

UNCLASSIFIED

Defense Technical Information Center
Compilation Part Notice

ADP014198

TITLE: Developpements numeriques recents realises en aeroelasticite chez Dassault Aviation pour la conception des avions de combat modernes et des avions d'affaires

DISTRIBUTION: Approved for public release, distribution unlimited
Availability: Hard copy only.

This paper is part of the following report:

TITLE: Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advanced Modelling and Virtual Simulation [La reduction des couts et des delais d'acquisition des vehicules militaires par la modelisation avancee et la simulation de produit virtuel]

To order the complete compilation report, use: ADA415759

The component part is provided here to allow users access to individually authored sections of proceedings, annals, symposia, etc. However, the component should be considered within the context of the overall compilation report and not as a stand-alone technical report.

The following component part numbers comprise the compilation report:
ADP014142 thru ADP014198

UNCLASSIFIED

Développements numériques récents réalisés en aéroélasticité chez Dassault Aviation pour la conception des avions de combat modernes et des avions d'affaires

E. Garrigues, Th. Percheron
DASSAULT AVIATION
DGT/DTA/IAP
F-92214, Saint-Cloud Cedex
France

1. Introduction :

Il y a encore quelques années, le développement des méthodes et des outils de calcul en aéroélasticité constituait chez Dassault aviation un challenge important. L'outil de calcul CATIA-ELFINI-AEROELASTICITY connaissait à cette époque un essor important, soutenu par des budgets et des équipes de développement conséquents, ainsi que par des besoins grandissants dans le domaine du design et de la justification d'avions modernes tels que RAFALE ou FALCON 2000.

Aujourd'hui, les priorités changent et visent principalement à parvenir à maîtriser complètement les outils complexes disponibles, plutôt que de rechercher de nouvelles méthodes. Des stratégies industrielles de calculs et d'essais sont mises au point autour des outils existants. Elles ont pour but de permettre à des ingénieurs de calculs spécialisés, mais aussi à des ingénieurs de conception dans les bureaux de dessin ou à des ingénieurs d'essais en vol, de disposer de modèles fiables au plus tôt dans le cours du projet et à réduire le nombre de configurations à tester, ainsi que le nombre d'essais en vol. L'objectif clairement affiché est la maîtrise des risques et des coûts en aéroélasticité dans le cadre du projet avion.

Dans les sections qui suivent, nous illustrons les points les plus importants de ces travaux chez Dassault Aviation. Nous mettons ainsi en relief :

- L'ensemble des méthodes de calcul aujourd'hui disponibles en aéroélasticité.
- La mise en œuvre de ces techniques dans le cadre de la maîtrise des risques et de la réduction des coûts.
- A plus long terme, les techniques d'optimisation indispensable pour permettre à l'avionneur de prendre en compte rationnellement dans ces plans de qualification et dans ses dossiers de justification les problèmes liés à la multiplicité et à la variabilité des configurations.
- L'utilisation systématique de méthodes de calibration des procédures de calculs et des modèles numériques sur des résultats d'essais réels.

Plus concrètement, nous donnons des éléments sur la qualité que l'on peut attendre aujourd'hui des prévisions, ainsi que les gains espérés en matière de réduction du nombre d'essais en vol.

2. Outils et méthodes disponibles en Aéroélasticité

2.1 Etat de l'art en aéroélasticité linéaire

Sur le plan théorique, l'état de l'art en aéroélasticité linéaire est encore globalement fondé sur la méthodologie linéaire classique, dont les principes étaient déjà bien établis dans les années 60. Le détail des méthodes, les stratégies de calcul et les techniques de calibration associées

ont été largement décrits dans la Réf [1]. Nous en résumons les principales caractéristiques dans cette section.

Les modèles mathématiques intervenant dans la chaîne de calcul aéroélastique sont décrits ci-dessous :

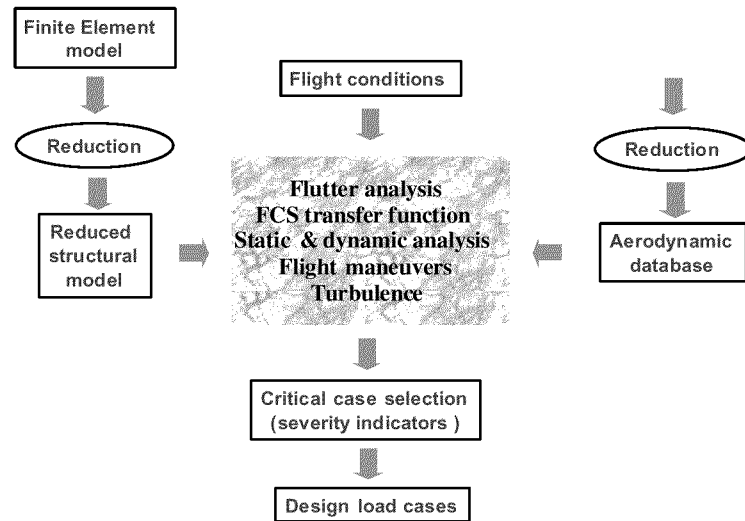


Figure 1: Aeroelastic analys process

On utilise un modèle élastique éléments finis (FEM) de l'avion complet comprenant de l'ordre de 10000 à 100000 degrés de liberté. Pour la modélisation aérodynamique une modélisation en potentiel linéaire par la méthode des singularités est établie dans le domaine fréquence. On pallie les imprécisions de ce modèle en recalant certains termes par des résultats de calculs CFD ou en les recalant sur des résultats d'essais en soufflerie ou d'essais en vol.

Le principe est alors d'effectuer les opérations lourdes sur le modèle éléments finis et sur le modèle aérodynamique indépendamment de toutes les configurations de vol et de toutes les répartitions de masses à considérer. Ces opérations lourdes sont les suivantes :

- Le calcul des déplacements du modèle éléments finis pour quelques centaines de chargements de base. Ces chargements de base correspondent à des charges unitaires de pression ou d'inertie par zones. Tout chargement statique ou dynamique peut être représenté par combinaison linéaire des chargements de base.
- La construction du modèle aérodynamique exprimant les charges aérodynamiques stationnaires et instationnaires dans la base de charges précédentes, en fonction du mouvement de l'avion. Ce mouvement est défini par une combinaison de formes de base aérodynamiques indépendantes des degrés de liberté du modèle élastique.
- L'extraction, à partir de ces modèles élastiques et aérodynamiques encombrants des 'opérateurs de base condensés' contenant les seules données intervenant dans le couplage aéroélastique : matrices de rigidité et de masses réduites dans la base de charge, opérateurs de lissage des déformées éléments finis de base par les forces aérodynamiques de base, 'indicateurs de sévérité' des charges de base.

A partir de ces opérateurs de base, les calculs qui suivent sont très rapides :

- L'élaboration des coefficients des équations de l'aéroélasticité pour les configurations de vol et de masse considérées.
- Les analyses de stabilité (divergence et flutter).
- Le calcul du mouvement souple de l'avion en quasi-statique, ou en dynamique (incluant la prévision des fonctions de transfert pour les études de stabilité CDVE) avec le suivi des indicateurs de sévérité.
- La sélection des cas de charges dimensionnants.

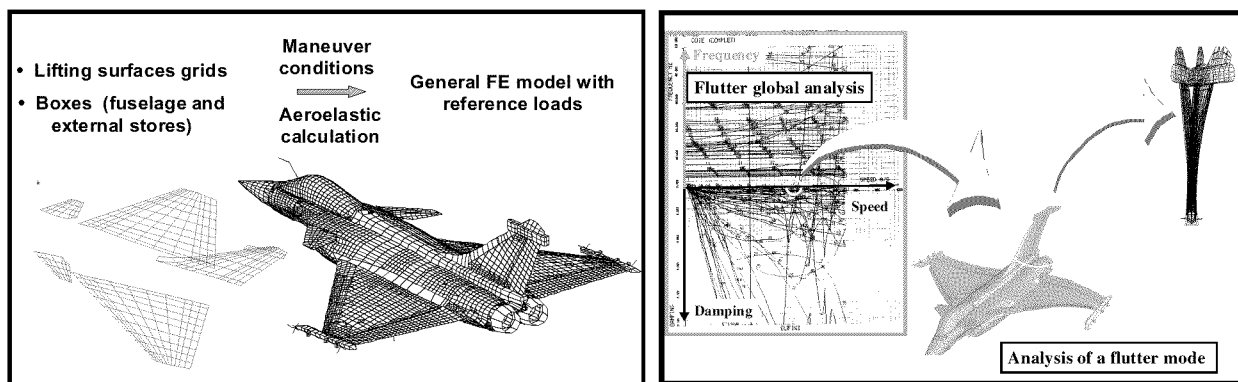


Figure 2: Linear aeroelasticity typical outputs

2.2 Prise en compte des non-linéarités

Afin d'illustrer les méthodes aujourd'hui disponibles et industrielles dans ce domaine, nous ne donnons ici que quelques exemples typiques de traitement des non-linéarités aéroélastique.

• Non-linéarités aérodynamiques :

En pratique, que ce soit en stationnaire ou en instationnaire, la méthode lourde consiste aujourd'hui à itérer avec une analyse d'aéroélasticité linéaire recalée à chaque itération sur des calculs CFD (full-potentiel, Euler, ...). Les efforts aérodynamiques provoqués par les déformations souples sont alors calculés par la méthode classique des singularités linéaires et servent de pré-conditionneur. La convergence est alors acquise en quelques itérations comme le montre la figure 3 (calcul du C_z d'un avion FALCON équilibré à 1g – $M=0.85$ – Couplage CATIA/ELFINI/AEROELASTICITY – EULER/EUGENIE) :

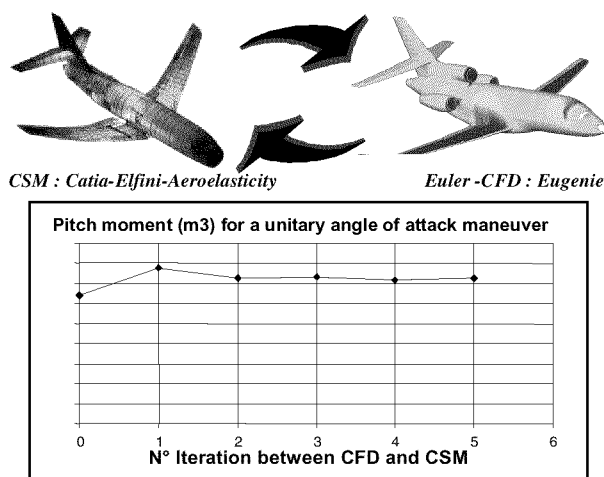


Figure 3: Example of iterative CSM-CFD coupling process

Même si l'augmentation des performances des moyens de simulation numériques permet d'envisager dans l'avenir l'utilisation plus courante d'outils CFD en aéroélasticité, le nombre de cas de calculs à balayer pour couvrir l'ensemble du domaine de vol et l'ensemble des configurations structurales restent trop importants pour pouvoir envisager l'utilisation massive de ces outils à moyen terme. On utilise donc plutôt, lorsque cela est possible, les outils de CFD linéarisés qui permettent d'intégrer les résultats de calcul CFD dans la structure de la base de données aéroélastique linéaire classique (Cf. § 2.1), ce qui permet d'en conserver les performances (coût, stabilité, précision). A titre d'illustration, la planche suivante donne l'exemple de forces généralisées instationnaires calculées sur les premiers modes de flexion/torsion voilure d'un FALCON 2000, par couplage de l'outil CATIA-ELFINI avec

l'outil EUGELIN (outil CFD Euler linéarisé – Cf. Réf [2]). Elles sont comparées aux mêmes forces généralisées calculées par la méthode linéaire classique des singularités.

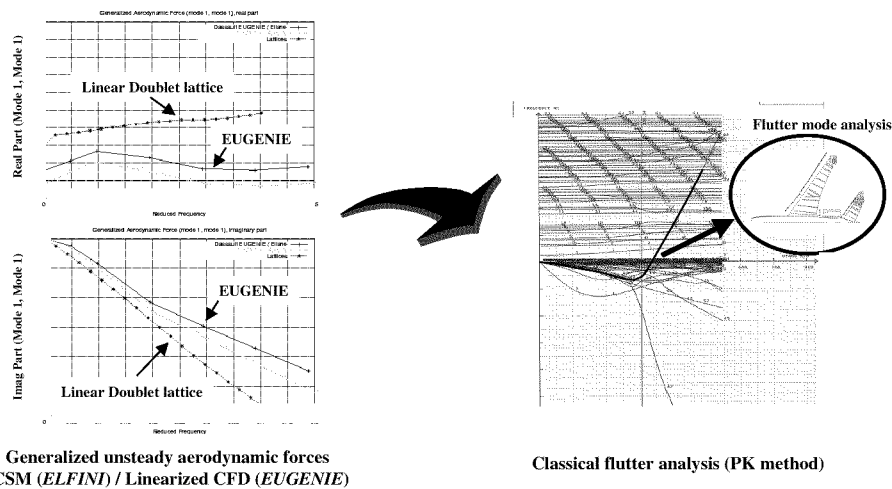


Figure 4: Example of generalized unsteady aerodynamic forces computed using linearized CDD

• Non-linéarités mécaniques :

Dans ce domaine, les types de non-linéarités les plus souvent rencontrées sur avion sont principalement dues :

- Aux effets des grandes rotations de l'avion (mécanique du vol),
- aux non-linéarités de contact liées à la présence de jeux mécaniques (rails, systèmes Fail-Safe, timonerie de servo-commandes, ...),
- aux couplages de l'avion avec des systèmes mécaniques à comportement non-linéaires (train d'atterrissage, servo-commandes, ejecteurs d'emports, ...).

Sur avion militaire, l'exemple typique illustrant la prise en compte de ces phénomènes est la modélisation des phases d'éjection en vol de bidons sous voilure de RAFALE (Cf. figure 5) ou la modélisation des phases de tirs de missiles sur rail au point extrême de voilure du RAFALE, pendant des manœuvres complexes de l'avion (Cf. figure 6).

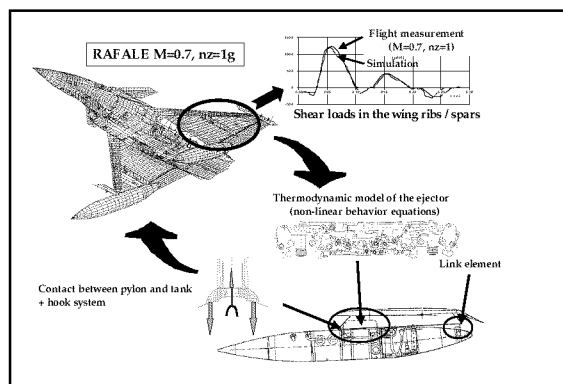


Figure 5: In-flight tank ejection simulation using CATIA-ELFINI-AEROELASTICITY

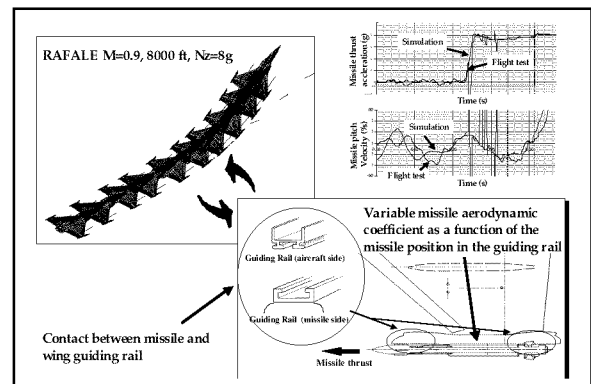


Figure 6: In-flight wing-tip missile launch simulation using CATIA-ELFINI-AEROELASTICITY

Dans ces deux cas, l'outil de calcul doit pouvoir rendre compte avec une bonne précision du couplage simultané des 3 types de non-linéarités précédentes dans la simulation.

Il est à noter que ces analyses non-linéaires nécessitent des intégrations dans le domaine temporel avec formulation préalable des forces aérodynamiques instationnaires dans ce domaine. Les techniques utilisées pour cela sont issues des travaux de Karpel (Cf. Réf. [3]) sur la rationalisation des forces aérodynamiques instationnaires (Cf. figure 7).

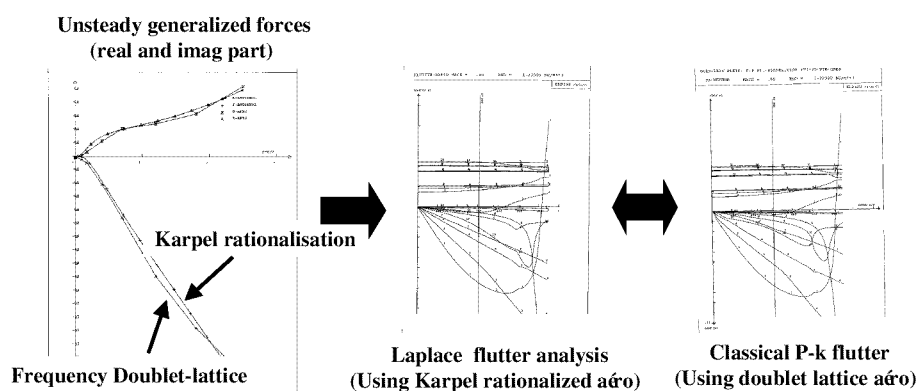


Figure 7: Rationalization of unsteady aerodynamic forces using Karpel method

2.3 Recherche des configurations les plus critiques

Les moyens d'analyse de l'aéroélasticité que nous venons de présenter dans les sections précédentes sont extrêmement utiles pour le calcul d'une configuration particulière de l'avion. Cependant, l'activité de calcul aéroélastique se traduit par un nombre important (voire infini) de configurations structurales et massiques à étudier.

En général, le balayage des cas de calcul s'effectue sur un choix a priori des configurations les plus critiques. La pertinence de ce choix repose sur l'expérience du calculateur et sur sa compréhension des phénomènes physiques.

Dans le cas des calculs de flutter, nous avons été amené à développer un outil d'optimisation pour la recherche des configurations les plus critiques (configurations dites 'les pires'), afin de guider le raisonnement du calculateur, limiter les risques d'oublis et appuyer la démonstration qui conduit au choix de ces configurations. Cet outil est également utilisé pour permettre de tester la sensibilité des analyses de flutter vis à vis des paramètres incertains des modélisations (paramètres 'flous' des modélisations : position du réservoir dans les réservoirs, rigidité des interfaces, interactions aérodynamiques complexes, ...).

Les principes théoriques de cet outil ont été abondamment décrits dans la référence [4].

3. Exemple de retombées des études aéroélastiques sur la maîtrise des risques et des coûts : études dites 'de transposition'

Les études dites 'de transposition', mises en place chez Dassault Aviation ces dernières années sur les programmes MIRAGE 2000 et RAFALE, concernent la stabilité aéroélastique (flutter) et aéroservoélastique (accrochage du système de commande de vol sur la structure) de l'avion. Elles ont pour objectifs :

- De prédire par calcul, avec un niveau de précision suffisant, le flutter et les fonctions de transfert souples CDVE¹, pour les configurations de base de l'avion.
- De vérifier et de recalculer éventuellement ces prévisions sur la base d'essais de vibrations au sol et/ou en vol.

¹ On appelle fonction de transfert CDVE les fonctions de transfert des déformations souples au niveau des capteurs gyromètre et accéléromètre du système de commande de vol sur les braquages de gouvernes.

- De **transposer** ces résultats sans essais supplémentaires, pour toutes les versions d'avions (proto <-> série, monoplace <-> biplace, Air version <-> Marine version), dans tout le domaine de vol et pour toutes les sous-configurations.

Ceci suppose de disposer de modèles capables de prédire les instabilités aéroélastiques et les fonctions de transfert souples CDVE, dans tout le domaine de vol, quelque soit la complexité de la configuration et **avec un niveau de confiance maximal**. Ceci suppose également d'avoir maîtrisé, intégré et validé des méthodes de recalage expérimentales de modèle efficaces (Cf. §4).

Les retombées importantes attendues de ces études concernent :

- La vérification avant vol des marges de stabilité de l'avion : retombées **sur la maîtrise des risques**
- La définition des ouvertures de domaine de vol au 'juste assez' (définition des progressions des vols d'ouverture suivant les marges aux calculs) : retombées **sur la maîtrise des coûts**.

Le chemin critique de cet organigramme est constitué par les délais (souvent trop courts) entre la fin des essais au sol (dont le T0 est soumis à l'approvisionnement des maquettes d'emports) et le début des essais en vol d'ouverture de domaine. Opérationnellement, les plannings d'essais en vol doivent donc être organisés pour laisser suffisamment de temps à l'aéroélasticien pour calibrer les modèles élastiques sur la base des essais de vibrations au sol de l'avion. L'exploitation des vols d'ouverture de domaine donnera lieu, après coup, à un recalage de la partie aérodynamique instationnaire du modèle aéroélastique. Ce modèle sera alors utilisé pour transposer les résultats d'essais à tout le domaine de vol, aux sous-configurations et aux autres types d'avions (proto <-> série, monoplace <-> biplace, Air version <-> Marine version), ce qui permettra d'écrire les dossiers de justification de la définition de l'avion.

Afin d'illustrer la précision que l'on peut attendre aujourd'hui des modèles dans ce domaine, la figure ci-dessous donne les prédictions de la fonction de transfert 'Pitch/symmetric control surface deflection' du RAFALE au sol en présence de missiles aux points externes et médians de voilure et de 3 bidons lourds sous voilure et fuselage. Ces calculs sont comparés à des résultats d'essais de vibrations au sol dans 2 configurations : bidons pleins et bidons vides.

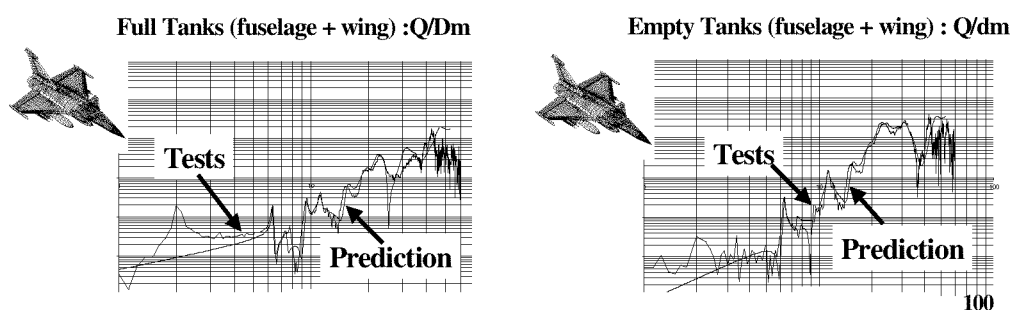


Figure 8: FCS transfer function prediction (on the ground)

Comme le montrent ces comparaisons, la précision du calcul est très bonne. Le modèle prédit bien en particulier le couplage des modes '2 nœuds fuselage' et 'tangage missile au point extrême de voilure', à 9.5 Hz et 11.5 Hz lorsque les bidons sont pleins, en un seul et même pic de fréquence 11 Hz, lorsque les bidons se vident. Comme le montrent le modèle et les essais, ce couplage conduit à une augmentation de la fonction de transfert de nature à diminuer la marge de stabilité des commandes de vol. Dans cette affaire, la bonne prévision des modèles

nous a permis, sur la base des calculs, de réduire le nombre de vols d'ouverture de domaine initialement prévus d'environ 50 % (6 vols réalisés au lieu des 12 initialement prévus).

Autre exemple d'illustration : la prédiction de l'influence d'un lest augmenté en pointe avant, sur la fonction de transfert en vol (Mach=0.6) 'Pitch/symmetric control surface deflection' du RAFALE en configuration Air/Air :

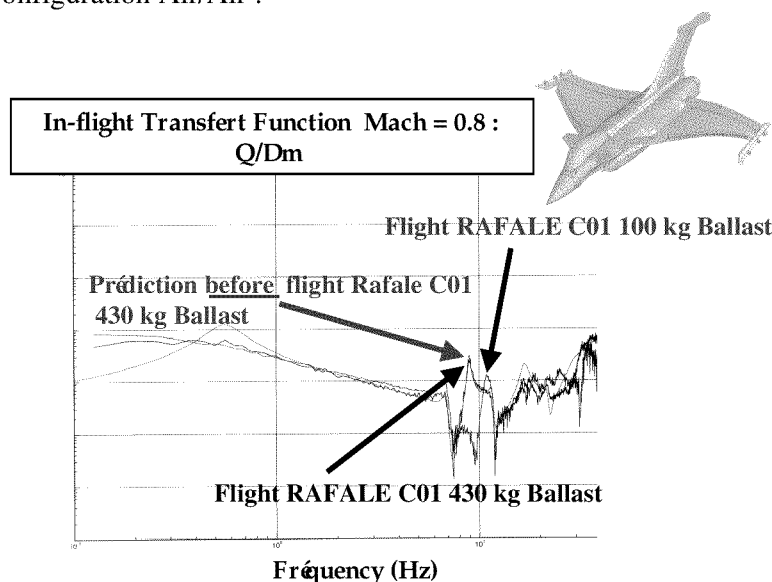


Figure 9: FCS transfer function prediction (on the ground)

Comme le montre ces courbes, le modèle aéroélastique prédit bien la diminution en fréquence du mode '2 nœuds fuselage' due à l'augmentation du lest. Cette diminution en fréquence se traduit a contrario par une augmentation de l'amplitude de ce pic en vol, qui peut être source d'accrochage des commandes de vol sur la structure si ce phénomène n'est pas correctement maîtrisé.

4. Validations expérimentales des procédures de calculs et des modèles

Comme il a été vu dans les sections précédentes, l'utilisation des outils de prédictions aéroélastiques dans le cadre de la maîtrise des risques et des coûts suppose que l'on progresse en parallèle sur les techniques expérimentales pour la validation des procédures de calcul et des modèles. Ceci suppose également un niveau de maîtrise comparable des méthodes expérimentales au sol et en vol.

La stratégie aujourd'hui retenue en la matière chez Dassault Aviation est globalement la suivante :

- Utilisation de maquettes souples en soufflerie pour la mise au point des outils, leurs validations et la formulation des procédures d'emplois. Cette tâche supporte également le choix des méthodes et des procédures d'analyse.
- Utilisation d'essais 'grandeur nature' sur avions au sol et en vol pour le recalage des modèles aéroélastiques qui serviront dans le cadre des programmes avions.

4.2 Maquettes souples en soufflerie

Le recours à des essais en soufflerie sur maquettes souples nous paraît capital. Il permet de mettre en correspondance mesures et modélisations, afin de valider les procédures et les méthodes de calculs en aéroélasticité. Il nous est en effet apparu très clairement dans le passé que l'utilisation de résultats d'essais réels permet de faire progresser et de valider les

techniques de calcul, en dévoilant des difficultés non décelables dans le cas de validations purement numériques.

Dans la mesure du possible, on s'arrange pour que l'organisation de ces essais suive une trame semblable à celle de l'enchaînement conception/calculs/essais d'un projet avion :

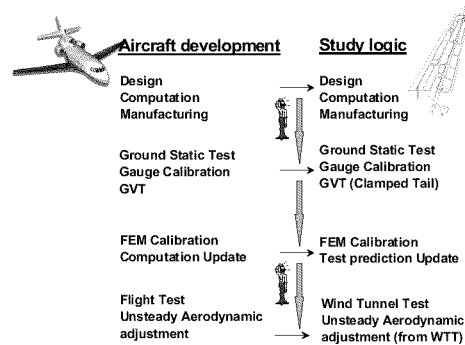


Figure 10: Flexible Wind Tunnel mock-up study logic

Un exemple typique d'étude expérimentale menée dans ce cadre a été réalisée en coopération avec l'ONERA, EADS et DASSAULT dans une étude financée par le MOD Français. Il s'agissait de l'étude en soufflerie (S2 – Modane) d'une maquette souple d'empennage horizontal d'avion de type AIRBUS dotée d'une gouverne de bord de fuite, en présence de jeux mécaniques. Cette étude avait pour but de valider notre méthodologie complète de calcul de flutter en présence de jeu mécanique intervenant pour la certification des timoneries Fail-Safe des empennages de nos avions FALCON. La figure 15 donne un extrait des résultats principaux de ces travaux. Le détail complet de la méthodologie, du montage et des résultats d'essais/calculs peut être trouvé dans la référence [5].

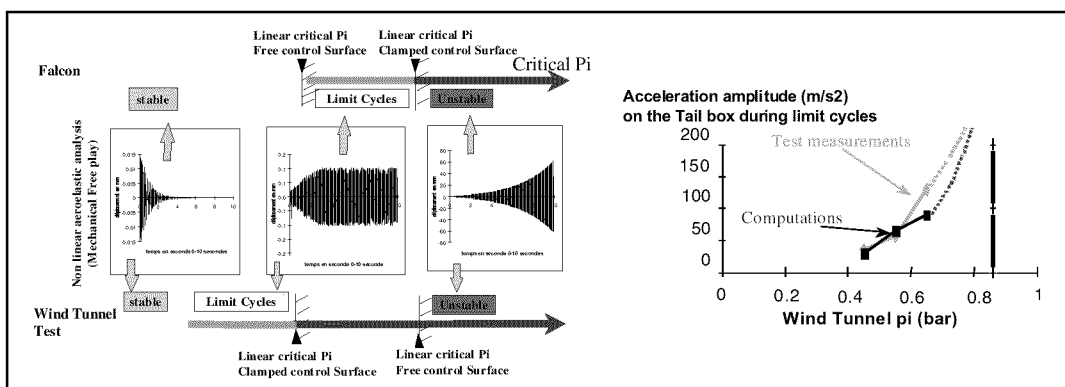


Figure 11: Flexible horizontal tail mock-up in WT : main results

Nous avons montré dans cette étude qu'en procédant à partir des modèles structuraux et aérodynamiques recalés classiquement, la simulation restituait les résultats d'essais à la fois qualitativement (comportement amorti, cycles limites et divergences) et quantitativement (niveaux d'accélération des cycles limites provoqués par les phénomènes de contact de l'axe de rotation de la gouverne sur les butées élastiques).

4.3 Essais réels sol et vol sur avion

Ces essais sont utilisés pour calibrer et valider les modèles aéroélastiques avions dans le cadre des études programmes. Ils sont effectués pour une configuration de base et quelques configurations identifiées comme les plus sensibles : on admet alors qu'après calibration sur ces essais, le modèle aéroélastique puisse représenter les autres configurations.

Les essais au sol sur avion (statiques ou vibrations sol) ont pour objectif de calibrer le modèle élastique de l'avion. Les caractéristiques modales identifiées lors de ces essais peuvent être utilisées pour remplacer le modèle dynamique théorique dans les calculs de flutter et ainsi évaluer les différences de vitesses critiques obtenues par rapport au calcul utilisant le modèle éléments finis. Les essais en vol (manœuvres, vibrations par les gouvernes) serviront eux à calibrer le modèle aérodynamique à travers la mesure des paramètres de vol, des accélérations rigides et des réponses de la structure (jauges et accélérations).

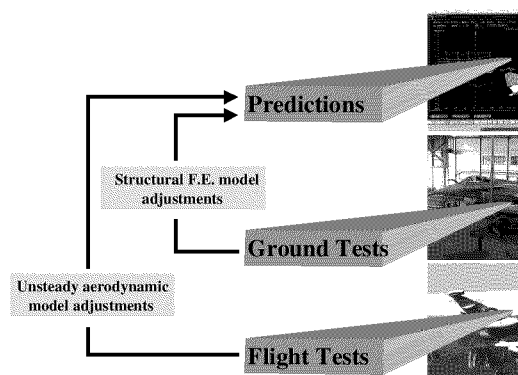


Figure 12: Test versus model calibration strategy

Les techniques associées de recalage des modèles élastiques sur les ‘modes mesurés’ et de la partie stationnaire des charges aérodynamiques ont été développées et intégrées dans notre code CATIA-ELFINI-AEROELASTICITY dans les années 80. Elles sont aujourd’hui utilisées industriellement dans le cadre des programmes avions et ont fait l’objet de nombreux articles de notre part qui les détaillent (Cf. Réf. [6] et [7] par exemple). Ces outils sont fondés sur une technique mathématique originale d’identification de modèles.

Ces dernières années, notre effort a essentiellement porté sur les outils de recalage des charges aérodynamiques instationnaires, sur la base des essais de vibrations en vol (Cf. figure 16). Dans ces méthodes, nous utilisons toujours la même approche mathématique (Cf. Réf. [8]) :

- Les paramètres d’ajustement λ , inconnues du problème, sont soit les forces généralisées instationnaires, soit directement les composantes des champs de pression sur la grille aérodynamique.
- La fonction de coût à minimiser est l’écart entre les valeurs λ recherchées et leurs valeurs théorique λ_{th} dans le modèle.
- Les contraintes à respecter sont les équations de restitution, par le modèle, des fréquences et des amortissements des modes aéroélastiques mesurés à une précision ϵ donnée.

Afin d’illustrer le fonctionnement de cette méthode dans le cadre du recalage des champs de pressions sur la grille aérodynamique, nous l’appliquons au cas du calcul en flutter de la maquette en soufflerie souple décrite en Réf. [5]. Le diagramme à gauche de la figure 18 donne la prévision de calcul comparée aux mesures en soufflerie. On constate que la vitesse de flutter est surestimée par le calcul par rapport à la mesure. Le diagramme de droite de la figure 18 donne la courbe de flutter après recalage des champs de pressions instationnaires à partir des deux premiers points de fréquences et amortissements mesurés à 37800 Pa et 60000 Pa (**points nettement inférieurs à la vitesse critique**). Comme le montre ce diagramme, le calcul, recalé à l’aide de points de mesures nettement inférieurs à la vitesse de flutter, prédit désormais la bonne vitesse critique à 84500 Pa.

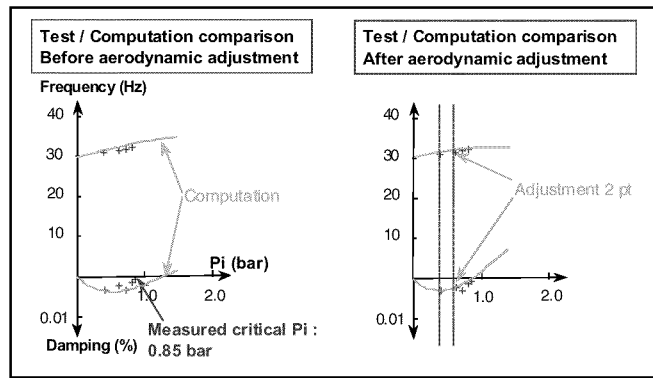


Figure 13: Example of unsteady aerodynamic adjustment on WT tests

Un autre exemple de résultat de cette méthode a été obtenu lors du recalage des forces généralisées instationnaires du MIRAGE F1. La configuration d'étude est représentée sur la figure suivante :

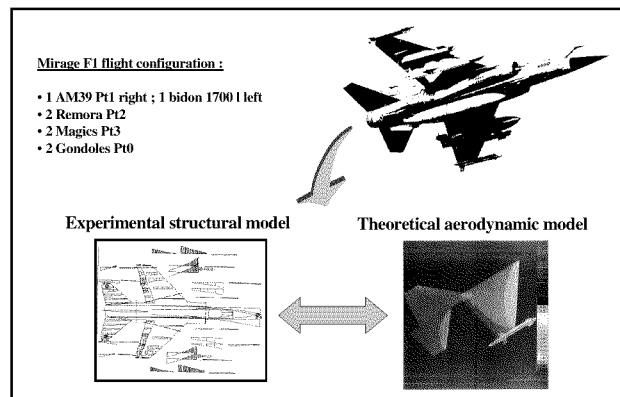


Figure 14: Mirage F1 : configuration studied

A partir de cette configuration, un calcul couplant les modes mesurés au sol de cette configuration à un modèle théorique de forces aérodynamiques instationnaires par la méthode des doublets a été réalisé. La comparaison essais/calculs en flutter est présentée sur la figure suivante. Comme le montre la planche précédente, le calcul de flutter présente une vitesse critique nettement supérieure à celle des essais.

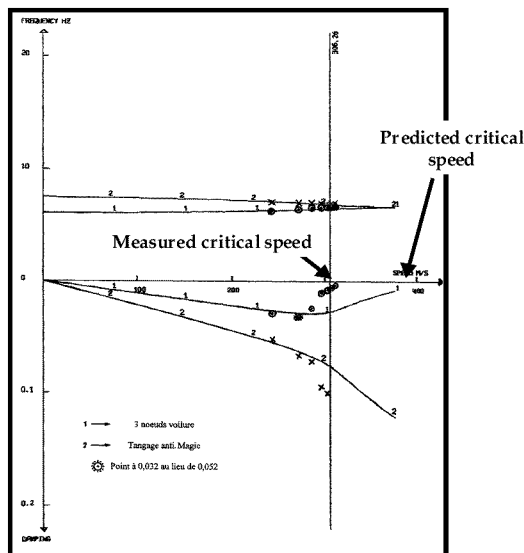


Figure 15: Mirage F1 : comparaison test/prédiction
before ajustement

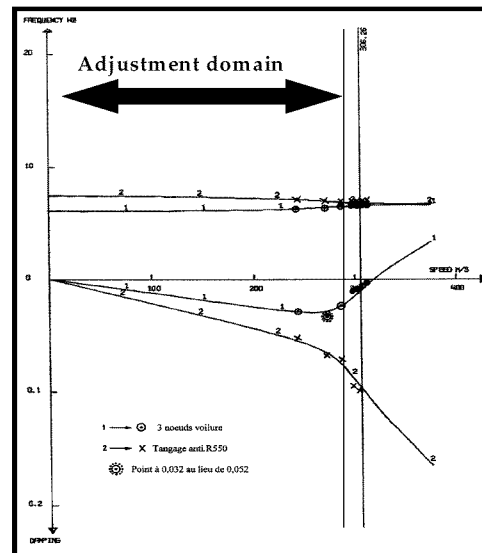


Figure 16: Mirage F1 : comparaison test/prédiction
after ajustement

Pour améliorer les prédictions, ce calcul a donné lieu à un recalage des forces généralisées aérodynamiques instationnaires du modèle, suivant la méthode que nous venons de décrire. Pour cela, les mesures des fréquences et des amortissements des trois premiers points de vol (200 m/s, 300 m/s, 400 m/s, **de vitesses nettement inférieures à la vitesse critique**) sont utilisées. Le calcul de flutter à l'aide de ce modèle recalé est présenté ci-dessous. On constate que la vitesse critique calculée à l'aide du modèle recalé se superpose maintenant à celle issue des essais en vol.

5. Références

[1] : 'Aeroelastic and structural vibrations – state of the art and trends'. C. Petiau. European forum on aeroelasticity and structural dynamics. Strasbourg 1993.

[2] : 'EUGELIN'. G. ROGER.

[3] : 'Time-domain aeroservoelastic modeling using weighted unsteady aerodynamic forces'. M. KARPEL. J. GUIDANCE, Vol 13, N°1, Jan-Feb 1990, p. 30-37.

[4] : 'Recherche automatique de la configuration de flottement la plus critique pour des modèles à données incertaines'. AMD-BA NS N° 26309. Marché SPAé N° 84.95.019 lot 3 bon 13.

[5] : 'Flutter analysis method in presence of mechanical play and experimental verification'. C. PETIAU, B. JOURNEE, E. GARRIGUES. R.T.O Specialist Meeting on Structural Aspects of Flexible Aircraft, OTTAWA 1999.

[6] : 'Analyse Aéroélastique et Identification des Charges en vol'. C. PETIAU, M. DE LAVIGNE, AGARD Conferences proceeding n°375 – 'Operational Loads Data'- Sienne 1984.

[7] : 'A general method for mathematical model identification in aeroelasticity'. C. PETIAU, Ph. NICOT. International forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Royal Aeronautical Society – Manchester 1995.

[8] : 'Method of mathematical identification of unsteady airloads from flight measurements, experimental validation'. C. PETIAU, E. GARRIGUES, Ph. NICOT. R.T.O Specialist Meeting on Structural Aspects of Flexible Aircraft, OTTAWA 1999.