division
31 rue des Cosmonautes, 31077 Toulouse Cedex, FRANCE.

(2) CNES, Telecom 2 Control Centre (ET/EO/MP/TC2)
18 Av Edouard-Belin 31055 Toulouse Cedex, FRANCE.

ABSTRACT

In this paper, we describe the design process of an operational expert system for satellite fault isolation. This expert system, being realized by Matra-Espace under a CNES contract will be delivered to the French Telecom 2 Satellite Control Centre in 1992.

We give a strong emphasis on its operational background and requirements on the one hand, and on the nature of its models of expertise on the other hand.

With this intent, we analyse the context and mission of the expert system, that have been assessed by the development and experimentation of a prototype. Then, we focus on the way the conception and operational knowledge is modelled. Finally, further applications of the expert system are discussed.

Keywords: Artificial intelligence, expert systems, model-based reasoning, diagnosis, models of expertise, spacecraft operations

1. CONTEXT AND MISSION OF THE EXPERT SYSTEM

1.1 Motivations for an AI-based tool

The increasing complexity of telecommunication satellites, the number of satellites, and the higher requirements of their missions highlight the need for advanced tools dedicated to operator assitance (DARROY 89). With respect to the restrained question of anomaly diagnosis in the satellite Control Centre, our motivations for introducing artificial intelligence technology can be summarized by the three following ideas:

1.1.1 Need for "near real time" fault isolation

Once an anomaly has been detected by the Control Centre monitoring computers or by the on-board FDIR electronics, and once an "emergency" procedure has been executed, it is necessary to localize as precisely as possible the anomaly origin in nearly real time to better ensure the mission safety. Moreover, some significant parameters (e.g. kinematic or thermal) are continuously watched over, so that a system able to support the present Control Centre staff in understanding suspicious parameters evolutions before they overrun the alarm thresholds appears very profitable.

1.1.2 Need for diagnosis training tools

As the complexity of the telecommunication satellite increases, the tasks that the Control Centre staff has to perform for monitoring and controling it becomes more and more difficult and need to be supported. The following figures are significant: the actual Telecom 1 Satellite platform is observed by approximately 600 telemetries; it will soon be replaced by the Telecom 2 Satellite, whose platform is observed by more than 1600 different telemetries. This scale factor also implies an increased complexity in operations. Thus, the need for means of training the staff to realistic anomalies diagnosis becomes essential.

1.2.3 Incremental knowledge refinement

Finally, the satellites life durations increase, and their complexity is so that the available knowledge about them is never frozen: it is on the contrary refined and enriched during the whole system operational life. As a consequence, the diagnosis expertise has to be gathered in a user friendly way, in order to be easily accessible and alterable.

1.2 Methodology for an AI based solution

Clearly, these requirements fit well the potential benefits of expert system technology, and are below the state of the art in artificial intelligence. However, to prop up this idea before launching a full scale operational project, the Artificial Department of Matra-Espace started by developing for CNES a prototype diagnostic expert system, named Diams, which domain of expertise was the Telecom 1 Attitude and Orbit Control System (HAZIZA 88). This R&D oriented project ended in 1989 by an evaluation in the Telecom 1 Control Centre. This evaluation turned out rather positively, and two sets of lessons have been drawn out:

1.2.1 Tasks analysis

The expert system mission within the CCS is better understood. It has been highlighted that the three needs stated above should be equally considered. Moreover, the adequate tasks sharing between the Control Centre, the expert system and the final user should be found: this essential point will be discussed in chapter 2. Finally, the expert system integration in the Control Centre staff working habits requires a real involvement of the final users in the system design and a special care with respect to its knowledge bases validation.

1.2.2 Technical approach

The main technical concepts underlying the prototype have been validated. Basically, the system philosophy relies on a model based approach consisting in a hierarchy of schemas describing, at successive levels of details:
- the elements of the system (function, equipment, components)
- the links between them.
- the observable parameters associated to some links.

The models are dedicated to fault propagation since they explain how faults propagate over elements. In order to describe all the possible types of faults, the observed parameters have a finite set of possible qualitative values, corresponding to the different way of qualifying the abnormal behaviour of the parameter: the propagation of anomalies over the model is qualitative. The hypothesis of a single original failure is made.

The diagnostic strategy can be decomposed into three fundamental tasks which are:

- "hypothesis generation", that is given anomalies, finding out which elements might have caused them.
- "hypothesis testing", that is given a set of suspected elements provided by the previous step, finding out which of them could explain the observed anomalies

.
- "hypothesis discriminating", that is discriminating among the hypothesis coming out from the previous step by adding information about other observable parameters. Providing new information is either fully automatic (the expert system sends requests to the Control Centre are reads the answers), or semi-automatic (the user is asked to provide the answer to a more delicate question).

The implementation choices of the Diams prototype have been evaluated, and the way they could be generalized to a wider system sketched out. In term of performance and robustness, the prototype revealed itself a good test bed to figure out the necessary approach and efforts to reach the operational stage.

Following this project, a second CNES funded project has been launched in 1990. It is the focus of this paper. Its final objective is to deliver by the end of 1992 to the Telecom 2 control centre an operational expert system addressing the whole spacecraft platform. The mission of this Telecom 2 Expert System is analysed hereafter.

1.3 Mission of the Telecom 2 Expert System

1.3.1 Domain of expertise

The expert system domain of expertise will cover the whole platform and the payload interfaces (it will probably be later extended to the whole spacecraft).

The operational context is the "solar sailing mode", which is the satellite normal mode. It can be estimated that it is in use 98.5 % of the satellite lifetime.

1.3.2 Tasks

Its major tasks are the three needs highlighted by the prototype experimentation:

- Supporting the Control Centre staff in near real time fault localization.
- Training the Control Centre staff to a first level anomaly diagnosis.
- Gathering the expertise concerned with the satellite misfunctionnings during its whole operational life.

1.3.3 Operational context

The Telecom 2 expert system is planned to be installed in the Satellite Control Centre, on a dedicated workstation: it will be permanently accessible, and especially as soon as an anomaly is detected (Figure 1). At the output of its inference process, diagnosis explanations can refer to or suggest contingency recovery procedures to be executed, thus strengthening the expert system integration in the Control Centre activities.

Moreover, the expert system will have access to the satellite telemetry flow. This connexion will optimize the man machine task sharing. It is a fundamental design choice to take advantage of the user's higher skills for recognition or interpretation tasks on telemetry signals (while providing him with convenient graphical support and help), and to relieve him of easy and fastidious tasks that can be efficiently computed (e.g. checking logical status, or equipment configuration). Moreover, keeping the user in the decision loop increases the sessions interactivity and understanding, and therefore the expert system acceptability. In return, this sharing of tasks requires from the expert system a high level explanation capabilities.

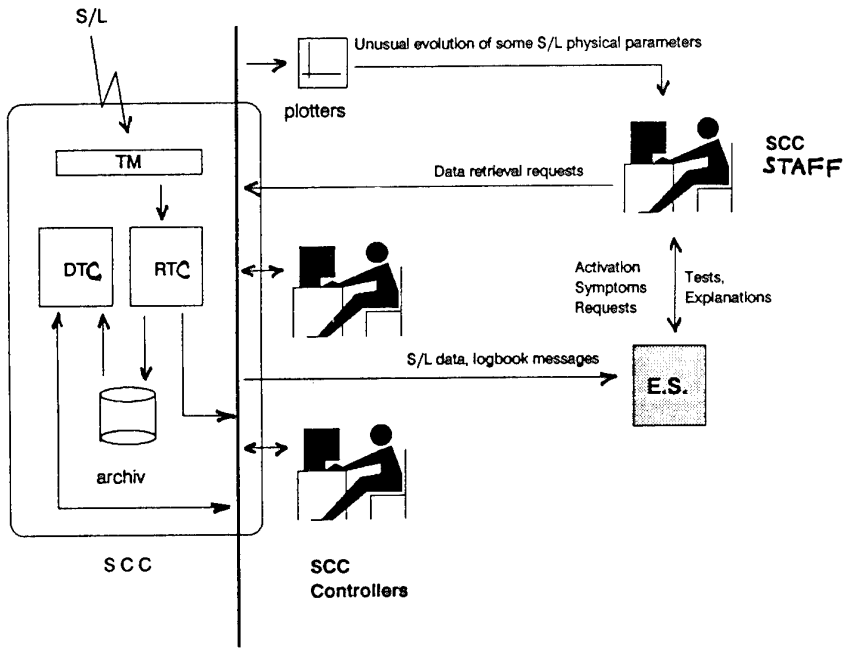


Fig 1 Situation of the Expert System in the Control Centre

Finally, it should be mentioned here that the system architecture is twofold. It includes first an original diagnostic shell and models structure that do not presume the final application system (i.e. the satellite to diagnose). It is therefore reusable, and its implementation is inherently opened, to allow future compatibility with other dedicated tools based on advanced information processing such as specific detection tool, operational databases (BOY 90), procedures execution assistance (LECOUAT 90), or flight data analysis (BRENOT 89). Then, the expert system includes knowledge bases that hold the Telecom 2 satellite expertise.

Our point is now to explain how these knowledge bases are structured, and which types of expertise are captured.

2. MODELS OF EXPERTISE

Three types of knowledge have been found necessary to capture the satellite expertise involved in the Control Centre, with respect to fault isolation tasks.

2.1 The functional Model

2.1.1 Nature and acquisition

Fitting closely with the conception knowledge of the satellite, the functional model describes potential interactions between the different components of the system. Each object representing a functional component includes a qualitative "transfer function" which describes how this component responds to abnormal input signals, or how its inputs can be abductively suspected when its outputs are in abnormal qualifications. Interactions between components are qualitative, and can stand for all kind of physical signals (e.g. electrical, command signals, thermal influences). A very restricted set of qualifications has been shown necessary for the system shell to be able to propagate faults over the functional models before discriminating between possible causes.

This model is hierarchical and its deeper level corresponds to the limits of the satellite commandability and observability. Thus, it depicts telecommands and telemetries connexions and underlies the switching diagrams.

The nature of this model has two major operational advantages. First it is mainly derived from and consistent with the Operational Requirements Handbook, which is the basic document in use in the Control Centre. Thus, the conclusions and explanations provided by the expert system follow the nature and representation of the knowledge usually handled in the Satellite Control Centre. Second, its completeness is inherently insured so that syndromes of anomalies can be handled without having been foreseen by reliability engineers.

The reasoning strategy relies on the fact that this model is further partitioned into a consistent set of Knowledge Islands, and consists in the following: an appropriate Knowledge Island is entered, and all the available knowledge in it is worked out, following the discriminating strategy overviewed in paragraph 1.1.2; then this partial conclusion is used to navigate towards another Island until the final diagnosis is reached. In practise, well-defined functions (sub-systems, functional units...) can be easily located in the model structure.

This modularity is also very profitable to knowledge acquisition and validation phases.

2.1.2 Validation

The structure of the model, and the expert system mechanisms can be used to implement a specific functional model verification module. This module can perform syntactical checkings, detection of missing influence, of unreachable observation parameters (telemetry), of sets of elements that can not be discriminated; then it presents to the user these suspicious pieces of expertise for final correction. The validation knowledge comes from the FMECA analysis, that include failure-symptome associations, elaborated by reliability engineers, without any correlation with the Operational requirements handbook and the expert system models.

2.2 The Behavioural Model

The behavioural model deals with higher level observations and characterizations of the satellite behaviour or evolution. Such observations, named "Supra-TM", do not belong to the telemetry flow. Most of these "observables" are the results of small investigations in which the user takes part. They can be trend or specific pattern in a parameter evolution, correlations between parameters, observations of the effects of a telecommand. Significant examples are the way kinematic parameters such as nutation radius or period are monitored, or the way thermal parameters are correlated before further analysis.

The behavioural model is also structured in graphs, over which the shell can navigate. Nodes can be seen as concepts than help in understanding and describing the current behaviour of the system, and edges as influence propagation paths among these nodes. As a matter of fact, the behavioural model embeds the diagnostic knowledge already included in some decision trees of the Operational Requirements Handbook, but adds its own manipulation and incremental refinement flexibility.

During a diagnostic session, it is explored before the functional model since the conclusions of reasoning in it are either final assessments in some specific cases, or more often suspected sets of functional elements, which are therefore considered by the shell as a functional syndrome to be explored in the functional model. The idea underlying this process is to restrict the exploration of the large functional model to relevant local areas.

2.3 The Logical Model

Finally the logical models is concerned with the on-board reconfiguration logic.It describes the relationships between the different spacecraft states as function of the spacecraft automatic reconfiguration criteria. It is used when the starting event of a session is the observation of an automatic reconfiguration, in order to convert this into a set of behavioural or functional symptomes that can be worked out by the shell. Its implementation is straightforwardly based on dependency diagrams.

3. OPERATIONAL KNOWLEDGE

3.1 Nature of the operational knowledge

An innovative and essential dimension of the Telecom 2 Expert System is that its expertise models can be incrementally enriched by the user after the system installation in the Control Centre. This is made necessary by the evolution of the satellite itself during its 10 years life and by the deepening of the available behavioural knowledge about it, that the expert system has to reflect closely. Knowledge acquired during the spacecraft assembly, integration and test phases initiates this incremental acquisition process.

It is clear that the respective nature of the different models are such that the behavioural model is mainly concerned by this facility. A dedicated editor has been developed to enable the user to modify and enrich the model content. He can alter the graph topology by adding or removing conceptual nodes or edges, or can change the value of any significant objects attributes, to affect the way the shell will exploit the model. Figure 2 shows a screendump on this editor, on a sample part of a functional model.

Within the scope of the functional model, fewer modifications will be needed. For instance, "transfer functions" can be refined if a component doesn't behave as it had been specified, reliability factors (or failure probability) of a set of components can be modified (they are used by the shell to optimize the

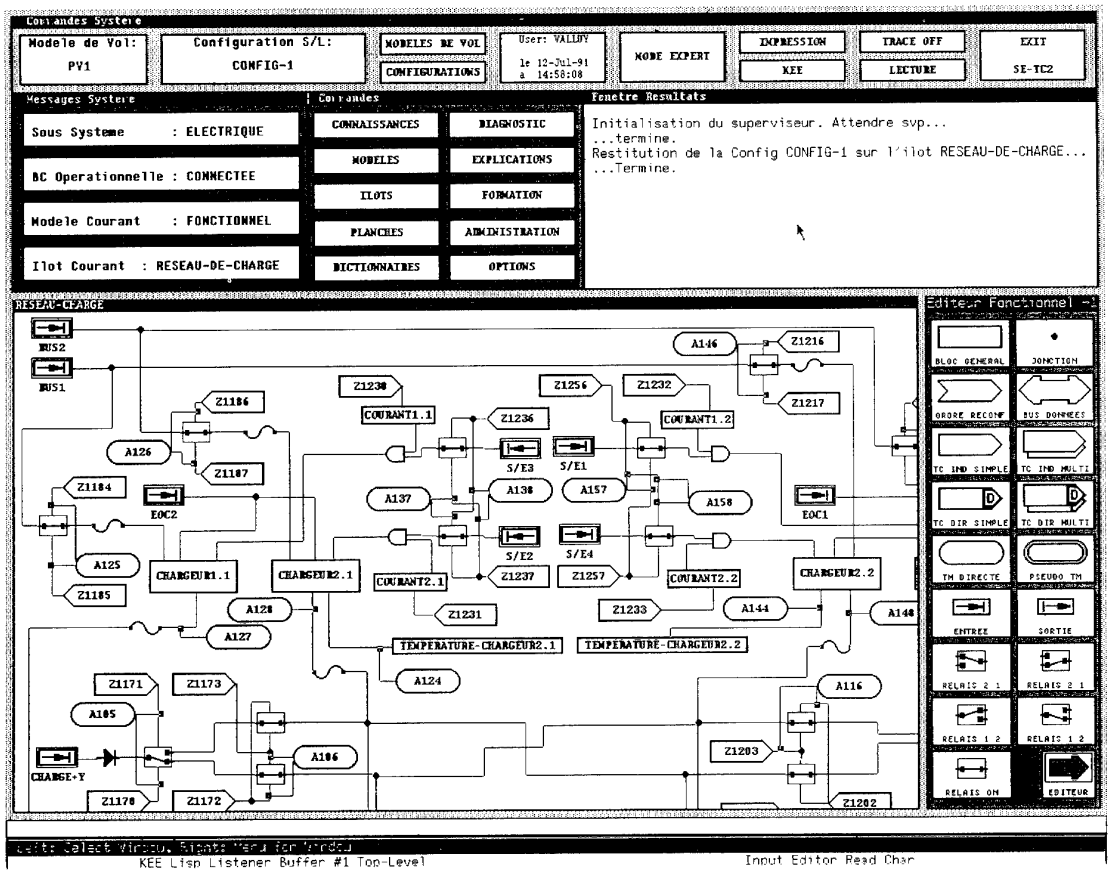


Fig 2. Editing functional models

discrimination process). It is also possible to attach to any functional element textual informations or references to anomaly reports that are not used by the shell itself but are displayed to the user as further explanations where the system looks over this functional element. Reference of suggested recovery procedures can be attached this way.

3.2 Validation and management principles

The possibility to let the models "live" with the operational background requires careful validation and management principles. It relies on three main ideas.

3.2.1 System Operation

Two different versions of the knowledge bases are accessible. The first one, referred to as the Satellite Knowledge Bases, contains the knowledge that has been implemented and formally validated by the industrial team itself. The information it contains is spread over the different models described above. The second one holds in addition all the operational knowledge, acquired in the Control Centre. It is referred to as the Operational Knowledge Bases (in practice, the expert system does not systematically duplicates files, but rather handles modifications). Before beginning a diagnostic session, either the former or the latter is selected, and the whole session keeps running on the same knowledge base to avoid conflicts.

3.2.2 System Administration

Within the Control Centre organisation, it is useful to designate one person as the responsible for the administration of the Operational Knowledge Bases. It means that he will be the only one to have access to the models editors, after having followed training sessions. In particular, he will be aware of the automatic checkings that are embedded in the editor, and of what can be checked with the validation module. Nevertheless, he will stay the final responsible for the coherence of the operational information he will provide to the system, and of its adequation to the real world. In terms of manpower, the effort needed for this task has been estimated to a very low background activity.

3.2.3 Knowledge Base Maintenance

The expert system life cycle includes regular sessions of maintenance, carried out by the industrial team (typically every six months). During these sessions, and under the request of the Control Centre expert system administrator, the operational knowledge, or part of it (e.g. only what the administrator feels really stable) is transfered into the Satellite Knowledge Base, after a specific validation. Its consistency with what is already in the Satellite Knowledge Base is formally stated, and become under the responsibility of the industrial team. The Figure 3 depicts this knowledge evolution process.

4. FROM DIAGNOSTIC SUPPORT TO TRAINING ASSISTANCE

Further to its diagnostic primary function, two attractive aspects of the expert system have been derived from its structure.

4.1 Explanation facilities

The first one consists in the explanation facilities. The models are very descriptive, and can be consulted by the user to retrieve information via the user interfaces with less efforts than from the Operational Requirements Handbook.

To illustrate their completeness, it is interesting to mention that the on-board software of the satellite are also detailed: their

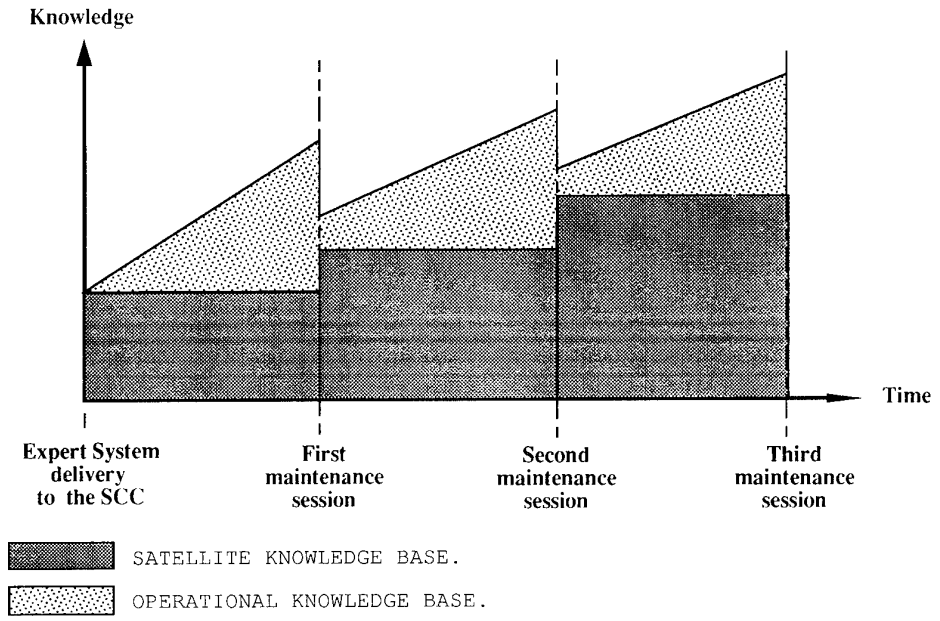


Fig 3. Knowledge evolution process

block-diagram is depicted, and dwell telemetries that give access to internal data flows within these programs are pointed out. It is out of the expert system 's goals to diagnose software whose validity is not questionable (at best can it prove that the application program has not been correctly used, because of a faulty parameter in telecommand memory load), but it is of the final users interest to have a way of visualizing how these application programs are conceived and interact with the rest of the satellite.

Finally, as previously stated, the expert system is opened so that it will possible to connect it to other tools we are developing to support Satellite Control Centre activities: it will then constitute a convenient and flexible front-end to various knowledge management and processing facilities.

4.2 Training and qualitative simulations

The second further mission of the expert system is derived from its dynamic and graphic facilities. It is indeed possible to use the expert system to simulate the effects of an anomaly from components to components until its telemetry signature. Conversely it can be used to generate hypothesis, investigating which components or telecommands might have an influence on a given component.

These mechanisms are actually used at the beginning of each session, to make sure that the observed anomaly is not the direct consequence of an operation mistake on the last telecommand that has affected the satellite state. The need for this functionality has been highlighted by statistics about problems that really happens in control centres, and introduced after the prototype experimentation. Although it has been called the "operating model", no specific knowledge acquisition is required for it, but rather a compilation of the logical, behavioural and functional models.

Within the scope of this system, it has been choose to restrain this investigation to the last telecommand that has actually changed the satellite configuration for efficiency reason: each telecommand effects on the system depends in a large extent on the precise state of the system. Then, investigating further the telecommands file history would require to explore simultaneously several hypothetical or alternative situations. If artificial intelligence does provide techniques to tackle such truth maintaining system, they still can not be efficiently implemented in such a large an complex problem.

More globally, every diagnosis session used during the expert system qualification phase, or generated from real operational work can be archived and then replayed later for didactical purposes: the expert system can be used as test bed for satellite anomaly diagnosis.

CONCLUSION

In this paper, we have presented how a decision support system will be integrated in a Satellite Control Centre activities.

This Telecom 2 Expert System is clearly innovating because it will demonstrate that large Artificial Intelligence based tools can underly operational solutions to demanding spatial activities.

Moreover, we have showed how spacecraft operations activities can be supported with real benefits by advanced information processing technologies such as expert systems, on-line databases, hypertext based manuals... Further to diagnosis, the others operations activities can be supported this way (see referenced papers), and it will be essential to insure the complementarity and consistency of all these advanced tools. In return, this technology breakthrough will mark and help the evolution of spacecraft operations activities.

References:

(Boy 90):
G. Boy, "Advanced Interaction media"
3 rd International Conference on "Human-Machine Interaction & Artificial Intelligence in Aerospace", September 1990, Toulouse, France.

(Brenot 90):
JM. Brenot, "Arianexpert: an expert system to assist in Ariane post Flight data analysis",
Matra-Espace internal report, 1989.

(Darroy 89):
JM. Darroy, J. Wheadon & J. Guldberg, "Expert Assistance to Spacecraft Opeartors"
IJCAI-89 Workshop on Integrated Human-Machine Intelligence in Aerospace Systems", August 89, Detroit, Michigan, USA.

(Darroy 90):
JM. Darroy "A.I. at Matra-Espace: Industrial Applications of Expert Systems",
3rd International Congress of Informatics Associations, August 90, Rio de Janeiro, Brazil.

(Gasquet 90):
A. Gasquet, JJ Flush & K Currie, "Towards a new generation of mission planning systems",
First International Symposium on Ground Data Systems for Spacecraft Control", June 1990, ESA/ESOC, Darmstadt, Germany.

(Haziza 88)
M. Haziza, "An Expert System Shell for Satellite Fault Isolation based on Structure and Behaviour",
Workshop on AI Applications to Space Projects, ESA/ESTEC, Noodwijk, 1988.

(Lecouat 90)
F. Lecouat, M. Nielsen, B. Olalainty & J. Wheadon, "A Procedural Expert System for Spacecraft Command and Control",
3 rd International Conference on "Human-Machine Interaction & Artificial Intelligence in Aerospace", September 1990, Toulouse, France.

SATELLITE DIAGNOSTIC SYSTEM: AN EXPERT SYSTEM FOR INTELSAT SATELLITE OPERATIONS

C. Chang[1], W. Nallo[1], R. Rastogi[1],
D. Beugless[2], F. Mickey[3], and A. Shoop[4]

[1]INTELSAT;
[2]Communications Satellite Corporation;
[3]The Cycle Company; [4]Expert Systems Consulting Group

ABSTRACT

An ability to monitor, diagnose and respond to anomalies in real time in the Attitude Control Subsystem is critical for long term, uninterrupted satellite communication service. INTELSAT is developing an expert system for satellite operations. Innovative use of two techniques, model-based reasoning and probabilistic fault determination, is described. The goals of the system are to minimize attitude disturbances, and recovery time, reduce communication outages and increase the satellite system availability.

Keywords: Satellite, Attitude Control, Expert Systems, Model-based Reasoning.

1. INTELSAT

The International Telecommunications Satellite Organization (INTELSAT) is a non-profit consortium held by 120 member nations who are Signatories of the consortium agreement. INTELSAT owns and operates a global telecommunications satellite network used for local and international commercial communications. Based on the Communications Satellite Act of 1962 signed by U.S. president John F. Kennedy, INTELSAT was established on 20 August 1964 when representatives of eleven nations signed agreements on interim arrangements for a global commercial communications satellite system.

The space segment of the INTELSAT system today consists of thirteen INTELSAT V and two INTELSAT VI satellites in geosynchronous orbit. One INTELSAT VI satellite is in low Earth orbit and awaits a re-boost mission to place it in geostationary orbit. Future launches of two INTELSAT VI, one INTELSAT K, and seven INTELSAT VII satellites are planned.

2. INTRODUCTION

INTELSAT V satellites are stabilized on three axes in normal configuration. The earth sensor's roll and pitch signals are processed by the Attitude Determination Control Electronics (ADCE) unit. The ADCE drives a Fixed Momentum Wheel (FMW) for pitch control, and pulses Roll Thrusters for roll control and nutation damping.

Soon after the first INTELSAT V launch, uncommanded status changes in the on-board electronics caused by electrostatic discharge (ESD) occurred in the Communication Subsystem and in the Attitude Determination and Control Subsystem (ADCS). Frequent spontaneous switch-off of the Travelling-Wave Tube Amplifier (TWTA) and occasional uncommanded changes of ADCS control mode caused communication traffic outages.

Operational procedures to minimize outages were manually instituted. Studies indicated that these procedures could be automated, thereby significantly reducing response time and operator intervention.

2.1 Autonomous Commanding System

A ground-based Autonomous Commanding System (AUTON) coded in a procedural language was implemented in 1985 to restore nominal configuration within 20 seconds of detecting uncommanded status changes. AUTON, commanding the disabling of thrusters in order to prevent excessive perturbation of the total angular momentum, has been credited for preventing the potential loss of satellite control in many incidents of ESD upset. AUTON has frequently restored communication traffic after spontaneous switch-off of the TWTA.

The design goal of AUTON was to place the satellite in a safe state and to restore its normal configuration. Anomalous attitude conditions on a satellite require extensive analysis by control engineers, and thus full recovery of the attitude may be delayed. With an increase in the number of new anomalies as the satellites approach end-of-life, the amount of effort required to update AUTON software with complicated logic became significant.

In 1989, a decision was made to employ expert system technology in developing a new system called the Satellite Diagnostic System (SDS). SDS performs the monitoring functions of AUTON, diagnoses anomalies, presents recovery procedures, provides for the execution of corrective commands, and can easily be enhanced to accommodate new anomalies. Its goal is to reduce the attitude recovery time after a major disturbance.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

2.2 ADCS Description

A brief description of ADCS normal mode roll and pitch control loops may help in understanding SDS. The earth sensor generates two digital signals, GEO-IRS-A-axis and GEO-IRS-B-axis, to provide attitude data for pitch and roll axes, respectively. The GEO-IRS-B-axis signal is derived by comparing north and south scan earth chord widths. The GEO-IRS-A-axis signal is derived using the centers of the scan and earth chord.

A simplified block diagram of the roll control loop is shown in Figure 1. The ADCE combines the GEO-IRS-B-axis signal and roll-bias to generate the roll error signal. After performing control compensation, it outputs a signal to the Valve Drive Electronics (VDE) which pulses Roll Thrusters for roll control. The resulting attitude motion is detected by the earth sensor.

A simplified block diagram of the pitch control loop is shown in Figure 2. The GEO-IRS-A-axis signal is processed by the ADCE, similar to GEO-IRS-B-axis processing. ADCE combines the GEO-IRS-A-axis signal with the pitch bias to produce a pitch error signal which is further compensated before being sent to the Wheel Drive Electronics (WDE). The WDE drives the FMW for pitch control, and the resulting attitude motion is detected by the earth sensor.

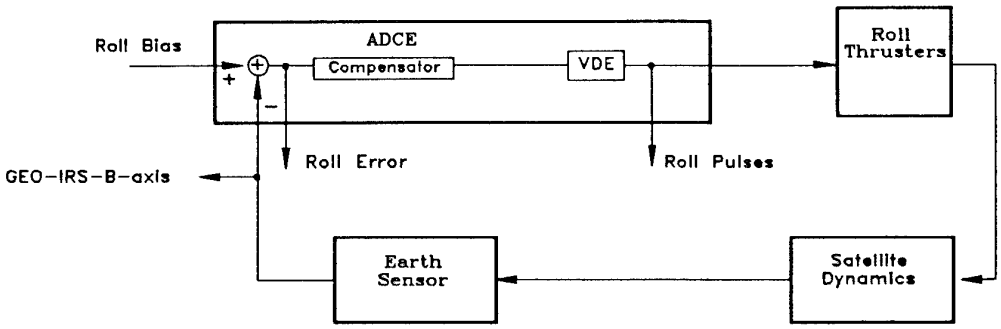


Figure 1. Roll Control Loop

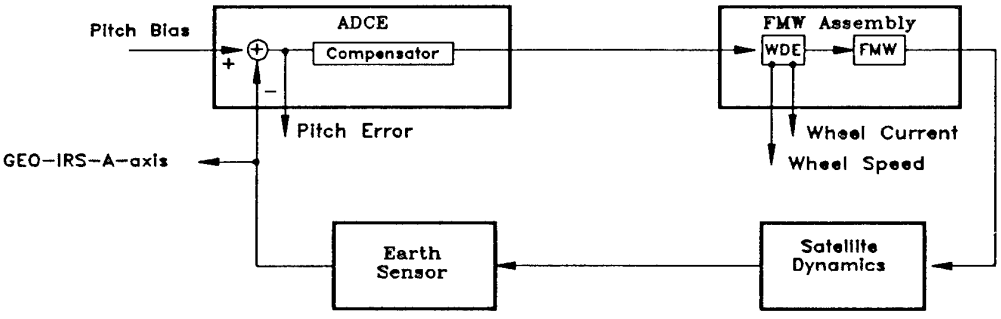


Figure 2. Pitch Control Loop

3. SATELLITE DIAGNOSTIC SYSTEM CONFIGURATION

The following section describes the design of SDS and its integration into INTELSAT's Satellite Operations Center as illustrated in Figure 3. AUTON is physically located at an earth station where real time telemetry is received. The telemetry is transmitted to INTELSAT Headquarters where it is captured by the SDS preprocessor. Specific conditions predefined as alarms and events are sent to the expert system.

When an anomaly is detected and diagnosed, SDS initiates actions on the following three interfaces:

(1) The Alarms Control and Consolidation System (ACC) receives text messages including anomaly identification and justification of SDS reasoning. The ACC operator interface console, located in the Satellite Control Center, indicates with an audio-visual alarm which satellite is malfunctioning. The display persists until acknowledged by the operators.

(2) The Mission Management Display (MMD) receives a plot request of the most recent five minutes of the specific parameters contributing to the diagnosis. These displays are

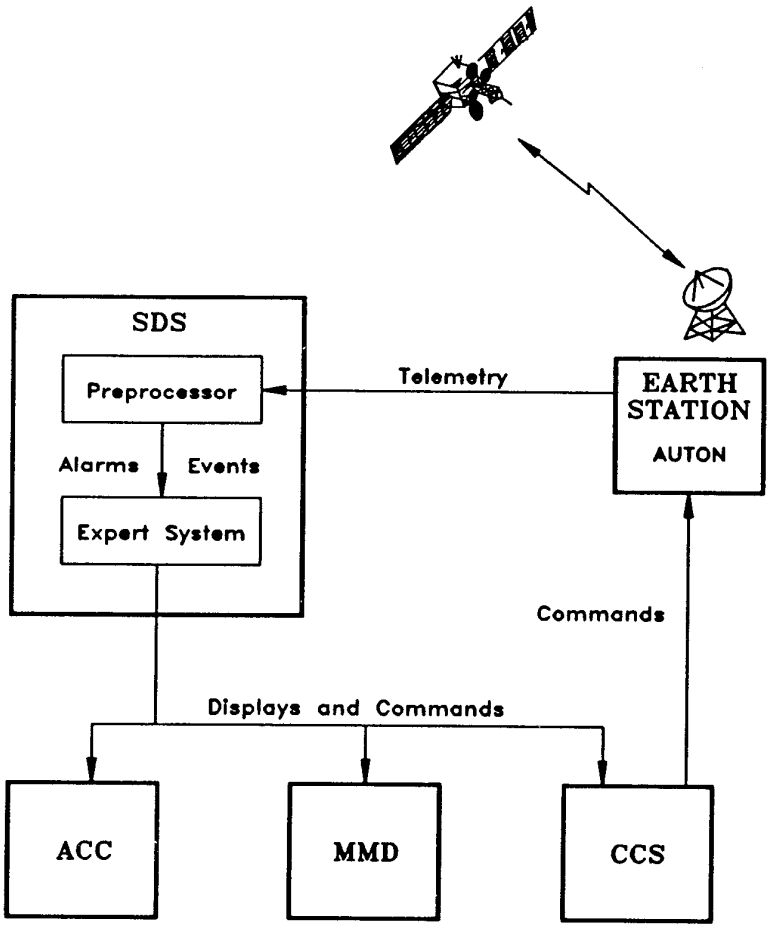


Figure 3. SDS Configuration

located in the Launch Control Center, the Management Operations Center, and in the Orbital Mechanics area. Graphical displays of selected telemetry may be requested by engineers for either active or post-anomaly analysis.

(3) The Command Coordination System (CCS) receives commands generated by SDS and queues them for computer-assisted or automatic execution. Certain commands are considered pre-approved since they perform only safety and corrective actions.

4. SDS DESIGN

SDS hardware architecture consists of two 80486 PCs connected by Ethernet. This design facilitates integration with the existing satellite control network, and supports redundant processors. The functionality provided by the two processors is described below.

4.1 Preprocessor

The preprocessor runs under a multi-tasking operating system. It receives and validates telemetry and performs the following tasks:

4.1.1 Parameter Extraction and Calibration

INTELSAT V telemetry is received as a sequence of 32 data frames. Each frame is received every 0.512 seconds and consists of 64 8-bit words [Ref. 1]. SDS uses a subset of telemetry data to perform its diagnosis. During system initialization, an editable parameter file is loaded. Information such as the location of each parameter within the frame, calibration curves, and limits, is specified in this file.

4.1.2 Event Detection

Under normal operations telemetry data are updating, stable, and range between predefined low and high boundary limits. When an anomaly occurs, these parameters deviate and are sent as alarms to the expert system.

Alarms and events are generated according to definitions in a parameter file. Analog and digital telemetry data are classified as Updating/Not Updating, Increasing/Decreasing/Stable, High/Low Limit Violations, Noise Detection and Step Change alarms. Discrete telemetry data are classified as Commanded/Uncommanded status change alarms. Each alarm and event Ethernet message includes parameter name, satellite identification, value and timestamp and is sent to the expert system processor.

4.1.3 Telemetry Logging and Retrieval

Upon expert system request, a five minute plot request of the telemetry parameters that contributed to the anomaly is generated. Additionally, historical logging and data retrieval up to 24 hours are supported by the preprocessor.

4.2 Expert System Processor

The Expert System runs under a single-tasking operating system. It uses embedded C-language code within a rule-based shell. This code processes alarm messages and asserts telemetry state changes into its knowledge base. All data is ensured to be processed and reasoning applied before new data is acquired. The real time requirement of telemetry processing necessitates data flow analysis to eliminate possible information loss caused by overflowing message queues [Ref. 2]. The SDS expert system performs the following four tasks:

4.2.1 Anomaly Diagnosis

As a precondition for diagnosing ADCS anomalies, SDS validates the functionality of the telemetry subsystem. For example, a channel failure may affect many ADCS telemetry parameters but is not indicative of an ADCS anomaly.

SDS detects ADCS related anomalies and distinguishes them as telemetry offsets or component failures. Telemetry offsets may be caused by bit flips or by *stuck-at* bits of telemetry parameters. Component failures may occur in the ADCE, Roll and Pitch Thrusters, FMW Assembly (FMWA), and earth sensor.

The techniques used by SDS for anomaly detection are described in Section 5.

4.2.2 AUTON Modelling

A set of rules modelling AUTON was constructed to examine the effectiveness of various reasoning models. AUTON directly controls the satellite from an earth station, and as such SDS is required to monitor AUTON and generate alarms and corrective commands in parallel.

4.2.3 Truth Maintenance

The expert system maintains consistent alarm states; i.e., a parameter cannot be both increasing and not-updating. Conclusions based on alarms that are no longer valid are retracted by use of the logical dependency feature of the shell.

4.2.4 Recommendations

Once an anomaly is detected, SDS generates a corrective strategy to restore the satellite to normal operation. The resulting commands are sent to the operators for approval and execution. Time critical commands, such as disabling thrusters or restoring bias registers, are automatically transferred to and executed from CCS.

5. DIAGNOSTIC STRATEGIES

This section describes two underlying diagnostic strategies for fault detection in the ADCS subsystem. The first incorporates a symptom/fault dictionary with probabilistic evidence combination in order to deduce a most likely failure. The second is a model-based approach which identifies deviation from expected behavior as an indication of an anomaly.

5.1 Symptom/Failure Evidence Combination

The symptom/fault dictionary approach is a popular technique for diagnosing failures. It operates efficiently when there is a well-defined database of possible failure modes and their associated symptoms. However, the ADCS subsystem may be subject to random ESD events, and all possible failures cannot be enumerated. Missing or invalid telemetry restricts SDS from applying a fault dictionary approach effectively.

SDS uses an innovative scheme by representing symptoms independently. Each symptom's effect on a hypothesized anomaly is represented by weights that range from -1.0 (indicating that this symptom contradicts any possibility of failure), to +1.0 (indicating definite failure). Multiple symptoms combine to increase weights until some predefined belief threshold is exceeded, at which time a diagnosis is made. The evidence combination algorithm is based on Bayes' theorem as elaborated in [Ref. 3]. Operators may interrogate SDS for intermediate conclusions.

The first entry in Table I illustrates that when the roll error signal saturates, failure probabilities are distributed between the Sensor (P1), ADCE (P2) and Roll Thruster (P3). Since the FMWA and Pitch Thruster are not in the roll control loop, this symptom does not contribute to their possible failure. The second entry indicates that when the pitch error signal updates there is no possibility of sensor failure. If both symptoms occur, a normalization function is applied which increases the respective weights of the ADCE and Roll Thrusters, and eliminates the sensor as a candidate.

Table I
Example of two Symptom/Failure Table Entries

SYMPTOM	FAILURE COMPONENT				
	Sensor	FMWA	ADCE	Pitch Thruster	Roll Thruster
ROLL ERROR SATURATED	P1	0.0	P2	0.0	P3
PITCH ERROR UPDATING	-1.0	0.0	0.0	0.0	0.0

This approach was initially implemented for SDS. However, as the number of symptoms increased, it became difficult for control engineers to define probabilities for each component. In addition, a change in one table entry required extensive re-testing of all expert system rules. Further development of this approach has been temporarily suspended.

5.2 Model-Based Reasoning

Model-based reasoning has been successfully applied to digital and complex analog circuit analysis [Ref. 4]. ADCS is a feedback control system in which each component performs a well-defined function. Any anomaly in the system is manifest as abnormal telemetry changes.

The functionality of components is represented by transfer functions between inputs and outputs. These functions may be either analytical (as used in simulation) or qualitative. Experts effectively use qualitative knowledge or abstract modelling for diagnosis. The transfer functions must specify the response time from input to output. For example, because of wheel and satellite inertia, the effects of changing wheel current on the wheel speed and GEO-IRS-A-axis can be observed only after some time has elapsed. The task of detecting an anomaly is simplified by looking for discrepancies from expected behavior. An example to illustrate the model-based diagnosis is presented below.

The telemetry plots for the ADCE sensor failure are shown in Figure 4. Prior to the fault, each telemetry parameter is stable. The alarms generated as a result of the anomaly are:

roll-error step positive,
roll-error saturated high,
roll-negative pulses and
GEO-IRS-B-axis decreasing.

The model-based reasoning system detects an anomaly as follows. The roll-error step positive alarm causes the model to anticipate an alarm for roll-negative pulses after an appropriate delay. If the observed input, roll-error, is consistent with the observed output, roll-pulses, then the system concludes that the ADCE compensation and VDE are functioning properly.

It is also observed that in response to roll-negative pulses, the GEO-IRS-B-axis sensor output starts to decrease, indicating that the sensor is working correctly.

The GEO-IRS-B-axis decreasing alarm causes the ADCE model to be applied. When compared with the roll-error step positive alarm, an inconsistency is observed. This information contradicts the model and an ADCE anomaly is deduced and attributed to the roll bias.

The model-based approach is currently being developed in SDS. Because this reasoning method uses control loop transfer functions, it is intuitive to the control engineers. In addition, minor rule modifications are localized and do not require re-testing of the entire system.

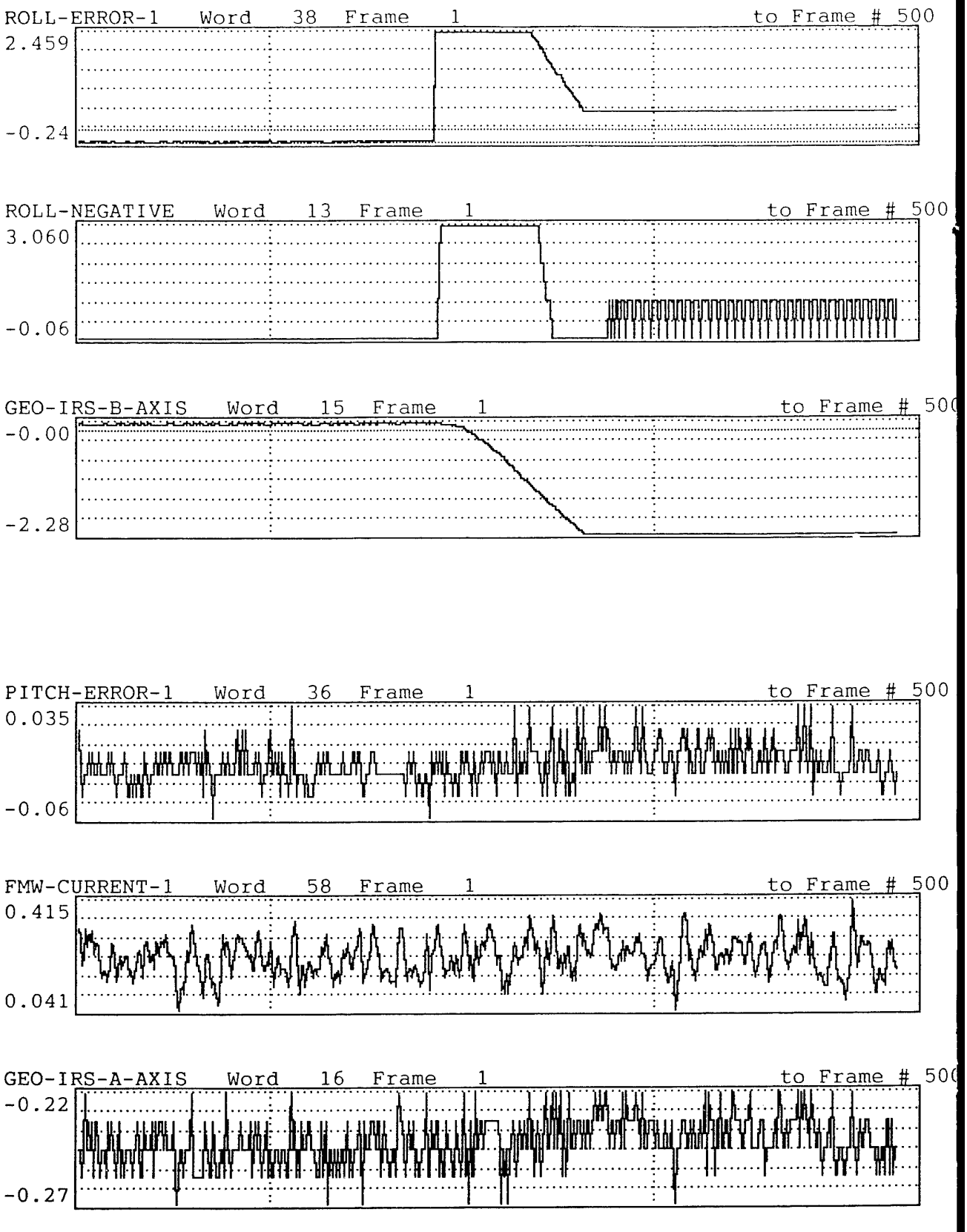


Figure 4. Telemetry Plots

6. CONCLUSIONS

SDS has demonstrated the feasibility of applying expert system technology to support INTELSAT satellite operations. SDS has been tested on 15 simulated anomalies and on captured telemetry from two actual satellite anomalies. It has been on-line with real-time telemetry since March 15, 1991. Initial results are promising and full integration into the operational network is in progress.

7. FUTURE DIRECTIONS

SDS is planned to monitor and diagnose problems in multiple satellites and subsystems. Performance and architectural issues such as redundancy are under review. SDS, expected to provide AUTON functionality for future series of satellites, is planned to provide maneuver monitoring functions as well as include power, thermal, and communications subsystems.

7.1 Maneuver Monitoring

Many pointing anomalies occurring during stationkeeping maneuvers were caused by operator error and thruster malfunction. Maneuver constraints will be checked by SDS during ADCS and Reaction Control System re-configuration. For the duration of a maneuver, SDS will monitor attitude pointing, control loop gain selections, and thruster temperature conditions. Operator guidance will be provided by SDS through maneuver transitions until normal mode is attained at the end of a maneuver. SDS will verify post maneuver configuration and evaluate the overall maneuver performance.

7.2 Power Subsystem

The satellite power subsystem regulates on-board battery re-charging. A system can monitor the depth of discharge and generate the appropriate commands to ensure the full restoration of battery capacity.

7.3 Thermal Subsystem

Application of procedures related to the thermal operation of a satellite in an expert system can inhibit or execute commands that affect the thermal health of the satellites. Thus firings of overheated thrusters can be prohibited.

7.4 Communications Subsystem

As the satellite fleet ages, communication traffic outages translate into significant revenue losses. A technique that minimizes these losses by timely diagnosis of repeater failures requires real time input from several operational systems. For example, small signal gain, saturation and downlink carrier power measurements may be used to isolate faults.

8. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors would like to acknowledge the contributions of many individuals. We thank Mr. P. Madon and his management team, S. Bennett, D. K. Sachdev, R. Parthasarathy, R. Scott, J. Chen, and E. Magnusson, for their managerial support of the SDS development effort. We value the technical contributions of K. Prasad, E. Main, J. Spriggs, J. F. Groff, and M. Cosgriff.

9. REFERENCES

1. Ford Aerospace and Communications Corporation (Ed.) 1985, I-V Spacecraft Manual, Western Development Lab Division, California.

2. Silverman S., Shoop A. (Ed.) 1991, SOCCS Alarm Advisor, Innovative Applications of AI, John Wiley & Sons, New York City.

3. Bayes, T. 1763, An essay toward solving a problem in the doctrine of chances, Philosophical Transactions of the Royal Society, Vol. 53, 370-418.

4. Rastogi R., Sierzega K. 1990, A New Approach to Mixed-Signal Diagnosis, International Test Conference, Washington DC.

SOFTWARE FOR STATION KEEPING OF CO-LOCATED GEOSTATIONARY SATELLITES

A. Pietrass, M.C. Eckstein, O. Montenbruck

DLR German Space Operations Center
D-8031 Oberpfaffenhofen

ABSTRACT

A compact but powerful and accurate software system for station keeping of single and co-located satellites is presented, that is currently being integrated at the German Space Operations Center. Core modules are orbit determination, including maneuver estimation, maneuver planning, ephemeris, interference and event prediction, and relative motion for co-located satellites. A compact orbit and maneuver data base is maintained and accessed by the different modules. The user interface is realized as a menu-driven shell using alphanumeric screen masks. The software is written in ADA and Fortran and will be implemented under the Digital Equipment VMS. It may be run on a workstation or accessed through alpha terminals.
External users are invited to license this software.

Keywords: Geostationary Satellites, Orbit Determination, Station Keeping, Co-location, Software

1. OPERATIONAL NEEDS, SOFTWARE CONCEPT

In view of about 100 active geostationary satellites, station keeping should to be a routine task being mastered by numerous control centers around the globe. So why to address the subject?

(1) New satellite operators will have to build their ground control facilities to perform the operational station keeping. They may prefer a *compact* but powerful software that may be run on a workstation.
(2) Additional functions are demanded for satellites that are co-located on or near the same nominal longitude. This has been done at 19° W and elsewhere, and it is planned for numerous future satellites. So the software should *handle co-location* in an integrated manner.
(3) Satellite operators may want to upgrade their existing systems for various reasons.

Based on this background, the German Space Operations Center (GSOC) has decided to cast its experience in station keeping and co-location into a new compact software system, implement it initially under the Digital Equipment VMS system, and to offer it for licensing to external users.

Its functions may be grouped in four *main core modules*, shown in the inner part of Fig. 1:

- Orbit determination and prediction
- Maneuver planning
- Ephemeris, interference, events prediction
- Co-location, relative motion

which communicate with a central

- Data base.

Interfacing modules, shown in the outer ring of Fig. 1, feed-in preprocessed tracking data, generate satellite-specific sensor inferference events, provide commandable quantities and commands for station keeping maneuver realization, offer information for attitude reacquisition, import and export orbit and maneuver data for external co-located satellites. Satellite-specific and site-specific modules will be either added by the user or may be developed or adapted by GSOC to user specifications.

Each of the main modules generates standard plots which provide the essential information in a compact form.

The central *orbit and maneuver data base* facilitates the interface between the main modules: estimated orbital elements are deposited there, picked-up for planning of the upcoming maneuvers, which in turn amend the data base. The event prediction module picks up the best-knowledge orbit and maneuver information and generates for a user-specified period of time maneuver-inclusive predictions and satellite-specific events. Similarly procedes the co-location module, but now the trajectories of all selected neighbour satellites are generated, stored, and evaluated to check the relative motion and violation of proximity and interference criteria.

The orbit and maneuver data base may serve as a unified starting interface to existing software of a user. Combined with a proper starting procedure, the user may retain part of his existing main modules.

An operational need for co-located satellites is the consistency between their numerical orbit models so as to exclude them as an error source of computed relative motion. This is best achieved if each participating software agrees sufficiently well with proven state-of-

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

the-art main frame software. This may be difficult to establish between different control centers. Therfore, the orbit model should have an *adaption capabilty to common practice prevailing at a particular geostationary position* (e.g. harmonize dynamical constants, solar pressure force model, set UT1–UTC = 0).

2. DESCRIPTION OF THE MAIN MODULES

2.1 Orbit Determination and Prediction

ORBIT – Employing precise force and measurement modeling, orbital paramters and maneuver components are determined by least squares estimation and/or an ephemeris is generated (Ref. 6).

Input
- Setup file (self-explanatory format, elements in state vector, Keplerian or PEPSOC definition)
- JPL ephemeris file (DE118 or DE200)
- BIH tables (UT1–UTC, polar motion)

Output
- Print file
  - Estimated parameters
  - Cartesian ephemeris
  - Keplerian ephemeris
  - Station predict
  - PEPSOC orbital elements
- Plot file
  - Residuals (Fig. 3)
  - Station acquisition plot (Fig. 4)
  - Station keeping plot (Fig. 5)
- Orbit determination summary
- Database record

Force Model
- Geopotential
- Solar and lunar attraction
- Solar radiation pressure
- Maneuvers (ΔV components)
- Exponential atmosphere (for transfer orbits)

Measurement Model
- Precession
- Nutation
- UT1-UTC
- Sidereal time
- Polar motion
- Refraction
- Aberration, light time

Data types (GEOSC format)
- Range
- Azimuth-elevation angles
- X-Y angles

Solve-for Parameters
- Orbital elements
- Solar radiation pressure coefficient C_R
- Maneuver components
- Measurement biases

Accuracy
- < 10 m

An important advantage of ORBIT is its capability to consider and estimate any combination of maneuver components and the related errors. Benefits:
- Built-in maneuver calibration (main, cross-coupling)
- Consistent estimation of orbit and maneuver parameters and their errors
- Early maneuver confirmation from few post-maneuver tracking data
- Multiple savings in operational effort.

The main module ORBIT is complemented by two utilities:
- TD_SELECT selects tracking data according to specified station, data type, start and stop time, sampling modulo.
- TD_TIMELINE generates a time line plot from a given GEOSC file which is useful for the preparation of an orbit determination and appropriate data selection and reduction.

2.2 Maneuver Planning

MAPLA – Target elements and maneuver dates are calculated for different built-in strategies or accepted as user inputs, and fuel-optimal impulsive station keeping maneuvers are computed so as to reach the target elements at the end date of the current correction cycle, taking into account deterministic cross couplings. Conversion to and from mean orbital elements by analytic theory. (Ref. 3–5)

The objective of the maneuvers is twofold:
- to compensate the natural perturbing forces which tend to drive the satellite away from its nominal position
- to correct the errors of the preceding maneuvers.

In order to avoid error accumulation, it is essential to define for each correction cycle a *target orbit*, which is aimed upon by the maneuvers.

Non-singular orbital elements (Ref. 2):

$$
\begin{aligned}
E_1 &= n - n_E && \textit{drift rate} \\
E_2 &= e\,\sin(\Omega+\omega) && \textit{eccentricity vector} \\
E_3 &= e\,\cos(\Omega+\omega) && \\
E_4 &= \sin(i/2)\,\sin\Omega && \textit{inclination vector (half)} \\
E_5 &= \sin(i/2)\,\cos\Omega && \\
E_6 &= \varepsilon + \int_{t_0}^{t} n\,dt - \lambda_{nom} && \textit{mean longitude deviation}
\end{aligned}
\qquad (1)
$$

The non-sigular elements are computed from the Keplerian elements a, e, i, Ω, ω, M_0, mean motion $n = \sqrt{(\mu/a^3)}$, geocentric constant $\mu = 398600.5\ km^3/s^2$, n_E = Earth rotation rate, ε = epoch mean longitude, and λ_{nom} = the eastern longitude of the nominal geostationary position.

A vectorial velocity increment ΔV is composed of its radial, tangential and normal components with respect to the orbital plane:

$$
\begin{pmatrix} \Delta V_R \\ \Delta V_T \\ \Delta V_N \end{pmatrix} = \Delta V \begin{pmatrix} c_R \\ c_T \\ c_N \end{pmatrix} \qquad (2)
$$

From the variational equations, one obtains

$$
\Delta E_i = \frac{1}{V}\sum_{k=1}^{K} g_{ik}(\alpha_k)\,\Delta V_k \qquad i=1,2,\ldots,6 \qquad (3)
$$

$$
\begin{aligned}
g_{1k} &= -3nc_{Tk} \\
g_{2k} &= -c_{Rk}\cos\alpha_k + 2c_{Tk}\sin\alpha_k \\
g_{3k} &= c_{Rk}\sin\alpha_k + 2c_{Tk}\cos\alpha_k \\
g_{4k} &= (1/2)c_{Nk}\sin\alpha_k \\
g_{5k} &= (1/2)c_{Nk}\cos\alpha_k \\
g_{6k} &= -2c_{Rk} - 3n\tau_k c_{Tk}
\end{aligned}
\qquad (4)
$$

with

$$\alpha_k = \alpha_{Sun} + n_E(t_k - 12^h) + \lambda_{East}$$
$$V = 3075\ m/s = geostationary\ orbit\ velocity \quad (5)$$
$$\tau_k = t_{Target} - t_k$$

K = number of impulses, α_k = right asc. of the satellite at time t_k of the *k-th* impulse, α_{Sun} = right asc. of the *mean* sun at Greewhich noon, λ_{East} = longitude of the satellite at t_k (which can be approximated by the longitude of the window center), and τ_k = elapsed time between the impulse and the target date (= cycle end).

Equations (3) with (2), (4) and (5) are called the *maneuver planning equations.*

Observations:
- System of *6* equations for *2 K* unknowns α_k, ΔV_k
- They are linear in V_k but non-linear in the α_k
- The eccentricity vector is affected by tangential and also by radial ΔV components
- The mean longitude is predominantly affected by a tangential maneuver times the elapsed time after the maneuver, and also by a radial ΔV component.
- The impulse times could be choosen anywhere within the correction cycle to solve the equations. But as the effect of a tangential maneuver on the mean longitude grows with time, this correction should be done on the first day of each cycle to minimize the fuel for longitude control.

Realistic propulsion systems for 3-axis stabilized spacecraft create significant cross couplings. Part of it may be estimated before launch from thruster installation geometry. Another part, stemming from the activity of the attitude control system and other effects, may be determined from in-flight calibration. Designed for precision station keeping, GSOC's MAPLA takes into account deterministic cross couplings.

Constraints:
- Multiple sun sensor constraints (so as to remain within the same sun sensor from maneuver preparation through tail-off)
- max. NS impulse magnitude
- max. deviations from optimal maneuver times

Maneuver Planning Options

The station keeping strategy for a satellite (or for several co-located satellites) is designed before launch. Its parameters as deadbands in longitude and latitude, cylce lenghts, maneuvers per cycle, maneuver constraints, eccentricity control circle, biases in e-vector, i-vector and longitude are entered into the data base.

MAPLA offers to choose:
- Built-in station keeping strategy maneuvers
- Maneuvers for imposed cycle dates
- Maneuvers for imposed cycle dates and target orbit.

If the first option is selected, MAPLA will promt the user with the related parameters for the actual correction cycle. Each of the input parameters may be updated on the *Strategy Maneuvers* screen:
- Spacecraft descriptor file (contains all satellite-specific data and constraints)
- Cycle begin
- Nominal cycle period
- Tracking period
- Eccentricity control circle radius
- Number of EW impulses
- Preferred time of the first EW impulse (AM, PM, *)
- Maximum EW impulse time deviation
- Maximum target inclination
- Number of NS impulses
- Maximum NS impulse time deviation
- NS solar constraint bypassing (use gyro)
- Target orbit biases (in e_x, e_y, i_x, i_y, λ)

GSOC's preferred strategy is to use 2 EW and 1 NS impulses (3 impulse magnitudes and 3 impulse times = 6 parameters) to control the e-vector (2 par.), i-vector (2 par.), longitude (1 par.) and to minimize fuel (1 condition). Drift rate is implicitely controlled through longitude. Whenever one or a forthcoming sequence of *single* EW maneuvers will place the e-vector close to its target (sun-pointing perigee), taking advantage of radial cross couplings, than this option will be used (Fig. 6).

3 EW impulses would allow to control the drift rate (at cycle end). This has normally no advantage because it will be changed right away by the first impulse at the begin of the next cycle.

2 NS impulses (1 N and 1 S) may be used to minimize the radial cross coupling effect. Due to relatively large random EW couplings of NS maneuvers, GSOC found it more advantageous to use a strategy with more frequent but smaller single NS maneuvers.

Maneuver Planning User Support:
The maneuver solution will pop-up on the screen within seconds, and the user may choose to repeat his planning or to accept the solution. A standardized dynamically-scaled station keeping plot may serve for asessment of the solution and be filed to the cycle documentation. From begin to the end of the cycle (plus 1 leading and 1 trailing day), it graphs (Fig. 5):
- Osculating e-vector, complemented with the specified control circle, the sun direction in the middle of the period, and an arc of the natural e-vector circle
- same as above for mean e-vector
- osculating i-vector with specified max. target limit
- osculating latitude vs. longitude (and specified window limits)
- osculating longitude vs. time with maneuver time lines (and specified window limits).

2.3 Data Base

The *Spacecraft Descriptor File* holds satellite-specific data, e.g. deterministic cross couplings for the different maneuvers (E, W, N, S) both for the prime and backup thruster set; forbidden regions for station keeping maneuvers due to sun sensors' field of view. We also hold data needed for interfacing programs. E.g. maneuver realization requires satellite mass, thruster performance coefficients, geometric efficiency and calibration factors. It shall also hold infrared earth sensor fields of view and sun protection boundaries for earth and moon interference predictions.

Typically, such data are static or only a few digits have to be keyed in for updates. The user does this through the standard editor.

The *Orbit and Maneuver Database* is a sequential file of a number of so called *Database Records* as shown by its screen mask display, Fig. 2. A record contains:
- Header and epoch information (upper section)
- Orbital elements (Cartesian, Keplerian + longitude) and satellite parameters (3-column middle section)
- Subsequent maneuver Δs: number, time, components in radial, East, North direction.

Two files are held:
- *Short-term unsorted* data base to store and retrieve preliminary or intermediate records
- *Best-knowledge* data base (sorted and unambigous)

The Orbit and Maneuver Database files are displayed and updated through screen masks.

Best-knowledge databases may be maintained for several (co-located) satellites.

2.4 Ephemeris, Interference and Event Prediction

This core module generates a maneuver-inclusive trajectory between user-specified start and stop times and stores it into memory for subsequent evaluation, printing, or plotting. It retrieves the relevant orbit and maneuver vectors from the best-knowledge data base. A rapid orbit propagator is applied which is less accurate than ORBIT but fully sufficient for the intended applications. This approach avoids time-consuming input-output activities and the related file management.

Standard products shall include:
- Earth and moon shadow entry and exit times
- Sun interference with ground station antenna beam
- Ephemeris list
- Ephemeris plots
- Standard station keeping plot

Customized event lists:
- Sun interference with infrared earth sensor
- Moon interference with infrared earth sensor

Independent modules will be invoked for long-term prediction eclipses by earth and moon assuming the satellite on its nominal position.

2.5 Co-location

Under this core module, maneuver-inclusive trajectories will be generated for all chosen satellites, stored into memory and made available for evaluation of the relative geometry.
- If a proximity or interference criterion is violated, MAPLA may be invoked in a special mode for maneuver replanning.
- Standard relative geometry plots may be produced alike to those introduced by ESOC (Ref. 1).
- Conversion routines may be customized to support the orbit and maneuver data exchange with external control centers.

3.6 User Interface

The user will access the different tasks through a menu-driven shell and alphanumeric screen masks. DECForms will be used for mask generation.

4. IMPLEMENTATION

The programs are written in ADA and FORTRAN. The system is being implemented under VMS. It shall be loaded and run on VMS workstations, but it may be also accessed through simple alpha terminals.

5. INTERFACE WITH CUSTOMER'S ENVIRONMENT

The customer will contribute the software modules that are specific to:
- his satellite (maneuver realization, mass update, sensor interferences, ...)
- his tracking stations (tracking data preprocessing)
- his operational environment (command interface, ...)

An interface will be defined that allows his tasks to be invoked through additional customized screens.

6. SOFTWARE LICENSES

GSOC will provide modularized licenses for its software. The customer will have to obtain additional runtime licenses for DECForms and the graphics software (AGOS).

7. REFERENCES

1. Böhnhardt H 1990, Olympus flight dynamics report Oct 1989–Sep 1990. Orbital elements, orbital maneuvers, colocation at 19 deg West. ESA ESOC Olympus Flight Dyn Rep, Darmstadt, December 1990
2. Eckstein M C 1973, Ein Satellitenbahnmodell ohne Singularitäten, DLR–FB 73-67, Köln
3. Eckstein M C 1985, Station keeping strategy test, design and optimization by computer simulation, Space Dynamics for Geostationary Satellites, Cepadues Editions, Toulouse, pp. 631
4. Eckstein M C 1988, Geostationary satellite orbit control considering realistic propulsion systems, DFVLR-GSOC IB 88-3, Oberpfaffenhofen
5. Eckstein M C 1990, Geostationary orbit control considering deterministic cross coupling effects, 41th IAF Congress, Paper IAF-90-326, Dresden
6. Montenbruck O 1991, Orbit determination program ORBIT – user guide & program description. DLR-GSOC, Oberpfaffenhofen
7. PEPSOC Program & Documentation, ESA-ESOC, Darmstadt

ACKNOWLEDGEMENT

We acknowledge the contributions of our colleagues of the flight dynamics section, of Satellite Operational Services GmbH, Gilching, led by Dr. A. Härting, whow have been charged with GSOC's orbit-related operational station keeping work and its preparation. They fed back their experience, contributed the development of significant parts of our operational orbit software, and will remain involved in its future evolution.

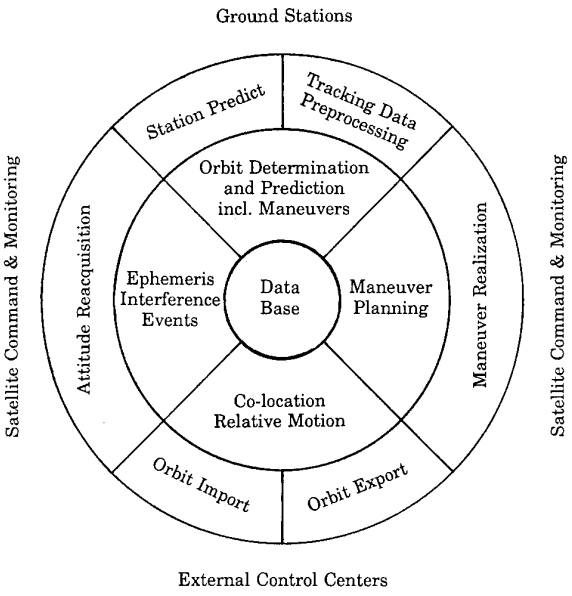


Figure 1. Software overview.
Core modules – interfacing modules.

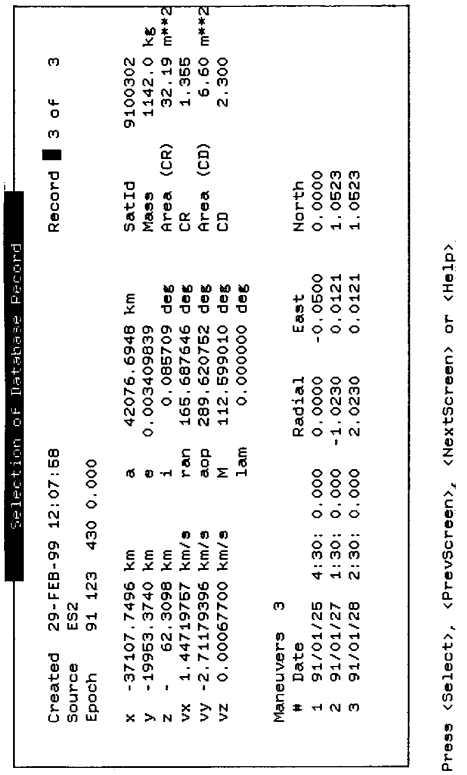


Figure 2. Orbit and maneuver data base record

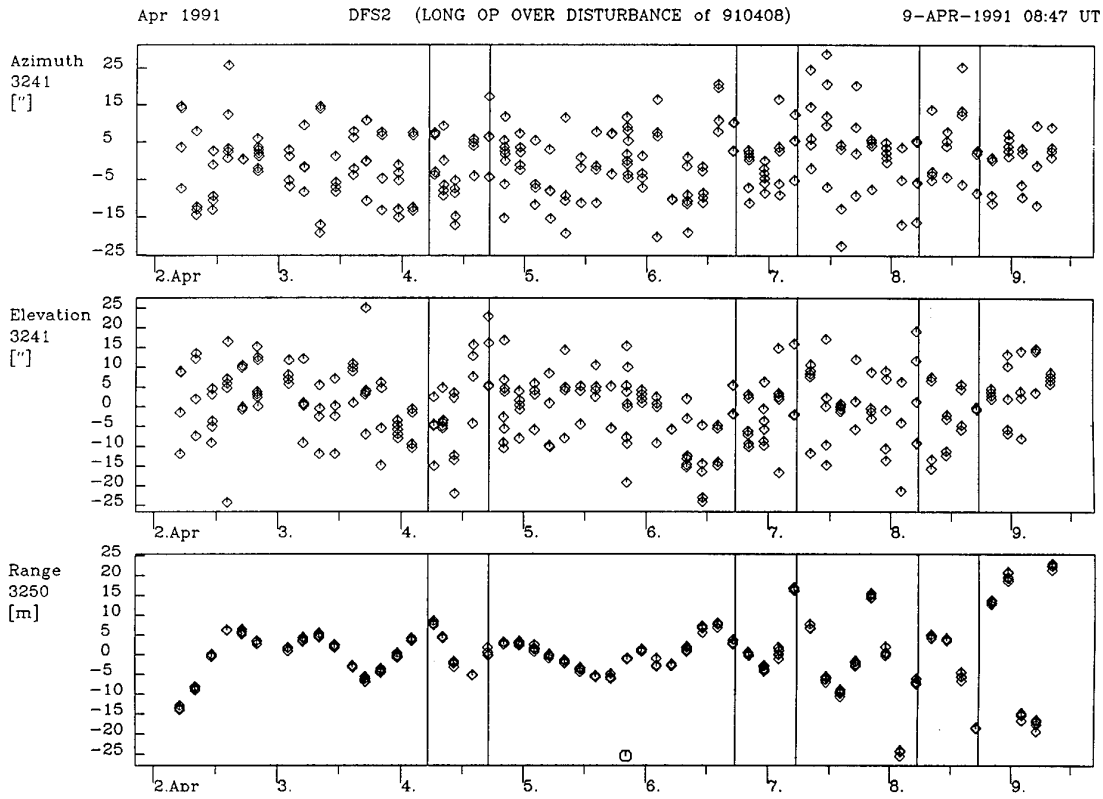


Figure 3. ORBIT tracking data residuals plot. Vertical lines indicate maneuvers.

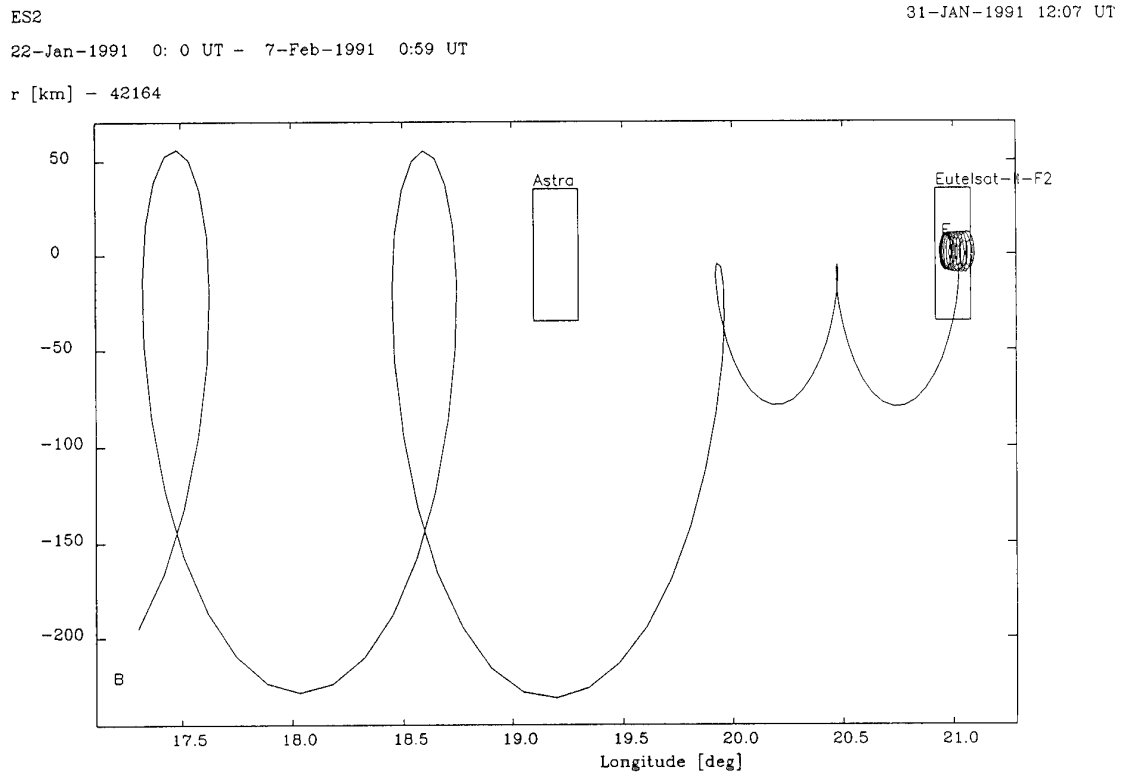


Figure 4. ORBIT station acquisition plot, showing radial distance vs. longitude. The boxes mark control boxes of geostationary satellites.

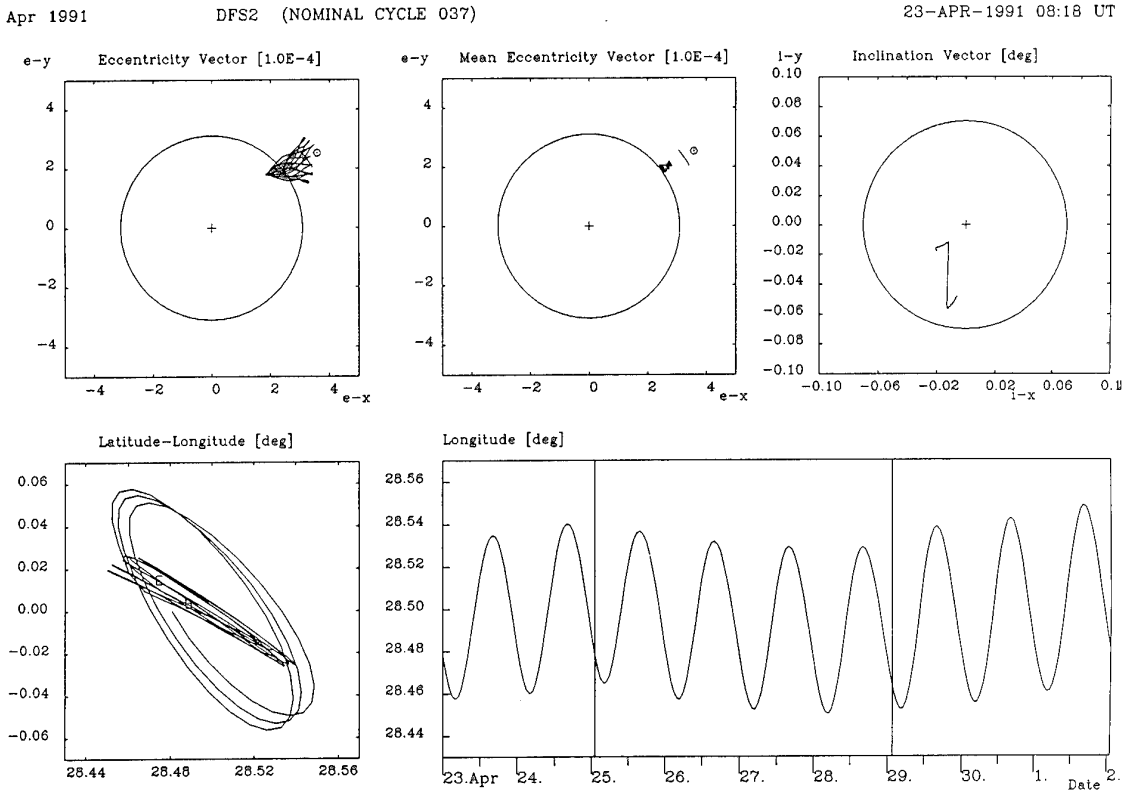


Figure 5. Standard station keeping plot for one correction cycle. The vertical lines in the longitude vs. time plot indicate maneuver times.

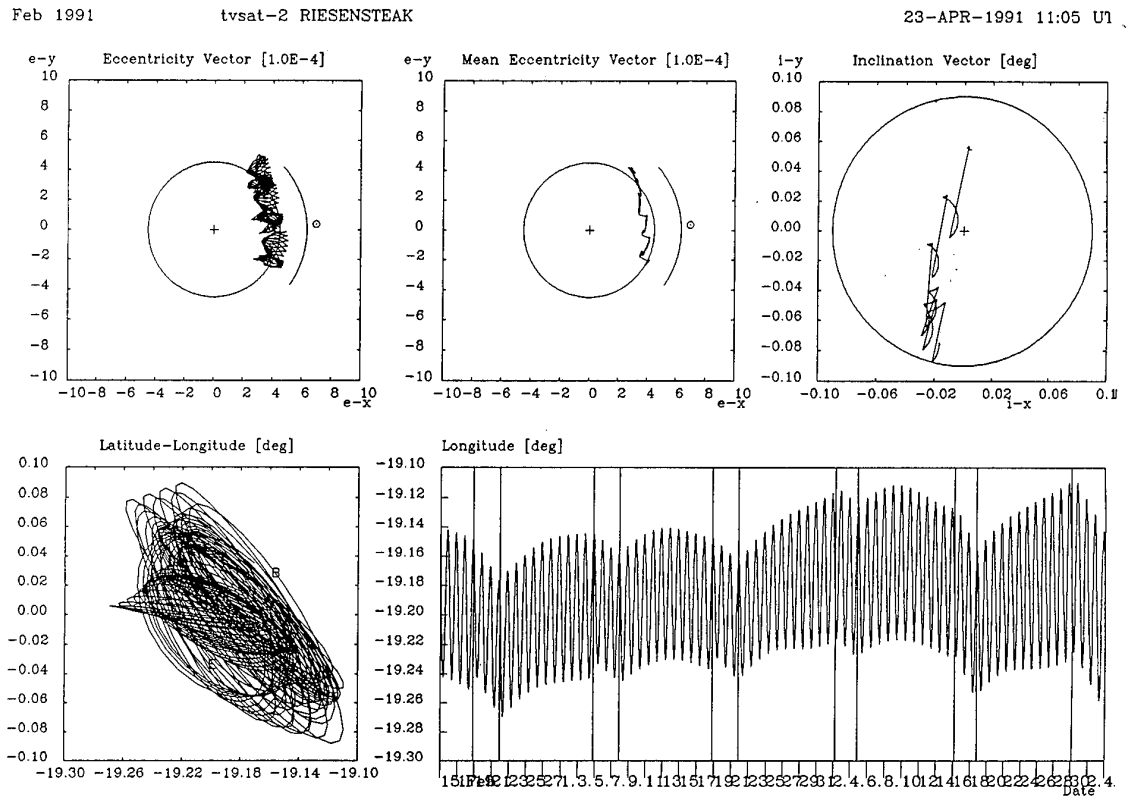


Figure 6. Standard station keeping plot for an extended period of time (15 Feb – 23 Apr 91). The vertical lines in the longitude vs. time plot indicate maneuver times.

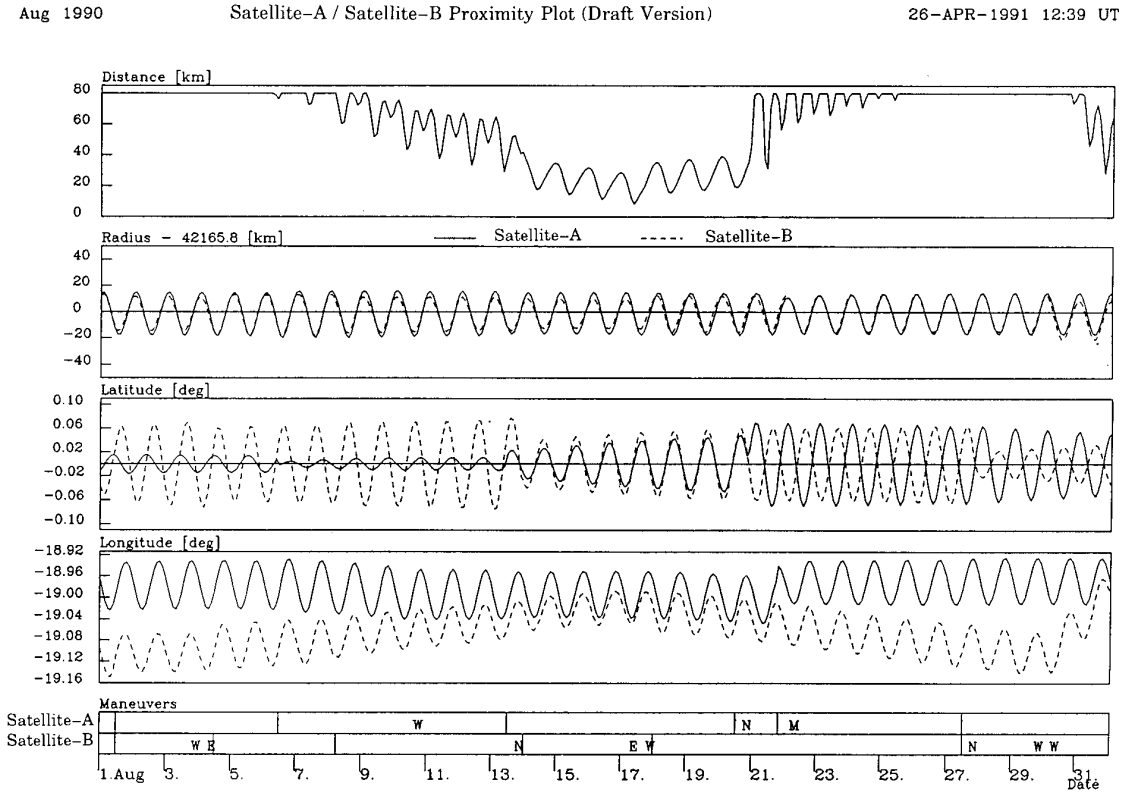


Figure 7. Co-location plot (draft). The upper part shows relative distance. From absolute radius, latitude and longitude (middle section), one inferes longitude separation of the two spacecraft. The lower part (draft) indicates maneuvers of both satellites.

THE DLR - GSOC LAUNCH WINDOW SOFTWARE

R. Kiehling

DLR German Space Operations Center
D-8031 Oberpfaffenhofen

ABSTRACT

At the German Space Operations Center of the DLR a new launch window program (LAUWIN) was developed for multi-burn geostationary transfer missions. At the present version, the program processes the following types of constraints for the launch window:

- Forbidden Earth or moon shadows.
- Maximum duration of Earth or moon shadows.
- Forbidden sun aspect angles within a satellite coordinate system.
- Forbidden Earth/moon interferences during Earth acquisition scans.
- Forbidden sun colinearities (angles sun-Earth-satellite).
- Forbidden Earth-satellite-moon angles.

Keywords: Geostationary satellites, launch window, software

1. INTRODUCTION

Geostationary satellites usually are placed on their station by subsequent apogee or perigee maneuvers which change the initial elliptical orbit generated by the launcher to a circular orbit. During this positioning phase some restrictions are defined for each spacecraft. These restrictions typically are geometrical constraints. So it may be required for example that the sun shall be present in the field of view of a sun sensor for a certain operation like maneuver or maneuver preparation. The consequence of such constraints is that the satellite may be launched only during a certain period of a day, called the daily launch window.

For such multi-burn geostationary transfer missions, a new software for launch window computations (LAUWIN) was developed at the German Space Operation Center (GSOC) of the DLR.

2. GENERAL DESIGN

In this chapter, the basic ideas of the design of the software are given.

2.1 Input and Output

In Figure 1 an overview about input and output of the program is shown.

2.1.1 Input. Two files are input to the program:

- Trajectory File

To compute an entire trajectory for the positioning of a satellite, the program APMAN was developed some time ago at DLR. This program optimizes maneuver parameters like ignition time, duration and the satellite's attitude for up to four 400 N engine maneuvers at apogee or perigee. The trajectory is computed by numerical integration taking into account perturbations by the Earth's potential field and thrust acceleration during finite burn phases.

The optimized trajectory is optionally written into a trajectory file which is one input to the launch window software. This file contains state vector ephemerides in inertial coordinates with typical step sizes of 1 min on the first transfer orbit, 6 min on the last intermediate orbit and 0.5 min during burn phases. State vectors during burn phases are marked.

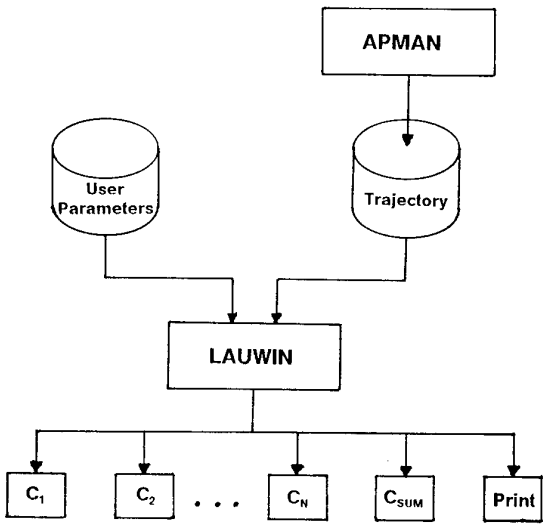


Figure 1. Input and output of LAUWIN

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

The trajectory is generated for a selectable launch date and starts at first perigee transient time which is a fictitious time but commonly used as reference time for launch window investigations.

- User Parameter File

The user interface to the program is the User Parameter File. This file consists of some general parameters and parameters defining the launch window constraints.

General parameters are for example range and step size of epochs for which the launch window shall be computed.

At present, up to 10 different types of launch window constraints may be processed by the program. For each constraint, the user has to provide different input parameters. Typical parameters will be described in chapter 3 where some types of constraints are discussed in detail.

The User Parameter File is easy to set up and must be configured for a project only once after all constraints are specified.

2.1.2 Output. For each constraint defined by the user an output containing the launch window based on the calculation of this particular constraint is produced in form of a diagram (C_1 to C_N). These single launch windows are summed up by the program to the summary launch window C_{SUM}. For analysis of the results, details about violations of constraints are given in print files.

An example for a summary launch window is given in Figure 2. This result was received for the Eutelsat II-F3 mission which is actually scheduled to be launched by an Atlas launch vehicle on August 8th, 1991.

Each line of the matrix represents a launch date, while the columns represent the first perigee transient times. For each combination of launch date and first perigee transient time it can be extracted from the diagram, wether there is a launch capability for the corresponding epoch. Dots indicate that the launch window is closed, while asterisks represent an open window.

The window is computed with a step size of 1 day between August 7th and September 24th, 1991. In column 'DOY' the corresponding day of year is printed. The first perigee transient times range from 22:50 UT to 00:14 UT with a step size of 2 min. The maximum resolution allowed amounts to 1 min. For example, on August 8th the window opens at 23:06 UT and closes at 00:06 UT first perigee transient time.

The origin of the broad gaps in the launch window between DOY 230 and 235 and between DOY 258 and 265 will be discussed later in section 3.3.

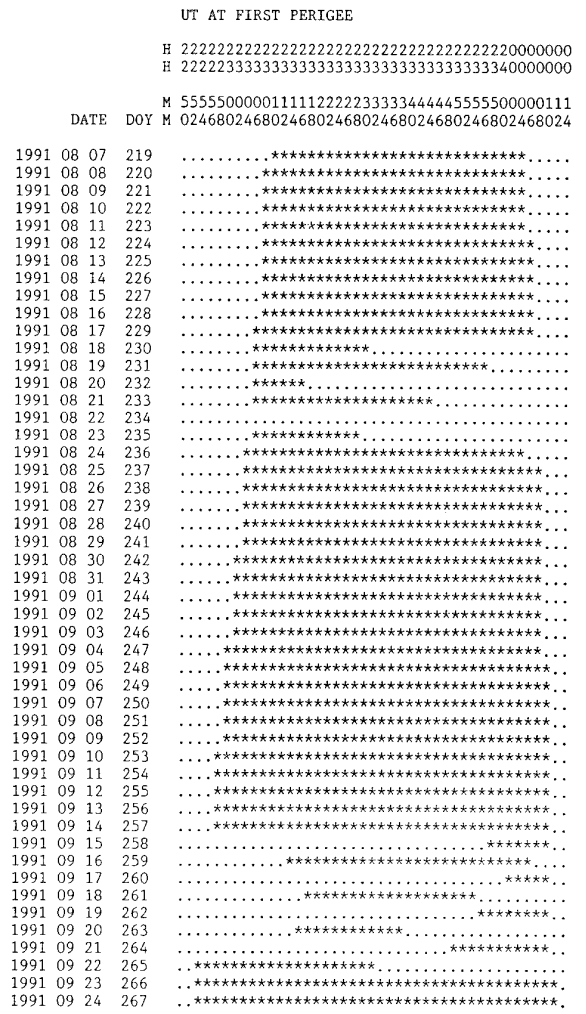


Figure 2. Eutelsat II-F3 launch window

2.2 Method of Computation

2.2.1 Transformation of Trajectory. The launch window in Figure 2 is computed for over 2000 different epochs of first perigee transient. However, the very time consuming integration of 2000 different trajectories is not necessary, because the trajectory for each epoch can be received easily by transformation of the reference trajectory computed by APMAN and read from the trajectory file.

This transformation is shown in Figure 3. Reference and transformed orbits are drawn in inertial coordinates with X - axis pointing to the vernal equinox. For simplification a two dimensional representation of the situation is given. The vector of the ascending node of the reference orbit $\mathbf{r}_{\Omega_R}$ has an angle of Ω_R with the X - axis corresponding to the length of the ascending node. If the satellite is launched at another epoch, the corresponding orbit will have another length of ascending node Ω. This orbit can be received by a node rotation $\Delta\Omega = \Omega - \Omega_R$ of the reference orbit which is identical with the difference of the sideral times of the corresponding launch epochs $\Delta\Theta = \Theta - \Theta_R$.

Thus, the trajectory of any launch date is computed by rotation of the X - and Y - components of each vector of the reference trajectory by an angle equal to the difference between the sideral times of desired launch epoch and launch epoch of the reference trajectory. The Z - components remain unchanged.

2.2.2 Segments of the Trajectory. Launch window constraints to be checked are defined via the User Parameter File. A certain constraint has to be checked usually during a short phase of the mission like maneuver preparation etc. Thus, for each constraint it must be specified for which part of the trajectory it is to be checked by the program.

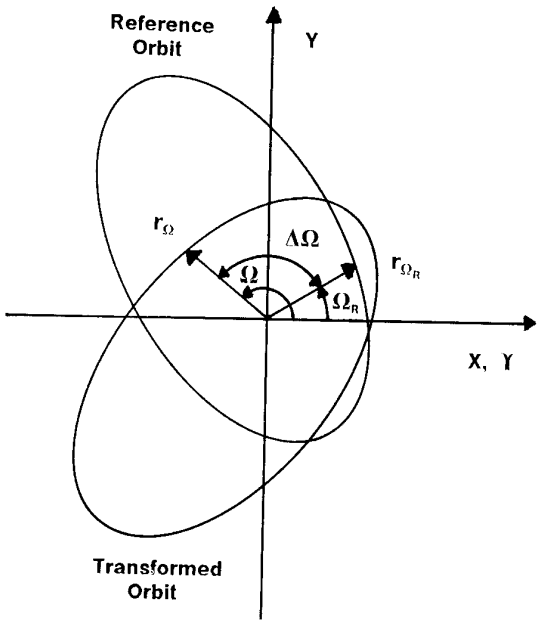


Figure 3. Transformation of trajectory

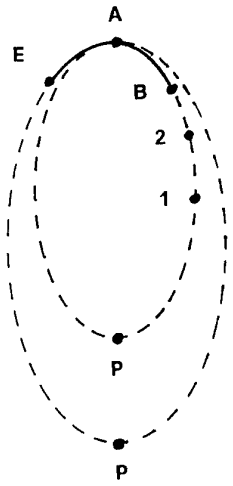


Figure 4. Events on trajectory

These segments of the trajectory are defined relatively to certain events on the trajectory. In Figure 4 these events are shown. 'B' and 'E' are begin and end of an apogee motor firing, which rises the perigee ('P') of the lower orbit to a higher one. The burn phase is indicated by a solid line in the plot. 'A' indicates the apogee. Begin and end of segments on the trajectory may be defined by the user by entering times relatively to 'P', 'A', 'B', 'E' or to the start of the trajectory. The perigees, apogees and burn phases are numbered and may be addressed individually.

For example, a certain constraint shall be checked during maneuver preparation like Earth Acquisition. Mission operation specialists have defined that this procedure will be started 2 hours before begin of maneuver and will take 20 min. On the trajectory in Figure 4, this phase may be between points '1' and '2'. In the User Parameter File it will be specified that this constraint shall be checked from 2^h to 1^h40^m before begin of first, second etc. maneuver.

3. DESCRIPTION OF THE CONSTRAINTS

In this chapter, the types of constraints implemented in the software are described and some characteristic examples are given which demonstrate the capability of the software.

3.1 Shadow Related Constraints

On the trajectory the satellite could enter into shadow caused by eclipses of sun by Earth or by moon. A typical situation is shown in Figure 5. The apogees ('A') of the trajectory are near to the sun's direction. Thus, Earth shadow only can occur near the perigee and not during apogee maneuver preparation. Moon shadow may occur on the whole orbit. These shadow phases usually are restricted because of requirements regarding thermal -, power - or attitude control - subsystems.

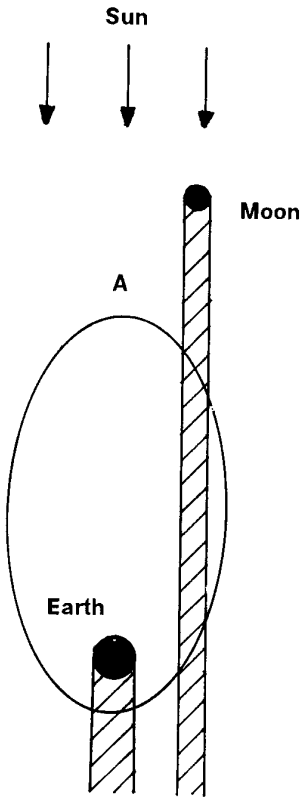


Figure 5. Shadows of Earth and moon on trajectory

The program processes the following types of shadow related constraints:

- Limitation of duration of Earth or moon shadow.
- Absolutely forbidden shadow of Earth or moon.

For example, the Eutelsat II launch window is restricted by the following conditions:

- The duration of shadow is limited on the trajectory from separation until first maneuver to a duration of 30 min.
- During some operations like preparation phases of apogee or perigee motor firing, shadows are absolutely forbidden.

It turned out that Earth shadow did not affect the launch window. But for the Eutelsat II-F2 mission, an up to some hours lasting moon shadow during maneuver preparation phase similar to the situation in Figure 5 was detected by the program. This lead to the closing of the launch window on two days in February 1991, but fortunately the satellite could be launched in time in the middle of January.

3.2 Sun Aspect Angles

3.2.1 Method. For some spacecraft operations it may be required that the sun must have a defined direction in the satellite's coordinate system. The direction of sun may be defined with respect to the satellite's coordinate system itself or with respect to any satellite fixed coordinate system like sensor coordinates etc.

Examples for this situation are:

- The sun shall be in the field of view of a sun sensor.
- For thermal or power reasons, the direction of sun shall be within a certain range of angles with respect to a particular spacecraft axis.

These and similar constraints are called 'Sun Aspect Angle' constraints. They are handled by the program under the assumption that the satellite is in a three axes stabilized mode in a defined attitude which must be entered to the program via the User Parameter File. This attitude is specified in a special coordinate system. In three axes stabilized mode usually one specific vector like the optical axis of the Infrared Earth Sensor (IRES) is pointing to the Earth, i.e. it is colinear with the spacecraft's radius vector. Thus it is appropriate to define the following orbital coordinate system in which the attitude of the satellite may be defined (Figure 6):

X : Unit vector in direction of the satellite's radius vector.
Y : Unit vector in the orbital plane perpendicular to **X** pointing in direction of the spacecraft velocity.
Z : Unit vector perpendicular to the orbital plane pointing to the North.

Now each spacecraft attitude is to define easily by up to three rotations of this coordinate system.

For example, to achieve a apogee maneuver firing attitude, a rotation around the X - axis by an angle φ has to be performed as it is shown in Figure 6. The coordinate system received (X'Y'Z') is given in Figure 7. Within this coordinate system, up to 12 different sun aspect angles may be defined optionally:

- 3 different angles between the sun's direction and each axis of the X'Y'Z' - coordinate system. In Figure 7 for instance, α is defined as the angle between the direction of sun and the Y' - axis.

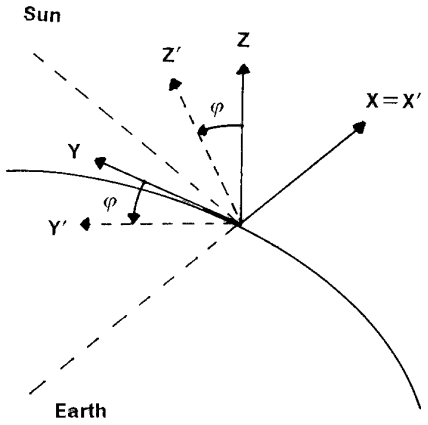


Figure 6. Definition of orbital coordinate system

- 9 different angles between the projection of the sun into the X'Y' -, X'Z' -, or Y'Z' - plane and one axis. In Figure 7 for instance, α_P is defined as the angle between the projection of the sun's direction into the X'Y' - plane and the X' - axis.

Thus, the program requires the following parameters to be provided by the user:

1. Axes and corresponding angles for up to 3 successive rotations to define the satellite's attitude within the orbital coordinate system XYZ as defined in Figure 6.
2. Definition of sun aspect angles to be checked (projection plane of sun direction, if applicable: axis with respect to which the angle is to be measured).
3. Limits to be checked for the aspect angle defined above.

3.2.2 Examples. In the following, two examples are given for illustration.

- Opening of the Ariane 4 standard launch window

The opening of the Ariane 4 standard launch window is defined by the condition that the sun aspect angle with respect to the satellite's thrust axis in AMF attitude amounts to 65° in the 6th apogee of the geostationary

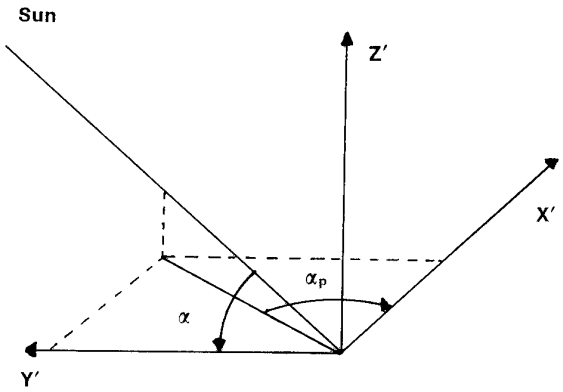


Figure 7. Sun aspect angles in S/C coordinate system

transfer orbit (Ref. 1). In the AMF attitude, the spacecraft thrust axis has an angle of $\varphi = 14.45°$ with the orbital plane pointing to the South. Assuming that Y is the satellite's thrust axis, the AMF attitude may be received by a rotation of the XYZ - coordinate system around the X-axis by an angle of $\varphi = -14.45°$ in Figure 6.

The sun aspect angle is identical with α in Figure 6. For computation of the opening of the Ariane 4 standard launch window, the lower and upper limits of this angle are set to 64.8° and 65.2° respectively around the 6th apogee. The result is given in Figure 8. The line drawn in the Figure is the official begin of Ariane 4 standard launch window (Ref. 1). It turns out that LAUWIN gives the same results. The closure of the Ariane 4 launch window is defined 45 min after opening which is not based on a geometrical condition.

- Closure of the Eutelsat II-F1 launch window

The closure of the Eutelsat II-F1 launch window is defined by the condition that the projection of the sun into the satellite's X'Y' plane (Figure 7) must have a minimum angle of 15° with the radius vector for a certain operation during preparation of the first maneuver. For this operation, the satellite is in the apogge maneuver firing attitude. X' is identical with the direction of the satellite's radius vector. Thus α_F is the angle for which the constraint is formulated.

The result of the corresponding computation is given in Figure 9. The line drawn into the plot is the result given by Aerospatiale Cannes (Ref. 2) received by the same calculation with another software. Both programs give the same result.

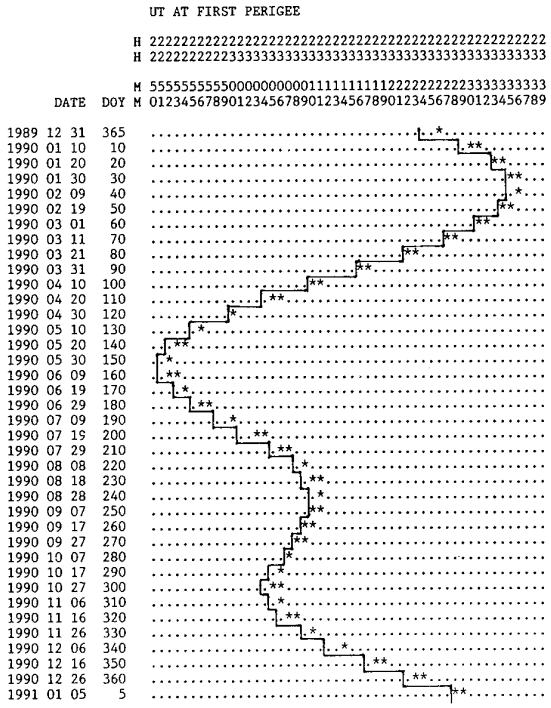


Figure 8. Opening of Ariane 4 standard launch window

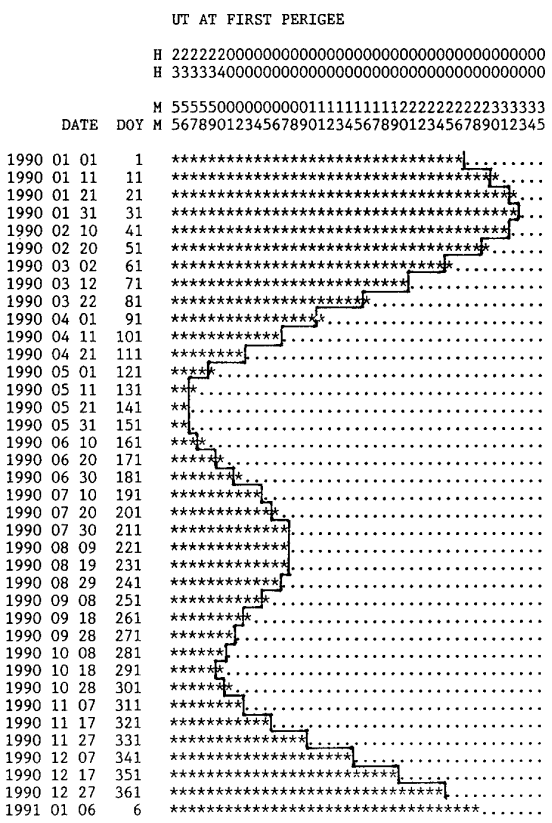


Figure 9. Closure of Eutelsat II-F1 launch window

3.3 Earth/Moon Interferences

Except for some certain operations, a spacecraft is in sun pointing mode during its positioning. In this mode, a particular axis of the satellite is pointing to the sun and the spacecraft is rotating around this axis. For certain operations like maneuver or maneuver preparation, the spacecraft switches to a three axes stabilized mode. In this mode, the satellite points with one particular axis like the optical axis of the Infrared Earth Sensor (IRES) to the center of Earth. To achieve this mode, the spacecraft rotates around a axis in such a way that the Infrared Earth Sensor (IRES) will hit the Earth. For this operation, the Earth Acquisition Mode, the direction of the axis of rotation is identical with the opposite sun direction (for apogee maneuvers) or with the sun direction itself (for perigee maneuvers).

In Figure 10 the situation on the sky is shown as it can be seen from the spacecraft. The field of view of the IRES describes a circle on the sky with C_{ROT} as center. If the Earth is found by the IRES, the rotation is stopped and the satellite is in a three axis stabilized mode with the optical axis of the IRES pointing to Earth.

For this operation the following restrictions could be valid:

- The moon could disturb the IRES and should not be on the scan circle within a range of phase angles γ_B and γ_A before and after earth capture.

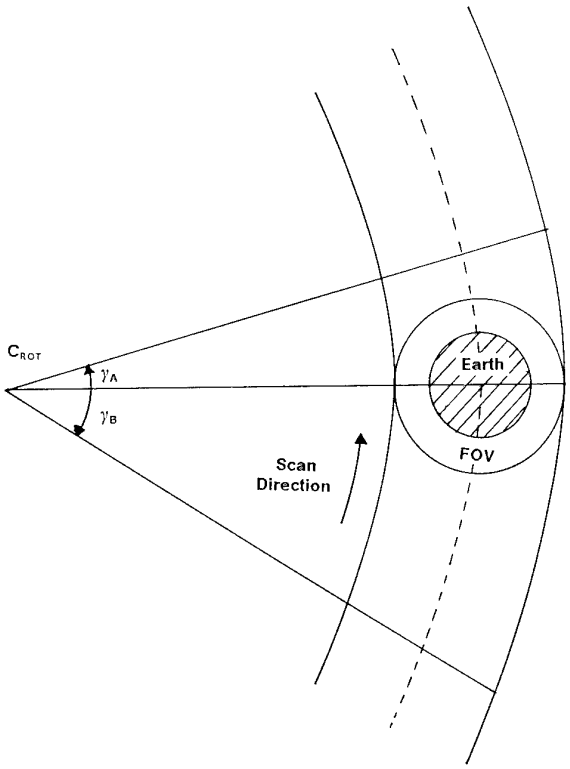


Figure 10. Scan of infrared Earth sensor over sky

- After scanning it could be forbidden that the moon is in the field of view of the IRES during a maneuver. Otherwise the satellite's attitude could be adjusted wrongly.

The following parameters have to be provided by the user for the check of possible Earth/moon interferences:

1. Phase angles γ_B and γ_A to define the range on the scan path where the constraint shall be checked. If these angles are set to zero, it is assumed that the satellite is in a three axes stabilized mode with the optical axis of the IRES pointing to the Earth.
2. Size of field of view (FOV) of the IRES.
3. Direction of rotation.
4. Center of rotation (direction of sun or opposite).
5. Minimum moon illumination ratio for which a response of the IRES is expected.
6. Permission that the moon may be hidden by Earth.

The gaps in the launch window computed for Eutelsat II-F3 (Figure 2) are caused by Earth/moon interferences during apogee maneuvers. Short openings during DOY 261 and 263 are due to the fact, that the moon is completely hidden by Earth during maneuvers.

3.4 Other Angle Constraints

The following minimum angles can be checked by the software:

- Minimum angle sun-Earth-spacecraft (colinearity angle).
- Minimum angle Earth-spacecraft-moon.

These checks are special cases of sun aspect angles (3.2) and Earth/moon interferences (3.3) and are not discussed here in detail.

4. CONCLUSIONS

The present program version covers a wide range of types of launch window constraints for the positioning of geostationary satellites. It was developed for the Eutelsat II project and successfully used for the Eutelsat II-F1 to F3, DFS-1/2 and TVSAT-2 missions. As the design of the program is modular, new types of constraints are easy to implement.

REFERENCES

1. Ariane 4 User's Manual, Arianespace, 1986, Issue 1, Rev. 2

2. Eutelsat II, Mission Manual, Part I, Aerospatiale Cannes, 1989, EUT.TN.ASCA.1604, Issue 1

SESSION 2.3.
LOCALISATION, MESURES ET CONTRÔLES PENDANT LA MISSION / TRACKING, MEASURING AND MONITORING DURING MISSIONS

Président / Chairman:
Y. TREMPAT (CNES)

MISE EN PLACE DU SYSTEME DE LOCALISATION PAR "TURN AROUND" POUR LES SATELLITES TELECOM 1

JP. POCHON - C. FREMEAUX - M. MOURY

CNES
18, avenue Edouard BELIN
31055 TOULOUSE FRANCE

RESUME

Nous décrivons les évolutions et la validation d'un nouveau concept de localisation dit par "Turn Around" pour le système TELECOM 1.

Ce système vient en remplacement de celui qui précédemment associait des mesures de distance à des mesures angulaires ; il a été conçu et développé dans l'objectif de minimiser les impacts sur l'existant.

La mise en place du système global a nécessité :

- La réalisation d'une station réémettrice associée à un système de télésurveillance.
- L'évolution :
  - . de trois stations de contrôle existantes,
  - . du logiciel de prétraitement des mesures implanté sur les calculateurs du centre de contrôle.

Les résultats de qualification du système sont très satisfaisants. Les orbites restituées ont une précision proche de celles obtenues avec le réseau de référence.

Mots Clefs : Localisation - Géostationnaire.

1. LOCALISATION PAR MESURE DE DISTANCE

1.1. Introduction

Le système Télécom 1 est composé :

- d'un segment spatial avec deux satellites en orbite (8° W et 5° W),
- d'un segment sol qui comprend :
  - . un réseau de stations de Télécommunication,
  - . un réseau de trois stations de maintien à poste.

Initialement la localisation des satellites TC1 était assurée par des mesures de distance associées à des mesures angulaires à partir des stations fonctionnant en 6/4 GHz et situées sur le territoire métropolitain.

Le système de mesure angulaire, repris d'un programme antérieur, est ancien ; la précision de mesure est juste suffisante pour assurer la mission de maintien à poste mais ne l'est pas pour un suivi des performances des tuyères.

Nous avons été amené à repenser le système existant pour nous orienter vers un concept visant des performances accrues compatibles avec nos objectifs.

1.2. Le concept retenu

Des mesures de distance réalisées à partir de stations suffisamment éloignées et formant avec le satellite une figure géométrique favorable permettent d'assurer la fonction localisation.

La localisation des satellites Télécom 1 par mesure de distance "grande base" est une alternative au système d'origine.

A ce titre la définition de ce nouveau concept a été guidée par un objectif aboutissant à un compromis technique et économique : développement réduit et moyens à mettre en place simplifiés.

La mise en oeuvre de ce concept implique :

- l'évolution de trois stations de contrôle,
- l'implantation d'une station située sur l'ile de la Réunion,
- la mise en place d'un système de communication simplifié entre le centre de contrôle et la station de la Réunion,
- l'évolution des logiciels de traitements spécifiques à implanter sur les calculateurs du centre de contrôle.

1.3. Localisation par "Turn Around"

Le système global met en oeuvre le concept dit par "Turn Around". Dans ce schéma il n'est fait appel qu'à une seule chaîne de mesure de distance implantée dans une station principale en métropole ; le rôle de la seconde station à la Réunion se limite à la réception du signal puis à sa réémission vers la station principale qui en est l'origine via le satellite à localiser.

Le cheminement du signal est alors le suivant :

station principale ——> satellite ——> station réémettrice ——> satellite ——> station principale.

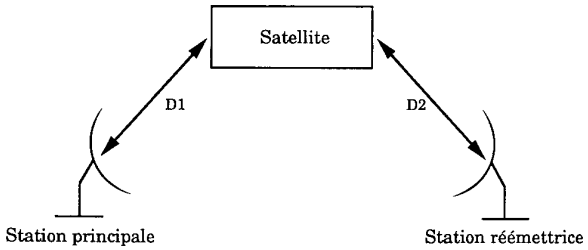


Figure 1 : Principe

Le système doit permettre d'évaluer D1 et D2. Les signaux utilisés pour ces mesures sont ceux décrits dans le standard ESA TTC-A-04 "S band Ranging"

1.4. Séquence de mesure

La séquence retenue pour évaluer ces deux distances se décompose en deux séances de mesure qui s'enchaînent systématiquement sans intervention opérateur.

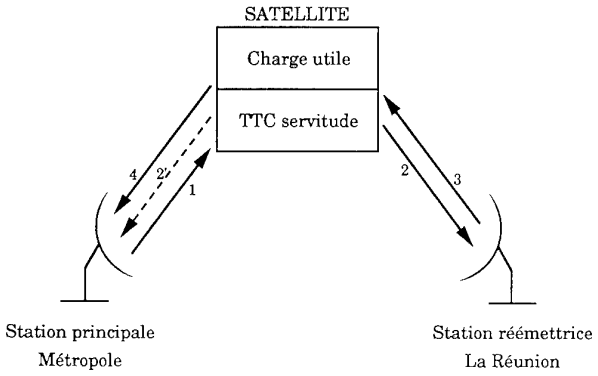


Figure 2 : Liaisons radioélectriques

- Une première mesure permet d'évaluer le temps de propagation du signal de la station principale au satellite correspondant à la distance D1. On établit les liaisons 1 - 2'.
- Une seconde mesure, effectuée à la suite de la première, permet d'évaluer le temps de propagation du signal sur le même trajet D1 augmenté du temps entre le satellite et la seconde station correspondant globalement à la distance D1 + D2. On établit les liaisons 1 - 2 - 3 - 4.

Le choix de ne pas modifier le logiciel de restitution d'orbite du centre de contrôle (logiciel qui ne connait pas le type Turn-Around) nous a contraint à ramener les deux mesures D1 et D1 + D2 à une même référence de temps.

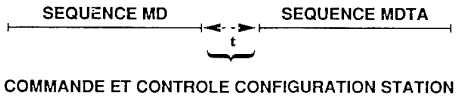
1.5. Mise en place du système

1.5.1. Evolution des stations existantes

L'équipement de mesure de distance, dont le rôle se limite à l'estimation du temps séparant l'émission d'un signal de la réception de ce même signal après avoir subi un retard lié à un trajet quelconque, n'a pas été modifié. L'ambiguïté distance se situe à 18750 km.

L'unité de traitement modifiée gère automatiquement le déroulement des deux séances de mesure.

L'évolution des stations se situe au niveau de la chaîne de réception. Les fréquences reçues suivant la séquence en cours sont très différentes et nécessitent une modification de la configuration station.



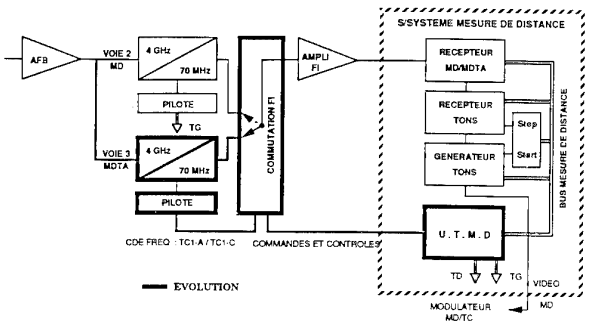


Figure 3 : Evolution de la configuration station

1.5.2. Architecture de la station réémettrice

Cette station assure pour les deux satellites :

- le pointage automatique de l'aérien sur l'un quelconque des deux satellites,
- la réception des signaux aux fréquences TTC du canal servitude,
- la translation de fréquence à 70 MHz, le filtrage puis la réémission du signal transposé aux fréquences du canal charge utile.

La largeur du filtre à 70 MHz permet de passer indifféremment les fréquences des deux satellites espacées de 5 MHz sans reprise de réglage des transpositions de fréquence.

Les caractéristiques de ce filtre, bande passante, pente de gain, linéarité de phase et stabilité de temps de transit assurent un minimum de distorsion sur le signal de mesure de distance.

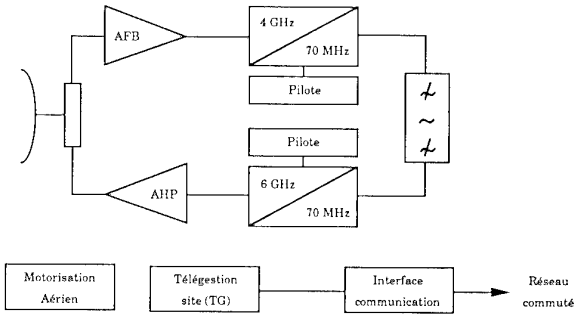


Figure 4 : Architecture de la station

1.5.3. Le système de communication

Le centre de contrôle TC1 est relié à la station réémettrice par un système de communication simplifié et activée à la demande.

Ce système permet aux opérateurs de s'assurer que la station est disponible pour effectuer une séance de localisation. Cinq informations de surveillance sont transmises et visualisées au centre de contrôle. L'acheminement des données se fait par l'intermédiaire du réseau commuté.

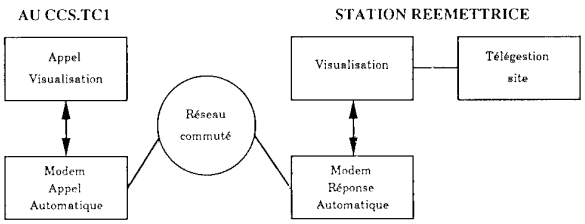


Figure 5 : Système de communication

Le système est automatique, l'intervention de l'opérateur se limite à l'établissement de la communication.

1.5.4. Les liaisons radioélectriques

Les contraintes prises en compte sont de deux ordres :

- ne pas modifier les équipements de réception du signal de mesure de distance dans les stations en métropole,
- assurer une PIRE dimensionnée aux besoins en sortie du canal charge utile pour ne pas perturber la fonction télécommunication.

Dans tous les cas la qualité du signal reçu sur la porteuse à la station principale est :

$$C/No \geq 48 \text{ dB.Hz}$$

A cette qualité du signal requis nous avons associé une marge de 5 dB pour prendre en compte les affaiblissements liés aux hydrométéores.

Table 1 : Qualité des signaux sur la porteuse dans les différentes liaisons pour une configuration sans affaiblissement.

LIAISON	1	2'	2	3 TC1-A / TC1-C	4	Total : 1-2-3-4 TC1-A / TC1-C
C/No(dB.Hz)	79,8	65,5	65,5	70,6 / 74,6	53,2	52,9 / 52,9

Les indices de modulation de mesure de distance nous donnent des marges de l'ordre de 15 dB pour le traitement du signal.

L'incertitude sur les mesures de distance liée au bruit dans des liaisons est inférieure à 5 m.

2. DESCRIPTION DU PRETRAITEMENT DES MESURES DE DISTANCE ET TURN AROUND

2.1. Description de l'existant

2.1.1. Séances de mesure de localisation

Une séance de mesure de distance est constituée pour Télécom 1 de 256 mesures dites "élémentaires" (8 séquences de 32 mesures) disponibles toutes les 250 millisecondes. Il faut dont 64 secondes pour recevoir une séance complète.

Une mesure élémentaire de distance correspond au temps mis par un signal pour parcourir un certain trajet constitué des éléments suivants (voir figure 1) :

- équipements station principale émission-réception,
- canal "servitude" du satellite,
- trajet aller-retour entre station et satellite.

Les séances de mesure de distance Turn Around sont identiques aux séances de mesures de distance simple : 256 mesures élémentaires.

Le trajet correspondant à une mesure est le suivant (voir figure 2) :

- équipement station principale émission-réception,
- équipement station réémettrice émission-réception,
- canal servitude et canal charge utile satellite,
- trajet aller-retour station principale-satellite,
- trajet aller-retour station réémettrice-satellite.

Il suffit donc de retrancher les différents temps de transit à chaque mesure pour obtenir la distance station principale-satellite (ou station principale - satellite - station réémettrice pour une mesure Turn Around).

Ces temps de transit sont :

- mesurés par des mesures de calibration effectuées régulièrement pour les équipements station (station principale),
- mesurés au sol : avant lancement (canal servitude satellite), après installation (station réémettrice),
- calculés ou estimés : éléments hors calibration station et canal charge utile satellite.

2.1.2. Ancien prétraitement des mesures de distance

Le prétraitement avait pour but, d'une part de déterminer à partir de 256 mesures élémentaires une mesure dite "condensée" datée, et d'autre part de décider de la validité ou de la non validité de la séance.

La valeur de la mesure condensée est la moyenne des mesures élémentaires, la date est la date milieu de séance. Le contrôle de la validité s'effectue sur la base de plusieurs critères :

- il doit y avoir suffisamment de mesures (75%) à l'intérieur d'un gabarit dit "majeur" (environ 300 km centré sur le point de stationnement). En pratique, ce cas de non validité ne se rencontre jamais, sauf si l'antenne n'est pas pointée sur le bon satellite.
- les mesures élémentaires doivent être suffisamment proches les unes des autres (300 m pour une séquence, 1,5 km pour une séance).

Les valeurs de ces gabarits sont fixés indépendamment de la variation de distance station-satellite au cours de la séance de mesures. Elles sont donc dimensionnées en fonction du cas le plus défavorable et correspondent à des contrôles beaucoup moins sévères pour certaines séances de mesures, en fonction de l'heure de la journée.

2.1.3. Contraintes liées au modèle de restitution

Il n'a pas été envisagé de modifier la restitution d'orbite telle qu'elle existait. Les types de mesures admis sont le site, l'azimut et la distance. Il s'avérait donc nécessaire de transformer les mesures de turn-around afin d'obtenir des mesures de type "distance" uniquement. Ceci était possible en effectuant consécutivement une séance de mesures de distance avec la station principale, puis un séance de mesures de turn-around. On peut obtenir une "pseudo" mesure distance de la station secondaire en soustrayant le premier résultat du second. Cette méthode impose deux contraintes :

- opérationnelle : nécessité d'effectuer la mesure turn-around le plus rapidement possible après la mesure distance. Les mesures sont couplées deux par deux,
- prétraitement : nécessité de pouvoir évaluer de façon la plus exacte possible la distance station principale - satellite un certain temps après la fin de la séance de mesures de distance. La façon la plus simple de procéder est d'effectuer une extrapolation linéaire de la mesure en fonction du temps. Cette méthode est valable si les deux séances sont suffisamment rapprochées (quelques minutes), et si le calcul de la "pente" de la séance distance est précis.

2.2. Nouveau prétraitement des mesures distance

2.2.1. Principe

Le prétraitement doit fournir une "mesure condensée", une date et une pente caractéristiques du nuage des points constitué par 256 mesures élémentaires, en garantissant la qualité du résultat.

On adopte donc les moyens suivants :

- utilisation de "médianes" plutôt que de "moyennes", ce qui permet de s'affranchir des points aberrants,
- utilisation d'un gabarit très étroit, en respectant la pente des mesures (pente estimée à l'aide d'un point médian par séquence, soit huit points),
- application de la méthode des moindres carrés pondérés (poids accordé à chaque point d'autant plus faible qu'il est loin de la droite précédente) pour déterminer la valeur de la mesure et la pente finale utilisée pour l'extrapolation linéaire.

2.2.2. Critères de validité - Exemples

Ce prétraitement est très "robuste" : en effet, même avec de nombreuses mesures aberrantes ou très dispersées, il fournit de très bonnes valeurs de mesures condensées et de pente. Pour décider de la validité du résultat, des tests sont faits :

- sur la dispersion globale des mesures autour de la droite,
- sur le nombre de points trop éloignés de cette droite (leurs coefficients de pondération sont très faibles, et donc le lissage quadratique moins fiable),
- sur la valeur du résultat (gabarit très large, permettant de confirmer le pointage correct de l'antenne).

Les figures 6, 7 et 8 montrent des exemples de séances de mesures :

Figure 6 : Séance non valide. Le nouveau prétraitement donne un meilleur résultat que l'ancien, mais la pente ne permettrait pas une extrapolation correcte.

Figure 7 : Séance valide, de pente relativement importante, avec quelques points aberrants pour la séance. L'ancien prétraitement ne les aurait pas détectés et aurait donc fourni une pente erronée.

Figure 8 : Séance valide, de pente très faible. On constate sur les figures 7 et 8 l'inefficacité des gabarits absolus, ne suivant pas la pente de la séance de mesures. On est passé de trois cent à trois mètres avec le nouveau prétraitement.

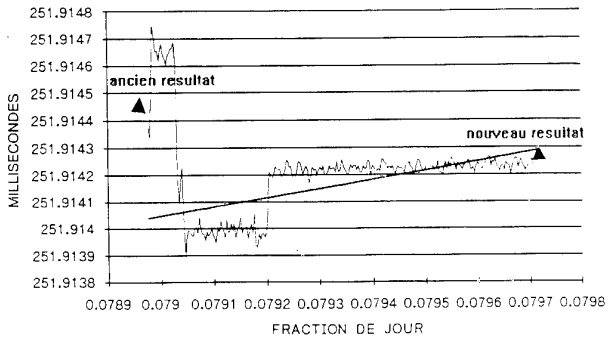


Figure 6 : Séance non valide

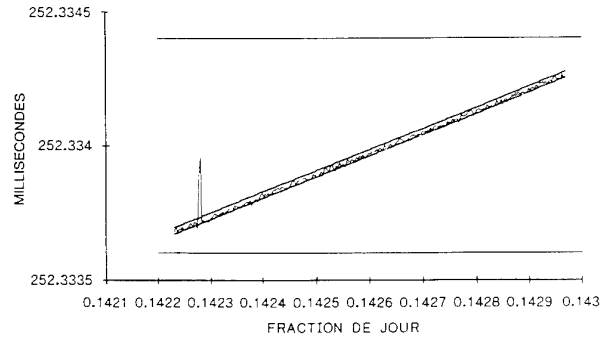


Figure 7 : Séance valide - Dérive importante

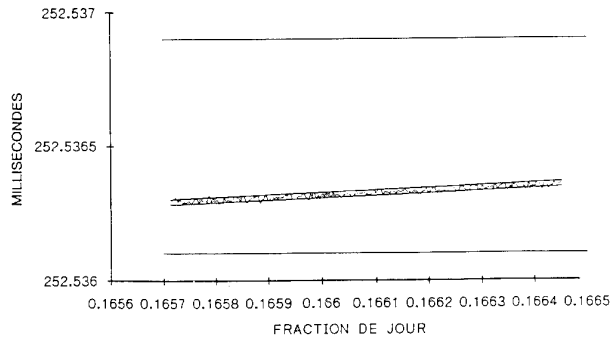


Figure 8 : Séance valide - Dérive faible

3. RESULTATS DE LOCALISATION DES SATELLITES TELECOM 1

3.1. Description de la phase de qualification

3.1.1. Principe retenu

La démarche de validation a été la suivante :

* faire des campagnes de localisation avec des mesures turn-around (à valider) et des mesures de référence. La référence choisie est le réseau CNES 2GHz qui comprend trois stations faisant de la mesure distance (une en France, une en Guyane et une en Afrique du Sud),
* pour chaque campagne, observer les résidus, en terme de moyenne et de dispersion (on appelle résidu la différence entre la mesure réelle et la valeur théorique de la mesure donnée par l'orbite de référence),
* sur l'ensemble des campagnes, observer la stabilité des biais (moyennes),
* restituer l'orbite avec les mesures à valider corrigées du biais, pour arriver à une précision de restitution d'orbite sur les différents paramètres.

3.1.2. Moyens mis en oeuvre

Afin d'obtenir des résultats de type statistique, plusieurs campagnes ont été traitées de la façon décrite au 3.1.1. (en moyenne 7 à 10). Chaque campagne se composait de :

- 1 mesure avec les stations 2GHz toutes les 4 h pendant 48 h,
- 1 mesure distance et turn-around toutes les 4 h pendant 48 h.

Le logiciel de restitution d'orbite utilisé est un modèle analytique avec le potentiel terrestre GEM10.

3.2. Résultats de qualification

3.2.1. Biais stations

Le système que l'on recherche à qualifier comporte deux stations : la station principale se trouve en France, et la stations secondaire à la Réunion.

En observant les résidus des mesures distance de ces deux stations (mesures réelles pour la station principale, mesures calculées pour la station secondaire), par rapport à l'orbite de référence, on constate au cours des campagnes et pour chaque station que :

- les résidus varient d'une mesure à l'autre, ce qui traduit des incertitudes sur les mesures, sur le modèle d'évolution d'orbite, et sur le mouvement du satellite,
- la variation relative de ces résidus est relativement faible : les écarts-types sont de l'ordre de quelques mètres. On notera que la dispersion des résidus est d'autant plus faible qu'on modélise bien les différentes perturbations qui agissent sur le mouvement du satellite, et en particulier la pression de radiation solaire,
- cette variation ne s'effectue pas autour de zéro, mais autour d'une valeur moyenne, à peu près constante d'une campagne à l'autre.

Cette valeur constitue le "biais station" représentatif d'une erreur globale d'appréciation des divers temps de transit dans les stations et le satellite, des coordonnées des stations, etc...

L'ordre de grandeur des biais station que nous avons observé est la vingtaine de mètres.

Ce biais, caractéristique de la station et du satellite, doit être retranché à chaque mesure. Les mesures ainsi corrigées et utilisées seules (sans les mesures dites "de référence") permettront de restituer une orbite la plus proche possible de l'orbite de référence.

Il faut noter que la détermination des biais est une opération délicate, devant se faire avec le plus de soin possible, car elle permet d'améliorer sensiblement la précision de restitution de paramètres d'orbite.

3.2.2. Restitution d'orbite - Performances

On donne ici les précisions obtenues sur la restitution des

différents paramètres d'orbite (orbite géostationnaire), avec le système de localisation par Turn-around:

- demi grand axe (a),
- excentricité (e),
- inclinaison (i),
- longitude moyenne (l).

Les chiffres donnés correspondent aux écarts maximums observés entre les orbites "de référence" et les orbites à valider.

Les précisions obtenues avec d'autres systèmes de localisation sont également indiquées (réseau CNES 2GHz servant de référence, ancienne localisation par mesures "distance" et "angulaire"), ainsi que les spécifications de précisions requises dans l'Analyse Mission initiale des satellites TELECOM 1.

Table 2 : Performances comparées

	a (m)	e (10^{-6})	i (mdeg)	l (mdeg)
Spécifications	120	15	9	6
Angulaire	68	12	6	6
Turn-Around	15	1	0.2	0.5
Référence 2GHz	10	0.7	0.08	0.13

4. CONCLUSIONS

La mise en place du système de localisation par turn-around sur TELECOM 1 a entraîné des modifications du segment sol :

- la fonction localisation est devenue plus complexe en station métropole,
- la station réémettrice est beaucoup plus simple dans sa fonctionnalité qu'une station effectuant des mesures angulaires : sur TELECOM 2, il est prévu d'utiliser directement des stations de trafic comme stations secondaires pour le Turn-Around,
- la station secondaire doit généralement être éloignée géographiquement, ce qui ne facilite pas la logistique,
- la modification du prétraitement des mesures a rendu celui-ci plus fiable et permis de conserver le modèle existant de restitution d'orbite.

En ce qui concerne les restitutions d'orbite, la précision est très bonne et les orbites obtenues peuvent maintenant nous permettre de calibrer les manoeuvres d'orbite de façon fiable. Il est à noter cependant que, outre la qualité du modèle de restitution d'orbite, cette précision dépend de deux points essentiels :

- la disposition géométrique des antennes et du satellite,
- la bonne détermination des paramètres jouant sur la restitution d'orbite : biais stations et coefficient de pression de radiation solaire.

TELEMETRY MONITOR (TMM) STATION ON SATELLITE STATION-KEEPING PHASE

Shi Xusheng, Jiang Jiachi, Wang Yujun

Xi'an Satellite Control Center, P.O. Box 505, 710043 Xi'an, China

ABSTRACT

In Chinese ground TT&C systems for communication satellite, an unique conception of telemetry monitor (TMM) station was adopted, so that under arranged by Xi'an Satellite Control Center (XSCC) of China, the system used 2 C-band full-motion antenna (FMA) stations (One is used for back-up and alternative) to perform TT&C during transfer orbit and synchronous orbit phase, and used several TMM stations to monitor telemetry from several Chinese communication satellites, instead of using limited-motion antenna (LMA) stations.

keywords: satellite, station-keeping, telemetry monitor station

1. INTRODUCTION

During the period of 1984 to 1990, China launched its 6 geostationary telecommunition satellites for experiment and/or application. They are located between 87.5E and 125E over the equator. XSCC and its Minxi station which is located in southeast of China and Weinan station (located in middle of China, near Xi'an) have performed telemetry, tracking, command and ranging to those satellites during transfer orbit phase and station-keeping phase. A C-band unified TT&C system with a 10 meters aperture full-motion antenna (FMA) has been established in each station. On transfer orbit phase, these 2 FMA stations track the satellite simultaneously, that is, cover the same arc, in order to guarantee reliability of TT&C activitives. On station-keeping phase these 2 stations work in an alternative mode, that is, one station plays a main TT&C station, the other is a back-up one, then exchange their duty each three months normally.

The TT&C task analysis indicates that during satellite station-keeping phase, it is required to monitor operation status of satellite by telemetry on full-time basis, but other tasks could be carryed out for multiple satellites in the way of time division and one by one, such as orbit determination and maneuver task, attitued determination and maneuver task, eclipse management task and so on. Therefore, under the arrangement of a Multi-Satellite Tracking and Control Plan (MSTCP) for station, any one of FMA station and several TM stations at XSCC together can perform station-keeping operation in normal case, and in case of emergency another FMA station should be put into TT&C operation.

In order to save big money and reduce the number of operators, engineers of TT&C section of XSCC have develped a so called "TMM station project", instead of "LMA station porject". It was successfully verified in practice by XSCC and its stations.

2. BASIS OF CONCEPTION OF TMM STATION — MSTCP

If the conception of TMM station is tenable or not, and can be realized, it depends on a key factor, that is, if a FMA station can perform station-keeping control to up to 6 satellites respectively.

The engineers of XSCC, using principle of operational research, have developed the effective MSTCP. Its remarkable feature is that MSTCP can provide flexible arrangement of TT&C activities (events) for multiple satellites, thereby it saves a lot of control time. Because of MSTCP, it is possible to manage 6 Chinese communication satellites respectively by only one FMA station.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Analysis and practice prove that main satellite control on station-keeping phase are south-north (S-N) keeping maneuver, east-west (E-W) keeping maneuver and eclipse managemant . Remainder of control includes on-board equipment switchover, adjustment of transponder gain , anomaly investigation and control, and so on. It is a much busy month for a FMA station to perform satellites station-keeping during the period of the eclipse. and also a main factor to determine how many satellites can be managed by the station.

One maneuver process for S-N or E-W will last about 3 days. The process consists of 24 hours orbit measurement on several arcs before maneuver; determination of orbit and/or attitude and calculation of control volume for them; maneuver control; 24 hour orbit measurement on several arcs after maneuver; determination of new orbit and attitude. Therefore, it may take 6 days to carry out 2 maneuvers (S-N and E-W) to one satellite in the same month. If it took a serial control mode for 6 satellites, one FMA station couldn't deal with all of them in the same month. It is a big problem. MSTCP converts the serial mode into parallel-serial mode, and saves total control time for multiple satellites to solve the problem metioned above .

For example, the 6 satellites may be seperated into 2 groups, each group includes 3 satellites. during the period of different sections of maneuver process. FMA station will do the same work for 3 satellites one by one . It is more like a parallel-serial mode. In order to make it more clear, we will use a section , such as 24 hours orbit measurement to explain the mode. please see Figure 1.

The section may be divided into several observation arcs. During the period of each arc, FMA station will measure ranging and angular data for each satellite one by one . In this way 24 hours measurement can cover the section for 3 satellites, not only for one satellite in serial mode. Therefore, under MSTCP one maneuver process to 3 satellites still shall spend 3 days only, 2 maneuvers (S-N and E-W) will take 6 days, and another 6 days for another group of 3 satellites in the same month. Take into account that the FMA station also will perform eclips management, other TT&C activities, emergency handle and equipment maintenance, we consider that it's a bigest load to deal with 6 satellites on station-keeping phase by using one FMA station.
Based on MSTCP developed by XSCC, the conception of TMM station was realized. instead of common selection of LMA station.

3. COMPARISION AND SELECTION OF 2 CONFIGURATION SCHEMES

There were 2 schemes have been compared and selected to support station-keeping to up to 6 satellites and support transfer orbit mission of each satellite . Configuration of these schemes and their advantage and weakness are as follows:

Scheme 1

During transfer orbit phase 2 FMA stations perform TT&C operation and during station-keeping phase TT&C will be done by LMA stations, which of them has a bigger aperture antenna and step tracking or monopulse tracking system. 6 satellites need 6 LMA stations.

Advantages:

. LMA station possesses all TT&C functions

. high TT&C availability (FMA + LMA stations)

. simplicity of TT&C operation (each antenna to point each satellite)

. simplicity of MSTCP

Weaknesses:

. equipment of a LMA station are more complicate

. to establish a LMA station needs a longer time

. operation and maintenance of a LMA station need more man power

. cost of a LMA station and its fee of operation and maintenance are very expensiv.

. FMA station's TT&C latent capacity can not be fully played

Quotation of a LMA station is about 80% of cost of a FMA station. It is quite expensive. The different value between FMA and LMA is antenna and servo systems. Total cost of this configuration (2 FMA stations + 6 LMA stations) is almost of 7 FMA stations.

Scheme 2

2 LMA stations will be used for TT&C operation during transfer orbit phase, and station-keeping phase. While telemetry monitor will be done by TMM stations on station-keeping phase. TMM station has a smaller aperture , fixed tracking antenna . 6 satellites need 6 TMM stations.

Advantages:

. a TMM station is very simple and reliable

. TMM stations can be established near XSCC

. to establish a TMM station and its fee of operation and maintenance are very cheap

. FMA station's TT&C latent capacity can be fully played

Weaknesses:

. TMM station only possesses telemetry monitor function

. lower TT&C avilability (only by FMA stations)

. complication of TT&C operation (one FMA station to point multiple satellites one by one)

. complication of MSTOP

In our practice, cost of one TMM station is less then 10% of that of one LMA station. It is quite cheap. Total cost of thai configuration (2 FMA + 6 TMM stations) is less then that of 2.5 FMA stations.

Compared the advantage and weakness of these 2 schemes, XSCC recongnized that both of them could meet TT&C requirement for multiple satellites. Therefore, the main criteria of selection are cost saving and man power reducing. All things considered, XSCC selected scheme 2, it is so called "TMM station project". That decision making has been proved successfully by the pracice of Chinese communication satellite missions.

Engineers of TT&C section of XSCC developed TMM stations by reworking TV receive only stations. It has a 6 meter aperture, fixed tracking antenna. The engineers added telemetry down coverter (D/C), telemetry demodulator and telemetry data processor made by themself on purchased TV receive only station to set up TMM station. The diagram of a TMM station is shown as Figure 2 (a). Figure 2 (b) and Figure 2 (c) are picture of TMM station.

4. CONCLUSION

One of main goals of XSCC is to perform multi-satellite control by using a low cost ground configuration. Application of TMM station is a successful practice. It is shown that we can reach the goal through optimum overall planning of multi-satellite control systems in the way of systems engineering, based on Chinese conditions.

5. ACKNOWLEDGEMENT

The authors wish to thank Mr. Zhang fengxiang, chief engineer of XSCC and several other engineers for their remarkanle devotion to "TMM station project".

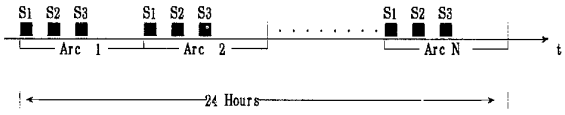


Figure 1 24 Hours Orbit Measurement for 3 Satellites

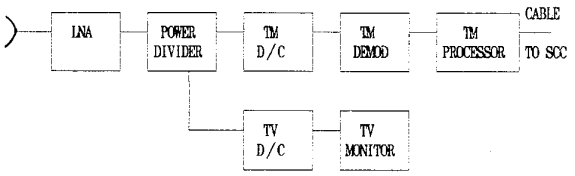


Figure 2 (a) Block Diagram of A TMM Station



Figure 2 (b) Picture of TMM Station Antenna

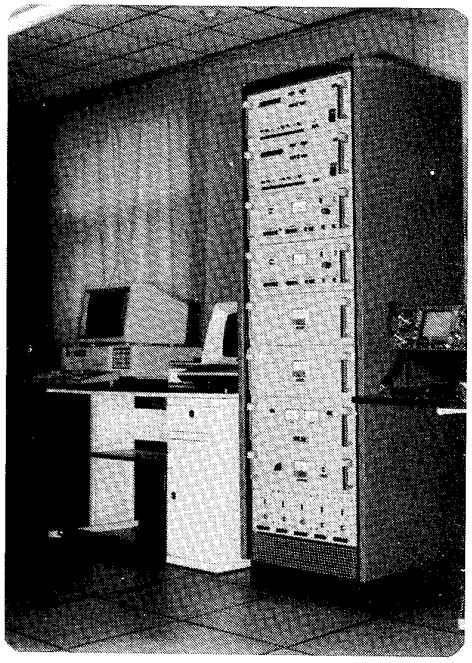


Figure 2 (c) Picture of TMM Station Equipment

GIOTTO REACTIVATION OPERATIONS IN 1990

A. Morani and H.R. Nye, ESA-ESOC, Darmstadt

1. ABSTRACT

This paper describes the main features of the reactivation and successful recovery of the ESA probe Giotto in February 1990.

After 4 years of hibernation, contact with the Spacecraft was re-established at 100 million km (0.68 AU) from the Earth, requiring both recovery from on board failures and manoeuvering without receiving Telemetry.

The use of NASA Deep Space Network with 70 meter antennas for high power uplink and downlink reception of an unmodulated RF Carrier and the damage sustained by Giotto during the encounter with Halley were instrumental in the successful operations.

2. INTRODUCTION

Giotto was launched in 1985 on a suicide mission the objective of which was to collect scientific data in a close fly-by of comet Halley. After the successful Halley encounter in March 1986, the Spacecraft, though clearly damaged, emerged from the cometary dust still functioning.

After modification to the heliocentric orbit of Giotto had been made in March 1986 to allow a close swing-by of the Earth in mid 1990, the Spacecraft was set in a semi-dormant status, where it would remain out of contact with the ground. Early in 1990, after a 4 years cruise around the Sun, contact with Giotto had to be re-established for a check out and orbit correction.

The damage caused by the Halley cometary dust, the uncertainties involved in establishing contact through the de-spun High Gain Antenna and the large distance from the Earth, required the definition of a reactivation strategy capable of Manoeuvring the Spacecraft in the blind, without support of Telemetry, while accounting for possible unknown on board failures.

Using the NASA 70m Deep Space Network Antennas of Goldstone, Canberra and Madrid with transmitters with power of 400 KW, commands had to be sent to the Spacecraft omnidirectional Low Gain Antenna at more than 100 Million km from the Earth.

At that distance even the 360 bit/s Housekeeping Telemetry from the Low Gain Antenna could not be received using the 70 meter Antenna of the Deep Space Network. The Spacecraft had therefore to be manoeuvred to an attitude at which the on board High Gain Antenna would point toward the Earth.

3. HIBERNATION IN 1986

At the time of the Halley encounter, an emergency plan was considered in case Giotto would survive. An opportunity for a further mission was offered by the considerable mass of hydrazine (about 60 Kg out of the total 69 Kg) remaining on board owing to the accuracy achieved by the Ariane launcher, the Transfer Propulsion System and the Halley trajectory predictions.

A large orbit manoeuvre had to be performed to bring Giotto to a close swing-by of the Earth in 1990 when, taking advantage of the Earth's gravity pull, the orbit could be again modified for a variety of targets. In this way Giotto would come back to the Earth after a total of 6 revolutions about the Sun, 5 years after its launch.

Mission operations after the Halley encounter had not been planned, so the Spacecraft had to be hibernated out of Earth contact. In the intervening period up to 1990, consideration was given to possible new mission scenarios.

A trade off between distance from Earth, the power available from the solar array, accuracy of the comet ephemeris, science objectives and date for a new mission led to the choice of comet Grigg-Skjellerup as best target for a close encounter, to occur on 10 July 1992. The decision to commit to a new mission was subject to, among other things, a successful payload check out, to be accomplished after Spacecraft reactivation in 1990.

An 'hibernation' attitude had been selected to optimize the thermal conditions during the long cruise to the Earth. The High Gain Antenna was used as reflector and pointed at a fixed phase with the Spin Axis-Sun direction plane to improve the thermal input during the cold phase of the orbit.

Commands to configure the Spacecraft in hibernation mode had to be executed autonomously by the on board Data Handling sub-system as, soon after the start of the final manoeuvre, the communication link with the Spacecraft would be lost as the High Gain Antenna de-pointed.

Without ground contact the achieved 'hibernation'

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

attitude could not be determined, with the result that a large dispersion had to be considered in the reactivation strategy, considerably increasing the complexity of the reactivation operations.

4. THE REACTIVATION

Giotto's closest approach to the Earth was expected on 2 July 1990. Payload operations had to terminate by mid May as the power provided by the Solar array thereafter was no longer sufficient. The date to start was fixed at 19 February 1990, to give some 35 days of attempts to retrieve the Spacecraft while still leaving enough time to refine the Spacecraft trajectory in view of the Earth swing by and orbit re-targeting.

4.1 Major Constraints

On February 19th 1990, Giotto was at more than 100 million Km (0.68 AU) from The Earth.

The exact achieved attitude during 'hibernation' was uncertain and a fairly large region of attitude was identified (about 30 degree in declination and 60 degree in right ascension) within the Spacecraft would lie with high probability, taking into account the effect of solar pressure and random performance of the Reaction Control System during the last large blind manoeuvre.

This large dispersion of the expected attitude had to be covered within the reactivation strategy by using automatic on board capabilities to control and to terminate manoeuvres as much as possible.

The Application Programs of the Data Handling System originally providing an autonomous contingency link recovery capability were beyond consideration. The damage of the Halley encounter combined with the calculated failure rates of the Data Handling over 4 years made such an approach impossible or inadvisable.

Commands to re-activate the Spacecraft had to be sent through the omnidirectional Low Gain Antenna, originally foreseen to be used only during the near Earth orbit phase after launch. This required the use of the NASA Deep Space Network 70 meter antenna complexes having transmitter powers ranging between 100 and 400 kW, with no chance of receiving Telemetry, at least until the High Gain Antenna was correctly pointed to the Earth.

The only feedback expected from the Spacecraft via the Low gain Antenna was a pure RF carrier, to be configured coherent with the uplink. In fact only by reducing the ground receiver bandwidth to just 3 Hz a downlink signal would be detected. Considering that the known uncertainty in the downlink frequency caused by the Doppler was about 25 Hz and that the 3 dB beamwidth of a 70 m antenna in S/Band is only 0.1 deg, the detection of a downlink signal was regarded as a potential bonus but the reactivation strategy had also to work in case of no response.

The situation with regard to the orbit knowledge was more favourable. For at least one month, the Giotto position uncertainty was limited to a few thousandth of degree, requiring no extensive search for the Spacecraft.

Due to the evolving geometry of the Spacecraft-Earth-Sun references during hibernation, the High Gain Antenna could not be set to point toward the Earth at reactivation without modifying the attitude. The reactivation operations had to move the attitude into a range which would allow the High Gain Antenna, properly rotated, to point toward the Earth. Such an achievement would be confirmed by receiving a relatively strong signal and Telemetry via the High Gain Antenna.

However other constraints complicated this approach:

- Part of the Data Handling left running during Hibernation could have detected some failure and autonomously reconfigured. Parallel commanding of on board units was therefore required, in a time consuming procedure.
- For some potential failure only a ground commanded reconfiguration was possible.
- In order to correctly point the High Gain Antenna towards the Earth, quite a good knowledge of the achieved attitude was required.

4.2 Manoeuvring in the Blind

Special care had to be taken to perform manoeuvres without telemetry. The automatic attitude deadband monitoring features provided on board had to be enabled to prevent undesired operations, at the expense of increased operational complexity. The data and commands to load had to be accurately validated beforehand using the Software emulator available on ground.

A reliability analysis pointed out the most likely failures which had to be considered in the plan: all the single point failures were considered and a set of reconfigurations was worked out. The plan covering the initial 35 days of support offered by NASA, included 13 major hardware reconfigurations and all necessary manoeuvre commands.

The manoeuvres had to be organized in cycles such that whether the manoeuvres were executed or not the attitude at end of the cycle resulted as close as possible to the initial one. A new reconfiguration could be then commanded and a new cycle of similar manoeuvres could start again.

4.3 The manoeuvre cycle

In theory such a cycle had to be uninterruptable. In practice, because of ground station availability and visibility limitations, a cycle had to be split up over distinct tracking passes, so that if only once the on board receiver had not been in lock, part of the manoeuvres would not be executed, with high risk of putting the Spacecraft in a completely unknown attitude.

If, during a cycle, the manoeuvres had really taken place but, due to any reason, no evidence of it could be detected on ground, the attitude would degrade in such a way that approximately after 6 of the foreseen cycles, the bias added by the uncertainty in thruster performance would have made the strategy no longer effective.

Although a cycle included a sequence of balanced manoeuvres designed to cancel out the systematic error, the accumulated random error required that

after 6 (unsuccessful) cycles, an assumption of failure in the Reaction Control System or in the Attitude and Orbit Measurement electronics had to be made.

The reconfigurations were then organized to maximize the probability that after 6 unsuccessful cycles it could be assumed that no manoeuvre had been taking place. A further 6 cycles could then be performed assuming similar initial conditions.

Each basic cycle included:

1. Hardware reconfiguration.
2. Automatic control of spin rate to about 15 RPM, with the pessimistic assumption to start from a spin rate as high as 30 RPM or as low as 5 RPM (hibernation spin rate: 15 RPM). Accuracy in the Spin rate was needed to calibrate the manoeuvre length.
3. Automatic control of the Solar Aspect Angle into a narrow band 1 degree wide around a predefined target.
4. Having set the Solar Aspect Angle with the previous manoeuvre, the High Gain Antenna is rotated to a phase that would be required to point the Earth under the assumption to cross a very narrow range of attitudes with constant Solar Aspect Angle. As the dish boresight direction is offset by 44.3 degrees from the Spin Axis, an Earth Aspect Angle of 44.3 (+/- 5 degree in S/Band) was required to allow the ground to detect a downlink signal.
5. A pair of opposite Constant Solar Aspect Angle precessions aiming to move the Spacecraft across the previous target attitudes, allowing the High Gain Antenna boresight to sweep past the Earth, and then back, close to the initial position.

Positive tests using an emulator of the on board Attitude and Orbit Control System proved that a hitherto untested combined manoeuvre, capable of performing on board automatic control of the Solar Aspect Angle while precessing the Spin Axis in a fixed direction, could serve this purpose.

Manoeuvres of this type, not originally foreseen, had to move the Earth Aspect Angle across 44.3 degree, starting from initial values ranging from 30 to 100 degrees, maintaining the Solar Aspect Angle within a band of 1 degree around a specified value all the way through.

4.4 Doppler data

A substantial aid to the implementation of this strategy came from the Doppler data.

As a very narrow reception bandwidth of 3-10 Hz was necessary to detect the signal from the Spacecraft, a fairly good knowledge of the frequency range to be scanned was also required.

Fortunately Giotto can be configured in coherent mode, in which the downlink frequency is forced to be in fixed ratio with the uplink. This is sometime also called to two way mode with obvious reference to the Doppler compensation, to be applied on both the up and down link.

Yet, due to the small uncertainty in the orbit, the error in the Doppler compensation (Doppler residual) at reactivation still left a margin of about 25 Hz of uncertainty, requiring therefore multiple frequency scanning.

On February 19th 1990, at 15:07, shortly after the Spacecraft Transmitter was commanded on, the Deep Space Network 70m ground Station in Madrid detected the weak signal (-166.7 dBm) from the Low Gain Antenna, just 15 Hz away from the nominal value. The Spacecraft was still alive in the expected orbital position.

With some fine tuning the Receiver acquired also lock on the RF carrier, allowing Doppler rate measurements to be performed for orbit determination. It took a day to process the Doppler data and appreciate the extra valuable information carried in it.

4.5 The Damage caused by Halley

During the Halley encounter communications had been interrupted for a few minutes at the time of closest approach.

Different off line dynamics simulations and correlations with the received radio signal indicated that a relatively large impact with cometary material had modified the Spacecraft attitude and degraded the telecommunication link, recovered only later once the induced nutation was damped out.

Besides the damage immediately observed on various components of the Spacecraft, a mass loss of few hundred grams was postulated to explain the mass unbalance and the apparent change of the principal Axis of inertia observed after the encounter.

4.6 Spin Rate signature

The Low Gain Antenna, located on the top of the Spacecraft along the original Spin Axis, was now offset from the new spin axis. With the Earth almost perpendicular to the Spin Axis, a modulation of the downlink signal was clearly observable on ground in the Doppler residuals as never before, as the Low Gain Antenna had not been used since the near Earth Phase following the launch in 1985.

By varying the Doppler sampling rate from 0.1 Hz to 1 Hz, accurate information on the Spin rate could be obtained from the Frequency Spectrum of the Signal.

Having deduced a Spin rate of 15.31 +/- 0.01 RPM, it was quite soon clear that no control of the spin rate was necessary and part of the very time consuming manoeuvres were cancelled from subsequent cycles.

Quite surprisingly, in the very uncertain scenario of reactivation, an estimated misalignment of just 1.7 cm between the Low Gain Antenna and the Spin Axis was providing a clear signature of the Spin Rate at more than 100 million km of distance.

4.7 Monitoring the Delta V during a Manoeuvre

The Spin rate information deduced from the Doppler played a key role in the reactivation operations, but that was not all.

It was quickly realized that whenever an attitude manoeuvre had a component in the Earth-Spacecraft

direction, the movement was also detectable through the Doppler data. So even delta V of few cm per second could be observed if it had a reasonable geocentric component.

It was also found that when a manoeuvre actually took place, some estimation of the Attitude was possible from Doppler residuals . This was certainly complicated by the fact that the Spacecraft was able to perform manoeuvres to control the Spin rate and the Solar Aspect Angle in combination with other precessions manoeuvres. Nevertheless some predicted pattern of Doppler residuals could be correlated with the actual data to provide estimates of the attitude at the start and at the end of a manoeuvre.

The early good news were however quite in contrast with practical progress. In fact only negative information was obtained. Four long days of attempts showed that the Spacecraft did not perform any manoeuvre and that no Spin rate change was observable when switching the Despin mechanism on or off. The Despin mechanism, driving the High Gain Antenna of 1.2 meter, had evidently ceased working during hibernation and had not started with the hardware selected in the first three days of operations.

In practice an accurate Doppler analysis could be performed typically only the next day after the operations. In real time the only possible monitoring of Doppler data was through the voice loop with Deep Space Network and using a standard FAX for plots produced at NASA JPL. This obviously required great care and time.

4.8 Recovery of the Telemetry link

On the 23rd February 1990, following the reconfiguration of the third manoeuvre cycle, including the selection of Service Converter 1, the Doppler data revealed an increase of 0.1 RPM of the Spin Rate. The De-spin mechanism had at last been activated. The event was confirmed in real time by visual inspection of the change in the Doppler beat frequency on the Fax coming from NASA JPL reproduced in fig 1, where the samples have been joined to point out the beat frequency.

As the newly selected Service Converter supplied both the Attitude and Orbit Control and Measurement Electronics, there was hope that a manoeuvre could eventually start.

The subsequent manoeuvre to control the Spin Rate and the Solar Aspect Angle showed a change of Doppler residuals in the expected direction (Fig.1. Note that as the spin rate is adjusted to 15.00 RPM the modulation on the Doppler residual disappears from the plot. The Spin period had become in fact a submultiple of the Sampling interval). The day terminated with the encouraging evidence that the Spacecraft had performed the first manoeuvre.

On the next day, February the 24th, the Downlink was configured through the High Gain Antenna and later, during the execution of the long attitude manoeuvre to point the High Gain Antenna to the Earth, a strong downlink was detected by the Deep Space Network 70m ground station.

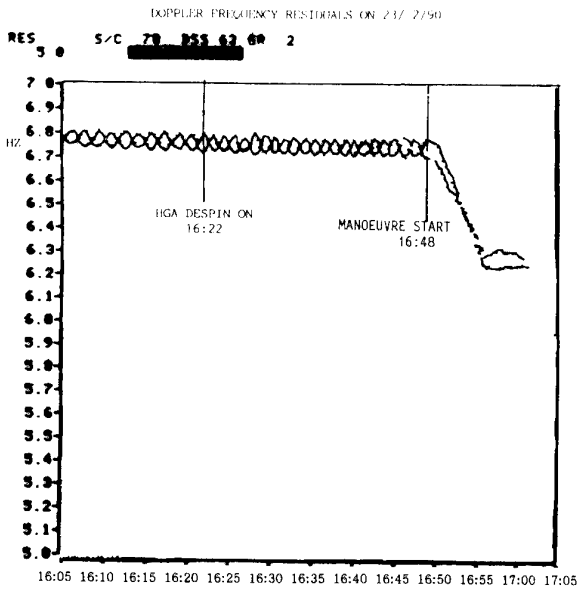


Fig.1 - Beat frequency in the Doppler Residuals before and after activating the Despin and during the first manoeuvre.

By the time the manoeuvre was interrupted from ground the downlink was lost again, as expected. The Spacecraft attitude had reached the predefined target but only after the round trip light time of 11 minutes the effect of the command could be observed, which happened when the narrow target attitude region was already crossed. Few small steps backwards were required to adjust the attitude. Figure 2 shows the AGC level on the FAX from NASA JPL during this precession manoeuvre. The initial straight line is due to the saturation of the receiver at the ground station caused by the large increase in RF power available through the High Gain Antenna.

Eventually the High Gain Antenna was correctly pointing the Earth and, though a bit hesitant, good Telemetry was received, showing very hot conditions on board. Not more than half an hour later Telemetry unexpectedly ceased, provoking great disappointment.

Reports from the ground Station indicated that the RF carrier was very strong, proving that the High Gain Antenna was correctly pointed to the Earth, but on the Spectrum analyser used at the Ground Station a missing subcarrier pointed to a problem with the on board modulator.

Meanwhile, based on the telemetry obtained before, concerns about the high temperatures and a high level of power generated from the Solar Array Generator suggested that a change of the attitude was required. The Power Dumpers located in the vicinity of the comet shield had sustained evident damage during the encounter and the excess power was turning into extra heat dissipation.

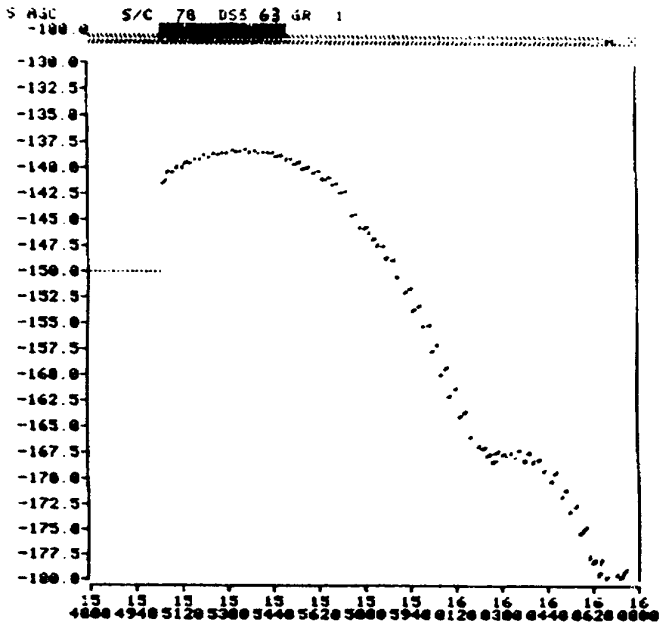


Fig. 2 - AGC level from High Gain Antenna during the large precession manoeuvre (dBm).

Using the by now well-tried technique, a large Spacecraft attitude manoeuvre was implemented and monitored using the Doppler residuals. In fact, a star detected in the Star Mapper had allowed the first attitude determination after 4 years, making such a manoeuvre almost a routine operation, when compared to the operational conditions of the previous days.

The Solar Aspect Angle had been modified from 75 to 125 degree to protect the top platform of the Spacecraft and to reduce the power generated from the Solar Array.

It took another day to test the telemetry modulator of both the S/Band transmitters and find that the basic Phase Shift Key modulation taking place in the Central Terminal Unit had failed, probably due to the high temperature on board.

To recover from the Central Terminal Unit failure, the whole Data Handling subsystem had to be reconfigured in the blind. The Despin mechanism had to be switched off and on again. At last, a solid lock on Telemetry reported by the Deep Space Network confirmed that the right configuration was selected.

The thermal characteristics of the Spacecraft had been modified by the Halley encounter and Giotto was showing temperatures much higher than expected. The new attitude, though reducing the temperatures on the top of the Spacecraft, did not dispel the concern for the perihelion pass, to occur some days later.

5. SPACECRAFT CHECK OUT

Due to the high temperatures experienced around the perihelion, the planned Payload check out operations had to be postponed by one month, to a time when the available power on board was reducing.

The impact of this was alleviated by successfully testing a new telemetry mode allowing high speed payload telemetry in S/Band, thereby saving some 40 Watts with respect to X/Band transmission: the reduced RF power output could be fortunately compensated by the Earth distance, decreasing every day (fig 3), while the on ground setting could be quickly modified.

In the second half of April, gradually all the experiments were switched on and checked. Unfortunately, repeated unsuccessful attempts to obtain meaningful images from the Halley Multicolor Camera proved that the on board camera is no longer operational. Nevertheless, the scientific return obtainable by the payload still operational has been recognized as worthy of a mission to comet Grigg-Skjellerup in 1992.

As far as the Spacecraft platform is concerned, tests undertaken late in June, when reception of telemetry through the Low Gain Antenna had been possible, confirmed that Service Converter 2 had failed during hibernation, after having been reconfigured by the Data Handling, evidently due to a transient. As each Service Converter individually supplies the Despin electronics, no redundancy exist any longer for the Despin mechanism.

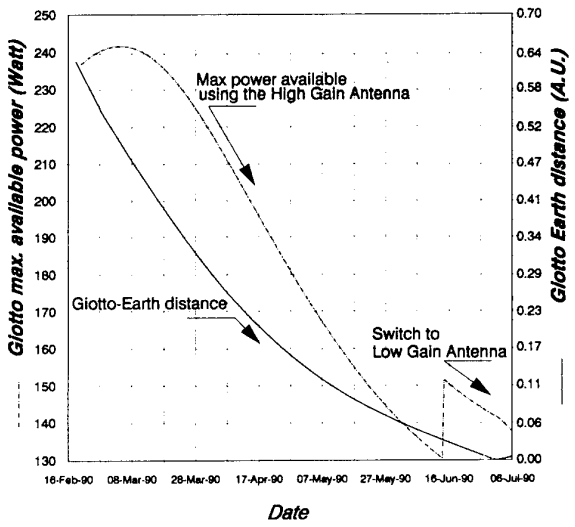


Fig. 3 - Giotto-Earth distance and Available power on board

The failure of Central Terminal Unit 2 was also confirmed but, being limited to the Phase Shift Key modulator, leaves the commanding functions unaltered.

GIOTTO EXTENDED MISSION

PAYLOAD COMPLEMENT

Operational Payload

Experiment	Damage Assessment
Energetic Particles (EPA)	No damage
Optical Probe Experiment (OPE)	No damage
Magnetometer (MAG)	No damage
Dust Impact Detection System (DID)	MSM: no damage CIS: IPM: slightly degraded
Johnstone Plasma Analyser (JPA)	JPA-IIS: no damage (except JPA-FIS : damaged)
Rème Plasma Analyser (RPA)	RPA-EESA: reduced performance (electron density) (except RPA-PICCA damaged)
Giotto Radioscience	N.A.

Operational but degraded performance (unfavourable encounter, geometry and speed at P/Grigg-Skjellerup)

Dust Mass Spectrometer (PIA)	No damage
Ion Mass Spectrometer (IMS)	HIS: no damage HERS: damaged

Non-operational

Halley Multicolour Camera (HMC)	Aperture blocked, outer baffle lost, mirror degraded
Neutral Mass Spectrometer (NMS)	CCDs of both detectors damaged

Fig. 4 - Payload Status

6. REACTIVATION IN 1992

On 2nd July 1990, with a swing-by of the Earth at a distance of 23000 km, Giotto became the first Spacecraft ever to take advantage of the Earth's gravitational pull to increase its energy.

Fine orbit adjustments had calibrated the trajectory to bring Giotto into an outer heliocentric orbit leading to encounter comet Grigg-Skjellerup on 10 July 1992.

For the 2 year cruise to the new comet, Giotto has been hibernated again. The Spacecraft will have to be re-activated in May 1992, using again the NASA Deep Space Network 70 meter Antenna and the on board Low Gain Antenna to command and to receive the weak RF signal.

Special precautions have been taken to minimize the uncertainty in the Orbit and the Attitude. Fortunately this time the hibernation attitude manoeuvre, necessary to optimize the thermal and power status in hibernation, could be fully monitored. Both the attitude and the orbit have been determined to the maximum accuracy possible.

For the current hibernation the De-spin mechanism has been switched off. The capability to restart it after a long time was proved in the reactivation operations. The working Central Terminal Unit (the heart of the Data Handling Sub-system) has also been deconfigured to preserve it for the operations in 1992.

Many conditions for a reactivation in 1992 appear favourable:

- The Attitude uncertainty is mainly due to the solar pressure and only limited to a few (2-3) degrees.
- The position uncertainty in the sky plane is limited to few thousandths of degree.
- the maximum Doppler shift of the downlink frequency is +/-15 Hz.
- The number of combinations of operable units is reduced due to the known failures, thereby reducing the number of reconfigurations to be attempted.

However in May 1992 Giotto will be at about 220 million Km form the Earth (1.47 AU) and this will cost some extra 7 dB in the received power on ground. While the very sensitive NASA 70 meter Deep Space Network equipment is still expected to detect the weak downlink from the Low Gain Antenna (-173 dBm), there is some doubt about getting the ground receiver in lock to perform the Doppler measurements.

References

1. T.A. Morley: Giotto Extended Mission Flight Dynamics Report, Reactivation 19-25 July 1990 - OAD-FDR-GEM-RATT ESOC, August 1990

2. T. Kilvington: BAe Support at ESOC for Giotto Extended Mission S/C Reactivation - Doc. N.673/TK/GEM/24, March 1990

3. M.K. Bird, P.Edenhofer, H. Porsche et Al: Giotto Spacecraft dynamics during the Encounter with Halley - ESA Journal Volume 12 n.2, 1988

4. J.Fertig, X. Marc, J. Schoenmaekers: Analysis of Giotto Encounter Dynamics and Post-Encounter Status Based on AOCS data - ESA Journal Volume 12 n.2, 1988

5. H.R. Nye: Giotto Post Encounter Status Assessment - Esa Journal Volume 12 n.2, 1988.

6. D.E.B. Wilkins, A. Parkes, H. Nye: Giotto Encounter Operations - ESA Bull. 46, 1986.

Note about the authors

H.R. Nye and A. Morani are staff in the Operations Department of European Space Operations Centre (ESOC) in Darmstadt, Germany, and have been members of the Flight Control Team for the Giotto reactivation operations in 1990.

Acknowledgement

The authors wish to acknowledge the invaluable support provided by NASA and in particular all staff at JPL and DSN Ground Stations involved in the Giotto reactivation operations.

SESSION 2.4.
SOUTIEN SOL AUX RENDEZ-VOUS ET OPERATIONS EN ORBITE / GROUND SUPPORT FOR RENDEZ-VOUS AND IN-ORBIT OPERATIONS

Co-Présidents / Co-Chairmen:
C. HONVAULT (ESA), C. NICOLLIER (ESA)

GROUND SEGMENTS FOR MISSION CONTROL AND OPERATION OF EURECA

F. Schwan/J. Dettmer
MBB/ERNO, Bremen

ERNO Raumfahrttechnik GmbH,
Huenefeldstr. 1, 2800 Bremen

ABSTRACT

EURECA stands for EUROPEAN RETRIEVABLE CARRIER and represents a free-flying, multipurpose, reusable space platform.
Complementary to the complex onboard system new and challenging requirements were also put on the Ground Segments, on their concepts and architectures.
Ground and Flight Control are essentially driven by the large number of experiments to be monitored and controlled, the long mission duration and the extremely limited periods of ground contacts.
The ESOC Flight Operation Control Centre has taken prime responsibility to guide the EURECA system through all phases of the mission, including the deployment and retrieval interactions with NASA Space Shuttle.

Keywords: Onboard capabilities, Ground Tracking Stations, Operation Control Centre, Mission Control & Monitoring, Microgravity Support Centre.

1. GENERAL

The first EURECA mission will have 15 facilities on board with a total of 45 different experiments. (This represents the largest payload ever supported by an ESA Spacecraft)

The Payload will comprise a major percentage of microgravity experiments, but there are also included technology demonstration and classical space science facilities.

Prime responsibility for all EURECA remote control and mission operation is with ESOC, the central base at Darmstadt.

It will be supported by the Microgravity User Support Centre (MUSC) at Cologne and various scientific centres at Universities. Scientific data from EURECA experiments do not need to be finally processed at ESOC, they can be filtered from the data stream and chanelled straight to the Users for processing. This is one feature and advantage of the packet telemetry consequently implemented on EURECA.

With EURECA the OCC (Operations Control Centre) at ESOC becomes the focal ground interface and control authority for the whole mission scenario.

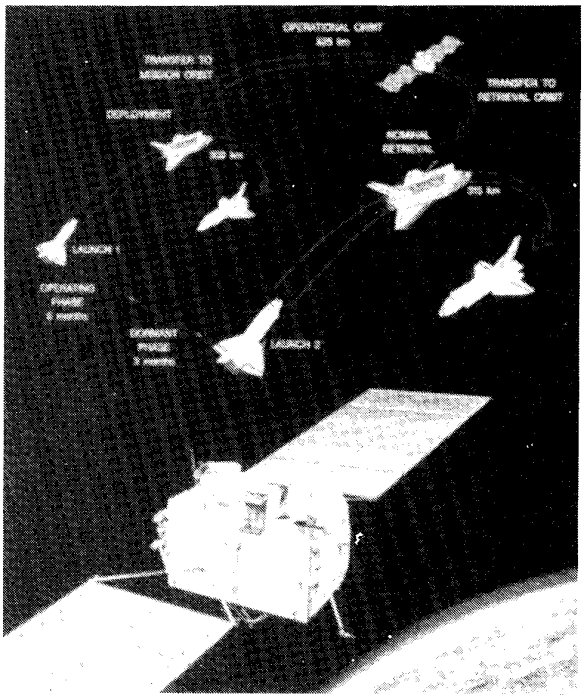


Fig. 1 EURECA Flight Scenario

2. THE EURECA SYSTEM

2.1 General Mission Scenario

Launched by the NASA Shuttle and deployed at standard Shuttle altitude (300 km Orbit) the EURECA onboard propulsion system is used to perform the transfer manoeuvre to the operational orbit at 525 km/28.5°.

Now, EURECA will commence timelined experiment operations. This phase is planned to last typically 6 months.

It is followed by an up to 3 months dormant phase. During dormant phase EURECA will await the Shuttle, will then synchronize with the actual Shuttle orbit, and initiate the descent transfer manoeuvre to a preplanned target (control box) at standard Shuttle retrieval orbit.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Rendezvous and proximity operations have to be performed and EURECA will be retrieved and returned to earth.
(See EURECA Flight Operation Scenario and Mission Profile Illustration)

In case of Shuttle delays the retrieval scenario has to be postponed and EURECA has to be returned to a higher parking orbit. Now, the contingency scenario is valid and the total EURECA mission could (under most unfavourable conditions) extend to 18 months.

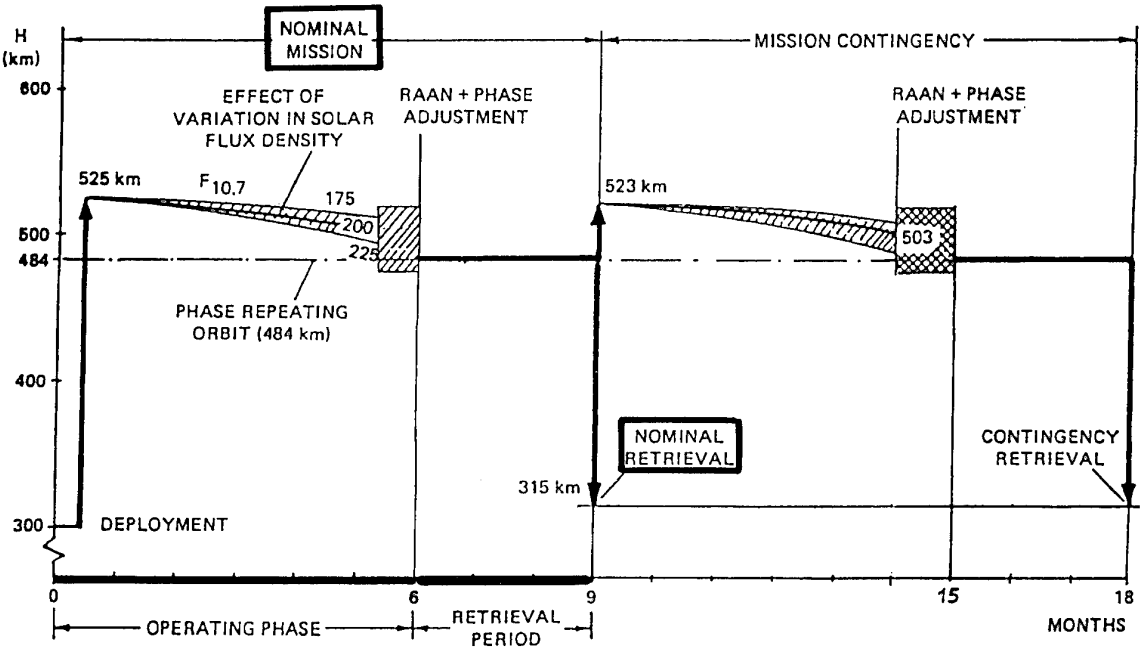


Fig. 2 The Mission Profile

2.2 Ground Tracking Stations

Three ground stations are involved in EURECA control operations:
Maspalomas on Gran Canaria, Perth in Western Australia, and Montagne des Peres near Kourou.

The primary ground station for the nominal operational phase is Maspalomas, it has been chosen because of its most favourable contact patterns and periods.
(See EURECA's ground track and station coverage)

A typical station pass will allow approx. 10 minutes of contact.
Within 24 hours EURECA will pass Maspalomas for 4-6 consecutive orbits, while for periods of 16 to 18 hours the platform will have no ground contact, so that in total EURECA will be "visible" for only 3 % of its whole mission.

2.3 EURECA (onboard) capabilities

Because of the very short and minimum ground contact times the entire EURECA design was driven by requirements for a high degree of onboard autonomy.

This applies for all subsystems and instruments and, in particular, for data handling and attitude control.

2.3.1 The Data Handling System

Within the onboard Data Handling System (DHS) the Flight Application Software Packages (FLAP) represent the actual intelligence. They contain all the programmes and sequences to command, control and monitor spacecraft and payload.
In particular, the "Master Scheduler", a command file in the DHS, can store a list of up to 1.000 time tagged telecommands to be executed autonomously at precise, predefined times. This is to operate the platform in absence of direct and realtime ground contacts.

During non-ground contacts all telemetry data are stored onboard in the Mass Memory Unit (Magnetic Bubble Memory). The capacity of this unit is 128 Mbits. It stores the data accumulated during the up to 18 hours non-coverage period and is switched to dump mode during ground contact.

2.3.2 AOCS

The AOCS is an intelligent, autonomous control system with attitude and orbit control algorithms designed to perform 3-axis stabilization and orbit control through all mission phases, as there are:

Proximity Operation, Orbit Transfer, Nominal and Dormant Mode, Safe Emergency Mode, and Earth & Sun Acquisition.

The AOCS also contains an Orbital-Model Software which allows the platform to be maintained within the required attitude accuracy in its low earth orbit. Low earth orbits are in fact subject to high aerodynamic and other pertubing forces. The Software Model (on-board) needs to be supported by a daily parameter update which has to be managed by the ground station.

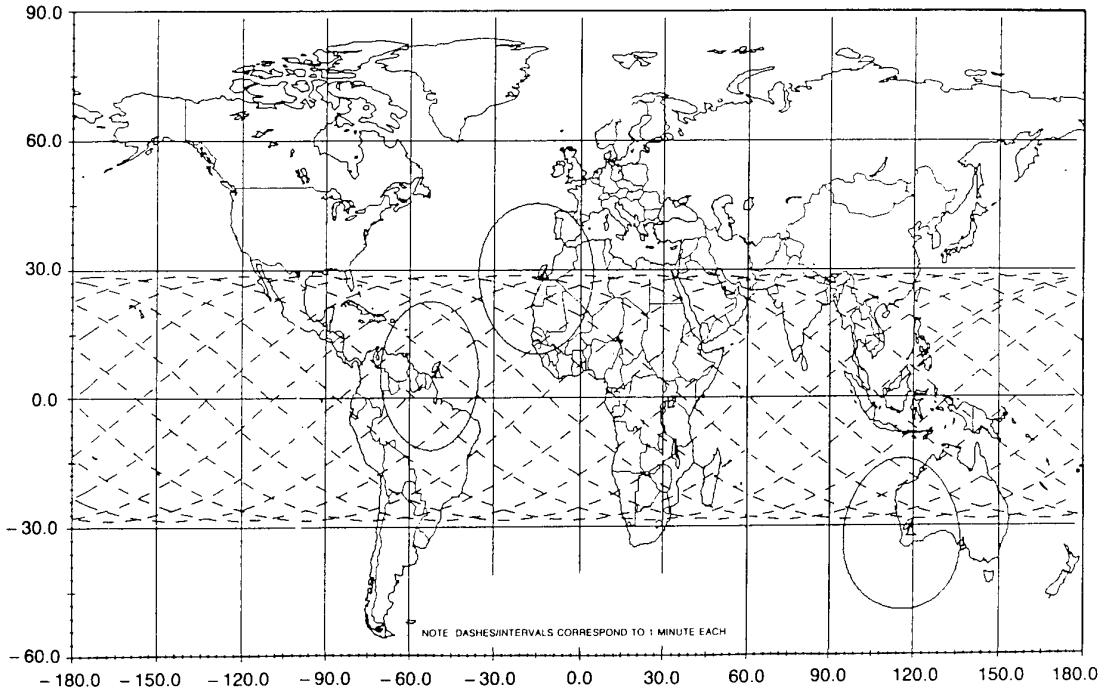


Fig. 3 Ground track and station coverage

2.3.3 Failure Detection, Isolation and Recovery

Both the DHS and AOCS Subsystem detect and isolate failures and can initiate recovery actions in an autonomous way to the utmost extent.

These functions are implemented by hardware redundancies, measurement provisions to isolate the faults down to replaceable unit/section level, and by software means to perform fault recovery.

One basic EURECA requirement is that the platform has to be able even under most unfavourable conditions to survive for at least 48 hours until ground can react and initiate specific recovery actions.

2.3.4 IOC

In addition to S-Band telemetry the Inter Orbit Communication Link (IOC) experiment will provide a satellite link via Olympus (Geostationary Communication Satellite).

This link operates in the Ku-Band and improves the daily contact periods to about 200 minutes, however, the long non-contact periods remain by about 18 hours.

3. THE GROUND SEGMENTS

3.1 Overview, Datalinks and Interfaces

The figures 4 and 5 illustrate the involvement of Ground Segments and datalinks during the Orbital Deployment/Retrieval-, and Routine Mission Operation-Phases.

3.2 The Operation Control Centre (OCC)

Substantial ground station activities are required and dedicated supports to the onboard systems in the fields of:

- flight dynamics (attitude and orbit determination)
- data processing/ preprocessing/ achieving
- mission and resource planning
- spacecraft control
- emergency recovery
- software maintenance
- network control.

There are the normal routing activities (daily basis), typically comprising mission control and monitoring, orbit model update, time correlation, Master Schedule generation, and data disposition.

Secondly, special mission phase dedicated activities are to be performed during EURECA deployment and retrieval (most critical).

Thirdly, there are (on an unplanned basis) the emergency recovery activities and software maintenance tasks, the OCC will be responsible for.

3.2.1 Mission Control and Monitoring

During the nominal operation phase a Payload dedicated (limited) amount of electrical power and average data rate will be available. Other onboard constraints are, for example, cooling, application software limitations, and data storage capacity. Therefore, an appropriate schedule has to be established prior and maintained during flight in order to manage available resources.

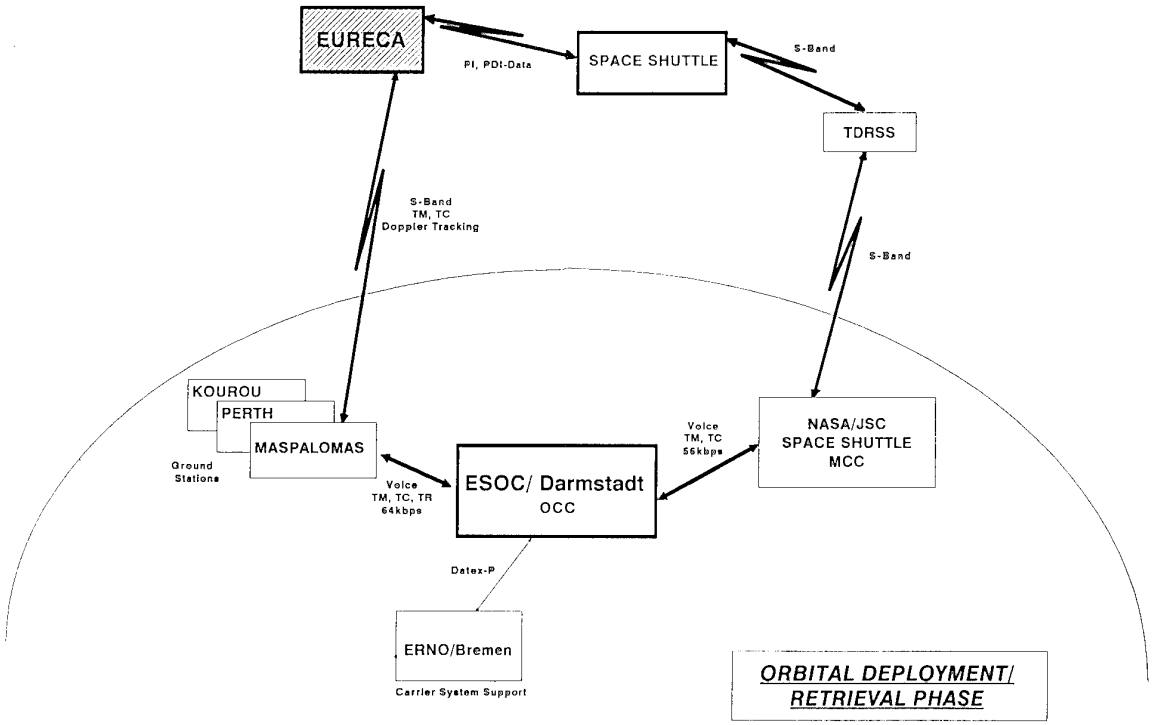

EURECA
PI, PDI-Data
SPACE SHUTTLE
S-Band
TDRSS
S-Band
TM, TC
Doppler Tracking
S-Band
KOUROU
PERTH
MASPALOMAS
Ground
Stations
Voice
TM, TC, TR
64kbps
ESOC/ Darmstadt
OCC
Voice
TM, TC
56kbps
NASA/JSC
SPACE SHUTTLE
MCC
Datex-P
ERNO/Bremen
Carrier System Support
ORBITAL DEPLOYMENT/
RETRIEVAL PHASE

Fig. 4

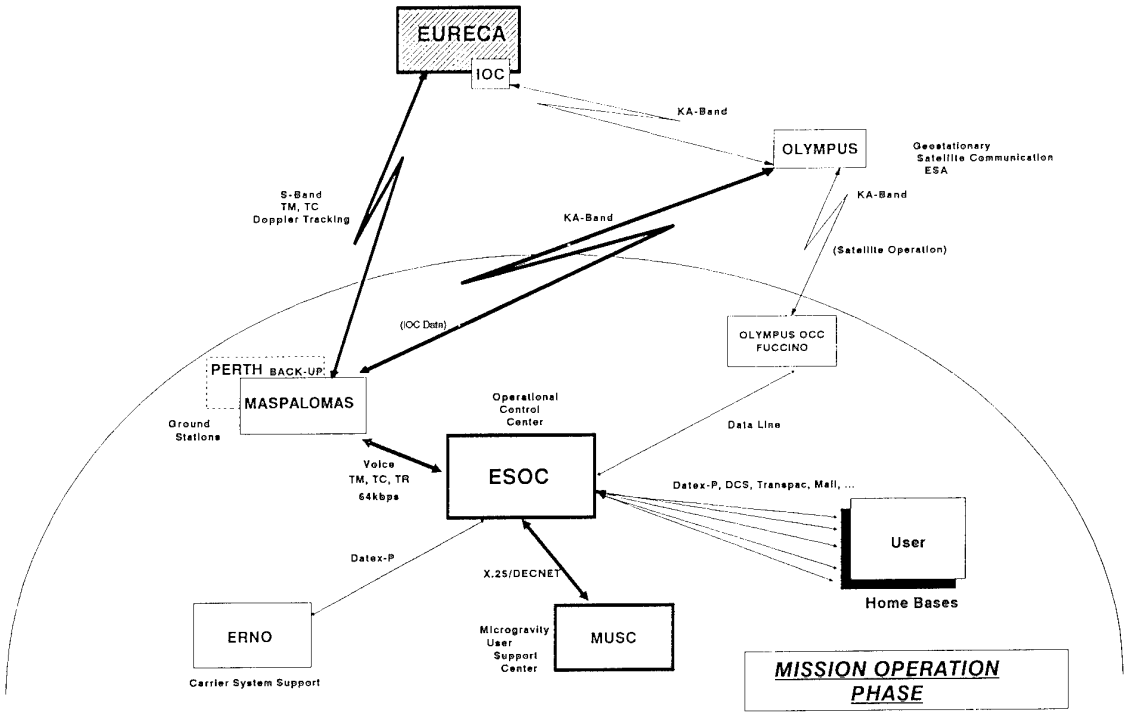

EURECA
IOC
KA-Band
OLYMPUS
Geostationary
Satellite Communication
ESA
S-Band
TM, TC
Doppler Tracking
KA-Band
KA-Band
(Satellite Operation)
(IOC Data)
OLYMPUS OCC
FUCCINO
PERTH BACK-UP
MASPALOMAS
Ground
Stations
Operational
Control
Center
Data Line
Voice
TM, TC, TR
64kbps
ESOC
Datex-P, DCS, Transpac, Mail, ...
User
Home Bases
Datex-P
X.25/DECNET
ERNO
Carrier System Support
Microgravity
User
Support
Center
MUSC
MISSION OPERATION
PHASE

Fig. 5

According to the overall payload mission time-line the OCC will prepare the Master Schedule and a manual command stack. At ground contact both will be uplinked. The manual commands will immediately be transferred to the payload, the master schedule commands will be issued later according to their time tag.

The uplinked commands will control predefined on-board application programs/loops.

A schematic overview of the control loop concept is presented by fig. 6.

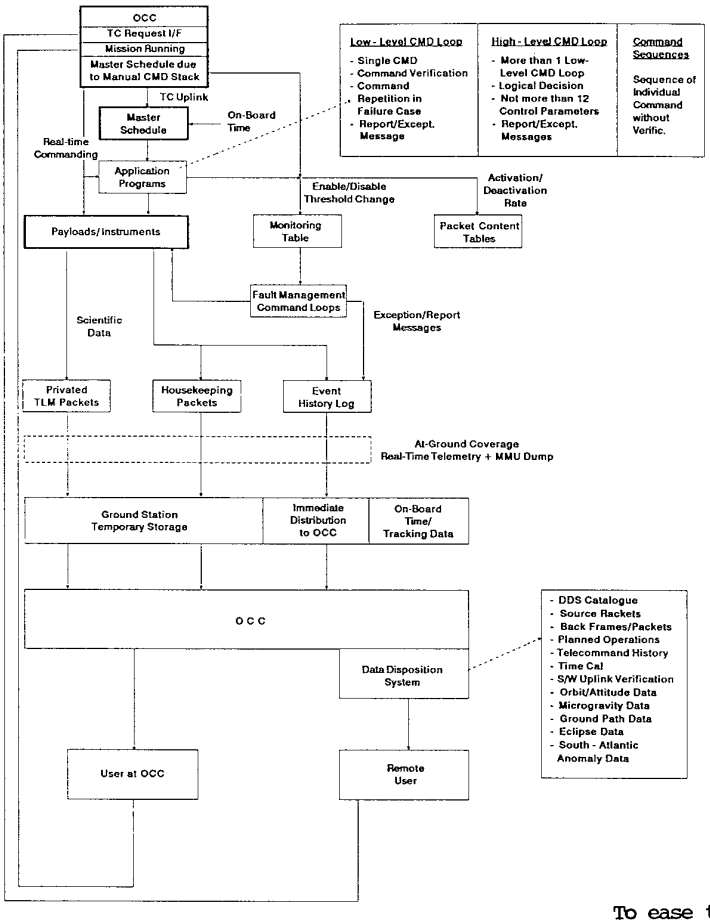


Fig. 6 EURECA Control and Monitoring Concept

Real-Time Control Loops are limited to the Ground contact time period with a response time in the order of a few minutes only.

For Near-Real Time Control Loops the response times range from one to five orbital periods. And there are off-line control loops which can run for 24 hours or longer.

The command planning will be done in the frame of the near-real-time and off-line control loops.

The OCC will be responsible for the planning and execution of payload operations. The approved mission plan, established prior to launch, will be the basis. During the mission the mission planners at the EURECA OCC will amend the plan if events on-board or experimenter's requests warrant or necessitate deviations from the nominal mission plan.

During the mission a user, who is not at the OCC, will be able to request the OCC to schedule and implement desired payload TC's or operations.

TC requests may be sent using computer mail, datafax, personal delivery or post.

In general, the master schedule will be prepared for a time period of 2 days with an overlap of 1 day for the subsequent schedule.
By this method the already uplinked schedule may be corrected from ground.

3.2.2 Orbit Model Update

In addition to Earth Sensor-, Sun Sensor- and Gyroinformation the on-board Altitude and Orbital Control System requires an Software onboard orbital model for ephemeric data generation. This model needs updating from ground every 3 hours (accuracy requirements of 0,2 deg).

The uplinked ephemeric data are contained in a specific table, and are based on tracking data. They are valid for a particular predicted time only. This time is given by another table, called TOV (time of validity). The TOV is based on the onbaord predicted time and specifies the time when the received orbital model data will be used or executed.

To make this mechanism workable, it has to be ensured that the orbital data table is sent to the AOCS 3 ± 2 minutes prior to its validity latest. However, the AOCS will accept the orbital model table at any previous time.

To ease the table update from ground, an Application Software is available which works together with the Master Scheduler.
Basis for ephemeric data preparation on ground are at least 3 contact periods, i.e. 3 times approx. 4 minutes of tracking data are needed. Then, the processing takes about 60 minutes.

Figure 7 illustrates the sceme of Orbit Model Table exchange and timing.

3.2.3 Time Correlation

The on-board Data handling System generates the mission time. A quartz is used as clock reference and the time is computed by Software.

Correlation of on-board time reference with ground GMT is achieved by a synchronized readout of both, the on-board master clock and the ground clock.

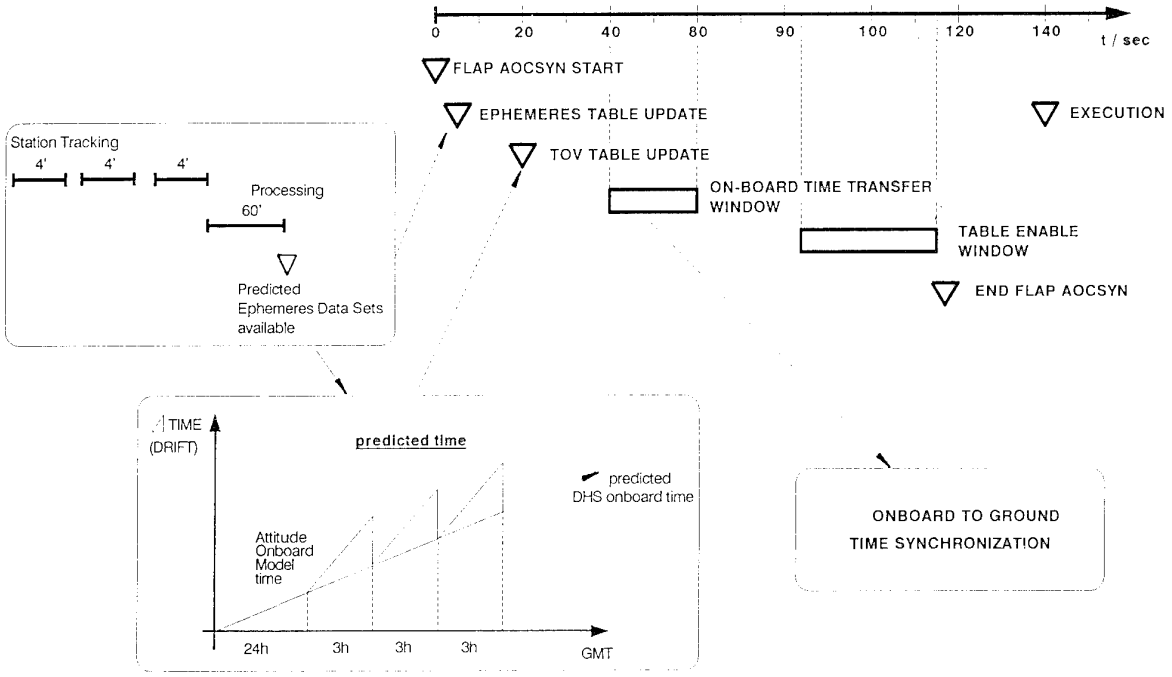


Fig. 7 Orbit Model Table Exchange Timing

In order to maintain the same time relationship for telemetry and time tagged telecommands any new correlation comes into effect only 48 hours after related measurements have been taken.

The time correlation is made available to the Users as time calibration data stored in ancillary files of the OCC.

3.2.4 Special OCC Tasks, EURECA Retrieval

From an operations point of view the retrieval phase will be the most critical element of the whole mission.

During this phase three ground stations will be involved to support the ESOC OCC in order to increase contact times, and thus increase accuracy of orbital parameters.

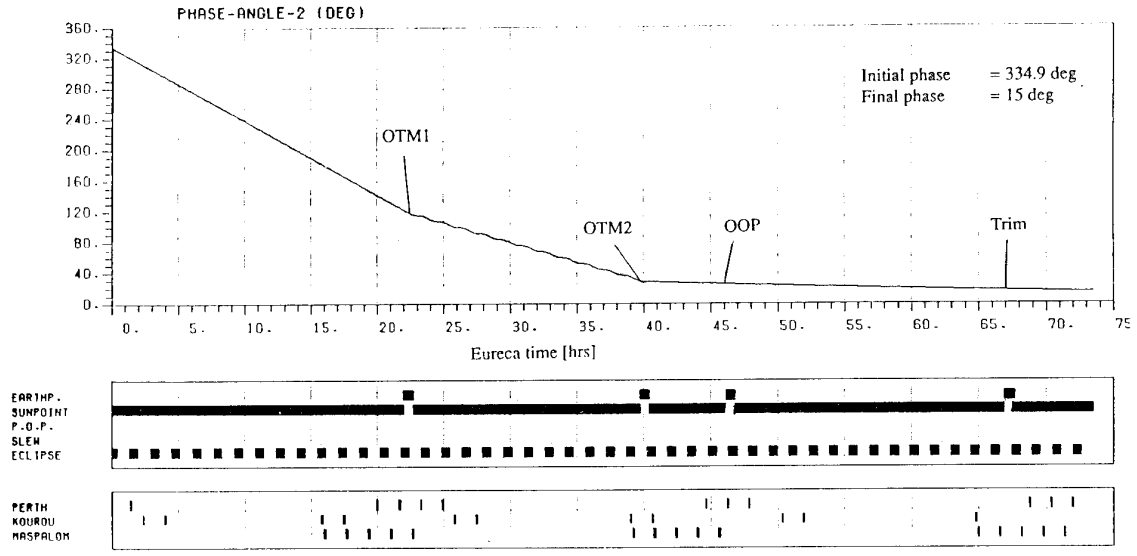


Fig. 8 Retrieval phasing profile

PROXIMITY APPROACH

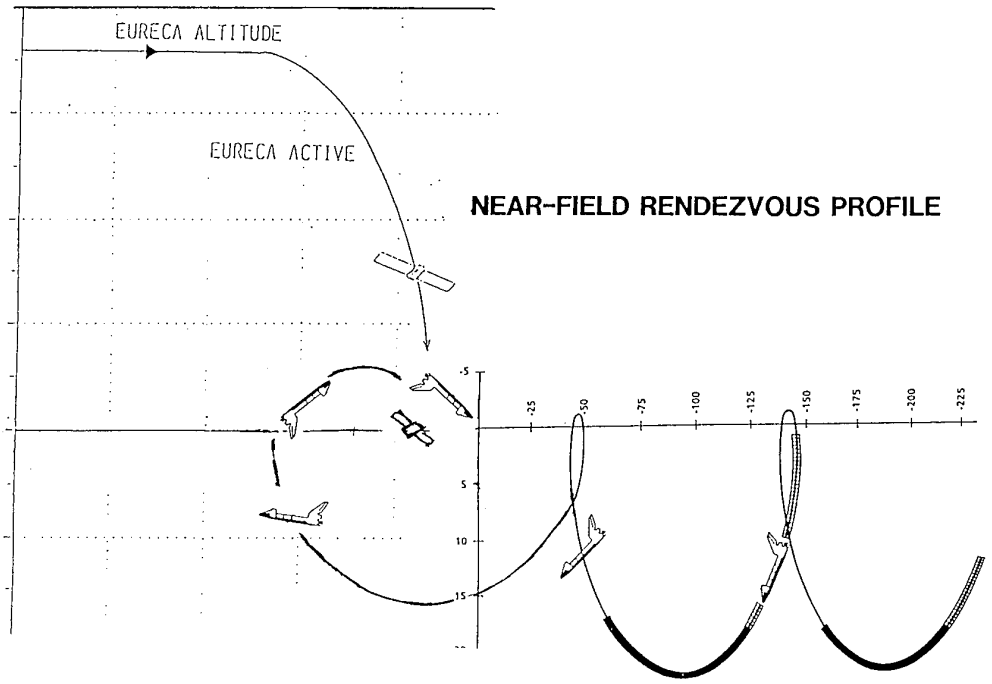


Fig. 9

The retrieval scenario is as follows:
5 hours after Space Shuttle Launch (Rendezvous Launcher) and at "go for descent" the final requirements for the rendezvous coordinates, called "Control Box" will be announced by NASA.

This Control Box is defined by the orbital elements
semi-major axis, phase, eccentricity, and plane angle. For example, the plane must be adjusted to ± 0,1 deg.

In order to fullfil Control Box Requirements EURECA has to perform three ground controlled Orbit Transfer Manoeuvres (down-boost, out of plane, and trimm).
These manoeuvres have to be achieved within 68 hours including the time required to stay at phase repeating orbit, which is to compensate for Launch delays.
After Control Box Start Time EURECA has to cease all translation manoeuvring. The Shuttle than will approach EURECA and in a fly-around profile it will grapple the EURECA carrier.
The figure 8 illustrates retrieval phasing profile and proximity approach.

3.2.5 The Data Disposition System (DDS)

The DDS runs on a dedicated computer system where the front end forms a host node connected with Home Institutes via public network lines.
The ground computer will perform the filing of received telemetry and ancillary data generated by the OCC.
User dedicated data is also filed according to the private packets generation times. In addition, mission support data for mission planning or operation verification are stored, this comprises:
Telecommand History, Time Correlation Data, Orbit, Altitude, Eclipse, South Atlantic Anomaly, Microgravity Data, and planned operations.
Searching for a dedicated file is enhanced by a DDS catalogue.

3.3 The Microgravity Support Centre (MUSC)

The MUSC represents a new concept of integrated user support, tailored to the needs of long duration microgravity experiments.
Main effort is concentrated on Microgravity, however, MUSC services are available to all users of the EURECA mission.
The MUSC will provide support during preparation, operation and evaluation phases of all instruments.
For example: Experimentation in multi-user facilities means that a single experimenter shares resources with others, and that access to flight facilities for preparation or operation purposes needs to be well organized and trained.
Therefore, ground modules of experiment facilities, display and communication systems, and a scientific/technical infrastructure are provided at MUSC.

4. RESUMEE

EURECA's flight operations will involve a variety of challenging new elements and tasks.

This will comprise first time:
- o high degree of on-board autonomy
- o low earth orbit operations
- o 6 to 18 months missions
- o very limited direct contact times
- o large number of experiments
- o Space Shuttle Interfaces and Proximity Operations
- o Consequent Packet Telemetry Handling
- o full ESOC OCC responsibility

New operational experience will be gained from the first EURECA mission, which will be essential for subsequent EURECA flights/privatisation/commercialisation/ and will be prerequisite for COLUMBUS/ HERMES/Space Station scenarios.

GROUND SUPPORT TO IN-ORBIT SERVICING OPERATIONS

M. Guerin

European Space Agency (NL)

ABSTRACT

The paper will present the Agency plans concerning the ground support to In-Orbit Servicing of the Columbus Free-Flyer by the Space Vehicle Hermes. The operations which are concerned are:

- the Rendez-vous and Docking ;
- the external servicing, by means of Telemanipulation and/or of EVA;
- the internal servicing operations.

The paper will concentrate on the facilities foreseen to provide Engineering support during equipment development and validation, mission preparation and training, mission execution and post-flight analysis. The concept is based on a gradual transition of simulation facilities and expertise from the development phase to the operations phase.

1. INTRODUCTION

Following the ministerial conferences of 1985 and 1987, the European Space Agency has initiated the definition and the study of manned flights programmes, based on the Columbus Laboratories, on the Hermes Space Vehicle and on the Ariane 5 launcher. Implementing these programmes requires the development of a large ground infrastructure: control centres, training centres and engineering support centres. Concerning more particularly the latter category, each element of the In-Orbit Infrastructure is developing its own engineering support centre; this presentation will address another, specific aspect, which concerns the combined operations of two flight elements, and for which no other engineering centre is foreseen to provide the required support: it is the In-Orbit Servicing of the Columbus Free-Flyer Laboratory by the Hermes Space Vehicle. This paper will start by providing a definition for In-Orbit Servicing; the operations which are concerned will be identified with reference to a model of the Hermes mission phases. The Engineering support functions will then be derived from that analysis, together with the ground facilities which will be required to implement those functions. Finally, the Agency plans to develop that capability while avoiding duplications will be described.

2. DEFINITION OF TERMS

For the purpose of clarity, a number of terms which are used in this paper are first defined.

Servicing is defined as the set of following functions:

- Payload servicing i.e.:

  . Payload resupply (consumables, samples,...)
  . Payload maintenance and calibration
  . Payload exchange
  . Payload retrieval

- System servicing, i.e.

  . Preventive maintenance (replenishment of consumables, preventive replacement of items)
  . Corrective maintenance (repair or replacement of equipment)
  . System upgrade

In order to perform servicing, a number of activities will be necessary both on ground and in flight.

The ground activities will be concerned with definition of the Hermes servicing missions, with preparation of the Hermes cargo (beyond the spaceplane itself and the associated ground segment which are outside the scope of this paper), and with training of the ground and flight crew. The Hermes cargo is defined as the set of:

- Columbus Scientific Payload (including samples, consumables, racks,...)
- Columbus System elements (fluids, consumables, filters, seals, batteries, pumps, ORU's, etc...)
- Mission Dependent Equipment (EVA suit, HERA elements, crew equipment...)
- Auxiliary equipment (secondary structure, supply lines, freezer/chiller, tools, documentation,...)

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

The in-flight activities will be referred to as In-Orbit Servicing; they are defined as the set of activities which are necessary in orbit to perform servicing. They include:

- Rendez-Vous and Docking
  External servicing (ORU's exchange) by means of the Hermes Robot arm (HERA), and/or of (Extra Vehicular Activity (EVA)
- Internal servicing, including:
  . Cargo transfer (both ways) between Columbus and Hermes
  . Consumables resupply
  . Items exchange
  . Repair, maintenance, check-out, calibration.
- Un-docking, and safe disposal of the Hermes resource module
- Cargo retrieval after landing.

The successful completion of the servicing missions, as defined above, will imply to perform a number of functions commonly referred to as "operations"; they include:

- Management
- Integrated planning (strategic, tactical, increment and execution levels)
- Ground systems processing and logistics
- Astronauts related functions
- Users related functions
- etc...

Engineering Support consists in the execution of technical tasks, delegated by the organisational framework in charge of performing the above functions and related to both the ground an in-flight activities defined above.

3. IN-ORBIT SERVICING TASKS

When describing the In-Orbit Servicing tasks, it is convenient to distinguish those which are related to a given flight (i.e. which are mission-dependent) and those more general which are not related to a given mission but rather are permanent.

3.1 Mission Dependent Tasks

For the purpose of this paper, a "Servicing Mission" will be said to include 5 phases (see fig. 1).

1 - The Mission Definition Phase :

Based on requirements issued by Columbus users (both payload and system) and on Hermes system resources (spaceplane, ground segment and crew), the servicing tasks to be performed during a specific mission will be defined; these tasks will be expressed in terms of operations to be performed and of specific items to be serviced. It will include the definition of items to be launched, retrieved, or disposed of. The output of this phase will include a new entry into the Hermes flight manifest; it can therefore be considered as a part of the "strategic" level of planning.

2 - The Mission Preparation Phase

Once the mission is defined, it must be prepared in detail. Three main activities are considered necessary from the present point of view:

a) Preparation of the Cargo

The previous phase has defined the mission needs; during this phase, all elements of the cargo required to fulfil those needs will be defined. Starting from the objectives identified during the mission definition phase, the specific integrated cargo must be designed and manufactured. The design phase will comprise an "analytical integration" i.e. the definition of the auxiliaries and of mission-dependent equipment, the identification of the required Ground Support Equipment (GSE) and other facilities, the detailed accommodation layout of the cargo within Hermes (Spaceplane cargo bay and Resource Module), the analysis of mass properties, volumetric data, power needs, launch loads etc... to generate an analytical file which will form part of the Flight Readiness Review process. Further, industrial manufacturing and test activities will be performed, culminating with acceptance by the Agency.

b) Spaceplane ground processing : these activities concern physical integration of the cargo within the spaceplane elements (ground processing of the spaceplane itself, i.e. : refurbishment, transport, assembly, integration and test is outside the scope of this paper). These activities will culminate prior to the launch campaign.

c) Operations planning : Following definition of the mission (strategic level), detailed planning will be made at the tactical, increment and execution levels. These activities are out of the scope of this paper, except for what concerns the planning of the servicing activities (e.g. crew activity plan); they culminate with validation of the total system (spaceplane, cargo, crew, ground segment) by means of integrated mission simulations.

3 - Training

The crew training is divided in 3 steps : Basic training, Specialised training and Mission training. The last two steps will include specific training for In-Orbit Servicing: equipment transfers between the two vehicles, consumables resupply, payload and system maintenance, etc...

Mission training is of course mission dependent, while specialised training does not depend on a particular mission, and therefore belongs to permanent tasks (see 4.2). Mission training will follow the assignment of crew to the mission, the detailed definition of the cargo and the operations planning; specific training for In-Orbit Servicing will include HERA and EVA training (external servicing), rack transfers, in-flight integration, maintenance and check-out operations (internal servicing). In the last months before flight, it will be intimately linked with mission preparation and validation activities (the so-called "integrated mission simulation"), and probably will make use of the same facilities.

4 - The Mission Execution Phase:

This phase will include the launch campaign; the orbital flight, and the return to earth. It is during the orbital flight that the In-Orbit Servicing operations proper will take place : Rendez-Vous and Docking, cargo transfer from Hermes to Columbus and back, integration and check-out, maintenance and repair. On-line engineering support (near real-time) to the crew and to the flight Control Centres will be required during execution of the servicing operations.

5 - The Mission Post-Flight Processing:

After return to earth, a number of activities will take place. Three main items are considered herein (besides the operations on the spaceplane itself, which are not the subject of this note):

- Payload products retrieval
- Cargo disassembly and dispatch
- Evaluation of In-Orbit Servicing Operations

The sequencing of these missions phases (see fig. 1) does not exclude strong interfaces between activities performed in parallel (e.g.: cargo preparation, operations management and crew training). Additionally, the current plan to perform one servicing mission every 6 months will impose that many activities, related to several missions, will take place at the same time and will involve many different teams. There is therefore a requirement to implement the means for well planned coordination of all activities, with clearly defined roles and responsibilities.

3.2. Permanent Tasks

Not linked to any specific mission, In-Orbit Servicing activities will include the following tasks:

- Set up a preventative and corrective maintenance organisation for the payloads and systems which are already in orbit;

- Support to "Basic and Specialised" training on matters which are related to servicing;

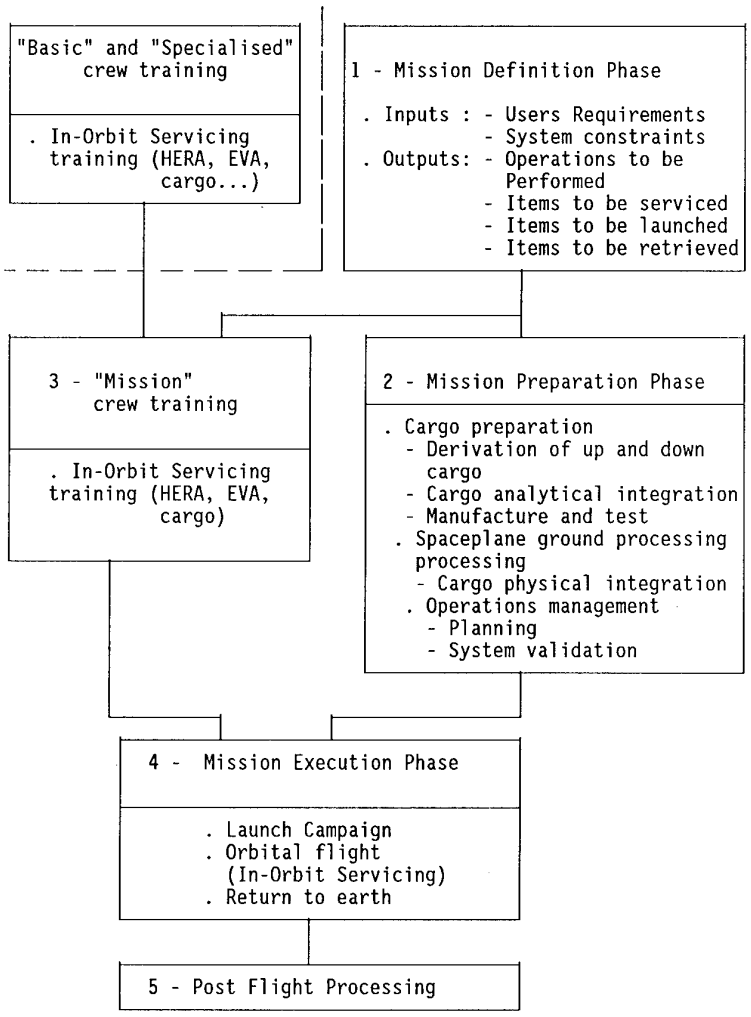


Fig. 1 : Phases of a Servicing Mission

- Ensure Product Assurance and safety of In-Orbit Servicing activities;
- Disseminate information to users;
- Support the development/enhancements of next generation of Mission Dependent Equipments, (EVA, HERA...);
- Maintain and update data base (cargo, procedures...).

4. ENGINEERING SUPPORT : FUNCTIONS AND TOOLS

The objective of this paragraph is to identify the functions to be fulfilled in providing Engineering Support to the In-Orbit Servicing activities which were described in the previous paragraph, and to list the tools required to perform these functions.

4.1 Mission - Dependent Functions

For what concerns the mission-dependent support functions, they were arrived at by considering, for each mission phase (i.e. : definition, preparation, execution and analysis) activities falling in three main categories :

- Ground cargo processing
- Crew aspects
- On-board operations

In each case, the software tools and the facilities which are required to perform these functions have been identified. The result of this analysis is shown on the following tables (figs. 2 to 5); note that when a software tool was identified (e.g. a planning tool) it has been indicated by the letter SW followed by the type of tool [e.g. SW (planning)].

4.2 Permanent Functions

The mission-independent requirements will call for a large variety of support functions. The main ones which have been identified are:

1 - Provide HERA training and support EVA training during "specialised training"

2 - Based on design parameters (Mean Time Between Failures) and on past performance, maintain a plan for maintenance of Mission Dependent Equipment and auxiliaries. Define and maintain an adequate stock of spares in a ready-to-fly state (i.e. fully tested)

3 - Initial development, upgrade and maintenance of facilities and software tools (including Data Bases)

4 - Simulation and evaluation of proposed servicing scenarios

5 - Prepare plans, schedules and cost estimates for Engineering Support.

Activities	Support Functions	Tools/ Facilities
Cargo Processing	- Analysis of users requirements - Definition of cargo for each flight (up, down, disposed of).	- SW (Data - "id"
Crew Aspects	- Crew Time Line - Input to mission training programme (payload, external and internal servicing)	- SW (Planning) - N.A.
In-Orbit Servicing	- Definition of servicing operations to be performed on-board	- SW (Data Base) SW (Simulators Mock-ups

Fig. 2 : Functions and Tools

Mission Definition Phase

Activities	Support Functions	Tools/Facilities
Cargo Processing	- Acceptance individual payloads - Mission Dependent Equipment and auxiliaries definition - Cargo Analytical Integration - Manufacturing of required items - Cargo AIT in spaceplane (MRH, ASH). Flight acceptance	- EGSE & MGSE - SW (CAD) - SW (CAD) SW (Data Base) - N.A. - Payload Integration Centre (PIC) - EGSE & MGSE
Crew Aspects	- Mission training for internal and external servicing - HERA mission training - Development of crew activity plan	- External training facilities - Robotics training facs. (ESTEC). - SW (Planning) SW (Simulators)
In-Orbit Servicing	- Development and validation of servicing procedures - Integrated simulations for mission verification	- SW (Simulators) - Communications

Fig. 3 : Functions and Tools

Mission Preparation Phase

Activities	Support Functions	Tools/Facilities
Cargo Processing	- Trouble shooting at launch site - Payload operations during Hermes Flight (if applicable) - Near-real time cargo status assessment (payload, MDE)	- EGSE - N.A. - Communications
Crew Aspects	- On-line support to crew MDE and auxiliaries utilisation	- Communications SW (Simulators)
In-Orbit Servicing	- On-line support to crew on servicing operations	- Communications SW (planning) SW (Simulators)

Fig. 4 : Functions and Tools

Mission Execution Phase

Activities	Support Functions	Tools/Facilities
Cargo Processing	- Inspection of retrieved items - Requirements for spares re-supply - MDE performance analysis	- N.A. - SW (Data Base) - SW (simulators Flight data
Crew Aspects	- Analysis of crew reports/ debriefing	
In-Orbit Servicing	- Analysis of servicing procedures - Updating of Data Bases	- Flight data SW (simulators - SW (Data Base)

Fig. 5 : Function and Tools

Mission Post-Flight Analysis

6 - Provide Experimenters with familiarisation (servicing concept and organisation). Issue the relevant documentation.

7 - Provide familiarisation and training for ground personnel.

8 - Support the requirements for future generations of EVA, HERA, tools,...

9 - Development and maintenance of :

- competence (personnel)
- facilities

related to In-Orbit Servicing

10 - Support Public Relations activities (site visits, video material, publications, presentations, etc...)

4.3 Identification of Required Facilities

The above analysis of tasks allows to identify the ground facilities which will be required in order to provide that support, independently of their physical location.

The facilities required can be grouped in five categories.

4.3.1 Software Tools

It is probably premature to pretend making a definitive list of all software tools required. One can however identify:

a) tools to perform the Hermes Cargo "analytical integration" referred to in para. 4.1.2.a. These tools will include Simulators and Computer Aided Design programs, necessary for accommodation studies and analysis of on-board operations.

b) Planning tools: the complexity of operations to be carried out both on-board and on the ground will require advanced Planning tools. Typical examples are the crew time-line for In-Orbit Servicing, and the planning of ground cargo processing before each flight.

c) Data Bases : Beyond the Engineering Data Bases established by each of the two programmes (Columbus and Hermes), there is a requirement to maintain "Servicing Data Bases", where all data related to servicing requirements, available resources and flight plans will be stored and maintained.

These software packages will be essential technical tools to be used by the Agency in support of the decisions which are of its responsibility (e.g. flight manifest).

4.3.2 Facilities for Cargo Ground Processing

The Agency has initiated some studies which should specify in more detail these type of facilities. Anticipating on the final results of these studies, one can predict that they will include:

a) Low-to-medium fidelity mock-ups which will be used to confirm analytical accommodation studies performed earlier, and to verify the procedures for equipment transfer between the two flight elements (in a laboratory environment).

b) Cargo refurbishment facilities, for those items returning to ground after flight (e.g.: HERA elements, EVA suit, crew equipment,...). This will include the setting-up of a pool of spare parts for cargo elements and servicing tools (assuming that each flight element will maintain its own set of spare parts).

c) Facilities for test and acceptance of the individual Hermes Payloads. This may include environment test facilities (e.g.: Vibration or acoustic tests). Electrical and Mechanical ground support equipment, special test facilities (e.g. for Rendez-Vous and Docking), etc...

d) A high fidelity mock-up of the Hermes cargo areas for pre-integration of all cargo elements before shipment to the Hermes Integration site.

The last two elements should be grouped in a "Payload Integration Centre" (PIC)

4.3.3 Test facilities

The on-board equipment specific of the servicing aspects of the mission will require testing on the ground by means of dedicated test facilities. The examples which have been identified at this date are:

a) for Rendez-Vous and Docking, two facilities are already existing (or under development); these are the European Proximity Operations Simulation (EPOS) and the Dynamics Docking Test Facility (DDTF). Both are located in Member States

b) for Hera : it is planned that a flat-floor facility will be built at Fokker

c) for EVA: the utilisation of a man-rated vacuum chamber is currently considered

4.3.4 Training Facilities

In accordance with the current policy, training facilities are de-centralised on 5 sites. Some of them will be required to provide specific training for In-Orbit Servicing; they are:

- facilities for external servicing training (HERA and EVA training facilities),
- facilities for internal servicing training (Hermes/Columbus composite mock-up, Columbus System/Subsystem models, Columbus payload simulators,...)

The detailed definition of the required facilities is the subject of on-going studies.

4.3.5 Communications

The geographical spread of ground facilities (mission and flight control centres, training centres, cargo processing facilities,...) impose efficient and flexible communications facilities. In particular, on-line support tasks during the mission rehearsals and during the actual missions will require data communications between support facilities and the flight control centre.

5. IMPLEMENTATION ASPECTS

The tasks to be performed, and the facilities required, have been identified above. This paragraph explains how the Agency intends to implement this support function.

The main concern must be to minimise the costs of implementation and of operations. This can be achieved by following three simple guidelines:

- avoid duplication with functions and facilities which are planned elsewhere (e.g.: Columbus Element Centres)
- re-use to the maximum extent possible the expertise and the facilities which will be built up during the flight elements development phase (e.g.: RVD test facilities)
- make use of the In-Orbit Infrastructure transition period to perform a progressive implementation (the transition period will include Columbus precursor flights, and the Hermes qualification flights).

Applying these principles, and without going into too many details in this paper, one observes that most of the facilities required either already exist, or are planned to be developed by the Programmes. Three main elements however are not yet planned, which will have to be developed:

a) Payload Integration Centre (PIC)

The Columbus de-centralised operations concept assumes that Payload is integrated at a rack-level and qualified in a simulated Columbus environment, in the "User Support Operation Centres" (USOC's). From then on, the PIC will be in charge of payload packaging, testing and acceptance at the Hermes level; access to existing environmental test facilities will be required.

b) Communication facilities : Near-real time, on line communications will be required, for interfacing, with training centres and with Operations Control Centres. This must be achieved by accessing the "Space Data Network" (SDN) being developed by the In-Orbit Infrastructure Ground Segment.

c) A number of software tools are already under development (e.g. planning tools, Data Bases,...). However, tools concerned with analytical integration of the Hermes cargo are required.

The current Agency concept consists of installing the missing facilities at ESTEC, together with the already existing ones (Columbus test beds, Hermes simulators, and in particular HERA hardware and software simulators, environmental test facilities,...), and to set up a small dedicated team in charge of management, coordination and planning of all In-Orbit Servicing support activities. This team will call on services from both on-site facilities and decentralised facilities (e.g.: European Proximity Operations Simulator, EPOS) when required, and will interface with the USOC's for taking over Payloads after Columbus-level qualification. A more detailed definition and development plan of this capacity will be elaborated during the transition period.

6. CONCLUSION

This paper has presented the current Agency concept concerning Engineering Support to In-Orbit Servicing activities. At this time, a word of caution is needed to conclude this presentation. It is well known that a new Ministerial Conference is being prepared for the Autumn of 1991, which is expected to take decisions affecting the Long Term Plan as defined in 1987. No attempt has been made here to anticipate on these decisions, firstly because they are not yet publicly known, and secondly because it is not believed that they will affect the basic principle of In-Orbit Servicing. The concept which was presented in this paper should therefore remain valid, even though it might be required to be adapted to the revised Long Term Plan in the course of 1992.

CONTROLE SOL POUR LE RENDEZ-VOUS HERMES-MTFF

Application des méthodes d'analyse de mission développées à Aérospatiale

G. MORTAL
Département contrôle du vol - DSSS Aérospatiale

F. MARTEL
Département analyse de missions - DSSS Aérospatiale

H. LUTTMANN
Conseiller technique MTFF - MBB ERNO

RESUME

L'accroissement de la complexité des missions spatiales nécessite un support accru des centres de contrôle du vol; ceux-ci doivent coordonner l'activité des véhicules et des moyens d'observation, en gérant d'éventuels conflits d'autorité, ou d'éventuelles défaillances. Les systèmes embarqués évaluant le bon déroulement de la mission, il revient à l'un des centres de contrôle au sol de la planifier, et, le cas échéant, de la replanifier sous diverses contraintes opérationnelles. Un simple séquenceur ne répond plus à de telles exigences; c'est pourquoi on propose ici, en l'illustrant par l'exemple du rendez-vous orbital entre Hermès et MTFF, un outil évolué d'exécution du plan de mission.

1. UTILITE D'UNE AMELIORATION DES MOYENS DE CONTROLE AU SOL

Les stations sol sont amenées à orchestrer un nombre croissant d'activités, d'où un besoin d'amélioration des moyens de description, d'exécution et de dialogue avec les opérateurs humains.

1.1 Evolution de la gestion des missions spatiales habitées

Les missions orbitales font l'objet d'une demande croissante en performances opérationnelles; elles doivent avoir la précision spatiale et temporelle voulue pour certaines phases clés, et s'effectuer dans un milieu très contraint:

- coordination des manoeuvres de plusieurs véhicules orbitaux (fenêtres de rendez-vous ...),
- coordination de plusieurs centres de contrôle avec leurs véhicules respectifs,
- spécificité des systèmes récupérables (fenêtres de retour),
- spécificité des vols habités (sécurité, cycle d'activité équipage).

A ces fins, la mission est découpée en phases de vol, et on se fixe un certain nombre de marges opérationnelles à respecter, et de critères à optimiser, pour renforcer la sécurité et tirer le meilleur parti des ressources disponibles. Ces opérations doivent s'effectuer dans un délai relativement court, surtout lorsqu'un événement (occurrence de panne) oblige à les replanifier. Or, les calculateurs embarqués sont limités en mémoire et en puissance de calcul, car ils doivent satisfaire des exigences de coût et de masse; c'est pourquoi il semble judicieux de déporter vers le sol les traitements lourds de prédiction et de planification, quand cela est rendu possible par les moyens de communication et les concepts de contrôle du véhicule.

1.2 Nature des évolutions souhaitées

Les dernières années écoulées ont vu des progrès significatifs des moyens de lancement et des méthodes de contrôle du vol, notamment à travers une industrialisation des procédures et une phase d'exploitation plus économique; ces efforts doivent être poursuivis, afin de concevoir et d'exécuter des plans de mission dont les étapes sont paramétrées, et dont l'enchaînement des opérations n'est pas déterministe. Il importe également de pouvoir expliquer la mission au fur et à mesure de son déroulement, afin d'aider le personnel au sol et l'équipage dans leurs prises de décision.

Outre le besoin d'une automatisation encore plus poussée, il apparaît donc qu'un simple séquencement d'actions ne suffit plus pour s'adapter à tous les scénarii et toutes les configurations à envisager. Certains concepts hérités de la recherche opérationnelle et de l'intelligence artificielle offrent des possibilités plus étendues:

- la notion d'objet convient à une description multisystèmes à plusieurs niveaux; elle permet de décrire des éléments paramétrables et assemblables entre eux, en faisant clairement apparaître leurs interactions mutuelles, et les héritages de propriétés d'un objet à l'un de ses sous-ensembles;
- une exécution des actions au moyen de règles permet leur sélection en fonction du contexte, et non selon un schéma prédéfini; elle peut s'adapter à un procédé par essai et erreur, et à toute modification due à un événement externe;
- une stratégie de déroulement basée sur un prétraitement des contraintes (on s'assure systématiquement et au plus tôt de leur respect), peut éviter une explosion combinatoire des solutions;
- une capacité interactive élevée permet de dialoguer et d'échanger des informations avec les opérateurs humains;
- enfin, héritage des premières applications opérationnelles des systèmes experts, on opère une séparation et on assure une coordination entre les aspects séquentiel, déclaratif, descriptif et interactif, représentés par des modules spécialisés de calcul, de test, d'analyse, de dialogue, ainsi que par les structures de données objet; plusieurs langages informatiques peuvent ainsi coexister, un environnement standard étant la garantie d'une communication aisée entre eux.

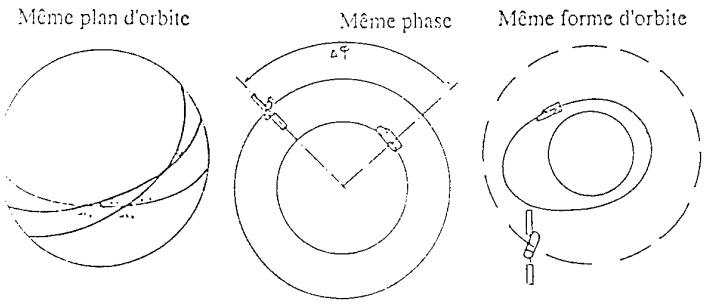
2. EXEMPLE DE MISSION COMPLEXE: LE RENDEZ-VOUS HERMES-MTFF

En vue d'effectuer diverses expériences pouvant requérir des manipulations particulièrement délicates, donc la participation d'opérateurs humains (microgravité), un

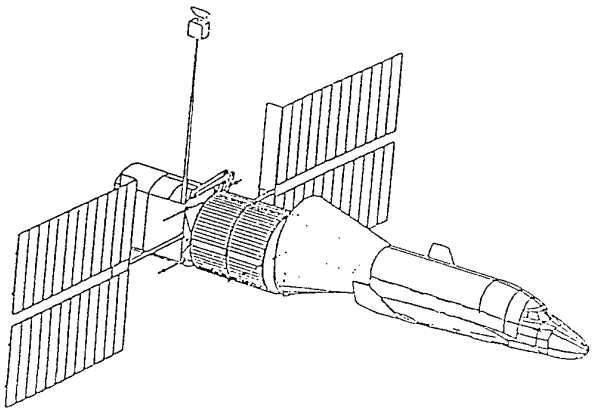
équipage de 3 membres est véhiculé depuis Hermès jusqu'à la station Colombus MTFF (Man Tended Free Flyer).

2.1 Mission Hermès

Hermès joue le rôle le plus actif; il doit tout d'abord rejoindre MTFF en acquérant la même orbite, avant de se fixer sur lui par l'arrière (docking). L'altitude cible se situe entre 330 et 483 km, son orbite est circulaire.







Ces opérations s'effectuent selon un découpage précis:

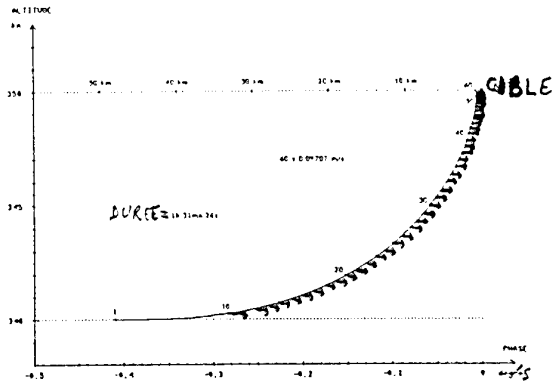
- **Analyse de mission**: on s'assure de la faisabilité du vol nominal, en se donnant une capacité de repli en cas de défaillance, et en étudiant plusieurs scénarii.

- **Préparation du lancement.**

- **Lancement et injection dans le plan orbital du MTFF**: l'obtention de ce plan impose des fenêtres de lancement; Hermès est injecté à environ 100 km d'altitude sur une orbite très aplatie (environ 70 km x 300 km), donc très instable (Cx relativement important au périgée).

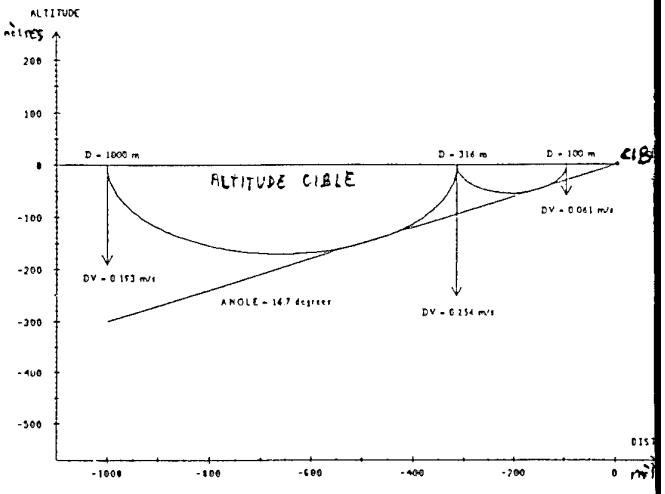
- **Phasage**: son but est de rattraper l'essentiel de l'écart de phase entre Hermès et MTFF; ceci s'effectue en plusieurs étapes, dont la durée globale est estimée à 1 jour 1/2. Tout d'abord, on stabilise Hermès, en élevant son périgée orbital à une valeur forfaitaire de 130 km. On place ensuite (environ 1/2 révolution après) Hermès sur une orbite de dérive, où on le laisse rattraper son déphasage par rapport à MTFF; cette orbite est fonction de l'altitude MTFF et de l'importance du déphasage à couvrir. Enfin, lorsque ce dernier est réduit à 1 degré, on élève à nouveau l'orbite jusqu'à 10 km en dessous de l'altitude MTFF, sur une orbite circulaire, à l'aide d'un transfert de type Hohmann (2 impulsions espacées d'1/2 révolution). On attend ensuite qu'Hermès se trouve à moins de 48 km en arrière de MTFF.

- **Homing**: on amène Hermès dans une configuration stable sur l'orbite cible, à 1 km derrière MTFF. A cette fin, on effectue une série d'impulsions identiques au cours d'1 révolution 1/2; cette procédure est en effet plus sûre (détection au plus tôt d'un écart) et plus précise qu'un transfert type Hohmann.



Avant toute manoeuvre ultérieure, on attend un bon éclairage solaire pour obtenir les premiers échanges entre les 2 véhicules, de sorte que la navigation Hermès s'effectue désormais en relatif par rapport à la cible, à l'aide des moyens GPS (réseau de satellites d'observation).

- **Closing**: on se rapproche de 1000 m à 100 m par une série d'impulsions radiales, en restant sur la même orbite, au cours d'une révolution.



A partir de ce moment, l'évitement de la cible doit être pris en compte pour une éventuelle manoeuvre de retrait. La visibilité de la cible par le senseur de rendez-vous doit précéder toute manoeuvre ultérieure.

- **Approche finale**: c'est la phase la plus critique, en termes de sécurité et de précision. Hermès se retourne et s'approche encore de MTFF, avec un nouveau point d'arrêt optionnel à 20 m de distance. On admet, en nominal, que la trajectoire libre d'Hermès lui permettra de rejoindre sa cible. Au cours de cette phase, la visibilité est assurée en alignant une caméra CCD avec un reflet laser sur des mires MTFF.

- **Phase dockée** (10 jours).

- **Séparation** (boost de retrait).

- **Phasage retour**, pour contrôler le lieu d'atterrissage; cette étape dure environ une journée.

- **Check-out avant la rentrée et désorbitation**

- **Blackout, post-blackout et atterrisage.**

- **Exploitation du vol.**

2.2 Mission MTFF

Elle est passive du point de vue des manoeuvres, mais comporte des phases de changement de pointage et de communication. Au cours des périodes d'attente, MTFF est pointé soleil. La communication UHF avec Hermès consiste en l'échange de données de type sécurité (état des systèmes propulsifs, inhibiteurs), état des divers sous-systèmes, les conditions atmosphériques et configuration des véhicules (attitude et orbite).

Au moment de l'approche finale, MTFF change son attitude et devient pointé terre, sur un ordre Hermès; un message de succès est renvoyé à Hermès pour autoriser la poursuite de l'approche.

Juste avant le docking, le système de contrôle d'attitude MTFF est désactivé, et, peu après le docking et l'établissement d'une interface de liaison entre les 2 véhicules, repointé sur le soleil.

2.3 Stratégie de mise en oeuvre

Chacune des phases évoquées dans la mission Hermès représente un sous-problème du type objectif-ressources-contraintes, pour lequel une manoeuvre judicieuse doit être trouvée, en tenant compte:

- des actionneurs disponibles: par exemple, en deçà de 40 m de distance à la cible, seule la propulsion des tuyères à gaz froid d'Hermès est autorisée;

- des ressources à gérer (ergols, équipage ...);

- de l'état des véhicules et des moyens de surveillance;

- des marges opérationnelles et contraintes diverses;

- des besoins en communication;

- des exigences de visibilité.

On cherche alors une trajectoire convenable entre le point courant estimé et le point cible suivant; elle sera, le plus souvent, calculée analytiquement en sélectionnant les algorithmes, la configuration logicielle, et les valeurs imposées du jeu de données. Cette trajectoire est physiquement obtenue en définissant une loi de poussée compatible avec les diverses contraintes du moment. En fonctionnement normal, on a défini la plupart des algorithmes à activer. En revanche, en cas de comportement anormal ou de manoeuvre non effectuée, il devient nécessaire de les déterminer; on cherche alors, dans un premier temps, une stratégie qui permette de se recaler au plus tôt sur les objectifs nominaux, en tenant compte de la nouvelle situation. Si on ne peut satisfaire ainsi l'ensemble des contraintes, il faudra relâcher certaines d'entre elles et dégrader la solution. Par exemple, en cas de surconsommation d'ergols, on vérifiera l'éventualité d'une fuite, et, dans ce cas, son importance, afin de se fixer un nouveau critère de consommation. La règle envisagée pour la plupart des cas (sauf grave défaillance) est la suivante: une première défaillance n'empêche pas la poursuite de la mission, une seconde conduit à l'annuler et à planifier le retour sur terre dans de bonnes conditions de sécurité.

Le choix des contraintes à relâcher n'est généralement pas simple; on peut simplement dire que plus on s'approche de la phase de docking, plus les exigences de timing et de sécurité réduisent le nombre de solutions admissibles. On peut être amené à replanifier toute la mission, et sous tous ses aspects (trajectoire, thermique, communications, ...), la première manoeuvre corrective devant positionner Hermès dans une configuration stable; en tous les cas, même une modification mineure doit conduire à simuler tout le scénario, de manière à le valider. On pressent ici l'utilité d'une structuration assez fine du plan de mission, et la nécessité d'impliquer le sol et le bord dans la recherche d'une solution sinon optimale, du moins satisfaisante.

3. CONSTITUTION ET EXECUTION D'UN PLAN DE MISSION

Un certain nombre de règles peuvent être énoncées concernant la forme et l'exécution du plan de mission; elles induisent des exigences au niveau des moyens de réalisation opérationnels.

3.1 Répartition des responsabilités

D'une manière générale, la gestion complète de la mission suppose la réalisation des activités suivantes:

- fonctions de navigation, guidage et pilotage, commandes automatiques de bord;

- gestion de la mission: données mission, replanification après analyse des contraintes et de l'état, gestion du Composite Management d'Hermès;

- exécution du plan de mission;

- interface homme-machine;

- gestion des communications et du suivi de trajectoire.

Ces activités font appel à des rôles de planificateur, d'opérateur et d'analyste variés, répartis approximativement

comme suit entre le sol, l'équipage et les automatismes embarqués:

- Les stations sol sont placées sous l'autorité du Centre de Contrôle en Vol (Hermes Flight Control Center), qui peut déléguer certaines responsabilités au Kuru Flight Control Center.

  Le sol a l'autorité suprême. Il est responsable de la sécurité et de la bonne réalisation des objectifs de la mission; il peut déléguer son autorité à l'équipage, mais n'effectue jamais lui-même une commande directe de l'avion. Il conçoit un plan de vol Hermès qui est chargé, avant la mission, à bord de l'avion; ce plan définit l'organisation des activités du vol et permet, sous la supervision de l'équipage et des automatismes de bord, l'exécution du vol par les systèmes de gestion et de contrôle automatique du véhicule. Afin de valider ce plan, le sol effectue une simulation comportementale complète (trajectoires, points de communication, fenêtres de visibilité ...). Le sol a également autorité sur l'utilisation des moyens de communication et de suivi de trajectoire.

- L'équipage, qui comporte 3 membres, surveille la bonne exécution de la mission, et intervient à l'aide de 3 types de contrôles:

  . pause: toutes les actions sont suspendues, si possible; cette option est réaliste lors des phass non critiques;

  . annulation du plan: une nouvelle mission doit alors être élaborée depuis le sol;

  . modification locale du plan: elle est possible lors d'une phase réversible du vol, et comporte une procédure de réinsertion, prévue à l'avance dans la mission courante.

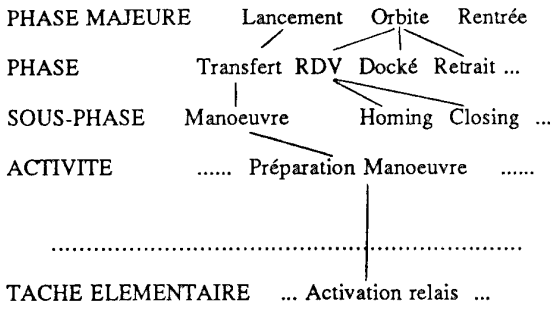
  Pour assurer ce rôle, l'équipage dispose à chaque instant de la connaissance de son état, de façon autonome des moyens sol, à l'aide des relais de communication GPS, ainsi que des informations fournies par le Composite Management d'Hermès.

- Les automatismes de bord sont gérés par le Composite Management d'Hermès. Leurs missions principales consistent à exécuter les manoeuvres GNC de l'avion, à transmettre des informations à l'équipage sur l'état des ressources internes, et à visualiser le déroulement de la mission suivant le plan de vol. Ils doivent prédire l'état des ressources à court terme, et il serait souhaitable qu'ils puissent visualiser les phases d'exécution passées ou à venir du plan de mission à l'intention de l'équipage.

3.2 Structure d'un plan de mission

Les éléments suivants peuvent figurer dans un plan global de mission:

- **Un plan de vol**: il décrit la hiérarchie des séquences du vol. Ses niveaux de décomposition principaux sont: phases majeures, phases (retour impossible à la phase précédente), sous-phases (délimitées par des flags logiques de contact avec le sol), activités (qui peuvent se dérouler en parallèle), séquences d'opérations (pilotées depuis le Composite Management).

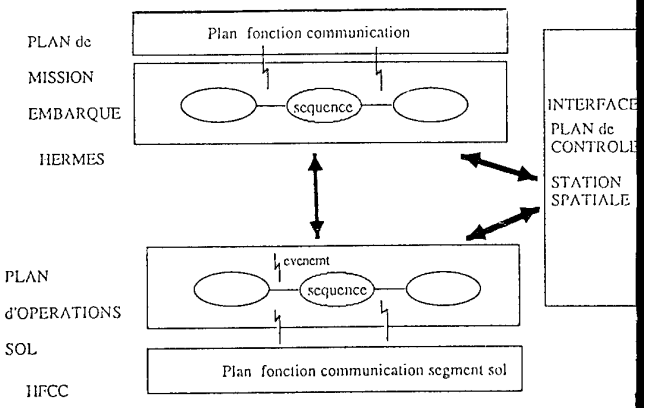


Il n'est pas nécessaire, en principe, de décrire les éléments de très bas niveau, des regroupements d'enchaînements standards pouvant être intégrés dans le logiciel de bord. Le plan de vol devra par contre définir les données et attributs des modes fonctionnels et les paramètres de séquencement (événements initiateurs, timing, contraintes ...) critiques vis-à-vis de la mission. Il devra également envisager les solutions alternatives d'attente ou de repli envisageables, en prévoyant les possibilités de réinsertion dans le plan nominal.

- Des plans d'activités équipage décrivent les activités individuelles des membres de l'équipage.

- Un plan d'activités MTFF décrit les opérations de pointage et de communication évoquées précédemment.

- Le plan d'opérations sol comporte notamment les timings de suivi de trajectoire par les différentes stations.



3.3 Exigences à satisfaire dans la gestion de la mission

En premier lieu, la mission doit remplir ses objectifs, c'est à dire satisfaire la précision et le timing des points clés (injection, docking ...). Pour cela, elle doit notamment:

- veiller à la disponibilité des ressources; en ce qui concerne les ergols, on agira sur leur consommation

par le choix d'une stratégie de manoeuvre; d'une manière générale, on pourra associer un critère d'optimisation aux ressources, de manière à limiter leur consommation et à ramener les solutions à un nombre fini;

- s'assurer de la visibilité des séquences critiques du vol par le sol;

- respecter les contraintes fonctionnelles: dispersion d'orbite, éclairement cible, ...

- détecter des pannes éventuelles, et y réagir rapidement.

Un outil de planification/replanification est indispensable; il devra systématiquement concevoir un plan au sol et un plan à bord, et valider ces plans par une simulation comportementale au sol. Pour soulager la charge de travail du personnel, il sera muni d'une interface explicative évoluée, pouvant visualiser tout le déroulement du plan de mission en cours, et analyser la situation, en recommendant des solutions en cas de replanification. Des logiciels variés et des outils de consultation conviviaux devront ainsi coopérer sous la direction d'un programme d'enchaînement des phases du vol.

4. PROPOSITION POUR UN OUTIL D'ENCHAINEMENT DES PHASES DE LA MISSION

La Division des Systèmes Stratégiques et Spatiaux d'Aérospatiale a acquis une solide expérience dans les analyses de mission, et s'est depuis peu dotée d'outils évolués de gestion des programmes.

4.1 L'Atelier de Gestion Automatique de Tâches (AGAT)

Cet environnement, dont une première version est disponible depuis novembre 1990, est une structure de construction de plans prédéfinis, dédiée aux analyses de mission off-line des engins balistiques. Il gère l'enchaînement des actions et la saisie des données propres à chaque tâche, aidant le responsable de l'analyse à construire un jeu d'essais ou à préparer une mission réelle. En reliant ainsi les logiciels et les données en un tout cohérent, il libère l'opérateur des tâches informatiques répétitives et routinières (telle la constitution manuelle de gros fichiers ou l'exploitation d'une grande quantité de résultats), et, par là, élargit son champ d'investigations et sa compétence; son savoir-faire est préservé grâce à une historisation des missions réalisées et à sa contribution personnelle à l'interface d'explications. Le processus de l'analyse est fiabilisé du fait de l'intégration des logiciels au sein d'une structure automatique contrainte, et également par la possibilité de reprendre une tâche interrompue (volontairement ou non) à l'endroit (action élémentaire) où elle s'est arrêtée.

Le découpage d'une mission gérée par AGAT s'effectue selon 4 niveaux hiérarchiques:

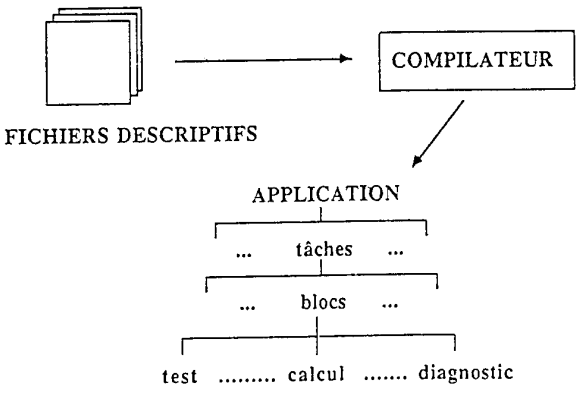
- Le niveau **activité** concerne l'application entière; chaque processus d'analyse ou session est lancé et référencée par un module de gestion de haut niveau, spécifique du type de mission abordé. Une session est référencée et caractérisée au moyen de variables globales (numéro session, position cibles, etc.).

- Le niveau **enchaînement** gère l'exécution d'une tâche particulière de la mission; celle-ci peut être un type d'étude particulier, une phase de la mission, ou même une préparation de mission complète. Deux tâches peuvent être amenées à échanger des informations sous forme de fichiers ou par l'intermédiaire de bases de données.

- Le niveau **blocs** représente un ensemble de logiciels réalisant une étape de la tâche en cours; par exemple, un bloc de simulation peut comporter une saisie de données paramétriques, le module de simulation proprement dit et un module d'interprétation des résultats.

- Le niveau **actions** est représenté par les logiciels exécutables eux-mêmes. Ceux-ci peuvent être un algorithme de calcul, un logiciel de test, un module de saisie intelligente de données (par ce dernier mot, nous entendons une gestion de la cohérence interne d'un groupe de variables, une propagation automatique de valeurs, ou, plus simplement, une détection de seuils). Aucune contrainte n'est imposée sur le langage dans lequel ces logiciels sont développés, il suffit que leur version exécutable puisse communiquer avec Unix.

La création d'une application avec AGAT s'effectue à l'aide d'un langage décrivant les tâches, blocs et actions, leurs entrées/sorties, les règles de précédence entre eux, etc. Un compilateur d'enchaînement génère alors un exécutable d'enchaînement pour chaque tâche, qui pourra être invoqué par le module de gestion du niveau activité.



4.2 Application des concepts d'AGAT à la gestion du rendez-vous orbital

L'outil AGAT présente d'ores et déjà des qualités adaptées à l'exécution du plan de mission, avec tous ses plans constituants au sol et à bord:

- La définition du plan s'écrit dans un langage formalisé et structuré, il apparait donc possible de le produire automatiquement en aval d'un module de conception du plan évolué, voire de le faire écrire par les opérateurs humains, une interface de définition du plan pouvant être aisément élaborée. Il en résulte une possibilité d'implémentation et de test rapides.

- La structure du plan de vol orbital de rendez-vous est très voisine de celle d'une analyse de mission conçue par AGAT. L'ajout éventuel de quelques niveaux intermédiaires de blocs ne pose aucune difficulté.

- Une interruption du processus d'une session autorise sa reprise ultérieure, et ce en n'importe quelle action passée, ce qui est conforme aux besoins en replanification.

- AGAT est écrit en C et implémenté dans un environnement standard: Unix, Xwindows et l'interface graphique MOTIF.

- Les scénarii de mission sont historisés, et peuvent être rejoués à partir de n'importe quelle action; ceci répond au souci de visualiser les étapes de la mission pour le personnel sol et bord.

- Sans être dépréciés, les algorithmes classiques de calcul de trajectoire peuvent être harmonieusement complétés par des logiciels énumératifs et à base de règles.

Ainsi, les concepts d'AGAT permettent déjà d'envisager une analyse de mission du rendez-vous complète, comportant un test de tous les paramètres importants, et assurant la cohérence des divers plans sol et bord.

Le futur moyen de gestion global on-line devra s'appuyer sur de telles propriétés pour effectuer une **analyse de mission interactive**. En cas de replanification, il effectuera une simulation comportementale pour valider le nouveau plan de mission. Celui-ci devra ensuite être présenté à l'équipage, et abondamment illustré.

BIBLIOGRAPHIE

[1] Mission management function
Working group report
note H-CR-1-61-AS
(programme Hermès)

[2] Preliminary definition file for the guidance function
note H-DD-1-002-MAT

[3] Hermes rendez-vous with the space station
M. Caldichoury, C. Champetier, E. Desplats
(Dynamics and Control Dept., MATRA)

[4] Inter-operability of Europe's Hermes spaceplane with the Colombus free-flying laboratory and with "Freedom" and "MIR"-type space stations
F. Di Mauro, D. Cornier, W. Fehse
(ESA Journal, Vol. 14)

[5] Systems approach to the satellite operations problem
Th. P. Gathmann, L. Raslavicious
(IEEE AES Systems Magazine, dec. 90)

[6] Document de définition AGAT-Chaîne 1.0
note Framentec DCR/710.90/FDH

SESSION 2.5.
LES SITES DE RETOUR ET LES MOYENS DE RECUPERATION / RETURN SITES AND MEANS OF RECOVERY

Co-Présidents / Co-Chairmen:
J.L. CHRETIEN (CNES), A. VOLKOV (Star City)

HERMES

LES SITES DE RETOUR DE L'AVION SPATIAL HERMES

Bernard HOUZE et Bruno BELON

Direction du Programme HERMES
18, avenue Edouard BELIN
31055 TOULOUSE FRANCE

RESUME

L'avion spatial HERMES est un planeur hypersonique doté d'une certaine capacité d'évolution lui permettant, à l'issue de sa mission en orbite, de rejoindre des sites d'atterrissage prédéterminés. La détermination de ces sites tient compte de critères : économiques, d'infrastructure existante, de mécanique spatiale fixant les conditions et les opportunités de rentrée, de retombée du module de ressources MRH, de disponibilité des sites terrestres potentiels, de sauvegarde au cours de la phase lancement.

Les fonctions et les installations des sites de retour sont plus ou moins complètes selon qu'il s'agit :

- des sites nominaux,
- des sites de secours en orbite,
- des sites de secours au lancement.

Mots Clefs : Opportunité de rentrée - Retombée étage - Disponibilité site.

1. INTRODUCTION

Le présent document reflète l'état actuel des investigations et des réflexions concernant les éléments de définition des sites de retour de l'avion spatial HERMES. Les décisions concernant ces sites (détermination, instrumentation, validation) interviennent relativement tard dans le programme de développement de la navette, laissant ainsi quelques années pour la consolidation des éléments exposés ci-après, en liaison avec la progression de définition de la navette elle-même.

2. PRESENTATION HERMES EN CONFIGURATION DE RENTREE

A l'issue de sa mission orbitale, le Véhicule Spatial HERMES (VSH) est constitué :

- de l'Avion Spatial HERMES (ASH) qui est un planeur hypersonique dont les caractéristiques essentielles sont :

. longueur	:	14,6 m
. envergure	:	9,4 m
. masse	:	14 T
. surface projetée	:	84,6 m^2

- du Module de Ressources HERMES (MRH) qui est un étage tronconique de révolution, comportant des éléments de propulsion et divers éléments de servitude considérés comme consommables à chaque mission, dont les caractéristiques essentielles sont :

. longueur	:	6 m
. diamètre maximum	:	5,4 m
. masse après déorbitation	:	6 T

L'orbite de référence sur laquelle évolue le VSH est l'orbite de rendez-vous avec la station spatiale européenne COLUMBUS, à savoir :

- altitude : 460 km
- inclinaison : 28,5°

3. SCENARIO DE RENTREE

Une fois prise la décision de rentrer (en fin de mission orbitale ou prématurément pour cause d'incident grave), le processus est toujours le même dans la mesure où la descente s'effectue dans un corridor étroit afin de satisfaire à des conditions acceptables de flux thermique et de facteur de charge. En particulier, lorsque l'on commence à freiner pour déorbiter, il n'est plus possible de changer de terrain de destination.

La rentrée se déroule schématiquement comme suit (cf. fig. 1) :

- Freinage par allumage des moteurs du MRH (4 moteurs de 400 N) pendant environ 24 minutes pendant lesquelles la vitesse décroît de 140 m/s.

- Arc orbital libre de durée environ 17 minutes pendant lequel :

  . le VSH se retourne de 180°,
  . le MRH se sépare de l'ASH.

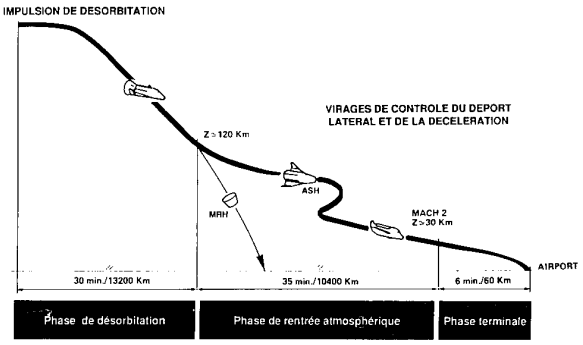


Figure 1 : Scénario de rentrée

- Phase atmosphérique qui, par convention, débute à Z = 120 km et V = Mach 24 et se termine à la "porte Mach 2". Cette phase de durée environ 35 minutes comporte une sous-phase d'interruption des liaisons de télécommunication (black-out) d'environ

20 minutes (altitudes comprises entre 90 et 50 km). La "porte M2" est encore à 30 km d'altitude, c'est-à-dire très au-dessus de toute formation nuageuse et à une distance d'environ 60 km de la piste d'atterrissage.
Pendant ce temps, le MRH retombe naturellement en subissant très vraisemblablement une fragmentation à l'altitude de flux maximum soit vers Z = 80 km.

- Phase terminale débutant à la "porte M2" et se terminant au toucher des roues. Cette phase se décompose elle-même en (cf. fig. 2) :

. phase supersonique ;

. phase de virage entamé à environ M1 et se terminant à M0,5, Z = 2,5 km. Ce virage est destiné à dissiper l'excès d'énergie de l'ASH de façon à se présenter dans l'axe de la piste avec les conditions ci-dessus d'altitude et de vitesse requises pour la longue finale. L'ASH, étant un planeur pur, règle cette marge d'énergie en ajustant le rayon du virage ;

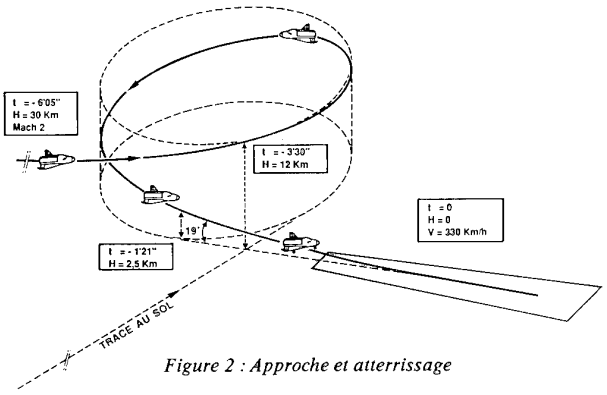


Figure 2 : Approche et atterrissage

. longue finale entamée à la sortie du virage et se déroulant dans l'axe de la piste. Cette longue finale comprend (cf. fig. 3) :

- un premier tronçon de pente forte (18°) et vitesse verticale importante de 50 m/s avec sortie des aérofreins,
- un premier arrondi débutant à une altitude d'environ 300 mètres,
- un deuxième tronçon isopente à pente faible de 1,5° pendant lequel l'ASH sort son train d'atterrissage,
- un deuxième arrondi autorisant le toucher des roues ;

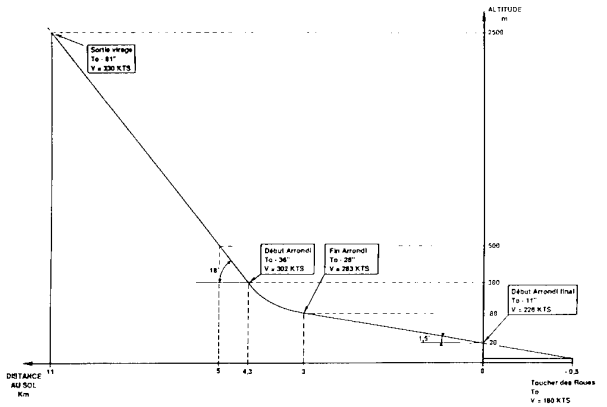


Figure 3 : Atterrissage HERMES longue finale

. phase de roulement d'environ 20 secondes débutant à la vitesse V = 180 KTS et se terminant à l'arrêt sur piste, la distance parcourue étant de l'ordre de 1 000 à 2 000 mètres suivant les conditions de roulage.

4. PARAMETRES DE DETERMINATION DES SITES D'ATTERRISSAGE

Divers paramètres sont à prendre en compte :

- Pour des raisons économiques et opérationnelles, on doit choisir les sites potentiels parmi des aérodromes existants.

- Egalement pour des raisons économiques, ces sites seront en nombre le plus faible possible, compatible avec les préoccupations de bonne exécution de la mission.

- Il est souhaitable de disposer d'un site européen afin de réduire autant que possible la durée de cycle opérationnel (l'ASH doit revenir ensuite à TOULOUSE dans son atelier de maintenance et de préparation pour la mission suivante).

- Le site de CAYENNE est envisagé. Situé près du site de lancement de KOUROU, il bénéficie de la proximité des moyens et du personnel de ce site : il permet à lui seul un retour à chaque orbite lorsque l'orbite est quasi-équatoriale comme il est envisagé pour des missions autonomes notamment pour certains vols de qualification.

- En fin de mission, le scénario nominal consiste à atterrir sur un site préférentiel, dit nominal. On peut considérer que l'impossibilité d'atterrissage sur le site nominal à l'issue du déroulement normal d'une mission est un cas de perte de mission. Il est donc raisonnable d'affecter à l'indisponibilité du site nominal une contribution de 10 % de la probabilité globale de perte de mission du VSH qui est elle-même de 10^{-2}, soit une probabilité d'indisponibilité du site nominal $\leq 10^{-3}$.

- En cas d'échec de la tentative de mise en orbite, dû à un mauvais fonctionnement du composite ARIANE / HERMES :

. une partie de la séquence de lancement conduit inéluctablement à une retombée dans l'Océan Atlantique avec perte de l'ASH et récupération de l'équipage sauvegardé grâce à des sièges éjectables ;

. une partie suivante de la séquence de lancement permet, en utilisant la capacité d'évolution de l'ASH, de rejoindre des sites de secours au lancement, judicieusement placés vis-à-vis de la trajectoire nominale.

- En phase orbitale, il doit être possible d'interrompre la mission en cas d'incident grave et d'effectuer un retour prématuré. Le délai maximum entre la décision de rentrer et l'arrêt sur la piste retenue a été fixé à 6 h, se décomposant comme suit :

. préparation du VSH en orbite pour le mettre en configuration de rentrée ; cette préparation nécessite 60 à 135 minutes selon que le VSH est autonome ou qu'une mission EVA est en cours ;

. rentrée proprement dite d'environ 75 minutes depuis l'instant de déorbitation au toucher des roues ;

. une à deux orbites de 90 minutes d'attente pour choisir le meilleur site de retour, étant entendu que le réseau des sites de retour est dimensionné pour offrir une opportunité de rentrée à chaque orbite, quelle que soit cette orbite au sein de la mission.
En fait, le délai maximum d'attente en orbite possible est de :

- 3 h 45 dans le premier cas,
- 2 h 30 dans le second cas,

Par ailleurs, la probabilité de devoir effectuer un retour prématuré sur panne grave, par conception de l'ASH, est fixée objectivement à 8.10^{-4}, soit 5.10^{-2} pour la durée du programme (60 vols).

- Tous les sites exposés ci-dessus (site nominal, site de secours au lancement, réseau de sites de secours orbital) seront compatibles avec les performances de l'ASH et en particulier avec la capacité opérationnelle de déport latéral de 1 500 km.

5. CONDITIONS METEOROLOGIQUES

On peut raisonnablement assimiler la disponibilité d'un site d'atterrissage à sa disponibilité météo, les autres paramètres constitutifs de la disponibilité étant techniquement maîtrisables. Il est donc essentiel de s'assurer, lors de la recherche de sites potentiels, que les critères météo imposés par HERMES peuvent être satisfaits.

Les paramètres de susceptibilité d'HERMES sont les suivants :

- vent au sol longitudinal de face $\leq$ 15 m/s,
- vent au sol latéral $\leq$ 7 m/s,
- absence de nuages de type orageux et, en général, d'activité électrique importante (à cause des risques de foudroiement),
- absence de pluie (à cause de la dégradation possible de la protection thermique externe),
- visibilité plafond nuageux à 4/8 $\geq$ 500 m,
- visibilité horizontale $\geq$ 5 000 m.

Cette dernière condition concerne un atterrissage manuel à vue ; il s'agit d'une exigence minimale impérative intervenant quelques secondes avant le premier arrondi permettant d'effectuer "à vue" les manoeuvres délicates de l'arrondi jusqu'à l'arrêt complet de l'ASH et de déclencher, si nécessaire, l'éjection de l'équipage dans les meilleures conditions.

Une enquête conduite auprès de 21 aérodromes existants, constituant des candidats potentiels, a permis de déboucher sur une liste préférentielle assortie des statistiques météo suivantes (pourcentage du temps de satisfaction de chaque critère météo) :

Site	Condition Vent	Condition Orage	Condition Visibilité	Disponibilité Totale
ALMERIA	98	99	98,6	95,5
CAYENNE	99,5	85	96	81
CAP VERT	98	99		
BRASILIA	100	61		
EDWARDS	99	99		
HAO		96		
HONOLULU		98		

Une tentative de construction du scénario nominal à l'aide des 2 sites nominaux de ALMERIA (ESPAGNE) et CAYENNE (GUYANE FRANCAISE) conduit aux constats suivants :

- Une tentative d'atterrissage "à vue" sur chacun des 2 sites le dernier jour de mission subit une indisponibilité de :

$$4{,}5 \cdot 10^{-2} \times 19 \cdot 10^{-2} = 8{,}5 \cdot 10^{-3}$$

ce qui n'est pas satisfaisant.

- Si l'on ajoute un jour de marge dans la durée de la mission pour attendre de meilleures conditions météo, on peut espérer une chance supplémentaire à ALMERIA (pas à CAYENNE car les conditions météo n'y sont pas suffisamment décorrélées d'un jour à l'autre). L'indisponibilité globale sur 2 jours devient alors :

$$4{,}5 \cdot 10^{-2} \times 4{,}5 \cdot 10^{-2} \times 19 \cdot 10^{-2} = 3{,}8 \cdot 10^{-4}$$

ce qui satisfait la disponibilité objective requise. Néanmois il faut souligner que les sites de CAYENNE et BRASILIA ne correspondent pas à une solution optimale sur le plan météo.

6. CONDITIONS DE MECANIQUE SPATIALE

Comme il a déjà été mentionné au chapitre 4, il est demandé au réseau de sites de retour de présenter une opportunité de rentrée à chaque orbite, c'est-à-dire de pouvoir compter sur un site d'atterrissage dont la distance minimum à la trace sur le sol de l'orbite considérée soit inférieure aux 1 500 km de déport latéral maximum possible de l'ASH.

La figure montre le résultat d'une étude géométrique concernant le nombre d'orbite ou plutôt le pourcentage d'orbites vérifiant une distance site d'atterrissage / trace de l'orbite sur le globe inférieure à 1 500 km en fonction de la latitude du site en question (pour des orbites d'inclinaison 28,5°).

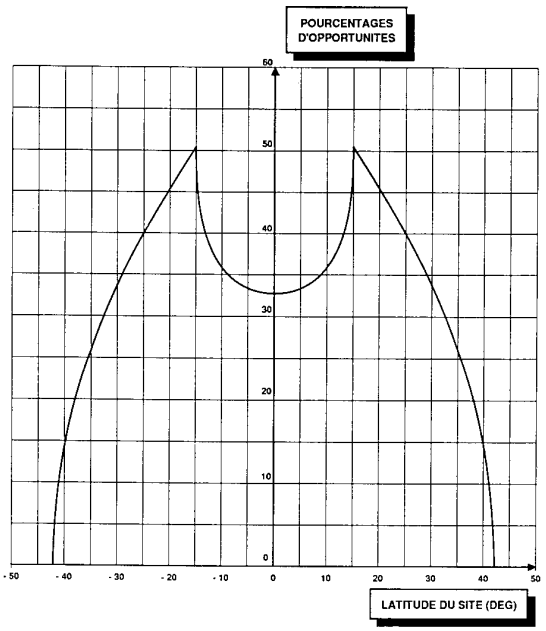


Figure 4

Un seul site situé à une latitude optimale de 15° (Sud ou Nord) autorise un maximum d'opportunité de 50 %. Pour atteindre 95 % d'opportunité, il serait alors nécessaire d'ajouter un second site de latitude moyenne entre 14 et 20° Sud ou Nord. Il faut ajouter que certaines conditions de longitude sont également à observer, l'optimum étant de disposer de 2 sites situés sur le même méridien.

Cet outil théorique a été maintes fois utilisé pour éliminer des sites d'atterrissage existants s'avérant fort peu utiles pour un retour d'HERMES d'orbite 28,5°.

7. PRISE EN COMPTE DE LA RETOMBEE DU MRH

Le MRH a été utilisé durant la phase de freinage pour effectuer la poussée nécessaire à la déorbitation. Après séparation, les 2 corps ASH et MRH sont en chute libre (frottement négligeable), suivant les mêmes trajectoires et ont les mêmes conditions d'entrée dans l'atmosphère à Z = 120 km.

Il a déjà été signalé au chapitre 3 que le MRH subira très vraisemblablement une fragmentation due aux flux de chaleur maximum atteint à l'altitude Z = 80 km.

La prise en compte des retombées éventuelles (corps total ou fragments) peut conduire à éliminer certaines opportunités de rentrée dans la mesure où elles conduisent à des trajectoires de MRH débouchant à un impact sur des zones habitées.

Les figures 5 et 6 présentent des opportunités de rentrée interdites parce que le MRH ne retombe pas en mer. Après élimination des opportunités impraticables à cause du MRH, la figure 7 présente des histogrammes de pourcentage de temps d'attente afin d'être en situation de déorbitation :

- dans le cas du Réseau 1 comprenant les sites de ALMERIA, CAYENNE, CAP VERT, BRASILIA, EDWARDS, on se retrouve avec un délai d'attente supérieur à 2 h 30 (délai maximum souhaitable) dans 4,7 % des cas ;
- dans le cas du Réseau 2 comprenant les sites de ALMERIA, CAYENNE, CAP VERT, HAO, HONOLULU, l'attente reste toujours inférieure à 2h.

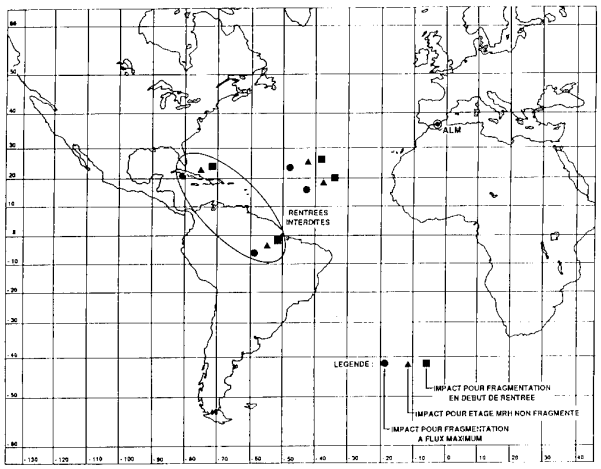


Figure 5 : Retour sur Alméria

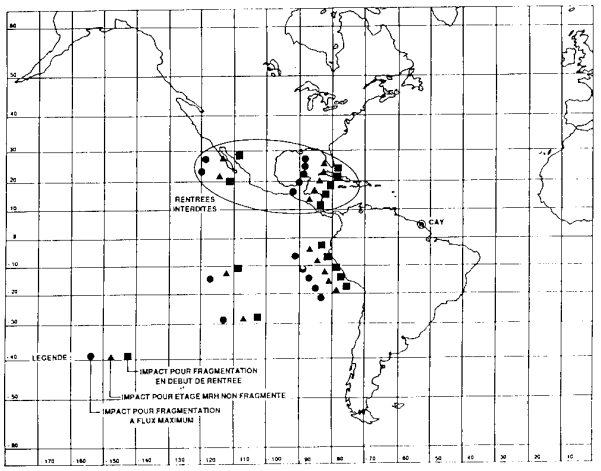
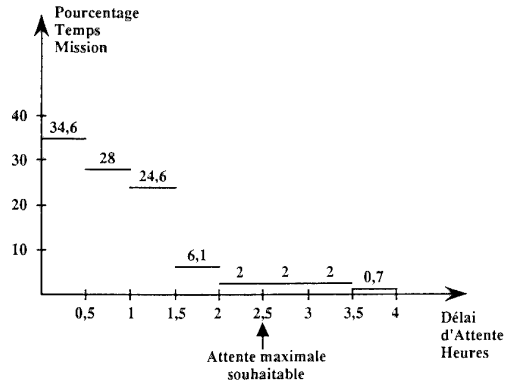


Figure 6 : Retour sur Cayenne

RESEAU ALMERIA + CAYENNE + CAP VERT + BRASILIA + EDWARDS



RESEAU ALMERIA + CAYENNE + CAP VERT + HAO + HONOLULU

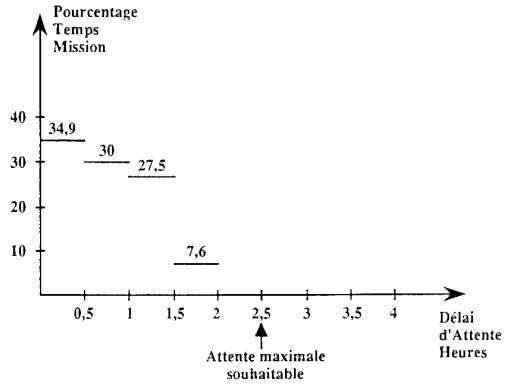


Figure 7

8. SITES DE SECOURS AU LANCEMENT

En cas de panne du composite ARIANE / HERMES lors de la phase de lancement, le VSH ne peut atteindre l'orbite visée.

A partir d'un instant de panne donné, il est possible de calculer les frontières du domaine au sol que l'ASH peut atteindre en évoluant tout en respectant ses contraintes de conception en matière de pression dynamique (contrainte sur les gouvernes) de facteur de charge (efforts généraux) et de flux thermique (échauffement dû au freinage dynamique).

Ce domaine accessible au sol peut être défini par :

- la portée longitudinale maximale (incidence faible, décélération faible),
- la portée longitudinale minimale (incidence élevée, décélération forte),
- le déport latéral maximal.

Pour tenir compte de la capacité limitée en déport latéral de l'ASH, il est important de choisir des sites situés le plus possible sur la trace de la trajectoire nominale.

En calculant à chaque instant de la trajectoire nominale le domaine accessible en portée "longue" et portée "courte", il est possible de vérifier si un site envisagé entre ou non dans le domaine accessible.

Après quelques tatonnements, on aboutit à la situation présentée sur la figure 8.

Notons qu'à 593", l'ASH peut atteindre une orbite dégradée correspondant à un apogée supérieur à 175 km, autorisant un maintien en orbite pendant une durée d'une vingtaine d'heures (environ 12 orbites) suffisante pour opérer les manoeuvres nécessaires pour rentrer sur un site de secours.

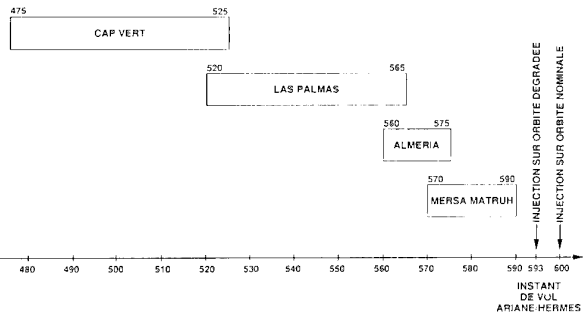


Figure 8

Compte tenu des éléments de conception du composite ARIANE / HERMES, la probabilité objective de devoir atterrir sur un site de secours pendant le lancement est estimé à $3,5 \cdot 10^{-3}$.

La disponibilité de ces sites n'intervient pas comme au chapitre 4 mais plutôt dans le risque de report du lancement.

9. CRITERES D'INFRASTRUCTURE

Ces critères concernent :

- l'existence d'une piste de longueur 3 000 m minimum, si possible extensible à 4 500 m et de largeur 45 m minimum,

- une zone d'approche dégagée d'obstacle dans l'axe de piste jusqu'à 3 km d'entrée de piste, compatible avec la trajectoire finale présentée sur la figure du chapitre 3,

- un accès à la mer possible en vue d'un transport maritime pour rapatriement de l'ASH vers son atelier de maintenance.

10. FONCTIONS DES SITES DE RETOUR

De façon générale les fonctions devant être assurées sont :

- Accueil et service d'une station de communication Bord-Sol. Cette station doit assurer un contact radio en bande S avec l'ASH depuis la sortie de la phase de black-out (à environ 800 km de la piste) jusqu'à l'arrêt sur piste.

- Surveillance météo (vent au sol, vent en altitude, couverture nuageuse, activité électrique atmosphérique) afin d'être en mesure de faire des prévisions à tout moment de la phase orbitale avec préavis déterminé (- 6 h pour décision d'interruption de mission, puis - 2 h 30 pour décision de déorbitation).

- Surveillance du couloir d'évolution finale de l'ASH en vue d'éloigner tout autre mobile. Compte tenu de la trajectoire possible de l'ASH avec ses dispersions possibles, ce couloir est relativement proche de la piste de destination.

- Fourniture d'une localisation de type GPS différentiel en vue du recalage de la navigation autonome de bord de l'ASH.

- Fourniture d'une localisation de type TRIDENT en vue du recalage en mode secours de la navigation autonome de bord de l'ASH.

- Fourniture de repères optiques (feux d'approche divers) en vue de l'aide visuelle pour l'approche en mode manuel.

- Accueil et contrôle d'une patrouille d'accompagnement (avions de chasse aménagés) chargés d'accompagner l'ASH durant la phase finale de son vol et de fournir des informations visuelles immédiates (aspect externe de l'ASH, événement majeur tel que sortie du train) et différées (enregistrement photographique ou vidéo du comportement et de l'aspect de l'ASH).

- Accueil de l'ASH en bout de piste avec mise en oeuvre de procédures de sécurité (désactivation générale, ventilation, refroidissement, désarmement).

- Accueil de l'équipage depuis la sortie de l'ASH jusqu'au retour vers le Centre d'Entraînement général avec fourniture éventuelle de soins médicaux d'urgence.

- Fourniture de moyens de sauvetage dans l'hypothèse où l'équipage procèderait à son éjection durant la phase finale de vol ou durant le roulage.

- Fourniture des moyens de recherche et d'intervention dans le cas où l'ASH aurait raté son atterrissage.

- Fourniture des moyens de lutte contre l'incendie dans le cas de feu à bord de l'ASH.

- Fourniture de moyens de manutention divers de l'ASH.

- Etablissement de relations publiques avec les autres centres opérationnels de mission (essentiellement Centre de Contrôle en Vol) : salle de conférences, liaisons de communication avec l'extérieur concernant la voix, l'écrit, l'image.

- Gardiennage de l'ASH durant son séjour sur le site de retour.

- Hébergement des équipes techniques et opérationnelles mises en place sur le site pour l'occasion.

- Coordination locale de tous moyens mis en oeuvre en concertation avec le Centre de Contrôle en Vol.

11. INSTALLATIONS

- Les sites nominaux sont prévus pour servir dans la grande majorité des cas (plus de 95 % des atterrissages). Ils seront donc équipés a priori le plus complètement possible.

  Ils doivent permettre aussi bien un atterrissage manuel qu'un atterrissage automatique. La longueur de piste requise est de 3000 m avec extension à 4500 m pour tenir compte des paramètres de performances non maîtrisés.

  Ils seront équipés du système TRIDENT à longue portée ($\geq$ 140 km) afin de fournir une aide radio à l'approche de secours. Ils seront équipés de moyens de contrôle complet afin de prendre en charge l'ASH lors de sa descente et à l'issue de son arrêt.

  Ils seront dotés d'une patrouille d'accompagnement comme défini au paragraphe 10.

- Les sites de secours sont prévus pour être utilisés dans des circonstances dégradées ne mettant pas en cause le système bord de navigation-pilotage (ce qui a pour conséquence qu'une situation avec panne du système de navigation pilotage exige d'attendre une opportunité de rentrée sur un site nominal).

  L'atterrissage automatique utilisé alors se satisfait normalement d'une piste de longueur 3 000 m.

- Tous les sites seront équipés de :

  . station de communication Bord-Sol à longue portée (D > 800 km),

  . balise(s) d'aide à l'approche GPS différentiel à portée moyenne (D $\geq$ 50 km),

  . moyens de support mécanique et électrique de bout de piste,

  . barrière de sécurité adaptée au gabarit de l'ASH,

  . centre de coordination locale de tous moyens.

12. INTERFACES

Les sites de retour sont en interface essentiellement avec :

- L'ASH lui-même pour ce qui concerne :

  . les liaisons radio telles que :

  - bande S pour la liaison de communication,
  - bande L pour la liaison GPS différentiel,
  - bande L pour la liaison TRIDENT,

  . les liaisons électriques de connexion au banc de controôle (alimentation électrique externe et téléaction / télésurveillance des sous-systèmes de l'ASH),

  . les liaisons fluidiques diverses avec les Moyens Sol de servitude électrique, ergolique de l'ASH,

  . les liaisons mécaniques telles que :

- passerelle d'accès à la cabine de pilotage,
- manutention de l'ASH pour les divers transferts locaux,
- manutention éventuelle des charges utiles au sein de l'ASH,
- manutention de l'ASH en vue de son transport vers le site de maintenance.

- Le Centre de Contrôle en Vol pour ce qui concerne :

. la préparation des divers moyens locaux dans le planning et selon les procédures transmis par le CCV afin que celui-ci soit en mesure d'autoriser le vol du VSH (lancement du composite ARIANE / HERMES),

. le maintien de la capacité d'accueil et en particulier la disponibilité météo durant toute la phase orbitale (à l'exception des sites utilisés pour la seule phase de lancement),

. le suivi de la phase d'approche et d'atterrissage depuis la sortie du black-out jusqu'à l'arrêt sur piste,

. l'état d'avancement des divers travaux se déroulant durant la période de présence de l'ASH sur le site d'atterrissage.

13. CONCLUSION

Deux réseaux de sites d'atterrissage ont été envisagés :

- Réseau 1 : ALMERIA, CAYENNE, CAP VERT, BRASILIA, EDWARDS, LAS PALMAS, MERSA METRUH ;

- Réseau 2 : ALMERIA, CAYENNE, CAP VERT, HAO, HONOLULU, LAS PALMAS, MERSA METRUH ;

Ils satisfont tous les deux à l'ensemble des critères avec toutefois une réserve pour BRASILIA et EDWARDS qui exigeraient un transport aérien exceptionnel.

Des études en cours permettront de définir le réseau optimum.

REFERENCE

Geographical determination of an optimal network of landing site for HERMES. J.F. GOESTER IAF 90/184 october 1990.

HERMES

SAUVEGARDE DES SPATIONAUTES PENDANT LES PHASES DE LANCEMENT ET DE RENTREE

Jean CHARLES

Direction du Programme HERMES
18, avenue Edouard BELIN
31055 TOULOUSE FRANCE

ABSTRACT

L'Avion Spatial HERMES doit servir de navette entre la Terre et la station spatiale COLUMBUS pour un équipage de 3 spationautes.

Compte tenu des risques encourus durant les phases critiques de lancement et de rentrée, le concept de l'Avion Spatial intègre un système de sauvegarde de l'équipage qui peut être décrit comme suit :

• présentation de la logique de sauvegarde en fonction des événements redoutés. Elle s'appuie essentiellement sur la rapidité de divergence des événements en question et conduit aux situations suivantes :

- divergence incontrôlée sans parade,
- sauvegarde de l'équipage avec perte de l'avion,
- sauvegarde de l'équipage et de l'avion avec perte de la mission.

• présentation des moyens de sauvegarde allant de la passerelle d'évacuation utilisable avant le décollage à l'utilisation de sièges éjectables individuels utilisables en vol dans un certain domaine de dynamique du vol et déclenchables avant ou seulement après séparation de VSH (Véhicule Spatial HERMES) de son lanceur AR5.

• présentation des moyens de récupération répartis au sol pour couvrir les diverses situations possibles et destinée essentiellement à :

- repérer en vol puis au sol les spationautes pris individuellement à cause de leur dispersion éventuelle,
- porter assistance in situ le plus rapidement possible,
- recueillir les 3 spationautes et les acheminer soit vers leur Centre d'Accueil Européen (EAC) soit vers un hôpital proche en cas de blessure.

Mots Clefs :

Sauvegarde, récupération en mer/en forêt, diagnostics, alarme, sièges éjectables.

1. LOGIQUE DE SAUVEGARDE EQUIPAGE

1.1. Phase de lancement

• Le lancement du Véhicule Spatial HERMES est prévu à l'aide du lanceur Ariane 5 qui est constitué de 2 étages. Un premier étage constitué de deux propulseurs à propergol solide contenant chacun 230 Tonnes de poudre et fournissant une poussée de 600 Tonnes environ pendant 120 secondes. Un deuxième étage cryogénique contenant 155 Tonnes d'Hydrogène et d'Oxygène liquides et fournissant 100 Tonnes de poussée pendant 600 secondes. La séparation des propulseurs à poudre se fait à 55 km d'altitude à une vitesse de Mach 6.

• Les propulseurs à poudre, par comparaison avec d'autres types de propulseurs ont une technologie relativement simple et sont réputés très fiables dans la mesure où un plan d'assurance de qualité préside à leur construction. Par contre en cas d'incident on ne peut revenir à un état de sécurité, il n'y a pas de possibilité d'arrêt de la propulsion. De plus les événements graves sont à divergences rapides en général inférieures à 3 secondes. Ceci conduit à prévoir pour cette phase, un moyen de sauvegarde permettant un éloignement le plus rapide possible de l'équipage par rapport au lanceur.

• Les propulseurs à poudre sont séparés en fin de propulsion pendant les queues de poussée à 120 secondes et seul le moteur cryogénique assure alors la propulsion du composite Ariane 5-Véhicule Spatial HERMES. Ce moteur est relativement complexe et la plupart des modes de panne conduisent à une arrêt du moteur. Dans ce cas, on dispose de plusieurs dizaines de secondes pour mettre en oeuvre un scénario de sauvegarde, car, en général, la divergence des événements graves est relativement lente.

1.2. Phase orbitale

• La phase orbitale est une phase moins contraignante au point de vue sécurité, il n'y a pas comme pour la phase de lancement des évolutions rapides de l'énergie du système. Les événements qui peuvent se produire ont en général des temps de divergences qui se chiffrent en minutes sinon en heures. Par contre la rentrée de l'avion en urgence représente le seul moyen réaliste d'assurer la sauvegarde de l'équipage et il est bien sûr nécessaire que l'avion puisse assurer cette fonction. De plus des actions de pré-sauvegarde sont à entreprendre pour préparer cette rentrée d'urgence.

1.3. Phase de rentrée

• La phase de rentrée ramène la vitesse de l'avion à zéro à partir de la vitesse orbitale, il y a donc une variation d'énergie considérable à dissiper pendant cette phase. Ceci conduit pendant la majeure partie de cette phase (80% du temps) à des événements redoutés à divergences rapides notamment pendant la période de vitesse hypersonique. L'avion doit lui-même assurer la sécurité de l'équipage et aucun moyen de sauvegarde réaliste n'est envisageable (vitesse et altitude trop importantes).

• La phase finale de rentrée permet par contre la mise en oeuvre de moyen de sauvegarde, car les événements redoutés sont à temps de divergences supérieurs à la seconde.

Le table ci-joint résume cette logique de sauvegarde pour les 3 phases.

2. SCENARIOS DE SAUVEGARDE

2.1. Phase de lancement : scénarios de sauvegarde

2.1.1. Lanceur au sol

• Le lanceur étant au sol, il est préférable en cas d'incident d'utiliser un moyen de sauvegarde sol. Ceci permet de ne pas entamer le potentiel des moyens de vol et de revenir très vite (minimum 24H) en configuration de vol.

• Le moyen de sauvegarde retenu est une passerelle entre la tour de lancement et l'avion permettant l'évacuation équipage. A la sortie passerelle des "chaussettes" permettront à l'équipage de

descendre rapidement au sol et de rejoindre un local de sécurité. Ce scénario est utilisable entre le début de l'installation de l'équipage dans l'avion et juste avant allumage des propulseurs à poudre et couvre l'ensemble des événements redoutés de cette phase. Toutefois pour couvrir le risque d'explosion à l'allumage du moteur cryogénique l'éjection de l'équipage par siège éjectable est possible. Cette possibilité couvre les éventuels événements à divergences rapides de cette phase.

2.1.2. Lanceur en vol : phase propulseurs à poudre

• La sauvegarde de l'équipage est assurée par l'éjection de l'équipage à l'aide de sièges éjectables. Cette opération pouvant avoir lieu immédiatement après détection de l'événement initiateur, soit après une éventuelle temporisation en fonction de l'événement et de son instant d'occurrence. Suite à la retombée de l'équipage sous parachute, les opérations de récupération équipage en forêt ou en mer par des moyens terrestres maritimes ou aériens sont mis en oeuvre.

• Ce scénario couvre l'ensemble des événements redoutés détectable, des propulseurs à poudre, de la propulsion cryogénique et du pilotage. Toutefois à partir d'une vitesse de Mach 3 les sièges éjectables ne sont plus utilisables et pour les événements liés à la propulsion cryogénique (les plus probables) il y a attente de la fin de la propulsion à poudre pour entamer le scénario de sauvegarde de la phase suivante. Pour les autres événements il n'y a pas de moyen de sauvegarde entre 84 et 124".

2.1.3. Lanceur en vol : phase propulsion cryogénique seule

• Cette phase débute en fin de queues de poussée des propulseurs à poudre et se termine à la mise en orbite du véhicule spatial. Le scénario de sauvegarde commence par une séparation du véhicule spatial Hermès (Avion + module de ressource) et du lanceur Ariane 5, se poursuit par une séparation de l'avion et de son module de ressource, suivit d'une rentrée en sauvegarde de l'avion qui conduit celui-ci dans un domaine de vol où les sièges éjectables sont utilisables. Après la mise en oeuvre de ceux-ci, l'équipage retombe en mer, il est récupéré à l'aide de moyens aériens et maritimes.

• Si ce scénario débute, alors que moteur cryogénique est en panne mais avant la séparation des propulseurs à poudre, la dispersion des queues de poussée de ces propulseurs impose avant "embarquement" de l'ensemble, une séparation "musclée" de l'avion et du lanceur à l'aide d'un miniextracteur à poudre. Ce dispositif indispensable vis à vis de cet événement, est également utilisé quel que soit l'instant de séparation, pour éviter de dupliquer les moyens de séparation (de plus en séparation nominale ce miniextracteur fourni un ΔV non négligeable de 15 m/s).

• La rentrée en sauvegarde de l'avion spatial impose des contraintes mécaniques (moment de charnière sur les élevons) et des contraintes thermiques qui sont dimmensionnantes pour l'avion et ont imposé un apogée maximum pour la trajectoire de lancement.

• A partir de $H_0 + 490"$ dans le déroulement de la chronologie de lancement, le scénario de sauvegarde est différent, en effet, il y a alors possibilité pour l'avion de rejoindre un terrain de secours au lancement. Avec l'avantage de récupérer l'avion et l'équipage sans que celui-ci n'utilise les sièges éjectables si l'atterrissage se passe bien.

2.2. Phase orbitale : Scénarios de sauvegarde

• La rentrée de l'avion représente le seul moyen réaliste de sauvegarde équipage. Des études diverses de détachement de cabine ont été menées, mais elles n'apportent pas de solution satisfaisante, car elles sont complexes à mettre en oeuvre, mais surtout ces cabines font partie de l'avion, et peuvent donc également subir les mêmes événements redoutés.

• La rapidité de mise en oeuvre de cette rentrée en urgence dépend de l'événement redouté qui se présente, du temps de remise en configuration de l'avion pour effectuer cette rentrée, de l'instant de déorbitation permettant d'atteindre un terrain de secours. (Un maximum de 6H est requis).

• Les opérations de pré-sauvegarde seront effectuées avant la rentrée en urgence de l'avion, il s'agit par exemple pour l'équipage de revêtir la combinaison IVA en cas de dépressurisation accidentelle de l'avion. Cette dépressurisation pouvant être volontaire et constituer un moyen de pré-sauvegarde en cas d'incendie à bord de l'avion.

2.3. Phase de rentrée : Scénarios de sauvegarde

• Avant Mach 3 : la mise en oeuvre d'un moyen de sauvegarde par séparation rapide de l'équipage et de l'avion n'est pas faisable aux vitesses hypersoniques. Ainsi l'avion doit assurer la sécurité de l'équipage. En cas d'événements catastrophiques, la sauvegarde de l'équipage n'est pas assurée.

• Après Mach 3 : la sauvegarde de l'équipage est assurée par des sièges éjectables qui permettent de s'affranchir des événements redoutés de Mach 3 à l'arrêt sur piste.

• L'avion n'ayant pas de motorisation, l'éventualité pour l'avion de na pas atteindre la piste n'est pas négligeable. Associé à cette sauvegarde équipage, il y a pour ce scénario, la sauvegarde des populations à assurer et des zones de crash avion sont prévues au voisinage des terrains d'atterrissage.

3. PRINCIPALES SPECIFICATIONS LIEES AUX MOYENS DE SAUVEGARDE

3.1. Passerelle

• Début d'effacement passerelle en chronologie à $H_0 - 35"$ et fin à $H_0 - 15"$.

• Durée de retour passerelle : 20".

• Temps entre la décision d'évacuation et mise en sécurité de l'équipage : 90" (dont évacuation avion : 30").

3.2. Sièges éjectables + combinaison IVA

• Domaine d'utilisation de 0 à Mach 3 en phase de lancement et de rentrée.

• Durée d'intégrité lanceur après éjection : 3".

• Eloignement minimum 500 mètres (Vent 10 m/s),

• Vitesse d'éloignement 200 mètres en 3",

• Combinaison IVA compatible avec l'environnement explosion lanceur au sol à une distance de 500 mètres et 3" après l'explosion.

• Combinaison IVA compatible avec la survie en mer ou en forêt.
Temps maxi pour première intervention : 3H,
Temps maxi récupération équipage : 24H.

• Combinaison IVA assure la fonction de "Safe Haven" durant 30 minutes en autonome.

3.3. Séparation avion et rentrée en sauvegarde

• Eloignement avion minimum de 700 mètres en 100",

• Durée intégration lanceur : 100" après séparation,

• Possibilités d'amener l'avion après rentrée en sauvegarde dans le domaine d'utilisation des sièges éjectables ou après 490" atterrissage avion.

3.4. Objectif de fiabilité

• Fiabilité des 3 sièges + récupération : 0,95,

• Séparation Véhicule Spatial + pilotage Véhicule Spatial + Séparation Module de Ressource + Rentrée en Sauvegarde de l'avion spatial : $1 - 4.10^{-3}$

4. INITIALISATION D'UN SCENARIO DE SAUVEGARDE

4.1. Décision

• On trouve 4 possibilités de décision pour engager un scénario de sauvegarde équipage.

① Décision Humaine pendant la phase de lancement par les autorités lanceur quand le lanceur est au sol.

② Décision Humaine par l'équipage ou par les autorités Centre de Contrôle en vol via l'équipage :

- pendant la phase de lancement en vol,
- pendant la phase orbitale,
- pendant la fin de la phase de rentrée.

③ Décision par un automatisme bord de sauvegarde équipage pendant la phase de lancement.

④ Décision humaine par les autorités sauvegarde des populations de neutraliser un lanceur devenu dangereux pour les populations. Cette neutralisation étant précédée d'un scénario de sauvegarde équipage.

- Le choix entre ces 4 possibilités de décision est fonction de la phase concernée :

. *Pour la phase de lancement* les quatre possibilités existent et en particulier la possibilité ③ vis-à-vis des événements redoutés à temps de divergence court où seul un automatisme peut décider rapidement.

. *Pour les phases orbitale et de rentrée* : seule la possibilité ② existe car en général, on dispose de temps pour décider.

4.2. Diagnostics - Alarmes

• La décision d'initialisation d'un scénario de sauvegarde s'appuie sur le diagnostic de l'imminence de l'occurrence d'un événement redouté catastrophique pour l'équipage.

Ce diagnostic a été construit par une approche système en suivant un certain nombre de règles de base dont les principales sont les suivantes :

1 - *Approche par état*, en vue de reconnaître les différents états intermédiaires ou globaux du système en s'affranchissant de la connaissance exhaustive des scénarios d'accident.

2 - *Hiérarchisation des états* du système et les niveaux d'alarmes correspondants :

. continuation de la mission,
. mise en sécurité permettant le choix du scénario de sauvegarde,
. sauvegarde immédiate si divergence rapide.

3 - *Corrélation entre paramètre d'état distinct* (par exemple une pression, une température...) à partir de capteurs géographiquement séparés.

4 - *Compatibilité entre* l'élaboration des diagnostics et les temps de divergence des phénomènes observés.

5 - *Etablissement d'une logique* diagnostic en fonction des objectifs quantitatifs de détection intempestive (fausse alarme) et la non détection déterminée à partir des objectifs optimaux de fiabilité et de sécurité.

6 - *Critère de la panne unique*, la perte d'un capteur ne doit entraîner la perte de la mission ou rendre impossible un diagnostic.

7 - *L'information à traiter* pour réaliser un diagnostic doit être réaliste et hiérarchisée en fonction de la gravité des conséquences.

8 - *Prévenir de fausses alarmes* en s'affranchissant de la défaillance d'un capteur.

9 - *Prise en compte de l'environnement accidentel* : Les capteurs doivent rester fonctionnels dans l'environnement accident qu'ils doivent signaler.

5. RECUPERATION EQUIPAGE

5.1. Récupération en mer

5.1.1. Scénario de récupération

• Nous nous intéressons principalement à la phase de lancement où 80 % des cas de mise en oeuvre d'un moyen de sauvegarde se terminera par une récupération en mer.

• Cette récupération en mer de 3 spationautes devant se faire dans l'océan Atlantique entre Kourou et les Iles du Cap Vert (orbite 28°5).

• Un recueil rapide de l'équipage impose l'hélitreuillage comme moyen de récupération. L'hélicoptère chargé de l'opération ne peut venir que de la Terre ou d'un bateau porte hélicoptère. Par ailleurs, la zone à couvrir étant relativement grande, une première intervention peur se faire à l'aide d'un avion qui parachute des moyens humains et matériel permettant l'attente de la récupération proprement dite.

Enfin, il est défini des zones d'impact de retombée, dépendante des possibilités d'évolution de l'avion Hermes après sa rentrée en sauvegarde. Toutefois, on peut penser que le crash de l'avion peut se situer n'importe où autour de la trace de la trajectoire du lanceur, le dispositif de récupération doit pouvoir faire face à cette éventualité.

• En pratique, le scénario suivant est retenu :

- Un avion se dirige vers la zone d'impact et parachute à chaque spationaute, une chaîne de secours et deux plongeurs. Cette 1ère intervention peut survenir très vite compte tenu de la vitesse de l'avion.

- Si la retombée de l'équipage se trouve dans les limites du rayon d'action d'un hélicoptère, celui-ci décolle et se dirige vers la zone de retombée pour effectuer les opérations de récupération. Dans le cas contraire, le bateau porte-hélicoptère le plus proche de la zone de retombée se rapproche de celle-ci. Quand il se trouve dans les limites du rayon d'action de l'hélicoptère porté par le bateau, celui-ci décolle et effectue les opérations de récupération.

. Le nombre optimal de bateau porte-hélicoptère, d'hélicoptère et d'avion à prévoir dépend principalement :

1 du rayon d'action et de la vitesse des hélicoptères utilisés pour l'hélitreuillage,

2 de la vitesse des bateaux porte-hélicoptère,

3 de la vitesse des avions de première intervention,

4 de la distance entre Kourou et les Iles du Cap Vert (orbite 28°5 - distance 3500 km),

5 de la dispersion des 3 spationautes, (maxi 30 km),

6 du temps maximum souhaité entre l'impact de l'équipage et la 1ère intervention, (3H),

7 du temps maximum souhaité entre l'impact de l'équipage et la récupération, (24H),

8 du nombre de zones de retombée et de leur dimensions.

• L'idée de base qui préside à l'élaboration de ce scénario, est d'intervenir le plus tôt possible auprès de l'équipage et de lui donner les moyens d'attendre dans les meilleurs conditions possible la récupération proprement dite. Cette récupération peut arriver beaucoup plus tard car faisant appel à des moyens maritimes forcément peu rapides.

5.1.2. Moyens mis en oeuvre

- De nombreuses solutions ont été étudiées en jouant sur le nombre de bateaux porte-hélicoptère et sur le nombre d'avions en vol ou en attente au sol.

- Deux solutions principales apparaissent :

Une solution A qui comprend 2 bateaux porte-hélicoptère, chacun stationné au centre d'une zone de récupération et 1 avion en vol stationné au milieu de l'Atlantique.

. Le temps maxi de 1ère intervention est compris entre 44 et 68 minutes.

. Le temps maxi de récupération est de 3 heures.

. Cette solution suppose que l'avion se crash dans l'une des 2 zones de récupération préalablement définies. Cette hypothèse, si elle n'est pas vérifiée, conduit à des temps maxi de 1ère intervention de 200' et à des temps de récupération maxi de 48H qui est bien long.

Une solution C qui comprend 2 points de stationnements avec pour chacun d'eux, 1 bateau porte-hélicoptère et 1 avion. Ces points de stationnement étant situés entre le milieu de l'Atlantique, la côte Est et la côte Ouest.

. Le temps maxi de 1ère intervention est compris entre 83 et 101 minutes.

. Le temps maxi de récupération est compris entre 20 et 33 heures 30.

. Cette solution ne fait pas d'hypothèse sur les zones de crash de l'avion et couvre l'ensemble de la trace de la trajectoire du lanceur. Elle est satisfaisante sur le plan sauvegarde équipage.

- Type de moyens mis en oeuvre pouvant être utilisé :

. hélicoptère : type Super-Puma,
. avion : type Atlantique 2,
. bateau porte-hélicoptère à plate-forme stabilisée.

5.2. Récupération en forêt équatoriale

- Une récupération en forêt équatoriale impose une localisation précise des spationautes et des moyens de transport permettant un accès rapide à la zone de retombée.

- La solution proposée actuellement s'appuie pour la localisation, sur l'utilisation de balises Sarsat localisée par satellite. En plus une localisation faisant appel à des moyens goniométrique permet de s'approcher très près des balises Sarsat. La récupération se fait alors par hélitreuillage.

- Une expérimentation de cette solution a été effectuée en Juin 1990 en forêt équatoriale à une centaine de km de Kourou. Deux mannequins ont été parachutés en pleine forêt, puis ont été localisés et récupérés.

Les conclusions de cette expérimentation sont les suivantes :

- Une localisation précise à 10 mètres près en forêt équatoriale ne présente pas de difficultés particulière avec les équipements utilisés : balises Sarsat (406 MHz - 5 W) et goniométre IESM Gonio 400.
L'atténuation apportée par les arbres et par la pluie ne perturbe pas les opérations et ne limite pas le domaine d'utilisation.

- L'attitude de 3000 pieds préconisée est souhaitable pour une acquisition rapide des balises, mais l'expérimentation a été faite à 1000 pieds avec des excursions à 2500 pieds dans les trouées nuageuses.

- L'extrême facilité avec laquelle un hélicoptère Ecureuil a récupéré en près d'une heure 2 mannequins à plus de 100 km de Kourou montre que ce moyen est parfaitement adapté pour effectuer en un temps minimum une récupération en forêt.

- Le dispositif de récupération doit privilégier la rapidité d'intervention avec des moyens légers.

LOGIQUE DE SAUVEGARDE EQUIPAGE

Phase	Sous-phase	Tendance Temps Divergence Evénements redoutés	Domaine Vol A = Altitude V = Vitesse	Rapidité de la sauvegarde	Actions de la sauvegarde
Lancement	Lanceur au sol	p10" < t < p1'	A = 0 V = 0	Urgente plusieurs 10"	Evacuation équipage-lanceur
	Propulsion à poudre	0,5" < t ≤ 3"	0 ≤ A ≤ 55 km 0 ≤ V ≤ Mach 6	Immédiat	Séparation équipage-lanceur
	Propulsion cryogénique seule	t ≤ p10"	55 km < A ≤ 125 km Mach 6 < V < vitesse orbitale	Urgente plusieurs 10"	Séparation avion-lanceur + Séparation équipage-avion
Orbitale		t ≤ p10'	A = orbitale V = orbitale	Sans Urgence plusieurs 10'	Actions de présauvegarde + rentrée avion
Rentrée	Chaude hypersonique	0,5" ≤ t ≤ p1"	25 km ≤ A ≤ 120 km V ≥ Mach 3	Immédiat	Avion assure la sauvegarde
	Sortie de blackout	0,5" ≤ t ≤ p1"	0 ≤ A ≤ 25 km 0 ≤ V < Mach 3	Urgent (près du sol immédiat)	Séparation équipage-avion

p = plusieurs

MOYEN DE SAUVEGARDE EQUIPAGE

Phase	Sous-phase	Temps en chronologie	Moyens de sauvegarde	Remarque
Lancement	Lanceur au sol	H_0 - 1h à H_0 + 4"	Passerelle + chaussette + local de sécurité	A partir de H_0 possibilité éjection si explosion
	Propulsion à poudre	H_0 + 4" à H_0 + 84"	Sièges éjectables + récupération	
		H_0 + 84" à H_0 + 124"	- panne EAP - pilotage pas de moyen de sauvegarde	Panne EPC, attente du point 124"
	Propulsion cryogénique seule	H_0 + 124" à H_0 + 490"	Séparation avion + sièges éjectables + récupération	
		H_0 + 490" à H_0 + 600"	Séparation avion + Atterrissage avion	
Orbitale			Pré-sauvegarde + rentrée de l'avion	
Rentrée	Vitesse ≥ Mach 3		Avion assure la sauvegarde	
	Vitesse < Mach 3		Siège éjectable + récupération	

CAPSULES EUROPEENNES AUTOMATIQUES QUELS SITES DE RETOUR ?

MH. AENISHANSLIN - A. TOMATIS
AEROSPATIALE
Division Stratégique & Systèmes Spatiaux
BP 96 - 78133 LES MUREAUX CEDEX - FRANCE

RESUME

Les opportunités de retour sur terre ou en mer, pour les capsules automatiques non pilotées, peuvent être réduites et très contraignantes selon les orbites opérationnelles et les sites de récupération envisageables dans un cadre strictement européen.

Une stratégie multi-sites et des changements d'orbite pour accélérer les temps de phasage, s'avèrent souvent nécessaires.

Mots clés : site d'atterrissage - capsules récupérables automatiques - rentrée ballistique

1. INTRODUCTION

A l'origine les expériences de micro-gravité européennes étaient prévues sur la plate-forme EURECA larguée puis récupérée par la navette spatiale américaine. Le fort besoin d'opportunités de vol pour les expériences de micro-gravité, notamment depuis la baisse de la fréquence des vols Shuttle suite à l'accident de Challenger, a conduit à l'élaboration en Europe de concepts de capsules récupérables automatiques. Depuis d'autres utilisations sont envisagées telles la récupération d'équipements de satellites ou l'envoi sur terre depuis une station spatiale d'équipements ou d'échantillons expérimentaux. Cependant, il n'existe pas actuellement de moyens propres européens pour mettre en oeuvre la récupération de ces capsules. En particulier, la récupération est un point critique pour deux raisons. D'une part, les vastes zones désertiques en Europe occidentale sont inexistantes, d'autre part, la latitude élevée des territoires européens empêche un retour balistique sur ces terres depuis des orbites d'inclinaison inférieure à 40°. Néanmoins d'autres sites de récupération peuvent convenir, tout en restant dans un contexte européen.

Le choix de sites de récupération potentiels est guidé par la minimisation des coûts opérationnels. Ces coûts sont liés à la complexité des opérations de retour et de récupération et aux moyens à mettre en oeuvre.

2. LES CARACTERISTIQUES DES CAPSULES RECUPERABLES EUROPEENNES

Les différents projets de capsules récupérables étudiées ces dernières années en Europe (Cariane, Carina, Express, IFO , Microliner, Raumkurier, Topas) ont eu des sorts différents : les études sur IFO, Microliner, Topas ont été stoppées après une étude de faisabilité, d'autres après une phase B (Raumkurier). Certains sont en cours de phases B/C (Cariane, Carina, Express). Mais tous ces concepts présentent des caractéristiques diverses qui influent sur le choix de site(s) de récupération.

Les orbites prévues pour ces capsules dépendent du choix du lanceur qui les aura mises en orbite car dérivées de ses missions :

- orbite basse circulaire pour les lancements dédiés (- 300 km - qq°) par exemple sur lanceur SCOUT II depuis la base de San Marco,
- orbite héliosynchrone pour les lancements en passager secondaire sur Ariane 4 (ou Ariane 5) (800 km, 98°),
- orbite GTO pour Microliner (300 X 36 000, 7°),
- orbite basse elliptique pour des largages avant injection lors d'une mission en GTO Ariane 5 (300 X 2500 km - 10°)
- éventuellement orbite basse 500 km, 28.5°,

La durée de vie est liée à la puissance embarquée. Quand il n'y a pas de générateur solaire, (Carina, Express, Raumukier, Topas) ceci implique un retour rapide sur Terre en fin de mission.

Les capsules récupérables ont un système de propulsion solide (Express, Raumkurier, Topas) ; ou liquide, donc réallumable. Dans le dernier cas un changement d'orbite est possible pour accélérer le phasage (Cariane, Carina, IFO, Microliner).

Pour tous ces concepts, la partie retournant sur terre est une capsule de forme type Apollo/Soyouz (Cariane, Carina, IFO, Raumkurier) ou cône émoussé (Express, Microliner, Topas) (fig. 1 et 2).

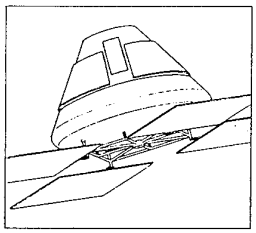


Figure 1 : CARIANE

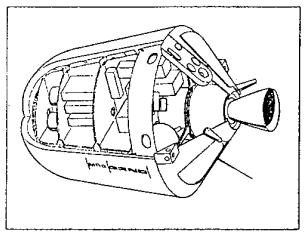


FIgure 2 : Express

La rentrée est balistique c'est-à-dire que la capsule n'a pas de possibilité de déport latéral. Donc l'impact au sol aura lieu (hors perturbations de l'atmophère et imprécision de désorbitation) dans le plan de la trajectoire.

L'atterrissage peut avoir lieu en mer (Cariane, Carina, IFO, Topas) ou sur terre (Raumkurier, Express, Microliner)

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

La masse à récupérer varie beaucoup : de 250 kg pour Topas à 2t pour Cariane.

Certaines expériences peuvent exiger une récupération rapide en quelques heures au travers de portes spécifiques sur la capsule.

3. TYPES DE CONTRAINTES INFLUANT SUR LE CHOIX DES ZONES DE RECUPERATION

Les zones de récupération sélectionnées doivent remplir des conditions politiques, économiques, géographiques et climatiques définies et présenter une infrastructure suffisante. Elles dépendent également de la capsule et de son lanceur. Le choix définitif se fera sur le critère du moindre coût garantissant la réussite de la mission (récupération des expériences et dépouillement dans les délais impartis).

3.1 Principes de choix des zones de récupération

Ceux qui ont été retenus sont les suivants :

- Choisir par ordre de priorité :
  - l'Europe et les territoires qui lui sont liés juridiquement (DOM-TOM, COMMONWEALTH)
  - l'Afrique (selon la stabilité politique)
  - l'URSS, les USA et l'Amérique du Sud
  - les autres pays
- Garantir aux populations une probabilité de provoquer un accident grave ou mortel inférieure à 10^{-7}.
  Pour cela :
  - choisir des zones terrestres quasi-désertiques ou des zones maritimes en dehors des eaux de pêches
  - éviter les lignes de transport aérien et maritime fréquentées
- Présenter une infrastructure locale suffisante pour :
  - assurer la récupération de la capsule (moyens de trajectographie, communications, moyens de transport de rayon d'action suffisant, moyens de levage)
  - assurer son transport dans les délais voulus vers l'équipe de dépouillement, soit directement si celle-ci utilise des moyens locaux, soit via un aéroport international
- Présenter des conditions climatiques et géologiques générales ne faisant pas obstacle à la récupération (mer calme ou terrain assez plat et dégagé, non marécageux, etc...)

De ces conditions, on déduit pour chaque zone retenue les limites dans lesquelles la capsule doit retomber. Il faut donc tenir compte des dispersions maximales de la phase de rentrée. Ces dispersions (Annexe) proviennent de l'imprécision de la manoeuvre de désorbitation (module et direction de l'incrément de vitesse, type de pilotage) et de la méconnaissance de l'atmosphère (qui augmente sensiblement avec la latitude). La trace moyenne des trajectoires de rentrée doit donc traverser dans une zone de taille inférieure à la zone de retombée autorisée : la "zone de phasage" (fig. 3).

3.2 Influence de l'orbite liée au mode de lancement

L'orbite d'injection par le lanceur déterminera la tranche de latitudes dans laquelle seront choisies les zones de récupération.

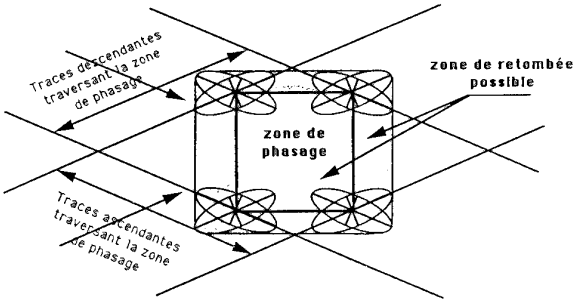


figure 3 : ZONE DE PHASAGE / ZONE DE RECUPERATION

3.3 Influence de la capsule et de sa charge utile

Les caractéristiques opérationnelles de la capsule seront déterminantes pour choisir l'emplacement des zones de récupération :

- Chaque capsule est conçue pour un type d'atterrissage donné : sur terre ou en mer. L'ensemble des zones retenues devront donc être du même type pour une capsule donnée.
- Aucune des capsules n'est dotée de moyens de pilotage à la rentrée. Elles ne sont donc pas capables de déport latéral. L'extrapolation de la trace au sol de l'orbite devra donc traverser la zone de phasage pour que la désorbitation soit commandée.

Par ailleurs, la masse de la capsule et son mode d'atterrissage vont conditionner les moyens généraux à mettre en oeuvre sur le site (capacité d'emport, rayon d'action).

La charge utile transportée a une durée de vie qui dépend largement de son conditionnement. Le type d'alimentation électrique de la capsule fixe le temps disponible pour récupérer et traiter la charge utile :

- S'il s'agit d'une énergie embarquée, le survol d'un site de récupération doit être assuré dans un certain délai à partir de la décision du retour ("durée du phasage"). On peut alors être amené à multiplier les sites de récupération ou, si la capsule en a la capacité, adopter une orbite intermédiaire permettant un phasage plus rapide.
- Si l'énergie est fournie par des panneaux solaires, le conditionnement peut être considéré comme permanent. La durée de phasage n'est alors plus déterminante. Une zone de récupération, la plus adaptée, sera généralement suffisante.

4. COMMENT MINIMISER LE COUT DE LA RECUPERATION ?

Il faut en gros minimiser le nombre de zones de récupération tout en garantissant que le dépouillement se fera à temps, c'est-à-dire que le délai entre l'arrêt de l'alimentation électrique et le dépouillement ne dépasse pas la durée autorisée.

En l'absence de données sur la position de la capsule à la fin des expériences, c'est la durée maximale du phasage que nous considérerons.

La figure 4 représente en terre fixe les trajectoires pour lesquelles le phasage sur la zone hachurée est obtenu en une révolution. Entre deux révolutions successives, on observe un glissement en longitude des traces au sol, ce qui permet de survoler une portion supplémentaire de la planète.

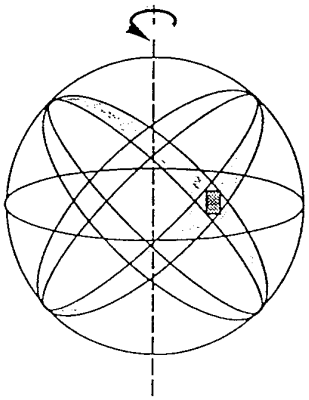


Figure 4 : TRACE DES TRAJECTOIRES SURVOLANT UNE ZONE

La durée de phasage à partir d'une orbite donnée est représentée par le nombre d'orbites qu'il faut décrire pour atteindre une quelconque des zones de récupérations choisies. La durée maximale du phasage est obtenue quand, quelle que soit la longitude du noeud ascendant de l'obite, on est certain d'atteindre une de ces zones en un temps inférieur ou égal à cette durée.

Cette durée dépend à la fois de l'inclinaison de la trajectoire, de la localisation géographique et de la taille des zones choisies (qui sont survolées par une proportion plus ou moins grande de trajectoires).
En effet, dans le cas d'une seule zone la durée de phasage diminue quand la taille de la zone augmente et quand sa latitude se rapproche d'une latitude extrême atteinte par l'orbite.

Le choix de plusieurs zones simultanées est plus délicat. On voit par exemple sur la figure 3 que toute seconde zone située à l'intérieur des bandes hachurées n'améliorera pas la durée du phasage puisqu'elle sera atteinte par les mêmes orbites. Tout au plus peut-on dire qu'avec deux zones correspondant à des trajectoires décalées de 180° (ou de 120° pour trois zones), on a des chances de diminuer sensiblement la durée maximale du phasage.

Cette durée est très sensible à la position relative des zones car un écart de l'ordre de la centaine de kilomètre par rapport à la position relative jugée optimale peut rendre négligeable le gain apporté par la zone supplémentaire.

Comme nous l'avons vu, la durée maximale du phasage peut également être réduite si la capsule à la capacité d'emprunter une orbite intermédiaire.

La durée des opérations de récupération quant à elle, dépend largement des moyens mis en oeuvre. Le point le plus important est la capacité de trajectographie durant la rentrée, ce qui permet de prévoir le point de chute de la capsule et de diriger les moyens de récupération vers ce point.

Nota : La minimisation de la durée du phasage obtenue en choisissant des zones à latitude maximale tend à augmenter la durée des opérations de récupération car les dispersions induites par l'atmosphère augmentent sensiblement avec la latitude. De plus, la prise en compte de ces dispersions diminue d'autant la surface de la zone de phasage effectif autorisée, tendant ainsi à augmenter la durée maximale de phasage.

5. APPLICATION AUX CAPSULES EUROPEENNES

Les zones que nous proposons ne sont pas exhaustives. Parmi elles, nous avons sélectionné de nombreuses bases spatiales qui ont l'avantage de combiner une grande partie des caractères favorables (population peu dense et trafic ne traversant pas les zones de tir, moyens de trajectographie, moyens spécifiques pour analyse sur place, desserte régulière du site, éventuellement moyens de récupération).

Nous les avons classées en deux groupes :

- les zones qui ne posent pas de problèmes politiques et économiques majeurs;
- les zones dont la disponibilité n'est pas acquise.

Dans la première catégorie on retrouve des territoires situés en Europe Occidentale ou liés juridiquement à des pays de la CEE (DOM-TOM, COMMONWEALTH).

Dans la seconde catégorie, nous avons retenu l'URSS, l'Afrique, les USA et l'Amérique du Sud. Des puissances comme la Chine, bien qu'ayant des moyens spatiaux intéressants sont écartées pour des motifs politiques ou économiques. Le Japon n'offre pas de zone de récupération intéressante à cause de la densité de population élevée et de la zone de pêche étendue.

Les caractéristiques opérationnelles de ces zones sont résumées dans les tableaux 1 et 2. Nous y indiquons leurs coordonnées approximatives, le type de récupération associé (terre ou mer), leur intérêt géographique pour chacun des trois types de trajectoires envisagés (nous avons regroupé les orbites 300 km/qq°, 300-36000 km/7° et 300 - 2 500 km/10°).

Les zones que nous retiendrons dépendent de l'orbite de la capsule et du type de récupération :

- Pour les trajectoires d'inclinaison 7° et 10°, très peu de zones terrestres sont disponibles. Seul le site de Natal peut permettre une récupération terrestre avec l'inconvénient d'une densité de population non négligeable.

Lieu			Latit/Longit	Type Récup	Orbites 7°/10°	Orbite 28,5°	SSO 800 km	Observations
CEE et territoires associés	Guy. Français	KOUROU	5°/-50°	mer	+++	++	+	
	France	Atlantique	44° à 50°/ -2° à -10°	mer	non	non	++	trafic maritime et aérien
	Italie	Sardaigne	39,7°/9,6°	mer	non	non	++	trafic aérien
		SAN MARCO (Kenya)	-2,9°/40,2°	mer	+++	++	+	
	Espagne	Atlantique	34° à 37°/ -7° à -10°	mer	non	non	++	trafic maritime et aérien
	Danemark	Sonder. Fjord (Groënland)	67°/-50°	terre	non	non	+++	ouvert en été un transport/mois
	Norvège	ANDOYA	69°/16°	mer	non	non	+++	météo hiver plates-formes pétrol pêche
	Suède	KIRUNA-Esrange	68°/21°	terre	non	non	+++	météo hiver marécages été
	Portugal	Açores	37°/-28°	mer	non	non	++	
	Canada	CHURCHILL (Manitoba)	58°/-92°	mer	non	non	+++	
		CAPE PARRY (New Territories)	70°/-125°	terre/ mer	non	non	+++	météo hiver
		SOUTHEND (Manitoba)	55°/-103°	terre	non	non	++	nombreux lacs
		RED LAKE (Ontario)	52°/-93°	terre	non	non	++	nombreux lacs
	Australie	CAPE YORK-Temple Bay	-12°/143°	mer	non	++	+	accord ?
		WOOMERA	-31°/137°	terre	non	non	++	

Tableau 1 : ZONES DE RECUPERATION NE POSANT PAS DE PROBLEMES POLITIQUES ET ECONOMIQUES MAJEURS

Lieu			Latit/Longit	Type Récup	Orbites 7°/10°	Orbite 28,5°	SSO 800 km	Observations
EUROPE	URSS	PLESETSK	62,7°/40,0°	terre	non	non	+++	-> météo hiver réseau surv spatiale
		BAIKONOUR	48°/68°	terre	non	non	++	-> récup. Soyouz
AFRIQUE	Algérie	SAHARA	25° à 33°/ 0° à 8°	terre	non	+++	++	politique ?
AMERIQUE DU NORD	USA	WALLOPS ISLAND (Virginie)	37,5°/-75,3°	mer	non	non	++	
		WHITE SANDS (Nouveau Mexique)	32°/-102°	terre	non	non	++	zone militaire
		POKER FLAT (Alaska)	65°/-140°	terre	non	non	+++	montagneux météo hiver
		PETERSON-AFB (CSOC Colorado)	40°/-105°	terre	non	non	++	atterrissage de secours du SHUTTLE
AMERIQUE DU SUD	Brésil	NATAL	-5,2°/-35°	mer/ terre	+++	++	+	répondr sur capsule accord ?
		ALCANTARA	-2,5°/-44,5°	mer	+++	++	+	

Tableau 2 : ZONES DE RECUPERATION DONT LA DISPONIBILITE N'EST PAS ACQUISE

Nous ne retiendrons donc que la récupération en mer. Les zones les plus intéressantes sont Kourou et San Marco mais cette dernière a une infrastructure actuelle assez sommaire.

Parmi les autres zones, le Brésil (avec les bases de Natal et Alcantara) qui a déjà collaboré avec la France dans le domaine spatial (le système de suivi de corps spatiaux de Natal est Français), est plus apte à traiter la mission. De plus, il présente l'avantage d'être très proche de Kourou et de permettre un rapatriement rapide de la capsule. La capsule devrait alors être équipée d'un répondeur.

Nous retiendrons donc dans l'ordre : Kourou, Natal, Alcantara et San Marco qui sont des zones type "mer".

- Pour la trajectoire 28.5°, aucune zone de la première catégorie n'a une position idéale ; Kourou, San Marco, Cape York, Natal et Alcantara qui sont de type mer, ont une latitude un peu faible. Le Sahara bien que géographiquement adapté, sera écarté pour des raisons politiques. La récupération sera donc type "mer".

  Nous retiendrons dans l'ordre : Kourou, Natal, Alcantara, San Marco, Cape York.

- Pour la trajectoire héliosynchrone, Kourou est peu intéressante en raison de sa latitude.

  Nous écarterons les zones de l'Atlantique au large de la France ou de l'Espagne et de la Sardaigne pour le fort trafic aérien et maritime qui les traverse, ainsi que Sonderstrom Fjord car trop peu développée et Cape Parry pour le faible développement de ses liaisons. Churchill, Andoya, Kiruna, Plesetsk sont à des latitudes très intéressantes et ont une infrastructure satisfaisante. Baïkonour est moins bien placée en latitude.

  Les Açores sont de ces points de vue moins favorables mais correspondent à un risque plus faible pour les populations. L'essai actuel de coopération spatiale de l'URSS avec les pays occidentaux rendent Plesesk et Baïkonour intéressantes.

  Nous retiendrons donc :

  - Pour une récupération en mer : Churchill, Andoya, les Açores, Kourou et Cape York
  - Pour une récupération à terre : Kiruna, (mais il faut noter la très faible étendue de la zone de récupération qui n'est pas compatible avec les dispersions à la rentrée à cette latitude) Woomera, Plesetsk, Baïkonour.

La durée maximale du phasage a été calculée pour les diverses zones de récupération retenues (zone de phasage de 50 à 200 km de côté). Les résultats sont consignés dans le tableau 3. Nous n'avons noté que ceux qui donnaient une durée de phasage intéressante ou qui présentaient un intérêt didactique. Nous indiquons également le minimum atteint par cette durée quand la capsule peut changer d'orbite ; la contrainte imposée est que l'incrément de vitesse total délivré (y compris celui nécessaire à la remontée du périgée au début de la mission) soit inférieur à 250 m/s.

ORBITE	ZONES DE RECUPERATION			Durée maximale du phasage	
	Type	Lieux	dimensions (km x km)	à altitude d'orbite	avec diminution optimale de l'apogée
7° 300/35786	mer	KOUROU	50 x 50	>2 mois	>2sem (ΔV =217m/s)
			50 x 200	23jr	>12jr (ΔV =212m/s)
			200 x 50	12jr	4jr (ΔV =222m/s)
			200 x 200	8jr	3,1jr (ΔV =217m/s)
		KOUROU + NATAL	200 x 200	5,5jr	2,1jr (ΔV =236m/s)
		KOUROU + SAN MARCO	200 x 200	4,2jr	3jr (ΔV =236m/s)
		KOUR + NATAL + S MARCO	200 x 200	3,3jr	2,1jr (ΔV =236m/s)
10° 300/2500	mer	KOUROU	200 x 200	2jr	1jr 16h (ΔV =8m/s)
		KOUROU + NATAL	200 x 200	1jr 3h	1jr (ΔV =8m/s)
		KOUROU + SAN MARCO	200 x 200	1jr 18h	1jr (ΔV =65,5 à 161m/s)
28,5° 500	mer	KOUROU	200 x 200	>10jr	3jr 11h (ΔV =56,5m/s)
		KOUROU + NATAL	200 x 200	4jr 23h	2jr 19h (ΔV =22,5m/s)
		KOUROU + SAN MARCO	200 x 200	7jr 3h	2jr 15h (ΔV =22,5m/s)
		KOUROU + CAP YORK	200 x 200	4jr 11h	2jr 9h (ΔV =22,5m/s)
		KOUR + C YORK + S MARCO	200 x200	4jr 4h	1jr 16h (ΔV =22,5m/s)
SSO 800km	mer	KOUROU	200 x 200	>10jr	>10jr
		ACORES	200 x 200	>10jr	9jr (ΔV =26m/s)
		ANDOYA	200 x 200	2jr 14h	2jr (ΔV =21m/s)
		CHURCHILL	200 x 200	4jr	3jr 14h (ΔV =5m/s)
		KOUROU + ACORES	200 x 200	>10jr	6 jr (ΔV =26m/s)
		KOUROU + NATAL	200 x 200	>10jr	5jr (ΔV =37m/s)
		ANDOYA + CHURCHILL	200 x 200	2jr 14h	2jr (ΔV =21m/s)
	terre	KIRUNA	80 x 70	>10jr	7jr 9h (ΔV =15,5m/s)
		KIRUNA	200 x 200	3jr 14h	pas de gain
		KIRUNA + PLESETSK	200 x 200	2jr 22h	pas de gain

Tableau 3 : DUREE DE PHASAGE

6. CONCLUSION

Pour les types de trajectoires envisagés la récupération se fera de préférence en mer.

6.1 Trajectoire 300/35786 km - 7°

Pour une durée de phasage tolérée de une semaine, une capsule rustique (c'est-à-dire sans capacité de changer d'orbite, car sans moteur réallumable) suffit avec une zone de 200 km X 200 km à Kourou.
Pour moins de quatre jours, il faut utiliser à la fois Kourou, Natal, San Marco. Mais on peut préférer descendre le périgée de l'orbite afin d'avoir le même résultat sur seulement un site (Kourou). On utilisera alors un moteur réallumable pouvant fournir au total 250 m/s pour une seule zone : Kourou (200 km x 200 km).
Pour moins de trois jours de phasage, il faut prévoir deux zones de 200 km x 200 km (Kourou et Natal) avec ce même moteur.

6.2 Trajectoire 300/2 500 km - 10°

Pour une durée de phasage tolérée de deux jours, une capsule rustique suffit avec une zone unique de 200 km x 200 km (Kourou).
Si cette durée doit être inférieure à la journée, il faut : pour une capsule rustique, considérer trois zones de 200 km x 200 km (par exemple Kourou, Natal et San Marco), pour une la capsule capable de diminuer sa vitesse de l'ordre (de 10 m/s), considérer deux zones de 200 km x 200 km (par exemple Kourou et Natal).

6.3 Trajectoire 500 km - 28,5°

Cette fois-ci, pour obtenir un phasage maximum de moins de cinq jours il faut choisir entre une seule zone (Kourou) avec une capsule capable de descendre de 200 km, (incrément de vitesse de l'ordre de 60 m/s) ou, pour une capsule rustique, deux zones (Kourou et Natal ou Cape York, sachant qu'Alcantara n'apporte aucune amélioration).
Avec ces deux mêmes zones et une capsule capable de descendre de 80 km (incrément de vitesse d'environ 20 m/s) la durée du phasage devient inférieure à trois jours.

6.4 Trajectoire héliosynchrone 800 km - 98,6°

Pour une durée de phasage tolérée de cinq jours et si on tient à Kourou, il faut une capsule capable de diminuer sa vitesse de l'ordre de 10 m/s et considérer deux zones de 200 km x 200 km (Kourou et Natal).
Si la durée du phasage ne doit pas dépasser deux jours, il faut abandonner kourou. On peut alors choisir deux zones (Andoya et Churchill) si la capsule est capable de baisser l'altitude de son orbite de 80 km, soit un incrément de vitesse de 20 m/s.

6.5 Influence sur la conception de la capsule

La récupération est un point critique de la mission car il faut prévoir des sites de récupération étendus . Le nombre de ces sites dépend des capacités opérationnelles de la capsule. Pour réduire les coûts induits au minimum, les caractéristiques optimales de la capsule devront être :

- un système d'atterrissage en mer,
- des panneaux solaires ou, à défaut une propulsion liquide ou dédiée aux changements d'orbite.

ANNEXE

CONDITIONS DE RENTREE & DISPERSIONS A L'IMPACT

Les conditions de rentrée et les dispersions ont été évaluées pour un véhicule correspondant à une capsule type Cariane spinée (masse 2t, diamètre 3.65 m, coefficient de trainée 1.5) en rentrée balistique. Des trajectoires de rentrée types sont données figure 5 pour la mission A retour de SSO : (800 km, 98°) et pour la mission C retour de LEO (300 km/2500 km, 10°). Les figures indiquent l'évaluation de l'altitude réelle de la vitesse en fonction du temps.

Pour ce type de rentrée, les causes prépondérantes des dispersions sont liées :

- aux manoeuvres de désorbitation : la durée de la manoeuvre étant de quelques centaines de secondes, on peut réduire les dispersions par un pilotage en boucle fermée et dans ce cas l'incertitude sur la navigation est prépondérante sur l'incertitude sur la désorbitation,

- à la méconnaissance de l'atmosphère : cette dispersion dépend de la saison, de la latitude (elle est beaucoup plus importante aux latitudes hautes qu'aux faibles latitudes) et varie selon l'altitude. (Fig.6 Réf.1)
- à l'imprécision sur le coefficient balistique de la capsule,
- à la variation des vents en haute altitude
- à cela il faut ajouter la dispersion liée à la phase parachutale.

Une estimation des effets des différentes causes sur les écarts longitudinal et latéral à 3σ est donnée dans le tableau 4 pour les missions A et C (atterrissage à latitude faible).

Pour de hautes latitudes, le facteur prépondérant en longitudinal est la variation de la densité atmosphérique : les dispersions sont au moins deux fois supérieures (= 140 km). Ces larges dispersions imposent donc de trouver des grandes zones de retombées pour un retour à haute latitude (nord Europe, Canada, URSS).

REFERENCES

1. US Standard Atmosphère 1962 - Handbook of Geophysic and Space Environment (Valley).

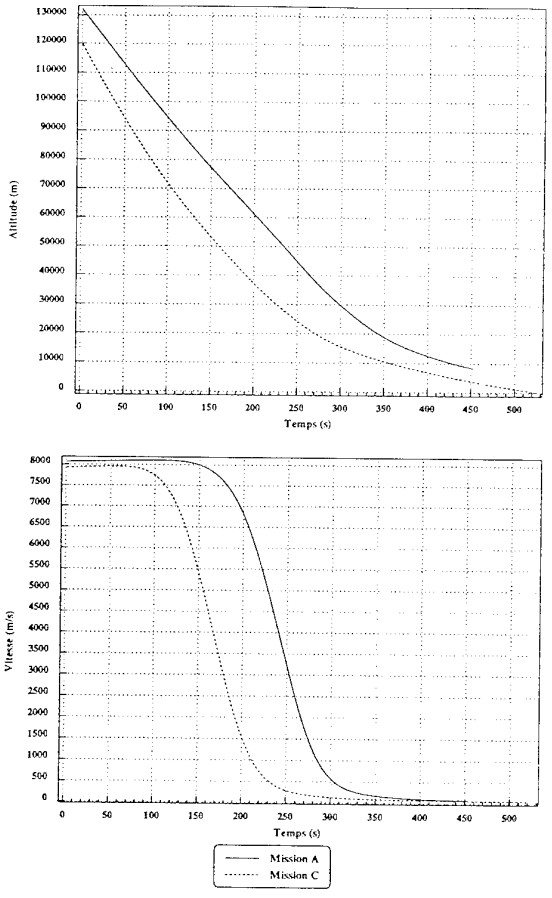


Figure 5 : TRAJECTOIRES DE RENTREE DE LA CAPSULE CARIANE

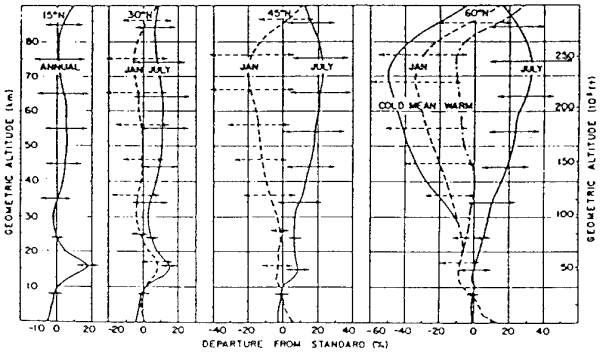


Figure 6 : DISPERSION SUR LA DENSITE ATMOSPHERIQUE EN FONCTION DE LA LATITUDE

CAUSE DE DISPERSION (3σ)	*EFFET SUR L'ECART LONGI (3σ)*	
	MISSION A (835/98°)	*MISSION C (300/2500/10°)*
Dispersion sur la densité profil à 95 % extrapolé à 3σ	56 km	36 km
Dispersion sur la vitesse en fin de boost $S\Delta Vx$ = 20 cm/s	16 km	16 km
Dispersion sur $\frac{SCx}{m}$ d'environ 10 % (cf. § A)	25 km	20 km
Dispersions en phase parachutée	20 km	20 km
Dispersion sur le vent haute altitude (profil à 99 %)	10 km	15 km
Dispersion sur la pente en fin de boost γ $S\Delta V_z$ = 20 cm/s	3 km	1 km
Somme quadratique	67 km	51 km

CAUSE DE DISPERSION (3σ)	*EFFET SUR L'ECART LATERAL (3σ)*	
	MISSION A	*MISSION C*
Dispersions en phase parachutée	20 km	20 km
"Cross wind" à 99 %	5 km	5 km
Dispersion sur la vitesse latérale en fin de boost $S\dot{V}y$ = 20 cm/s	= 0	= 0
Somme quadratique	21 km	21 km

Tableau 4 :

TABLEAUX RECAPITULATIFS DES DISPERSIONS ET DE LEUR EFFET A L'IMPACT (RECUPERATION A KOUROU)

ATTRIBUTES OF WINGED MANNED SPACE VEHICLES AND THEIR RELATIONSHIP TO GROUND SITE CHARACTERISTICS AND FACILITIES

Karol J. Bobko

Booz•Allen & Hamilton, Inc.
Space Systems Division

ABSTRACT

The total task of getting a winged space vehicle safely to the ground and returning it to the processing facility is a demanding and complicated process. Unconventional ground facilities are required because of the characteristics of this type vehicle. The approach trajectory dictated by the high speed gliding flight requires special runway outfitting. The systems designed to operate in space require special support on the ground. The preparation of the spacecraft and the ferry flight back to the processing facility take special equipment and trained personnel. All of these items must be planned to ensure the landing and subsequent activities are safe and efficient.

Keywords: Aim points, PAPI lights, Ball Bar, Xenon lights, MIDDS, microwave landing system

1. Perspective

The characteristics of a winged manned space vehicle require that the ground site and its facilities have special equipment to ensure a safe landing. It is easy to equate the landing and "turn around" of such a vehicle with that of a conventional aircraft without taking into consideration the special attributes of this type craft. Perhaps the attributes that are most demanding are the typically low glide ratios at which it lands and the fact that once the landing approach is begun, there is no realistic alternative except to land on that runway on that approach. Other characteristics are: that cooling and other utilities are designed to operate in space and not on the ground; and the spacecraft must often be transported to another location for service and launch preparation.

The fact that the spacecraft is normally without propulsive power and that it has a low glide ratio means the landing trajectory will be very dynamic and will be accomplished at relatively high landing speeds.

2. Approach Characteristics

The space shuttle and Hermes have a similar approach and landing trajectory. The one used by the space shuttle will be described here. If the two could be made the same, there would be a capability to share landing sites. The space shuttle final approach glide slope, which is called

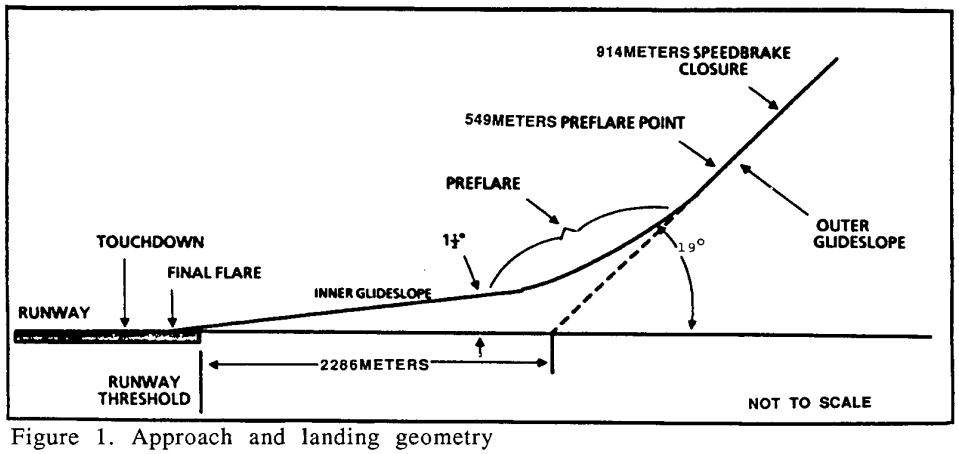


Figure 1. Approach and landing geometry

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

the inner glide slope, is set at 1.5 degrees rather than the conventional 3 degrees since a 3 degree glide slope provides uncomfortably high rates of descent near the ground (see Figure 1) This glide slope angle is well below the angle required to maintain a constant gliding airspeed; and therefore, while on the glide slope, the space shuttle is slowing down. That means the space shuttle must get on this glide slope at a higher airspeed than the airspeed at which it will land. To do this a steeper glide slope is flown at a higher airspeed; and then the space shuttle is maneuvered to acquire the inner glide slope. This maneuver is called the preflare. The steep glide slope, or the outer glide slope, is flown at 290 knots indicated airspeed. The space shuttle uses speed brakes set in the tail to allow energy modulation during this time. In order to have the speed brakes set approximately in the middle of their aerodynamic drag capability to allow for wind and trajectory correction capability, and in order to have the correct amount of airspeed so the inner glide slope is of sufficient length, an outer glide slope of 19 degrees is chosen for end of mission, or light-weight landings. For heavier landing weights, such as those that may be encountered during aborts or landings with significant payload, the outer glide slope is reduced to 17 degrees.

The selection of this approach trajectory means things happen quickly; and if the pilots are to land the vehicle manually, or monitor an automatic landing system, they must be given significant support to ensure this dynamic landing can be done correctly on the first attempt. The areas of significant interest are:

a. Landing navigation and guidance aids - both electronic and visual
b. Weather observation, prediction and display capability
c. Landing site characteristics

3. Navigation Aids

The landing navigation and guidance aids are a challenge since the trajectory described has more than one segment, and precise navigation and guidance is required on each segment. A conventional Instrument Landing System (ILS) with Distance Measuring Equipment (DME) will not be adequate because of the two step approach. The system chosen for the space shuttle is a microwave landing system. This enables precise electronic guidance on the outer glide slope, the inner glide slope, and the transition between the two. This equipment is necessary if an automatic landing is to be performed, and is a definite aid for manual landings. The space shuttle has a radar altimeter, but it is not used in the algorithm that provides guidance commands. Most, but not all, of the landing runways at which the space shuttle lands have a microwave landing system. An example of a runway that does not have one of these systems is Edwards lake bed Runway 23 where only manual landings can be performed.

4. Redundancy

A significant item is the question of redundancy for the navigation and guidance aids. Unlike a conventional aircraft, there is no capability to go to an alternate landing airfield once the deorbit is begun. The question must be addressed as to the acceptability of having a system which is a single failure point for accomplishing a safe landing. The analysis must extend to the power supplies and other equipment that is necessary to keep the primary aids operational. This gets more complicated and expensive when one starts to address numerous abort sites and emergency landing sites.

5. Visual Aids

Since the first segment of the approach is aimed 2286 meters short of the runway, the runway does not serve as a good visual cue to the pilot while flying. The visual aids that are provided to the pilots in the space shuttle program consist both of lights and markings on the ground along the approach path to the runway. The point where the outer glide slope intersects the ground is called the outer glide slope aimpoint. Lights are placed at that point that enable the pilot to visually ascertain his position with respect to the glide slope. There are four of these lights called Precision Approach Path Indicators, or PAPI lights, that perform the function. Each light has a split beam that shows white above the center and red below. The four lights are positioned so the centers are aimed at 16, 18, 20, and 22 degrees. When the pilot is on the 19-degree glide slope that intersects the aimpoint, he will see two red and two white lights. As was mentioned before, there is the possibility of using a 17-degree glide slope for heavy-weight landings. In that case the pilot will see three red and one white light. If he goes above the glide slope, he'll see more white lights; if he is below the glide slope, he'll see more red lights. These lights were chosen since they can be seen at a range greater than 9000 meters which is required to determine a position at 3000 meters of altitude and then make the appropriate corrections.

To give these lights a dark background and to provide a visual reference when off to the side of the light beams, such as when lining up with the approach, large dark markings are placed on the ground behind the PAPI lights. A large triangle was originally selected that measured 73 meters long by 33.5 meters wide. These dimensions made the triangle look approximately equilateral when on the appropriate glide slope. The PAPI lights,

however, required 12 meters of space between the lights in order to allow the pilots to distinguish between them at the required ranges. This resulted in adding a rectangle to the base of the triangle to locate the PAPI lights. Another rectangle was added to the visual marking system 305 meters farther from the runway than the first when it was found a second aim point was required to accommodate a full range of headwinds and tailwinds (See Figure 2).

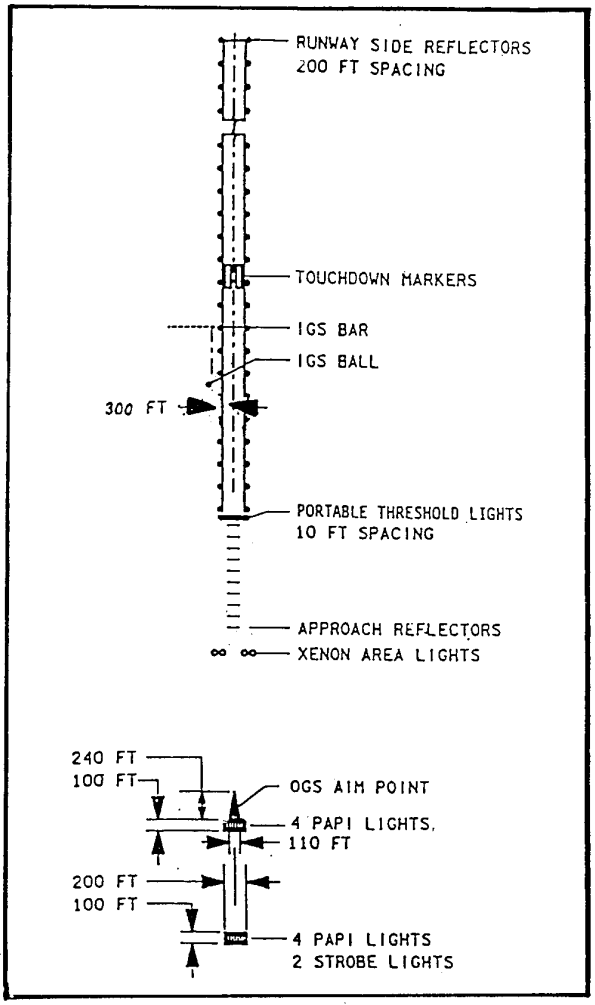


Figure 2. Typical space shuttle visual landing aids arrangement

The 1.5-degree glide slope, or the inner glide slope, also has pilot light aids. In this case the aid is a bar of lights set alongside the runway, perpendicular to it and pointing towards the approach path. There is another light, called the ball, set 152.4 meters from the bar of lights. It is set so when on the 1.5-degree glide slope, the ball appears to be superimposed on the bar of lights. As the pilot is transitioning from the outer glide slope to the inner glide slope, he can see the ball approach the bar in the visual scene and can judge the rate of approach. A number of other systems were experimented with early during the development cycle, but only this system had the appropriate range and the ability to allow the pilot to see trend data.

At night the lights mentioned above are capable of being dimmed, and other lights are added. Strobe lights are used at the outer glide slope aim points. These are the standard Runway End Identification Lights (REIL) Since the dark triangles and rectangles cannot be seen, the pilot looks for the strobes when he is making the turn to line up on the outer glide slope. These strobes are aimed a significant angle away from the outer glide slope approach path, so they have maximum benefit when the pilots are trying to line up but do not interfere with seeing the PAPI lights once lined up with the runway. In the cases where it is not practical to place the large aimpoint markings on the ground, a set of very bright strobes are also used. These guide the pilot to the PAPI lights which mark the aimpoint. Close to the runway, portable approach lights are added if the facility does not have approach lights.

The most significant addition for the night landings is the xenon search lights. Normally six lights are used on a prepared runway. Each light emits 800 million to 1 billion candlepower. These are placed approximately 400 meters from the threshold, near the end of the overrun, and illuminate the landing area. Area lighting is necessary since the gliding approach has an ever decreasing airspeed, and therefore, an increasing angle of attack that would make pointing a landing light on the vehicle very difficult. In addition most spacecraft have little excess electrical power to provide for the type of high powered light necessary for the high speed approach. In places where the runway is not level, additional lights are necessary to illuminate the shaded areas.

All of the lighting systems discussed contain multiple lights, or multiple bulbs in each light. The loss of one bulb may decrease the brightness of the system but will not render it useless. Naturally there are redundant power sources.

All of these capabilities should be operational at the training bases as well as at the normal landing base. The visual equipment is very important at a training base if some of the training will be done in aircraft that do not have the same sophisticated navigation and guidance equipment that is present on the space vehicle. NASA has new astronauts perform the shuttle type approaches in the T-38. In this aircraft they learn to fly the shuttle approach using the visual aids.

6. Weather Considerations

Weather observation, prediction, and display capability plays a vital part in the safe landing of a winged space vehicle. When the space shuttle program first began, the plan was to use only existing weather capability. The characteristics of the shuttle landing approach convinced NASA management that normal aircraft weather was not sufficient for shuttle landings. The high speeds, dynamic maneuvers, and tremendous rates of descent forced a re-thinking of normal aircraft weather minima. At two minutes before landing, a more conventional aircraft could be at 300 meters with a stabilized airspeed, pitch angle, power setting, and the capability to divert if the approach does not work out. At two minutes before landing, the shuttle will be above 3000 meters and must change its pitch angle 25 degrees and airspeed approximately 100 knots before landing; it has no capability to try again.

7. Weather Data Collection

The weather observation capability for landing requires that cloud bases be measured well above the 450 - 600 meter level. The flight rules for landing the shuttle specify 2438 to 3050 meter ceilings. Unfortunately many airports do not have historical records for clouds above the 450 - 600 meter level. For shuttle landings an aircraft is sent aloft to make in-situ observations of the current weather. In the U.S. that aircraft normally is the Shuttle Training Aircraft; at the Trans-oceanic Abort Landing (TAL) sites, other aircraft are used. In each case the pilot of the weather aircraft can speak directly with the control center. This of course takes special equipment. At the Trans-oceanic Abort Landing sites, there is a radio link to the ground facility and from there a satellite link back to the control center. The same type of link is used to bring winds to the control center. In this case an automated radio theodolite system is used that consists of a phased array radio tracker, a digital sonde, tripod, computer, balloons, and associated equipment. This information is relayed directly to the control center where it is included into the stream of weather information that is displayed. In order to obtain the surface winds, there is an automated weather station set up close to the runway that also can relay information back to the control center. In the case of a TAL site such as Ben Guerir, the device is an integrated multi access data acquisition system that can provide data retrieval via satellite or telephone. This allows data to be gathered for historical purposes, while a crew is not at the site, as well as for mission support.

Since the space shuttle must avoid rain - particularly thunderstorms - radar is very important. If a gliding space vehicle, such as the shuttle, had an onboard weather radar it would be very difficult to effectively use since the craft has very little maneuvering capability. The only realistic approach is to track and plot rain and thunderstorm motion on the ground and choose an approach path that will avoid the weather. The radar display at sites such as the Kennedy Space Center are relayed an displayed at the control center in Houston.

8. Weather Data Display

The weather data that has been discussed is brought together in the Meteorological Integrated Digital Display System (MIDDS). This computer system combines an enormous amount of data into a comprehensive, understandable, and timely display of the weather information required to make space shuttle operational decisions. The system at the Johnson Space Center has a mainframe IBM 4381 S91 computer with 48 MB of main memory and 21 GB of disk storage. There are five workstations and four offsite workstations. In addition, the Johnson Space Center MIDDS system is networked with the Marshall Spaceflight Center and the Cape Canaveral Forecast Facility. The system ingests a wide variety of data that spans the spectrum from GOES and Meteosat satellite data (relayed through Wallops Island, Virginia) to conventional worldwide surface and upper air observations. There are numerous displays tailored to enable the operational weather situation to be understood by the Flight Control Team and the Mission Management Team (see Figure 3). The system has been very successful and is ever changing to meet the needs of the space shuttle environment.

9. Site Characteristics

The landing characteristics of a vehicle such as the space shuttle generally dictate that the landing runway be long and that the approaches be flat. The length is required since this type of short-winged vehicle typically has a high landing speed and should have some margin in performing an unpowered landing. The desired runway for the space shuttle is 4572 meters in length. The space shuttle program has placed runway arresting systems at the landing sites with runways shorter than 3810 meters. In the space shuttle landing approach, the wheels would touch the runway at 457.2 meters if the 1.5-degree glide slope was not broken by a final flare. With the addition of a final flare, the touch down will occur approximately 762 meters down the runway. In a headwind the touch down will move closer to the threshold; in a tailwind the touch down will be farther down the runway. Interestingly, since the space shuttle doesn't put the nose on the runway until a specified airspeed, and since the drag is about the same flying above the runway or rolling on it, the touch down point doesn't significantly change

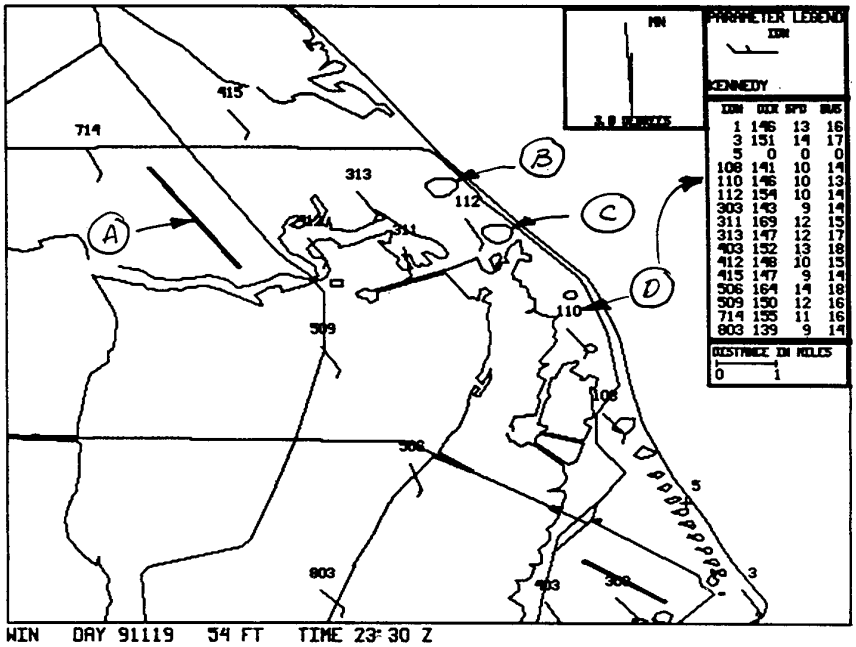


Figure 3. MIDDS surface wind display of the Kennedy Space Center with:
A -the Shuttle Landing Facility
B&C -the Shuttle Launch Pads
D -one of the numerous wind towers and its tabular data.

the stopping point. The flat approaches are necessary since a 1.5-degree glide slope does not give the same clearance as provided by a 3-degree glide slope. The hill off the end of the Dakar runway was one of the reasons that site was considered inadequate, and the space shuttle operation was moved to Yundum Airport in The Gambia. Naturally good, stable weather is a major factor in locating a prime landing site.

10. Ground Handling

Once a spacecraft is on the ground, the requirement for special equipment does not end. There is the potential hazard from the various gases and fluids that are carried on the spacecraft. In the case of the space shuttle, that fosters a requirement for men in protective garments who can check the area around the spacecraft to ensure it is hazard free. They must have a truck for transport and special equipment. Another problem is the question of cooling. While in space the space shuttle can use the radiators located inside the doors or it can evaporate water for cooling. Neither of these options is available after landing. The space shuttle does have ammonia boilers that can be used for cooling, but they have only a twenty minute supply of ammonia, and the ammonia is hazardous to the ground crew and others near the shuttle. At U.S. landing sites, two special cooling trailers are available. One trailer provides chilled freon to the spacecraft and the other provides cooled air. At overseas landing sites, the spacecraft must immediately be powered down and the resultant possible degradation of payloads and other systems accepted since the cost of providing cooling at all the possible landing sites would be prohibitive. There is a convoy of significant size that is composed of all the people and equipment necessary to monitor, care for, and ensure the safety of the space shuttle, its cargo, and its crew. This convoy consists of vehicles that include: fire trucks, crew transport trucks, access stairs, a command vehicle, an astronaut van, security vehicles, an ambulance, a wind machine for blowing away toxic fumes, the freon and air cooling trailers, a tow vehicle, and access vehicles to allow the connection of the cooling lines at the upper aft end of the space shuttle. Even at the Trans-oceanic Abort Sites, where the post landing support is kept to a minimum, there is a sizeable crew sent in case the space shuttle lands. At Ben Guerir approximately 46 people are sent for each mission, and the Moroccan government supplements that number with Moroccan technicians and workers. Most of the people at sites outside the United States are required to maintain aids necessary for the space shuttle landing, but quite a few are engaged in the convoy operations.

11. Preparation for Transport

If the spacecraft has landed at a site other than the processing location, it must be moved. Assuming that the craft will be moved by air, it must be prepared for transport. A number of items must be accomplished:

1. The spacecraft must be made safe for the trip
2. The weight and center of gravity limitations of the carrier must be satisfied
3. Special equipment necessary for the transport must be installed
4. The spacecraft must be made ready and then attached to the carrier aircraft

Making the spacecraft safe for the trip entails ensuring that there are no hazardous leaks and that hazardous systems are in a safe configuration. In the case of the space shuttle, most of this is checked by relaying telemetry to the processing facility at the Kennedy Space Center. This means a telemetry link must be established from the landing site, wherever it is, back to the Kennedy Space Center. If there is no telemetry link, then some monitoring equipment must be available at the landing site.

If there is a wide latitude in the capability of the carrier aircraft's cargo capability, there may be little concern for the weight and center of gravity location of the spacecraft. Unfortunately with the Shuttle Carrier Aircraft, both weight and c.g. are important. If the trip requires a long flight, that means the space shuttle must be lightened at the landing site, and the c.g. must be considered. This is the case if the shuttle is to be brought back from a non U.S. site. The first thought is to remove the payload to meet the restrictions. But it is a difficult task to remove the payload and then properly care for it at remote locations, and usually the preferred choice is to remove one or more of the engines before transport.

Special equipment necessary for transport must be installed. In the case of the space shuttle, the most obvious item is the tail cone. But there are many other items such as special electrical connections, window covers, transport locks, and instrumentation.

The spacecraft must finally be made ready and placed on the carrier aircraft. If the landing gear is down (as one would expect it to be) it must be retracted. The spacecraft must be attached to the carrier aircraft. In the case of the space shuttle, this requires either specially built lifting structures or one of a very few extremely large commercial cranes available.

All of these activities require special equipment and personnel. Any individual item is a reasonable task, but the aggregate of all the items presents a challenge. Hundreds of people are involved in making a space shuttle ready to be shipped back to the Kennedy Space Center for another launch.

12. Ferry Flight

The ground support equipment necessary at enroute landing sites during the ferry back to the processing site can be held to a minimum. In the case of a space shuttle ferry flight, the spacecraft is made safe and then is essentially inert during the trip. A crew is carried along in another aircraft to service the spacecraft in case of unusual circumstances, but normally the spacecraft is not serviced enroute. One exception to this is a requirement for warm air to be pumped through the shuttle to keep fluids in the payload warm in case of freezing temperatures. A few of the internal heaters on the shuttle can be powered while the spacecraft is on the carrier aircraft, but they are not adequate to keep the payload warm. This also results in the restriction that the space shuttle cannot be ferried at altitudes where the temperature would be well below the freezing temperature of hydrazine. This limits the range of the ferry flights and causes more stops to be made. The alternative would be to power more of the space shuttle systems which would probably dictate active monitoring and a much more complicated ferry operation.

13. Conclusion

Many unconventional items are necessary at a landing site to help in the safe landing of a winged manned space vehicle and then its safe and efficient return to the site where it will be readied for another launch. Few of the items are absolutely essential for a successful landing and then the preparation for, and execution of, the ferry flight. However, each of the items adds another measure of confidence and safety to an operation that has very little room for error. Some of the requirements listed could be eliminated by changing the design of the spacecraft. A risk versus benefit trade should be made before any of the functions are deleted to ensure that safety and efficiency will not be compromised.

References:

1.Bobko, K. 1987, Space Shuttle Contingency Landings, NASA Briefing

2.Space Shuttle System Requirements for Runways and Navigation Aids, NASA 1988, NSTS 07700, Volume X, Appendix 10.17.

3. Rotzoll, D. 1991, Application of an Interactive Computer System to Enhance Space Shuttle Forecasting, Proc 4th International Conference on Aviation Weather Systems, Paris, France.

SESSION 2.6.
CONTRÔLE DE DESORBITATION ET DE RETOUR VERS LA TERRE / CONTROL OF DEORBITING AND RETURN TO EARTH

Co-Présidents / Co-Chairmen:
V.V. MALYSHEV (MAI), P. BAUDRY (AEROSPATIALE)

DESORBITATION DU VEHICULE SPATIAL HERMES ET PROBLEMES LIES A LA RETOMBEE DE SON MODULE DE RESSOURCE

J.LEGENNE, C.AUBERT, R.BROCA, J-F.GOESTER

Centre National d'Etudes Spatiales

18, avenue Edouard Belin
31055 Toulouse (FRANCE)

Résumé

Cet article présente les différents problèmes liés à la rentrée du véhicule spatial récupérable Hermès et notamment ceux liés à la manoeuvre de désorbitation, au réseau de sites d'atterrissage et à la retombée du Module de Ressource d'Hermès.

Abstract

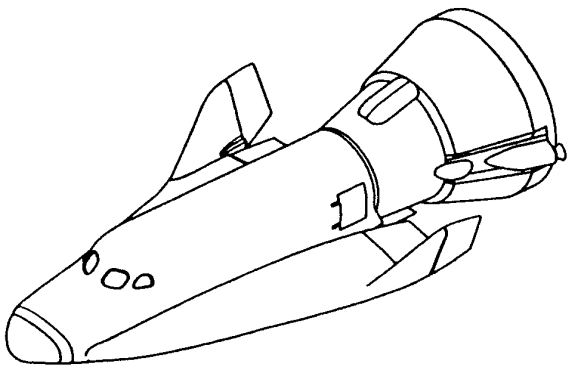
This paper deals with Hermès recoverable vehicle reentry problems. In a first part the deorbitation manoeuvre is described, then the landing site network is presented and, at last, Hermès Ressource Module fall out is discussed.

Keywords: flight dynamics, Hermès, deorbitation, reentry, manoeuvre, fall out, landing.

1 - Introduction

La navette spatiale européenne Hermès appartient à la gamme des véhicules spatiaux récupérables. Sa mission prend ainsi fin par une phase de rentrée lui permettant de rejoindre dans de bonnes conditions une piste d'atterrissage. Celle-ci appartient à un réseau judicieusement choisi afin de satisfaire un certain nombre de contraintes dont les plus importantes seront détaillées ci-dessous.

Outre le calcul de la manoeuvre de désorbitation lié aux conditions de rentrée atmosphérique et à la piste retenue, le retour sur terre d'Hermès pose aussi le problème de la retombée du MRH (Module de Ressource d'Hermès). Les moteurs principaux du VSH (Véhicule Spatial Hermès) ne sont en effet pas récupérables et sont largués avant la rentrée dans l'atmosphère (*figure 1.1.*).



- figure 1.1.: Hermès et son module de ressource (MRH) -

La sécurité des populations impose ainsi à la zone de retombée du MRH (compte tenu des dispersions et de la fragmentation éventuelle) de ne pas rencontrer la terre ferme.

Après avoir décrit dans une première partie la manoeuvre de désorbitation, nous nous attacherons aux différentes contraintes conduisant au choix de pistes d'atterrissage. Les problèmes de retombée du MRH, propres à la rentrée d'Hermès, constitueront une partie à part entière.

2 - Désorbitation

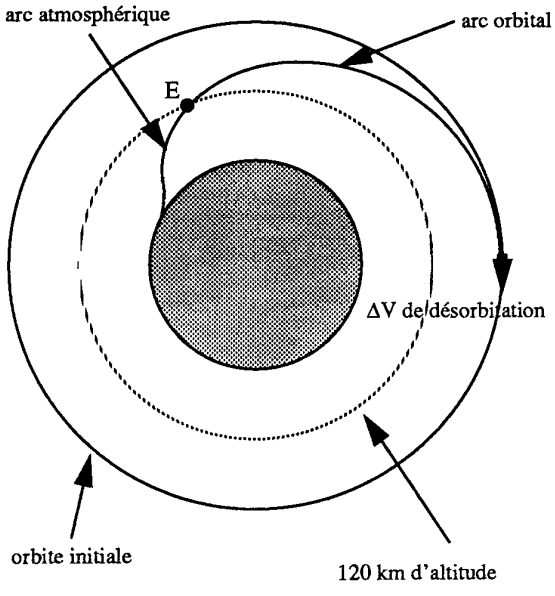
21 - <u>présentation :</u>

Par désorbitation, nous entendons manoeuvre permettant de se placer sur une trajectoire satisfaisant les différentes contraintes liées à la rentrée atmosphérique et de rejoindre en final la piste choisie.

Cette trajectoire se décomposera alors en deux arcs :

- un arc orbital,
- un arc atmosphérique.

Conventionnellement, le passage de l'un à l'autre s'effectue à 120 km d'altitude (point E de la *figure* 2.1.), altitude au dessus de laquelle les forces aérodynamiques sont pratiquement négligeables.



- figure 2.1. : arcs de rentrée -

Le calcul de la manoeuvre de désorbitation est lié d'une part aux conditions de rentrée dans l'atmosphère (vitesse) et d'autre part à la situation géographique du site de retour retenu (dé-

Copyright © 1991 by CNES

ports latéral et longitudinal).

22 - interface avec la rentrée atmosphérique :

Il n'est pas du ressort de cet article de traiter de la rentrée atmosphérique. Toutefois, il est nécessaire de connaître le pourquoi des conditions d'interface entre cette dernière et l'arc orbital ne serait-ce que pour les modifier s'il y a un problème de faisabilité.

Cette interface se pose principalement en terme de position/vitesse, l'attitude de l'avion (incidence, gite ...) pouvant être réglée indépendamment de la manoeuvre de désorbitation.

- position : elle peut être définie par les trois paramètres altitude/latitude/longitude. Comme on se place, a priori, à 120 kilomètres d'altitude, il ne reste plus que la latitude et la longitude elles même liées par la valeur de l'inclinaison de l'orbite.

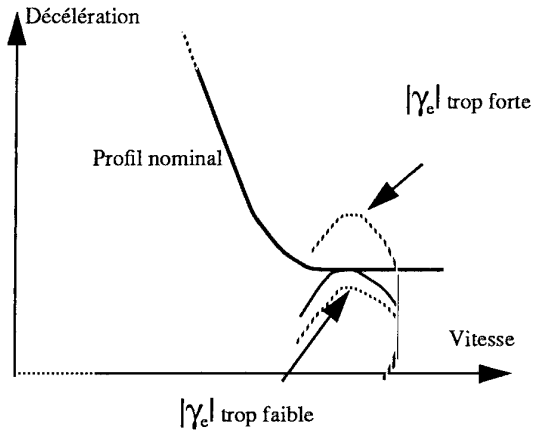
En fait, pour rejoindre correctement une piste qui n'est pas dans le plan de l'orbite, il est nécessaire d'effectuer un déport latéral. Or celui-ci est très coûteux en ergols si on essaie de le faire en orbite. Il sera donc exclusivement réalisé durant la phase atmosphérique en donnant du roulis à l'avion.

A déport latéral fixé (limité à 1500 km par les performances aérodynamiques de l'avion), la trajectoire atmosphérique nécessite alors une certaine portée longitudinale, c'est à dire le long de la trace. On doit donc positionner correctement le couple (lat_e,$long_e$) ou simplement $long_e$ pour être à la bonne distance de la piste.

- vitesse : là aussi, la vitesse peut être définie par trois paramètres (norme de la vitesse V, pente γ [angle entre la vitesse et l'horizontale locale] et azimut χ [direction de la vitesse par rapport au nord]). L'azimut étant directement lié à l'inclinaison de l'orbite et à la latitude, il reste deux degrés de liberté.

En fait, le terme prépondérant est la pente, paramètre très sensible, d'autant plus que la vitesse V_e, on le verra plus tard, est difficilement commandable par une seule manoeuvre de désorbitation.

Il faut savoir que pendant la rentrée atmosphérique, Hermès s'asservira, à partir d'un certain moment, à un profil de référence traduit en décélération de traînée en fonction de la vitesse V. On déterminera alors la valeur de γ_e, afin qu'au début de cet asservissement, on vienne tangenter ce profil.



- figure 2.2. : diagramme décélération / vitesse -

En conclusion, les paramètres de position/vitesse seront :

h_e, 120 km ,

$long_e$, définie par la manoeuvre de désorbitation,

lat_e, dépendant de l'inclinaison et de $long_e$,

V_e, non commandable directement,

γ_e, dépendant de la manoeuvre de désorbitation,

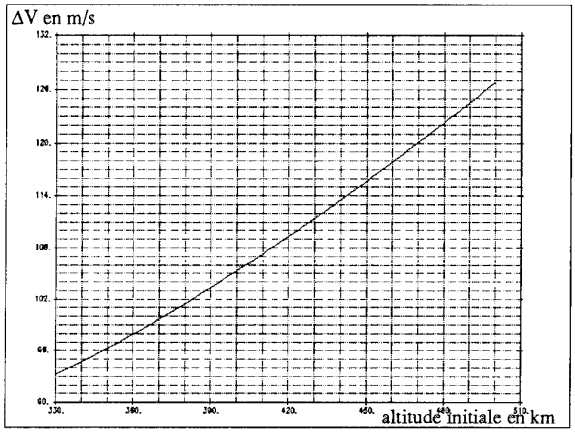
χ_e, dépendant de l'inclinaison de l'orbite et de lat_e.

Seules la longitude et la pente de la vitesse à l'entrée à 120 km seront donc prises en compte par la manoeuvre de désorbitation.

23 - contraintes liées à la motorisation du MRH :

Il ne s'agira pas dans cette partie des problèmes liés à la retombée du MRH qui seront abordés au paragraphe 4, mais des conséquences sur la désorbitation du relativement faible niveau de poussée dont dispose le VSH. En effet, pour une masse avant la désorbitation d'une vingtaine de tonnes, Hermès dispose de six moteurs de 400 Newton dont deux ne seront utilisés qu'en cas de mauvais fonctionnement d'un des quatre premiers. 1600 Newton sont donc disponibles pour la désorbitation. On ne pourra pas supposer les manoeuvres "impulsionnelles".

En effet, à partir d'une orbite circulaire, en mode "impulsionnel" et en visant une pente de -1.3 degrés à 120 km, les ΔV nécessaires sont les suivants :



- figure 2.3.1. : coût de la désorbitation -

Traduits en durée de poussée sachant que :

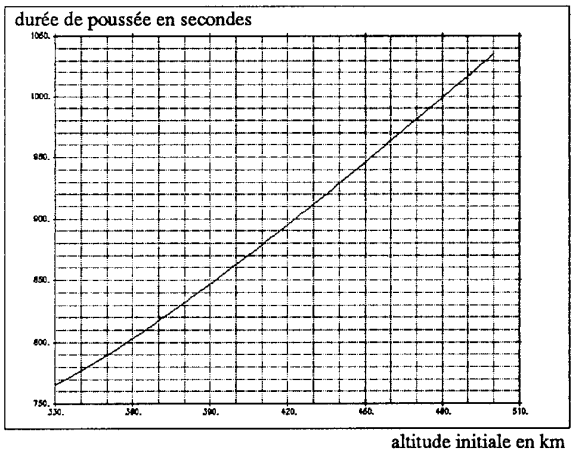
$$\Delta t = \frac{g_o \cdot Isp}{F} \cdot \left(1 - e^{\frac{-\Delta V}{g_o Isp}} \right)$$

où : g_o : constante de gravitation terrestre,

Isp : impulsion spécifique des moteurs,

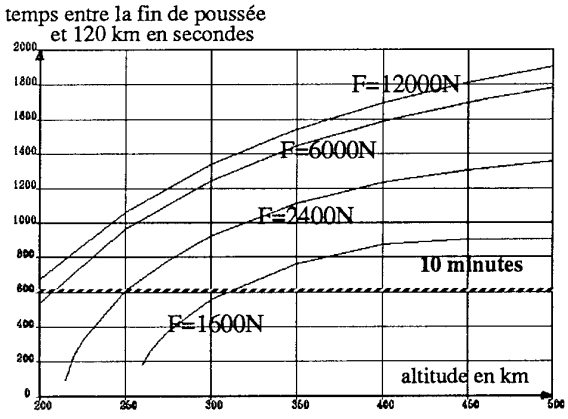
F : poussée des moteurs,

on obtient les durées de poussée de la *figure* 2.3.2.



- figure 2.3.2. : durée de la désorbitation -

Relativement à la période de l'orbite de départ voisine de 5500 secondes on ne peut pas considérer la manoeuvre comme étant impulsionnelle. Cela est d'autant plus vrai que la poussée étant plus efficace au début (lorsque l'on est éloigné du point à 120 km dont on veut modifier la pente), sa durée augmente lorsque la poussée des moteurs diminue comme le montre la *figure* 2.3.3:



- figure 2.3.3. : influence du niveau de propulsion -

Soulignons aussi qu'à l'issue de la manoeuvre de désorbitation il faut séparer puis éloigner le MRH d'Hermès et enfin donner à l'avion la bonne incidence de rentrée. Ces opérations doivent avoir lieu avant le passage à 120 km où commencent l'arc atmosphérique et l'influence des forces aérodynamiques. Dix minutes environ étant nécessaires à ces opérations, on voit sur la *figure 2.3.3.* que toutes les motorisations ne sont pas envisageables, le CFFL (Columbus Free Flyer Laboratory) visité par Hermès voyant son altitude varier entre 330 et 500 km en fonction de l'activité solaire (il est le cadre d'expériences à microgravité constante). Telle est donc la gamme d'altitudes à partir desquelles la désorbitation devra être envisagée. L'utilisation de 6 moteurs de 400 Newton permet d'en garder deux "en réserve" pour pallier à toute panne éventuelle.

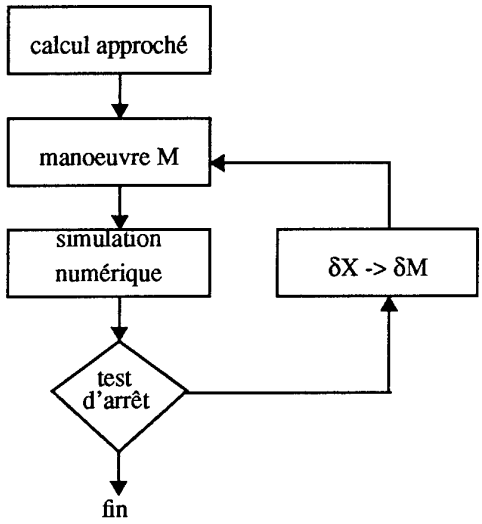
24 - <u>calcul de la manoeuvre de désorbitation :</u>

Relativement simple en mode impulsionnel et en considérant les orbites képlériennes, le calcul de la manoeuvre de désorbitation se complique notablement si l'on tient compte de l'étalement des poussées ainsi que des forces perturbatrices telles que traînée aérodynamique ou terme en J2 du potentiel terrestre.

L'objectif de la manoeuvre est d'amener le VSH à 120 km d'altitude avec une pente γ_e et une longitude l_e cohérentes avec la contrainte thermique d'une part (cf paragraphe 22) et la piste à rejoindre d'autre part. Le paragraphe 25 montrera que la vitesse V_e n'est pas commandable directement par la manoeuvre de désorbitation.

En conservant une direction de poussée opposée à celle de la vitesse, on s'assure de la quasi-optimalité de la manoeuvre en terme de consommation. La poussée se caractérise alors par deux paramètres: sa durée et sa date de commencement.

Il n'existe pas, à notre connaissance, de méthode analytique de calcul de cette manoeuvre. Mais disposant d'un calcul approché (impulsionnel képlérien) et d'un outil de simulation numérique complet (extrapolation d'orbite), nous pouvons procéder de la facon itérative suivante:



- figure 2.4. : schéma fonctionnel -

Les corrections δM étant calculées, à partir des erreurs δX observées grace à la simulation numérique, de la façon suivante:

$$\delta\gamma_e = \frac{\partial\gamma_e}{\partial\Delta t}\cdot\delta\Delta t + \frac{\partial\gamma_e}{\partial t_o}\cdot\delta t_o$$

$$\delta l_e = \frac{\partial l_e}{\partial\Delta t}\cdot\delta\Delta t + \frac{\partial l_e}{\partial t_o}\cdot\delta t_o$$

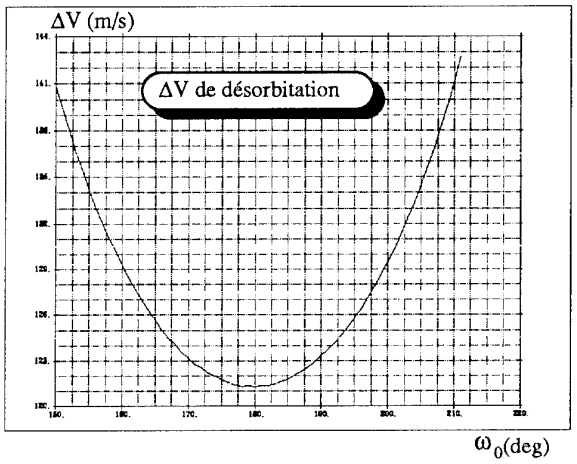
soit :

$$\begin{bmatrix}\delta\gamma_e\\ \delta l_e\end{bmatrix} = A\times\begin{bmatrix}\delta\Delta t\\ \delta t_o\end{bmatrix} \quad et \quad \begin{bmatrix}\delta\Delta t\\ \delta t_o\end{bmatrix} = A^{-1}\times\begin{bmatrix}\delta\gamma_e\\ \delta l_e\end{bmatrix}$$

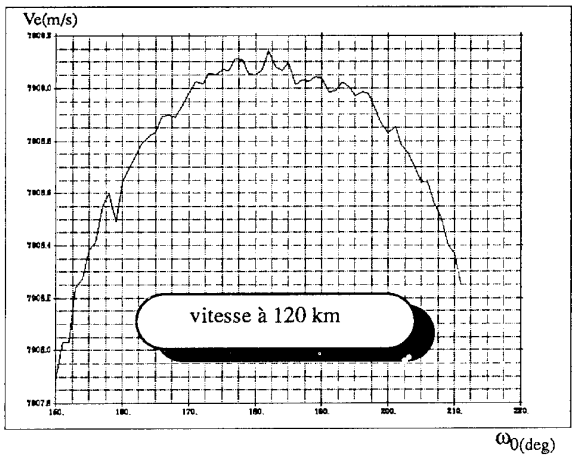
L'obtention de la matrice A est toutefois assez laborieuse et calculatoire (ref [1]). Elle nécessite notamment un certain nombre d'approximations. Ne perdons cependant pas de vue que A ne s'appliquant qu'à des corrections a priori faibles, une forme approchée est suffisante. Il suffit ensuite d'inverser cette matrice pour trouver, à partir des erreurs observées par simulation à 120 km, les corrections à appliquer à la manoeuvre. Cette méthode converge en quelques itérations.

25 - vitesse à 120 km :

Il peut paraître étonnant de ne pas voir apparaître la vitesse à 120 km V_e dans le calcul de la manoeuvre de désorbitation. Elle intervient en effet au même titre que la pente à 120 km γ_e dans les contraintes thermiques liées à la phase atmosphérique (développées au paragraphe 22). Pour ajuster V_e par la manoeuvre, il faut se donner un paramètre supplémentaire. La direction de poussée est le seul dont nous pouvons disposer. La manoeuvre ne sera ainsi plus optimale. Les *figures 2.5.1. et 2.5.2.* montrent que le surcoût est non seulement grand mais que l'effet sur V_e est très faible à γ_e et l_e fixes. Il ne parait donc pas envisageable d'ajuster V_e par la direction de poussée.

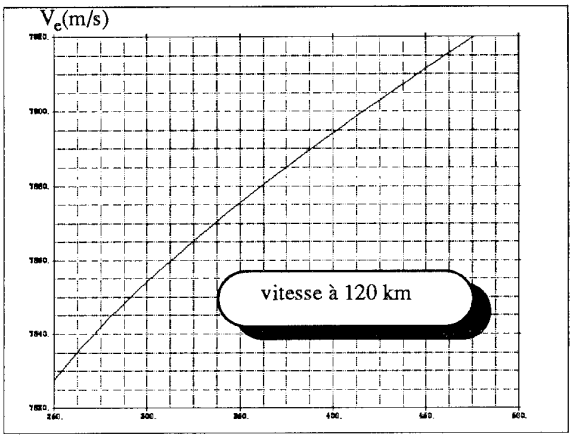


- figure 2.5.1. : influence de la direction de poussée sur le ΔV -



- figure 2.5.2. : infuence de la direction de poussée sur V_e -

Cependant, une autre méthode serait de jouer sur l'altitude de désorbitation. Celle-ci influe en effet directement sur la vitesse à 120 km comme le montre la *figure 2.5.3.*. Notons néanmoins que le surcoût en masse d'ergols est loin d'être négligeable.

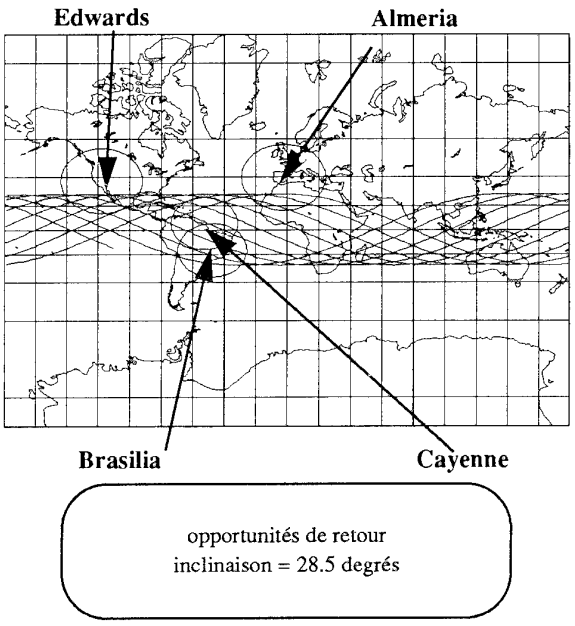


- figure 2.5.3. : influence de l'altitude de désorbitation sur V_e -

3 - Pistes d'atterrissage

31 - contraintes liées à la mécanique spatiale :

On l'a vu au paragraphe 22, le déport latéral permis à l'avion durant sa phase de rentrée atmosphérique est limité à 1500 kilomètres. Or, pour des raisons de sécurité, on doit pouvoir atteindre une piste en moins de six heures (par exemple en cas de dépressurisation), ce qui revient à peu près à vouloir une opportunité de retour par orbite, c'est à dire un passage de la trace au sol à moins de 1500 km d'une piste. Compte-tenu d'une inclinaison de 28.5°, ceci ne peut être réalisé avec une seule piste. Des études ont été menées au CNES Toulouse (ref [4]) afin de trouver un réseau minimal de pistes (en raisonnant par numérotation sur un treillis d'orbites, pouvant représenter tous les cas possibles de phasage de celles-ci par rapport à la Terre), tout en respectant d'autres contraintes exposées ci-dessous.



- figure 3.1. : opportunités de retour -

32 - contraintes météorologiques :

Trois critères permettent d'évaluer la qualité de la disponibilité météorologique d'un site de retour: il s'agit du vent, de l'activité orageuse et de la visibilité. Soulignons que l'aspect statistique joue un rôle important dans l'étude de ces trois paramètres. Le tableau suivant récapitule les pourcentages de disponibilité globale de quelques pistes :

	Visibilité	Activité orageuse	Vents	disponibilté hors (avec)visi
ALMERIA	98.6	99	98	97 (95.5)
ROCHAMBEAU	96	85	99	84 (81)
BRASILIA		61	100	61
CAP VERT		99	98	97
EDWARDS		99	99	98
CAP KENNEDY		75	95	71

33 - contraintes diverses :

D'autres contraintes d'origines moins déterministes jouent un rôle important sur la sélection du réseau de pistes d'atterrissage. On peut citer notamment la volonté de retenir un site en Europe (ce qui est pénalisant d'un point de vue déport latéral, l'Europe se situant à des latitudes élevées par rapport à l'orbite Hermès qui ne dépassera pas 28.5 degrés de latitude en orbite) et en Guyane, non loin du pas de tir.

34 - réseau de pistes :

Ces différentes contraintes ont abouti à la selection d'un réseau de pistes les satisfaisant. Il s'agit des suivantes : Alméria (Espagne), Cayenne (Guyane française), Edwards (Etats Unis) et Brasilia (Brésil).

4 - Retombée du MRH

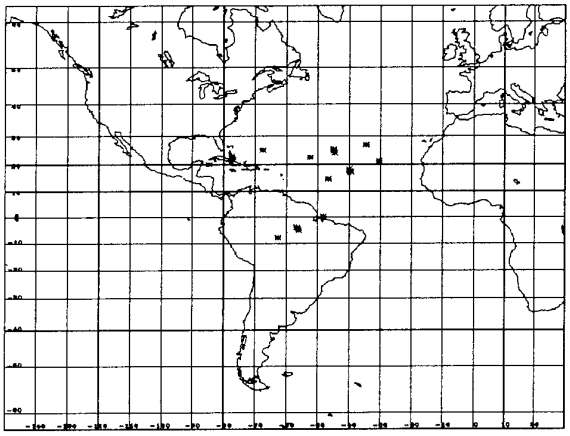
41 - présentation :

Par mesure de sécurité vis à vis des populations, la retombée sur la terre ferme du MRH ou de fragments de celui-ci est à proscrire. Cette contrainte rejette notamment certaines opportunités de rentrée alors que le déport latéral (distance de la trace au sol de l'orbite à la piste) était satisfaisant.

Donner par une manoeuvre particulière un ΔV supplémentaire au MRH permet de "récupérer" quelques unes de ces opportunités, les autres étant définitivement éliminées, et de diminuer ainsi le nombre de pistes d'atterrissage nécessaires.

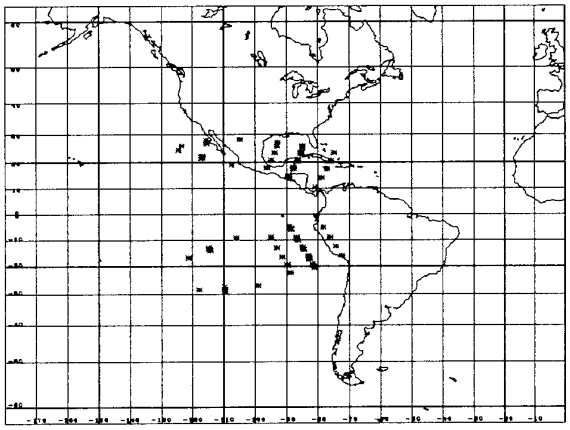
Les deux paragraphes qui suivent donnent, pour les quatre pistes du réseau actuellement étudié, quelques exemples de retombées naturelles et forcées. A chaque cas de rentrée traité (différents déports latéraux) correspondent cinq points d'impact : celui de l'étage intègre ainsi que ceux des limites latérales et longitudinales de la zone de retombée du MRH compte tenu des dispersions et de la fragmentation.

42 - retombée naturelle :



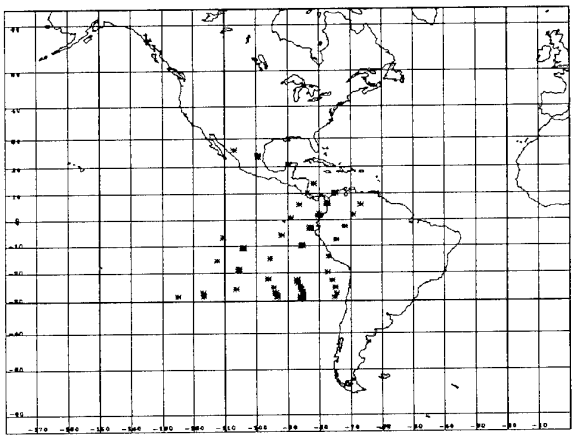
RETOUR SUR ALMERIA
Rupture à Φ = 350 kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée naturelle

- figure 4.2.1. : retombée naturelle du MRH sur Alméria -



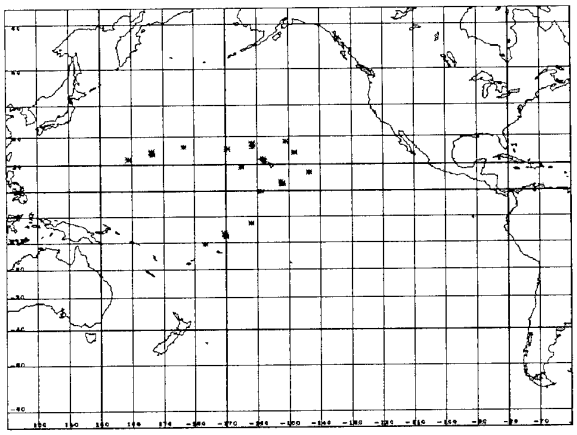
RETOUR SUR CAYENNE
Rupture à Φ = 350 kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée naturelle

- figure 4.2.2. : retombée naturelle du MRH sur Cayenne -



RETOUR SUR BRASILIA
Rupture à Φ = 350 kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée naturelle

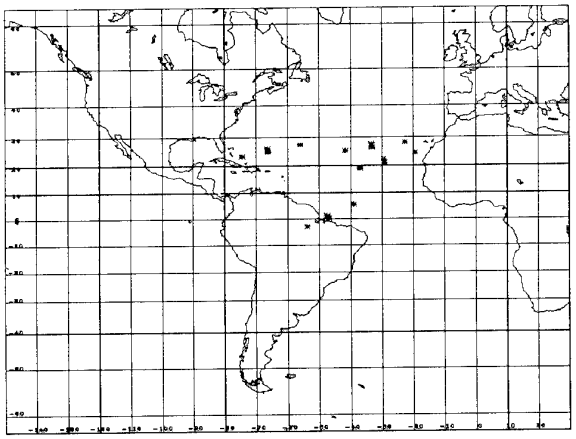
- figure 4.2.3. : retombée naturelle du MRH sur Brasilia -



RETOUR SUR EDWARDS
Rupture à Φ = 350 kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée naturelle

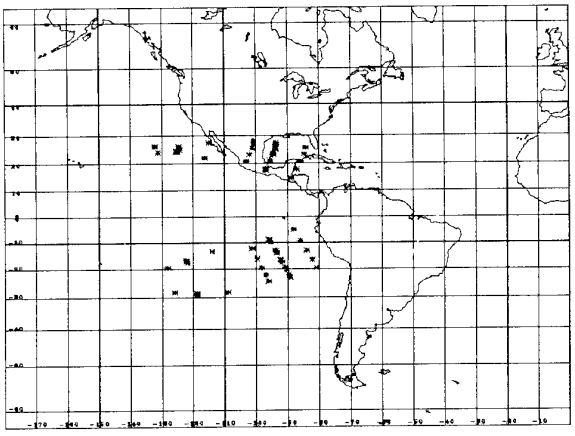
- figure 4.2.4. : retombée naturelle du MRH sur Edwards -

43 - retombée forcée :



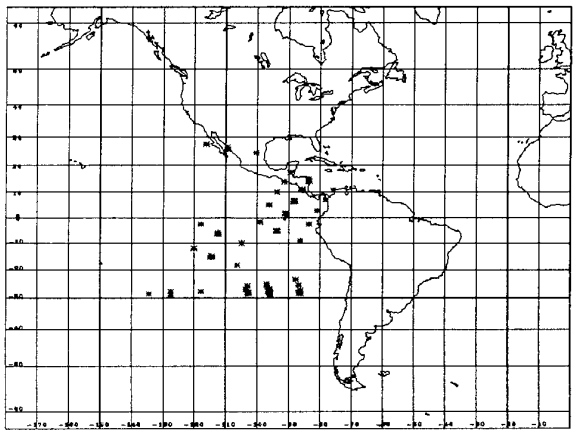
RETOUR SUR ALMERIA
Rupture à Φ = 350 kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée forçée avec un ΔV_{MRH} de +15 m/s

- figure 4.3.1. : retombée forcée du MRH sur Alméria -



RETOUR SUR CAYENNE
Rupture à Φ = 350 kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée forçée avec un ΔV_{MRH} de -20 m/s

- figure 4.3.2. : retombée forcée du MRH sur Cayenne -



RETOUR SUR BRASILIA
Rupture à $\Phi = 350$ kW/m^2
Portée longitudinale d'Hermès : 7000/10000 km
Motorisation : 4×400 N
Rentrée forçée avec un ΔV_{MRH} de -25 m/s

- figure 4.3.3. : retombée forcée du MRH sur Brasilia -

5 - Conclusion

Aux problèmes classiques de rentrée de véhicules spatiaux s'ajoutent dans le cas d'Hermès ceux liés au MRH et notamment :

- sa retombée et ses conséquences sur le choix des pistes d'atterrissage,
- son faible niveau de poussée.

C'est la prise en compte de toutes ces contraintes qui a permis de retenir le réseau de pistes actuel, à savoir Cayenne, Alméria, Edwards et Brasilia.

Acronymes

VSH - Véhicule Spatial Hermès
CFFL - Columbus Free Flyer Laboratory
MRH - Module de Ressources d'Hermès

Bibliographie

[1] - Logiciel de calcul de manoeuvre de désorbitation
référence : 91, CNES, TE/IS/MS/IO/10
auteurs : R.Broca, J.Legenne

[2] - Etude de la retombée du MRH
référence : 90, CNES, TE/IS/MS/AS/304
auteurs : C.Aubert, J.F.Goester

[3] - Désorbitation (vitesse au point d'entrée à 120 km)
référence : 91, CNES, TE/IS/MS/IO/139
auteurs : R.Broca, J.Legenne

[4] - Dossier de proposition de selection des sites d'atterrissage d'Hermès
référence : 90, CNES, H/DV/SY/MU/BB/311
auteurs : B.Belon, J.F.Goester, G.Ponce, B.Houze

CONTROLE DE LA DESTRUCTION

D'UN VEHICULE LOGISTIQUE A LA RENTREE

R. THEVENOT
AEROSPATIALE / Division Systèmes Stratégiques et Spatiaux
Les Mureaux - FRANCE

1. RESUME

Avec l'accroissement des performances des lanceurs spatiaux et du nombre de véhicules en orbite, il est de plus en plus fréquent que de gros objets retombent sur Terre.

L'étude du contrôle de la destruction de ces objets nous a conduits à nous intéresser, pour commencer et par soucis de simplification, au cas d'un étage supérieur de lanceur.

Ce papier présente les travaux qui ont été réalisés afin de mieux comprendre et maîtriser la retombée d'un étage atteignant des vitesses quasi-orbitales. Il rentre donc dans l'atmosphère à nombre de Mach élevé, après un vol "balistique" de durée variable selon les missions.

Pour pouvoir modéliser le comportement de cet objet au cours de cette phase de vol et prédire ses zones de retombées, des travaux spécifiques ont été nécessaires.

En aérodynamique d'abord, de façon à caractériser l'étage dans tout son domaine de vol et à mettre en évidence d'éventuelles positions d'équilibre. En calcul de trajectoire de rentrée ensuite afin de définir un scénario permettant de s'affranchir des problèmes de portance tout en étant très tolérant vis-à-vis de nombreuses incertitudes : aérodynamiques massiques ou aérologiques. L'approche sera complétée par des éléments permettant de prendre en compte la rupture de l'étage et les débris susceptibles d'en résulter.

2. AERODYNAMIQUE

2.1 Approche préliminaire

Une étude préliminaire réalisée à l'aide d'une méthode empirique (type Newton) sur une géométrie simplifiée (fig. 1) peut fournir des renseignements de qualité sur l'aérodynamique d'un objet en phase de rentrée hypersonique.

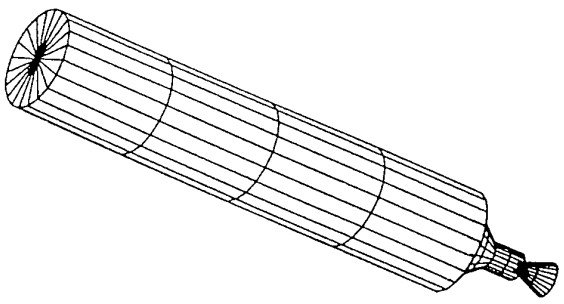


Fig. 1 - Géométrie simplifiée de l'étage

Une telle approche appliquée à cet étage a permis de montrer que celui-ci pouvait présenter des positions d'équilibre stable, portantes en régime hypersonique continu aux alentours de 150° d'incidence pour un centrage de 58.4 % de Lref (fig. 2). Dans cette attitude, les caractéristiques aérodynamiques prédites sont les suivantes :

- finesse = 0.7
- $M/S*Cx = 365\ kg/m^2$

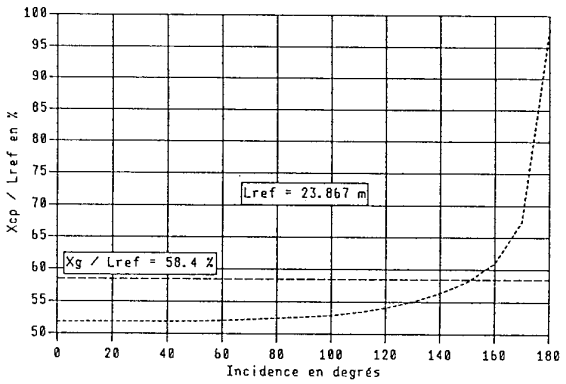


Fig. 2 - Position des centres de poussée évaluée par la méthode de Newton

Ces valeurs introduites dans un programme de trajectoire à 3 degrés de liberté conduisent au niveau des impacts au sol de l'étage intègre à des sur-portées de plusieurs milliers de kilomètres par rapport à une rentrée à incidence nulle. De tels écarts ne sont pas compatibles des impératifs de sécurité liés aux missions d'un lanceur performant. Une campagne d'essais en soufflerie a donc été définie afin de valider ces données aérodynamiques.

2.2 Essais en soufflerie

Ces essais réalisés sur une maquette à l'échelle 1 / 150 dans la soufflerie R3Ch de l'ONERA à Mach 9.95 ont validé les résultats du problème de portance (Ref. 1). Ils ont de plus démontré un bon niveau de recoupement entre les méthodes empiriques et les mesures en soufflerie (fig. 3, 4, 5, 6).

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

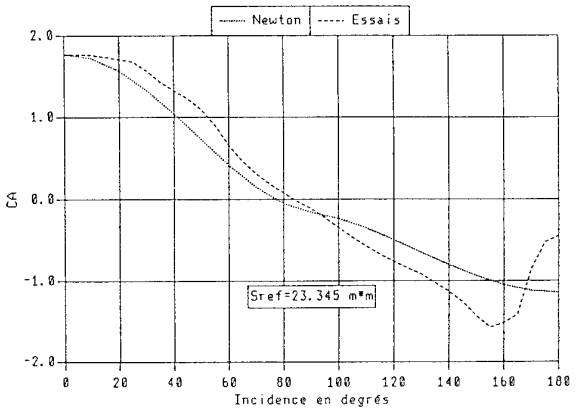


Fig. 3 - Comparaison Théorie / Expérience sur les CA

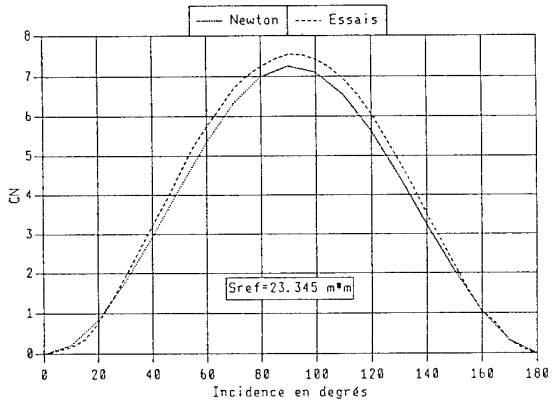


Fig. 4 - Comparaison Théorie / Expérience sur les CN

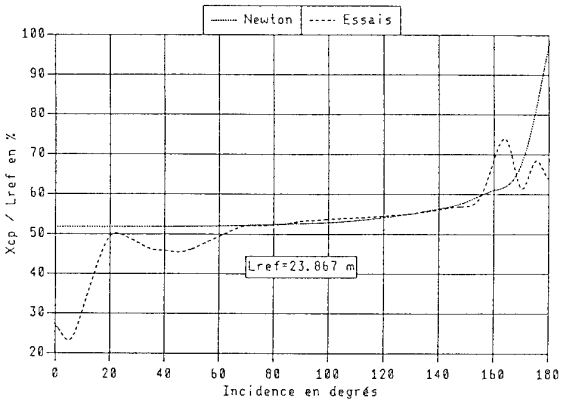


Fig. 5 - Comparaison Théorie / Expérience sur les centres de poussée

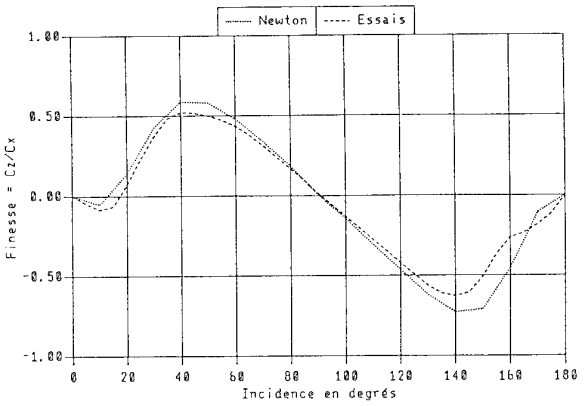


Fig. 6 - Comparaison Théorie / Expérience sur les finesses

Les caractéristiques aérodynamiques de l'étage pris comme exemple à l'équilibre tirées de ces essais sont :

- incidence d'équilibre = 154°
- finesse = 0.38
- M / Scx = 300 kg / m^2

Toutefois, des phénomènes non pris en compte par les méthodes simplifiées ont été mis en évidence :

- pour des incidences comprises entre 25° et 70°, un battement d'onde de choc est apparu dans la cavité créée par la structure avant (fig. 6), ce qui a rendu les mesures très instables. Ce phénomène est également apparu à environ 150° dans la cavité tuyère.

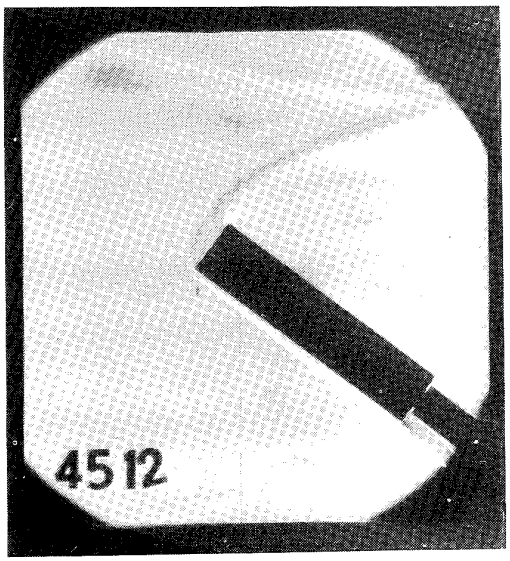


Fig. 7 - Onde de choc sur la structure avant à $\alpha = 30°$

- aux alentours de 180° les méthodes empiriques ont été mises en défaut. En effet, le CA prédit était de -1.14 alors que les essais n'ont conduit qu'à -0.44. De plus, dans cette zone, le centre de poussée évolue de façon rapide et avec de grandes excursions (fig. 3,5). Ceci s'explique par un effet de pare-vent créé par la tuyère (fig. 8,9).

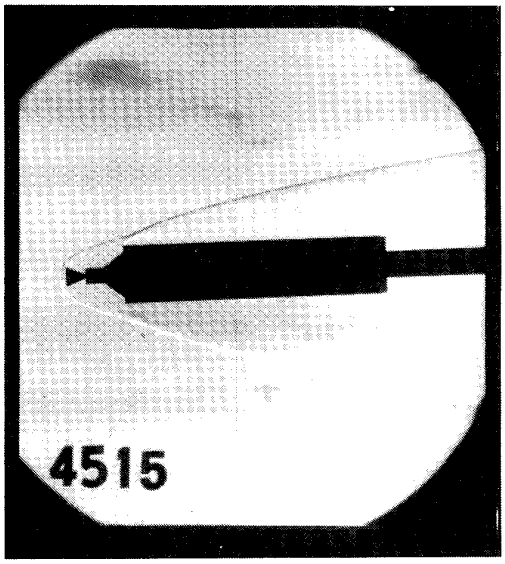


Fig. 8 - Onde de choc sur la zone arrière à $\alpha = 182°$

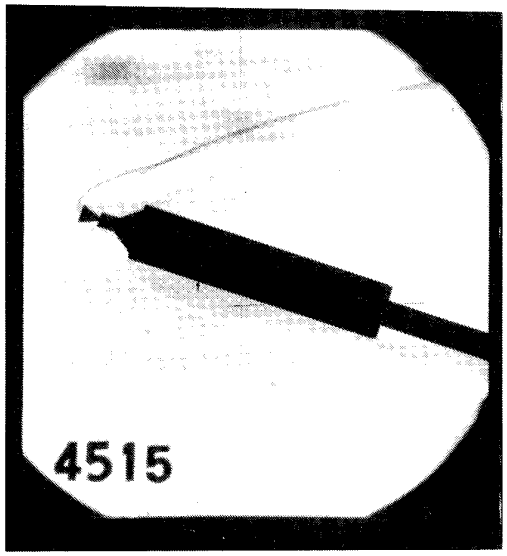


Fig. 9 - Onde de choc sur la zone arrière à $\alpha = 160°$

Cette campagne d'essais, si elle a validé l'approche préliminaire, a également montré que les positions d'équilibre de l'étage dépendent fortement de paramètres mal maîtrisés :

- la position angulaire de la tuyère,
- le centrage exact (avec les ergols imbrûlés),
- la position réelle du choc (R3Ch est une soufflerie froide qui, de ce fait, ne rend pas compte de tous les phénomènes physico-chimiques apparaissant en vol).

3. SCENARIO DE RENTREE

3.1 Objectifs

Les essais en soufflerie ont confirmé que l'étage pouvait avoir des positions d'équilibre portantes en phase de rentrée toutefois fortement dépendantes de paramètres mal connus. Il a donc été nécessaire de définir un scénario pour la phase de rentrée atmosphérique qui respecte les contraintes suivantes :

- trajectoires peu influencées par la portance de l'étage,
- grande tolérance vis-à-vis des incertitudes aérodynamiques, massiques ou aérologiques,
- étage passif pendant toute la rentrée.

3.2 Scénario retenu

Après avoir passé en revue un grand nombre de scénarios susceptibles de respecter les contraintes exprimées ci-dessus :

- dispositif de freinage (ballute),
- jupe ou volets déployables,
- découpe de l'étage,
- rentrée déportante,
- rentrée avec mise en roulis,
- rentrée avec mise en vitesse transverse,

il s'est avéré que seuls les deux derniers présentaient un réel intérêt.

3.2.1 Rentrée avec mise en roulis

Ce scénario consiste en une mise en roulis de l'étage juste avant sa rentrée. Si l'on suppose l'étage vide, ou les ergols sous forme gazeuse, l'énergie en roulis se conserve durant tout le début de la rentrée. Lorsque les couples de rappel aérodynamiques apparaissent, l'étage, par effet gyroscopique, se met à décrire un cône autour du vecteur vitesse, ce qui moyenne la portance.

Cette solution n'a toutefois pas été retenue car elle s'est révélée insuffisamment robuste vis-à-vis des incertitudes définies ci-avant.

3.2.2 Rentrée avec vitesse transverse

Ce scénario consiste en une mise en vitesse transverse de l'étage ($\omega_T = \sqrt{q^2+r^2}$) dès la séparation. Lors de la rentrée, la stabilisation de l'étage est retardée mais des rebonds peuvent apparaître à des altitudes comprises entre 40 et 50 km. Toutefois, il est fort probable que l'étage se rompra bien avant d'atteindre ces altitudes.

Avec une vitesse transverse suffisamment élevée, il est possible de s'assurer que quelles que soient les dispersions aérodynamiques, massiques ou aérologiques rencontrées, la stabilisation n'interviendra jamais avant 60 km d'altitude.

Une étude de sensibilité réalisée sur :

- l'attitude initiale (α, $\varnothing a$),
- l'aérodynamique de l'étage (CA, CN, Xcp / L, Cmq),
- les vitesses de roulis,
- les excentrements de centre de gravité,

a démontré que ce scénario présente toutes les qualités recherchées et autorise un bon contrôle de la phase de rentrée d'un étage supérieur de lanceur proche du modèle étudié.

4. EFFET DE LA HAUTE ALTITUDE

Le scénario dit vitesse transverse permet de contrôler la phase de début de rentrée de l'étage. Toutefois, le point de rentrée dans l'atmosphère ($H = 120$ km) peut être fortement influencé par le freinage aérodynamique dans les hautes couches atmosphériques. Ce freinage, lié à la traînée du véhicule ($Fx = 1/2 \rho S C_x V^2$) fait intervenir deux termes difficiles à évaluer pour $H > 100$ km :

- le coefficient de traînée Cx,

- la masse volumique de l'air ρ.

4.1 Aérodynamique haute altitude

Lorsqu'un objet passe de la basse à la haute altitude, son aérodynamique évolue continûment du régime dit "continu" (régit par les équations de la mécanique des fluides) au régime dit "moléculaire libre" (régit par les équations de la cinétique des gaz).

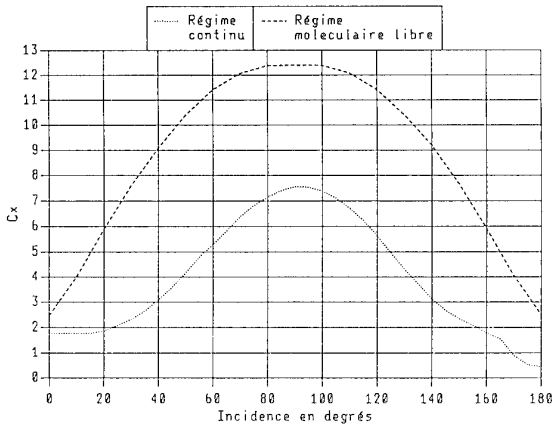


Fig. 10 - Comparaison de la traînée entre les régimes continu et moléculaire libre

La traînée varie fortement entre ces deux régimes (fig. 10). Le Cx moyen sur un tour passe ainsi de 4.15 à 9.30. Or, en appliquant des critères classiques (Réf. 2) :

- régime moléculaire libre pour Kn > 10,
- régime continu pour Kn < 0.001,

il apparaît que l'étage vole en régime continu pour H < 90 km et en régime moléculaire libre pour H > 210 km. Dans la zone la plus importante pour le freinage, s'étendant de la séparation (h = 100 km) à environ 150 km d'altitude, l'aérodynamique est dite de transition. L'évolution de la traînée d'un corps conique en fonction de l'altitude (fig. 11) montre à quel point celle-ci varie rapidement dans la zone qui nous intéresse. Un phénomène du même type sera rencontré sur un étage de lanceur.

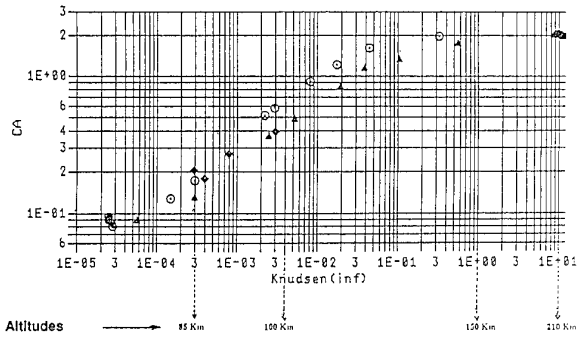


Fig. 11 - Evolution de la traînée d'un corps conique avec l'altitude

4.2 Masse volumique de l'air dans la haute altitude

Les programmes de calcul de trajectoire utilisent souvent des modèles d'atmosphère (Réf. 3,4) qui fournissent une évolution de la masse volumique moyenne de l'air en fonction de l'altitude. En fait, dans les études de freinage haute altitude, il faut également prendre en compte des variations de masse volumique à iso-altitude dont les origines peuvent être diverses :

- saison,
- activité solaire,
- orage magnétique, etc.

Pour les altitudes supérieures à 100 km, la masse volumique de l'air peut ainsi varier de façon très importante (Réf. 5) (fig. 12).

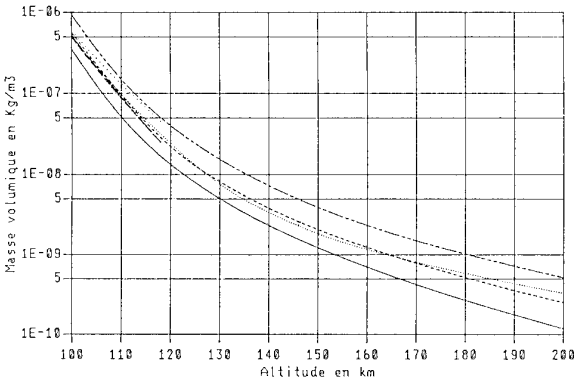


Fig. 12 - Variations de ρ dans différents modèles d'atmosphère

4.3 Influence du freinage haute altitude sur les points rentrée

Une illustration de cette influence est présentée fig. 13. Deux calculs de trajectoire y sont comparés, l'un utilisant des caractéristiques aérodynamiques "régime continu" associées à une atmosphère peu dense, l'autre utilisant des coefficients aérodynamiques "régime moléculaire libre" associés à une atmosphère exceptionnellement dense. L'écart important obtenu sur le point de rentrée dans l'atmosphère démontre qu'il est fondamental de prendre en compte l'évolution du Cx de l'étage en fonction de l'altitude et les dispersions d'ordre atmosphérique si l'on souhaite prédire avec un bon niveau de précision la partie balistique du vol d'un objet tel qu'un étage de lanceur.

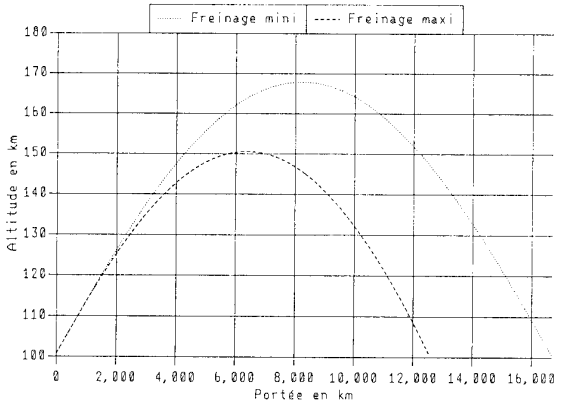


Fig. 13 - Comparaison du freinage haute altitude sur deux trajectoires

5. RUPTURE DE L'ETAGE

5.1 Chronologie d'une rentrée

Tous les raisonnements présentés ci-avant supposaient un étage intègre effectuant un vol balistique puis une rentrée atmosphérique. Dans la réalité, l'étage subira au cours de sa rentrée des charges mécaniques et thermiques très importantes qui conduiront à sa rupture. Les figures 14 et 15 montrent pour une mission GTO l'évolution du flux de référence sur une sphère de 1 m de rayon,

$$\varnothing_T = 5.74\,10^{-5}\ V_r^{3.15}\ \sqrt{\frac{\rho}{\rho o}}\ \frac{1}{\sqrt{R_N}}$$

(formule de Kemp et Ridell) et de la pression dynamique en fonction de l'altitude).

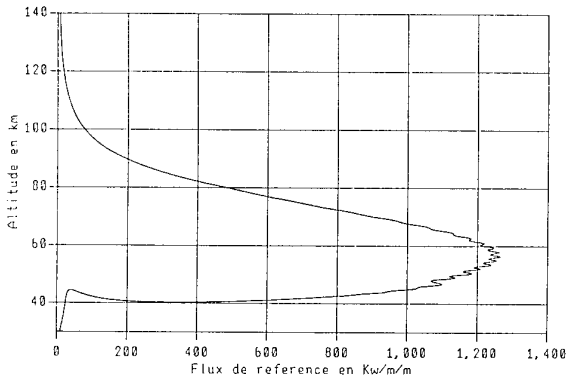


Fig. 14 - Evolution d'un flux de référence avec l'altitude sur une mission GTO

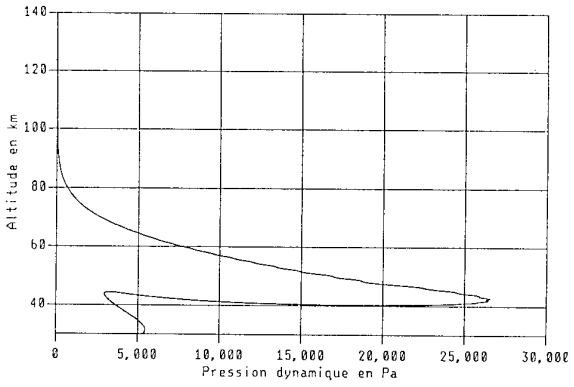


Fig. 15 - Evolution de la pression dynamique avec l'altitude sur une mission GTO

Il est à noter qu'à grand nombre de mach, la pression dynamique peut être reliée à la pression d'arrêt par la relation :

$$Pt = 1.84\ Pdyn$$

A partir de la pression d'arrêt, il est possible d'évaluer tout le champ de pression sur la partie cylindrique de l'étage en fonction de l'incidence par des relations simples obtenues par exemple en appliquant la méthode de Newton. On obtient alors :

$$P_L(a,\varphi) = \sin^2 a \cdot P_T \cdot (\cos^2\varphi + \frac{P\infty}{P_T} \sin^2\varphi)$$

avec :

$$P_T = 1.84\ Pdyn$$

$$\frac{P\infty}{P_T} = \left(\frac{\gamma+1}{2} M_a^2\right)^{\frac{\gamma}{1-\gamma}} \left(\frac{\gamma+1}{2\ M_a^2-(\gamma-1)}\right)^{\frac{1}{1-\gamma}}$$

5.2 Rupture de l'étage

Au cours de sa rentrée l'étage va se rompre sous l'effet combiné des charges mécaniques et thermiques. Si l'on souhaite prévoir les zones d'impacts des débris il est important d'estimer une zone d'altitude de rupture. Ceci peut être fait en première approche en exploitant les données disponibles sur des vols d'engins similaires (Réf. 6, 7,8,9). La zone de rupture la plus courante est : 60 km < Hr < 80 km.

5.3 Débris

Lors de sa rupture, l'étage va se décomposer en un grand nombre de débris. Certains d'entre eux, de par leur taille ou leur composition, ont de fortes chances d'arriver jusqu'au sol. C'est par exemple le cas du bâti-moteur, du moteur, des sphères de pressurisation, de la structure avant, ou de certains morceaux de viroles.

De façon à couvrir l'ensemble des caractéristiques aérodynamiques de ces débris, la zone d'impact à partir d'un point de rupture est supposée délimitée par :

- un débris avant de finesse = 0.1 et de $M/SCx = 300\ kg/m^2$,
- un débris arrière de finesse = - 0.3 et de $M/SCx = 25\ kg/m^2$.

5.4 Cas de l'explosion de l'étage

Lorsque des réservoirs chargés d'ergols rentrent dans l'atmosphère, il peut se produire une explosion qui fournit un incrément de vitesse aux débris. De nombreux travaux et observations ont été réalisés sur ce sujet (Réf. 7,8,10, 11). Des vitesses pouvant atteindre 250 m / s ont été rapportées.

Toutefois il semble que, pour de gros débris, des vitesses de l'ordre de 100 m / s constituent un maximum. De tels niveaux, composés perpendiculairement à la trajectoire conduisent tout de même avec Vr = 7 500 m / s à des variations de pente de l'ordre de ± 0.75°. Si l'on souhaite limiter l'étendue des zones d'impacts, il semble donc intéressant de passiver les étages avant leur rentrée dans l'atmosphère.

6. CONCLUSION

Les travaux réalisés sur la phase balistique du vol de cet étage puis sa rentrée dans l'atmosphère ont conduit à prendre en compte de très nombreux phénomènes. Il est désormais possible d'envisager de prédire correctement la phase balistique, de contrôler la phase de rentrée, et d'estimer de façon réaliste les zones d'impacts au sol des débris. Nous poursuivons actuellement nos travaux sur des structures de type Station Orbitale ou satellites lourds basse altitude.

LISTE DES SYMBOLES

CA : Coefficient de force axiale

Cmq : Coefficient d'amortissement en tangage

CN : Coefficient de force normale

Cx : Coefficient de traînée

Cz : Coefficient de portance

Finesse : Cz / Cx

H : Altitude

Hr : Altitude de rupture de l'étage

Kn : λ / L : nombre de Knudsen

Lref : Longueur de référence : 23.867 m

L : Longueur caractéristique du corps considéré

M : Masse

Ma : Nombre de Mach

p : Vitesse de roulis

Pdyn : Pression dynamique : $1/2\ \rho\ V^2$

P_L : Pression statique locale

$P\infty$: Pression à l'infini amont

P_T : Pression d'arrêt

q : Vitesse de tangage

r : Vitesse de lacet

R_N : Rayon de la sphère sur laquelle se calcule $\varnothing_T$

Sref : Surface de référence : 23.345 m^2

V_r : Vitesse relative du véhicule

α : Incidence

λ : Libre parcours moyen des molécules

ρ : Masse volumique de l'air à l'altitude H

ρo : Masse volumique de l'air à H = 0

$\varnothing a$: Gite

$\varnothing_T$: Flux thermique total au point d'arrêt

φ : Position angulaire sur la circonférence de la partie cylindrique EPC

ω_T : Vitesse transverse = $\sqrt{q^2+r^2}$

REFERENCES

1 - R. THEVENOT
Retombée de l'EPC, exploitation de la campagne d'essais préliminaire menée à M = 10 - R3Ch
Note Technique A5-NT-1-401-ASAI

2 - A.W. WILHITE and al
Performance Aerodynamics of Aeroassisted Orbital Transfert Vehicle
AIAA-84-0406

3 - US Standard Atmosphere, 1962
US committee on extension to the Standard Atmosphere
US Government Printing Office 1962

4 - US Standard Atmosphere, 1976
US committee on extension to the Standard Atmosphere
US Government Printing Office 1976

5 - M.L. CHANIN
Quelques aspects de la connaissance de la haute atmosphère concernant les problèmes de défense
Revue Scientifique et Technique de la Défense n° 4, 2ème trimestre 1989

6 - S.P. BARSON
Determination of effective Aerodynamic characteristics for Entry of External Tank Debris
AIAA-79-0258

7 - T. CHACON
Range safety Aerodynamics Data for Atlas / Centaur / Surveyor direct ascent flight
GDC-BTD66-034 - 4 May 1966 - Contract NAS3-8701

8 - L.H. SALOMON
Observations of GT-5 Rocket Body Re-entry - Preliminary analysis

9 - The fiery Re-entry of ET 41 C
Space flight - Vol 26 / December 1984

10 - M. ECK and M. MUHUNDA
Predicting the velocity and azimuth of fragments generated by the range destruction or random failure of rocket casings or tankage
IAA-88-523

11 - O.S. Mc KNIGHT
Determination of Break-Up conditions
AIAA-91-0299

SESSION 2.7.
IDENTIFICATION ET GESTION DES DEBRIS SPATIAUX /

IDENTIFICATION AND MANAGEMENT OF SPACE DEBRIS

Co-Présidents / Co-Chairmen:
J.P. LOFTUS (NASA-JSC), J-M. CONTANT (AEROSPATIALE)

OVERVIEW ON EUROPEAN ACTIVITIES ON SPACE DEBRIS

W. Flury

Mission Analysis Section, ESA/ESOC
Darmstadt, F.R.G.

ABSTRACT

Space debris is a growing threat to manned and unmanned space activities. It is a global issue, which affects all users of space in one or the other way. As the risk posed by space debris to present and future missions reached a level which requires serious considerations and measures, especially for manned missions, ESA, together with its Member States, has initiated first steps to better understand and mitigate the problem. The purpose of this paper is to describe european efforts in the space debris area. These activities address three main areas, namely improved knowledge of the terrestrial particulate environment including the future evolution of the space debris population, assessment of the risk for manned and unmanned space missions, and finally, protective and preventive measures. The dimension of the problem is such, that measures to reduce the growth of the number of space debris should be initiated now.

Keywords: space debris, meteoroids, terrestrial particulate environment.

1. INTRODUCTION

Since 1957, more than 3300 launches have led to about 7000 trackable objects in space (Fig.1).

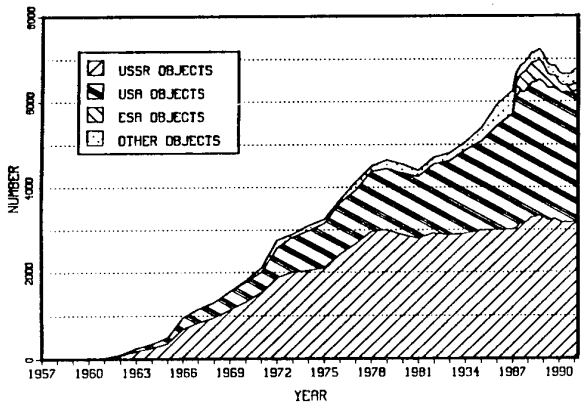


Figure 1. Cataloged objects in space since 1957.

Surveillance, that is tracking with radar, optical and infra-red sensors the space objects, is carried out by the United States Space Command. The trackable objects have typically a minimum size of about 10 cm at low altitude and about 1 m at the geostationary orbit. Of the large number of cataloged objects only about 400 are operational satellites. The remainder are abandoned satellites, upper stages, fragments of satellites and upper stages and mission-related objects, such as lens covers, separation bolts or clampbands. A much larger number of smaller objects - thus unobservable from the ground - maybe 30000 to 70000 larger than 1 cm and thus capable of damaging a spacecraft, is expected in orbit. With an uncontrolled growth orbital debris could become a major hazard for all human activities in space. Already now orbital debris is a potential risk in two important regions, namely at low Earth altitude, and in the geostationary ring, where the spatial density is reaching maxima (Fig.2). The lower maxima are located at an altitude of about 800-900 km, and again at about 1200 km. Through the effect of air-drag, these objects loose gradually altitude and 'rain-down' to lower-altitude regions.

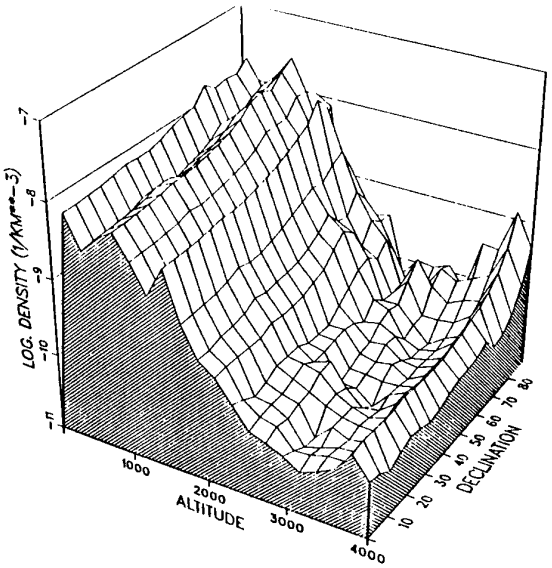


Figure 2. Spatial density of cataloged objects (altitude - latitude)

The cleansing effect of the Earth atmosphere is decreasing sharply at altitudes above 1000 km. At the geostationary altitude there is no natural removal mechanism effective. Objects brought in the geostationary ring will remain indefinitely in its vicinity.

One of the most fundamental properties of space objects is speed, or equivalent, kinetic energy. Already at a relative velocity near 3 km/s, the kinetic energy of a particle is equivalent to the chemical energy of an explosive with the same mass. As all objects orbiting around the Earth move with high velocity, regardless of their orbit, collisions with particles in the millimeter to centimeter range can have rather damaging effects. In addition, collisions are the source for new debris. Once a critical object density is reached, an uncontrolled growth of space debris could result from collisions (chain reaction).

Space debris is an international problem. It is regularly discussed at symposia organized by the International Astronautical Federation (IAF), the International Academy of Astronautics (IAA) and the Committee on

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Space Research of the International Council of Scientific Unions (COSPAR). Regulatory and legal aspects are addressed by the International Institute of Space Law (IISL). The United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (UNCOPUOS) with its two sub-committees is examining scientific, technical and legal aspects.

The problem of space debris requires urgently discussion by all partners active in space. It is of utmost importance to restrict the growth of the terrestrial particulate environment and keep thus the risk for space projects within acceptable levels.

2. PAST ESA ACTIVITIES

Since several years, the European Space Agency is following actively the space debris issue. Certain aspects of space debris already earlier addressed within ESA are described below.

Examples are collision problems in the geostationary ring (Ref.3), analysis of re-orbiting options, and, after the uncontrolled re-entry of KOSMOS 954 in 1978, and later KOSMOS 1402, the re-entry of risk objects.

In 1984 ESA decided to free a slot in the geostationary orbit and insert GEOS-2 into a disposal orbit at higher altitude.

At the European Space Operations Center, ESOC, a workshop was held in 1985, where experts from ESA Member States gathered, to discuss with ESA staff the problem of uncontrolled re-entry of risk objects (Ref.4).

In preparation for manned spaceflight, the COLUMBUS project initiated investigations on the shielding aspects of manned platforms.

ESA in observer status is participating in the sessions of the United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space (COPUOS) which sometimes deliberates on space debris and space environment issues such as nuclear power sources.

In 1986, recognizing the growing menace of space debris, ESA decided to establish a Working Group on Space Debris, composed of ESA staff and experts from the Member States. The Group, chaired by Prof. Rex, University of Braunschweig, issued "SPACE DEBRIS", the Report of the ESA Working Group in 1988. This report provides a comprehensive assessment of the space debris problem (Ref.1). The report points out, that most of the measurement and tracking effort related to space debris is carried out by the US.

The findings and recommendations of the Group were submitted to the Council of ESA, which approved a Resolution on Space Debris in 1989.

A report similar to the ESA Space Debris Report was issued later in the US (Ref.2) with similar conclusions.

3. CURRENT ESA ACTIVITIES

3.1 The Agency's objectives

The Council Resolution of 1989 defines the Agency objectives in the area of space debris, which are

- to minimize the creation of space debris
- to reduce the risk for manned and unmanned space flight
- to reduce the risk on ground due to re-entry of space objects
- to acquire data on the debris population as needed for the execution of its programmes.
- to study the legal aspects of space debris.

ESOC is entrusted with the coordination of all ESA activities on space debris. Debris-related work is carried out at the various ESA establishments, such as at ESA HQ, at ESTEC in the Netherlands, in Toulouse and at ESOC.

A main element of the current activities is the Space Debris Research Programme. It is managed jointly by ESOC and ESTEC.

A Space Debris Advisory Group, composed of experts from ESA Member States has been created, to advise the Agency in all matters of space debris.

Regular coordination meetings are held with NASA since 1987. Preliminary discussions took place with organisations from the Soviet Union.

3.2 Short-term goals and current activities

The short-term goals of the ESA activities are (1989-92):

- Modelling of the environment. This includes setting up a database on space debris at ESOC. In a first step, the DISCOS database has been established through a contract with the Unit for Space Science of the University of Kent at Canterbury. DISCOS contains as major elements the NASA Two-Line Elements which are regularly updated, the NASA Satellite Situation Report, the RAE Table of Earth Satellites and information on satellite fragmentation based on the reports "History of On-Orbit Satellite Fragmentation", compiled and distributed by Teledyne-Brown Eng. under NASA contract.

  The DISCOS database is installed at ESOC and serves as a common ESA information system for the space debris environment (Ref.6).

  The observations of the IRAS satellite are analyzed with regard to space debris sightings.

  NASA's Long Duration Exposure Facility (LDEF), retrieved in January 1990 after 68 months in orbit, carried european experiments. Among other items, about 12 sqm of exposed FEP Teflon are available for impact analysis by european institutes.

  A reference debris and meteoroid model is established using as a basis the cataloged population, mathematical modeling of fragmentations (Ref.7) and the results of LDEF impact analyses.

  A survey on the use of optical and infrared sensors for the detection and tracking of space debris is carried out.

- Geostationary orbit. Current issues are re-orbiting, colocation and risk analysis (Ref.8).

  OTS-2, after being in orbit for more than 12 years, was inserted into a disposal orbit 320 km above the geostationary orbit at the begin of 1991.

  Colocation means assigning to several satellites the same longitude slot, for example at 19 deg W Olympus-1, TDF-1, TDF-2 and TVSAT-2. Independent orbit control will lead to a high probability for collision or close encounter. Special station-keeping strategies can be identified to maintain physical separation, at the expense of an increased fuel consumption.

- Passivation of Ariane upper stage. After the launch of SPOT-2 the upper stage of Ariane 4 was made inert by venting the residual fuel.

- Preparation for manned missions (design and operations). Investigations for debris and meteoroid protection are in progress. A summary of the spacecraft shielding activities undertaken under the technology programme of ESA is provided in Ref.9. They include various areas, such as hypervelocity impact tests with light gas guns, mathematical modeling of impacts (hydrocodes), mathematical modeling of damage assessment, material research and optimized shield structure. As light gas guns are limited in their capabilities for reaching high velocities (maximum is near 8 km/s), hydrocodes are used for higher velocities. A simulation of a particle impacting a Whipple shield (backwall protected by bumper) is shown in Fig. 3.

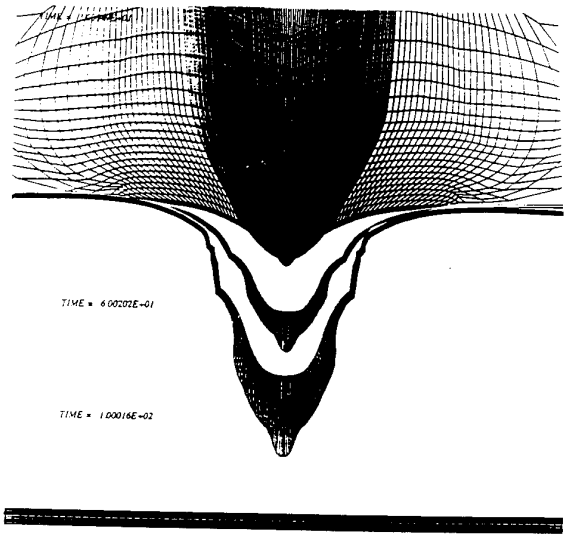


Figure 3. Numerical modeling of hypervelocity impact on Whipple shield protecting backwall (ESI, Paris).

- Re-entry of risk objects. Recent examples of re-entry of risk objects are Kosmos 1900 (Sept. 1988) and the Salyut-7 complex (Feb. 1991). Mathematical methods and software tools have been improved to cope with this problem and provide re-entry warnings to the Member States. In April 1991 an International Workshop was held at ESOC on the re-entry of the Salyut-7 complex.

3.3 Long-term goals

The long-term goals are:

- minimization of debris consistent with mission requirements and space technology
- design standards (Programme System Standard / PSS)
- operations standards (Programme System Standard / PSS)
- regulatory and legal aspects
- definition of an ESA space debris policy.

The Programme System Standards are mandatory standards for the ESA programmes. They reflect in a formal way ESA policy.

3.4 ESA Space Debris Research Programme

The main purpose of the Space Debris Research Programme is to study critical areas and carry out preparations for future programmes. It covers three main areas: a) knowledge of the terrestrial environment, b) the risk posed by space debris and c) protective and preventive measures.

- Environment. The uncertainty in the debris population, particularly in the 1 - 10 cm size region where shielding is not practical, requires further research effort.
  - Mathematical modelling of meteoroid and debris
  - Analysis of astronomical satellite data (IRAS)
  - Analysis and preparation of space experiments (LDEF, EURECA)
- Risk analysis
  - Low Earth Orbit
  - Geostationary Ring
- Protective and preventive measures. For some projects, mainly in the area of manned space flight, the increasing threat from space debris calls for the implementation of protective measures such as shielding or collision avoidance. Furthermore, the aspect of debris avoidance through appropriate design and operation procedures is of utmost importance. The main aspects addressed are:
  - Design of space vehicles
  - Operation of space vehicles
  - Minimization of debris generation.

4. ACTIVITIES IN MEMBER STATES

A brief description of the debris-related activities in the Member States follows. Some are funded by ESA and some by the Member States themselves.

4.1 Sensors and Facilities for Space Debris Observation and Tracking

- Radar of FGAN (Research Establishment for Applied Science) in Wachtberg-Werthhoven, Fed. Rep. of Germany. With this powerful radar, which operates in L-band and Ku-band and providing narrow-band as well as high resolution radar data, space objects can be tracked over large areas of Europe (Refs.4 & 10). Research on the physical characteristics (radar-cross section, shape, mass, attitude) of space objects is carried out.

- Radar and optical stations in France. At the occasion of re-entry of risk objects they provide data for re-entry predictions.

- Optical observations of space objects are occasionally carried out. With the Project COGEOS, abandoned geostationary satellites are tracked to determine geophysical parameters. Coordinator is Dr. Nobili from the University of Pisa (Italy).

4.2 Space experiments for collection of cosmic dust and small-size debris.

In Europe there is a long tradition in cosmic dust research. Dust experiments were carried by ESRO satellites in Earth orbit, and recently, by GIOTTO to comet Halley, and in 1992 to comet Grigg-Skjellerup. The return to Earth of LDEF (Long Duration Exposure Facility) has provided several sqm of thermal insulation for impact analysis.

European institutes involved in dust and debris experiments and analysis are:

- University of Kent, Canterbury (Prof. Mc Donnell)
- MPI Heidelberg (Dr. Grün, Dr. Jessberger)
- ONERA, Toulouse (Dr. Mandeville)
- Technical University Munich (Dr. Igenbergs)

4.3 Modelling of the Debris Environment.

- Analysis of IRAS Data. University of Groningen (Netherlands). The Infrared Astronomical Satellite IRAS was launched in 1983 to perform a sky survey at wavelengths ranging from 8 to 120 μm. IRAS was operational during 10 months in a sun-synchronous orbit near 900 km altitude. The satellite was pointing radially away from the Earth and scanning the celestial sphere at a velocity of 3.85 arc minutes per second. The full unprocessed IRAS data are analyzed in order to characterize the infrared emission of debris objects and to extract a comprehensive set of debris sightings. The method to identify space debris signatures is based on the recognition of their track over the IRAS focal plane. Space debris will contribute its own parallactic motion, and tracks will in general cross the focal plane at a skew angle to the in-scan direction with a velocity distinctly different from 3.85 arc minutes per second (Ref.11).

- Technical University of Braunschweig (Fed. Rep. of Germany). Under the guidance of Prof. Rex and sponsored by DARA, studies are carried out addressing the modelling of the space debris population, and several other aspects of the debris problem. In particular, the question of the long-term evolution of the debris population is investigated (Ref.12). Under certain assumptions, debris generated by collisions in space can initiate a self-sustained chain reaction, which could then lead to a strong increase of the number of man-made objects in space. Analyses indicate that in some densely populated regions the critical density is only about 2 to 3 times the current population.

- RAE Farnborough. Issue the "RAE Table of Satellites", a chronological list of all satellites launched since 1957, giving the name and international designation of each satellite and its launcher, with the date of launch, lifetime, orbital parameters and physical parameters of the satellite and upper stage (Ref.13).

4.4 Risk Analysis.

- Technical University of Braunschweig. Investigations concerning the collision risk including geometrical aspects at low Earth orbit are carried out.

- DLR, Oberpfaffenhofen. Colocation in the geostationary orbit (risk assessment, derivation of fuel-optimum station-keeping strategies) is addressed. Simulation of the motion of 4 colocated satellites with uncoordinated station-keeping shows, that the expected time between close encounters of 50 m or less is 0.6 years (Ref. 14). As this is clearly unacceptable, optimized orbit control schemes must be devised. An interesting approach is based on using slightly different orbital parameters for the colocated satellites. Ref. 14 proposes separation by different eccentricity and inclination vectors (Fig.4).

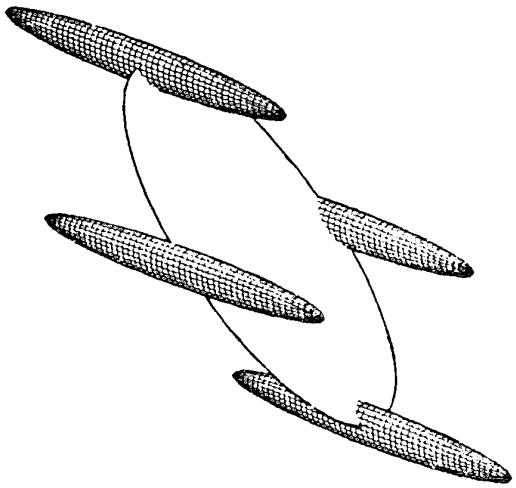


Figure 4. Colocation of 4 satellites in GEO

The motion of a geostationary satellite relative to the nominal position is an ellipse, which is passed through within one revolution. The 4 satellites are all placed on the same relative ellipse, but separated by a phase angle. The uncertainty in the knowledge of the spacecraft position is indicated by the ellipsoids, whose major axes are aligned with the inertial velocity vector. With this approach the collision probability is drastically reduced. The penalty is a slightly higher fuel consumption.

4.5 Nuclear Power Sources.

TU Braunschweig and Gesellschaft für Reaktorsicherheit, Cologne, carried out research on the safety aspects of nuclear power sources in space. A workshop was held on Nov. 13-14 1989 at Cologne addressing technical and regulatory aspects.

4.6 Shielding and impact analysis

Several entities are involved in the various aspects of debris and meteoroid protection and spacecraft shielding, as shown by the list below. Concerning test facilities, light gas guns for hypervelocity impact testing are available and work on shaped charges is in progress. Other important areas are hydrocodes (numerical simulation of hypervelocity impact) and damage assessment and localisation.

- MBB-ERNO, Bremen.
- Aeritalia, Torino.
- Ernst-Mach Institut, Freiburg.
- Battelle Institut, Frankfurt.
- Engineering Systems International (ESI), Paris.
- Det Norske Veritas, Oslo.

4.7 Legal Aspects.

Institutes concerned with Space Law are

- Institute of Public International Law, University of Utrecht
- Institute of Air and Space Law, University of Cologne

The workshop "Environmental Aspects of Activities in Outer Space" was held in Cologne, May 17-19, 1988. It was attended by lawyers, scientists and engineers. This interdisciplinary meeting included presentations and discussions on technical, scientific and legal issues (Ref.15).

In 1989 the European Centre for Space Law (ECSL) was founded. The main purposes are: to exploit and complement efforts in the field of space law; to promote knowledge of and interest in space law; to identify areas of space-related activity in which regulation is appropriate. ECLS is supported by ESA.

5. CONCLUSION

ESA and its Member States are aware of the space debris situation and have initiated research activities and implemented first measures.

Space debris constitutes an increasing hazard to manned and unmanned activities in space. Maintaining the current design and operational practices will not only leave an ominous legacy to later generations, but could render some regions in space useless for spaceflight.

Discussions among the spacefaring nations and organisations are required to identify suitable and cost-efficient methods for curbing the growth of debris. Measures are required in the technical and legal domain to safeguard the space environment and keep the risk within tolerable levels.

Immediate steps are recommended to keep the growth of space debris at the lowest possible level consistent with current space technology and mission requirements. Such measures include

- upper stage design to prevent break-up
- satellite design to prevent break-up
- re-orbiting of geostationary spacecraft at end of life.

As concerns the uncontrolled re-entry of risk objects, operators and/or owners should disclose sufficient status information. This includes complete orbit information and auxiliary data for short-range forecast of the re-entry trajectory and risk assessment.

Considering the global nature of the space debris problem, discussion and cooperation of all space system designers and operators are required.

6. REFERENCES

1. SPACE DEBRIS. The Report of the ESA Space Debris Working Group, ESA-SP 1109, 1988.

2. Report On Orbital Debris by the Interagency Group (SPACE) for National Security Council, 1989, Washington D.C.

3. Hechler M & Van der Ha J C 1980, Probability of collision in the geostationary ring, J of Spacecraft and Rockets , Vol 18 Nr 4.

4. Re-entry of Space Debris , ESA SP-246, 1985, Proc ESA Workshop, ESOC, Darmstadt.

5. Roth E A 1985, Space Debris - A Hazard for the Space Station ?, ESA Journal 44, 63-65.

6. Klinkrad H 1990, DISCOS. ESA's Database and Information System Characterising Objects in Space, XXVIII COSPAR, The Hague.

7. Jehn R 1990, Dispersion of debris clouds from on-orbit fragmentation events, IAF-90-565, 41st IAF Congress, Dresden.

8. Flury W 1990, Collision probability and spacecraft disposition in the geostationary orbit, XXVIII COSPAR, The Hague.

9. Lambert M 1990, Shielding against orbital debris - a challenging problem, Proc ESA Symp on Space applications of advanced structural materials, Noordwijk, The Netherlands, ESA SP-303, 319-328.

10. Mehrholz D 1990, Radar measurements of debris size, AIAA 90-1344, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore.

11. de Jonge A R W & Wesselius P R 1990, Detecting space debris above 900 km using IRAS, AIAA 90-1341, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore.

12. Eichler P & Rex D 1989, Chain reaction of debris generation by collisions in space - a final threat to spaceflight ?, IAF-89-628, 40th IAF Congress.

13. King-Hele D G et al 1990, The R.A.E. Table of Earth Satellites 1957-1990 , Royal Aerospace Establishment, Farnborough.

14. Eckstein M C et al 1989, Colocation Strategy and Collision Avoidance for the Geostationary Orbit at 19 Degrees West, Symp. Space Dynamics, Toulouse.

15. Böckstiegel K H (Ed) 1990, Environmental Aspects of Activities in Outer Space , Proc of an International Colloquium, Carl Heymanns Verlag Köln.

CLOSING THE DATA GAP OF SPACE DEBRIS: GROUND BASED OR SPACE BASED SENSORS ?

P. Eichler, J. Bendisch, J. Zhang

Institute for Spaceflight and Nuclear Reactor Technology
Technical University of Braunschweig, FRG

ABSTRACT

The increasing risk of collisions with man made orbital debris is posing a serious threat to all spaceflight activities. Due to the very high velocities in the order of 10 km/s occuring in such collisions, even mm sized particles can penetrate the outer walls of spacecraft. Currently, only the orbits of objects larger than 10 cm are known by ground based measurements. Only sporadic measurements in the cm size range have been performed. Hence, there is a big data gap just in the critical size range of the cm and the mm population. Deterministic data on the cm sized population and better statistical data on the mm sized population are urgently needed, in order to enable more detailed analysis of the collision risk and of possible countermeasures, e.g. shielding and collision warning and avoidance for the Space Station. The potential contributions of the different kinds of sensors (ground based or space based; radar, optical or infrared) in order to fill the existing data gap will be discussed.

Keywords: orbital debris, orbital debris measurements, space debris models, sensors

INTRODUCTION

The launch of the satellite Sputnik 1 on October 4., 1957 marked the beginnig of a new era in the development of mankind: the conquest of space. Unfortunately also this latest conquest has been performed as inconsiderate as virtually all others in the history of mankind. Andrew Haley recommended already in 1958: "No objects should be placed into orbit space which cannot be guided back to earth or destroyed by some other means, such as being guided into the sun" (Ref. 1), but his warning was not payed attention to. While natural meteoroids are only transient through the near earth environment, orbital debris generated e.g. in 1000 km altitude will stay in earth orbits for about 1000 years until it will be eliminated by burning up in the denser layers of the atmosphere. Meanwhile it will orbit around the earth more than 5,000,000 times representing a collision risk to the other objects in earth orbits.

The way spaceflight activities are being performed up to now - leaving litter behind in space - is resulting in a steady increase of the earth orbiting population at a rate of about 5 % per year, at least in the higher altitudes above 800 km, where the selfcleaning effect of the earth atmosphere is missing. Meanwhile, resulting from about 3200 satellite launches, about 7,000 objects above 10 cm diameter are orbiting the earth routinely tracked by the radar facilities of the USSPACECOM. A total of about 100,000 objects above 1 cm and probably some million above 1 mm must be expected which have been generated mainly by explosions in space - as well deliberate as accidental.

As a result of the very high velocities of about 10 km/s occuring in collisions in earth orbits, even such millimeter sized objects can penetrate the outer walls of spacecraft. The danger of a collision with orbital debris therefore no longer represents an abstract problem but has become a serious threat. The collision probability even with objects > 1 cm can reach some per cent for large structures and longer mission times. Manned missions such as the planned International Space Station "FREEDOM" are thus already no longer practicable without costly protective countermeasures.

The number of man made objects orbiting the earth will soon reach a critical level, if spaceflight activities are continued as in the past. Interactive collisions in earth orbits then will become the main source for the generation of orbital debris endangering all spaceflight activities. In addition, a steady increase of the population will always lead to a chain reaction of collisions. Spaceflight could become impossible in certain altitude regions for many centuries in that case. This threat, pointed out for the first time by Kessler and Cour-Palais in 1978 (Ref. 2) has recently been analysed more detailed by several authors (Refs. 3-6).

During the last five years, however, the problem of orbital debris has come to the attention not only of scientists and engineers but also of decision makers in Europe (ESA) (Ref. 7), the USA (Refs. 8-11) and probably other countries. Steps to avoid further debris are widely discussed and, in some cases, included in official actions (Refs. 12,13).

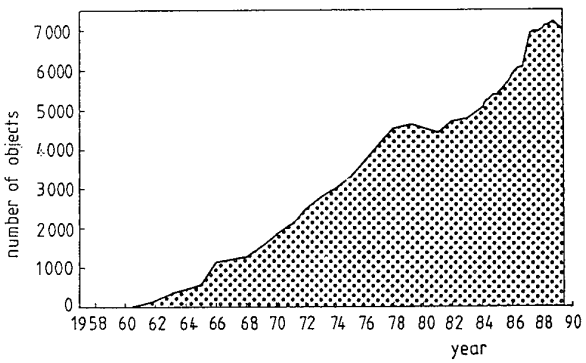


Fig. 1: Evolution of the current number of trackable objects in earth orbits

1. THE MAN MADE SPACE DEBRIS ENVIRONMENT

The development of the current number of objects in earth orbits (cf. Fig.1) is the result of a dynamic process of generation of new objects (launches, explosions, collisions), as shown in Fig. 2, and the removal of objects from orbit (re-entries). Since the beginning of space flight in 1957 about 21,000 catalogued objects have been put into space, of which about 7,000 are still in orbit at present. The remaining 14,000 objects have re-entered into the earth's atmosphere in the course of time under the influence of orbital perturbations - especially the atmospheric drag - and have burnt up in denser layers of the atmosphere.

As can be seen in Fig. 1, the number of objects in orbit has been increasing since 1965 by an average of 200 to 500 per year. This tendency was, however, interrupted by 3 plateaus in the years 1966, 1978 to 1981 and 1988 to 1990. In these periods, the number of objects in earth orbit stagnated or even decreased. The reason for this was the especially strong solar activity at this time, which led to the earth's atmosphere heating up and expanding. Thus, the density of the atmosphere increases, and the stronger atmospheric drag causes a higher descent velocity and thus a greater number of re-entries. At present, we just got through the 1988 to 1990 peak of the solar activity, which has a variation period of 11 years. We can therefore expect a steady increase of the population for the next 7 to 9 years until we will reach the next peak around the year 2000.

The ground-supported radar equipment of the USSPACECOM is capable of detecting objects of a diameter above 4-10 cm in the near earth environment. Of the about 7,000 tracked objects above 10cm, only 5% are active payloads; the rest is space rubbish - as Fig. 3 shows. The debris from explosions - both unintentional (e.g. self-destruction by residual fuel in the burnt-out upper stages of rockets) and intentional (e.g. ASAT tests) make up the greater share, 50%. In addition, a total of about 100,000 objects above 1 cm and probably some million above 1 mm must be expected, which have been generated mainly by explosions in space - as well deliberate as accidental. As a result of the very high velocities of about 10 km/s occuring in collisions in earth orbits, even such millimeter sized objects can penetrate the outer walls of spacecraft.

The density of the kinetic energy of an object moving with 10 km/s is about 50,000 Joule/g. The energy density of dynamite (TNT) is about 4,000 J/g. Hence, the density of the kinetic energy of a debris object impacting at the average collision velocity of 10 km/s is over 12 times that of dynamite. The collision with a debris object of only 1 cm diameter, i.e. about 1.5 g, therefore corresponds to the explosion effect of a hand grenade or the collision with a mid-size car (800 kg) at a velocity of 50 km/h, respectively. To describe the potential threat posed by orbital debris very drastically, one can say we have to perform spaceflight activities within an environment of a hundred thousand orbiting hand grenades with impact detonators.

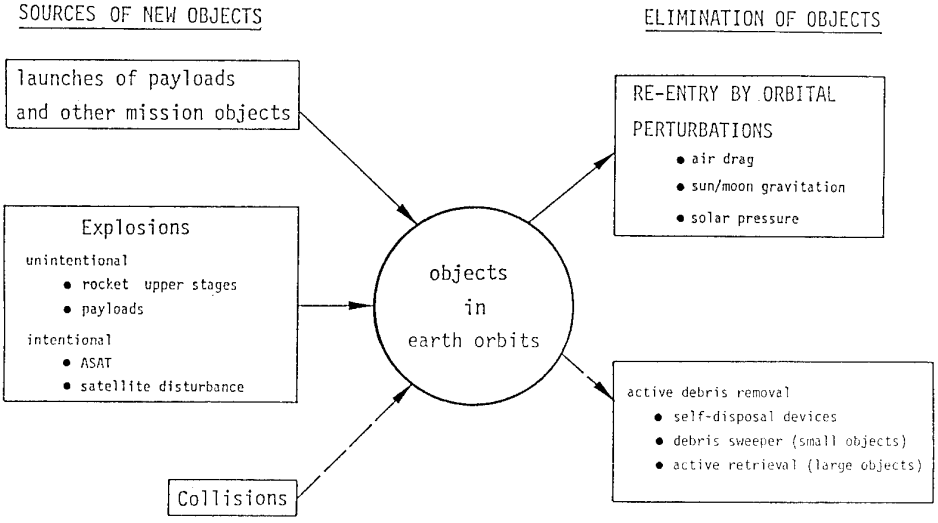


Fig. 2: Debris population dynamics

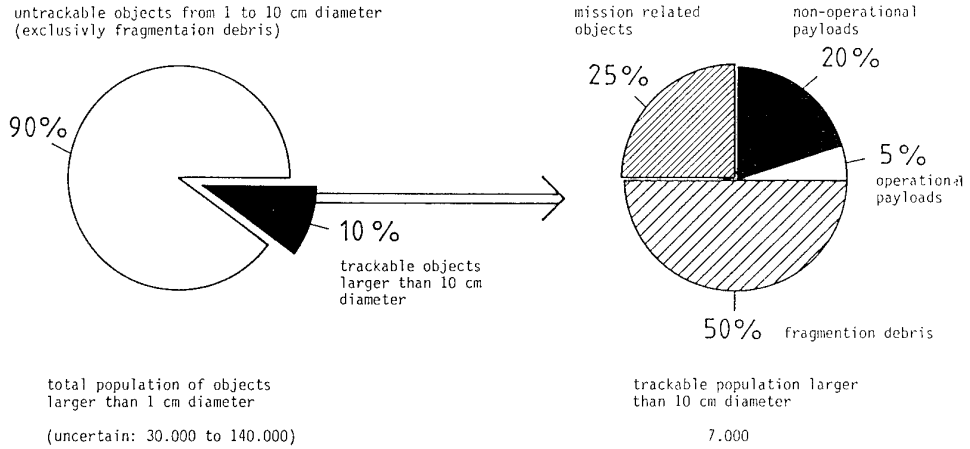


Fig. 3: Percental distribution of objects in earth orbits, rough values

2. EXISTING DATA ON SPACE DEBRIS

Fig. 4 (Ref. 14) illustrates the aggregation of all data sources. The curves to the right are the catalogued flux for the 10 centimeter and greater objects in the USSPACECOM catalogue. The dashed lines above the solid lines indicate the NASA optical data in the same size range. They indicate that the criteria for the catalogue are more stringent than the detectable number of objects.

The dotted curve is the natural meteoroid flux. Using the radars at Arecibo and Goldstone, flux data in the millimeter range are obtained. Several thermal blankets and louvers were brought back from the SOLAR MAX spacecraft and the observations have been used to substantiate the flux of natural and man-made materials in the micron size range.

The Long Duration Exposure Facility (LDEF) had a significant number of experiments devoted to the assessment of the meteoroid and orbital debris issues. Because of the extended duration of the spacecraft mission, the statistical significance of the impact data is substantially enhanced, and the entire spacecraft can be examined as a test surface. The preliminary examination indicates that the impact flux had essentially the magnitude and directionality expected based on the models. A big data gap in the cm size range becomes obvious from Fig. 4, but there are significant uncertainties in the mm and dm size range. Also the data in the size range of about 0.1 mm are currently incomplete, more information may be provided when the LDEF analysis will be completely finished. In general specific uncertainties of the existing data must be taken into account; in some object size regimes the data might differ from reality by the factor of 100.

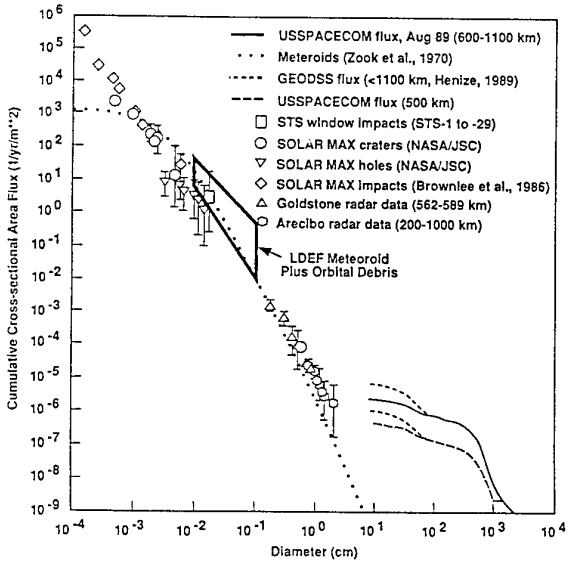


Fig. 4: Measurements of debris (Ref. 14)

3. CONSEQUENCES OF THE EXISTING DATA GAPS

3.1 Shielding

At present there is a collision risk in an order of magnitude of some percent for large manned space structures like the Int. Space Station operating in space for more than a decade. This collision risk is not tolerable in view of the existing safety standards. Hence, protecting measures like shielding have to be developed for the manned modules. In order to achieve a maximum of protection by a minimum of additional mass double wall or multi wall concepts are applicable for the shielding design in practice. A typical double wall with a bumper thickness of 2 mm, a backwall thickness of 4 mm and a distance between these walls of 150 mm results in a damage limit curve as shown in Fig. 5. In this diagram the critical diameter of particles, which just penetrate the double wall, is plotted versus the impact velocities. In the area under the curve the impacting particles can be made ineffective, the area above the curve represents the penetrations. It can be seen from Fig. 5, that the penetration capability of a particle of given size strongly depends on its impact velocity. A particle with a diameter of 6 mm and an impact velocity of 3.5 km/s for example is able to penetrate the double wall, whereas a particle with a diameter of 23 mm and an impact velocity of 7.5 km/s can be made ineffective. In order to design an optimized shielding system for a spacecraft it is important to know the impact velocity and size distribution of particles as they may occur during the mission.

Fig. 6 shows the calculated penetration flux based upon the a.m. double wall system compared to the total impact flux. The x-axis is the diameter of the particles, the y-axix is the flux of all particles greater than or equal to a given diameter. This figure is valid for the front side of a spacecraft orbiting the earth with an altitude of 500km and an inclination of 28.5 deg. For particle diameters larger than 2.3 cm both curves are identical, i.e. all impacting particles penetrate the double wall system. But it can be seen that a specific fraction of the impacting particles smaller than 2.3 cm can be made ineffective (shielded). Below 1 cm all particles can be shielded. The overall penetration flux for this example yields $2.3*10^{-5}$ impacts/(m^2*year) and is exclusively due to impacting particles larger than 1 cm. Uncertainties concerning the actual population larger than 1 cm result in uncertainties concerning the actual penetration flux. This is why the prediction of the overall probability of survival of a shielded module can only be carried out with a sufficient degree of confidence, if the existing data gap in the centimeter sized population can be closed on the midterm.

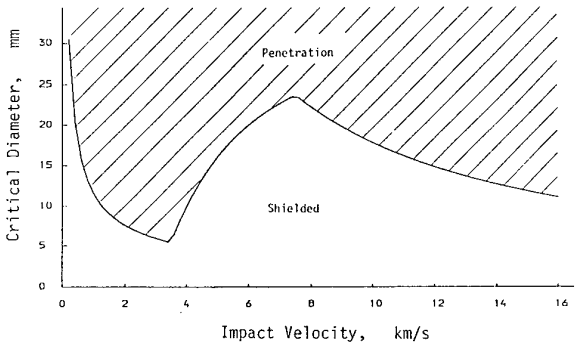


Fig. 5: Critical diameter as a function of the impact velocity

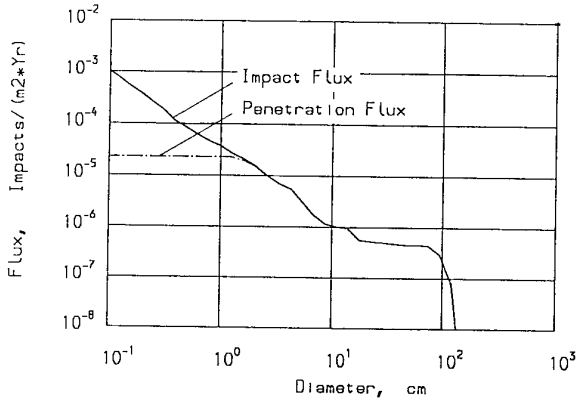


Fig. 6: Impact flux and penetration flux on the front side of a spacecraft (example : 28.5° inclination, 500 km altitude)

3.2 Spacecraft design and operations

The above mentioned data gaps also have an influence on spacecraft design and operations. Due the uncertainties of the current space debris models, the number of smaller particles (millimeter and sub-millimeter size regime) impacting e.g. a solar array of a space vehicle during its operational lifetime cannot be determined exactly in advance. Such impacts do not cause a complete destruction of a solar array but may have the capability to reduce the power output significantly. In order to provide a sufficient power supply until the required EOL of the spacecraft, the upper error bounds (worst case) of the estimated object flux have to be taken into account. Hence, an area and mass optimized design of the solar arrays becomes more difficult.

Currently, the feasibility and efficiency of collision warning and avoidance is examined in view of Space Station applications (Refs. 15, 16). Such manoeuvres might become neccessary to avoid collisions with objects that can not be made ineffective by shielding, i.e. objects larger than about 1 cm in diameter. In practice the feasibility of collision avoidance is derictly linked to the manoeuvre frequency; NASA (Ref. 15) evaluated 10 manoeurves per year as upper limit in view of Space Station operations. But since the actual number of objects larger than 1 cm is not known exactly, the number of avoidance manoeuvres that might be neccessary can not be estimated. It becomes obvious at this stage that more orbital debris measurements in the above mentioned size regime are required to allow for a more realistic analysis of collision avoidance scenarii.

3.3 Space debris policy and monitoring

Within the last years a number of measures have been initiated in order to prevent further debris creation. Espacially the problem of explosions of spent rocket upper stages has been brought under control e.g. by NASA. But in the near future all other space agencies will have to focus their attention to the space debris generation mechanisms within their space programs. This also might become a issue e.g. for the COUPUS of the United Nations. But as long as there are significant data gaps of space debris and major error bounds of the relevant space debris models international agreements and regulations among all space faring nations might be delayed due to a different scientific interpretation of the orbital debris issue.

An example describing this situation very well is the understanding and interpretation of possible collision chain reactions as discussed in paragraph 1. All the scientific work that have been performed up to now in this field of research is based upon the theoretical models of certain size regimes of orbital debris including all the uncertainties due to missing measurements. But as long as these uncertainties will exist some very important items (e.g. the critical density of space debris objects initiating collision cascading and the point in time this critical density will be reached) will not only remain uncertain but also undetected (Refs. 3-6). Hence, more measurements of orbital debris will allow for an improved analyis of collision chain reactions in advance and are neccassary in order to monitor the beginning of this proccess.

4. POSSIBLE MEASUREMENTS TO FILL THE DATA GAPS

4.1 Measurement objectives

In Fig. 7 the object density (i.e. the statistical number of objects per volume) is given as a function of the orbital altitude in the range from 200km to 2600km. Curve 1 is valid for the 7,000 catalouged objects larger than 10 cm, curve 2 gives the modelled densities of 35,000 objects larger than 1 cm. The error bounds of the modelled densities (up to a factor of 5) are not marked. In order to calculate the object density, the near earth environmet is devided into spherical shells of equal thickness. The number of objects in each shell is then established. Objects on elliptical orbits, which cross a shell, are attributed to that shell with a factor to take account of their residence time.

From this object density, the object flux per m^2 and year has been established. This is equivalent to the collision risk to which a spherical body with a cross-sectional area of 1 m^2 is subjected. The object flux can be read directly on a second scale which is the right-hand scale of Fig. 7. The detection rate of a sensor can be established on the basis of this object flux. The examples given here are valid for an inclination of the target orbit of 28.5 deg. For higher inclined orbits, e.g. polar or sun-synchronous orbits, the object flux can rise by a factor of 2 to 5.

It can be seen from this figure that there is a major increase in spatial density from 200 km to about 800 km due to the self cleaning effect (Refs. 2, 7, 9, 13, 14). Especially these altitude regions would be (among others e.g. GSO) of major interest for additional measurements. Between 300 km and 500 km manned missions are carried out which are subject to specific safety requirements (cf. paragraph 2). The altitude region of about 800 km to 900 km represents the following:

- operational altitude with major traffic (e.g. remote sensing missions) and orbital lifetimes of several hundreds of years
- sources for the future object density at lower altitudes where manned missions take place (see above)
- possible altitude region for the beginning of collision chain reactions (Refs. 3-6)

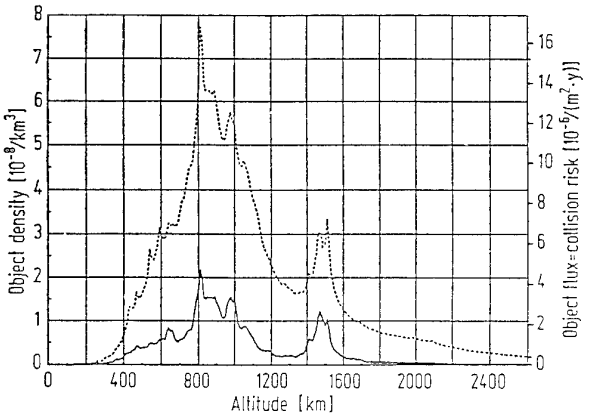


Fig. 7: Object density and object flux (collision risk) as a function of orbital altitude

Additional measurements of the space debris environment in the above mentioned altitude region, which can be used to be implemented into the theoretical space debris model, should provide the following information

- to total number of detections
- the individual sizes (and ranges) of the detected objects
- the relative angular velocity of an object passing the field of view of the sensor
- the relative direction of the passage of the debris object through the field of view of the sensor

This information can either be obtained directly from the measured data or or can be derived from the measured data by the use of data evaluation procedures.

4.2 Ground based measurement

As discussed in parapgraph 2, the existing data of space debris in the size regime larger than some cm are mainly gained from ground based measurements. Most of the debris surveillance is performed by the use of the USSPACECOM radar facilities. Since the capability of these radar facilities is limited (to about 7-10 cm for objects in low earth orbits, meter sized objects in GSO), some improvements and partly new developments of radar facilities have been performed. Espacially the Goldstone experiment and Haystack auxiliary radar (Ref. 17) observed debris particles in low earth orbits down to a few mm size. The current status of Haystack measurements and the scheduled operations giving rise to an improved statistical knowledge of the space debris environment in the 500 km altitude region within the near future. A significant advantage of radar measurements is the fact that the altitude and the size of an object (radar cross-section) passing the radar boom can be obtained directly.

Besides the above mentioned facilities dedicated to debris measurements a number of ground based optical measurements (with existing or planned telescopes) are in preparation. But all ground based space debris measurements are subject to the following constraints:

- limiting diameter as function of the orbital altitude of space debris objects
- the geographical latitude of the facility site does not allow for measurements in all declinations
- influences of the atmosphere and weather conditions

On the other hand, ground based systems are already available or under construction. Taking into account the urgent need for space debris measurements, they may contribute to close the existing data gaps on the short term in frame of their capabilities.

4.3 Space based measurements

Since now, space borne sensors defined for other purposes have been used to detect space debris. Space debris occurs as additional unwanted backround signature. In the infrared band, data about space debris have been collected by IRAS (Infrared Astronomical Satellite) (Ref. 18). The analysis of the recorded data is currently under way. A space based sensor experiment (Ref. 15) for collision warning applications is under development at NASA.

In general, space based debris measurements can be performed by the use of radar, lidar and optical sensors in the visible and infrared spectral band mounted on a spacecraft. Radar and lidar applications (active sensors) would require a large amount of electrical power, but could be used without any constraints due the illumination conditions determined by the relative positions of sun, sensor and space debris object (i.e. the phase angle, cf. Fig. 8). The use of passive optical systems requires that the line of sight alignment (into dark space for best performance) and the phase angle are within certain boundary conditions which allow for a sufficient signal-to-noise ratio.

A major advantage of space based sensors is the fact that the operational orbit (altitude and shape) for the spacecraft carrying the sensor can be choosen with respect to the above mentioned measurement objectives. If, for example, measurements at an altitude of 800 km are required, the spacecraft can be launched into this altitude band, i.e. there is no range offset. Other than ground based systems there are no declination limitations concerning the detectable space debris objects, if the spacecraft carrying the sensor is launched into a highly inclined orbit. In addition, the eccentricity of the orbit can be adjusted in order to cover a brouder altitude band. Furthermore, in case of space based sensors there are no constraints due to atmospheric effects.

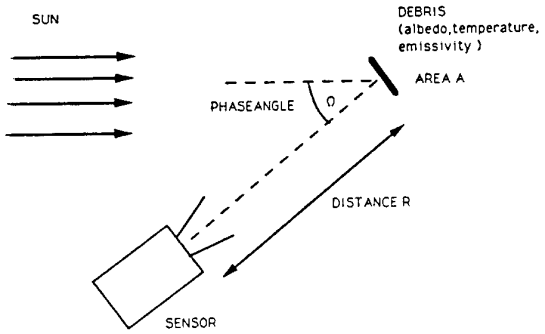
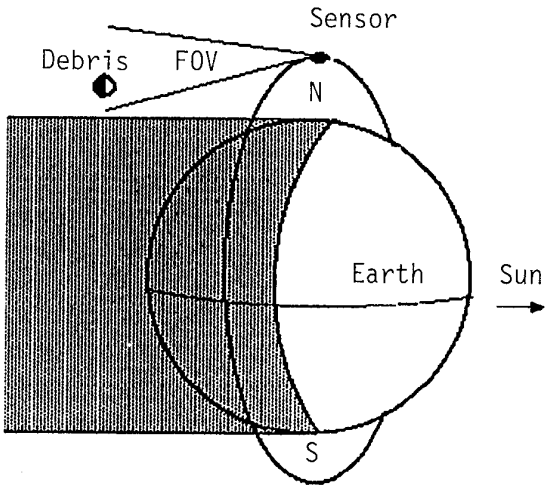


Fig. 8 : The phase angle for optical detections determined by the relative positions of sun, debris and sensor

Combinig the above mentioned orbit considerations for a mission dedicated to space debris measurements, e.g. a sun-synchronous orbit would be preferable for optical sensors. Such an orbit would allow for the best phase angle conditions (cf. Fig. 9). Since the orbital plane can be adjusted at the day-night terminator, there is no shadowing by the earth and detections are possible 24 hours a day. This of cource would require that the on-board capabilities in terms of data storage, handling and transmission are sufficient. Also a ground infrastructur for data sampling and evaluation must be available.



FOV = field of view

Fig. 9: Visibility conditions for an optical sensor dedicated to space debris measurements on an sun-synchronous orbit

But sensors for space debris measurements can also be mounted on spacecraft or platforms which serve also other purposes. From the cost point of view this would be preferable.

Simulations have been carried out at IFRR in order to assess the stastical numbers of space debris objects expected to pass the FOV of an on-board optical sensor during one day. The sensor characteristics were simulated as follows :

- 45 deg field of view (scanning mode)
- 100 km detection range

Various operational altitudes of the detection system (in this example within the altitude band for manned missions, 28.5 deg inclination) and various limiting diameters of the detectable space debris objects have been analyzed. The limiting sizes will depend upon the sensor sensivity in practice. The results of this analysis are given in Tab. 1. Due to the uncertainties of the current space debris models the results have major error bars which have to be reduced at least by the measurement itself.

Tabel 1 : Statistical numbers of space debris objects expected to pass the FOV (45 deg) of an on-board sensor (detection range = 100 km)

operational altitude [km]	detections per day (> 1mm)	detections per day (> 10 mm)
500	120...480	12...48
450	85...340	8...32
400	45...180	4...16
350	20...80	2...8

It can be seen from Tab.1 that even the measurements of a sensor with a limited detection range operating in low orbital altitudes allow for statistical evaluation. In higher altitudes, e.g. in 800 km, the number of detectable objects would raise by a factor of 8 due to the peak of object density at this altititude region (cf. Fig. 7). Also an increased detection range, which seems possible from the current state of sensor technology, could raise the number of detections significantly.

5. CONCLUSIONS AND RECOMMENDATIONS

Espacially in the critical size range from a few mm to some decimeter, which contains the majority of both shieldable and unshieldable dangerous objects, there is big data gap. This data gap not only has consequences in terms of safety issues of manned missions, but also influences spacecraft design and operations as well as aspects like countermeasures and the understanding of future debris scenarios.

The question raised in the title of this paper has to be answered as follows: Ground based and space based measurements of space debris are urgently needed. Both applications have the capability to contribute substantially to a better understanding of the existing and possible future space debris environment. The ground based measurements initiated meanwhile seem to be a step into the right direction, espacially in view of Space Station scenarios. But on the midterm also space based measurements are required in order to cover those altitude regions and declinations which are beyond the capability of ground based systems, e.g. the 800km to 1000km region and GSO. Orbital missions with on-board detection devices can be performed with dedicated satellites or on-board of platforms which serve also other purposes. From the cost point of view the latter would be prefereable.

REFERENCES

1. Haley A 1958, Space Age Presents Immediate Legal Problems, irst Colloquium on the Law of Outer Space, 6 ff

2. Kessler D J & Cour-Palais B G 1987, Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of a Debris Belt, Journal of Geophysical Research, 83, A6, 2637 - 2646

3. Eichler P & Rex D 1989, Chain Reaction of Debris Generation by Collisions in Space - A Final Threat to Spaceflight?, 40th Congress of the IAF, Malaga, Spain paper IAA-89-628

4. Eichler P & Rex D 1990, Debris Chain Reactions, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore MD, USA, paper AIAA 90-1366

5. Talent D 1990, Analytical model for Orbital Debris Environment Management, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore MD, USA, paper AIAA 90-1363

6. Kessler D J 1990, Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit, 28th COSPAR Conference, The Hague, The Netherlands, paper No. MB 2.2.2

7. ESA (Ed.) 1989, The Report of the ESA Space Debris Working Group, ESA SP 1109

8. Orbital Space Debris, Hearing before the Subcommittee onApc Science and Applicazions, House of Representtives, 100th Congress, Washington DC 1988

9. Report on Orbital Debris by Interagancy Group (Space) for National Security Council, Washington DC 1989

10. Space Debris: Potential Threat to Space Station and Shuttle, Report of the U.S. General Accounting Office, GAO/IMTEC-90-18,1990

11. Orbiting Debris: A Space Environmental Problem-Backround Paper, U.S. Congress, Office of Technology Assessment, OTA-BP-ISC-72, 1990

12. Bauer S J 1988, Space Debris- A Status Report, UN General Assembly Doc. No. A/AC.105/403

13. Eichler P & Rex D 1989, Present and Future Risk of Collisions of Satellites and Mannded Plattforms with other Space Objects and Space Debris in Near-Earth, UN General Assembly Doc. No.A/AC.105/C1/WG5/L.21/Add 6

14. Loftus J P & Potter A E 1990, U.S. Studies in Orbital Debris, IAF 90-564

15. Vilas f & al 1990, Collision Warning and Avoidance Considerations for the Space Shuttle and the Space Station Freedom, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore MD, USA, paper AIAA 90-1337

16. Bendisch J & Rex D 1990, Collision Avoidance Analysis, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore MD, USA, paper AIAA 90-1338

17. Beusch J & Kupiec I 1990, NASA Debris Environment Characterization with the Haystack Radar, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore MD, USA, paper AIAA 90-1346

18. de Jonge A & Wesselius P 1990, Detecting Space Debris above 900 km using IRAS, AIAA/NASA/DOD Orbital Debris Conference, Baltimore MD, USA, paper AIAA 90-1341

TECHNIQUES FOR DEBRIS MITIGATION

Joseph P. Loftus Jr.
L. B. Johnson Space Center
Houston TX 77058

ABSTRACT

Man's activity in space has generated significant amounts of debris that remain in orbit for periods of sufficient duration to become a hazard to future space activities. In the past, the debris has been generated by inadvertent explosions of upper stages and spacecraft and by antisatellite weapons tests. In the future, debris can be generated by collisions among spacecraft as the number no longer in service continues to grow.

There are design and operations practices which can minimize the inadvertent generation of debris. There are other design and operations options for removing objects from space at the end of their useful service so that they are not available as a source for the generation of future debris.

The issues are different in the low Earth orbits and in the geo-synchronous orbits. In low Earth orbit, the hazards generated by potential collisions among spacecraft are severe because the events would take place at such high velocities. In geosynchronous orbit, the collision consequence is not so severe because the relative velocities are low. But because of the value of the limited arc and the extremely long lifetime of the satellites in the orbit, it is necessary to remove them to a higher orbit at the end of life if they are not to be a hazard to future spacecraft.

The most economic removal of objects is achieved when they have the capability to execute the necessary maneuvers with their own capability. The mostly costly option is to have some other system remove the spacecraft after it has become a derelict. A number of options are being studied to develop systems and techniques that can remove spacecraft from useful orbits at the end of their useful life and do so for the least mass penalty and economic cost.

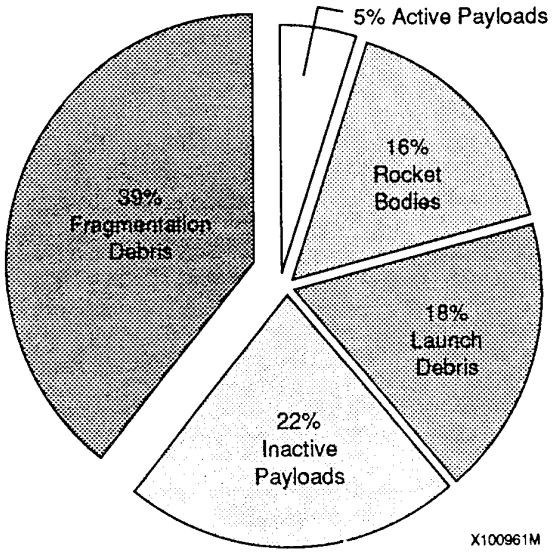


Figure 1.- Cataloged debris population.

INTRODUCTION

At the end of 1990, there were approximately 3,000,000 kg of manmade materials in orbit and about two-thirds of this is in low Earth orbit below 2000 km altitude or an orbital period of 128 minutes. Figure 1 illustrates the characteristics of the total population, and Figure 2 illustrates the characteristics of the low Earth orbit (LEO) population. To date, we believe that the breakup events have all been due to propulsion or electrical battery explosions or antisatellite tests; but, as indicated in Figure 2, there are many cases in which the cause cannot be ascertained.

Figure 3 illustrates the progressive accumulation of cataloged objects on orbit. These numbers represent the family of satellite objects that have a radar cross section of 10 cm or greater so that they can be readily tracked by US Space Command. As indicated by the component curves, the majority of the objects originate from the USSR and the US, though there are recently more contributions by Japan ESA and the PRC.

There is a large population of objects too small to be tracked that originates from the breakup events. As Figure 4 indicates, the occurrence of breakup events has followed the same trends as the total population. Table 1 indicates the most recent of the breakup events. The interval from August of 1989 until October of 1990 is one of the longest intervals without a breakup. The most recent event was the explosion of a Delta second stage that had been used to launch the Nimbus F spacecraft on July 12, 1975. The suspected cause of the explosion is corrosion and thermal cycling induced failure of the common bulkhead leading to mixing of the residual hypergolic propellants. This phenomena was first observed in 1978, and since that time the residual propellants have been burned to depletion. The last previous Delta second-stage explosion was in 1981.

The consequences of these events can be seen in the comparison plot of the flux in LEO for January 1987 and March 1991, Figure 5. Despite the fact that the current solar cycle is quite high, there is an increased amount of debris below 500 km though the region between 500 and 700 km has had a substantial amount of debris removed by aerodynamic drag over the 4 years.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

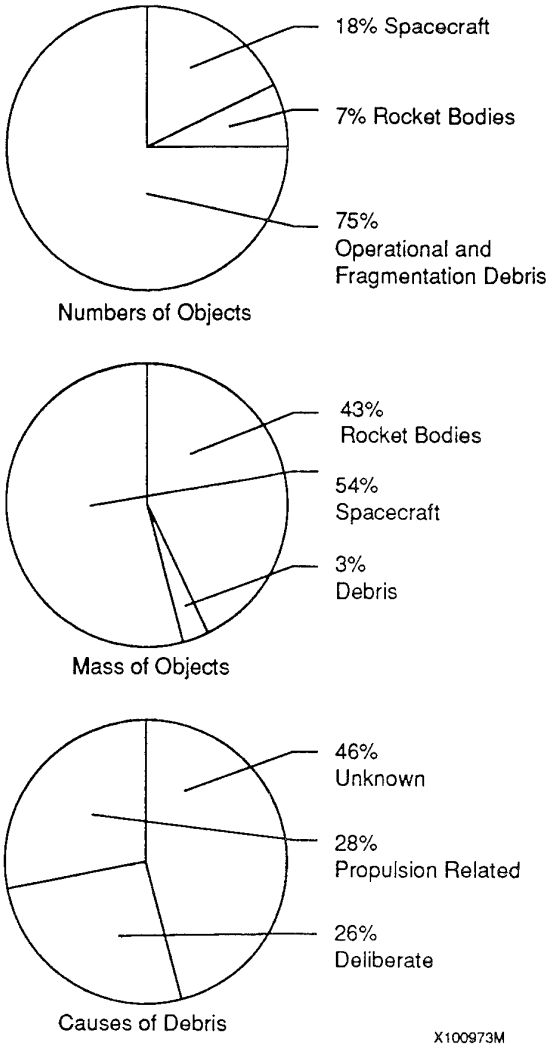


Figure 2.- Characteristics of the low Earth orbit population.

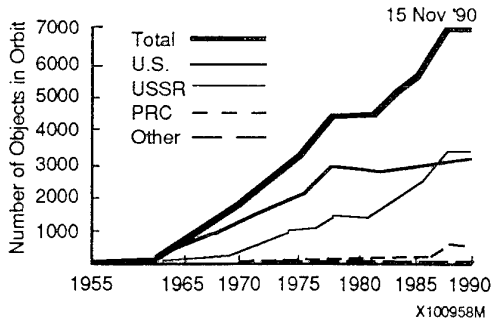


Figure 3.- Number of cataloged space objects in orbit, by source.

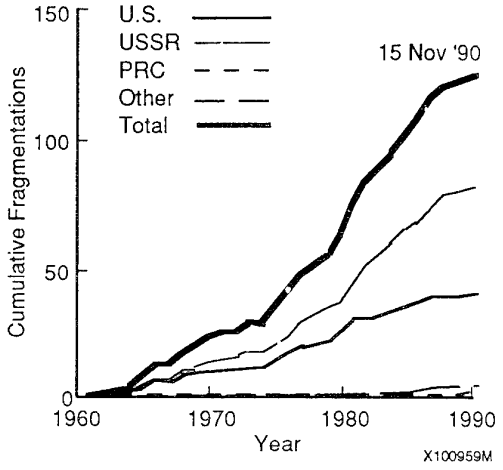


Figure 4.- History of fragmentation events.

Table 1.- Recent fragmentations. Revised May 3, 1991.

Date	Parent	Breakup Height (Kmeter)	Apogee Height (Kmeter)	Perigee Height (Kmeter)	Inclination (deg)	Fragments Cataloged	Fragments Tracked
5-1-91	Delta and stage	1088	1102	1093	99.9	0	200
3-5-91	SL-8 2nd stage	1560	1750	1470	74	6	>37
2-4-91	SL-12 propellant tank	18500	18800	330	52	1	>2
12-1-90	DMSP 2-5	850	850	610	99	24	>50
11-30-90	Cosmos 2101	210	290	200	65	3	<50
10-4-90	Long March 4A 3rd stage	900	900	890	99	72	81
8-31-89	Cosmos 2031	270	370	250	51	9	43
7-28-89	Cosmos 2030	150	220	150	67	1	20

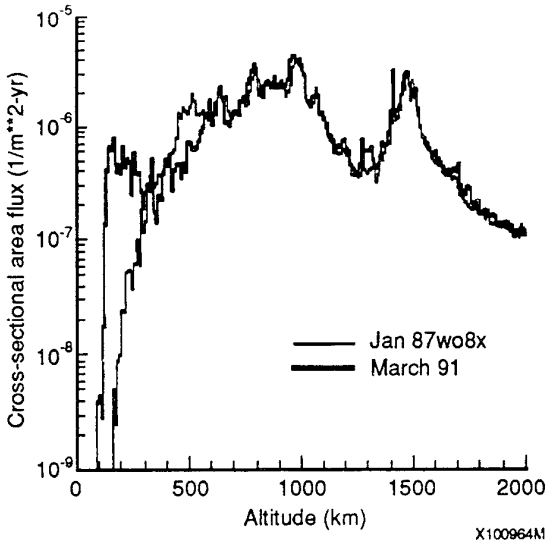


Figure 5.- A comparison of the January 1987 and March 1991 flux attributable to cataloged objects.

Table 2.- Estimated population of debris.

Particle Size	Number	Approx. % by No.	Mass (kg) on Orbit	% by Mass
>10 cm	7000-15,000	0.2	2,998,900	99.5
1-10 cm	35,000-150,000	2.0	1,000	0.05
0.1-1 cm	3,000,000-40,000,000	97.3	100	0.005
Total		100	3,000,000 (~2,000,000 LEO)	100

Figure 6 illustrates the orbital lifetime of a characteristic spacecraft as a function of the altitude of its placement and the relation of the launch date to the solar cycle. As the figure indicates, there is essentially no aerodynamic effect above 800 km. The extremely long orbital lifetimes above 800 km are characteristic of the debris fragments just as they are of the spacecraft.

Consider that a 3-mm fragment with a mass of 0.04 gm could cause an explosion if it hits a pressurized container, such as a propellant tank. A 5-cm fragment or larger fragment with a mass of 0.5 kgm could cause fragmentation of a spacecraft in a hypervelocity impact. It is this aspect of low Earth orbit that makes mitigation procedures urgent. In low Earth orbit, the characteristic collision event has an intersection velocity of 10 km/second. At these velocities, millions of fragments result from a single event and some hundreds of these fragments are large enough to generate another such event.

Table 2 indicates the estimates of the size and mass characteristics of the debris fragments in LEO. There is significant uncertainty in these values because they are derived from a model based on a limited number of tests. There are efforts currently in progress to improve our estimates both by making special radar observations and by doing more extensive testing and modeling. The number of objects is, however, quite large even if one uses the lower values for each of the size ranges.

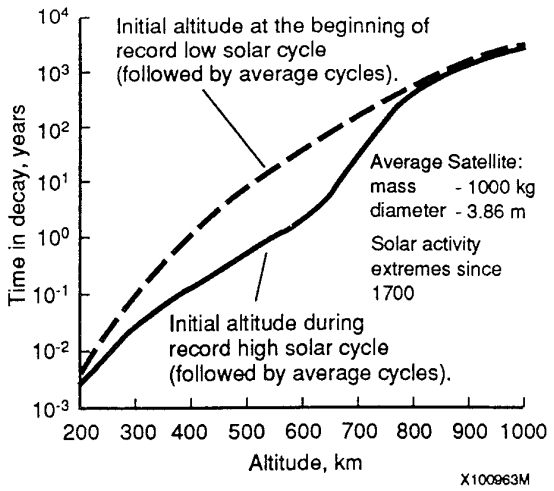


Figure 6.- Extremes of average satellite lifetimes due to solar activity. Circular orbit.

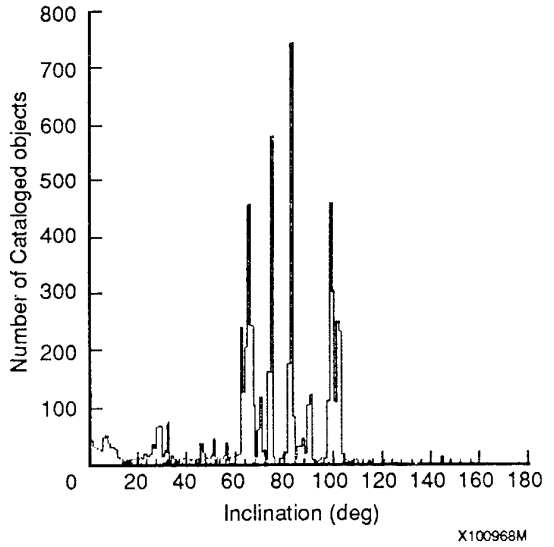


Figure 7.- Inclination distribution of cataloged population source: April 1, 1990 master element sets.

Figure 7 illustrates the distribution of cataloged objects as a function of orbital inclination. Considered in context with the flux as a function of altitude in Figure 5, one can infer that there is a higher flux in the polar regions because of the preferential use of high-inclination orbits. Some of this preferential use is attributable to the high latitude of some of the USSR launch sites, but much of the preference is because of useful operational characteristics. Figure 8 illustrates the range of altitudes and inclinations that provide sunsynchronous conditions; also indicated are the performance of the Delta and Ariane launch vehicles for delivery to these orbits. In addition to the observation satellites which use these orbits, there are families of communication and navigation satellites that occupy high-inclination orbits.

Figure 9 illustrates the distribution of fragments from a high-energy explosion at 1000 km and the time over which the event dissipates. It takes 1000 years for the spatial density to decline to one-tenth of its peak under nominal solar cycle activity levels.

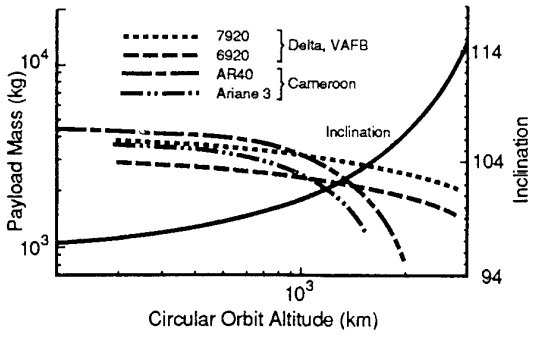


Figure 8.- Sunsynchronous orbit capability (direct injection).

Kessler has analyzed the consequences of the accumulation of satellites in preferential regions and has defined the concept of critical density. Critical density is achieved when a population is of sufficient size in an orbit of sufficiently long life that the population will produce fragments from random collisions at a rate that is increasing and is greater than the removal rate due to natural processes. Figure 10 indicates his estimate of the critical density value in relation to the spatial density of cataloged objects as of December 1989. By this estimate, the regions at 900 to 1000 km and 1450 to1650 km are at critical density. If they are not so already, they will be in a few more years at present launch rates.

Thus far, the objective of the discussion has been to present the data that indicate the need to begin active measures to prevent explosions or breakups in space and to remove from space the large debris objects which, if not removed, will be subject to hypervelocity collision and the source of large quantities of future fragments.

DEBRIS ABATEMENT PRACTICES

There are many actions that can be taken at minimal cost to space operations. Items traditionally discarded can be retained by being attached to the satellite so that they do not become independent hazards; e.g., lens covers, etc. Pin pullers can be used instead of cable cutters; bolt catchers and lanyards can retain objects. Retention of the apogee kick motor will have some opportunity cost in the attitude control system since it will increase the inertial mass of the spacecraft.

Circuit protection can be provided so that batteries are protected against both internal and external short circuits which could cause the battery to rupture.

Upper stages can be vented as is now done with Centaur and with the Ariane stages placed in sunsynchronous orbits. The Delta second stage is burned to depletion after placement of the payload and execution of the collision avoidance maneuver. The Japanese H-I and H-II upper stages provide for an idle mode firing of the engine to deplete propellants after payload separation.

In geosynchronous transfer orbits, the stage can be placed in subsynchronous or supersynchronous orbit to minimize risk to satellites in the geosynchronous arc.

Testing of weapons can be done with sufficiently low perigee so that the orbital lifetime will be brief. Similarly, spacecraft that are to be destroyed for national security reasons can be maneuvered to an orbit with a low perigee prior to detonation.

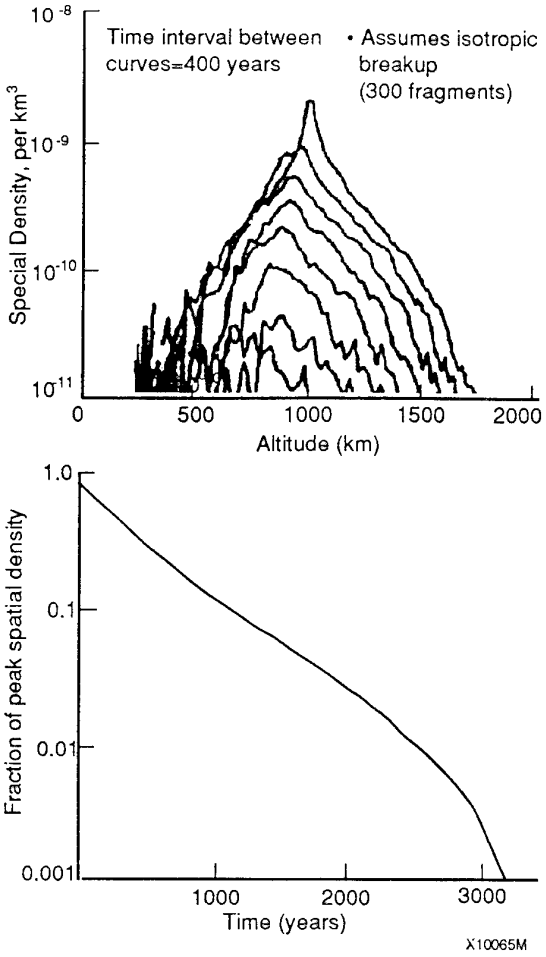


Figure 9.- Distribution of fragments from a high-energy explosion at 1000 km and the time over which the event dissipates.

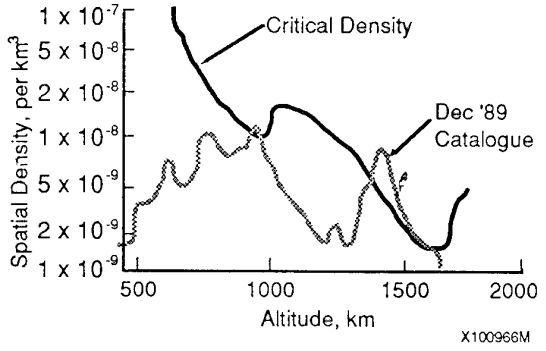


Figure 10.- Critical density value in relation to the spatial density of cataloged objects as of December 1989.

It is also feasible to control the disposition of the upper stages for geosynchronous transfer by control of the time of launch. As Figure 11 indicates, there is a relationship between the initial Sun angle and the lifetime of the orbit. The influence of the lunar-solar gravity on the orbit is such that it lowers or raises the perigee and, thus, influences the lifetime of the orbit.

While the aluminum oxide particles from solid rocket motors are not so destructive as the larger fragments from explosions or hypervelocity collisions, they do abrade surfaces and obscure observations. Particle-free propellants are feasible, and some development work is in progress.

DEBRIS REMOVAL TECHNIQUES

Figure 12 illustrates the methods that may be exploited to remove objects from orbit.

In LEO, aerodynamic drag is the most economic method but as noted above, is not effective in reasonable time intervals above 600 to 700 km for characteristic spacecraft. Drag enhancement devices can be used to make drag effective up to approximately 900 km. Possibly solar sails could be used in the region of 900 to 200 km, but they are complex devices and not generally compatible with the nominal mission characteristics of the spacecraft.

Propulsive deorbit is simple but potentially costly for both the mass of the propellant and the augmentation of other systems.

SELF-DISPOSAL OPTIONS

Several methods of self-disposal were considered including self-contained and auxiliary propulsion systems, aerodynamic drag-augmentation devices, and solar sails. These devices would be used to deorbit an object or to push it out of orbit on an escape trajectory. The two concepts studied in some detail are propulsion maneuvers and a drag-augmentation device.

Propulsion Maneuvers. Deorbit with a conventional propulsion system is an approach which would be effective for all orbital altitudes. In the case of rocket stages, one option might be to design the lifetime-determining (e.g., electrical power, thermal control, sequencer, etc.) systems and the control systems to provide for subsequent propulsive maneuvers to dispose of the system. For many spacecraft without maneuver capability, a control system in addition to a propulsion system is needed to maintain spacecraft attitude at least long enough to complete a deorbit maneuver. Several control options that were considered are spin stabilization initiated by a pressurized gas jet system, a simple Sun sensor control system, or use of a tractor rocket.

Most satellites normally have operating lifetimes measured in years, so the deorbit system would have to safely remain inert for many years and then function on command after other spacecraft systems have failed. Also, in order to be practical, a deorbit package could only weigh a small fraction of the total weight of the spacecraft.

The spacecraft mass penalty for providing deorbit capability is shown in Figures 13 and 14. The mass penalty is shown as a percentage of total mass using propulsion systems with specific impulse (I_{sp}) values of 250, 350, and 450 sec. Figure 13 is for the case of propulsive deorbiting from circular orbits below altitudes of 1800 km. The mass penalty ranges from 2% to 12%. The mass penalty continues to grow at a diminishing rate with increasing altitude, and the slope becomes relatively flat beyond 10 000 km. For circular orbits above 25 000 km, an escape from Earth orbit is less costly than a deorbit maneuver. Figure 14 shows the mass penalty for deorbit for the special case of a rocket stage in a elliptical GTO, for maneuvers executed at apogee. The mass penalty in this case is in general less than 2%.

Drag-Augmentation Device. A drag-augmentation device is a system to deorbit satellites and upper stages which is simple, is lightweight, and does not require a control system to keep the vehicle stable. The particular drag device used in this analysis is a large balloon that would be installed on a satellite or an upper stage and inflated at the end of the useful life of the spacecraft. A range of balloon sizes was considered, and the masses of these balloons were calculated to estimate the initial weight penalty for installing such a system. It is assumed that the balloon and the satellite are tethered and that maximum frontal area is achieved.

Decay time is a function of the mass of the object, the attitude of the equivalent circular orbit, and the equivalent flat-plate area of the object. In the example illustrated (Fig. 15) a stage of unit frontal area is assumed. The addition of a drag balloon of 1.5 unit radius has two effects: it reorients the stage itself to double its equivalent flat-plate area and adds an equivalent flat place equal to 4 times the initial area. This 5 times greater area reduces orbital lifetime by roughly an order of magnitude.

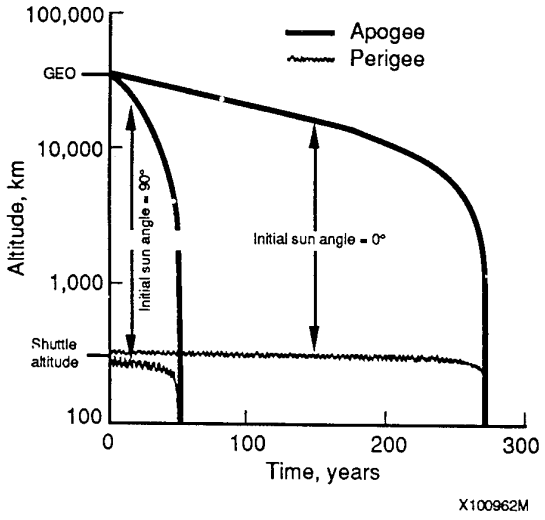


Figure 11.- Shuttle launched LEO to GEO transfer stage lifetimes.

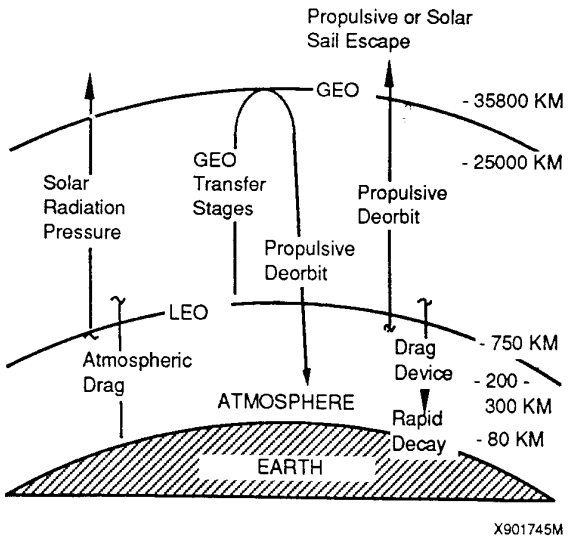


Figure 12.- Techniques for removing objects from space.

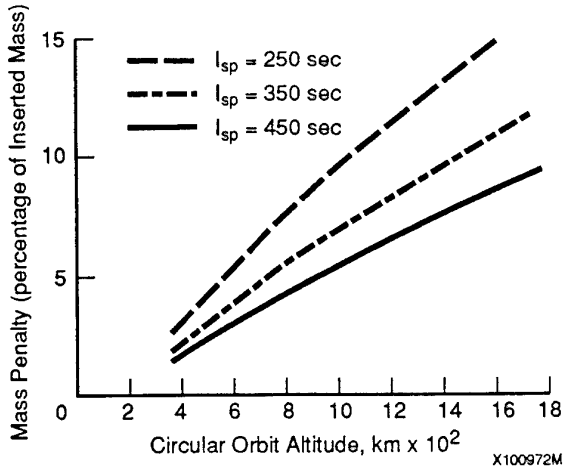


Figure 13.- Mass penalty for deorbit from circular orbits.

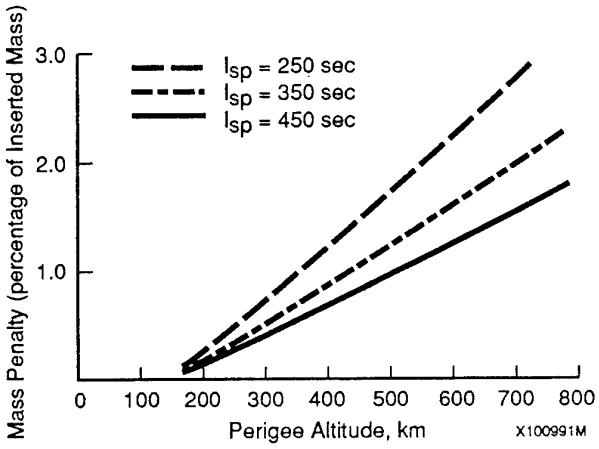


Figure 14.- Mass penalty for deorbit from geosynchronous transfer orbits.

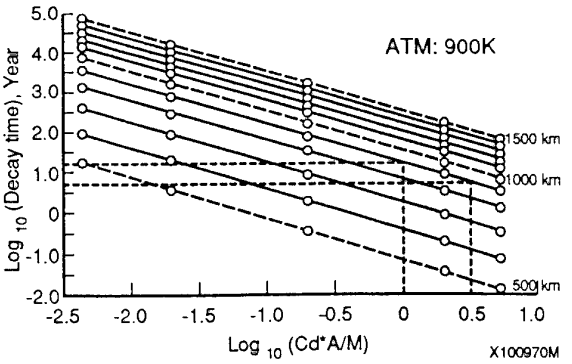


Figure 15.- Drag characteristics verses decay time.

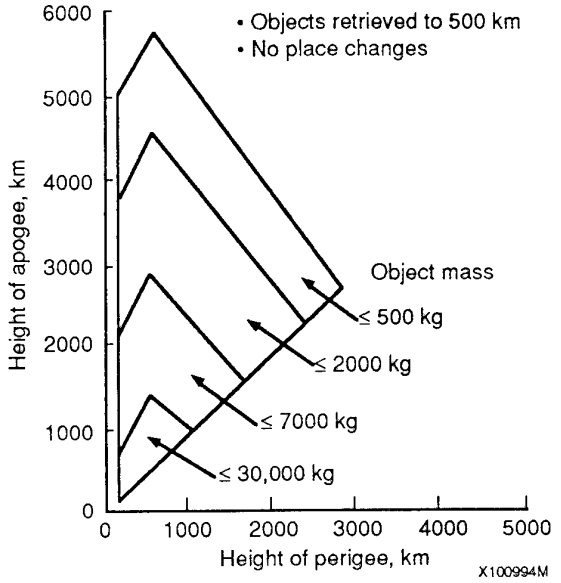


Figure 16.- Altitude and range for OMV retrieval capability.

Such analyses indicate that balloons would be impractically large for initial altitudes above 1000 km. In all cases, the effectiveness of such drag-augmentation devices varies over the course of the 11-yr solar cycle and is greatest during the period of maximum solar activity and least during solar activity minimum.

Comparison of Propulsion Package and Drag Device. The drag device and the propulsion package each has advantages. Both systems would reduce the time in orbit for inoperative satellites and spent stages and thus would decrease the chance of an internal explosion or a random collision. One drawback of the drag device is that the decrease in collision probability resulting from shorter orbital lifetime is offset to some degree by the increase in cross-sectional area. The satellite alone and the satellite with the drag device attached would each sweep out about the same volume of space over the course of its time in orbit; however, debris impact on the balloon would not generate hazardous high-density debris particles.

The advantage of the drag device is that it is simple, is passive, and requires no attitude control system. For altitudes below about 700 km, drag devices appear to be a lower mass alternative to propulsion packages The disadvantage of the drag device is that it is a mass penalty to the mission objective performance of the spacecraft for spacecraft which have orbit maneuver capability. The marginal increase in propellant mass to lower the perigee and limit orbital lifetime may be substantially less than the mass of a balloon. For spacecraft in high-altitude orbits, propulsive lowering of the perigee and a small drag device may offer practical advantages.

These analyses are based upon the assumption that the drag device is a spherical balloon. At the cost risk of a more complicated geometry, they could be conic sections similar to aircraft landing deceleration parachutes. The increase in aerodynamic efficiency might warrant such cost.

ACTIVE RETRIEVAL AND DISPOSITION

One approach for the removal of large debris objects is to collect them with a maneuverable space vehicle. In the evaluation of this approach, it was assumed that rendezvous would be accomplished with an autonomous or remotely controlled vehicle such as the Orbital Maneuvering Vehicle (OMV), currently under development by NASA. Assuming the OMV can grapple the target spacecraft, there are several options for disposition. The OMV can perform a deorbit maneuver, separate from the object, and reinsert itself in orbit while the discarded object enters the

atmosphere. Another option is to station the objects at some location where they can be maintained together in a safe orbit and possibly salvaged for spare parts or raw materials.

Figure 16 shows the altitude range for OMV retrieval as a function of apogee and perigee height and the mass of the object being retrieved. This analysis is based on the assumption that the OMV starts in a circular orbit at an altitude of 500 km and returns to that orbit with the retrieved debris. It is also assumed that the OMV makes no propulsive plane changes. The range of the OMV becomes progressively smaller as the mass of the target object increases.

The relative performance cost for deorbit versus collection depends on the mass of the object and its orbital altitude. For objects in LEO having masses less than 2000 kg, collection in orbit is less costly than deorbit in terms of OMV performance. A third alternative is to rendezvous with an object using the OMV and then attach a separate deorbit device to the object rather than using the OMV for propulsion. The attached device might be a deorbit propulsion package or a drag-augmentation device. Attaching devices rather than maneuvering the objects with the OMV would expand the envelope of accessible objects.

Several concerns about using the OMV for debris recovery should be noted. It may be difficult to grapple uncooperative satellites. The satellites may be tumbling, they may have no convenient points to grapple, and some may contain hazardous material. The mission time required for orbit phasing and rendezvous could overtax the power supply of the OMV. Objects at the same inclination as the OMV may not be in the same orbital plane: therefore, the OMV may have to wait while natural orbital procession brings the respective orbital planes into alignment. Propulsive plane changes of more than a few degrees would be impractical since the energy required follows cosine law relationships.

Reducing the population of large debris would require the use of several OMV's dedicated to retrieval missions as well as a large number of launches from Earth to deliver and service the OMV's in specific orbit planes. The magnitude of this operation illustrates the desirability of providing new spacecraft with devices for self-disposal.

Eichler has developed an alternative concept which uses tether principles to minimize the cost of retrieving and deorbiting derelict bodies. Operating in plane as would the OMV, he recovers a portion of the energy of rendezvous with the target body by using a tether to lower its perigee to assure entry and, at tether separation, acquires a portion of the energy for the next target rendezvous. In such a system, there is a cost for the mass of the tether and the capture system it uses to lower the target object.

An alternative employment of the concept might be to use a tether system for the initial deployment of a spacecraft such that the deploying upper stage was displaced to a low perigee to ensure its entry. Such a practice would eliminate almost half of the debris mass that now enters orbit.

REMOVAL OF SMALL DEBRIS

Costly as the removal from orbit of large objects may be, it is infinitely less costly than the cost of removing the fragmentation debris from a hypervelocity collision event or an explosion. The proliferation of such debris will require the shielding of spacecraft in the future. Figure 17 indicates the effect of the expected environment in 2010 on a typical high-inclination spacecraft. As indicated by the dotted lines, the environment is expected to be an order of magnitude more hazardous.

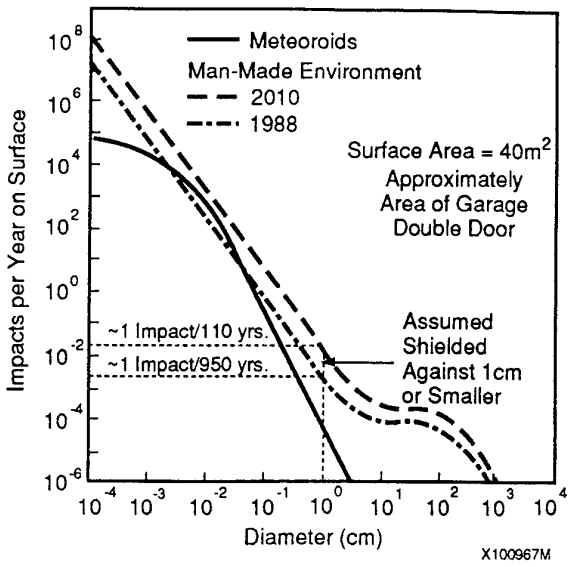


Figure 17.- Impact rates on average small satellite.

Several authors have proposed schemes for the capture of small debris, either to destroy it or to capture and contain it. Utreca and Butner have proposed systems that might operate in front of an asset of high value with the objective of intercepting debris fragments and thus protecting the object of value. There are difficulties in such systems in the detection of the approaching particle in a timely manner and in the capture concept. It is obviously essential in such systems that they not generate significant secondary debris

Korobeinikov has proposed the use of a solar reflector to melt debris particles. As in the interceptor cases, the issues of detection and interception are considerable.

It is technically feasible to destroy small debris particles with high-energy laser devices on orbit. Such systems are costly and are difficult to plan for since they could also be used as weapons and would be prohibited under some treaty interpretations.

In general, there is no practical way to "sweep" or remove the small debris fragments. The best control is exercised at the point of origin by eliminating breakup events and by removing the large objects from which future small objects can be generated by hypervelocity collision.

SUMMARY

Environmental management is as important in space operations as it is in any other human endeavor. In space, as on Earth prevention of pollution is much more cost effective than remediation. The level of space activity is now such that active intervention techniques are necessary. It is important that the participants in space design and operations take actions in design and operations to manage the environment so that future operations can continue to be cost effective.

REFERENCES

1. Badhwar, G. and Anz-Meador, P., Mass Estimation in the Breakups of Soviet Satellites, J. British Interplanetary Society, Vol. 43, pp. 403-410, 1990.

2. Butner, C., GRC Orbital Debris Mitigation Systems, General Research Corporation, 1988.

3. Chobotov, V. and Wolfe M. G., End of Life Disposal of Spacecraft in Geosynchronous Orbit. IAA-89-631, 40th IAF Congress, Malaga SP.

4. Chobotov, V., Dynamics of Orbiting Debris Clouds and the Resulting Collision Hazard to Spacecraft, IAA 87-571.

5. Eichler, P. and Rex, D., Chain Reaction of Debris Generation by Collisions in Space - A Final Threat to Spaceflight, IAA-89-628, 40th Congress of the International Astronautical Federation, 1989 Malaga SP.

6. Eichler, P., Orbital Debris Removal Using Tethers: The Advanced TERESA Strategy, NASA/TUBS Joint Orbital Debris Working Group Meeting, April 11-12, 1991.

7. Jasentuliana, N., Environmental Impact of Space Activities: An International Law Perspective, Proceeding of the 26th Symposium on the Law of Space, 1984.

8. Johnson, N., and McKnight, D. S. (1989), An Evaluation of the Mass and Number of Satellites in Low Earth Orbit. Paper presented at CNES Symposium in Nov. 1989.

9. Kessler, D. J., Collisional Cascading: The Limits of Population Growth in Low Earth Orbit, Paper ID N MB.2.2.2.

10. Kessler D. J., Collision Probability at Low Altitudes Resulting from Eliptical Orbits, Advances in Space Research Vol. 10, No. 3-4, 393-396, 1990.

11. Kessler, D. J., and Cour-Palais, B. G., Collision Frequency of Artificial Satellites: The Creation of Debris Belts, Journal of Geophysical Research, Vol. 83, No. A6, 1978, pp. 2637-2646.

12. Kessler, D. J., Su, Shin-Yi, Orbital Debris, Proceedings of Workshop Sponsored by NASA/JSC, Held in Houston, Texas, July 27-29, 1982.

13. Kessler, D. J., Grun, E., and Sehnal, L., Space Debris, Asteroids and Satellite Orbits, Pergamon Press, Advances in Space Research, Vol. 5, No. 2, 1985.

14. Korobeinkov, V. P., The Active Protection of Long Term Space Station from Impacts of Small Macroparticles and Meteoroids, IAF-85-46.

15. Loftus, J. P., Jr., Orbital Debris from Upper Stage Breakup, AIAA, Progress in Aeronautics and Astronautics, Vol. 121, Washington, DC, Ed. 1989.

16. Loftus, J. P., Jr., and Brasher, W. L. (1985), Beyond Low Earth Orbit - An Overview of Orbit-to-Orbit Stages, IAF-85-141, Stockholm, Sweden, Oct. 7-12, 1985.

17. Loftus, J. P., Jr., and Potter, A. E., United States Studies in Orbital Debris Prevention and Mitigation, IAF-90-646, 41st Congress of the International Astronautical Federation, Oct. 6-12, 1990, Dresden, GDR.

18. McKnight, D. S., and Johnson, N. L. (1989), Understanding the True Earth Satellite Population. Paper presented at 40th International Astronautical Federation Congress in Malaga, Spain, Oct. 7-13, 1989; abbreviated version published in Aerospace America, Apr. 1989.

19. Orbiting Debris: A Space Environmental Problem, Office of Technology Assessment, 1990, GPO 052-003-0125-4.

20. Perek L., Safety in Geostationary Orbit after 1988, IAA-89-632, 40th IAF Congress Malaga SP.

21. Petro, A. J., and Talent, D. L. (1989), Removal of Orbital Debris. Published in Orbital Debris From Upper-Stage Breakup, Joseph P. Loftus, Jr., ed., Vol. 121 of Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, pp. 169-182.

22. Petro, A. J., and Loftus, J. P., Jr., Future Space Transportation Requirements for the Management of Orbital Debris, IAF-89-244, 40th Congress of the International Astronautical Federation, Oct. 7-12, 1989, Malaga, Spain.

23. Presidential Directive on National Space Policy, The White House, Office of Press Secretary, Feb. 11, 1988.

24. Report on Orbital Debris by Interagency Group (Space), For National Security Council, Washington, DC, Feb. 1989.

25. Space Debris: An AIAA Position Paper, AIAA Technical Committee on Space Systems, May 1981.

26. Space Debris: Status Report b Committee on Space Research (COSPAR), United Nations Committee on the Peaceful Uses of Outer Space, Jan. 6, 1988.

27. Space Debris: The Report of the ESA Space Debris Working Group, European Space Agency, Nov. 1988.

28. Utreja, L. R., Space Debris: Status, Concerns and Solutions, IAA-89-625, 40th Congress of the IAF, Malaga SP.

RADAR MEASUREMENTS OF THE ORBITAL DEBRIS ENVIRONMENT

Eugene G. Stansbery[1] and Carl C. Pitts[2]

[1] NASA/Johnson Space Center; [2] Xontech, Inc.

ABSTRACT

This paper describes the collection and preliminary processing of the first significant accumulation of orbital debris data collected by the Haystack radar. The data are collected in the "beam park" mode of operation in which the radar stares in a fixed direction and debris randomly passes through the field-of-view. Haystack's new processing system, the Processing and Control System, performed automatic real-time processing and threshold detection and saved only data associated with a possible detection. Approximately 123 hours of data were collected with the radar beam parked at an elevation angle of 10 degrees and an azimuth of 180 degrees; 3.8 hours were collected at an elevation angle of 30 degrees and an azimuth of 180 degrees; and 33.9 hours were collected at an elevation angle of 90 degrees. The paper also describes a computer model of the response of the Haystack radar while in beam park operation. The model calculates the probability of detection and collection area for all sizes and orbital inclinations of debris visible to the radar. At this time, the approximate sizes of the detected objects have not been determined. However, the observed detection rates and cumulative signal-to-noise ratio distributions agree well with results of the radar response model using NASA's current orbital debris environment.

Keywords: orbital debris, measurements, radar, Haystack, beam park

1. INTRODUCTION

The Space Science Branch of the NASA/Johnson Space Center has been investigating orbital debris for a number of years. One critical near-term need is to characterize the debris population between 400 and 600 km altitude down to the 1-cm size before the design of the Space Station Freedom is finalized. NASA has developed a model to predict the debris population in low earth orbit (Ref. 1), but the model has large uncertainties due, in part, to inadequate measurements. NASA is pursuing an aggressive measurement campaign including optical and radar measurements of orbital debris. NASA has signed a Memorandum of Agreement (MOA) with the United States Space Command (USSPACECOM) that provides for collection of orbital debris data using the M.I.T. Lincoln Laboratory Haystack radar, the Haystack Auxiliary (HAX) radar, and a radar located near the equator, to be designated at a later date. In return, NASA is funding the construction of the HAX radar, which will be completed in 1992.

This paper describes the collection and preliminary processing of the first significant accumulation of debris data collected by the Haystack radar between August and November, 1990. Further processing must be done for each of the individual detections in order to extract size and orbital parameters. At this time, however, rough comparisons can be made with the results from a model of the Haystack radar response using the NASA debris environment as a reference.

2. DESCRIPTION OF THE HAYSTACK RADAR

This section gives a general description of the Haystack radar and an overview of the operational modes used to collect data on orbiting debris. The Haystack Observatory is in Tyngsboro, Massachusetts, northwest of Boston, and is used for radio astronomy and for the observation and imaging of earth-orbiting satellites. The central element of the observatory is the 36.6-meter diameter solid-reflecting antenna in a Cassegrainian configuration with a 3 meter subreflector (Ref. 2). A unique feature of the Haystack antenna is interchangeable RF (radio frequency) enclosures that mount directly behind the main reflector. Separate RF enclosures are used for the radio astronomy and the radar functions.

The Haystack radar is a high-power monopulse tracking radar operating at X-band with a center frequency of 10 GHz. The operating efficiency of the radar antenna at 10 GHz is approximately 36 percent, corresponding to a gain of 67.2 dB and a half-power beamwidth of 0.05 degrees. The antenna has an elevation-over-azimuth mount that is hydraulically driven and capable of hemispheric coverage. Pointing accuracies of approximately 7 arc seconds in both azimuth and elevation have been achieved. The antenna servo is capable of tracking targets at angular rates and accelerations of 2°/second and 1.8°/second^2, respectively. The antenna and mount are enclosed in a 46-meter diameter radome which protects the antenna from snow, ice, wind loading, and direct radiation from the sun. The radome is constructed of 932 triangular membranes made of 0.6-mm thick Tedlar-coated dacron cloth.

The radar transmitter generates 400 KW (nominal) peak power pulses with widths varying from 0.256 msec to 20 msec at duty cycles up to 35 percent and at signal bandwidths up to 1024 MHz. In the debris mode, the transmitter uses a single-frequency or continuous wave (CW) pulsed waveform. The radar transmits right-circularly polarized radiation and receives both right-circularly and left-circularly polarized signals. The system noise temperature at the antenna terminals is 246° Kelvin with total system losses of about 4.9 dB.

For debris observations, the radar is operated in a staring, or "beam park" mode in which the antenna is pointed at a specified elevation and azimuth and remains there while debris objects randomly pass through the radar's field-of-view. Most of the data contained in this report were collected with the radar pointed at an azimuth of 180° (due south) and an elevation of 10°. This pointing angle allows the Haystack radar to sample orbital inclinations down to 28° at altitudes of 500 km. At this pointing angle, the radar return from satellites or debris in near-polar orbit have a large doppler shift and hence must be processed with a bandwidth on the order of 1 MHz. At this bandwidth, it is impractical to continuously record all of the raw data. Instead, the radar data are processed in real-time by the Processing and Control System (PACS). The PACS digitizes the data; performs pulse compression, non-coherent integration, and threshold detection; and records the data to computer disk only during a valid detection. A potential problem of missing valid detections exists when only part of the data is recorded. To minimize the risk of missing valid detections, the real-time threshold was lowered 0.4 to 0.5 dB below the value calculated to give a false-alarm rate of about 1 per hour. This produces many false alarms that are recorded and are dealt with in post processing.

Table 1 lists the operating parameters for the Haystack radar operating in the debris mode.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Table 1. Haystack Debris Mode Operating Parameters

Peak Power (KW)	400
Pulse Width (msec)	1.023
Pulse Repetition Frequency (Hz)	40
Antenna Gain (dB)	67.2
System Temperature (°K)	246
Total System Losses (dB)	4.9
SNR on -41 dB_{SM} Target at 500 Km Range	27.8
Number of Non-Coherent Integrated Pulses Used for Detection	12

3. DATA COLLECTION AND PROCESSING

3.1 Real-Time Data Collection

In the debris mode, the incoming signal was filtered and the in-phase and quadrature (I&Q) components were detected at baseband, digitized, and were passed to the PACS where the matched filtering and threshold detection steps were performed in real-time. The matched-filter processing was performed using a series of 12 overlapping Fast Fourier Transforms. Each FFT was computed using 1023 data points padded with one zero. Therefore, the maximum loss due to doppler mismatch is 3.9 dB and the average loss was 1.2 dB. The FFTs were overlapped by 384 data points, so the maximum loss due to range mismatch is 1.6 dB and the average loss was 0.7 dB.

The average noise across the range/doppler window was computed for each pulse and a smoothed noise history was estimated by passing the pulse-to-pulse average noise values through a fading-memory filter. A sliding 12-point integration of the data was computed for each doppler cell. If the signal-to-noise ratio for any doppler cell exceeded the threshold value, the data in the buffer of the point that triggered the detection and four buffers on each side were recorded to disk. If the detection persisted for more than one buffer, additional buffers were recorded as necessary. Typically, data for 52 pulses, or 1.3 seconds, was recorded for each triggered detection, but many more pulses were recorded for the high signal-to-noise ratio targets.

The real-time detection threshold was adjusted at the beginning of each recording session so that, on the average, an event was recorded every one-to-two minutes. This typically resulted in a real-time detection threshold of about 5.35 $\pm$ 0.05 dB. Most of the recorded events were noise related false alarms. This low real-time detection threshold virtually assures that all valid events will be recorded and that a running monitor of the health of the system can be maintained by observing the averaged noise level.

The real-time matched filter processing is performed on all four channels (PP, OP, elevation monopulse, and traverse monopulse), although only the PP channel is used in the real-time detection processing. After each recording session, the recorded in-phase and quadrature samples for each range cell and doppler bin from all four channels, together with the associated auxiliary data for each range cell (calibration constant, range, azimuth, elevation, etc.) are transcribed to digital tape for post-mission processing. Each hour of radar time resulted in three or four 9-track, 6250 BPI tapes.

3.2 Post-Mission Processing

This section describes the post-mission, preliminary processing and analysis of these data performed by XonTech Inc. for NASA. In the future, the post-mission processing will be performed by NASA/Johnson Space Center.

The flow of the preliminary processing is shown in Figure 1.

As indicated in Section 3.1, the matched-filter processing of all four channels (PP, OP, elevation monopulse, and traverse monopulse) was performed in real-time by the PACS. In addition, a detection procedure was performed and only events which exceeded a set threshold were recorded and shipped by MIT Lincoln Laboratory to XonTech for further processing and analysis. As stated previously, this threshold has been set at a relatively low value to ensure that no valid detections were missed.

Analysis of noise data taken at Haystack prior to October indicated that the intermediate frequency (IF) filter was not flat over the bandwidth. It was necessary to compute the noise for each doppler bin to avoid false detections while preserving real detections. The noise shape-factor derived from the October PACS data has shown that the noise across the doppler band is reproducible from one recording session to the next and is nearly uniform over the entire window, deviating only by a factor of $\pm$ 0.1. The Noise Shape Analysis shown in Figure 1, was accomplished by computing the average noise value in each doppler bin, using approximately 10,000 pulses recorded when no targets with SNR greater than 5.5 dB were in the window. Although there may have been very low SNR targets in the beam during this period, any error in the noise shape due to these targets should be small. A table of the ratio of the noise in each doppler bin to the average noise across all range and doppler cells was computed, and this table was used as the shape factor for computing the noise in each doppler bin, based on the average noise for each pulse.

The Detection Analysis process is also shown in Figure 1. The average noise value and the filter shape factor were used, together with the average return, to compute the signal-to-noise ratio (SNR) for each doppler cell. The peak SNR across the range/doppler window is located and compared to the desired threshold. If the peak SNR exceeds the threshold, the detection flag is turned ON, and the pulse if flagged as being one of a number of pulses associated with detection number M. All subsequent pulses are also flagged as being associated with detection M until the peak values for ten consecutive pulses do not exceed the detection threshold. When this happens, the detection number is incremented and the detection flag is reset to OFF> The peak values associated with detection M are then compared to find the maximum SNR and the time, range cell, and doppler bin associated with this maximum peak. These data are stored for use in the computation of the detection rate statistics presented in Section 7.

3.3 Post-Mission Processing Detection Threshold

A false alarm is caused by a noise pulse crossing the detection threshold. The number of false alarms increases as the detection threshold is lowered. Alternately, to mistake a valid signal return for a noise pulse is called a miss-detection. The number of miss-detections increases as the detection threshold is raised. False alarms and miss-detections are therefore subject to tradeoff by setting the detection threshold.

The post-processing detection threshold was determined by the use of a convergent series solution (Ref. 3). The desired false alarm rate for data collected at 90 degrees elevation was chosen to be 1 per hour. For data collected at elevation angles of 30 and 10 degrees, the desired false alarm rates were chosen to be 0.5 and 0.1 per hour respectively giving detection thresholds of 5.89 and 6.08 dB.

It should also be noted that the false alarm rate is very sensitive to the threshold level at low SNR. Lowering the threshold by 0.08 dB results in twice the false alarm rate.

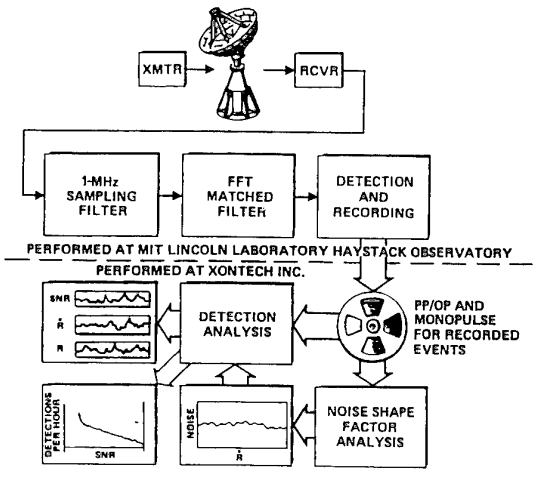


Figure 1. Schematic of the real-time and post-mission preliminary processing of the Haystack data.

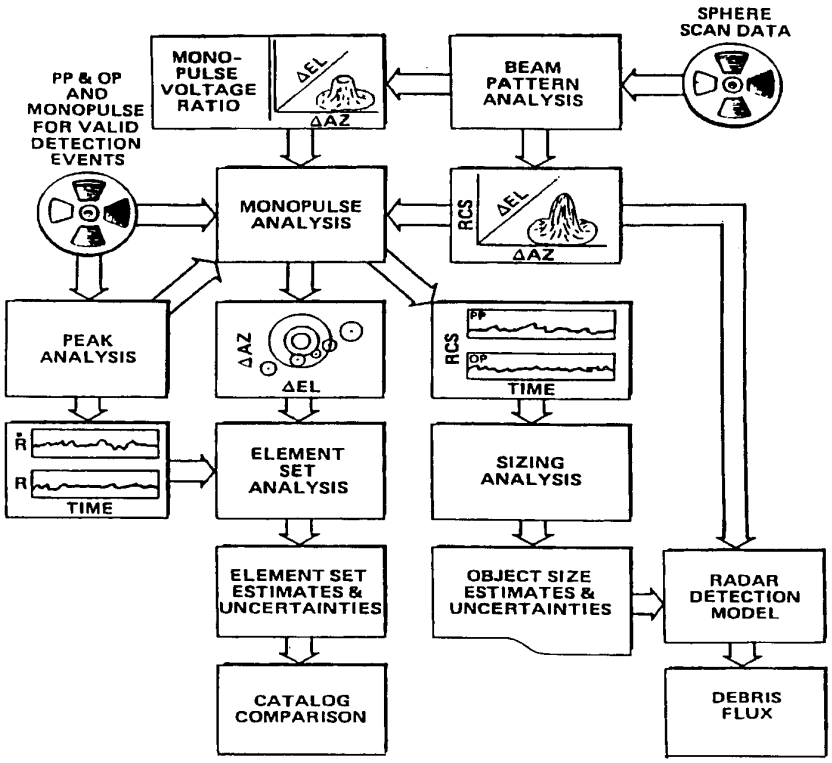


Figure 2. Schematic of the post-mission processing of the Haystack data to determine size and orbital parameters.

4. SIZE AND ORBIT ANALYSIS

To date, the data from Haystack have been processed through the steps described in Sections 3.1 and 3.2. However, since the PACS system records orthogonal polarized (OP) data, elevation and traverse monopulse data, as well as principal polarized (PP) data, it is possible to derive considerably more information about a detected object than can be gleaned from the single channel data. For example, using the monopulse data, together with measured radar beam shapes, it should be possible to estimate the path of the object as it traverses the beam. Knowing this path, it is possible to correct the measured PP and OP return for beam shape losses and derive true estimates of both PP and OP RCS. Furthermore, knowing the pointing direction of the antenna, the path of the target as it passes through the beam, and an estimate of range and doppler it is possible to compute an estimate of the object's orbital parameters. Figure 2 shows the flow of the processing steps that will be applied to the debris data.

The Beam Pattern Analysis shown in Figure 2 makes use of data collected on a target with a known, stable RCS, such as a calibration sphere. The beam pattern data are collected by first tracking the target for a period of time to establish a reliable track file. The antenna is then scanned about the predicted orbit, using either a spiral scan or a raster scan, and data are collected in all four receiver channels. The target is then tracked again for a period of time to update the track file. This procedure is repeated several times to collect overlapping and redundant beam-pattern data. In post-mission processing, the track data are fit, using standard trajectory-reconstruction software, and the true position of the target as a function of time is estimated. The real-time angle encoder measurements are differenced with the target angles computed from the trajectory estimate during the time of the scans to determine the angle offsets as a function of time. The redundant measurements in each of the four recorded channels are averaged and smoothed, and tables of PP and OP beam shape and of elevation monopulse voltage ratio and traverse monopulse voltage ratio as functions of elevation offset angle and traverse offset angle are prepared for use in the monopulse analysis step.

The spans of data that have exceeded the detection threshold are analyzed by a Peak Location module, which performs a more detailed analysis and provides improved estimates of apparent PP RCS, OP RCS, range, and doppler. If the signal-to-noise ratio of the target is high (>13 dB), the module attempts to mitigate the range and doppler straddling losses by computing a two-dimensional quadratic polynomial from the peak value and two adjacent data points in both range and doppler. The maxima computed from this two-dimensional polynomial is an improved estimate of the radar return; the values of range and doppler at the peak are the interpolated values of range and doppler. This procedure is used only for high SNR targets since there is a potential for introducing considerable error by fitting a polynomial to noisy data points. For low SNR targets, the measured peak return is selected and the range cell and doppler cell containing the peak are assumed to be correct.

The estimates of the radar return are passed to the monopulse processing step for further analysis. The range and doppler estimates over the entire detection span are used to compute best estimates of range and doppler with associated uncertainties. These estimates are passed to the Element Set module and are used in the computation of the object's orbital parameters.

The next step uses the measured elevation and traverse monopulse voltage ratios collected during a valid detection interval and the monopulse voltage ratio tables derived in the beam pattern analysis to estimate possible locations of the object within the beam for each pulse. In some cases, particularly if the target is in the antenna sidelobes, the measured voltage ratios may correspond to more than one location in the table, resulting in ambiguous possible solutions. Furthermore, since the data are noisy, there is an uncertainty associated with each ambiguous solution.

Once the location of the object track through the beam has been determined, it is possible to apply the measured beam-shape attenuation corrections to the calibrated radar return to get the true PP and OP RCS histories of the object.

Table 2. Summary of PACS Orbital Debris Data Analyzed

Elevation Angle, Degrees	Time Analyzed Hours	Number of Events Recorded by PACS	Number of events Passing Post-Mission Threshold
10	123.2	5074	151
30	3.8	151	31
90	33.9	1718	372

The corrected time histories of the PP and OP RCS are then analyzed using a sizing module. The algorithm for the sizing module will result from an extensive modeling and measurement effort currently being conducted to better relate the RCS of debris objects to physical size. The algorithm will estimate the target size using both the PP and OP RCS histories.

The time history of the target track through the beam will provide estimates of the offset angles from the beam center and of the target's angle rates. This information combined with the measured antenna pedestal angles and estimates of target range and doppler from the peak analysis module makes possible the computation of a target element set and the corresponding uncertainties. These element set estimates will be correlated with the catalog of known space objects for possible identification of detected targets.
The object-sizing algorithm; measured beam-attenuation patterns; expected signal processing losses, such as the matched-filter straddling losses and detection algorithm collapsing loss; and the measured sensitivity of the radar are currently being incorporated into a radar response model. This model will be used, in conjunction with measured debris flux rates, to verify and update current NASA debris models.

5. SUMMARY OF DATA COLLECTED

This section summarizes the types and quantity of orbital debris data collected with the PACS system during October and November 1990. In October and November, a total of 207 hours of Haystack time was used for orbital debris data collection. Of these, approximately 33 hours were used for calibration and optimization of the recording scheme. At the time of this writing, 160.9 hours of the data have been processed.

The detection procedure, described in Section 3.1 and 3.2, was applied to these data using 12-point averages and a detection threshold of 5.81 dB for 90 degree data, 5.89 dB for 30 degree data, and 6.08 dB for 10 degree data. Table 2 summarizes by elevation angle, the time duration of data analyzed, the number of events recorded, and the number of events that exceeded the detection thresholds.

6. RADAR RESPONSE MODEL

The radar response model calculates the average probability of detection (P_D) and radar beam-width as a function of debris object size, orbital inclination, and altitude. The radar beam-width is not simply the half-power antenna

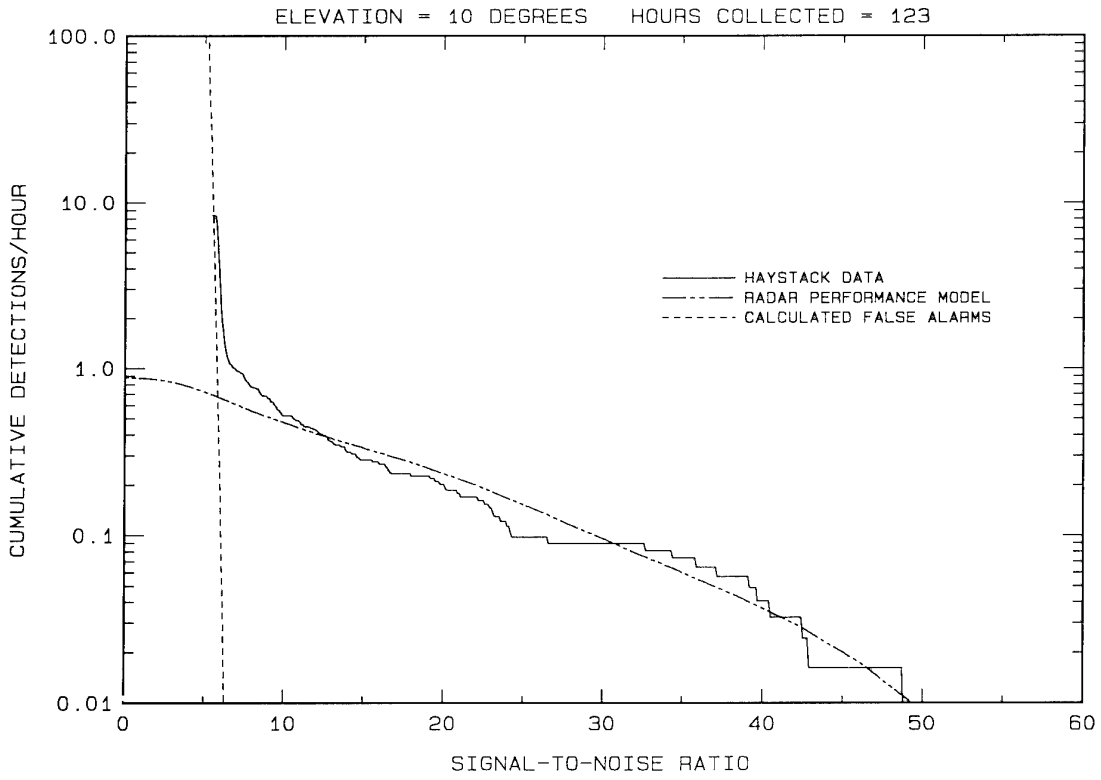


Figure 3. Comparison of the Haystack data results collected at an elevation angle of 10° with the results of the radar response model using the NASA debris environment model.

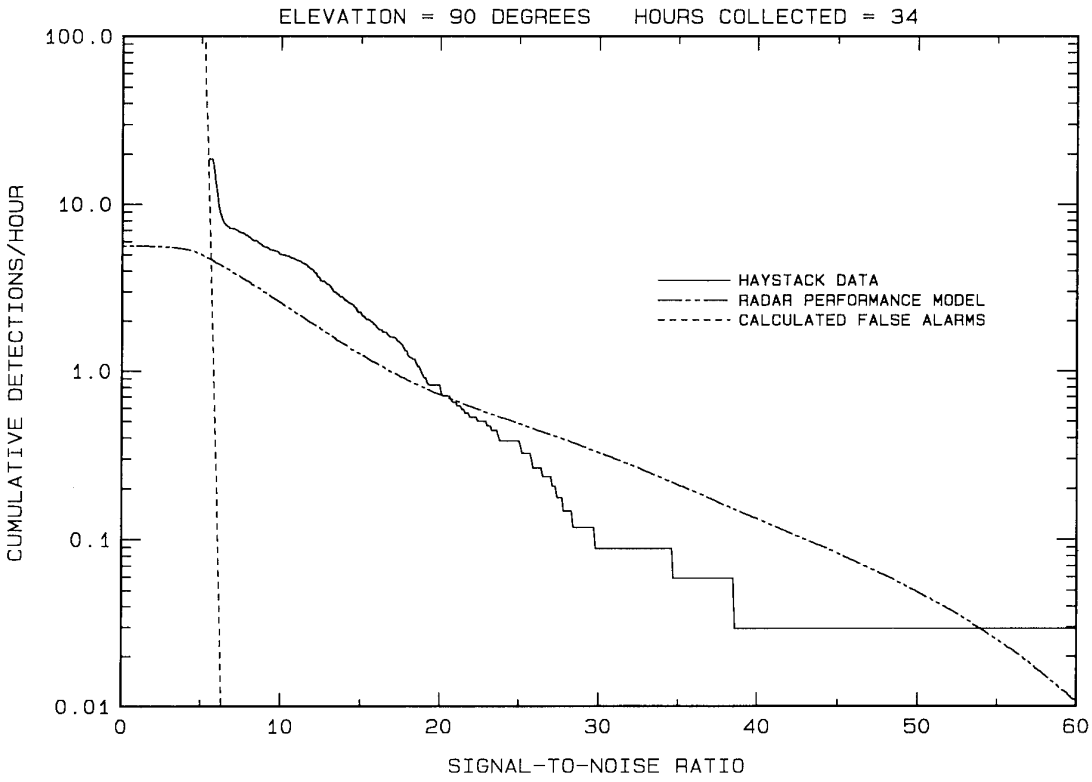


Figure 4. Comparison of the Haystack data results collected at an elevation angle of 90° with the results of the radar response model using the NASA debris environment model.

beam-width normally quoted for a radar. Very large satellites with high SNRs can be detected far away from beam center (even in the antenna sidelobes) whereas a small debris object with low SNR may be detectable only near the very center of the antenna beam. Similarly, the beam-width is also a function of orbital inclination when the beam is not directed vertically. When the antenna is at elevation angle of less than 90°, a cross section of the beam taken at a constant altitude produces an ellipse. Therefore, for satellites in circular orbits, both the collection area and the average SNR will be different for objects crossing the beam in different directions.

The radar response model theoretically flies a debris object through the antenna beam. The model calculates the individual locations of each radar pulse return along a trajectory based on the radar PRF and the debris object orbital velocity assuming the debris object is in a circular orbit. The SNR for each radar pulse return is calculated individually and these SNRs are averaged over twelve pulses (the same number of pulses used by the radar for the real time detection). The average SNR is then passed to a computer routine written at the Naval Research Laboratory (Ref. 4) based on a program written at Johns Hopkins University's Applied Physics Laboratory which calculates the probability of detection for noncoherently integrated pulses for the 5 Swerling scintillation cases. The process described above is repeated for trajectories evenly spaced across the radar beam. The edge of the beam is defined as that trajectory which has 1% P_D. Then, the calculated P_D for all of the trajectories are averaged together.

7. COMPARISON OF HAYSTACK MEASUREMENTS WITH RADAR RESPONSE MODEL RESULTS

Since the size and orbit analysis is not yet complete on these data, it is not possible at this time to use the measurement results with the radar performance model to predict the true orbital debris flux. However, it is possible to work backwards from a model of the orbital debris flux (such as NASA's model by Kessler) through the radar performance model to predict what the radar would see in terms of SNR.

In order to make this comparison, the relationship between the physical size of an object and its radar cross section (RCS) and scintillation characteristics must be known. NASA is currently doing research in these areas. A number of debris pieces were selected from a simulated satellite that had been impacted by a hypervelocity projectile in ground tests. These pieces were placed in a controlled RCS radar range and the RCS measured at all viewing angles and over a frequency range of 2-18 GHz. Other tests were conducted which simultaneously measured known on-orbit debris at up to six different wavelengths from 70-cm. (UHF) to 1-cm. (Ka-band) using the radars at Kwajalein Atoll. Unfortunately, the analysis of these data is not yet complete, either. Currently, the following assumptions are made: debris objects are classified as being in one of the three classic scattering regimes, Rayleigh, Mie, or optical. The RCS of an object is assumed to have a one-to-one relationship to physical size in the Mie and optical regimes and to follow the Rayleigh curve in the Rayleigh region. Also, it is assumed that the objects in the Rayleigh region exhibit Swerling 0 scintillation statistics; objects in the Mie region have Swerling 1 statistics; and objects in the optical region have Swerling 2 statistics.

Figures 3 and 4 show the results of the comparison of the radar performance model using the NASA debris environment[1] and the aforementioned RCS/physical size relationships with the Haystack measurements for the 10° and 90° elevation data. There is very close agreement for the 10° data. However, analysis has shown that this curve is dominated by objects larger than 10-cm. diameter because of the reduced sensitivity of the radar due to the long slant ranges involved. It is not surprising that the curves agree since the population is well known for sizes larger than 10-cm. from measurements from U.S. Department of Defense (DoD) radars and optical telescopes which can see down to these sizes. At 90° elevation, the radar can detect smaller objects (down to about 5-mm. diameter) due to the smaller range to the altitudes of interest. In Figure 4 the results of the model fall below the Haystack measurements curve by a factor of about 2. A preliminary conclusion that can be drawn, therefore, from these two figures is that the Kessler model agrees with Haystack measurements for sizes above 10-cm., but may under-predict the environment for sizes down

to 5-mm by as much as a factor of 2. It is stressed that this is a preliminary result and that the size and orbit analysis must be completed before any conclusion may be considered reliable. In particular, the Haystack and model results have not yet been broken down into specific altitude bands. Therefore, it is not possible to draw specific conclusions about the environment at Space Station altitudes.

8. SUMMARY AND CONCLUSIONS

In summary, this report describes the collection and preliminary processing of the first significant accumulation of orbital debris data collected by the Haystack radar. These data were collected in the "beam park" operational mode. Using the new Processing and Control System (PACS), which performs automatic real-time detection and saves only data associated with a possible detection, 123.2 hours of data were collected at an elevation angle of 10 degrees, 3.8 hours were collected at an elevation angle of 30 degrees; and 33.9 hours were collected at an elevation angle of 90 degrees. Approximate detection rates for the various elevation angles are 1 per hour at 10 degrees, 7 per hour at 30 degrees, and 9 per hour at 90 degrees. Further processing of the data is needed before size and orbital parameters can be determined.

A radar response model has been developed which can use the NASA debris environment model to predict the distribution of objects and signal-to-noise ratios for the objects that would be detectable by the Haystack radar. Preliminary comparisons of the model predictions with the Haystack observations indicate excellent agreement for debris sizes above 10-cm. diameter and agreement within a factor of 2 for debris sizes between 1 and 10-cm diameter.

REFERENCES

1. Kessler, D. K. "Update of Meteoroid and Orbital Debris Environment Definition." Space Station Level II Change Request BB000883A. June 15, 1990.

2. Armstrong, G. R. and Axelbank, M. "Description of the Long-Range Imaging Radar." DARPA report ESD-TR-77-124. November 16, 1977.

3. Meyer, D. P. and Mayer H. A. Radar Target Detection: Handbook of Theory and Practice. Academic Press, Inc., San Diego, CA, 1973. Appendix A-8.

4. Blake, L. V. "A FORTRAN Computer Program to Calculate the Range of a Pulse Radar." NRL Report 7448. August 28, 1972.

SESSION DE CLÔTURE / CLOSING SESSION

Président / Chairman:
H. PALMIERI (ARIANESPACE)

QUALITE ET SURETE DE FONCTIONNEMENT LE RETOUR D'EXPERIENCE

J.G.ROUSSEL, DASSAULT AVIATION, Paris, France

Monsieur le Président, Mesdames, Messieurs, mes chers collègues,

En commençant cette conférence, je dois d'abord dire que je suis très heureux de l'opportunité qui m'a été offerte, par les organisateurs d'EAC 91, de m'exprimer sur la Qualité et la Sûreté de Fonctionnement. Mais je m'empresse d'ajouter que je suis en même temps très conscient de la responsabilité qui m'échoit; car j'ai encore bien en tête les résultats d'un récent sondage effectué par l'American Society for Quality Control à l'échelle des Etats-Unis: la majorité des sondés estiment que, dans leurs compagnies, les programmes Qualité ont un effet plutôt négatif sur la communication interne. Il semblerait donc que les professionnels de la Qualité aient besoin de mieux communiquer. Je vais m'évertuer à rendre mon propos le plus simple et le plus clair possible.

Les professionnels des infrastructures au sol que vous êtes me semblent avoir une responsabilité toute particulière dans l'amélioration de la Qualité, et principalement parce qu'ils peuvent s'appuyer sur une utilisation récurrente. Une non-qualité résulte, soit d'un imprévu, soit du non respect d'une tolérance ou d'une procédure. Même si on peut corriger à temps, on aura dépensé de l'argent pour rien. On aurait pu faire mieux.

Il y a, malgré cette perte d'énergie ou d'efficacité, un aspect positif dans ce processus: on *apprend* des choses. Et pour la sagesse populaire, comme pour un bailleur de fonds, il faut que ça serve: 'errare humanum est, perseverare diabolicum'. Une traduction très approximative de cet adage peut être 'un bon averti en vaut deux', ce que notre mère nous a répété souvent dans notre enfance.

D'où l'importance très grande apportée maintenant par tous les responsables, à la notion de RETOUR d'EXPERIENCE. Du fait des sommes considérables mises en jeu, ceci est devenu un axe de travail majeur. Par exemple , à l' Institut de Sûreté de Fonctionnement, nous en avons fait un de nos très grands projets; il est activement soutenu par les plus grands établissements publics et les plus grandes sociétés industrielles de France. Autre exemple: la Direction Centrale de la Qualité du CNES en a fait un Projet, et elle a réussi à y intéresser les principales sociétés industrielles qui exercent une maitrise-d'oeuvre dans le secteur spatial. Bien entendu, la Société à laquelle j'appartiens - DASSAULT AVIATION - y accorde beaucoup d'efforts.

En termes simples, qu'est-ce que le RETOUR D'EXPERIENCE?
C'est essentiellement deux choses:
— le rassemblement de données, leur traitemer.t et leur mise à disposition
— l'utilisation effective de ces résultats par ceux qui sont en mesure d'assurer un progrès.

Avons-nous commencé une action d'envergure sur le rassemblement, le traitement et la mise à disposition de données? La réponse est clairement oui.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Dans votre domaine des infrastructures au sol, de gros efforts sont faits en ce sens. Je ne peux évidemment les citer tous. Mais j'ai été le témoin direct de deux actions que je peux citer à titre d'exemple: le recensement de toutes les difficultés de mise au point et d'exploitation de l'ELA 2 au profit de l'ELA 3; ou la compilation des fautes logicielles rencontrées dans le Centre de Contrôle de Telecom 1 qui a permis des travaux très utiles sur la validation de modèles de prédiction de fiabilité, de type Musa ou Littlewood. Encore une fois, beaucoup d'autres exemples pourraient être cités.

En dehors du domaine spatial, j'avoue être très intéressé par l'ampleur du travail consenti par Electricité de France, dans le retour d'expérience de ses centrales nucléaires. Des considérations de sécurité renforcent, bien entendu, l'opportunité de cette approche. Elle demande, en tout cas, à être connue.

On peut donc dire qu'il existe, et en particulier dans le domaine spatial qui nous concerne plus directement ici, une démarche de collection de l'information brute et de sa transformation en information utile.

Ce constat étant fait, qu'en est-il du deuxième aspect: celui de l'utilisation effective de l'information utile? Sur ce point, force est de constater qu'il reste énormément à faire. Ma conviction résulte de mon expérience personnelle, mais aussi des échanges que j'ai eus avec des nombreux responsables. Certains de ces responsables sont d'ailleurs dans cette salle.

Nous sommes donc nombreux à considérer qu'il y a là un problème majeur, un écueil redoutable sur lequel risquent d'achopper la plupart de nos efforts en matière de Retour d'Expérience, et au-delà nos efforts pour plus de Qualité et de Sûreté de Fonctionnement. Ce problème n'est pas typiquement français ou européen. Il apparait 'occidental'.

On se heurte ici à des questions de comportement dont le fondement est la résistance naturelle au changement et à la remise en cause des pratiques dont on a l'habitude. Il est d'ailleurs facile de se donner bonne conscience en utilisant le prétexte de l'évolution technologique qui rendrait caducs les enseignements du passé.

Encore une fois, le problème doit être considéré comme sérieux. Cette question du changement d'habitudes fait l'objet de beaucoup de recherches et il m'est apparu intéressant de vous soumettre quelques idées que j'ai trouvées dans une récente étude de Quality Progress.
Cinq principes de base sont à retenir.

1- *Il faut percevoir le besoin de changer*
La démarche doit être didactique et motivante. La qualité de la communication est essentielle.

2- *Le changement doit être volontaire*
Les techniques de coercition ont montré leurs limites. Les personnes concernées, s'étant convaincues de la nécessité du changement, doivent en arriver à adopter la démarche correspondante. C'est la condition pour que les effets soient durables.

3- *Le processus de changement doit être basé sur des principes*
La démarche doit être étayée par un certain nombre de principes simples incontestables. C'est sur ce constat qu'a été bâtie notre éducation d'homme ou de femme adulte et de citoyen. C'est d'ailleurs la base de la démarche utilisée par le CNES dans sa formation à la Qualité.

4- *Le processus de changement doit être conforté par d'autres personnes ayant la même démarche*
Il apparaît évident que le fait de constater que d'autres ont les mêmes problèmes et sont à la recherche de solutions renforce le volontarisme de la démarche. C'est, par exemple ce que nous essayons de faire à l'Institut de Sûreté de Fonctionnement, à travers un grand brassage d'expériences très diverses, dans des corps de métiers très différents.

5- *Le changement doit être mené par étapes*
Comme il est impossible de tout bouleverser d'un seul coup et d'obtenir en même temps des résultats probants, il est préférable de changer un peu et de constater un petit progrès induit. C'est ainsi que se conforte la confiance dans la démarche entreprise.

En conclusion, et après avoir ainsi mis l'accent sur le Retour d'Expérience, je voudrais élargir mon propos et m'interroger sur l'état que nous avons atteint en matière de Qualité. Beaucoup d'entre nous, j' en suis sûr, restent marqués par l'évaluation faite par Juran il y a maintenant une bonne quinzaine d'années. J'y ajoute souvent un aperçu sur les grands équilibres du commerce mondial qui justifie, à lui seul, tous les efforts que nous entreprenons pour améliorer notre Qualité.

Jusqu'à un passé récent, Juran est resté très pessimiste sur les capacités de l'Occident à combler son retard. Mais dans une étude récente il se déclare, pour la première fois, prêt à réviser son jugement. Il va juqu'à dire, que du fait des efforts consentis, la prochaine décennie verra un net infléchissement vers le haut de la courbe Qualité des Etats-Unis. Il ne parle pas de l'Europe; mais un très récent article du Monde particulièrement bien documenté, met en évidence que le Japon commence un peu à s'essoufler et qu'il s'offre à nouveau à nous une chance de le rattraper.

Cette chance, nous avons le devoir historique de ne pas la gaspiller. Mais c'est à nous d'agir en faisant évoluer nos comportements. J'espère, en ces quelques dizaines de minutes, vous avoir apporté de bons éléments de réflexion sur le Retour d'Expérience.

Je vous remercie de votre attention.

LANCEMENTS ET OPÉRATIONS EN ORBITE: vers une gestion optimisée des événements médiatiques

L. Laidet, CNES, Paris, France

I - INTRODUCTION

Les activités spatiales ont un pouvoir d'attraction et de fascination : le spectacle d'un lancement ou la sortie d'un cosmonaute hors de sa capsule sont repris abondamment par les médias. Dans le premier cas, on est sensible à la vue toujours majestueuse d'une fusée qui s'élance vers le ciel dans un grondement impressionnant, et on partage l'anxiété des techniciens attentifs à l'enchaînement des opérations délicates qui conduisent vers la mise en orbite des satellites. Dans le second cas, ce sont des millions de téléspectateurs qui s'identifient aux cosmonautes travaillant dans un environnement hostile, nouveau et inaccessible pour eux.

Mais les activités spatiales ne se résument pas à quelques clichés à la une des journaux. Au contraire, il s'agit d'un long processus qui passe de la conception d'un programme, par son développement, et aboutit à la mise en place d'un système opérationnel au service de l'homme tant pour sa vie quotidienne avec les applications diverses que l'on sait, que pour satisfaire son besoin de connaissance de la planète, de son environnement ou de l'univers.

Nous voyons bien le danger qui nous guette en mettant davantage l'accent sur des "pics médiatiques" de notre activité et en masquant le reste, c'est à dire en occultant l'activité de nos centres, les réelles participations de nos systèmes, les véritables applications et enfin le rôle fondamental joué par nos différentes équipes tout au long de la vie d'un programme spatial quel qu'il soit.

La tendance consistant à aller au plus facile, c'est à dire à satisfaire le penchant naturel des journalistes qui se contentent de grands coups médiatiques porteurs, est certes compréhensible. Mais n'est-ce pas à nous de gérer notre communication en essayant de l'optimiser, tant dans l'élaboration des messages que dans les actions que nous menons vers nos cibles préférentielles.

II - LA COMMUNICATION DANS LE DOMAINE SPATIAL

L'activité spatiale a un pouvoir magique et attractif que n'ont pas forcément les autres activités humaines. Mais cette chance là, savons-nous réellement l'utiliser et l'exploiter.

Mon sentiment serait plutôt de dire que nous sommes encore bien en-deça de ce que l'on peut faire ou plutôt de ce que l'on devrait faire pour le public, c'est-à-dire pour le contribuable qui nous aide pour le développement de nos programmes.

De quelle nature doit être cette communication ?

On peut distinguer cinq catégories :

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

1 - La communication informative

Celle-ci a pour but de présenter les programmes spatiaux, en particulier les choix qui sont faits en fonction des critères techniques, économiques, politiques et stratégiques.

Une telle communication, on le voit bien, doit être continue, permanente et s'adresse en priorité à la presse par le biais de communiqués, de conférences de presse régulières, d'interviews, de reportages, visites de presse, etc...

Mais il ne faut pas attendre que la presse nous sollicite, il faut aller au devant de façon à garder la maîtrise de la communication.

Il s'agit là d'un travail de fond, quelquefois ingrat parce que fastidieux. Mais c'est à ce prix que nous maintiendrons l'intérêt du public.

2 - La communication événementielle

Celle-ci porte sur les événements spatiaux, généralement visibles et très médiatiques, tels que les lancements et dans ce cas, la communication est relativement facile à organiser.

Mais j'ai constaté que sous l'influence très compréhensible de notre partenaire Arianespace, notre communication est très élitiste. La cible visée est généralement

1) le client
2) le leader politico-économique.

Il y a un effort très sérieux à faire vers le grand public et vers la jeunesse.

3 - La communication de crise

Comme son nom l'indique la communication de crise a pour but de gérer une situation devenue anormale dans le déroulement des activités spatiales : échec à un lancement, panne survenue à bord d'un satellite, accident sur un site, etc...

Une telle situation peut intervenir à n'importe quel moment et, bien entendu, sans préavis.

Au plan technique, les responsables du projet s'organisent immédiatement pour faire face au problème. Mais, il faut que la communication soit partie intégrale de cette cellule de crise. Dans tous les cas, nous devons mettre en oeuvre un plan de communication qui permette de répondre aussi bien aux besoins des médias qu'à nos propres besoins (communication interne, partenaires, autorités, industrie et éventuellement, les familles concernées).

4 - La communication éducative et pédagogique

Les programmes spatiaux ont ceci de particulier : nous travaillons plus pour la génération montante que pour la nôtre. Pour s'en convaincre, il suffit de voir le temps qui s'écoule entre la phase A d'un projet et son exploitation.

C'est pourquoi il est indispensable que notre communication vise à sensibiliser et à éduquer les jeunes aux techniques spatiales ainsi que leurs formateurs. En un mot, nous devons répondre à leur question : "L'espace : comment ça marche et à quoi ça sert".

Là également, il s'agit d'un travail continu et de longue haleine. Il faut pénétrer dans les club de jeunes mais aussi aller jusque dans les lycées, les collèges et les universités.

5 - La communication ludique et imaginative

Celle-ci nous échappe un peu dans la mesure où elle correspond à un créneau d'activité qui ne nous est pas familier. Mais faut-il pour autant s'en désintéresser ? La réponse est définitivement : NON.

Tout d'abord, la communauté spatiale doit exercer un contrôle dans ce secteur dans le but d'éviter une dérive. C'est dans cet esprit d'ailleurs que, à l'initiative tout à fait intéressante d'Arianespace, les trois entités (ESA, CNES et ARIANESPACE) ont bâti une charte d'utilisation de l'image ARIANE de façon à protéger celle-ci.

Ensuite, nous devons consacrer une partie de notre temps et de notre budget à la réalisation d'opérations ou de manifestations à caractère attractif pour le grand public. A ce propos, on peut se féliciter des initiatives déjà importantes telles que :

- les SPACEXPO de l'ESTEC ou de KOUROU
- le SPACE CAMP de CANNES et celui que la Belgique va monter Redu.

Mais là encore, nous sommes très timides et nous devons faire de gros efforts pour aider au développement de telles réalisations.

III - LANCEMENTS ET OPERATIONS EN ORBITE

Il faut bien reconnaître que la communication menée en France et en Europe porte actuellement davantage sur les activités de lancement que sur les opérations en orbite.

III.1 - Au moment des lancements, la communication se résume essentiellement aux opérations suivantes :

- par voie de presse :
  - . conférences de presse
  - . communiqués de presse
  - . dossiers de presse
  - . interview
  - . voyages de presse

- par quelques opérations de sensibilisations très ciblées vers la clientèle d'ARIANESPACE ou vers les milieux politiques et industriels. Il s'agit :

. soit de faire participer au lancement un groupe de personnalités choisies en organisant des voyages au Centre Spatial Guyanais,

. soit de renvoyer vers l'Europe, ou vers les pays disposant d'une clientèle potentielle, le déroulement des opérations de lancement par le biais d'une vidéotransmission. Celle-ci étant d'ailleurs merveilleusement bien organisée par la société Arianespace à laquelle les deux autres entités (ESA et CNES) sont associées.

III.2 - En ce qui concerne les opérations en orbite, on peut dire que nous entrons très rapidement dans un processus de routine qui consiste, à partir du moment où la mise à poste des satellites est faite -satellites scientifiques ou d'applications- à maintenir dans les meilleures conditions possibles de bon fonctionnement la plateforme et les charges utiles.

Dans ce cas, à l'exception de la mise à poste elle-même, qui reste une opération toujours délicate, il faut bien reconnaître que les informations sur ce travail de routine sont données avec mesure et économie pour ne pas dire plus, sauf bien entendu le jour où survient un problème à bord du spationef et là, on est bien obligé de dire la vérité. Le grand public n'ayant jamais reçu beaucoup d'explications sur le fonctionnement des satellites, va alors découvrir tout d'un coup qu'il y a un problème : cette manière de gérer l'information est, il faut bien l'admettre, la plus mauvaise.

A quoi tient donc cette réserve ? Plusieurs explications :

- la première procède d'une réserve tout à fait naturelle lorsqu'on fait un "métier à risque", je veux dire par là un métier où l'on a un pourcentage non nul d'échec.

- la seconde est due au fait que l'on ne travaille pas pour nous, mais pour les autres, ou en association avec d'autres partenaires (le client essentiellement).

- d'autres raisons peuvent s'ajouter à cela (souci de ne pas perturber le bon déroulement des opérations en orbite, problèmes de sécurité, ...)

Mais je crois surtout qu'il existe un réel problème de fond : **la communication n'a pas été considérée dès le départ comme un élément du projet spatial.**

IV - LE DISPOSITIF GLOBAL ARIANE 5 - HERMES

De 1988 à 1990, le CNES a étudié un programme visant à amener le Centre Spatial Guyanais à être au niveau technique et opérationnel pour recevoir Ariane 5 et Hermès. Le CNES a conduit cette réflexion en association avec l'Agence Spatiale Européenne et Arianespace.

Le programme global a démarré en 1990 et s'étalera sur une dizaine d'années. Son financement est assuré par l'Agence Spatiale Européenne et le CNES.

Un des volets de ce programme a été le Service des Relations Publiques du CSG et un Cahier des Charges Fonctionnel (CDCF) a été préparé par une équipe composée de représentants des trois entités concernées.

Le programme vise à doter le CSG des moyens nécessaires qui le rendront apte à accueillir dans les meilleures conditions les personnalités, la presse et le grand public, non seulement au moment des lancements mais également de façon permanente.

En effet, à la fin de cette décennie, la mise en service de l'avion spatial Hermès et de ses moyens associés constituera, nous l'espérons bien, l'événement majeur pour l'Europe spatiale en ouvrant à l'ESA et à ses Etats membres l'accès aux vols habités.

Les premiers vols, prévus à partir de l'an 2000, auront un retentissement politique et médiatique d'une ampleur jamais égalée. Ce phénomène a été traduit en termes de besoins RP au plan qualitatif et quantitatif.

Ce document est en cours de signature mais il n'est pas interdit d'en dévoiler dès à présent quelques aspects.

Bien entendu, ce CDCF s'est attaché à définir les installations nécessaires pour répondre aux besoins exprimés :

- sites d'accueil et d'observation : pour le grand public, les invités, les personnalités,
- le centre de presse avec tous les moyens nécessaires,
- les télécommunications pour la diffusion des informations, des images et du son,
- les transports,
- l'hôtellerie,
- etc...

et il serait bien trop long de vous décrire en quelques lignes ce qui est proposé dans ce document.

En résumé, voici quelques chiffres (extrait du CDCF - CSG 2000) qui dimensionnent le dispositif envisagé au CSG pour les relations publiques au moment des lancements. La première colonne indique la situation actuelle pour les lancements Ariane 4, la seconde donne une prévision pour les lancements Ariane 5 en 1995.

Catégorie (par lancement)	**Rappel AR4**	**Besoins AR5 (95)**
VIP	200	400 (dont 250 non résidents)
PRESSE	30	100 (+ 20 techniciens)
INVITES	250	400
GRAND PUBLIC	2 000/4 000	4 000/5 000

Par ailleurs, il est prévu que le nombre des visiteurs annuels devrait doubler entre 1990 (20 000) et la fin de la décennie.

Cependant, je voudrais mettre l'accent sur deux concepts qui ont été développés dans ce rapport :

- l'étalement des opérations médiatiques sur toute la durée de vie du programme (phases de développement, de qualification, d'utilisation),
- l'extension vers l'Europe des opérations médiatiques liées aux événements Ariane 5 et Hermès.

1 - L'étalement des opérations médiatiques sur toute la durée de vie du programme.

Pour Ariane 5, les occasions de communiquer ont commencé depuis longtemps. Nous avons été conviés l'an passé à l'inauguration du banc d'essai moteur Vulcain à la SEP à Vernon en Septembre 1990. Puis, nous avons inauguré l'usine d'intégration des moteurs d'Ariane à la SEP Bordeaux en Octobre 1990. Cette semaine, l'Aérospatiale nous a invité à l'inauguration en présence de notre Premier Ministre, Michel ROCARD, du grand hall d'intégration de l'Etage Principal Cryotechnique (EPC).

Bien entendu, à chaque fois, des journalistes sont invités, ils visitent les installations et des ingénieurs leur fournissent les explications nécessaires pour rédiger un papier dans leur journal.

Ensuite, les portes se referment, quelques articles sortent dans la presse spécialisée et la routine a reprend le dessus.

Or, un programme comme Ariane est quelque chose de vivant et ne se résume pas à quelque discours de Président ou de Ministre, aussi éloquents soient-ils. Il faut entretenir la flamme et la tenir haute pendant toute la durée du programme.

Non seulement il faut saisir toutes les occasions possibles pour communiquer (essais des propulseurs à poudre, essais du Vulcain, etc...), mais faire encore plus en n'ayant pas peur d'organiser des actions de communication (reportages télévisés, interviews, articles, etc...).

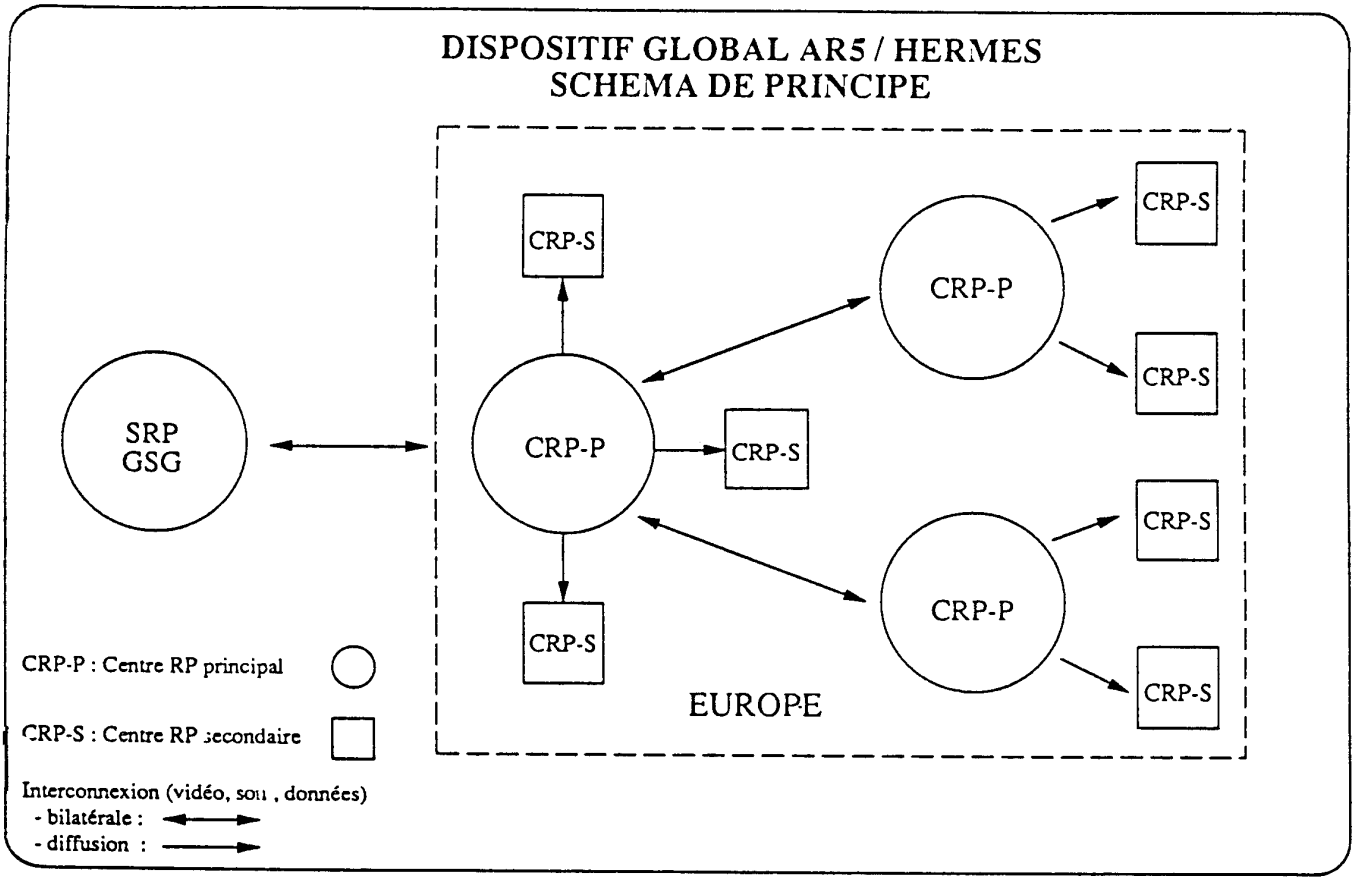
Pour Hermès également, les occasions ne manqueront pas de faire des opérations médiatiques : les premières maquettes d'aménagement, les premiers essais du HTA (Avion d'Entraînement Hermès), les premières missions automatiques, les lancements habités, les retours sur terre, etc... Pendant les dix années à venir, Hermès peut nous mettre en haleine tous les mois.

2 - L'extension vers l'Europe des opérations médiatiques liées aux événements Ariane 5 et Hermès

La Guyane présente pour les lancements des avantages considérables grâce, vous le savez tous, à sa latitude, ses grands espaces, son dégagement vers l'océan, etc... Il y a cependant l'aspect négatif qui est, pour la communication, son éloignement géographique de la Métropole et donc du reste de l'Europe, et sa relative faiblesse hôtelière. Si le second point va en s'améliorant d'année en année, pour le premier par contre, on ne peut rien si ce n'est d'affréter régulièrement un avion.

La proposition faite dans le CDCF vise donc à répartir l'intérêt médiatique des activités Ariane et Hermès en constituant un ensemble de centres reliés entre eux par un réseau d'échange d'images et d'informations permettant de suivre en direct un événement quel que soit le lieu où il se déroule.

Le schéma ci-dessous résume le concept proposé.



Les centres RP dits principaux (CRP-P) seraient aménagés pour recevoir VIP et journalistes. Ils seraient équipés de moyens de réception, de production et de diffusion (ou rediffusion) d'informations (images, son, données).

Les centres RP dits secondaires (CRP-S) fonctionneraient en satellite d'un CRP-P auquel ils seraient rattachés et d'où ils reçevraient le signal commun (vidéotransmissions).

Bien entendu, pour que ceci puisse fonctionner correctement, un réseau de transmission devrait être mis en place, en utilisant autant que faire se peut les systèmes existants, terrestres ou spatiaux (location périodique de liaisons).

On peut aussi envisager les dernières technologies en matière de saisie de données, et j'espère qu'un jour nous pourrons disposer, par exemple, de la télévision à haute définition pour retransmettre vers l'Europe les événements de la Guyane.

Il faudra aussi arriver à une standardisation des moyens.

V - CONCLUSION

Dans le premier quart de ce siècle, Robert Esnault-Pelterie s'étonnait déjà de la méconnaissance du grand public pour les performances atteintes à cette époque par les appareils volants construits par l'homme. En introduction à son ouvrage célèbre "L'ASTRONAUTIQUE", ce précurseur écrivait "... il est stupéfiant de voir combien la masse est encore ignorante de la disproportion qui existe entre les plus grandes altitudes atteintes (12.000 mètres à l'époque) et les distances cosmiques qui nous séparent des autres mondes."

Il est en effet surprenant de constater l'écart existant entre le niveau technologique atteint par l'homme et la connaissance qu'a de ceci l'homme de la rue. Ce dernier en est encore à s'extasier de la mise à feu d'une fusée alors que, à bord de spationefs, habités ou pas, s'exercent des prodiges de science et de technologie.

Le moment n'est-il pas venu d'arrêter "d'épater" le grand public et plutôt de l'amener progressivement à comprendre ce qui se passe et ce qui se fait là haut, et leur expliquer que l'espace est rentré dans la vie quotidienne.

Le moment est donc venu d'instaurer une communication spatiale permanente, continue et à la hauteur de l'enjeu. Celle-ci ne doit pas "éblouir" le public en s'attardant sur l'aspect sensationnel mais plutôt "éclairer" ce même public sur les risques et la fragilité des programmes spatiaux. Elle ne doit pas chercher à l'étonner en lui décrivant les côtés spectaculaires des activités spatiales mais plutôt expliquer les différentes démarches qui conduisent à la pratique de ces mêmes activités.

Le moment est venu enfin de montrer à tous que au delà des prouesses technologiques et scientifiques, l'espace est un enjeu majeur pour la construction de l'Europe. Arriver à faire travailler ensemble des hommes et des femmes sur des programmes aussi ambitieux ne mérite-t-il pas d'être dit haut et fort. Et pour reprendre la conclusion de la présentation faite lundi dernier aux Mureaux par l'Aérospatiale pour l'inauguration de l'EPC :

"Parce que l'espace nous a appris à travailler ensemble",

je rajouterai

"il doit aussi nous apprendre à communiquer ensemble".

AN OUTLOOK FOR THE TWENTY FIRST CENTURY AS TO LAUNCH OPERATIONS, FACILITIES AND SYSTEMS

BY
JOSEPH P. LOFTUS JR.
ASSISTANT DIRECTOR-PLANS
L. B. JOHNSON SPACE CENTER
HOUSTON TX 77058

Predicting the future, has many of the same hazards as translating from one language to another or trying to interpret the ambiguities within a given language. It is in the language of Damon Runyon "A mugs game, in which no self respecting shyster should be caught". I have not managed my affairs well or I would not be here. Let me plead the lamest of excuses, I am a substitute for a speaker who could not attend because of schedule conflicts.

Let me illustrate some of the problems in prediction. A teacher asked a student "How many seconds are there in a year?" The interrogator expected an answer in the millions and was puzzled when the student responded "12". He asked how the answer was derived and the student responded promptly: the second of January, the second of February; etc. The answer was "correct"; in one family of expectations, and out of order in another.

I live in the south of Texas, where the general rule is that it is sufficient to send only one ranger, if there is only one riot. Apart from "braggadocio" as to the prowess of rangers; this was a way of dealing with the vagaries of translated and delayed messages. A good illustration is the case of the ranger who was in "hot pursuit" of a young m
an who robbed a bank in Pharr, a few miles north of the border.

In due course the Ranger apprehended the young man, a few miles across the border and found himself, in the situation that he could only speak and understand English and his captive, only Spanish. He did the reasonable thing and recruited one the local men as an interpreter.

Since the "pursuit, had been hot" the young man admitted that, he had in fact, been the robber who held up the bank.
The Ranger asked his name and he responded; "Jose".

The Ranger asked "Where did you hide the gold ?" and Jose did not answer. The Ranger pulled out his Colt 45 and pointed it at Jose's head and said to the interpreter "Repeat the question?". The interpreter repeated the question and Jose very softly said "I hid it in the village water well"; which the interpreter repeated to the Ranger as "Jose says he is not afraid to die!".

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

I tell these stories to emphasize how strongly our expectations of what will happen are influenced by our beliefs about what should happen. The stories are not "right or wrong". They reflect our prejudice about what "ought to prevail" rather than a realistic assessment as to what could, in fact, prevail.

I'll risk a few more philosophical thoughts before I give you what you came to hear. The space business is like the more important things in life: children, love and beauty; they have clearly identified costs but not so crisply identified benefits. That is important to consider because only communication satellites are economic space ventures. In the next century perhaps materials processing will be economic; it has both its believers and its sceptics. If there is a space enterprise of the scale required for the Space Exploration Initiative advocated by President Bush, then Solar Power Satellites could be economically competitive.

All the other space enterprises are undertaken by governments for some form of social good. Many are for national defense. In a sense, all space programs could be said to be motivated by the need for national security, and the belief that to be secure one must be a participant in the exploration of this new frontier.

In this context then let me outline what I see as the Outlook for the Twenty First Century.

The beginning of the next centuries activities will use the systems that have been described in the last three days of this meeting. The currently operational systems have been described here as have those that are in development and will be available by the turn of the century. Further, the perspective in the near term, is that no major new program initiative provides an order of magnitude change in requirement and no new technology development provides a real "breakthrough" opportunity.

One or two decades into the next century, the scenario could be dramatically different. The commitment to the Lunar Base and the Exploration of Mars will come, and when it does it will significantly alter the context of all space enterprises. There is also under way a major revolution in materials technology as evidenced by the work in high temperature superconductivity, metal matrix composites and exotic alloys. Many of these changes will be small but the accumulation and aggregation of these changes will have profound effects, when one assesses them after twenty or forty years. That will be even more true of the analytic tools such as computational fluid dynamics, probabilstic risk assessment, and finite element analysis as computational power continues to grow and

is augmented by graphic expression and artificial intelligence "assistants" to human designers.

The launch systems with which we will enter the new century are well known to all of you.

In Europe the principal launch vehicle will be the Ariane family, the Ariane 4 and its variants in use now and the Ariane V which is in development. Hermes may be available at the turn of the century but probably a bit later. Kourou is the only launch site planned, and the infrastructure there becomes more elaborate and sophisticated as the launch rate and traffic warrant.

There does not appear to be a European entry in the small launch vehicle class unless one considers the joint venture between the Italians and LTV of the United States in upgrades for the Scout launch vehicle. It could be operated from San Marco as well as from the US sites at Wallops Island and Vandenberg.

In Japan, the NASDA H-1 is the current applications launch system but it will be augmented by the H-II vehicle toward the end of this century. These are both capable systems and the only issues they face are the environmental restrictions which limit their launch season from the Tanegashima complex because of conflicts with the fishing fleets. HOPE is an unmanned reusable system that could be a precursor to a manned system.

The ISAS uses a solid rocket motor system for its scientific probes, the M-3S-II, launched from Kagoshima. While only launched once a year, it has proven capable and reliable.

In the United States a number of programs are in progress. The Titan IV flight rate has been reduced from 10 per year to six but the operation extended to the west coast as well as the current operations from the east coast. The consequence has been a significant increase in cost per flight.

A number of Titan II retired ballistic missiles are being refurbished as space launch vehicles and will be used from Vandenberg Air Force Base to launch weather and other high inclination paylaods.

Delta II has made its upgrades in both the core stages and in the boosters, substantially enhancing its throw weight. It is not clear that it has reached the limits of its growth; a new cryogenic second stage could make it competitive with many other vehicles.

Atlas has made the upgrades for the commercial Atlas II and is in the process of launching the last five of the Atlas E, refurbished ICBM vehicles. Plans are in progress to configure a launch pad at Vandenberg to accomaodate the Atlas II so that it will have both east and west coast capability.

There has been a lively struggle for the development of small launch vehicles in the US because of the belief that there was a market for such systems and because the Defense Advanced Research and Projects Agency (DARPA) aggressively sponsored trials. Pegasus, Taurus and Conestga, all privately funded, have been pursuing these opportunities. Pegasus has had one successful flight.

The Space Shuttle will remain the backbone of the US manned spaceflight and science program for at least the next twenty years, and probably longer. It is not as cost effective as its advocates had hoped but it is, in fact, the worlds most reliable launch system (least number of failures per attempts); and its cost per pound not significantly different than that of other launch vehicles in current use. It has unique capabilities that the community will continue to exploit.

The Shuttle has demonstrated how difficult it will be to develop a system or family of systems to displace it. To make it more effective over this period there will be augmentations to provide extended duration missions and system enhancement to offset obsolescence and to improve performance, safety maintainability, and reliability.

In response to direction from the Space Council, formed in 1988, NASA and the DoD have embarked upon the definition of a New Launch System (NLS). In support of the new system, NASA has begun work on a new Space Transportation Main Engine. Such an engine would be less complex and costly than the Space Shuttle Main Engine, an expendable gas generator cycle rather than a staged combustion cycle reusable engine.

China has become a presence in the world space community with it's offers of commercial launch on the Long March 4. The experience base is limited and the launch opportunities somewhat constrained but it appears that they have a capability comparable to other nations in throw weight for medium mass satellites. The number of launches is so small that the inherent reliability of the vehicles cannot be ascertained with any certainty.

The USSR is now offering not only space aboard MIR but launch services. The Proton is being offered as a Geosynchronous Orbit launch vehicle, as is the Zenit through the Australians. Both of these vehicles are cost competitive with their western performance counterparts. The primary issues for both the USSR and the Chinese is the "reasonableness of their costs, since they are not market economies", and the inherent reliability of

the systems since so little has been revealed as to their heritage.

Probably as we approach the turn of the century there will be a significant number of new entrants to the space business. The current players are: The USSR, USA, ESA, Japan, & China. In the next few years expect Brazil, Israel, India, Pakistan, North Korea, and quite possibly some of the Arabic countries as they exploit their oil wealth and the new small launch vehicle and small satellite technology to become space launch participants.

Some of the systems that are in definition now, the character of which may change between now and the new century are:

The Assured Crew Return Vehicle

It will be required to support permanent manning of the Space Station Freedom. The question as to whether it should be a recovery vehicle only or provide two way access is likely to be debated for some time.

The Personnel Launch System

What should the successor to the Space Shuttle be? Perhaps the most significant issue in the debate is the question of segregating cargo and people. Those who argue for carrying only people in a new system argue that the smaller size makes it possible to make it more reliable and offers more options for rescue of the humans if any portion of the system fails. This posture is always compromised a bit by wanting to have a servicing capability on orbit for the maintenance or repair of other systems.

Some would even advocate the return to the use of expendable systems arguing that at low rates of utilization there is no real cost advantage to reusable systems.

Single Stage To Orbit (SSTO)

The National Aerospace Plane (NASP) Program, in which a number of European companies are participating, has made some very significant and interesting developments in materials technology. These materials are a fraction of the weight of conventional materials and promise to be liquid hydrogen compatible for extended periods. Combined with the technology of the aerospike engine, that could be truly feasible given the analytic enhancements I mentioned earlier, such a system may in fact be feasible.

Automated Operations

As we have discussed here the last three days, the activities associated with the launch of a vehicle and its spacecraft from any of our existing facilities is a manpower intensive activity. So too is the management of our more complex facilities on orbit, particularly manned spacecraft.

The developments in artificial intelligence, data base management, data archiving and retrieval and automated operations provide great opportunities to use new technology in ways that can significantly reduce the cost and complexity of space operations while improving reliability and safety. It will take some time for these innovations to become accepted and trusted.

Let me take a different turn and propose that there are some issues that are unique and specific to the new century.

Management of the space environment is going to be one of the major issues. In space their are no "healing" forces and the duration of the consequences of many of todays decisions is measured in hundreds if not thousands of years. Some of the issues we need to begin to give serious consideration are:

Low Earth Orbit (LEO)

Small Satellites and Dense Constellations
End of Life Disposal
Critical Density`

It is quite likely that there will be a revitalization of the small satellite, small launch vehicle component of space operations activities. It will increase the cost per pound but reduce the cost per launch and increase the entrance availability to those who can muster something on the order of 20 Million $, as opposed to a minimum of 50 to 80 M $ for more conventional space launch vehicles. It should be noted that the cost per pound for such systems may be four to ten times the cost per pound of larger vehicles. Such a development could exacerbate the issues of critical density in low earth orbit and accelerate the need for end of life disposal of spacecraft and stages at the end of useful function.

In the high inclination orbits that seek sunsynchronous conditions there is also a high spatial density over the polar region and an increased risk of collision between spacecraft seeking those conditions. This is also the region that has experienced the highest incidence of inadvertent upper stage explosions. As a consequence of the spatial density over the poles, the inadvertent explosions and the relatively long life of the sunsynchronous orbits, 700 years or greater, this region

is approaching a critical density ie. even if no more spacecraft or rocket bodies are left in this orbit there will be collisions among those objects already there .

Proliferation of "small sats" into this already critical region could create serious long term problems. Alternatively, timely imposition and acceptance of controls could maintain all the desirable operational attributes of these orbits for the indefinite future. The essential control is that all future participants who place objects into space will remove them at the end of their useful life. It is not an insignificant cost, but it can be minimal if addressed at the beginning of each project.

Geosynchronous orbit represents a different class of problem. Orbit lifetime is essentially indefinite and there are strongly preferred longitude locations. Since this is the one class of space systems that is strongly driven by economic imperatives the decision system is different than that for other orbital regimes. The economics both in orbital mechanics and in communications cash flow are critical to the operators of the systems and to the users. To date operators have "boosted" systems for operator convenience not for long term environmental control. In the future environmental control considerations will have to prevail. Reboost of spacecraft will not be for a few 10's of kilometers but for a few hundred; the issue will not be the convince of operation over the next ten years but the 1,000 year control of the environment.

Launch sites and their effect on the regions downrange are increasingly becoming an issue. The US has had the advantage of always launching over a large body of water, the Caribbean in the east and the Pacific in the West. Japan has used coastal launch sites, as has India; and the Ariane group selected Kourou for its favorable low latitude and downrange characteristics even though it was a substantial distance from the rest of their operations.

The USSR is experiencing increasing complaint from the down range regions of Kazackstan as to the consequences of launch vehicle overflights during the last thirty years. Similar complaints are being heard in other regions of the USSR as the freedom to complain develops.

The Peoples Republic of China has a problem similar to that of the USSR in that they have most of their launch sites are in the west of China and launch trajectory is over many of their population areas. They are sensitive to the environmental issue and the hazard to their peoples and will modify their practices as they feel that national security permits. In the meantime they have implemented a very good range safety system to minimize the hazard.

In every industry there comes a time to consider standardization. The objectives are straightforward. Standards facilitate complementary operations and data exchange, provide an environment for joint and coordinated operations and facilitate other cooperative products and operations. The time for the inilizatiaion of some standards is now.

Reliability

Launch vehicle performance has improved by a factor of 4-5 in mass to orbit for a given price in the last twenty years.

Launch vehicle reliability; ie. expectation that the payload will in fact get to orbit has improved by a factor less than 2.

An order of magnitude improvement in the reliability of launch vehicle success reduces total program cost more than an order of magnitude reduction in the cost of launch services or the cost of a pound mass to orbit.

If there is any single message in the assessment of the present launch capability and what the future requires, it is that there must be a significant change in reliability. Standards that were acceptable for ballistic missiles are and will not be acceptable for future space launch vehicles. Achievement of significantly higher levels of reliability is the challenge for the new century.

SYNTHESE ET CONCLUSION DU SYMPOSIUM N°1 DU COLLOQUE EAC 91

C. HONVAULT, ESA, Toulouse, France

En l'absence de M. Feustel-Büechl, j'ai assuré la présidence du symposium n°1, et les critiques que je serais amené à formuler me seront en partie adressées en ma qualité de membre du comité de programme.

Le programme de ce symposium a été établi suivant une certaine logique, une évolution du général vers le particulier et cette évolution a été reflétée dans les présentations.

Ce que je regretterai le plus c'est l'absence des présentations concernant:

- les installations soviétiques,
- les installations indiennes,
- les installations italiennes (San Marco),

ce qui aurait permis d'avoir une vue globale sur les installations de lancement existantes.

Mais parmi les exposés des sessions 1.1 à 1.4, j'ai particulièrement retenu les objectifs communs:

- **Diminution des coûts** passant par l'augmentation de l'efficacité, de la productivité et le désir de rentabilisation aussi bien pour les bases publiques que privées.

Je voudrais saluer l'intérêt des initiatives:

- d'une part des autorités de Hawaii et je souhaite que l'éloquenc de M. Mead puisse convaincre les investisseurs aussi bien qu'il a pu nous convaincre,
- d'autre part de OSC pour un lanceur original.

Le succès de ces entreprises privées pourrait mener les entités nationales et internationales à faire un effort de réflexion avec les objectifs de réduction des coûts et d'augmentation de l'efficacité: qualité et compétition sont deux composantes importantes du progrès.

- **La sécurité** des personnes et des biens est un autre aspect qui est apparu important et qui a été mentionné spécialement par les Japonais et les Européens. Il faut féliciter les organisateurs d'avoir mis ce sujet à l'ordre du jour de ce symposium, ce qui n'est pas très courant.

- **Oualité et fiabilité,** qui ont été mentionnés plus spécifiquement par MM. Roussel et Loftus, ont été traités dans différentes présentations.

Parmi les 32 présentations, 13 étaient orientées vers la description d'installations, 19 étaient tournées vers le futur y compris une bonne dizaine correspondant à des idées, des concepts nouveaux. Ceci représente un bon équilibre.

En conclusion, trois points essentiels sont à retenir:	
l'importance croissante	- des aspects economico-financiers, - des aspects de sécurité - de la qualité, fiabilité

Compte-tenu de ce qui nous a été présenté, une réédition de ce symposium dans trois ou quatre ans dans le cadre de l'AAAF ou pas, permettrait de faire le point des progrès accomplis.

Je voudrais remercier tous les présidents de session, les orateurs, les interprètes pour leur travail, et bien sûr tous les participants pour leur participation active et leur attention.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

IVth European Aerospace Conference

Paris, 16 May 1991

Concluding Remarks by

K. Heftman (ESA-ESOC)

Chairman of Symposium 2

We have been exposed to approximately 30 years of Spacecraft Control Infrastructures, manned and unmanned, and the comparison with aircraft control in Europe about 40 years ago comes to mind. I had been with the US Air Force control centers at Frankfurt and Uxbridge at that time, while much effort was going on to establish a non-military aircraft control system for Europe. The air traffic control system to-day is not very satisfactory. The frequent 45-50 minute flying distance between Frankfurt and Paris airports is subject to delays at departure, enroute, and before landing. The requirements imposed by traffic demand, economics, security and safety, quality assurance and reliability, in addition to aircraft capability, have made this picture, unpredictable 40 years ago.

Will the spacecraft control picture be different 40 or so years from now? The current ground infrastructure used to control our present spacecraft can be compared to the infrastructure made visible during the recent Gulf war. Do we match the technical capabilities and the utilization? The presentations during these past four days were largely in the technical arena. But it is necessary to look into political, financial, and commercial conditions to gain a better understanding of how to extrapolate our technical history and present status into a believable future.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Space debris activity is a case in point. Pollution of our environment on earth was certainly talked about 40 years ago, but very little was actually done to prevent the present bad situation. "Earth Observation" and "Missions to Planet Earth" are certainly popular topics to-day. A few of us bring up the matter of pollution of our space environment at every opportunity, but the space debris increases ominously. The control of spacecraft 40 years from now, through a debris belt, may very well become a huge problem, and very expensive to solve. What, then, can be concluded from this Symposium?

It is that there is a technical readiness to move into the manned, high data rate, and complex man-machine interaction future, with international cooperation. The required control infrastructures, however, are not all that obvious if one projects our learning willingness and experience of the past into the future. It is at meetings such as this one that the progress can be checked, periodically.

ALLOCUTION DE CLÔTURE

Michel PETIT

Délégué Général à l'Espace,
Ministère de l'Equipement, du Logement, des Transports et de l'Espace

Mesdames, Messieurs,

C'est pour moi un grand plaisir d'être parmi vous ce soir, même si je regrette pour vous que le changement de Gouvernement n'ait contraint le Ministre Paul Quilès à renoncer à clore lui-même ce colloque et à me demander de le remplacer.

Comme vous le savez, la France poursuit avec persévérance et ténacité une politique spatiale volontariste qui lui a permis d'être le 3ème pays à mettre en 1965 un satellite sur orbite par ses propres moyens et de conserver jusqu'à aujourd'hui cette place de troisième puissance spatiale mondiale. Notre effort national s'inscrit en synergie dans un vaste mouvement de coopération internationale et plus particulièrement la dimension européenne a toujours été considérée comme indispensable au succès d'une politique spatiale ambitieuse.

La politique qui a été menée est caractérisée par sa cohérence, l'enjeu étant de disposer de tous les instruments et de toutes les technologies nécessaires pour explorer l'espace et le rendre utile à l'humanité.

Cet équilibre existe au niveau des satellites entre la science, les télécommunications, la localisation et la collecte des données, l'observation de la Terre. Dans le domaine des lanceurs non-récupérables, tout le monde connaît le succès de la fusée Ariane et de la société Arianespace qui est chargée de la commercialisation.

Toutefois, si nous savons aller dans l'espace, nous ne savons pas encore en revenir et l'Europe n'a pas encore son autonomie dans le domaine des vols habités ! Elle a cependant décidé à Rome en 1985 de combler cette lacune et à confirmé à La Haye en 1987 cette intention en adoptant les programmes Hermès et Columbus.

L'adoption de la phase de réalisation de ces deux programmes doit faire prochainement l'objet d'un Conseil de l'Agence Spatiale Européenne au niveau ministériel et je ne doute pas que l'Europe saura relever le défi qui s'offre à elle et tenir son rôle de pôle économique et technique majeur à côté des Etats-Unis et du Japon.

Mais un programme spatial équilibré ne comprend pas que la réalisation d'engins spatiaux. Il faut aussi que les infra-structures au sol présentent toutes les qualités requises pour assurer l'indispensable support aux activités de lancement et de maintien à poste des satellites. Elles sont évidemment encore plus essentielles si la vie d'astronautes est en jeu dans le cadre d'un vol habité. Si j'ai bien compris, il ne semble pas que les occasions de rencontre entre spécialistes de ce domaine spécifique aient été très nombreuses dans le passé et il faut donc féliciter les organisateurs de cette conférence de l'initiative qu'ils ont prise en la mettant sur pied. Le succès qu'elle a rencontré et l'intensité des échanges de vue montre bien à quel point cette initiative était la bienvenue.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

La France, et à travers elle l'Europe, ont la chance de bénéficier d'une Base de Lancement dont la situation géographique est particulièrement intéressante pour les mises sur orbite géostationnaire qui sont, comme nous le savons tous, les plus demandées. Les équipements dont elle a été doté en font un outil très performant qui sert bien la cause européenne. L'espace est également une chance pour la Guyane dont les activités spatiales contribuent efficacement au développement et je ne voudrais pas laisser passer cette occasion de rendre hommage à la largeur de vue du directeur du CNES, le Général Aubinière qui a, dès l'origine, conçu l'ampleur des moyens dont l'Europe aurait un jour besoin.

Vous pouvez être fiers de ce qui a déjà été réalisé. Vous avez tout lieu d'être satisfaits de cette conférence. Mais l'ère spatiale n'en est qu'à son début. Beaucoup de grandes aventures nous attendent encore. Le respect du partenaire, l'équilibre des échanges, l'ouverture d'esprit seront autant de vertus qui contribueront à la réussite des efforts de chacun pour le plus grand bien de l'oeuvre commune : l'exploration et l'utilisation des l'espace qui répond aux aspirations les plus profondes de l'être humain.

Communications non présentées, mais editées
sur recommandation du Comité de Programme

SURETE DE FONCTIONNEMENT D'UN SYSTEME SOL DE LA BASE DE LANCEMENT ARIANE DE KOUROU

Ph. CAUMES [1] A. RAGOT [2] B. SCHIETECATTE [3]

1. Responsable du Centre de Sûreté de Fonctionnement Bureau Veritas Toulouse
2. Chef du Département Assurance Produit Système Cnes Evry
3. Responsable du Département Ingénierie Qualité Matra Espace Toulouse

Cet article présente la méthodologie et les résultats des études de Sûreté de Fonctionnement prévisionnelles du Contrôle Commande Opérationnel (CCO) ARIANE 5 de l'ensemble de lancement ARIANE N° 3.
Les "performances" de ce système sous les aspects de Fiabilité, Disponibilité, Sécurité sont analysées dans le souci du respect des objectifs de Sûreté de Fonctionnement.
Après une brève description du système et des objectifs, la méthodologie des analyses prévisionnelles de Sûreté de Fonctionnement est particulièrement développée.

INTRODUCTION

Née de la synergie d'une alliance européenne, la réussite technique et commerciale du lanceur ARIANE a définitivement intégré l'Europe au club très fermé des puissances spatiales de la fin du XXème siècle.

Avec 50 % des lancements commerciaux de satellites, il est impératif d'assurer 7, 8 voire 9 lancements par an, avec des performances de Sûreté de Fonctionnement élevées.

Le système ARIANE 5, lanceur entièrement nouveau développé pour les années 1995-2010, soit assurer le lancement de satellites à des coûts compétitifs avec une fiabilité encore accrue, mais aussi doit être compatible avec des vols habités (Avion Spatial HERMES) avec un niveau de sécurité très élevé.

Les enjeux commerciaux et politiques nécessitent une maîtrise des risques opérationnels d'échecs et d'accidents. Cette maîtrise des risques doit être obtenue par une activité Sûreté de Fonctionnement vivant au rythme du développement, prise en compte à tous les niveaux et par toutes les branches d'activités concernées.

Le Centre de Contrôle Opérationnel ARIANE 5 (CCO) sous-système qui assure le bon déroulement de la dernière phase avant lancement, constitue l'un des derniers liens physiques entre le sol et le lanceur.

Au même titre que les autres sous-systèmes, le CCO doit respecter des niveaux de Sûreté de Fonctionnement compatibles avec les objectifs systèmes.

Après une présentation du programme ARIANE, nous développerons la méthodologie retenue pour manager, construire et assurer la Sûreté de Fonctionnement du Centre de Contrôle Opérationnel ARIANE 5.

PRESENTATION DU SYSTEME

Le Centre de Contrôle Opérationnel (CCO), l'un des systèmes de l'ensemble de lancement n° 3, a en particulier pour objectif d'assurer correctement la phase précédent le tir (chronologie de lancement) du lanceur ARIANE.

Le CCO gère les interfaces sol-bord du type électronique, fluides (oxygène, hydrogène...), assure également le "dialogue" informatique entre le bord et le sol, contrôle le déroulement de la séquence de chronologie d'une durée de plus de 5 heures et assure la mise en sécurité du lanceur si nécessaire, soit en automatique, soit en manuel (dernier étage de sécurité appelé "coup de poing"), mais aussi assure la phase de vidange, dégazage..., en cas de tir avorté.

Toutes ces opérations étant constamment sous contrôle humain par l'intermédiaire d'une trentaine de postes opérateurs spécifiques regroupés dans une salle de contrôle.

Le CCO est constitué de trois parties distinctes :

La première, située dans la table de lancement, comprend les diverses interfaces électriques, fluides, informatiques... entre le sol et le bord, ainsi qu'un ensemble de matériels pour l'acquisition de mesures (plus de 1700), l'envoi de commandes (600) et l'assurance du dialogue lanceur-sol via un BUS de communication informatique.

Une seconde, située sur le pas de tir, gère l'interface des circuits fluides (oxygène, hydrogène...) entre la table de lancement et la zone de stockage de ces mêmes fluides. Cette partie comprend quelques 400 commandes et plus de 1300 mesures.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

Une dernière partie, distante de 3 km du pas de tir reliée aux deux autres par un réseau optique, constitue la salle de contrôle. Elle regroupe tous les systèmes qui assurent le bon déroulement de la chronologie (supervision, conduite des opérations...) mais également son arrêt et la mise en sécurité du lanceur.

Toutes ces actions sont sous surveillance humaine permanente, dans un environnement protégé.

CONSTRUCTION DE LA SURETE DE FONCTIONNEMENT

L'activité Sûreté de Fonctionnement du CCO vit au rythme du développement du projet en étroite liaison avec les activités de conceptions, réalisations, essais, validations... Cette activité de Sûreté de Fonctionnement se décompose en trois phases essentielles qui sont :

- Une phase de Sûreté de Fonctionnement prévisionnelle ;
- Une phase de Sûreté de Fonctionnement estimée
- Une phase d'assurance de la Sûreté de Fonctionnement.

Les quatre notions principales de la Sûreté de Fonctionnement que sont :

- La Fiabilité
- La Disponibilité
- La Maintenabilité
- La Sécurité

sont abordées et intégrées au développement du CCO, en particulier dans l'optique :

- Du respect de la date de lancement (HO)
- Du respect de l'intégrité des biens et des personnes.

Objectifs de Sûreté de Fonctionnement

La base des études de Sûreté de Fonctionnement est constituée par des objectifs imposés par le client au maître d'oeuvre. Vis-à-vis des défaillances potentielles générées par le CCO, la gravité des effets de ces défaillances est regroupée en quatre classes principales d'évènements redoutés dont la définition est la suivante :

Gravité 0A : Evènements catastrophiques
Défaillance du CCO entraînant une agression du personnel.

Gravité 0B : Evènements graves
Défaillance du CCO entraînant une destruction importante des installations sol.

Gravité 1 : Evènements majeurs
Défaillance du CCO entraînant un endommagement du lanceur.

Gravité 2 : Evènements significatifs
Défaillance du CCO ne permettant pas de respecter la date prévue du lancement (HO).

Pour chaque classe de gravité, des exigences qualitatives et des objectifs quantitatifs sont à respecter.

D'un point de vue qualitatif :

. Vis-à-vis d'un évènement de gravité 0A, le CCO doit respecter le critère FS/FS, c'est-à-dire demeurer sûr même sur double défaillance.

. Vis-à-vis d'un évènement de gravité 0B ou 1, le CCO doit respecter le critère FS, c'est-à-dire demeurer sûr en cas de défaillance.

. Vis-à-vis d'un évènement de gravité 2, le CCO doit respecter le critère FO, c'est-à-dire rester opérationnel en cas de défaillance.

De même, des objectifs quantitatifs sont associés à chaque niveau de gravité (ex : 10^{-6} par campagne d'essai vis-à-vis de la destruction importante des installations sol, 2.10^{-3} pour le non respect de HO pour la séquence synchronisée), mais aussi par rapport à chaque fonction principale du CCO qui sont :

- L'émission d'ordre
- L'acquisition
- La visualisation
- La supervision
- L'archivage
- L'exploitation

Sûreté de Fonctionnement prévisionnelle

Sur la base des objectifs qualitatifs et quantitatifs, en phase de développement, les tâches de Sûreté de Fonctionnement prévisionnelles suivent une méthodologie dont l'enchaînement des tâches est défini sur la figure 1.

Ces analyses de Sûreté de Fonctionnement initialisées dès le début du projet, ont pour but de porter un jugement sur la conception et de remettre si besoin est, celle-ci en cause lors d'un processus itératif en comparant la Sûreté de Fonctionnement obtenue aux objectifs précédemment développés.

Une analyse des Modes de Défaillance et de leurs effets (AMDE) réalisée au niveau sous-système et fonction permet par identification de la gravité des effets de chacune des défaillances potentielles, de hiérarchiser et d'identifier les sous-systèmes potentiellement critiques qui nécessitent une analyse plus fine type AMDEC à un niveau suffisamment fin (carte électronique par exemple).

Ces AMDEC développés sur les sous-systèmes les plus critiques, donnent lieu à leur tour à une analyse plus fine (niveau composant par une carte électronique) sur les matériels jugés essentiels, en particulier vis-à-vis des évènements catastrophiques et graves.

L'ensemble de ces analyses qualitatives donne lieu à des recommandations :

- Retour sur conception
- Mise en place de redondances
- Régles de conception
- Mise en place de protections
- Surveillance spécifique
- Spécification d'essais.

Sur la base des fonctions principales du CCO, une modélisation par détermination de blocs diagrammes fonctionnels conduisant à l'établissement de modèles mathématiques, permet de comparer la performance du CCO en terme de fiabilité par rapport aux exigences quantitatives associées.

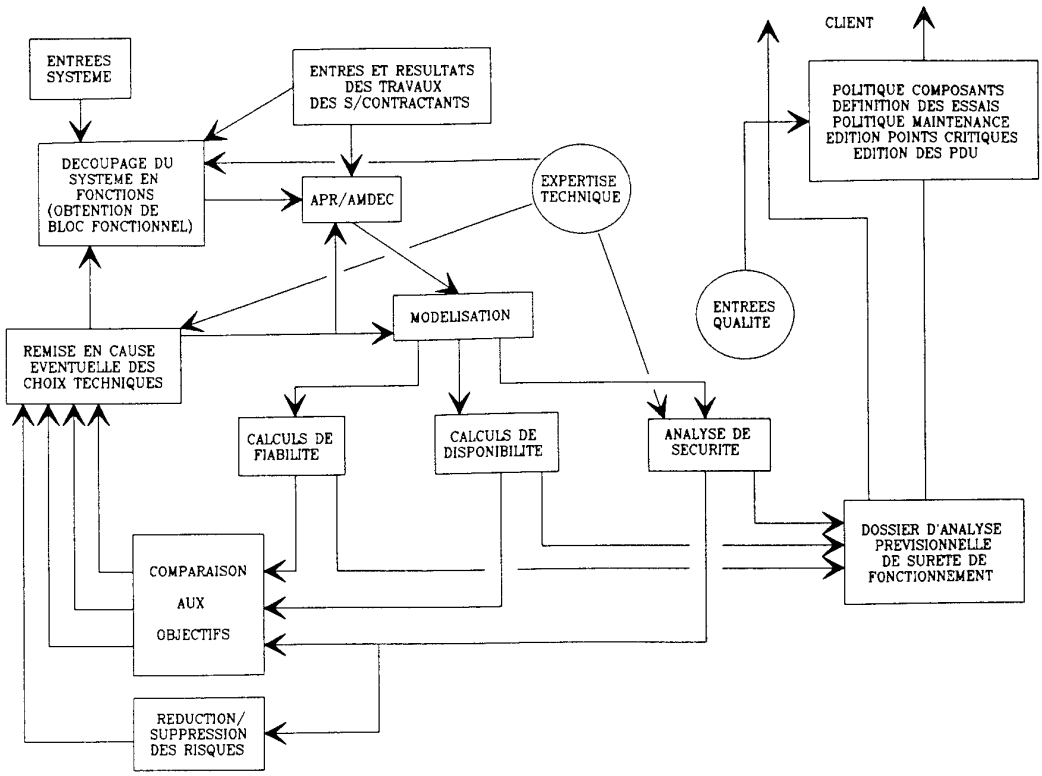


Figure 1 : Méthodologie de l'activité Sûreté de Fonctionnement prévisionnelle

Le développement d'arbres de défaillance donne par recherche déductive des combinaisons de défaillance conduisant à la réalisation d'un évènement redouté unique, permettant ainsi d'évaluer par quantification la probabilité d'occurrence de l'évènement sommet et de la comparer par rapport aux objectifs, en particulier relatifs à la sécurité.

Ces arbres permettent le traitement des Points de Défaillance Unique (PDU), l'identification de points critiques et la vérification d'exigences qualitatives.

Sur la base d'une modélisation par bloc diagramme du fonctionnement du CCO dans sa globalité, des simulations de type MONTE-CARLO par tirage aléatoire des durées de bon fonctionnement et de panne suivant des lois statistiques précisées donnent une évaluation de la performance du système en terme de disponibilité.

L'ensemble de ces analyses, qu'elles soient qualitatives ou quantitatives, donne lieu par comparaison aux objectifs, à une remise en cause éventuelle des choix techniques.

En particulier, tout point critique identifié, défini par un évènement, dont le couple :

- probabilité d'occurrence de la défaillance

- gravité de ces effets,

est dans une zone jugée inacceptable (figure 2), conduit à une procédure spécifique de réduction de ce risque soit par diminution de la probabilité d'apparition de la défaillance (prévention), soit par limitation des effets (protection), soit par association des deux (assurance). Une dizaine de points critiques ont été identifiés lors des études de Sûreté de Fonctionnement prévisionnelles du CCO.

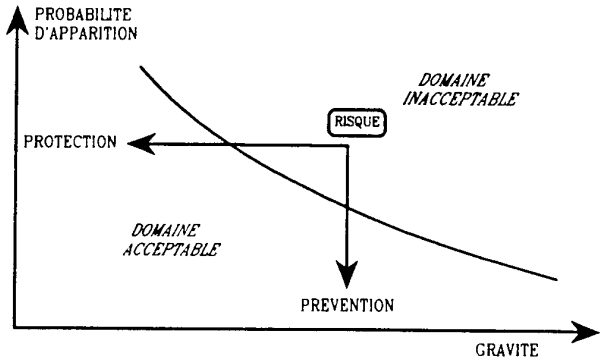


FIGURE 2 : *COURBE DE CRITICITE*

L'ensemble de ces tâches conduit à l'établissement du dossier d'analyse prévisionnelle de Sûreté de Fonctionnement qui donne en particulier une entrée pour la politique composants (approvisionnement, qualité..), pour la définition des essais (endurance, environnement...) pour la mise en place d'une politique de maintenance et pour le suivi du livret des points critiques et des PDU résiduels.

Dans l'avancement actuel du projet CCO, cette seule activité prévisionnelle a été aujourd'hui abordée.

Sûreté de Fonctionnement estimée

Les activités de Sûreté de Fonctionnement estimées relatives à l'exploitation de faits techniques et résultats expérimentaux complètent les analyses prévisionnelles et participent à la croissance de Sûreté de Fonctionnement.

L'approche consiste à réaliser les tâches suivantes

- Exploitation des faits techniques dans le but d'en évaluer les impacts significatifs réels,

- Suivi du livret des points critiques,

- Vérification de maintenabilité,

  . procédure/logistique
  . temps d'intervention

Cette activité de Sûreté de Fonctionnement estimée permet de confirmer les analyses prévisionnelles et le cas échéant, le recalage et/ou l'affinage de valeurs vis-à-vis de la Sûreté de Fonctionnement prévisionnelle.

Assurance Sûreté de Fonctionnement

L'assurance Sûreté de Fonctionnement menée en étroite collaboration avec l'activité d'assurance produit, consiste à vérifier tout au long du projet:

. que les objectifs fixés peuvent être atteints,
. que les moyens mis en oeuvre sont compatibles avec ces objectifs, c'est-à-dire qu'ils sont suffisants sans être excessifs. La "sur-fiabilité" coûte cher.
. que les fournitures répondront bien aux besoins et en temps utile,
. que les actions décidées sont adaptées aux problèmes posés et efficaces,
. que les bilans présentés sont représentatifs de la qualité des travaux et des produits.

CONCLUSION

La maîtrise du niveau élevé de Sûreté de Fonctionnement associée au programme ARIANE 5, véritable performance du système, nécessite à tous les niveaux une prise en compte continue de ces activités Sûreté de Fonctionnement.

Cette Sûreté de Fonctionnement par son approche de maîtrise des risques :

- Identification
- Evaluation
- Hiérarchisation
- Réduction
- Acceptation

doit garantir l'obtention et le maintien du niveau attendu.

Le Centre de Contrôle Opérationnel, l'un des systèmes sols essentiels du projet ARIANE 5, a donné lieu à cette activité de Sûreté de Fonctionnement encore prévisionnelle dans la phase actuelle de développement.

Elle a permis d'évaluer la conception, de comparer ses performances par rapport aux objectifs, d'identifier des points critiques, de donner des recommandations.

INPE'S SATELLITE TRACKING AND CONTROL CENTER: PRESENT STATUS AND PLANS FOR FUTURE

P. Rozenfeld

INPE

ABSTRACT

In order to monitor and control its satellites in orbit, INPE has established a system of ground facilities, called Satellite Tracking and Control Center (CRC). CRC is composed of a Satellite Control Center (CCS) located in São José dos Campos and two Ground Stations: one in Cuiabá and another in Alcântara. Connecting all three sites a Data Communication Network (RECDAS) and a voice communication network are established. The Ground Stations are S-band stations. The station equipment is designed to ESA's PCM standards. The CCS has DEC VAX machines: two VAX 8350 and one VAX 11/780. The messages exchange between the CCS and the Ground Stations at the application level follow ESA's SDID-like protocol. The RECDAS is a private X.25 packet switching network with 9600 bps data transmission rate.

Keywords: Satellite Control, Ground Network

1. INTRODUCTION

In order to monitor and control its satellites in orbit, the Brazilian National Institute for Space Research (INPE) has established a system of ground facilities, called Satellite Tracking and Control Center (CRC), dedicated to this end.

The initial design requirements called for controlling in orbit two kinds of missions: the first one environmental data collecting mission using Data Collecting Platforms; the second one a remote sensing mission. Both missions are of low-earth orbit type the first one being quasi-equatorial (25° inclination) while the second one is polar. The time line for the first mission is one launch in the first semester of 1992 and second one year latter. The second mission is to accomplished in 1995 - 1996 time period. These four launches are part of the Brazilian Complete Space Mission (MECB) and should be performed from the Alcântara Launch Center.

2. CRC CONFIGURATION

The Satellite Tracking and Control Center is composed of a Satellite Control Center (CCS) located in São José dos Campos (23°12'S; 45°51'W), a TT&C and Playload Receiving Station located in Cuiabá (15°33'S; 56°04'W) and a TT&C station located in Alcântara (02°24'S; 44°25'W) at the new Brazilian Satellite Launching site. The two stations have largely overlapping visibility curves which is a very usefull feature in terms of their mutual backing up. Connecting all three sites a Data Communication Network (RECDAS) has been established. Voice communication, fac simile and telex link also the sites.

3. GROUND STATIONS

The Ground Stations are, to a large extent, identical as far as the TTC functions is concerned. Their main technical characteristics are:

- Reception/Transmission: S-band
- Antena diameter: 11m
- Max. tracking speed: 21°/sec
- Max. transmission power: 2kw
- TM bit rate: 10 kbp
- TC bit rate: 2 kbp
- TM, TC and Ranging according to ESA PCM standards

The major differences in the station hardware are: the Alcântara Station has a 6-foot diameter acquiston antenna on the rim of the main antenna while the Cuiabá Station has a tilt mechanism for overhead satellite passes plus the Data Collecting System reception hardware.

The antenna systems and other Ground Station hardware has been purchased abroad.

Ranging equipment and Data Collecting System reception hardware are built in house.

Each one of the stations is monitored and controlled by a supervision system comprising a μ VAX II computer and several Monitoring and Control Units which link the station equipment to μ VAX. This system allows station equipment to be configured and tested by only one operator. μ VAX computer, besides the supervision function, performs also the following functions:

- Satellite Control Center back-up in case of its catastrophic failure.
- Real time orbit determination for assisting the main antenna in tracking satellite whose attitude causes temporary communication loss during a pass which is the case of the first MECB satellite.
- Satellite acquisition including uplink frequency sweeping.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

It should be mentioned that the software used in the station computer is the same of the Satellite Control Center accrued by the satellite initial acquisition module.

The Monitoring and Control Units are built in house.

4. SATELLITE CONTROL CENTER (CCS)

The Satellite Control Center hardware is based on DEC's VAX machines: there are one VAX 11/780 computer and two VAX 8350 computers. The configuration of the system is such as to provide fault-tolerant satellite operation. The two VAX 8350 computers dedicated to the satellite control are linked among themselves and with the disk subsystem and magnetic tape units through a star coupler. In this way a failure of one of the 8350 has no impact on any high priority service.

VAX 11/780 is linked to VAX 8350 by means of Ethernet so as to assume satellite operations (in very degraded way) in case of VAX 8350 failure. It is dedicated to software development and to satellite simulator operation.

The real time and the flight dynamics software run on VAX 8350 computers. The real time software has all normal satellite control software modules such as communication, data archiving, telemetry processing, telecomand generation, data display, Ground Station monitoring, operator-to-operator communication and so on.

The flight dynamics software does the orbit and attitude determination and propagation, maneuvre preparation, pointing angles generation and so on.

The real time and the flight dynamics software has been totally developed at INPE.

Communication with the Data Communication Network (RECDAS) is done using appropriate DEC interface.

The messages exchanged between the CCS and the Ground Stations at the application level follow ESA's SDID-like protocol.

5. DATA COMMUNICATION NETWORK (RECDAS)

It is a private X.25 packet switching network. It is composed of three nodes, one at each site and a Network Management Center (NMC) co-located with the CCS node. The network has star configuration. The access to RECDAS by the Ground Station equipment which does not implement the X.25 access protocol is done by the Protocol Converters developed at INPE. The nodes has been manufactured by a brazilian firm for COMPAC (Brazilian public packet switching network) and configured for RECDAS needs. The data transmission rate rate is 9600 bps. For availability reasons there are two communication lines between the CCS node and the Ground Station nodes.

6. PRESENT STATUS AND FUTURE UPGRADING

As of now the Cuiabá Ground Station is tracking CNES's SPOT and ESA's Hipparcos satellites. This fact shows that the Ground Stations are not only complying with the initial design requirements of being able to control low-earth orbit satellite but also having flexibility for tracking that with excentric orbit. The Ground Stations are being calibrated using Hipparcos and ESOC support.

The integration of the rest of the system is proceeding.

In the framework of the China-Brazil cooperation on development of the China-Brazil Remote Sensing Satellite (CBERS) work is done to allow shared control of the CBERS satellites by CRC and China.

The future upgrading of Ground Station hardware is to install Doppler equipment needed for remote sensing mission, as well X-band tracking, X-band payload data reception and recording. Telemetry chain upgrading is required in order to increase received telemetry bit rate.

The Satellite Control Center software upgrading consists of being able to control in orbit two kind (data collecting and remote sensing) satellites at the same time.

7. CONCLUSIONS

INPE's Satellite Tracking and Control Center (CRC) is multi-mission in its nature. In principle it could be used for tracking and control low-earth orbit, geostationary and excentric orbit satellites. It is available to give support not only to Brazilian but other nation's missions.



Fig. 1: Satellite Control Center external view.

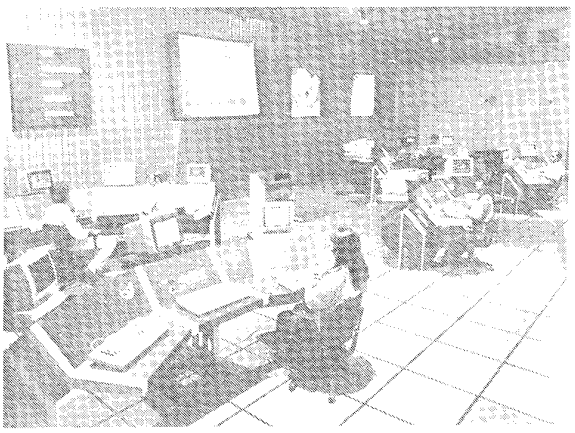


Fig. 2: Main Control Room

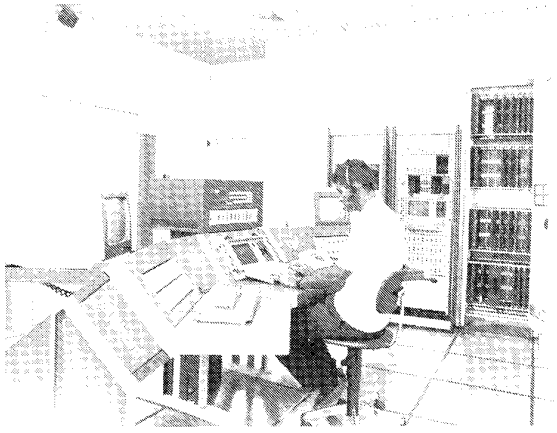


Fig. 3: S.José dos Campos RECDAS node and Network Management Center

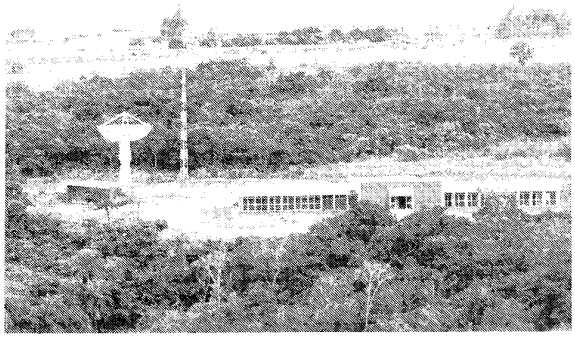


Fig. 4: Cuiabá Ground Station external view

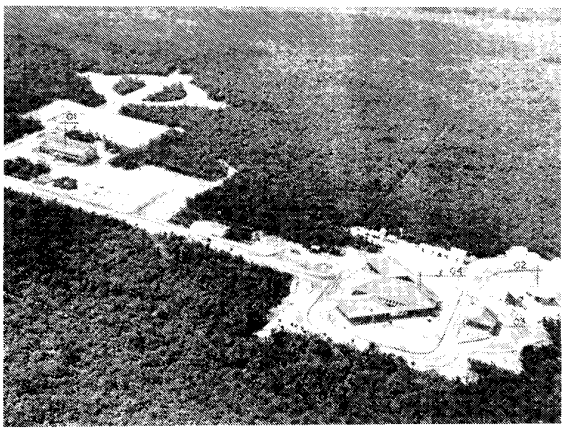


Fig. 5: INPE's complex at Alcântara Launch site 04-Alcântara Ground Station Building

SAN MARCO MOBILE EQUATORIAL RANGE

L. Broglio, Università degli Studi di Roma 'La Sapienza', Rome, Italy

1. GENERALITIES

The San Marco Project is the result of proposals and initiatives propounded by of the University of Rome and made possible by the Italian Government policies and financial supports.

The Author, originator and Director of the Project, promoted and initiated space researches in Italy about 35 years ago and has since been directing the Project's activities which take place both in Rome - where the research and study center, laboratories and test facilities are located - and abroad, particularly in Kenya where the San Marco range is located.

Since the beginning, the Project has developed and kept active a fruitful and mutually advantageous co-operation with the NASA and, when the time came, with the ESA.

It is worthwhile to mention that, thanks to the San Marco Project, Italy can claim having been the third space-nation, after the US and the Soviet Union giants.

The San Marco Project is essentially known because of the positive results of the activities performed in its San Marco equatorial range.

A few features, unique to this range, are its most salient characteristics:

- its mobility, which is very useful because puts the

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

range in an autonomous position with respect to almost any kind of local situation and conditions;

- the environment, which is always temperate climate due to the sea influence;

- the accessibility, without problems, since the ships can unload directly on board of the artificial islands constituting the majority of the operational range areas;

- its being the only range in the African Continent and, furthermore, its being the African tracking station that can more usefully co-operate with ranges and stations located on the other continents, in particular with the Kourou Station, in Central America;

- its being operated by a team which comprises not only the assembly and launch crew but also the studying, designing, testing and checking-out team, specialized in medium-size low-orbit spacecrafts which, thanks to such ideal combination of efforts, result also in low-cost payloads;

- its being located on the Equator, together with the second to come in time Kourou Range; this feature has been utilized at its maximum by the San Marco Project because, even though all type of orbits are possible to be achieved from this site, it has concentrated its attention and capabilities on low-orbit spacecrafts for which is more significant the advantage taken from the equatorial location.

As a matter of fact, in order to reach a low equatorial orbit is almost indispensable to have at disposal an equato-

rial range. Furthermore it is obvious that a low equatorial orbit satellite is passing over the San Marco range once at each orbit, namely about every ninety minutes. This means that the San Marco range with its powerful tracking stations, together with a satellite equipped with a modest recording capability, constitute an autonomous space system.

For the above reason, along with other ones related to the particularly favourable position with regard to the lower Van Allen Belt, the NASA itself requested the San Marco Project to launch five satellites from San Marco range. These spacecrafts were all put successfully in orbit and the data from the missions have been of great importance for the astronomy world, particularly in the X-ray space emission.

2. THE SAN MARCO RANGE

The San Marco Project of the Italian University "LA SAPIENZA" in Rome, has established since 1964 the San Marco range for aerospace researches.

The current location of the range (fig. 1) is close to the Equator, in the Indian Ocean and precisely in Ngwana Bay, about 40.2 degrees East and 2.9 degrees South, in the proximity of the resort town of Malindi in Kenya, not far from Mombasa which is one of the more important East African towns, with a fully equipped and capable harbour, a very modern international airport and all the facilities that

characterize a modern town. Because of its vicinity to the Equator, the range has been given the name of "SAN MARCO EQUATORIAL RANGE" (SMER).

One of the most salient peculiarities of the SMER - besides its being entirely owned, controlled and operated by the San Marco Project- is constituded by its being the only aerospace research "mobile" range in the world. The SMER, in fact, consists mainly of two "off-shore" type platforms namely: the " San Marco Platform" - assembly and launch pad - and the "Santa Rita Platform" - communication, telemetry, command and control station - connected each other by means of submarine ,cables; these two platforms are standing above the ocean, on their own steel "legs" fixed on the buttom of the ocean, since the water is not too deep in the Bay.

The distance between the platforms (about 1020 meters) is such as to provide proper safety conditions during ignition and lift-off of the large rockets launched from the San Marco Platform which is evacuated during the last phases of the count-downs.

In the same way these platforms were able to sail from their places of origin and from the Italian shipyards where they have been re-adapted and equipped for becoming suitable for their current use, they can be set afloat again and can be towed to any other shallow water place in the world; in such case the name of the range might even need to abandon the term "Equatorial"...

In addition to these most significant island-platforms, the SMER includes another artificial island, made out of steel structure. This auxiliary platform stands in between

the two main ones and its main duty is that of supporting the power plant and related services such as generators fuel supplying, switch panels, junction boxes etc.

Suitable submarine cables then transfer the electric power to both the utilizer platforms.

Right next to this small platform another similar one is housing three radars for vehicle trajectory tracking.

Main logistic support to the SMER is located on land, at about 45 minutes car ride from the Malindi airport in the so-called "Base Camp", even though each platform is self supporting and fully equipped for housing all the personnel needed on board of each one of them.

The people and supplies transportation between the platforms and the base camp is provided by means of 22 tons motor boats and, for urgent and light transportation, by means of very fast rubberboats.

The platforms, the boats and the base camp can communicate at all time with each other and also with the rest of the world through the switchboard located on the Santa Rita platform.

A medical doctor and his assistants take active hygiene and health care and proper prevention actions all year round; at the base camp and on board of the platforms, furnished dispensary and sick bays are available.

Electric power and fresh water from the sea are independently produced locally at the base camp area and at the areas on the sea. Along with administration offices, metal and wood machine shops, boat and car engines, maintenance

activities and facilities, motor-generators maintenance and overhauling capacity, sleeping and refreshing facilities, also some facilities for the personnel free time - as volley ball camp -, are provided or left to personal initiative.

3. LAUNCH ACTIVITIES

The SMER location takes several important advantages deriving from the well known and very favourable condition of being on the Earth's equatorial belt, in particular for due-East launches; however, a large choice of payload launchings is possible for suborbital and orbital missions from equatorial up to quasi-polar trajectories.

Since 1964, a number of sounding suborbital launches have been performed, often in co-operation with other scientific Organizations and for world-wide interest type of missions (such as solar eclipse). Up to now, nine satellites have been put into equatorial orbits, some of them as international co-operation particularly with the U.S., the U.K. and Germany.

All launches have been entrusted to and performed by the Italian launching team consisting of highly skilled engineers and technicians selected and trained in Italy and subsequently trained and qualified in the U.S. for the compliance with the NASA standard levels.

These Standards are constantly kept and up-dated also during the maintenance periods between launches. There have been no failures nor losses whatsoever during these 27 years

of the SMER activity and such simple broad figure can be brought foreward as a concrete evidence of the reliability and proficiency of the entire San Marco Project Organization and of the local technicians and labourers trained and employed by Italian personnel.

Low equatorial orbits are particularly suitable for aeronomy and astronomy type researches- due to their protection from the Van Allen Belts - and for continuous remote sensing relevant to the equatorial zones.

One ground station only is sufficient for receiving data from equatorial satellites equipped with appropriate data recorders. Furthermore, the SMER location allows to easily achieve geostationary and multistationary orbits.

For orbital launches, the San Marco Project makes use of the U.S. made Scout vehicles which, in their standard configuration, can put into reference orbit (circular, 550 km) satellites weighing about 215 kilos.

4. OTHER SALIENT ACTIVITIES.

The SMER has not solely been conceived, designed and equipped for aerospace research launches. It has, in fact,been made fully capable also for the operative support of spacecrafts tracking, command and control, data aquisition and evaluation. It is very important for the SMER its involvement in carrying on an intensive co-operation whith ESA space activities.

In particular, the tracking of the "transfer-orbit" of the geostationary satellites launched from Kourou Base, is one of the more useful and important supports to the ESA.

The about 90 degrees difference in longitude between Kourou and the SMER, puts the Italian down-range ground station in such position as to be the first one to acquire the above mentioned satellites in their transfer orbit and, moreover, to have them at their apogee for long time at the zenith of the SMER.

In the cadre of a memorandum between the Kenyan and Italian governments, the San Marco Project is paying particular attention to the problems related to the local Earth resources and climatology by making use of the space research and survey technologies. The Project is also carrying on a program of training in favour of a selected group of students from the University of Nairobi who are to become the local leading experts in the space research fields particularly in that of space telemetry and tracking.

5. PERSPECTIVES FOR THE FUTURE.

The San Marco Project has already launched, always successfully, several scientific satellites from its San Marco Equatorial Range.

The main scientific results have been published and the relevant papers are listed in the enclosed Bibliography.

Preliminary results obtained from the data of the San Marco V satellite - launched on the 25th of March, 1988 - were produced by the Author of this presentation at the XXVIII COSPAR 1990 meeting, Symposium N.S. 12 - INEXPENSIVE SCIENTIFIC SATELLITES - "THE FUTURE OF THE SAN MARCO PROJECT".

Because of the increased general interest in moderate mass satellites, the San Marco Project has made a proposal, already approved by the Italian Government, for a program aimed at increasing the launching capabilities of the San Marco Range.

It is planned to develop, in co-operation with some industries, the " San Marco Scout " rocket, whose capability is about three times the one of the standard, US made Scout.

To meet different requirements, the San Marco Scout rocket can be used in different configurations; some of them are shown in figure 2 and 3. Payload capabilities for various vehicle configurations are sketched in fig. 4.

Besides the low circular equatorial orbits and the geostationary one, the multistationary orbit holds signifi-

cant importance since it allows to obtain - in a very economical way - every day, six-hour stationary survey of all the areas on the Earth, with exception of the polar regions.

A multistationary orbit is shown in fig. 5.

Fig. 6 shows how a system of four satellites in multistationary orbits are providing a continuous coverage of all the areas on the Earth, with exception of the polar regions.

The San Marco Project is particularly considering the following fields:

- climatology and "rainfall" measurements in the tropical regions;

- survey of depth and changes of the ozone layer in the equatorial and middle latitude regions;

- remote sensing of the natural resources to help developing countries;

- a continuous world-wide scientific monitoring system composed of four satellites in four multistationary orbits in a four-leaved clover position.

Each one of these fields, and also some possible combination of them, can provide sufficient scientifical and operational ingagements for the San Marco Project for years to come.

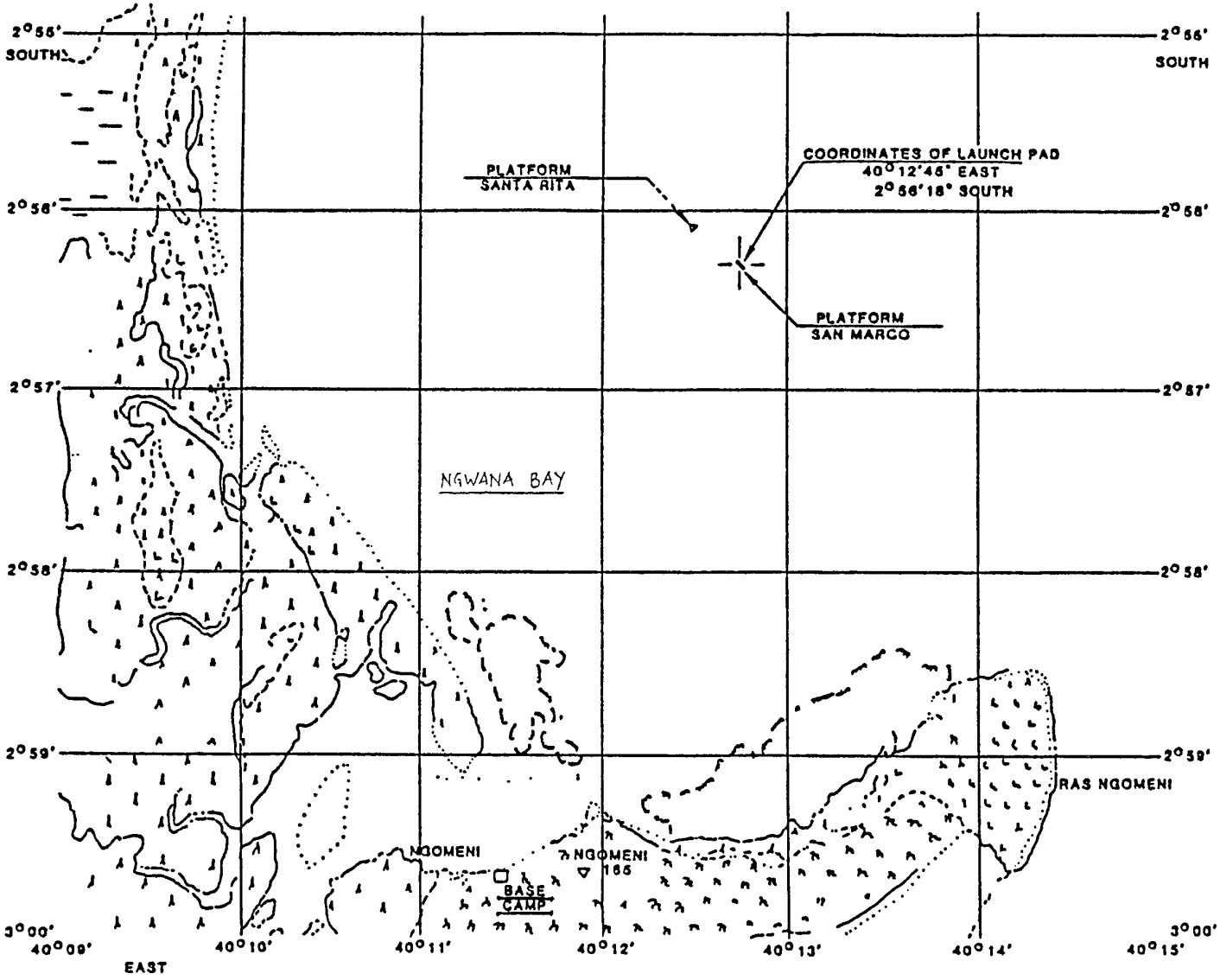


FIG. 1 SAN MARCO EQUATORIAL RANGE LAYOUT IN NGWANA BAY

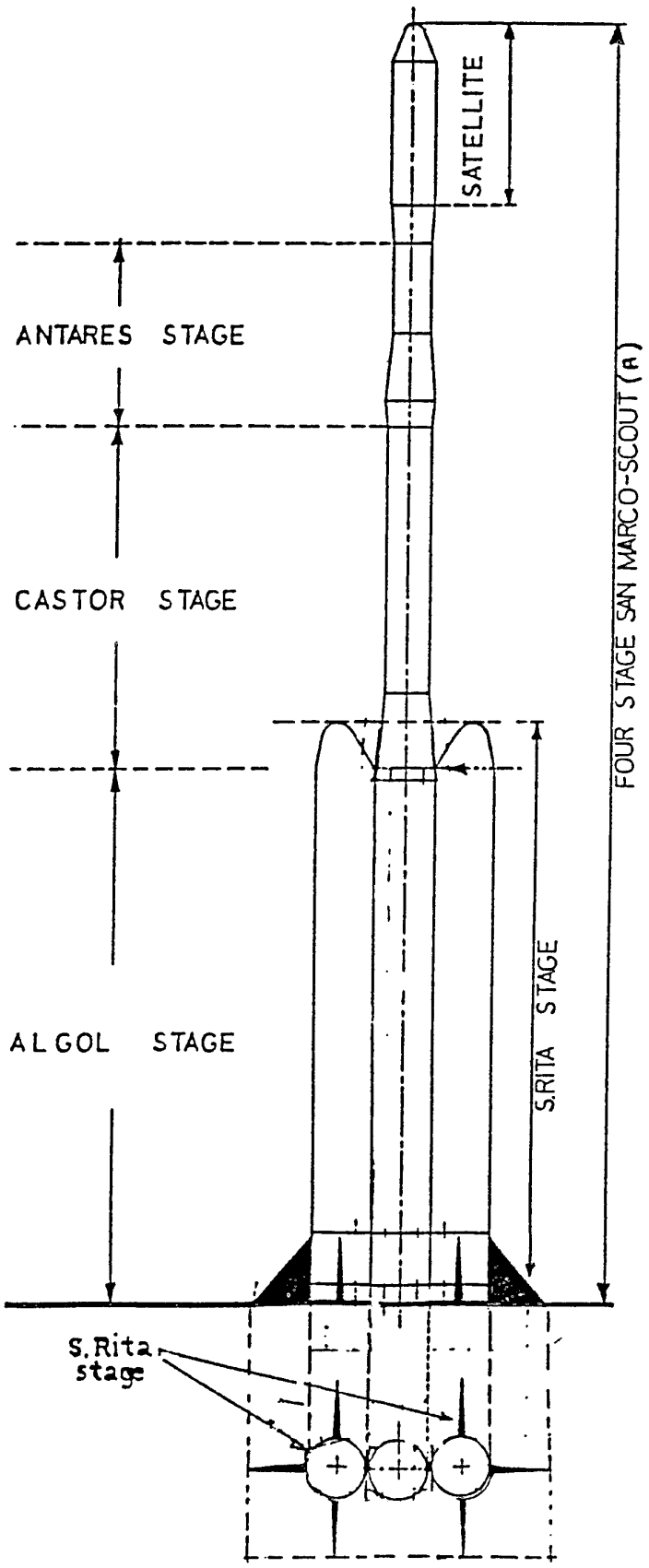


FIG. 2 SMS(A)
(FOUR STAGES)

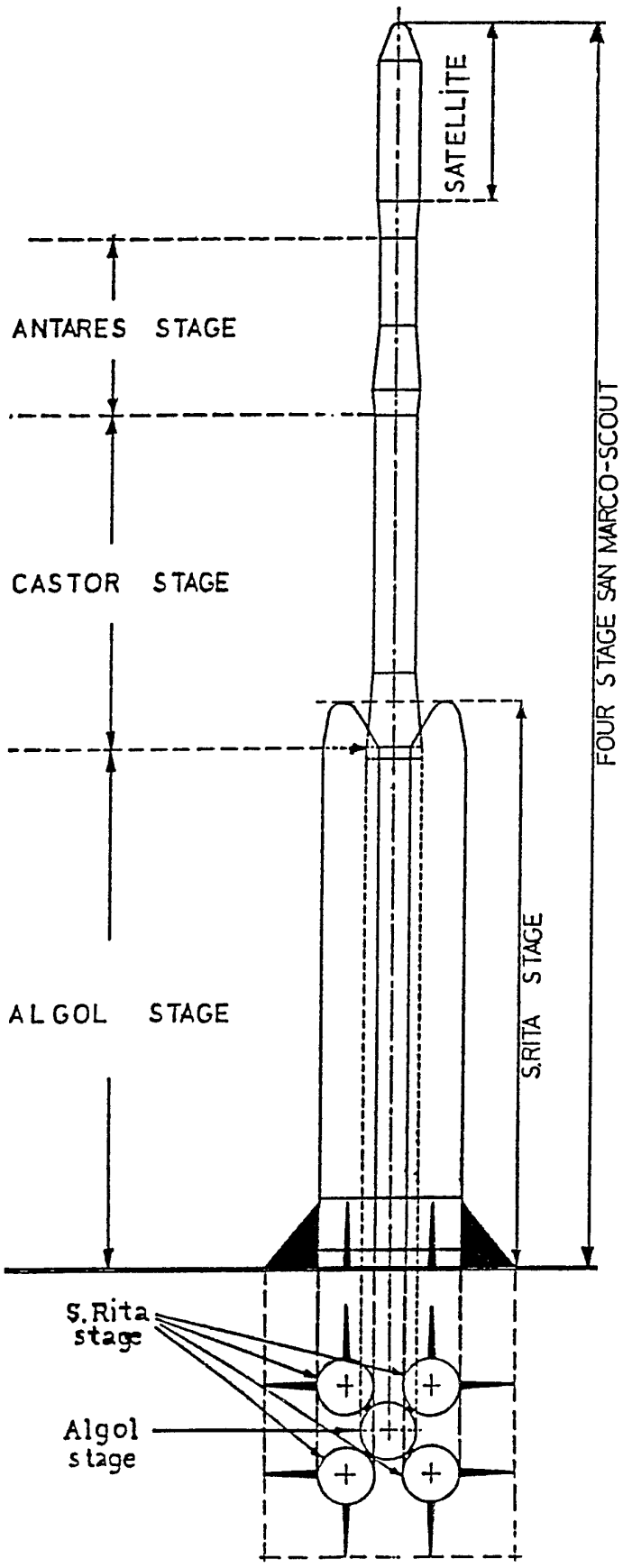


FIG. 3 SMS
(FOUR STAGES)

PAYLOAD

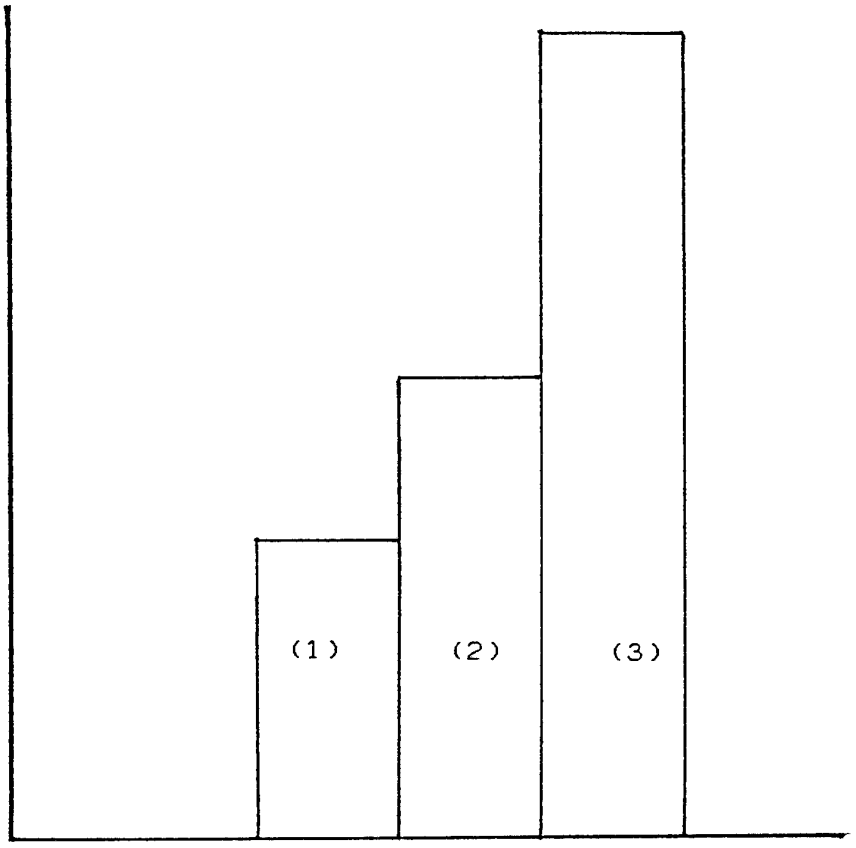


FIG. 4 EQUATORIAL CIRCULAR ORBIT - 550 kM -

(1) - SCOUT ~ 210 Kg

(2) - SMS (A) ~ 340 Kg

(3) - SMS ~ 570 Kg

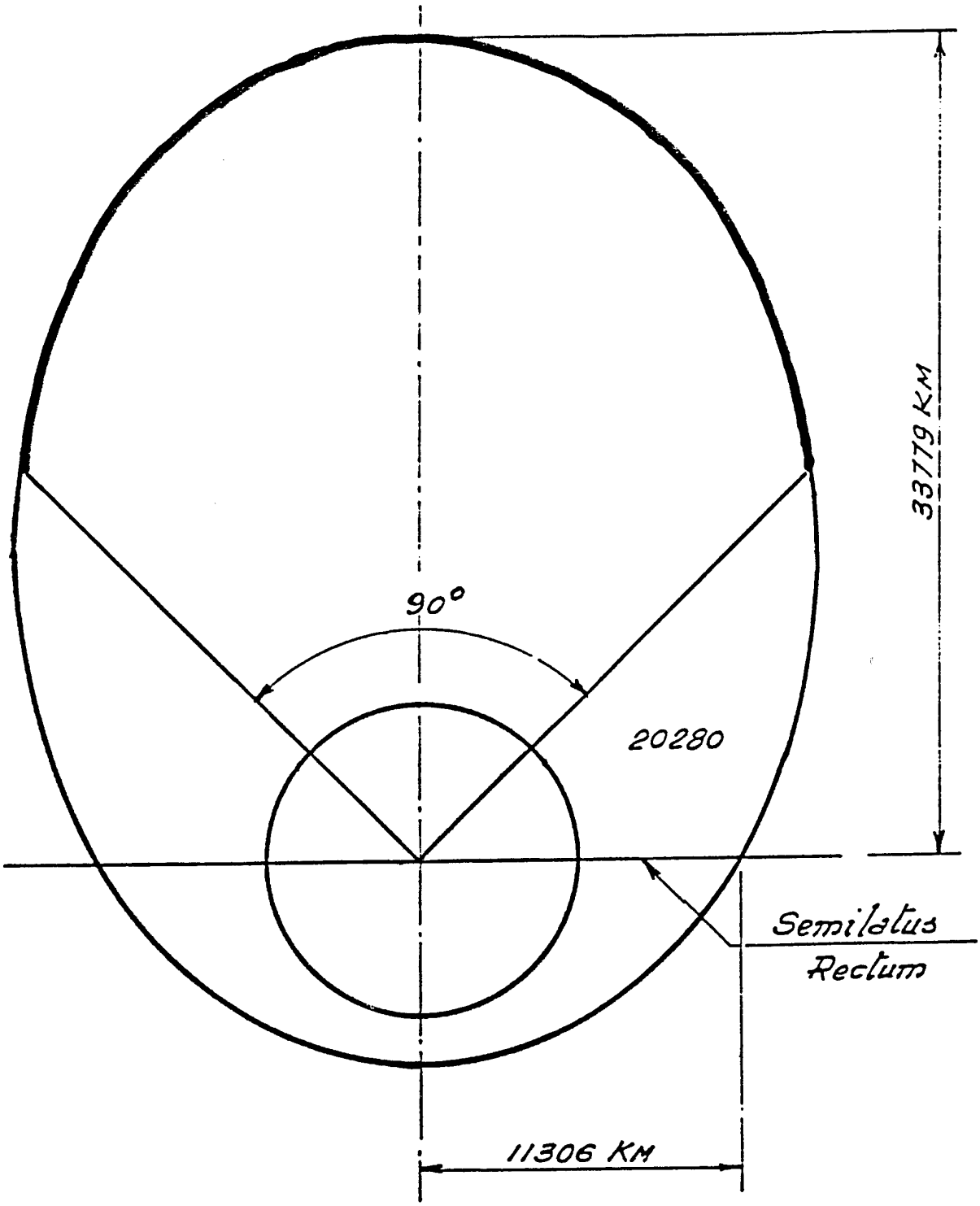


FIG. 5

Multi - Stationary Orbit

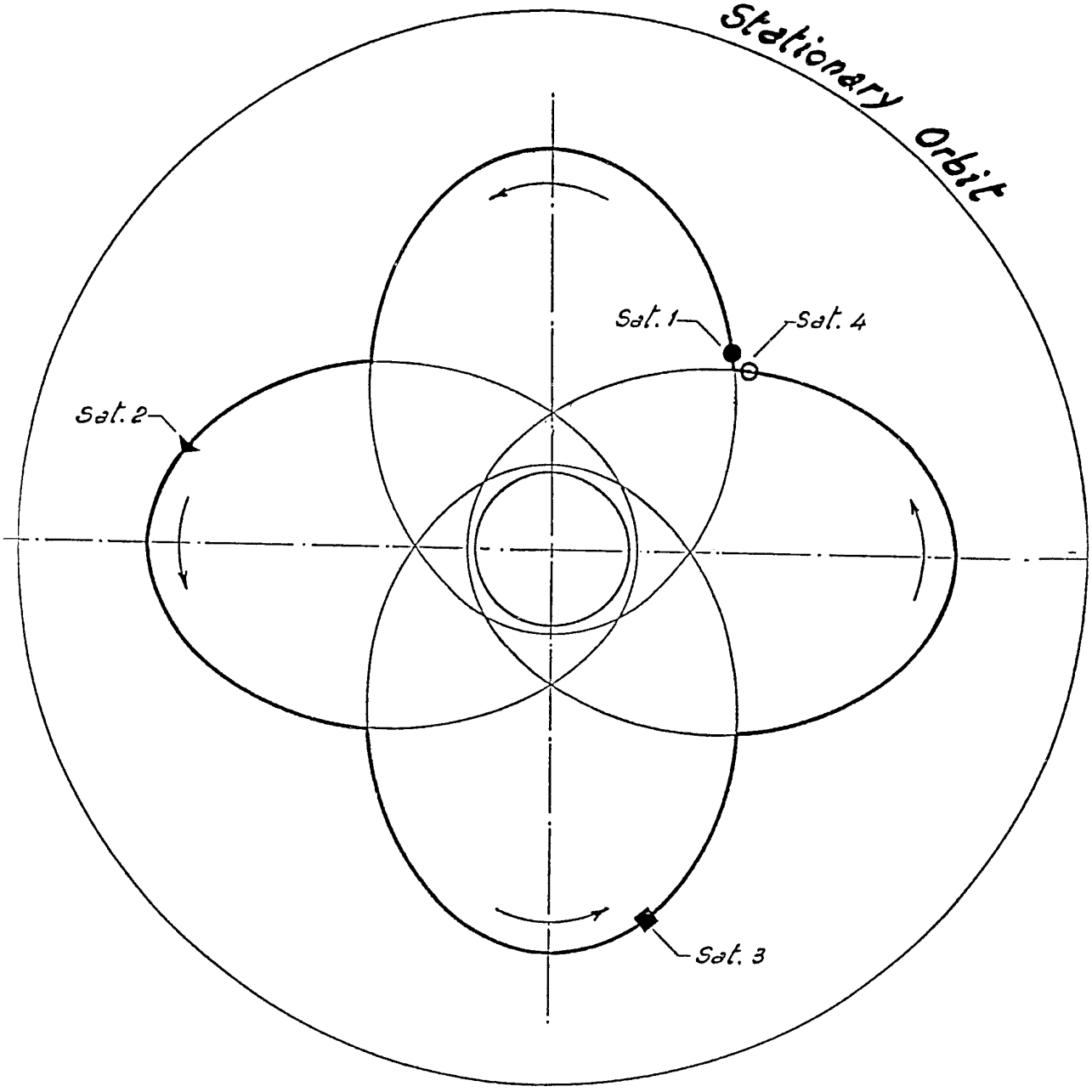


FIG. 6

Satellite phase distribution

BIBLIOGRAPHY

1. L. Broglio
San Marco II Measurements of Equatorial Atmopsheric Density at Heights between 200 and 300 km
Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics, 1971, Vol. 33, pp. 1473-1480 Pergamon Press. Printed in Northern Ireland.

2. L. Broglio, C. Arduini, C. Buongiorno, U. Ponzi, G. Ravelli
Diurnal Density Variations Measured by San Marco III Satellite in Equatorial Orbit
Paper presented at 16th Cospar Meeting, Konstanz, 1973.

3. L. Broglio, C. Arduini, C. Buongiorno, U. Ponzi, G. Ravelli
San Marco III Drag Balance Results below 200 km Altitude in the Equatorial Atmosphere
Cospar IV-A-1.4, 1975.

4. L. Broglio, C. Arduini, C. Buongiorno, U. Ponzi, G. Ravelli
Diurnal Density Variations Measured by San Marco III Satellite in the Equatorial Atmosphere
Journal of Geophysical Research, Vol.81, N. 7, March 1, 1976.

5. L. Broglio, C. Arduini, C. Buongiorno, U. Ponzi, G. Ravelli
San Marco III Drag Balance Results below 320 km Altitude in the Equatorial Atmosphere.
Space Research XVI, Akademic Verlag, Berlin, 1976.

6. L. Broglio, C. Arduini, C. Buongiorno, U. Ponzi, G. Ravelli
Applicative Aspects of San Marco D Program.
XVIII Convegno Internazionale Tecnico e Scientifico dello Spazio, Roma 1978.

7. C. Arduini, U. Ponzi, M. Di Ruscio
Payload Definition Document for San Marco D/L Satellite.
University of Rome, C.R.A., October 1987

8. G. P. Newton, D.T. Pelz, H. Volland
Direct, in situ Measurements of Wave Propagation in the Neutral Thermosphere
GSFC X-621-68-44, February 1968.

9. F.A. Marcos, K.S.W. Champion
Gravity Waves Observed in High Latitude Neutral Density Profiles
Fourteenth Cospar Meeting, Seattle, 17 June-2 July 1970.

10. N.W. Spencer, R.F. Theis, L.E. Wharton, G.R. Carignan
Local Vertical Motions and Kinetic Temperature from AE-C as Evidence for Aurora-Induced Gravity Waves
Geophysical Research Letters, Vol. 3, No. 6, June 1976.

11. H. Rishbeth
Thermospheric Winds and the F-region: A Review
Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics, 1972, Vol. 34, pp. 1-47. Pergamon Press. Printed in Northen Ireland.

12. H.G. Mayr, H. Volland
Magnetic Storm Characteristics of the Thermosphere
Journal of Geophysical Research, Vol. 78, No. 13, May 1, 1973.

13. H.G. Mayr, H. Volland
Theoretical Model for the Latitude Dependence of the Thermospheric Annual and Semiannual Variations
Journal of Geophysical Research, Vol. 77, No. 34, December 1, 1972.

14. H.G. Mayr, I. Harris, H. Volland
Theory of the Phase Anomaly in the Thermosphere
Journal of Geophysical Research, Vol. 78, No. 31, November 1, 1973.

15. H.G. Mayr, A.E. Hedin, C.A. Reber, G.R. Carignan
Global Characteristics in the Diurnal Variations of the Thermospheric Temperature and Composition
Journal of Geophysical Research, Vol. 79, No. 4, February, 1974.

16. H.G. Mayr, I. Harris, N.W. Spencer
Thermospheric 'Temperatures'
Journal of Geophysical Research, Vol.79, No. 19, July 1, 1974.

17. G.P. Newton, D.T. Pelz, W.T. Kasprzak
Equatorial Thermospheric Composition and its Variations
Space Research XIII. Akademic Verlag, Berlin,1973.

18. G.P. Newton, H.G. Mayr
Diurnal and Semidiurnal Nitrogen Density and Temperature Variations from Thermosphere Probe Measurements
Journal of Geophysical Research, Vol.78, No. 25, September 1, 1973.

19. D.T. Pelz, G.P. Newton, W.T. Kasprzak, T.D. Clem
The San Marco III Neutral Atmosphere Composition Experiment
Goddard Space Flight Center, X-623-73-142 Preprint, Greenbelt, Maryland, May 1973.

20. G.P. Newton, D.T. Pelz
Neutral Thermosphere Temperatures from Density Scale Height Measurements
Journal of Geophysical Research, Vol.78, No. 4, February 1, 1973.

21. G.P. Newton, W.T. Kasprzak, D.T. Pelz
Equatorial Composition in the 137 to 225 Km Region from the San Marco 3 Mass Spectrometer
Journal of Geophysical Research, Vol.79, No. 13, May 1, 1974.

22. G.P. Newton, W.T. Kasprzak, S.A. Curtis, D.T. Pelz
Local Time Variation of Equatorial Thermospheric Composition Determined by the San Marco 3 Nace
Journal of Geophysical Research, Vol.80, No. 16, June 1, 1975.

23. C. Berger, C. Barlier
Response of the Equatorial Thermosphere to Magnectic Activity Analysed with Accelerometer Total Density Data. Asymmetrical Structure
Journal of Atmospheric and Terrestrial Physics, Vol. 43, pp. 121-133, Pergamon Press Ltd., Printed in Northern Ireland, 1981.

24. G. Schmidtke, P. Seidl, C. Wita
Airglow-solar Spectrometer Instrument (200-700 nm) aboard the San Marco D/L Satellite
Reprinted from Applied Optics, Vol. 24, page 3206, October 1, 1985.

25. W.B. Hanson
Ion Velocity Meter (IVM) for San Marco
Center for Space Sciences, The University of Texas at Dallas, Box 688, Richardson, Texas 75080, May 26, 1977.

26. N.C. Maynard,J.P. Heppner
San Marco D/L Electric Field Experiment
NASA GSFC, PDR April, 1978.

27. N.W. Spencer et Al.
Wate Engineering Description, Table of Contents
NASA GSFC, University of Michigan SPRL, November 1978.

28. T.L. Aggson, N.W. Maynard, W.B. Handon, J.L. Saba
Electric Field Observations of Equatorial Bubbles
NASA GSFC, Preprint, 1989.

29. L. Broglio
The San Marco-Scout Vehicle
Atti del Centro Ricerche Aerospaziali, n.52
University of Rome, September 1977

FORMING OF TECHNICAL STRUCTURE AND SOFTWARE FOR SOVIET MISSION CONTROL CENTER

V.I. Lobachev, V.N. Pochukaev, V.V. Malyshev, M.N. Krasilshikov.

Soviet Mission Control CENTER;
Moscow Aviation Institute.

ABSTRACT

The basic statements of the system approach to the Soviet Mission Control CENTER MCC structure forming is considered.

The structure of MCC consists of four basic components. They are:
- technical (hardware);
- information-mathematical (software);
- organization;
- information-reference (data base).

The simplified diagrams of all components mentioned above are given, opportunities and interaction between them is considered.

Keywords: mission, spacevehicle, hardware, software, communication, ballistic, control, navigation.

According to approach generally accepted at present, the space vehicle (SV) control comprises the following steps:
- the SV state definition by using telemetry and tracking data processing and analysis;
- making decisions concerning to the SV control and its goals achievement by using the SV state;
- execution of decisions accepted by active influence upon the SV as well as by interaction with its crew.

By this, main principle of control that must be realized is the maximum of the SV functional efficiency under this or that conditions. The SV functional efficiency is characterized by the probability of it will perform its mission properly.

The solution of problem stated is ensured by the close-loop control system included, in particular, an on-ground control complex (FIG.1).

This complex consists of the launch site; the mission control CENTER; command-tracking complex included on-ground and mobile tracking stations network; the search-rescue complex. All the components listed are united into hierarchic automated system. The Mission Control CENTER (MCC) is in the highest level of that system.

The MCC main goals are as follows:
- making decisions on the SV functioning and its mission accomplishing;
- ensuring of the preset reliability of the SV functioning.

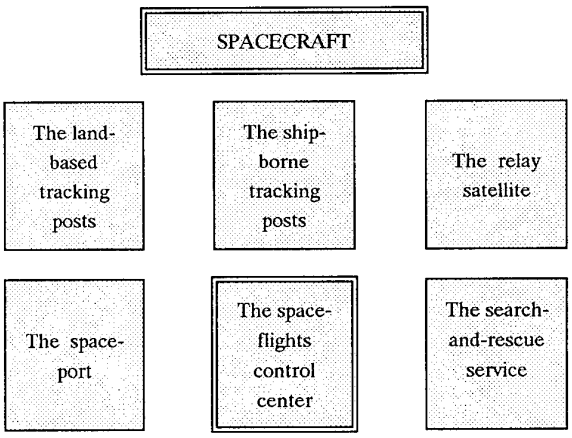


FIG.1. The Landing spaceflight control complex.

Those goals are achieved by the following CC's functions realization:
- telemetry continuous acquisition and processing;
- tracking data acquisition and processing;
- radio communication with the crew;
- TV-communication.

Goals and functions listed create the MCC appearance which is defined by its managing structure and facilities used.

In respect of "Mir" space station, "Soyuz-TM" transport, "Progress" cargo vehicle, "Kvant" and "Crystall" scientific modules, "Venera" and "Mars" automatic interplanetary modules, "Energia-Buran" transport system, the MCC's structure can be represented by the following components (FIG.2):
- technical (hardware);
- information-mathematics (software);
- organization;
- data base.

Technical component includes itself:
- communication CENTER;
- object-oriented computer centers: telemetric, directive-planning and ballistic;
- control rooms;
- engineering service.

Proceedings IVe Congrès Aérospatial Européen / IVth European Aerospace Conference (EAC 91), Paris, France, 12 - 16 May 1991, ESA SP-342 (October 1991)

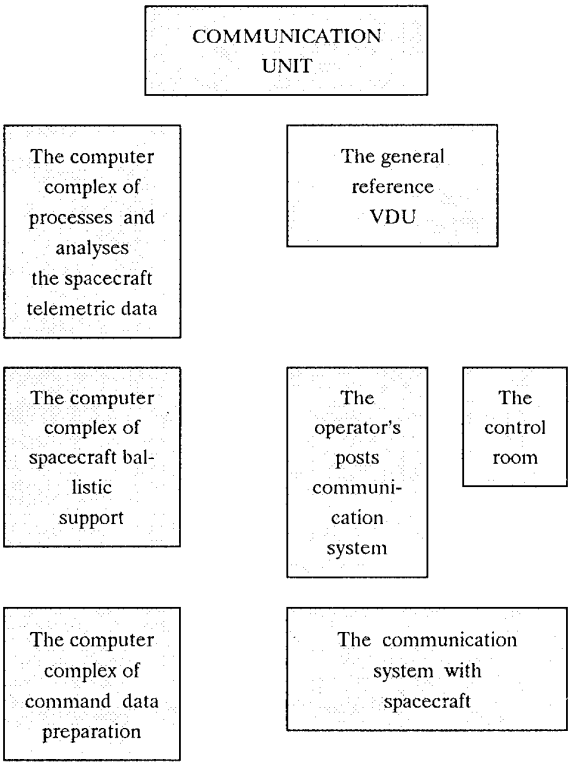


FIG.2 Equipment of The Spaceflight Control Center.

Due to technical component exactly defines the MCC appearance, we are considering it more detailed below.

The MCC is located in Moscow's suburban Kaliningrad town. It occupies several buildings having 60 000 square meters of total space. There are 2 large and 5 small control rooms; 300 special rooms. This space is occupied by technical component.

Communication CENTER (CC) consists of communication devices and it ensures data exchange between tracking stations, control CENTER staff and co-operative organizations.

During the insertion the CC ensures communication by telephone, telegraph, radio with the crew, and TV images receiving from the SV and launch site. During the orbit phase it provides the MCC with duplex telephone and TV communication with the crew via tracking stations, as well as receiving and transmitting of ballistic, telemetering, directive-planning, TV and telegraph information. Communication between the MCC and remote on-ground and on-ship tracking stations is ensured by the satellite communication networks.

Communication complex connects the MCC with the Cosmonauts Training CENTER and other research and scientific organizations by telephone, telegraph and TV links. The CC also keeps connection with the crew by using the national SW-band radiocenters when the SV is out of radiovizibility zones of tracking stations, during the parachute descent phase and after landing.

The MCC communicates with the Search-Rescue Command Post (landing area) by telephone circuits. Mass media is informed by direct TV-channels to the USSR TV Company. Outputs to international circuits also available.

In general, the CC maintains several TV channels and hundreds of telephone and telegraph lines. Moreover, the MCC has an internal branchy network which ensures staff and hardware on-line interaction.

Object-Oriented Computer Centers perform the following functions according to problem essence.

Telemetric Computer-Center (TCC) acquires telemetry data (up to 50 000 parameters), transform data into physical values, classifies and analyses the SV hardware status. Actually, up to 1000 parameters are measured either on "Soyuz-TM" or "Progress"; and greater than 10 000 on "Mir" station. The Baude rate from "Mir" is $5 \cdot 10^5$; and it comes to $0{,}3 \cdot 10^9$ bit for 10-minute session. Telemetric computers process large data arrays, select essential and reliable values, and compare them with preset values.

Telemetry is received by tracking stations located in the USSR as well as on special ships. Tracking stations transmit complete and brief data streams to the MCC. The complete data stream is transmitted on broad-frequency band, whereas the brief data stream is transmitted by telephone line. All the data are processed by the TCC in on-line mode.

Each measurement is estimated; its belonging to particular system of the SV is obtained. Measurements are averaged out with respect to specific time interval. The data superfluity reducing and reliability improving algorithms, and matrices of parameters state are used for the telemetry processing. Telemetry processing results in the following data groups are obtained:

- the SV's hardware status;
- different resources supply and expenses;
- the SV subsystems report.

By using this data, general SV status estimation is made.

Directive-Planning Computer CENTER (DPCC) works out data for transmitting to the SV. This data is for mission realization, and it's known as directive-planning flight support. This kind of data consists of:

- long-term and detailed (one-day) mission agenda, on-ground facilities and the next communication sessions schedule;
- directive-planning data arrays, orders to the crew and to onground facilities;
- on-line schedule and programs realization checking;
- agenda changings in case of emergency either in space or on-ground;
- conclusions on schedule and programs realization.

Long-term plans are worked out on the base of mission agenda, which is confirmed before the flight. Suggestions of organizations taking part in flight support and schedule performance are taken into account. Long-term plans are one month plans as a rule. Those plans state the basic dynamical operations tied to particular day, and conditions which must be taken into account for more detailed planning. Detailed on-day agenda is worked out on the base of assignments which are foreseen by the long-term agenda, the SV current status, on-ground facilities status and MCC staff suggestions. The final detailed version is issued the day before it launches. It may be corrected in the last resort during the run time.

The following events are in detailed agenda:

- tracking stations swich-on sequence;
- the crew actions programme for each revolution;
- "ground-space" radioexchange schedule;
- the MCC and tracking stations data exchange plan.

The communication sessions schedule is made more precise after the conclusion about previous sessions has been accepted. Communication session plan foresees the sequence of digital data arrays of instructions transmission. Those data defines the SV's subsystems switch-on/off schedule including the time and conditions of each instruction activation.

Directive-planning information is the communication session schedule data array, which is represented in the form suitable to input it into computer.

Directive-planning information is sent from MCC to the SV automatically by the tracking-stations.

Ballistic-Navigation Complex (BNC) acquires trajectory data and processes it. The objective is to define and forecast the SV's parameters of motion, and to schedule navigation facilities. The BNC also ensures the navigation support of all in-orbit op-

erations. Because of problems mentioned are solved by using most complicated methods and models of motion, and they require very high calculation accuracy under source data volume is little enough, we are considering this problems more detailed. Result of its solution is known as "ballistic-navigational support" (BNS).

The BNS essence consists in solutions of flight scheme grounding, realization and calculation of complete navigation data needed for flight control problems totality. The flight nominal scheme is defined on the phase of the SV design.

It consists in choosing the insertion orbit parameters, manoeuvres for the parking orbit forming, and recovery orbit parameters. Mathematical models of motion are defined, trajectory measurements and maneuvering schemes are designed during the mission preparation phase.

All possible emergencies are studied.

Depending on reality, the flight scheme may be changed. In this case the following new problems are solved:

- navigation operations scheduling (launch date, docking date, manoeuvres, experiments and recovery dates are made more precise);
- navigation measurements processing and the SV's actual orbit definition;
- orbit corrections and manoeuvres parameters calculation and optimization;
- opportunity to continue the flight by the nominal scheme analysis, and working out of suggestions on the flight scheme changing;
- ballistic data calculation needed for the flight scheduling and objective problems solving (time of the SV enters into every tracking station radiovizibility zone; sunlit conditions; data for on-board devices pointing to either celestial objects or to on-ground located objects; data to the given guide-points etc);
- the landing area choosing and calculation parameters which ensure recovery and landing in the given area;
- post-mission navigation support analysis.

Special methods for calculations and spacecraft-oriented automated software systems are designed.

One of such systems is considered in particular section of this report more detailed.

Three types of computers are used in the three computer centers mentioned above:

- universal computer system having $125 \cdot 10^6$ instructions per second productivity, up to 128 Mbyte RAM and 10 000 Mbyte disk storage. Those systems are characterized by high accuracy, have branchy programming system using high-level programming languages;
- specialized computer systems having 100 10^6 instructions per second productivity each, 2 Mbytes RAM and over 50 Mbytes disk storage. Architecture and software of those systems are oriented to special problems solving and large data streams processing;
- on-line computers having branchy communication with the SV, communication channels, displays and data logging. This kind of computers have 800 10^3 instructions per second productivity and 128 K RAM.

Computer complex is multy-redundant and it based on the forth generation computers. The total productivity is hundreds of billion instructions per second, memory storage is hundreds of megabytes. It operates in so-called "hot-redundancy" mode. Because of this it has very high reliability and runs without faults. Developed testing and diagnostic system ensures active disrepair checking and device which is out of order is eliminated automatically. It is switched back on automatically after replacement.

Control Rooms Complex is equipped with internal and external communication means; telemetry, ballistic-navigation and directive displays. This complex represents itself the working places totality equipped with personal and public displays and all communication means. The following data is displayed:

- the SV on-board systems status final estimation;
- initial data for all current calculations;
- all navigation data needed for decision making.

Devices for individual and multiuser circular communication and TV-images exchange is presented at each working place. All kinds of informational exchange (audio-video) is recorded by audio- and video recorders.

Engineering Service Totality ensures the MCC operates independently of external conditions. This includes itself power supply, climate installations etc.

Now let's consider the next basic MCC's component, namely the information-mathematics component.

This component consist of all-purpose software and it organized as programme packages supporting computer complexes considered above. In general, the software includes operating systems and application packages for each of computer centers.

High-level programming languages such as FORTRAN, Pascal, EL6-76 as well as Assembler are used for packages developing. Special interface allows to create software by using modules which are written in different programming languages.

The structure the tool-base features one from the above mentioned computer centers responsible for the spacecraft control navigation algorithms design are considered in special section of this presentation.

Information-Reference Service provides documents and data storage and retrieval. Those data concerns to the SV on-board systems and documents rules the MCC's staff activity and the MCC interaction with external organizations.

At last, the managing structure of the MCC directs the mission and provides the staff interaction with all external organizations during the mission. According to mentioned, the managing structure includes itself:

- engineering staff which serves the MCC's (hardware);
- the main operative control group which realizes the preset mission agenda;
- scientific and technical support team which analyses current situation and schedules the mission.

For instance, let us consider the managing structure of services involved in "Mir" space station mission control. Mission management has an hierarchic principle (FIG.3).

Flight director (FD) conducts rules all the staff and he also takes "strategic" decisions such as mission agenda reducing, mission cancelling etc.

Flight director has vice-directors (as usual): on mission control (DMC), on command-measurement complex and on the MCC facilities control.

Tactical (current) mission management is provided by shift FD and by his vice-shift FD's on particular fields. Several teams are conducted by the shift FD directly. This teams are exactly the main operative control group. Other teams are conducted by shift vice-directors, responsible for particular serves.

Each shift lasts 12 to 24 hours. There are 4-5 shifts daily during the "Mir" mission runs.

Now let us turn back to the structure and functions of special computer aided decision support system (CADSS) consideration. This system responsible for control and navigation algorithms creating.

SOME WORDS IN ADVANCE

Recently, the spacecraft guidance and control professionals are attracted by the problem which consists in the guidance and control accuracy significant improving. The problem is to increase accuracy while the sensors as well as the actuators properties improvement is practically exhausted or their proper improvement leads to unacceptable expenditures.

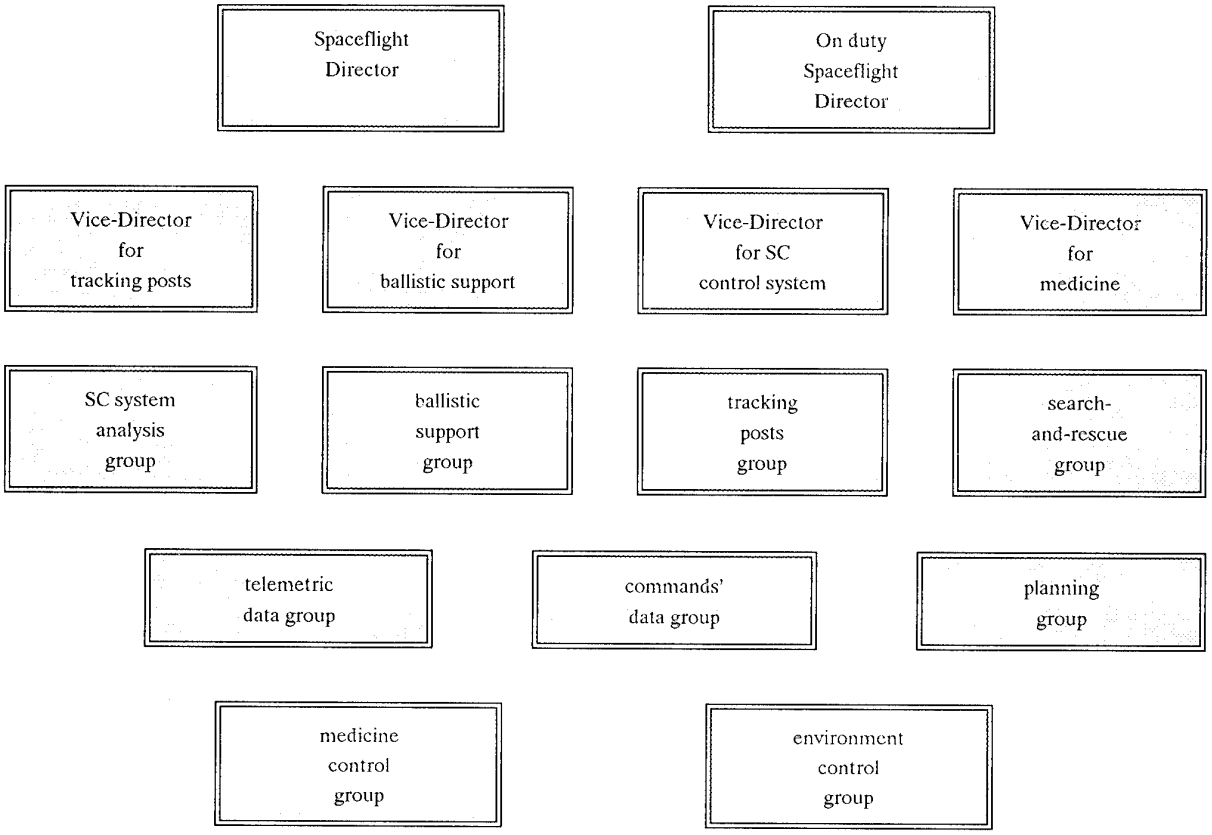


FIG.3 The Control Group Structure.

Under conditions mentioned the purpose stated can be achieved only by the spacecraft orbit excellent determination or, in other words, by the spacecraft navigation proper improving. This leads to the possibility of the spacecraft orbit control design on the basis of perfect-data optimal control theory (FIG.4).

To improve the spacecraft navigation and control accuracy is possible with the help of:
- orbit control algorithms optimization;
- tracking data processing optimization;
- active experiments performing and optimization while tracking;
- tracking devices proper choosing and the set of navigational parameters optimal composing.

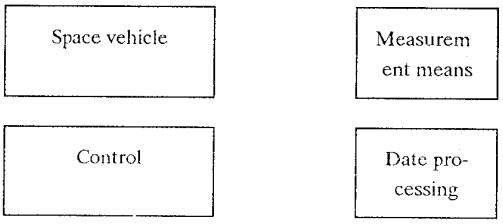
There is a variety of approaches to solve the problems mentioned. This variety is based on the variety of concepts of disturbances acting upon the spacecraft during the flight and the tracking as well, namely: actuators errors, tracking devices errors, methodical errors, badly defined external influences etc.

This approaches are:
- deterministic in frames of which all factors mentioned above are considered to be known precisely or absent at all;
- stochastic approach when all factors mentioned are considered to be random factors completely defined statistically;
- guaranteeing (or minmax) approach in frames of which all factors mentioned are considered to be uncertain;
- confidential, which provides the compromise between stochastic and guaranteeing approaches.

It is evidently that in solving a specific problem designer should not reject neither of approaches listed. Moreover, these approaches can complement one another allowing to find compromise. An efficient use of all approaches can be only on the basis of Computer Aided Decisions Support System (CADSS), includes a wide set of control and navigation algorithms, models algorithms etc.

ALGORITHMS AND SOFTWARE FOR HIGH-ACCURACY CONTROL AND NAVIGATION OF AEROSPACE VECHICLES

Approaches for accuracy increasing:
- new instruments creating, new principles using
- navigational and control algorithms improvement, design of experiments optimization



Approaches for problem solving:
- deterministic
- stochastic
- minmax
- confidential

FIG.4

The main idea used while designing the CADSS is that the CADSS includes two subsystems (FIG.5).

The first subsystem is for orbit control and the second one is for navigation. This idea arises from the well known theorem stated the control and navigation problems to be considered separately.

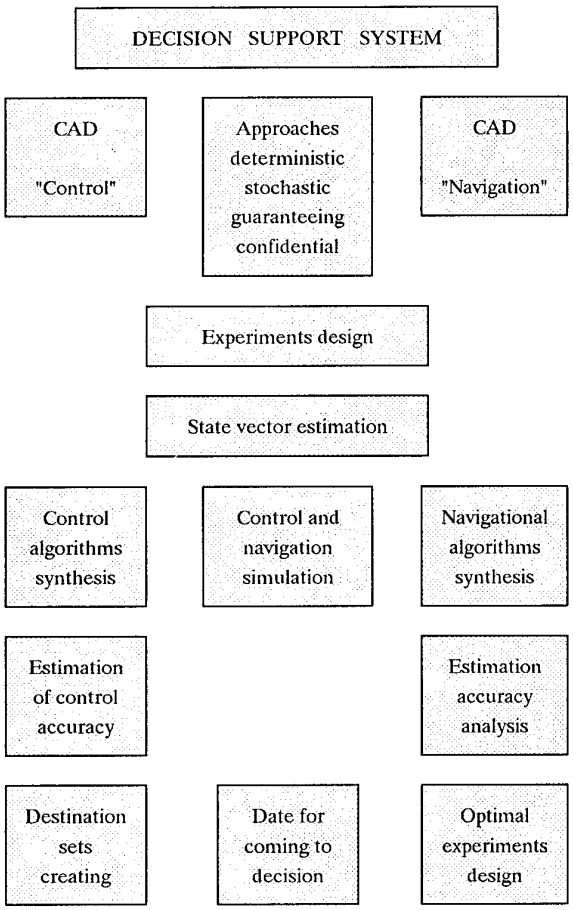


FIG.5

The object area of the first subsystem is to form software package for the spacecraft orbit optimal control using the given criteria of optimum, restrictions and actuators properties on the basis of approaches mentioned above. The problem is solved under the supposition that the spacecraft state vector (i.e. position in space and velocity) is known.

The object area of the second subsystem is to form the tracking data optimal processing algorithms and tracking modes providing the required accuracy of the spacecraft state vector definition.

The subsystem interaction is realized by the following trends:

- the navigation problem run-time is taken into account as one of restrictions within the orbit control problem;
- the navigation accuracy is taken into account solving the orbit control problem;
- the orbit control low (or programme) as well as control actuator error are taken into account while the navigation problem solving;
- the fuel expenditure is taken into account while the active on-orbit experiment scheduling;

Final decision on control and navigation algorithms has to be taken on the basis of the close-loop system computer simulation.

Now let's consider the technical problems, which we can solve by using the CADSS:

SV closing:

a) with another SV;
b) with planet's moon.

Insertion into orbital constellation:

a) communication satellites;
b) navigational satellites;
c) remote sensing satellites.

Trace correction for:

a) "Molnyia" type satellites;
b) geosinchronous type satellites.

Inspection of another SV.

"Buran" type SV landing.

Autonomous and mutual navigation for:

a) communication satellites;
b) navigational satellites.

Recovery SV efficiency increasing.

Geopotential model improving.

Mars-landing SV control.

Remote-sensing satellite system design.

Sun Probe control and navigation.

Typical CAD Control and Navigation subsystems structures include (FIG.6):

Correspondent instrumental and data bases; means for: software synthesis, software testing, computer graphics and operating shell.

As a result CAD Control and Navigation gives the user opportunities for:

- control and navigation algorithms creating;
- software synthesis including on-board software;
- calculating statistical and guaranteeing estimations of the given events;
- urgent situations analysis;
- correction scheduling;
- optimal navigational planes scheduling;
- instrumental base accumulating.

Let's touch instrumental bases of CAD "Control" and "Navigation".

Instrumental base of CAD "Control" includes:

One - parameter correction algorithms:

a) eccentricity elimination;
b) minimum of eccentricity providing;
c) preset eccentricity providing;
d) preset period of revolution providing.

Two - parameter correction algorithms:

a) preset period of revolution providing under eccentricity minimization;

b) preset period of revolution providing under the constant eccentricity;

c) preset period of revolution and argument of latitude providing;

d) minimum of transfer time providing.

Three - parameters correction algorithms:

a) analytical;
b) semianalytical;
c) with the optimal thrust choosing.

Procedures which are realized the combine optimization method:

- stochastic variant;
- minmax variant.

Unconstrained and constrained optimization package.

Instrumental base of CAD "Navigation" includes:

Algorithms and procedures for navigation accuracy analysis:

a) linear algorithms for an a priori statistical analysis;

b) semianalytical algorithm for an a priori statistical analysis of high dimension systems;

c) data-processing simulation complex.

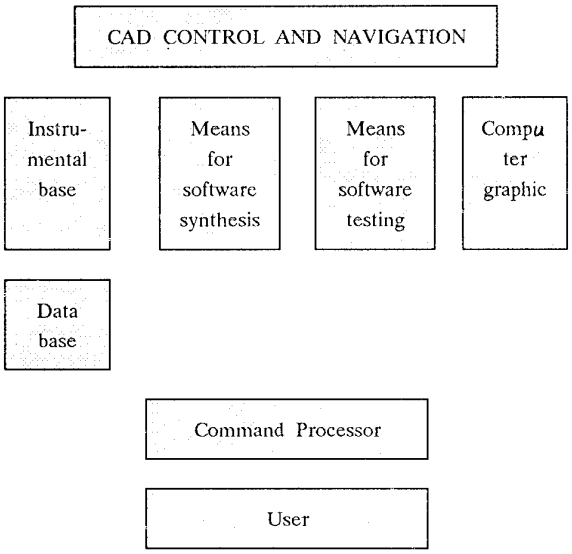
Data processing algorithms:

a) second order algorithm;
b) guaranteeing algorithm.

Algorithms for navigational experiments scheduling:

a) algorithms for solving of boundary value problems;

b) algorithms for probability criteria calculation.



OPPORTUNITIES

- Control and navigation algorithms creating
- Software synthesis including on-board
- Calculation statistical and guaranteeing estimations of the given events
- Clos-loop system simulation
- Urgent situations analysis
- Corrections scheduling
- Optimal navigational planes scheduling
- Instrumental base accumulating

FIG.6

LISTE DES PARTICIPANTS

Mr Jean Paul Abadie
C.N.E.S. /H/SO/GS
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mme Marie-H. Aenishanslin
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr L. Agrotis
INMARSAT
40 MELTON STREET
LONDON NW1 2EQ
ANGLETERRE

Mr A. Alexandrov
N.P.O. ENERGIA
Lenhin St. 4 a
141070 KALININGRAD
U.R.S.S.

Mr L. Amy de la Bretèque
MATRA ESPACE /Inf.Rés.
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Yves Anguy
Directeur
A.A.A.F.
6 Rue Galilée
75782 PARIS CEDEX 16

Mr Désirée Anmeldung Piech
D.A.R.A. DEUTSCHE AGENTUR FUR RAUMFAHRT
Pittersdorfer Strasse 93
5300 BONN 2
ALLEMAGNE

Mr l' I.C.A. Alain Archintini
Chef des Essais
CENTRE D'ESSAIS DES LANDES
B.P. 3
40115 BISCAROSSE AIR

Mr l' I.G.A. Jean-Louis Armynot du Chatelet
D.G.A/D.R.E.T.
26 Bd Victor
00460 PARIS ARMEES

Mr Jean-Marc Artaud
C.N.E.S. /SDS/G
B.P. 254
97388 KOUROU CEDEX

Mr Mike C. Attwood
Manager Columbus Logistics
ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Postfach 10 59 09
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr C. Aubert
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Michel Aubert
DASSAULT AVIATION
78 Quai Marcel Dassault
92214 SAINT CLOUD

Mr Jurgen Bach
Administrateur Gérant
DEUTSCHE HERMES GMBH

D-8031 OBERPFAFFENHOFEN
ALLEMAGNE

Mr Christophe Bardou
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Dominique Baudoux
Directeur de Département
SPACEBEL INFORMATIQUE S.A.
Chaussée de la Hulpe 177
Boite 14
B-1170 BRUXELLES
BELGIQUE

Mr Patrick Baudry
AEROSPATIALE HERMES
AIRPORT BUREAU B.P. 89
RUE DIEUDONNE COSTES
31703 BLAGNAC CEDEX

Mr André Baumann
CLEMESSY S.A.
18 Rue de Thann
68057 MULHOUSE

Mr Jean-François Bazet
Sous-Directeur Msil
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr André Beaurain
S.E.P/D.P.L.S.
Forèt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr Patrick Beissel
PROGESPACE
26 Rue Dumont d'Urville
75116 PARIS

Mr Claude Benoit
S.E.P.
LE HAILLAN
B.P. 37
33165 ST MEDARD EN JALLES CEDEX

Mr P. Bescond
Directeur Central de la Qualité
C.N.E.S.
2 Place Maurice Quentin
75039 PARIS CEDEX 01

Mrs Dana Beugless
INTELSAT /COMSAT
3400 International Drive
WASHINGTON D.C.20008-3098
U.S.A.

Mr Jean-Claude Beyer
C.N.E.S.
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Michel Bignier
170 Avenue Victor Hugo
75116 PARIS

Mr Horst Billig
Chef de Division
EUTELSAT
Tour Maine Montparnasse
33 Av du Maine
75755 PARIS CEDEX 15

Mr Alain Blanchard
C.N.E.S. /SDS/SM
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean Blommaerts
Directeur de Département
SPACEBEL INFORMATIQUE S.A.
Chaussée de la Hulpe 177
Boite 14
B-1170 BRUXELLES
BELGIQUE

Mr Gilbert Blondet Gonte
Chargé de Mission Sous-Direction Sol
C.N.E.S. /SDS.
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Karol J. Bobko
Principal
BOOZ, ALLEN & HAMILTON
16811 El Camino Real
HOUSTON, TEXAS 77058
U.S.A.

Mr Jean Pierre Bombled
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr William Bonnet
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Marc Bourboulon
Directeur de Division Comsip
CEGELEC /COMSIP
3 Rue Armand & Etienne Peugeot
92508 RUEIL-MALMAISON CEDEX

Mr Dominique Brand
CLEMESSY S.A.
18 Rue de Thann
68057 MULHOUSE

Mr Bernard Brandt
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jacques Breton
Chef de Département Support Technique
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Peter W. Brinkmann
Head Of Test Facilities Sect.
E.S.T.E.C.
Keplerlaan 1
Postbus 299
2200 AG NOORDWIJK
PAYS BAS

Mr H. Brion
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Chris Bulloch
Manager Space Information Div.
INTERAVIA SPACE MARKETS
Jane's Information Group
Sentinel Hse, 163 Brighton Rd
COULSDON, Surrey CR5 2NH
GRANDE-BRETAGNE

Mr Francois Calaque
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Manuel Calvo
EUTELSAT
Tour Maine Montparnasse
33 Av du Maine
75755 PARIS CEDEX 15

Mr Gilbert Calès
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mme Geneviève Campan
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean Canton
AEROSPATIALE
316 Route de Bayonne
B.P. 3153
31060 TOULOUSE CEDEX 03

Mr Carlo Carnebianca
DATA SPAZIO
Via Simone Martini 143
I-00142 ROMA
ITALIE

Mr D.A. Carter
22 Osborne Road
PETERSFIELD, HANTS GU322AE
GRANDE BRETAGNE

Mr Philippe Caumes
BUREAU VERITAS
109 Avenue de Lespinet
B.P. 4069
31029 TOULOUSE

Mr C.P. Chang
INTELSAT
3400 International Drive
WASHINGTON D.C.20008-3098
U.S.A.

Mr P.D. Chaplin
OVERBERG TEST RANGE
Private Bag X12
BREDASDORP, 7280
AFRIQUE DU SUD

Mr Jean Charles
C.N.E.S. /HERMES
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Roland Charvet
Responsable Exploitation Système
THOMSON-CSF/DAO
147 Rue Yves le Coz
78008 VERSAILLES

Mr Jim Chester
Vice-Président Business Development
LORAL SPACE INFORMATION SYSTEMS
1322 Space Parl Drive
HOUSTON TEXAS 77058
U.S.A.

Mr Dominique Chevallier
D.En
Tour D.G.A.
26 Boulevard Victor
00460 PARIS ARMEES

Mr Jean Loup Chretien
Conseiller Vols Habités
C.N.E.S.
2 Place Maurice Quentin
75039 PARIS CEDEX 01

Mr Bruno Christophe
O.N.E.R.A.
29 Av. de la Division Leclerc
B.P. 72
92322 CHATILLON CEDEX

Mr Bernard Clausse
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Robert Claveyrolas
Directeur de l'Etablissement
AIR LIQUIDE
Les Engenieres - B.P: 15
38360 SASSENAGE

Mr Francis Clements
HUGUES AIRCRAFT COMPANY /S.E.& Op.
P.O. Box 92919
M/S: Sc/S41/B311
EL SEGUNDO, CA 90009
U.S.A.

Mr Jean-Claude Codron
S.A.T. CONTROL
Naurouze - Labege Innopole
B.P. 113
31328 LABEGE CEDEX

Mr Pierre Coffin-Eltrich
Directeur Général
S.A.T. CONTROL
Naurouze - Labege Innopole
B.P. 113
31328 LABEGE CEDEX

Mme Carmel Conroy
Directeur
PROGESPACE /Aff.Int.
26 Rue Dumont d'Urville
75116 PARIS

Mr Jean-Michel Contant
105 Rue de Sèvres
92100 BOULOGNE BILLANCOURT

Mr Pierre-Louis Contreras
Sous-Directeur Industriel
MATRA ESPACE /Inf.Rés
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Gianfranco Corini
CAP GEMINI SESA
Via Lamaro 21
I-00147 ROME
ITALIE

Mr Corrente
E.S.A.
8/10 Rue Mario Nikis
75738 PARIS CEDEX 15

Mr Joaquin Cosmen
Head Of Operations
G.M.V. S.A.
Isaac Newton Sin (P.T.M.)
28760 MADRID
ESPAGNE

Mr Claude Cougnet
Responsable Aspects Systèmes/Hermès
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr le Prof. Hubert Curien
24 Rue des Fossés St Jacques
75005 PARIS

Mr José Da Costa Lopes
18 Avenue Henri Barbusse
92140 CLAMART

Mr Daniel Dabadie
Directeur Régional Espace
THOMSON-CSF /DAS/
Centre de Toulouse
2 Rue Jean Rodier - B.P.4003
31028 TOULOUSE

Mr Carlo Dana
Chef de Division Installation Ariane
E.S.A.
8/10 Rue Mario Nikis
75738 PARIS CEDEX 15

Mr Jacques-Antoine Darricau
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mme Valérie David
E.S.T.E.C. /I.P.
Keplerlaan 1
Postbus 299
2200 AG NOORDWIJK
PAYS BAS

Mr Laurent Delange
S.E.P/D.P.L.S.
Forêt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr F. Desclaux
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Maurice Desloire
C.N.E.S.
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Jean-Michel Desobeau
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Michel Detaille
SESO
20 Rue Louis Armand
B.P. 55
13762 LES MILLES CEDEX

Mr Jean Determe
C.N.E.S.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Jean-Marie Disdier
Chef du Service
CLEMESSY S.A. /D.T.A.
18 Rue de Thann
68057 MULHOUSE

Mr C.J. Dixon
Consultant
HOUWTEQ
Private Bag X8
GRABOUW 7160
AFRIQUE DU SUD

Mr Hervé Donat
Chef de Département
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Patrick Doré
14-30 Rue de Mantes
Inforop
92700 COLOMBES

Mr G. Duffau
EURESPACE
17 Avenue Didier Daurat
Immeuble Thalès
31700 BLAGNAC

Mr Françoise Dufor
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Louis Dupont
1 Route de Drocourt Villeneuve
95510 VILLERS EN ARTHIES

Mr Pedro Durba
Project Manager
INISEL ESPACIO
Provença 382-386,
3 Planta
08025 BARCELONE
ESPAGNE

Mr Edouard Dutat
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Serge Duval
D.En
Tour D.G.A.
26 Boulevard Victor
00460 PARIS ARMEES

Mr Peter Eichler
INSTITUTE FOR SPACEFLIGHT AND
Nuclear Reactor Technology
Hans-Sommer-Str. 5
3300 BRAUNSCHWEIG
ALLEMAGNE

Mr Jean Elie
Directeur Gr.Energ.-Nucl.-Spatial
CEGELEC /COMSIP
3 Rue Armand & Etienne Peugeot
92508 RUEIL-MALMAISON CEDEX

Mr Moustapha Elriz
Chef de Département Marketing
ALCATEL-ESPACE
26 Av. Jf. Champollion
B.P. 1187
31037 TOULOUSE

Mr Philippe Esquivie
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Laurenz Esser
D.A.R.A. DEUTSCHE AGENTUR FUR RAUMFAHRT
Pittersdorfer Strasse 93
5300 BONN 2
ALLEMAGNE

Mr Georges Estibal
33, Boulevard Lascrosses
31000 TOULOUSE

Mr Rémy Favrot
Directeur
REGULUS
B.P. 73
97373 KOUROU CEDEX

Mr Pierre Fer
C.N.E.S.
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Walter Flury
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Mr Mark Fowler
ALENIA SPAZIO
Corso Marche, 41
10146 TORINO
ITALIE

Mr Marc François
EURESPACE
17 Avenue Didier Daurat
Immeuble Thalès
31700 BLAGNAC

Mme Claire Fremeaux
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Pierre Frisch
26 Rue Ferdinand Buisson
78800 HOUILLES

Mr Klausdieter Fugel
M.B.B. - ERNO /DASA
Huenefeldstr. 1-5
D-2800 BREMEN
ALLEMAGNE

Mr Gilles Gaquière
25, Boulevard des Minines
31200 TOULOUSE

Mr Jean-Louis Garançon
Chef de Service
DASSAULT AVIATION
Route Militaire
B.P. 12
78141 VELIZY VILLACOUBLAY CEDEX

Mr F. Garcia-Castaner
Head Operations Department
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Mme Garnier
C.N.R.S. /Aéronomie
B.P. 3
91371 VERRIERES LE BUISSON CEDEX

Mme Inès Gaudel
C.N.E.S. /Sauveg.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Alain Gaudry
S.N.E.C.M.A. Division ELECMA
15 Rue Pagès
B.P. 305
92156 SURESNES CEDEX

Mr Gérard Gautier
DORNIER /P.C.M./
Postfach 1420
W-7990 FRIEDRICHSHAFEN
ALLEMAGNE

Mr Sami Gazey
Director Programs
ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Hünefeldstr. 1-5
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr Inken Gerlach
MUNICH RE
Königinstrasse 107
D-8000 MUNICH 40
ALLEMAGNE

Mr Manfred Gerstenlauer
Director
GERMAN AEROSPACE RESEARCH ESTABLISHMENT
Tour de la Seine
39 Quai de Grenelle
75015 PARIS

Mr Robert Gochenaur
U.S. AIR FORCE
Zur Steinritz 40
D-6272 NIEDERNHAUSEN
ALLEMAGNE

Mr Robert Godfrey
N.A.S.A. /GSFC-531
GSFC
GREENBELT MD 20771
U.S.A.

Mr Andre Gorlier
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr R.D. Gould
Head Space Propulsion
ROYAL AEROSPACE ESTABLISHMENT
Farnborough
HANTS GU14 6TD
GRANDE BRETAGNE

Mr Marco Silvio Grande
ALENIA SPAZIO
Corso Marche, 41
10146 TORINO
ITALIE

Mr Ricardo Grazi
C.I.S.E.T.

I-00161 ROMA
ITALIE

Mr Philippe Gremillon
Responsable Département Opération
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean Gueranger
Chef de Département Sol
ALCATEL-ESPACE
26 Av. Jf. Champollion
B.P. 1187
31037 TOULOUSE

Mr Thierry Guilliel
THOMSON-CSF
Système Défense & Control
18, Avenue du Maréchal Juin
92363 MEUDON LA FORET CEDEX

Mr Yann Guillou
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Arne Gundersen
NORVEGIAN SPACE CENTER
P.O.Box 85
Smestad
N-0309 OSLO 3
NORVEGE

Mr M. Guérin
E.S.T.E.C.
Keplerlaan 1
Postbus 299
2200 AG NOORDWIJK
PAYS BAS

Mr Yves Guérin
Chef du Service des Missions
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Xavier Hebert
THOMSON-CSF/DAO
147 Rue Yves le Coz
78008 VERSAILLES

Mr Kurt Heftman
Directeur
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Mr Etienne Henriet
E.T.C.A.
101 Rue Chapelle Beaussart
B-6032 MONT SUR MARCHIENNE
BELGIQUE

Mr Philippe Henry
S.E.P/D.P.L.S.
Forêt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr Daniel Herlemont
Responsable Div. Système Operations
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mme Fabienne Heroux
Ingénieur
AEROSPATIALE
B.P. 11
33165 SAINT-MEDARD-EN-JALLES CEDEX

Mr Motoki Hinada
INSTITUT OF SPACE & ASTRONAUTIC. SCIENCE
3-1-1 Yoshinodai,
Sagamihara,
KANAGAWA 229
JAPON

Mr Claude Honvault
E.S.A.
18, Avenue Edouard Belin
31400 TOULOUSE

Mr A. Houdart
Chef du Service Marché Spécial
AIR LIQUIDE
75 Quai d'Orsay
75007 PARIS

Mr Bernard Houze
C.N.E.S. /H/SO/GS
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Bernard Hubert
Chef de Département Intégration Satellite
AEROSPATIALE
100 Bld du Midi
B.P. 99
06322 CANNES LA BOCCA CEDEX

Mr Dieter Husung
ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Postfach 10 59 09
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr Gilles Huvet
Ingénieur
C.I.S.I. INGENIERIE
3 Rue le Corbusier
SILIC 232
94528 RUNGIS CEDEX

Mr Ulf Högman
Head Of Analysis Section
SWEDISH SPACE CORPORATION, ESRANGE
Box 802
S-98128 KIRUNA
SUEDE

Mr A. Ivanchenkov
SOVIET CENTRE TRAINING OF COSMONAUTS
Moscow Aviation Institute
Volakolamskoe Schosse, 4
125871 MOSCOU, GSP
U.R.S.S.

Mr Dominique Jaeger
INTERTECHNIQUE
B.P.101
Av.des ANDES ZA de COURTABOEUF
91943 LES ULIS CEDEX

Mr Michel Jean-Baptiste
C.N.E.S.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Louis Jeannot
Chef du Service Contrats Indust. & Op.
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Bernard Jeanteur
TECHNICATOME
B.P 17
91192 GIF SUR YVETTE

Mr Vincent Jestin
Sous-Directeur Technique
C.E.M.
B.P. 43
83800 TOULON NAVAL

Mr Jacques Joniot
C.N.E.S.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Jean-Pierre Joyeux
Directeur Technique et Industriel
S.E.P.
24 Rue Salomon de Rothschild
B.P. 303
92156 SURESNES CEDEX

Mr Marc Juckler
E.T.C.A.
101 Rue Chapelle Beaussart
B-6032 MONT SUR MARCHIENNE
BELGIQUE

Mme Brigitte Kaldeich
Editor Publications Division
E.S.T.E.C.
Keplerlaan 1
Postbus 299
2200 AG NOORDWIJK
PAYS BAS

Mr Andreas Karweger
EUROPEAN SPACE REPORT
P.O. Box 140 280
D-8000 MUNICH 5
ALLEMAGNE

Mr Pierre Kaufeler
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Mr Reinhard Kiehling
D.L.R.-G.S.O.C.

D-8031 OBERPFAFFENHOFEN
ALLEMAGNE

Mr Kraffe de Laubarede
PROGESPACE
26 Rue Dumont d'Urville
75116 PARIS

Mr N. Krasilshikov
SOVIET SPACE FLIGHT CONTROL CENTRE
Volokolamskoje Shosse, 4
GSP
125871 MOSCOU
U.R.S.S.

Mr Marc Kudlikowski
E.S.A. /HERMES Op
18, Avenue Edouard Belin
31400 TOULOUSE

Mr Jean Lacoste
Journaliste
PRESSE SCIENTIFIQUE , TECHNIQUE
ET SOCIO-ECONOMIQUE
B.P. 246
75264 PARIS CEDEX 06

Mr Dietrich Lammers
E.S.A.
8/10 Rue Mario Nikis
75738 PARIS CEDEX 15

Mr Pierre Langereux
Rédacteur en Chef Adjoint
AIR ET COSMOS
6 Rue Anatole de la Forge
75858 PARIS CEDEX 17

Mr Guy Laslandes
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Jean-Pierre Launay
Direction Aff.Milit. & Spatiales
FRAMATOME
Tour Fiat - Cedex 16
92084 PARIS LA DEFENSE

Mr Gérard Laurans
S.A.T. CONTROL
Naurouze - Labege Innopole
B.P. 113
31328 LABEGE CEDEX

Mr Pierre Laurence
CR2A
19 Avenue Dubonnet
92411 COURBEVOIE

Mr J. Claude Le Gall
C.N.E.S. /CG/DA/PN
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Bernard Le Sauter
C.N.E.S. /SDS
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Eric Lefort
E.S.A.
8/10 Rue Mario Nikis
75738 PARIS CEDEX 15

Mr Jérome Legenne
C.N.E.S.
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Jean Claude Lehembre
Chef du Service Optique
CENTRE D'ESSAIS DES LANDES
B.P. 3
40115 BISCAROSSE AIR

Mr Jeff Lenorovitz
31 Rue Faidherbe
94160 ST MANDE

Mr Mario de Leo
Président
DATA SPAZIO
Via Simone Martini 143
I-00142 ROMA
ITALIE

Mme Thérèse Leroux
THOMSON-CSF
Système Défense & Control
18, Avenue du Maréchal Juin
92363 MEUDON LA FORET CEDEX

Mr Bernard Letaillieur
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Pierre Letalle
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Daniel Levi
Directeur Général
C.N.E.S.
2 Place Maurice Quentin
75039 PARIS CEDEX 01

Mr David Levy
E.S.A.- C.N.E.S. /Hermès
18, Av. Ed. Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Vladimir Lispatopadov

Mr Joseph P. Loftus
N.A.S.A.
Johnson Space Center
2101 NASA Road One
HOUSTON TX 77546
U.S.A

Mr François Lu
18 Rue Sintè
92290 CHATENAY MALABRY

Mr Egea M. Luis Carlos
Ingénieur Supérieur
I.N.T.A. /S.N./
Carretera Ajalvir Km4
Torrejon de Ardoz
E-28850 MADRID
ESPAGNE

Mr Helmut Luttmann
Manager Columbus Operations
ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Postfach 10 59 09
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr Klaus Lötzerich
Ingénieur
D.L.R.
Linder Höehe
Postfach 90 60 58
D-5000 KOELN 90
ALLEMAGNE

Mr Pierre Madon
Director
INTELSAT
3400 International Drive
WASHINGTON D.C.20008-3098
U.S.A.

Mr Serge Magen
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Philippe Mahieux
CEGELEC /COMSIP
3 Rue Armand & Etienne Peugeot
92508 RUEIL-MALMAISON CEDEX

Dr J.G. Malan
OVERBERG TEST RANGE
Private Bag X12
BREDASDORP, 7280
AFRIQUE DU SUD

Mr V.V. Malyshev
MOSCOW AVIATION INSTITUTE
Wolokolamskoe shosse, 4
MOSCOU, 125871 GSP

Mr Jean-Yves Marchal
17-19 Rue de Lausanne
Tour C
67000 STRASBOURG

Mr Lennart Marcus
SWEDISH SPACE CORPORATION, ESRANGE
Box 802
S-98128 KIRUNA
SUEDE

Mr D. Marle
Journaliste
JOURNAL DU DIMANCHE

Mr Franck Martel
AEROSPATIALE /TKM
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr l' I.C.A. Philippe Martelli
Directeur
C.T.M.E.
16 Ave.Prieur de la Cote d'or
94114 ARCUEIL CEDEX

Mr Gilbert Marthon
S.G.D.N.
51, Bld de Latour-Maubourg
00450 PARIS ARMEES

Mr Francis Marti
Chef du Service Composante Spatiale
ALCATEL-ESPACE
26 Av. Jf. Champollion
B.P. 1187
31037 TOULOUSE

Mr Jean-François Martin
Responsable Assurance Produits
DASSAULT AVIATION
C.S.D. - Immeuble Pythagore
Av. D. Daurat - B.P. 23
31701 BLAGNAC

Mr Jean-Claude Maurize
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Paul Mazoyer
THOMSON-CSF
Système Défense & Control
18, Avenue du Maréchal Juin
92363 MEUDON LA FORET CEDEX

Mr Harold E. Mc Donnell
Vice-Président
HUGUES COMMUNICATIONS INC.
P.O. Box 92424
Worldway Postal Center
LOS ANGELES, CA 90009
U.S.A.

Mr Neil Mc Rae
INMARSAT
40 MELTON STREET
LONDON NW1 2EQ
ANGLETERRE

Mr George W. Mead, Iii
Executive Director Space Industry
HAWAII SPACE DEVELOPMENT AUTHORITY
Office Of Space Industry
P.O. Box 2359
HONOLULU, HAWAII 96804
U.S.A.

Mr Bruno Meijer
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Alain Menez
Directeur Secteur Militaire Spatial
FRAMATOME
Tour Fiat - Cedex 16
92084 PARIS LA DEFENSE

Mr Horst Michaelis
Head Of Main Dept. Operations
M.B.B. - ERNO /DASA
Huenefeldstr. 1-5
D-2800 BREMEN
ALLEMAGNE

Mr Henri Michaud
Chef de Projet Hermes
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Michel Mignot
Sous-Directeur Sol
C.N.E.S. /SDS
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Sumio Miida
N.A.S.D.A. /Launch Op
2-10-1 Shibadaimon
Minato-Ku
TOKYO 105
JAPON

Mr Amédée Mollard
CR2A
19 Avenue Dubonnet
92411 COURBEVOIE

Mr Jean-Louis de Montlivault
2 Allée des Chataigniers
Le Monastère
92410 VILLE D'AVRAY

Mr Charles Moonen
Directeur
FRANKI S.A.
Rue Grétry 196
4020 LIEGE
BELGIQUE

Mr Antonello Morani
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Mr René Morel
S.E.P/D.P.L.S.
Forèt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr Martin Francis Moreno
Ingénieur Supérieur
I.N.T.A.
Carretera Ajalvir Km4
Torrejon de Ardoz
E-28850 MADRID
ESPAGNE

Mr Hidehiko Mori
N.A.S.D.A.
2-4-1 Hamamatsu-cho
Minatoku
TOKYO 105
JAPON

Mr Michel Morlon
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Mr Jimmey R. Morrell
9TH SPACE DIVISION, U.S.A.F.

PATRICK AFB, FL 32925-6001
U.S.A.

Mrs Margie Morrell
9TH SPACE DIVISION, U.S.A.F.

PATRICK AFB, FL 32925-6001
U.S.A.

Mr Gilles Mortal
AEROSPATIALE /TK VG
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr E. Moulaert
EUTELSAT
Tour Maine Montparnasse
33 Av du Maine
75755 PARIS CEDEX 15

Mr René Mourier
S.E.P/D.P.L.S.
Forèt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mme Monique Moury
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mle Sophie Moysan
Juriste
FAUGERE ET JUTHEAU
25 Rue d'Astorg
75008 PARIS

Mr Armando Murolo
FIAT SPAZIO
Via Quattrofontane 16
00184 ROME
ITALIE

Mr Rolf E. Münch
Head Of Orbit Attitude Div.
E.S.O.C.
Robert Bosch Strasse 5
D-6100 DARMSTADT
ALLEMAGNE

Dr Takashi Nakajima
Associate Professor
INSTIT. OF SPACE & ASTRONAUTICAL SCIENCE
3-1-1 Yoshinodai, Sagamihara
KANAGAWA 229
JAPON

Mr W. Nallo
Manager
INTELSAT
3400 International Drive
WASHINGTON D.C.20008-3098
U.S.A.

Mr Andrea Nano
ALENIA SPAZIO
Corso Marche, 41
10146 TORINO
ITALIE

Mr Alain Nardou
Adjoint au Directeur du Dépt.
INTERTECHNIQUE
B.P.101
Av.des ANDES ZA de COURTABOEUF
91943 LES ULIS CEDEX

Mr Patrice Naudy
DASSAULT AVIATION
78 Quai Marcel Dassault
92214 SAINT CLOUD

Mr Frédéric Ngo
D.G.A. / D.EN.
Direction des Engins
00460 ARMEES

Mr Harvey Nimmo
Manager Columbus Mtff Aiv
ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Postfach 10 59 09
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr Manfred Nordhoff
ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Op 103
Hünefeldstrasse 1-5
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr Philippe Noël
C.N.E.S.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Robert Parkinson
Head Of Space Infrastructure
BRITISH AEROSPACE
Argyle Way, STEVENAGE
HERTFORDSHIRE SG1 2AS
GRANDE BRETAGNE

Mr Fiona Pearson
Business Manager
LOGICA AEROSPACE AND DEFENCE
Cobham Park
Downside Bridge Road
COBHAM, SURREY KT11 3LX
GRANDE BRETAGNE

Mr John S. Perkins
Director
HUGUES COMMUNICATIONS INC.
1990 Grand Avenue
EL SEGUNDO, CA 90245
U.S.A.

Mr Juergen Pfennigstorf
E.S.A. - PROGRAMME HERMES
Bâtiment Euler
18 Av. Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Pierre Pochon
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Michel Poulet Mathis
THOMSON-CSF
Système Défense & Control
18, Avenue du Maréchal Juin
92363 MEUDON LA FORET CEDEX

Mr P. Oppetit
INMARSAT
40 MELTON STREET
LONDON NW1 2EQ
ANGLETERRE

Mr Thierry Pasdeloup
CHRISTOL CONSULTANTS
24 Grande Rue Nazareth
31000 TOULOUSE

Mr Jean Claude Pennanech
C.N.E.S. /SP/M
2 Place Maurice Quentin
75039 PARIS CEDEX 01

Mr Michel Petit
Délégué Général à l'Espace
MINISTERE DES P.T.& ESPACE
20 Avenue de Ségur
75700 PARIS CEDEX 07

Mr Philippe Pham
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Franck Poirrier
Chef du Service Traitmt.Info.Scientifique
CENTRE D'ESSAIS DES LANDES
B.P. 3
40115 BISCAROSSE AIR

Mme Claudine Pradelles
Chef du Service Intelligence Artificielle
DASSAULT AVIATION
Direction Programme Hermès
17 Avenue Didier Daurat B.P.23
31701 BLAGNAC CEDEX

Mr Hubert Palmiéri
Directeur Chargé de Mission (D.G.)
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr André Payet
AEROSPATIALE
100 Bld du Midi
B.P. 99
06322 CANNES LA BOCCA CEDEX

Mr Jean-Pierre Penot
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Louis Petitcolas
CAMPENON BERNARD
98 Boulevard Victor Hugo
92115 CLICHY

Mr Alfred Pietrass
D.L.R.-G.S.O.C.

D-8031 OBERPFAFFENHOFEN
ALLEMAGNE

Mr Porteneuve
C.N.R.S. /Aéronomie
B.P. 3
91371 VERRIERES LE BUISSON CEDEX

Mr Claude Prigent
Directeur de Division
DASSAULT AVIATION
Route Militaire
B.P. 12
78141 VELIZY VILLACOUBLAY CEDEX

Mr Pol Prigent
C.N.E.S.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Victor Gustavo Priotto
ALENIA SPAZIO
Corso Marche, 41
10146 TORINO
ITALIE

Mr Roberto Provera
ALENIA SPAZIO
Corso Marche, 41
10146 TORINO
ITALIE

Mr André Quancard
PROGESPACE
26 Rue Dumont d'Urville
75116 PARIS

Mr Alain Ragot
C.N.E.S.
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Philippe Rasse
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Alexandre Rehbinder
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr André Remondière
Directeur du C.S.G.
C.N.E.S.
CENTRE SPATIAL GUYANAIS
B.P. 726
97310 KOUROU

Mr Jean Claude Renou
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Friedhelm Reuss
DORNIER
Postfach 1420
W-7990 FRIEDRICHSHAFEN
ALLEMAGNE

Mr Tiago D. Silva Ribeiro
Vice-Director Cta/Iae
CENTRO TéCNICO AEROSPACIAL
Instituto de Aeronautica
E Espaço
12225 SAO JOSE DOS CAMPOS,SP
BRESIL

Mr Claude Ricaud
Sous-Directeur Innovation
MATRA ESPACE /Inf.Rés.
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Laurent Rinn
THOMSON-CSF
Division SDC
1,Rue des Mathurins
92223 BAGNEUX CEDEX

Mr Alain Riveron
D.En
Tour D.G.A.
26 Boulevard Victor
00460 PARIS ARMEES

Mr William H. Rock
N.A.S.A.
Kennedy Space Center
Code Pt
KENNEDY SPACE CENTER, FL.32899
U.S.A.

Mr Jean-Gérard Roussel
Directeur Général Qualité
DASSAULT ESPACE
78 Quai Marcel Dassault
92214 SAINT CLOUD CEDEX

Mr Jean-Pierre Rouzeval
AEROSPATIALE
Programme Hermes
B.P. 89
31703 BLAGNAC CEDEX

Mr Francis Ruiz
Directeur Technique
PROGESPACE
17, Ave Didier Dorat
Zac de l'Aéroport - Imm.Thalès
31700 BLAGNAC

Mr Joachim Rybakowski
Manager Of Marketing
STN SYSTEM TECHNIK NORD
Dmt Marine Technik Gmbh
Behringstr. 120
D-2000 HAMBOURG 50
ALLEMAGNE

Mr Luigi P.G. Salomone
231 Corso Lombardia
10151 TURIN
ITALIE

Mr Serge Sampoux
S.A.T. CONTROL
Naurouze - Labege Innopole
B.P. 113
31328 LABEGE CEDEX

Mr Alain Savary
C.N.E.S. /SDS
Rond Point de L'Europe
91023 EVRY CEDEX

Mr Norbert Scherrer
Chef Département Moyens
S.E.P/D.P.L.S.
Forèt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr Franz Schlude
G.S.O.C. - D.L.R.
Oberpfaffenhofen
D-8031 WESSLING
ALLEMAGNE

Mr F. Schwan
MBB ERNO RAUMFAHRTTECHNIK GMBH
Hunefeldstrasse 1-5
D-2800 BREMEN 1
ALLEMAGNE

Mr Otto Schwarz
Head Of Section
D.A.R.A. DEUTSCHE AGENTUR FUR RAUMFAHRT
Pittersdorfer Strasse 93
5300 BONN 2
ALLEMAGNE

Mr Aldo Scotti
Sales Manager
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Peter B. de Selding
Journaliste
SPACE NEWS
41 Rue Ybry
92522 NEUILLY CEDEX

Mr Hermann Sepp
Director
M.B.B.
Postfach 80 11 69
D-8000 MUNICH 80
ALLEMAGNE

Mr Raymond Serradeil
S.O.D.E.R.N.
20 Avenue Descartes
B.P. 23
94451 LIMEIL BREVANNES CEDEX

Mr Y. Shoji
Director
N.A.S.D.A.
European Representative Office
3 Avenue Hoche
75008 PARIS

Mr Alvin Shoop
EXPERT SYSTEMS CONSULTING
41 West 83 Road
NEW YORK, N.Y. 10024
U.S.A.

Mr Aleksey V. Sichevoy
Assistant Professor Dept. Of Rocket Motors
DNIEPROPETROVSK ST. UNIVERSITY
72 Gagarin Av.
DNIEPROPETROVSK 320625
U.R.S.S.

Mme Mercedes Sierra
SENER
R.FERNANDEZ VILLAVERDE 65
E-28003 MADRID
ESPAGNE

Mr Rolf Skatteboe
Technical Coordinator Space Science
NORWEGIAN SPACE CENTRE
P.O. Box 85
Smestad
N-0309 OSLO 3
NORVEGE

Mr Jerome Sokol
THOMSON-CSF/DAO
147 Rue Yves le Coz
78008 VERSAILLES

Mr Roger Solari
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Michel Soucaret
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mme Anne-Catherine Souchon
51 Route de la Reine
92100 BOULOGNE BILLANCOURT

Mme Isabelle Sourbès
Chargé de Recherche
C.N.R.S. /IMAGEO
191 Rue St Jacques
75005 PARIS

Mr Eugene Stansbery
N.A.S.A.
Johnson Space Center
2101 NASA Road One
HOUSTON TX 77546
U.S.A

Mr Michel Starozinski
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Albert Taieb
S.E.P/D.P.L.S.
Forêt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr Yves Tanguy
DIRECTION DES ENGINS
Groupe Naval d'Essais
Et de Mesures
29240 BREST NAVAL

Mr Jean-Paul Teillard
AEROSPATIALE /TM/M
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Gérard Terrée
S.A.T.
41 Rue Cantagrel
75631 PARIS CEDEX 13

Mr Dominique Thevenot
5 Rue du Manoir
Bois Jérôme
27620 GASNY

Mr Régis Thevenot
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr F.W. Thomas
Consultant
HOUWTEQ
Private Bag X8
GRABOUW 7160
AFRIQUE DU SUD

Mr Christian Tinturier
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Anne Tomatis
AEROSPATIALE
Route de VERNEUIL
B.P. 96
78133 LES MUREAUX CEDEX

Mr Pierre Tomiak
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Marc Tosques
MATRA ESPACE /Inf.Rés.
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Yves Trempat
Directeur Adjoint Chargé des Tech.
C.N.E.S.
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX

Mr Michel Triquart
Conseiller Technique
S.E.P/D.P.L.S.
Forêt de Vernon
B.P. 802
27207 VERNON

Mr Rainer Türk
MAN GHH
Ginsheimer Stasse 1
D-6095 GINSHEIM-GUSTAVSBURG
ALLEMAGNE

Mr Didier Ullmann
Chargé des Affaires Internation.
MINISTERE DES P.T.E.
Délégation Générale a l'Espace
20 Avenue de Ségur
75700 PARIS

Mr Pierre Usunier
58, Rue de Sèvres
92100 BOULOGNE BILLANCOURT

Mr Johan Van Vreckem
Project Manager Of Hfcc
BELL C/O SAT CONTROL
Le Navrouze - Voie N° 3
Labege - Innopole
31675 LABEGE

Mr Francis Vanderhaeghen
Directeur Général
SPACEBEL INFORMATIQUE S.A.
Chaussée de la Hulpe 177
Boite 14
B-1170 BRUXELLES
BELGIQUE

Mr J. Venter
OVERBERG TEST RANGE
Private Bag X12
BREDASDORP, 7280
AFRIQUE DU SUD

Mr François Vergès
MATRA ESPACE
Rue des Cosmonautes
Z.I. du Palays
31077 TOULOUSE CEDEX

Mr Jean-Marc Verraes
D.En
Tour D.G.A.
26 Boulevard Victor
00460 PARIS ARMEES

Mr Roger Vidal
9 Av Jean Racine
92330 SCEAUX

Mr Bernard Wagner
Chef de Projet
ALCATEL-ESPACE
26 Av. Jf. Champollion
B.P. 1187
31037 TOULOUSE

Mr Ken Ward
Secrétaire Premier
AMBASSADE D'AUSTRALIE
4 Rue Jean Rey
75015 PARIS

Mme Martina Weber
Secrétaire de Mr Palmiéri
ARIANESPACE
Boulevard de l'Europe
B.P. 177
91006 EVRY CEDEX

Mr Shi Xusheng
XI'AN SATELLITE CONTROL CENTER (XSCC)
P.O. Box 505
XI'AN, SHAANXI
CHINE

Mr Dominique Zobler
SAT CONTROL /HERMES
18, Avenue Edouard Belin
31055 TOULOUSE CEDEX