UNCLASSIFIED

AD 206 74

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12 VIRGINIA

FOR
MICRO-CARD
CONTROL ONLY

1 OF 6

NOTICE: WHEN GOVERNMENT OR OTHER DRAWINGS, SPECIFICATIONS OR OTHER DATA ARE USED FOR ANY PURPOSE OTHER THAN IN CONNECTION WITH A DEFINITELY RELATED GOVERNMENT PROCUREMENT OPERATION, THE U. S. GOVERNMENT THEREBY INCURS NO RESPONSIBILITY, NOR ANY OBLIGATION WHATSOEVER; AND THE FACT THAT THE GOVERNMENT MAY HAVE FORMULATED, FURNISHED, OR IN ANY WAY SUPPLIED THE SAID DRAWINGS, SPECIFICATIONS, OR OTHER DATA IS NOT TO BE REGARDED BY IMPLICATION OR OTHERWISE AS IN ANY MANNER LICENSING THE HOLDER OR ANY OTHER PERSON OR CORPORATION, OR CONVEYING ANY RIGHTS OR PERMISSION TO MANUFACTURE, USE OR SELL ANY PATENTED INVENTION THAT MAY IN ANY WAY BE RELATED THERETO.

UNCLASSIFIED

AD No. 200674
ASTIA FILE COPY

AGARDograph 16

BELGIQUE
CANADA
DANEMARK
DEUTSCHLAND
ELLAS
FRANCE
ISLAND
ITALIA
LUXEMBOURG
NEDERLAND
NORGE
PORTUGAL
TURKIYE
UNITED KINGDOM
UNITED STATES

AGARD

ICING PROBLEMS and RECOMMENDED SOLUTIONS

QUELQUES PROBLEMES CONCERNANT LE GIVRAGE ET SOLUTIONS RECOMMANDEES

By
E. A. Brun

FILE COPY
Return to
ASTIA
ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12, VIRGINIA
Attn: TISSS

NOVEMBER 1957

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION
ADVISORY GROUP FOR AERONAUTICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT

AGARDograph 16

NORTH ATLANTIC TREATY ORGANIZATION

ADVISORY GROUP FOR AERONAUTICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT

•

ORGANISATION DU TRAITE DE L'ATLANTIQUE NORD

GROUPE CONSULTATIF POUR LA RECHERCHE ET LES REALISATIONS AERONAUTIQUES

ICING PROBLEMS AND RECOMMENDED SOLUTIONS

•

QUELQUES PROBLEMES CONCERNANT LE GIVRAGE ET SOLUTIONS RECOMMANDEES

General Editor
(Directeur général)

Professeur Edmond A. Brun
Université de Paris

Presented to the Flight Test Techniques and Instrumentation Panel of A.G.A.R.D.,
July 1956. Amendments included up to November 1957

LIST OF CONTENTS

(TABLE DES MATIERES)

			Page
NOTATION NOTATIONS			iii
CHAPTER 1:	General Survey Généralités	by E.A. Brun	1
CHAPTER 2:	Icing Conditions to be considered in the Design of Protection Systems Conditions de givrage à considérer dans la réalisation des systèmes de protection	by D. Fraser and J.G. Pettit	71
CHAPTER 3:	The Measurement of Icing Conditions Mesure des paramètres définissant les conditions de givrage	by D.G.A. Rendel and F.J. Bigg	93
CHAPTER 4:	Icing Wind Tunnel Tests Essais en soufflerie de givrage	by K.B. Morrison, J.A. Nicholls, R.E. Cullen and H.E. Stubbs	157
CHAPTER 5:	Flight Tests in Simulated Icing Conditions Essais en vol de givrage provoqué	by G.C. Abel and J.K. Thompson	225
CHAPTER 6:	Icing Flight Test Concepts in the U.S.A. Considérations générales sur les essais de givrage naturel en vol aux U.S.A.	by James K. Thompson	247
DISTRIBUTION			

NOTATIONS

a	Thermal diffusivity of the air. (Diffusivité thermique de l'air).	L^2T^{-1}
b	Thermodynamic parameter, Eq. (37). (Paramètre thermodynamique, formule (37)).	dimensionless (sans dimensions)
C	Characteristic dimension of the obstacle in the airstream. (Dimension caractéristique de l'obstacle placé dans l'écoulement).	L
$C_D(R_u)$	Drag coefficient of the droplet, Eq. (3). (Coefficient de traînée de la gouttelette, formule (3)).	dimensionless (sans dimensions)
c_e	Specific heat of the water. (Chaleur spécifique de l'eau).	$L^2T^{-2}\Theta^{-1}$
c_i	Specific heat of the ice. (Chaleur spécifique de la glace).	$L^2T^{-2}\Theta^{-1}$
c_p	Specific heat of the air, at constant pressure. (Chaleur spécifique de l'air, à pression constante).	$L^2T^{-2}\Theta^{-1}$
D	Diameter of the droplet. (Diamètre d'une gouttelette).	L
D_m	Volumic median diameter of the droplets. (Diamètre volumique médian des gouttelettes).	L
e	Water-vapour pressure at the edge of the boundary layer. (Pression partielle de la vapeur d'eau à la frontière extérieure de la couche limite).	$ML^{-1}T^{-2}$
e_o	Pressure over water and, practically, over ice, at 0^oC. (Pression de saturation de l'eau et, pratiquement, de la glace, à 0^oC).	$ML^{-1}T^{-2}$
e_p	Vapour pressure over water or over ice, at the wall temperature. (Pression de saturation de l'eau ou de la glace à la température de la paroi).	$ML^{-1}T^{-2}$
e_{pe}	Vapour pressure over water, at the wall temperature. (Pression de saturation de l'eau à la température de la paroi).	$ML^{-1}T^{-2}$

e_{pi}	Water pressure over ice at the wall temperature. (Pression de saturation de la glace à la température de la paroi).	$ML^{-1}T^{-2}$
$\vec{F}$	Resultant of the drag forces acting on the droplet. (Force de traînée sur une gouttelette).	MLT^{-2}
f	Fraction of water-liquid frozen at the impact. (Fraction d'eau congelée à l'impact).	dimensionless (sans dimensions)
$f(R_u)$	Function of R_u, proportional to $C_D(R_u)$ defined by Eq. (6). (Fonction, proportionnelle à $C_D(R_u)$ formule (6)).	dimensionless (sans dimensions)
h_c	Local unit convection conductance, Eq. (27). (Coefficient de convection de chaleur, formule (27)).	$MT^{-3}\Theta^{-1}$
h_m	Local unit mass conductance, Eq. (28). (Coefficient de convection de masse, formule (28)).	$ML^{-2}T^{-1}$
L	Latent heat of water with vapour phase, in the general case. (Chaleur de transformation de l'eau avec une phase vapeur, dans le cas général).	L^2T^{-2}
L_f	Latent heat of fusion of ice, (Chaleur de fusion de la glace).	L^2T^{-2}
L_o	Latent heat of vapourization of water and, practically, of sublimation of ice, at 0^oC. (Chaleur de vaporisation de l'eau et, pratiquement, de sublimation de la glace à 0^oC).	L^2T^{-2}
L_s	Latent heat of sublimation of ice. (Chaleur de sublimation de la glace).	L^2T^{-2}
L_v	Latent heat of vapourization of water. (Chaleur de vaporisation de l'eau).	L^2T^{-2}
L	Lewis number. (Nombre de Lewis).	dimensionless (sans dimensions)
M	Local Mach number. (Nombre de Mach local).	dimensionless (sans dimensions)
P_e	Péclet number, defined by $R_\infty \rho_T$. (Nombre de Péclet, défini par $R_\infty \rho_T$).	dimensionless (sans dimensions)

P_r	Prandtl number of the air. (nombre de Prandtl de l'air).	dimensionless (sans dimensions)
p	Local pressure at the edge of the boundary layer. (Pression locale à la frontière extérieure de la couche limite).	$ML^{-1}T^{-2}$
p_∞	Atmospheric pressure at infinity upstream. (Pression atmosphérique, à l'infini amont).	$ML^{-1}T^{-2}$
q_e	Rate of liquid water impingement per unit area. (Densité de flux de masse d'eau liquide à l'impact).	$ML^{-2}T^{-1}$
q_v	Rate of vapour-water mass per unit area at the wall. (Densité de flux de masse de vapeur d'eau à la paroi).	$ML^{-2}T^{-1}$
R_u	Reynolds number relative to the velocity U, Eq. (4). (Nombre de Reynolds relatif à la vitesse U, relation (4)).	dimensionless (sans dimensions)
R_∞	Reynolds number relative to the velocity U_∞, Eq. (13). (Nombre de Reynolds relatif à la vitesse U_∞, relation (13)).	dimensionless (sans dimensions)
r	Recovery factor, Eq. (24). (Facteur thermique pariétal, relation (24)).	dimensionless (sans dimensions)
S_m	Normal section at infinity upstream of the stream tube bounded by the tangent trajectories. (Section droite à l'infini amont du tube de courant délimité par les trajectoires tangentes).	L^2
s	Normal section at infinity upstream of the stream tube that impinges the area F of the obstacle. (Section droite à l'infini amont du tube de courant qui s'appuie sur la surface F).	L^2
T (ou t)	Absolute (or Celsius) temperature, at the edge of the boundary layer, in degrees K (or C). (Température absolue (ou Celsius), à la frontière extérieure de la couche limite, en degrés K (ou C)).	Θ

T_f(ou t_f)	Absolute (or Celsius) temperature of the adiabatic wall, in degrees K (or C). (Température absolue (ou Celsius) de la paroi, à flux de chaleur nul, en degrés K (ou C)).	Θ
T_p(ou t_p)	Absolute (or Celsius) temperature of the wall, in the general case, in degrees K (or C). (Température absolue (ou Celsius) de la paroi, dans le cas général, en degrés K (ou C)).	Θ
T_∞(ou t_∞)	Absolute (or Celsius) temperature of the air at infinity upstream, in degrees K (or C). (Température absolue (ou Celsius) de l'air à l'infini amont, en degrés K (ou C)).	Θ
$\vec{U}$	Relative velocity of the droplet with respect to the air at a point M, Eq. (1). (Vitesse relative de la gouttelette par rapport à l'air en un point M, formule (1)).	LT^{-1}
$\vec{U}_a$	Velocity of the air at a point M. (Vitesse de l'air en un point M).	LT^{-1}
$\vec{U}_d$	Velocity of the droplet at a point M. (Vitesse de la gouttelette en un point M).	LT^{-1}
$\vec{U}_\infty$	Velocity at infinity upstream. (Vitesse à l'infini amont).	LT^{-1}
V	Volume of the droplet. (Volume de la gouttelette).	L^3
W_m	Mass of water caught by the obstacle in unit time. (Masse d'eau captée par l'obstacle par unité de temps).	MT^{-1}
w	Liquid-water content of the cloud. (Teneur en eau liquide du nuage).	ML^{-3}
α	Déflexion or angle between the velocity $\vec{U}_d$ and the velocity $\vec{U}_a$. (Deflection ou angle de la vitesse $\vec{U}_d$ avec la vitesse $\vec{U}_a$).	dimensionless (sans dimension
γ	Local impingement efficiency, Eq. (20). (Coefficient local de captation, formule (20)).	dimensionless (sans dimension

γ_m	Total impingement efficiency, Eq. (21). (Coefficient total de captation relatif à la zone d'impact, formule (21)).	dimensionless (sans dimensions)
δ	Relative density of water-vapour with respect to the air. (Densité relative de la vapeur d'eau par rapport à l'air).	dimensionless (sans dimensions)
$\theta, \vartheta', \vartheta'', \theta_p, \theta_p', \theta_p'', \theta_u$	Temperatures defined by Eq. (38). (Températures définies par la relation (38)).	Θ
θ_m	Impingement angle. (Angle de captation).	dimensionless (sans dimensions)
κ	Ratio of the specific heats of the air. (Rapport des chaleurs spécifiques de l'air).	dimensionless (sans dimensions)
$\mathcal{C}$	Collection efficiency, Eq. (18). (Coefficient global de captation, formule (18)).	dimensionless (sans dimensions)
μ_a	Viscosity of the air. (Viscosité de l'air).	$ML^{-1}T^{-1}$
ν	Kinematic viscosity of the air. (Viscosité cinématique de l'air).	L^2T^{-1}
ρ_a	Density of the air. (Masse spécifique de l'air).	ML^{-3}
ρ_a	Density of the water. (Masse spécifique de l'eau).	ML^{-3}
Σ_m	Projection of the obstacle on to the plane perpendicular to the velocity at infinity upstream. (Projection de l'obstacle sur un plan perpendiculaire à la vitesse $\vec{U}_\infty$.	L^2
σ	Projection of a part F of the area of impingement on to the plane perpendicular to the velocity at infinity upstream. (Projection d'une partie F de l'aire d'impact sur un plan perpendiculaire à la vitesse $\vec{U}_\infty$).	L^2
σ_m	Projection of the area of impingement on to the plane perpendicular to the velocity at infinity upstream. (Projection de l'aire de captation sur un plan perpendiculaire à la vitesse $\vec{U}_\infty$).	L^2

τ	Ratio of water-vapour mass to air mass, at the edge of the boundary layer. (Titre de vapeur d'eau dans l'air à la frontière extérieure de la couche limite).	dimensionless (sans dimensions)
τ_p	Ratio of water-vapour mass to air mass at the wall, in the general case. (Titre de vapeur d'eau dans l'air, à la paroi, dans le cas général).	dimensionless (sans dimensions)
ϕ, K	Parameters defined by $\phi = R_\infty \psi$ and $K = R_\infty/\psi$. (Paramètres définis par $\phi = R_\infty \psi$ et $K = R_\infty/\psi$).	dimensionless (sans dimensions)
$\varphi, \varphi_c, \varphi_e, \varphi_u, \varphi_v$	Rates of heat per unit area defined respectively by Eqs. (35), (27), (33), (34) and (32). (Densités de flux de chaleur définies respectivement par les relations (35), (27), (33), (34) et (32)).	MT^{-3}
χ, Ξ	Parameters of similitude in simulated icing, Eq. (43). (Paramètres de similitude dans le givrage artificiel, formule (43)).	dimensionless (sans dimensions)
ψ	Parameter of the Mechanics of Suspensions, Eq. (13). (Paramètre de la Mécanique des Suspensions, formule (13)).	dimensionless (sans dimensions)

CHAPTER 1

GENERAL SURVEY • GENERALITES

Prof. E. A. BRUN

CONTENTS

	Page
LIST OF FIGURES	4
1. INTRODUCTION	7
2. THE ICING PHENOMENON	8
2.1 Icing Conditions	8
2.2 Mechanics of Icing	9
2.3 The Thermodynamics of Icing	23
3. BRIEF REMARKS ON AEROPLANE ICING AND DEFENSIVE MEASURES AGAINST IT	35
3.1 Aeroplane Icing and its Effects	35
3.2 Means of Protection against Icing	41
REFERENCES	46
FIGURES	53

TABLE DES MATIERES

	Page
LISTE DES FIGURES	5
1. INTRODUCTION	7
2. PHENOMENE DU GIVRAGE	8
2.1 Conditions de Givrage	8
2.2 Mécanique du Givrage	9
2.3 Thermodynamique du Givrage	23
3. BREVES INDICATIONS SUR LE GIVRAGE DES AVIONS ET LES MOYENS DE DEFENSE	35
3.1 Le Givrage des Avions et ses Effets	35
3.2 Moyens de Défense contre le Givrage	41
REFERENCES	46
FIGURES	53

LIST OF FIGURES

		Page
Fig. 1	Streamlines and droplet trajectories	53
Fig. 2	Relative velocity of the droplet with respect to the air	53
Fig. 3	Drag coefficient, C_D, of a sphere versus Reynolds number, $UD\rho_a/\mu_a$	54
Fig. 4	Area of impingement	55
Fig. 5	Definition of the collection efficiency, Γ, and of the mean coefficient of captation, γ_m	55
Fig. 6	Capture in the case of two-dimensional flow	56
Fig. 7	Capture in the case of axially-symmetrical flow	56
Fig. 8	Local coefficient of capture	57
Fig. 9	Trajectories of droplets impinging on circular cylinder	58
Fig. 10	Maximum angle of impingement on circular cylinder	59
Fig. 11	Circular cylinder collection efficiency	60
Fig. 12	Rate of water impingement	61
Fig. 13	Limit of impingement along upper surface	62
Fig. 14	Local impingement efficiency. N.A.C.A. 65_1-208 airfoil	63
Fig. 15	Function θ_u versus U_∞	64
Fig. 16	Function θ_p (or θ) versus t_p or t_∞, for 20,000 ft altitude	65
Fig. 17	Calculated Ludlam lines for 1/8 in. diameter rotating cylinder	66
Fig. 18	Minimum free-stream static temperature for ice-free surface versus free-stream Mach number, for station at 50% chord of 8.8% thick circular arc airfoil	67
Fig. 19	Frequency of clouds and icing above 20,000 ft	68
Fig. 20	Effect of aerodynamic heating on frequency of encountering icing	68
Fig. 21	Flight plans for hypothetical aircraft	69

LISTE DES FIGURES

		Page
Fig.1	Lignes de courant et trajectoires des gouttelettes	53
Fig.2	Vitesse relative de la gouttelette par rapport à l'air	53
Fig.3	Coefficient de traînée, C_D, d'une sphère en fonction du nombre de Reynolds, $UD\rho_a/\mu_a$	54
Fig.4	Aire d'impact	55
Fig.5	Définition du coefficient global de captation, Γ, et du coefficient moyen de captation, γ_m	55
Fig.6	Captation dans le cas d'un écoulement plan	56
Fig.7	Captation dans le cas d'un écoulement de révolution	56
Fig.8	Coefficient local de captation	57
Fig.9	Trajectoires des gouttelettes dans le cas d'un cylindre circulaire	58
Fig.10	Angle de captation maximum d'un cylindre circulaire	59
Fig.11	Coefficient global de captation d'un cylindre circulaire	60
Fig.12	Taux d'eau captée au total	61
Fig.13	Limite de l'aire de captation sur l'extrados	62
Fig.14	Coefficient local de captation dans le cas d'un profil N.A.C.A. 65_1-208	63
Fig.15	Courbes de θ_u en fonction de U_∞	64
Fig.16	Courbes de θ_p (ou θ) en fonction de t_p (ou t_∞), à une altitude de 6.100m	65
Fig.17	Limites de congélation totale calculées pour un cylindre tournant de 0,32cm de diamètre	66
Fig.18	Température limite de givrage à l'infini amont en fonction du nombre de Mach à l'infini amont, à 50% de la corde d'un profil lenticulaire d'une épaisseur de 8,8%	67
Fig.19	Fréquence de nébulosité et de givrage au-dessus de 6km	68
Fig.20	Influence de l'échauffement aérodynamique sur la fréquence des cas de rencontre de givrage	68
Fig.21	Vols supposés pour deux types d'avions	69

CHAPTER 1

GENERAL SURVEY

GENERALITES

Prof. E.A. Brun*

1. INTRODUCTION

As a result of the recommendation made at the third AGARD General Assembly in London in September 1953, the Flight Test Panel, after consultation with the Icing Sub-Committee, decided at the fourth AGARD General Assembly in Scheveningen, May 1954, to recommend the preparation of an Agardograph on the subject of icing, including particularly:

(a) Standardization projects for measuring devices and test techniques with a view to improving comparison among theoretical studies, measurements, and tests carried out in various countries.

(b) Basic information, through the use of which means of protection can be developed.

This was intended therefore to be a cooperative study in which representatives of Canada, France, the United Kingdom and the United States would collaborate.

The establishment of the plan and the division of the work necessitated considerable correspondence and numerous contacts. Each of the participants, whose names are given on the Contents page, has read and criticized the work of the others, but the final form of each chapter was agreed upon by the editor-in-chief and the author of the article. Nothing has been retained in the text on which general accord, at least approximate, could not be obtained; all sections on which a similarity of viewpoints could not be realized have been eliminated. As a result, some lacunae exist; we have considered these preferable to the inclusion of information which might be unreliable.

*Sciences Faculty, University of Paris

1. INTRODUCTION

A la suite des recommandations faites à la troisième Assemblée Générale de l'A.G.A.R.D., à Londres, en septembre 1953, le groupe de travail sur les essais en vol, après audition du Sous-Comité de givrage, a décidé, à la quatrième Assemblée Générale de l'A.G.A.R.D., à Scheveningen, en mai 1954, de recommander la rédaction d'un Agardographe sur le givrage comportant notamment:

(a) des projets de standardisation des appareils de mesures et des techniques d'essais, en vue de la confrontation des études, des mesures et des essais effectués dans les divers pays;

(b) des données de base à partir desquelles les moyens de protection peuvent être prévus.

Il s'agissait donc d'une étude coopérative à laquelle devaient collaborer des représentants du Canada, des Etats-Unis, de la France et du Royaume-Uni.

L'établissement du plan et la répartition du travail a demandé une correspondance et des contacts fréquents. Chacun des participants, dont la liste figure dans la table des matières, a lu et critiqué le travail des autres, mais la rédaction finale de chaque chapitre s'est établie après accord entre le rédacteur en chef et le responsable de l'article. N'ont été conservés dans le texte que les points sur lesquels l'entente générale a pu, au moins approximativement, se faire; tous les paragraphes pour lesquels le rapprochement des points de vue n'a pu être réalisé ont été éliminés : il en résulte évidemment quelques lacunes; nous les pensons préférables à des indications sujettes à caution.

*Faculté des Sciences, Université de Paris

The N.A.C.A. was not able to collaborate officially in the preparation of the present publication, but its aid has been of great value to the editor in many instances.

We have thought it necessary to preface the five main chapters which deal with specific aspects of the subject in the Agardograph, by an initial chapter summarizing general knowledge about icing. This chapter, though unnecessary for specialists in the field, will facilitate understanding of the chapters which follow for those unfamiliar with the icing phenomenon. In particular, the listing therein of the means of defense against icing is intended only to co-ordinate the whole problem. If need be, certain work published in France[1, 2], in England[3] and, more recently, in the United States[4], will give a more complete introductory documentation.

2. THE ICING PHENOMENON

2.1 Icing Conditions

The most numerous, and by far the most dangerous, cases of aircraft icing occur when the aircraft enters an atmosphere containing supercooled water droplets (supercooled water cloud, supercooled rain). If, at the instant when it strikes the aeroplane surface, a drop of water is at a temperature below freezing, the impact puts a stop to the supercooled condition, and the ice, which forms immediately, adheres strongly to the surface.

In order for icing to occur, it is then necessary that:

(a) *water droplets exist in the air*, either in the form of clouds or as rain.

(b) these droplets be captured by a *surface which remains, during the capturing process, at a temperature equal to or below 0°C.*

Le N.A.C.A. n'a pu officiellement collaborer à cette rédaction, mais son aide nous a été précieuse, en maintes occasions.

Nous avons cru devoir faire précéder les cinq chapitres suivants, qui correspondent aux divers points traités dans l'Agardographe, d'un premier chapitre où se trouvent résumées des connaissances générales sur le givrage. Ce chapitre, inutile pour les spécialistes, facilitera la compréhension des exposés suivants aux personnes peu familiarisées avec ce phénomène. En particulier, l'énumération des moyens de défense n'a pour objet que de fixer les idées par une vue synthétique de la question. Des traités parus en France[1, 2], en Angleterre[3] et, plus récemment, aux Etats-Unis[4] permettraient une documentation préliminaire plus complète, si nécessaire.

2. PHENOMENE DU GIVRAGE

2.1 Conditions de Givrage

Les cas, de beaucoup les plus nombreux et les plus dangereux, de givrage des aérodynes se présentent quand ceux-ci pénètrent dans une atmosphère contenant des gouttes d'eau en surfusion (nuage d'eau surfondue, pluie surfondue). Si, au moment où elle rencontre la paroi de l'avion, une gouttelette d'eau est à une température négative, la surfusion cesse par le choc, et la glace, immédiatement formée, adhère fortement à la surface.

Pour qu'il y ait givrage, il faut donc, en général:

(a) qu'*il existe dans l'air des gouttelettes d'eau*, soit sous forme de nuages, soit sous forme de pluie;

(b) que ces gouttelettes soient captées par une *paroi qui reste, au cours de la captation, à une température inférieure ou égale à zéro degré.*

The study of the icing phenomenon can thus be divided into two parts:

(a) *The mechanics of icing.* This concerns the manner in which the capture of water droplets is effected by the aeroplane in flight.

(b) *The thermodynamics of icing.* This concerns the energy phenomena accompanying captation and, in particular, provides knowledge of the temperature at different points of the surface.

2.2 Mechanics of Icing

The mechanics of icing, which is a simple, special case of the *mechanics of suspensions*[5], and the elements of which are to be found, in part, in an older publication[6], has been the subject of general studies in the United Kingdom[7, 8], in France[9], and in the United States[10]. More recent work on the subject is to be found in the two lectures given during the Airplane Icing Information Course, at the University of Michigan, in 1953[11, 12].

2.2.1 *The equation of the mechanics of icing*

2.2.1.1 Imagine an obstacle G placed in a cloud having, at infinity upstream, a velocity $\vec{U}_\infty$ (Fig. 1). The phenomenon under consideration will obviously be the same if, in a stationary cloud, the obstacle moves with the velocity $-\vec{U}_\infty$. The streamlines (dotted lines), which are straight at infinity upstream, are curved in the neighbourhood of the obstacle. The droplets of the cloud follow the streamlines where the latter are straight, but they have somewhat less curved trajectories than the streamlines in the neighbourhood of the object, where the velocity field ceases to be uniform (continuous lines). Then, certain trajectories, i.e. those situated within the surface constituted by the tangent trajectories, strike the obstacle G. The captation problem consists in determining the droplet trajectories and, more particularly, the tangent, or limit trajectories, when the velocity field is known.

L'étude du phénomène de givrage peut ainsi se décomposer en deux parties:

(a) *la mécanique du givrage* : elle renseigne sur la manière dont s'effectue la captation des gouttelettes d'eau par l'avion en vol;

(b) *la thermodynamique du givrage* : elle concerne les phénomènes énergétiques qui accompagnent la captation et, en particulier, permet de connaître la température aux divers points de la paroi.

2.2 Mécanique du Givrage

La mécanique du givrage, cas particulier simple de la *mécanique des suspensions*[5], et dont la matière se trouve, en partie, dans un travail plus ancien[6], a fait l'objet d'études générales en Angleterre[7, 8], en France[9], aux Etats-Unis[10]. Un exposé plus récent de la question figure dans deux conférences faites au Cours d'Information sur le givrage des avions, à l'Université de Michigan, en 1953[11, 12].

2.2.1 *Equation de la mécanique du givrage*

2.2.1.1 Imaginons un obstacle G placé dans un nuage ayant, à l'infini amont, une vitesse $\vec{U}_\infty$ (fig. 1); le phénomène étudié sera évidemment le même si, dans un nuage immobile, l'obstacle se déplace avec la vitesse $-\vec{U}_\infty$. Les lignes de courant (lignes interrompues), qui sont rectilignes à l'infini amont, se courbent au voisinage de l'obstacle. Les gouttelettes du nuage suivent les lignes de courant dans la partie où celles-ci sont rectilignes, mais elles ont des trajectoires plus tendues que les lignes de courant au voisinage de l'obstacle, là où le champ des vitesses cesse d'être uniforme (lignes continues); ainsi, certaines trajectoires, celles situées à l'intérieur de la surface que constituent les trajectoires tangentes, viennent rencontrer l'obstacle G. Le problème de la captation consiste à déterminer les trajectoires des gouttelettes et, plus précisément, les trajectoires tangentes, quand le champ des vitesses est connu.

2.2.1.2 Let M be a point in the flow, $\vec{U}_a$ the velocity of the air at this point, and $\vec{U}_d$ the velocity of the droplet at this point (Fig.2). The *relative velocity* $\vec{U}$ *of the droplet with respect to the air* is defined by

$$\vec{U} = \vec{U}_d - \vec{U}_a \qquad (1)$$

Let α be the angle between the velocity $\vec{U}_d$ and the velocity $\vec{U}_a$ (the *deflection* of the droplet); the modulus of the velocity $\vec{U}$ is given by

$$U = \sqrt{U_d^2 + U_a^2 - 2\,U_d U_a \cos\alpha} \qquad (2)$$

2.2.1.3 The *data of the problem* are:

(a) the *physical characteristics of the air*, i.e. its density ρ_a, and its viscosity μ_a;

(b) the *boundary conditions of the flow*, i.e. the form and the orientation of the obstacle, one of its dimensions C, and the velocity of the air at infinity upstream, $\vec{U}_\infty$.

(c) the *physical characteristics of the droplet*, supposed spherical, i.e. its density ρ_d, its volume V or its total surface S or its diameter D.

Starting with the data in (a) and (b), fluid mechanics makes it possible to determine the velocity field about the obstacle; this field will be supposed known. The object of the mechanics of icing is to obtain, starting with the data (c), the droplet trajectories.

2.2.1.4 To obtain these trajectories, we shall assume the following conditions to be fulfilled:

(a) *The streamlines are plane*, i.e. the flow is two-dimensional or axially-symmetrical.

2.2.1.2 Soient M un point de l'écoulement, $\vec{U}_a$, la vitesse de l'air en ce point, et $\vec{U}_d$, la vitesse de la gouttelette en ce point (fig.2). La *vitesse relative*, $\vec{U}$, *de la gouttelette par rapport à l'air* est définie par la relation

$$\vec{U} = \vec{U}_d - \vec{U}_a \qquad (1)$$

Soit α l'angle que fait la vitesse $\vec{U}_d$ avec la vitesse $\vec{U}_a$ (*déflection* de la gouttelette); le module de la vitesse $\vec{U}$ est donné par la relation

$$U = \sqrt{U_d^2 + U_a^2 - 2\,U_d U_a \cos\alpha} \qquad (2)$$

2.2.1.3 Les *données du problème* sont:

(a) les *grandeurs caractéristiques de l'air*, c'est-à-dire sa masse spécifique, ρ_a, sa viscosité, μ_a;

(b) les *conditions aux limites de l'écoulement*, c'est-à-dire la forme et l'orientation de l'obstacle, une dimension de l'obstacle, C, et la vitesse de l'air à l'infini amont, $\vec{U}_\infty$;

(c) les *grandeurs caractéristiques de la gouttelette*, supposée sphérique, c'est-à-dire sa masse spécifique ρ_d, son volume V ou sa surface totale S ou son diamètre D.

Partant des données (a) et (b), la mécanique des fluides permet de déterminer le champ des vitesses autour de l'obstacle; nous supposerons que ce champ est effectivement connu. La mécanique du givrage a pour but d'obtenir, à partir des données (c), les trajectoires des gouttelettes.

2.2.1.4 En vue de cette obtention, nous poserons que les conditions suivantes sont réalisées:

(a) *Les lignes de courant sont planes*; autrement dit, l'écoulement est plan ou de révolution;

(b) *The droplets are not sufficiently numerous to perturb the air flow;* in other words, the streamlines are the same as in clear air.

(c) Since the droplets in a cloud are never all of the same diameter (clouds are always non-uniform), one is led *to study the captation characteristics for each droplet diameter* and to superimpose the results, which are thus obtained by integrating, taking into account the law of distribution of the droplet diameters.

(d) The velocity is sufficiently high that *the weight of the droplet may be neglected* with respect to the inertia force; in other words, the falling of the droplets, which is always extremely slow if it occurs, does not modify their trajectories in any appreciable way. Moreover, it is supposed that there is no other force, acting at a distance, exerted on the droplets (electric forces, for example).

(e) The pressure forces on the droplet are the same, at a given instant, as those which would be exerted on the volume of air displaced by the droplet at that instant. As a consequence, those forces are equal to the inertia force of this volume of air. The density of air being much less than that of water, *the pressure forces on the droplet may thus be neglected with respect to the inertia forces of this droplet.*

2.2.1.5 From what has been said already, the only *forces acting on the droplet* are:

(a) The *drag forces* which oppose the relative displacement of the droplet in the fluid.

As a result of the small dimensions of the droplet, these forces reduce to a resultant $\vec{F}$ which we will write, introducing the area S_m projected on to a plane normal to the velocity $\vec{U}_\infty$, in the classical form,

$$\vec{F} = - \frac{C_D(R_u)}{2} \rho_a S_m U\vec{U} \qquad (3)$$

(b) *Les gouttelettes ne sont pas assez nombreuses pour perturber l'écoulement de l'air;* autrement dit, les lignes de courant sont les mêmes qu'en air clair;

(c) Les gouttelettes d'un nuage n'ayant jamais toutes le même diamètre (nuage toujours non-uniforme), on est conduit à *étudier la captation pour chaque diamètre* et à superposer les résultats obtenus par une intégration tenant compte de la loi de distribution des diamètres;

(d) La vitesse est assez grande pour que le *poids de la gouttelette soit négligeable* devant la force d'inertie; autrement dit, la chute des gouttelettes, toujours très lente si elle se produit, ne modifie pas de manière appréciable leurs trajectoires; il n'y a, d'ailleurs, aucune autre force à distance qui s'exerce sur les gouttelettes (pas de forces électriques, par exemple).

(e) Les forces de pression sur la gouttelette sont les mêmes à un instant donné, que celles qui s'exerceraient sur le volume d'air dont la gouttelette occupe la place à cet instant; par suite, elles sont égales à la force d'inertie de ce volume d'air. La masse spécifique de l'air étant beaucoup plus faible que celle de l'eau, *les forces de pression sur la gouttelette peuvent ainsi être négligées devant la force d'inertie de la gouttelette.*

2.2.1.5 D'après ce qui précède, les seules *forces qui agissent sur la gouttelette* sont:

(a) Les *forces de traînée,* qui s'opposent au déplacement relatif de la gouttelette dans le fluide.

Par suite des faibles dimensions de la gouttelette, ces forces se réduisent à une résultante $\vec{F}$, que nous écrirons, en introduisant l'aire projetée S_m sur un plan normal à la vitesse $\vec{U}_\infty$, sous la forme classique

$$\vec{F} = - \frac{C_D(R_u)}{2} \rho_a S_m U\vec{U} \qquad (3)$$

The drag coefficient C_D is a function of Reynolds number, i.e.

$$R_u = \frac{UD\,\rho_a}{\mu_a} \qquad (4)$$

which characterizes the relative motion of the droplet in the fluid.

Since the surface $S_m = \pi D^2/4$ is also equal to $3V/(2D)$ (where V is the droplet volume), it is also possible to write

$$\vec{F} = - f(R_u).\rho_a \frac{V}{D} U\vec{U} , \qquad (5)$$

where

$$f(R_u) = \frac{3}{4} C_D(R_u) \qquad (6)$$

(b) The *inertia force*, product of the mass $\rho_d V$ of the droplet and its acceleration,

$$- V \rho_d \frac{dU_d}{dt} \qquad (7)$$

Thus, *the equation of motion of the droplet is*

$$\rho_d \frac{d\vec{U}_d}{dt} = - f(R_u).\rho_a \frac{U}{D} \vec{U} = - \frac{3}{4} C_D(R_u).\rho_a \frac{U}{D} \vec{U} \qquad (8)$$

Using relation (1) in Equation (8) and introducing Reynolds number

$$R_\infty = \frac{U_\infty D\,\rho_a}{\mu_a} \qquad (9)$$

this equation becomes

$$\rho_d \frac{d\vec{U}_d}{dt} = - f\left(R_\infty \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty}\right).\rho_a \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{D} (\vec{U}_d - \vec{U}_a) \qquad (10)$$

When the velocity field is known (i.e. the value of $\vec{U}_a$ is known at each point), the differential equation (10) determines the droplet trajectories.

Le coefficient de traînée, C_D, est fonction du nombre de Reynolds

$$R_u = \frac{UD\,\rho_a}{\mu_a} \qquad (4)$$

qui caractérise le mouvement relatif de la gouttelette dans le fluide.

Puisque la surface $S_m = \pi D^2/4$ est encore égale à $3V/(2D)$ (V, volume de la gouttelette), on peut écrire aussi

$$\vec{F} = - f(R_u).\rho_a \frac{V}{D} U\vec{U} , \qquad (5)$$

avec

$$f(R_u) = \frac{3}{4} C_D(R_u) \qquad (6)$$

(b) *La force d'inertie*, produit de la masse $\rho_d V$ de la gouttelette par son accélération,

$$- V \rho_d \frac{dU_d}{dt} \qquad (7)$$

Ainsi *l'équation du mouvement de la gouttelette* est

$$\rho_d \frac{d\vec{U}_d}{dt} = - f(R_u).\rho_a \frac{U}{D} \vec{U} = - \frac{3}{4} C_D(R_u).\rho_a \frac{U}{D} \vec{U} \qquad (8)$$

Tenant compte de la relation (1), et en introduisant le nombre de Reynolds

$$R_\infty = \frac{U_\infty D\,\rho_a}{\mu_a} \qquad (9)$$

l'équation précédente devient,

$$\rho_d \frac{d\vec{U}_d}{dt} = - f\left(R_\infty \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty}\right).\rho_a \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{D} (\vec{U}_d - \vec{U}_a) \qquad (10)$$

Quand le champ des vitesses est connu (valeur de $\vec{U}_a$ connue en tout point), l'équation différentielle (10) permet de déterminer la trajectoire des gouttelettes.

2.2.1.6 It is understood that the solution of the differential equation (10) depends on a knowledge of the function $f(R_u) = \frac{3}{4} C_D(R_u)$. Figure 3 shows this law of variation, which coincides with *Stokes law*,

$$C_D(R_u) = \frac{24}{R_u} \qquad (11)$$

for low Reynolds numbers.

In the special case of Stokes Law, the differential Equation (8) simplifies considerably and becomes

$$\rho_d \frac{d\vec{U}_d}{dt} = -18 \frac{\mu_a}{D^2} \vec{U} = -18 \frac{\mu_a}{D^2} (\vec{U}_d - \vec{U}_a) \qquad (12)$$

As Figure 3 shows, this law is applicable only for relatively low velocities $\vec{U}$, for, beyond $R_u = 1$, the drag coefficient is already considerably different from that given by (11) and, for $R_u = 10$, it is twice as great as that given by this equation. It can thus be seen that the systematic use of Stokes law can lead to completely erroneous results.

2.2.2 *Dynamic similarity in the icing phenomenon*

2.2.2.1 By multiplying both sides of Equation (10) by the factor $C/(\rho_d U_\infty^2)$, we obtain

$$\frac{d\left(\frac{U_d}{U_\infty}\right)}{d\left(\frac{tU_\infty}{C}\right)} = -f\left(R_\infty \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty}\right) \cdot \frac{\rho_a}{\rho_d} \frac{C}{D} \cdot \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty} \frac{(\vec{U}_d - \vec{U}_a)}{U_\infty}$$

or, if we define

$$\psi = 18 \frac{\rho_a C}{\rho_d D} \qquad R_\infty = \frac{U_\infty D \rho_a}{\mu_a} \qquad (13)$$

2.2.1.6 Bien entendu, la résolution de l'équation différentielle (10) suppose connue la fonction $f(R_u) = \frac{3}{4} C_D(R_u)$. La figure 3 donne cette loi de variation, qui se confond avec la *loi de Stokes*,

$$C_D(R_u) = \frac{24}{R_u} \qquad (11)$$

quand le nombre de Reynolds est faible.

Dans le cas particulier de cette loi, l'équation différentielle (8) se simplifie considérablement et devient

$$\rho_d \frac{d\vec{U}_d}{dt} = -18 \frac{\mu_a}{D^2} \vec{U} = -18 \frac{\mu_a}{D^2} (\vec{U}_d - \vec{U}_a) \qquad (12)$$

Comme le montre la figure 3, cette loi n'est applicable que pour des vitesses $\vec{U}$ relativement petites, car, au-delà de $R_u = 1$, le coefficient de traînée est déjà notablement différent de celui que donne la relation (11) et, pour $R_u = 10$, il est deux fois plus grand que celui donné par cette relation. Ainsi, l'application systématique de la loi de Stokes peut conduire à des résultats tout-à-fait erronés.

2.2.2 *Similitude dynamique dans le givrage*

2.2.2.1 En multipliant les deux membres de la relation (10) par le facteur $C/(\rho_d U_\infty^2)$, on obtient

$$\frac{d\left(\frac{U_d}{U_\infty}\right)}{d\left(\frac{tU_\infty}{C}\right)} = -f\left(R_\infty \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty}\right) \cdot \frac{\rho_a}{\rho_d} \frac{C}{D} \cdot \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty} \frac{(\vec{U}_d - \vec{U}_a)}{U_\infty}$$

ou, en posant

$$\psi = 18 \frac{\rho_a C}{\rho_d D} \qquad R_\infty = \frac{U_\infty D \rho_a}{\mu_a} \qquad (13)$$

$$\frac{d\left(\frac{\vec{U}_d}{\vec{U}_\infty}\right)}{d\left(\frac{tU_\infty}{C}\right)} = -\frac{\psi}{18} \cdot f\left(R_\infty \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty}\right) \cdot \frac{|\vec{U}_d - \vec{U}_a|}{U_\infty} \frac{(\vec{U}_d - \vec{U}_a)}{U_\infty} \qquad (14)$$

Thus, supposing an object of definite form and an aerodynamic field about this object which remains similar to itself for given ranges of the numbers ψ and R_∞, *the differential Equation (14) gives the value of* U_d/U_∞ *as a function of* tU_∞/C *for each group of values of* ψ *and of* R_∞ in the ranges considered.•

Ainsi, supposant un obstacle de forme définie et un champ aérodynamique autour de cet obstacle qui reste semblable à lui-même dans un domaine déterminé des nombres ψ et R_∞, *l'équation différentielle (14) donne la valeur de* U_d/U_∞ *en fonction de* tU_∞/C *pour chaque groupe de valeurs de* ψ *et de* R_∞ appartenant au domaine considéré.•

2.2.2.2 In the special case where *the Reynolds number* R_u *is very small* (region of Stokes law), the fact that

$$f(R_u) = \frac{18}{R_u} = \frac{18}{R_\infty} \frac{U_\infty}{|\vec{U}_a - \vec{U}_d|}$$

enables the relation (14) to take on the simple form

$$\frac{d\left(\frac{\vec{U}_d}{\vec{U}_\infty}\right)}{d\left(\frac{U_\infty t}{C}\right)} = -\frac{\psi}{R_\infty} \frac{\vec{U}_a - \vec{U}_d}{U_\infty} \qquad (15)$$

and therefore necessitates the use of *only a simple parameter* $\psi/R_\infty = 1/K$.

2.2.2.2 Dans le cas particulier où *les valeurs du nombre de Reynolds* R_u *sont très petites* (région de la loi de Stokes), puisque

$$f(R_u) = \frac{18}{R_u} = \frac{18}{R_\infty} \frac{U_\infty}{|\vec{U}_a - \vec{U}_d|}$$

la relation (14) prend la forme simple

$$\frac{d\left(\frac{\vec{U}_d}{\vec{U}_\infty}\right)}{d\left(\frac{U_\infty t}{C}\right)} = -\frac{\psi}{R_\infty} \frac{\vec{U}_a - \vec{U}_d}{U_\infty} \qquad (15)$$

et ne fait plus intervenir qu'*un seul paramètre* $\psi/R_\infty = 1/K$.

•The dimensionless numbers ψ and R_∞ have always been used by E.A. BRUN and M. VASSEUR[5,9]. I. Langmuir and K. Blodgett[10] have preferred the use of the numbers

$$X = \frac{R_\infty}{\psi} = \frac{\rho_d U_\infty D^2}{18 \mu_a C} \text{ et } \phi = R_\infty \psi = \frac{1}{18} \frac{\rho_a}{\rho_d} \cdot \frac{U_\infty C \rho_a}{\mu_a}$$

Information on the choice of the various dimensionless numbers will be found the article by Tribus[12]. At the Lewis Flight Propulsion Laboratory, the two dimensionless numbers used are K and R_∞.

•Les nombres sans dimensions ψ et R_∞ ont toujours été utilisés dans les mémoires de E.A. Brun et M. VASSEUR[5,9]; I. LANGMUIR et K.BLODGETT[10] ont préféré l'emploi des nombres

$$K = \frac{R_\infty}{\psi} = \frac{\rho_d U_\infty D^2}{18 \mu_a C} \text{ et } \phi = R_\infty \psi = \frac{1}{18} \frac{\rho_a}{\rho_d} \cdot \frac{U_\infty C \rho_a}{\mu_a}$$

On trouvera des détails sur le choix des divers nombres sans dimensions dans la publication de M. TRIBUS[12]. Au Lewis Flight Propulsion laboratory, les deux nombres sans dimensions utilisés sont K et R_∞.

2.2.2.2 Consideration of the non-dimensional relation (14) (or (15)) utilizing only two (or one) dimensionless numbers considerably simplifies the study of the trajectories of droplets around an object.

In the more general case of equation (14), since the network of trajectories is defined by the numerical values of the parameters R_∞ and ψ, the study of this network can be carried out by successively varying the characteristic dimension C of the object (which does not enter into the calculation of R_∞) and the velocity at infinity U_∞ (which does not occur in ψ).

Let us suppose, for example, that we would like to know how the intensity of icing varies with altitude, the icing cloud being supposed identical at different altitudes. If, as a first approximation, we suppose that the viscosity μ_a does not vary with altitude, to pass from one altitude to another, it is only necessary to multiply the density of the air by the factor α, and, in consequence, the two parameters ψ and R_∞. The conditions are, in short, as if the characteristic dimension C and the velocity at infinity U_∞ were modified simultaneously in the same ratio α.

In the *simple case where Stokes law is applicable*, the only similarity condition to be considered is

$$\frac{1}{K} = \frac{\psi}{R_\infty} = \frac{18\,\mu_a\,C}{\rho_a\,U_\infty\,D^2} = \text{constant.}$$

If the air temperature and pressure are constant and if the object remains unchanged, the preceding condition may be written

$$U_\infty\,D^2 = \text{constant} \qquad (15)$$

The network of trajectories which corresponds to a velocity $U_{\infty 1}$ at infinity and to a droplet diameter D_1 is the same as that which corresponds to a velocity $U_{\infty 2}$ at infinity and a droplet diameter D_2 for which the relation

$$U_{\infty 1}D_1^2 = U_{\infty 2}D_2^2$$

holds.

2.2.2.3 La considération de la relation non-dimensionnelle (14) (ou (15)) ne contenant que deux (ou un) nombres sans-dimensions simplifie notablement l'étude des trajectoires de gouttelettes autour d'un obstacle.

Dans le cas, plus général, de la relation (14), puisque le réseau des trajectoires est défini par les valeurs numériques des paramètres R_∞ et ψ, l'étude de ce réseau s'obtient en faisant varier successivement la dimension caractéristique de l'obstacle C (qui n'intervient pas dans R_∞) et la vitesse à l'infini U_∞ (qui ne figure pas dans ψ).

Supposons, par exemple, que nous voulions connaître comment varie l'intensité de givrage avec l'altitude, le nuage givrant étant supposé le même aux diverses altitudes. Si, en première approximation, nous admettons que la viscosité μ_a ne varie pas avec l'altitude, pour passer d'une altitude à une autre, il suffit de multiplier, par le facteur α, la masse spécifique de l'air et, par suite, les deux paramètres ψ et R_∞. Tout se passe en définitive comme si, en même temps, la dimension caractéristique C et la vitesse à l'infini U_∞ étaient modifiées dans le même rapport α.

Dans le *cas simple où la loi de Stokes est applicable*, la seule condition de similitude à considérer est

$$\frac{1}{K} = \frac{\psi}{R_\infty} = \frac{18\,\mu_a\,C}{\rho_a\,U_\infty\,D^2} = \text{constante.}$$

Si la température et la pression de l'air sont constantes et si l'obstacle reste inchangé, la condition précédente s'écrit

$$U_\infty\,D^2 = \text{constante} \qquad (16)$$

Le réseau de trajectoires qui correspond à une vitesse à l'infini $U_{\infty 1}$ et à un diamètre de gouttelettes D_1 est le même que celui qui correspond à une vitesse à l'infini $U_{\infty 2}$ et à un diamètre de gouttelettes D_2 tels que la relation

$$U_{\infty 1}D_1^2 = U_{\infty 2}D_2^2$$

soit satisfaite.

2.2.2.4 As will be seen later (Chapter 4, Section 4.1), the similarity conditions are of great importance *in reproducing icing phenomena in the wind tunnel.*

For the trajectories of the droplets around an obstacle to be similar to those observed about a model, the two dimensionless numbers ψ and R_∞ must be respectively identical in the two cases. If, for simplification, we suppose once more that the values of the viscosity and the density remain unchanged (same temperature and pressure), the similarity conditions

$$\psi = \text{constant} \qquad R_\infty = \text{constant}$$

reduce to

$$\frac{C}{D} = \text{constant} \qquad U_\infty D = \text{constant}. \quad (17)$$

2.2.3 *Important features entering into captation phenomena*

We shall soon see how the equation of mechanics of icing, with the aid of the preceding similarity conditions, allows the network of trajectories of the droplets to be determined. It is important, at present, to know by what physical quantities we may characterize this network.

2.2.3.1 The *limit trajectories* to the obstacle define the boundaries of a tube; the trajectories strike or miss the object according as they are inside or outside this tube (Fig. 1). The locus of points of tangency T is a curve which defines, on the obstacle, the *catch* or *impact area.*

In the case of two-dimensional flow, i.e. that of a cylinder the generators of which are perpendicular to the velocity at infinity, this area is defined by the two tangent trajectories contained in a flow plane. If, in addition, the cylinder has a plane of symmetry perpendicular to the flow plane (circular obstacle, for example), a unique limit trajectory must be found. With the

2.2.2.4 Comme on le verra plus loin (chapitre 4, section 4.1), les conditions de similitude sont de grande importance dans la *reproduction des phénomènes de givrage en soufflerie.*

Pour que les trajectoires des gouttelettes autour d'un obstacle soient semblables à celles que l'on observe autour du modèle, les deux nombres sans dimensions ψ et R_∞ doivent être les mêmes dans les deux cas. Si, pour simplifier, nous supposons encore que les valeurs de la viscosité et de la masse spécifique restent inchangées (même température et même pression), les conditions de similitude

$$\psi = \text{constante} \qquad R_\infty = \text{constante}$$

se réduisent à

$$\frac{C}{D} = \text{constance} \qquad U_\infty D = \text{constante}. \quad (17)$$

2.2.3 *Grandeurs intervenant dans les phénomènes de captation*

Nous allons voir bientôt comment l'équation de la mécanique du givrage, avec l'aide des conditions de similitude précédentes, permet d'atteindre le réseau des trajectoires de gouttelettes. Il importe, pour l'instant, de savoir par quelles grandeurs nous caractériserons l'aspect de ce réseau.

2.2.3.1 Les *trajectoires tangentes* à l'obstacle délimitent un tube; les trajectoires rencontrent ou ne rencontrent pas l'obstacle suivant qu'elles sont à l'intérieur ou à l'extérieur de ce tube (fig. 1). Le lieu des points de tangence T est une courbe qui définit, sur l'obstacle, l'aire *de captation* ou *aire d'impact.*

Dans le cas d'un écoulement plan, c'est-à-dire d'un cylindre dont les génératrices sont perpendiculaires à la vitesse au loin, cette aire est évidemment définie par les deux trajectoires tangentes contenues dans un plan d'écoulement. Si, en outre, le cylindre a un plan de symétrie perpendiculaire au plan d'écoulement (obstacle circulaire, par exemple), une seule trajectoire tangente est à rechercher. Dans le cas de

circular obstacle, the axis of which projects through the point O, the catch area is then defined by the azimuth θ_m, the angle formed by the radius OA passing through the stagnation point A and the radius OT passing through the point of tangency T (Fig.4).

In the case of an axially-symmetric flow, i.e. a body of revolution with velocity at infinity parallel to the axis of symmetry, it is only necessary to trace out, in a meridian plane, a single limit trajectory.

2.2.3.2 Consider a plane P, perpendicular to the velocity at infinity upstream $\vec{U}_\infty$ (Fig.5), and the following sections, parallel to the plane P:

of the cylinder circumscribed about the obstacle and parallel to the velocity $\vec{U}_\infty$; let Σ_m be the area of this section (projected area);

of the tube defining the limiting trajectories; let S_m be the area of this section.

We shall call the ratio

$$\Gamma = \frac{S_m}{\Sigma_m} \qquad (18)$$

the *collection efficiency*. It is the ratio of the mass of the droplets caught by the obstacle in unit time to the mass of the droplets which would flow through the projected area Σ_m during the same time if the obstacle were removed.

If we designate by w the *liquid-water content of the cloud*, i.e. the mass of water in the droplet state contained in unit volume of cloud, the mass of water caught by the obstacle in unit time is

$$W_m = \Gamma \Sigma_m U_\infty w \qquad (19)$$

l'obstacle circulaire, dont l'axe se projette en O), l'aire de captation est ainsi définie par l'azimuth θ_m, angle formé par le rayon OA qui passe par le point d'arrêt A et par le rayon OT qui passe par le point de tangence T (fig.4).

Dans le cas d'un écoulement de révolution, c'est-à-dire d'un corps de révolution avec vitesse à l'infini parallèle à l'axe de révolution, il suffit de tracer, dans un plan méridien, une seule trajectoire tangente.

2.2.3.2 Considérons un plan P, perpendiculaire à la vitesse à l'infini amont $\vec{U}_\infty$ (fig. 5) et les sections, par le plan P:

du cylindre circonscrit à l'obstacle et parallèle à la vitesse $\vec{U}_\infty$; soit Σ_m l'aire de cette section (aire projetée);

du tube que définissent les trajectoires tangentes; soit S_m l'aire de cette section.

Nous appellerons *coefficient global de captation*, le rapport

$$\Gamma = \frac{S_m}{\Sigma_m} \qquad (18)$$

C'est le rapport de la masse des gouttelettes captées par l'obstacle pendant l'unité de temps à la masse des gouttelettes qui passerait à travers l'aire projetée Σ_m pendant le même temps, si l'obstacle était enlevé.

En désignant par w la *teneur en eau liquide du brouillard*, c'est-à-dire la masse d'eau, à l'état de gouttelettes, que contient l'unité de volume du brouillard, la masse d'eau captée par l'obstacle dans l'unité de temps est

$$W_m = \Gamma \Sigma_m U_\infty w \qquad (19)$$

In the special case of two-dimensional flow (Fig.6), the areas S_m and Σ_m are rectangles having equal bases and, with the notation of Figure 6, the ratio of the two areas is equal to the ratio of the heights of the two rectangles h_m/C.

In the special case of an axially-symmetric flow (Fig.7), the area S_m and Σ_m are circles and the ratio of the two areas is equal to the square of the ratio of the diameters of these circles.

2.2.3.3 Consider, in the impact zone, an area F which is small with respect to the total area of impact, and a point M inside that area (Fig.8). The trajectories which strike that area are inside a tube, cut by the plane P, in a surface s. Let σ be the orthogonal projection of the surface F onto the plane P. We shall call the ratio

$$\gamma = \frac{s}{\sigma} \qquad (20)$$

the local impingement efficiency at the point M.

The *total impingement efficiency* of the impact area (Fig.5) is defined by the ratio

$$\gamma_m = \frac{S_m}{\sigma_m} \qquad (21)$$

This is the ratio of the mass of droplets caught by the obstacle in unit time to that of the droplets which would strike the impact area during the same time if the trajectories remained straight up to the obstacle (U_∞ infinite). This ratio γ_m is evidently equal to *the average of the local impingement efficiencies*, which is not so for the collection efficiency defined by relation (18).

Dans le cas particulier d'un écoulement plan (fig.6), les aires S_m et Σ_m sont des rectangles d'égale base et, avec les notations de la figure 6, le rapport des deux aires est égal au rapport des hauteurs de ces deux rectangles, h_m/C.

Dans le cas particulier d'un écoulement de révolution (fig.7), les aires S_m et Σ_m sont des cercles et le rapport des deux aires est égal au carré du rapport des diamètres de ces cercles.

2.2.3.3 Considérons, sur la zone d'impact, une aire F, petite par rapport à l'aire totale d'impact, et un point M à l'intérieur de cette aire (fig.8). Les trajectoires qui rencontrent cette aire sont à l'intérieur d'un tube, coupé par le plan P, suivant une surface s. Soit σ la projection orthogonale de la surface F sur le plan P; nous appellerons *coefficient local de captation au point M* le rapport

$$\gamma = \frac{s}{\sigma} \qquad (20)$$

Le coefficient total de captation relatif à la zone d'impact (fig.5) est défini par le rapport

$$\gamma_m = \frac{S_m}{\sigma_m} \qquad (21)$$

C'est le rapport de la masse des gouttelettes captées par l'obstacle dans l'unité de temps à celle des gouttelettes qui frapperaient la zone d'impact pendant le même temps si les trajectoires restaient rectilignes jusqu'à l'obstacle (U_∞ infini). Ce rapport γ_m est évidemment égal à *la moyenne des coefficients locaux de captation*, ce qui n'est pas le cas du coefficient global de captation défini par l'expression (18).

2.2.3.4 If the trace of the limit trajectories be extended beyond the point of tangency, it may be observed that streamlines are to be found between the obstacle and the limit trajectories (fig.1). Thus, the tube constituted by the limit trajectories downstream of the obstacle, which is entirely free of droplets, consists of two parts : the wake and what we have called the *'zone of clear air'* belonging to the potential flow.

The zones of clear air allow measuring apparatus to be placed in the airstream without these being subject to icing (Chapter 3, Section 4).

2.2.3.4 Si l'on prolonge le tracé des trajectoires tangentes au-delà du point de tangence, on s'aperçoit que des lignes de courant existent entre l'obstacle et les trajectoires tangentes (fig.1). Ainsi le tube que constituent les trajectoires tangentes à l'aval de l'obstacle et qui est entièrement dépourvu de gouttelettes est constitué de deux parties : le sillage et ce que nous avons appelé la *'zone d'air clair'* appartenant à l'écoulement potentiel.

Les zones d'air clair permettant de placer des appareils de mesure dans le vent sans, pour cela, que ces appareils soient soumis au givrage (chapitre 3, section 4).

2.2.4 *Captation study*

2.2.4.1 Analytical solution of (10) is possible in simple cases : for example, for a flow in the neighbourhood of a stagnation point, assuming that air resistance follows Stokes law[7]; another example is that of a wedge when the velocity at infinity is supersonic[13, 14].

2.2.4.2 The *graphical method*[5, 9, 15] permits point by point plotting of droplet trajectories in the case of a two-dimensional or axially-symmetric flow for which the streamlines have been plotted in advance. This method, which is long and subject to errors, served nevertheless, in France, to carry out some interesting applications as early as 1944.

In the United States, the step-by-step method was used, together with the help of *mechanical differential analyzers*, of the Bush type[10, 15]. This type of apparatus is costly and cumbersome; it requires the simultaneous work of several operators and the determinations take considerable time.

2.2.4 *Etude de la captation*

2.2.4.1 La *résolution analytique* de la relation (10) peut se faire dans des cas simples : par exemple, pour un écoulement au voisinage du point d'arrêt en supposant que la loi de résistance de l'air est la loi de Stokes[7]; par exemple, pour un dièdre, la vitesse à l'infini étant supersonique[13, 14].

2.2.4.2 La *méthode graphique*[5, 9, 15] permet de tracer les trajectoires des gouttelettes point par point dans le cas d'un écoulement plan ou de révolution dont les lignes de courant sont tracées à l'avance. Cette méthode, longue et soumise aux erreurs personnelles du dessinateur, a cependant conduit, en France, à des applications intéressantes, dès 1944.

Aux Etats-Unis, la méthode pas à pas a été mise en oeuvre à l'aide d'*analyseurs différentiels mécaniques*, du type Bush[10, 15]. Les appareils sont coûteux, encombrants; ils nécessitent l'intervention simultanée de plusieurs opérateurs, les déterminations étant d'ailleurs fort longues.

It seems natural to prefer *electronic calculators*. These are based on the electrical analogue principle which makes it possible to obtain the droplet trajectories directly without first having to plot out the streamlines. The plotting is particularly rapid with the University of Michigan apparatus[12, 17], for which the electrical field is obtained from a plate which is rendered conducting[18]. With the apparatus of the Blaise Pascal Laboratory[19] and that of the University of Minnesota[20], both of which use an electric tank, the possibilities are greater (axially-symmetric flows, compressible flows).

Il semble naturel de leur préférer des *calculateurs électroniques*, fondés sur le principe des analogies électriques, qui permettent d'obtenir directement les trajectoires des gouttelettes sans avoir à tracer tout d'abord les lignes de courant. Le tracé est particulièrement rapide avec l'appareil de l'Université de Michigan[12, 17] pour lequel le champ électrique est obtenu sur une plaque rendue conductrice[18]. Avec les appareils du laboratoire Blaise Pascal[19] et de l'Université de Minnesota[20], qui utilisent une cuve électrique, les possibilités sont plus grandes (écoulements de révolution, fluide compressible).

2.2.4.3 In complex cases, the only possibility is to the *experimental method*. Descriptions of various techniques will be found in References 9, 11 and 21.

2.2.4.3 Dans les cas complexes, il ne reste que la *méthode expérimentale*. On trouvera décrites diverses techniques dans les références 9, 11 et 21.

2.2.5 Results obtained

2.2.5.1 The important facts to be ascertained, insofar as the capture of droplets by a body moving through a cloud is concerned, are the following:

(a) *The extent of impingement*. This is defined by the captation arc length in the case of a two-dimensional or axially-symmetric flow and even by a captation angle θ_m (Section 2.2.3.2) in the case where this flow may be referred to a circular object.

(b) *The collection efficiency* Γ (Equation 18) or, what amounts to the same thing, the mass of water W_m caught by the obstacle in unit time (Equation 19).

(c) *The impingement distribution on the impact surface*, defined by a *captation indicator* giving, at each point of the impact area, the value of the local impingement efficiency (Equation 20).

2.2.5 Résultats obtenus

2.2.5.1 Ce qu'il importe de connaître, quant à la captation des gouttelettes par un corps se déplaçant dans le brouillard, c'est:

(a) l'*aire de captation*: elle sera définie par la longueur de l'arc de captation dans le cas d'un écoulement plan ou de révolution, et, même par un angle de captation θ_m (section 2.2.3.2) dans le cas où cet écoulement se rapporte à un obstacle à directrice ou à méridienne circulaire;

(b) le *coefficient global de captation*, Γ (relation 18), ou, ce qui revient au même, la masse d'eau, W_m, captée par l'obstacle dans l'unité de temps (relation 19);

(c) la *distribution de la captation sur l'aire d'impact* définie par une *indicatrice de captation* donnant, en chaque point de l'aire d'impact, la valeur du coefficient local de captation γ (relation 20).

2.2.5.2 The earliest measurements were made on *circular cylinders*[8, 5, 9, 10]. These have been repeated with a great deal of care by various workers. Figures 9, 10 and 11 are taken from Reference 16. In this paper, the parameters $K = R_\infty/\psi$ and $\phi = R_\infty/\psi$ are used instead of R_∞ and ψ from Equation (13), (see the note in Section 2.2.2.1). The parameter K, called the *inertia parameter*, is independent of the air density; it is greater when the inertia forces of the droplet are larger. The parameter ϕ, called the *altitude parameter*, is independent of the dimensions of the droplets.

Figure 9 shows, for two special cases, the network of droplet trajectories. From such plots, the corresponding values of θ_m and Γ, as well as the distribution law, are obtained. Figures 10 and 11 give, respectively, the values of θ_m and Γ for various values of the parameters K and ϕ.

The results given are for a fluid having constant density. In the case of the circular cylinder, the calculations were repeated for the critical Mach number (which corresponds to the appearance of sonic velocity at some point of the meridian), taking the compressibility of the air into account[22]. The divergencies due to compressibility are, for the collection efficiency, of the order of 1% and do not exceed 3% in the range of values of the parameter K studied. Since the compressibility enters in an analogous manner for both aerofoil sections and for the circular cylinder, it may be supposed that the calculations can be carried out, for these aerofoil sections and as long as the speed range remains subsonic, by assuming constant air density. It should, in fact, be observed that it is not worthwhile to seek a very great accuracy; even if the impingement distribution studies were to be carried out for the entire range of droplet diameters contained in a given cloud, the curve giving the number of droplets against droplet diameter (dimensional spectrum of the cloud)

2.2.5.2 Les premières mesures ont été faites sur des *cylindres circulaires*[8, 5, 9, 10]. Elles ont été reprises avec beaucoup de soin par divers expérimentateurs: les figures 9, 10 et 11 sont tirées de la référence 16. Dans ce mémoire, la représentation utilise les paramètres $K = R_\infty/\psi$ et $\phi = R_\infty/\psi$, au lieu des paramètres R_∞ et ψ de la relation (13) (voir note de la section 2.2.2.1). Le paramètre K, dit *paramètre d'inertie*, est indépendant de la masse spécifique de l'air; il est d'autant plus grand que les forces d'inertie de la gouttelette sont plus élevées. Le paramètre ϕ, dit *paramètre d'altitude*, est indépendant des dimensions des gouttelettes.

La figure 9 représente, dans deux cas particuliers, le réseau des trajectoires des gouttelettes. On déduit, d'un tel réseau, les valeurs de θ_m et de Γ correspondantes, ainsi que la loi de distribution. Les figures 10 et 11 donnent respectivement les valeurs de θ_m et de Γ pour les diverses valeurs des paramètres K et ϕ.

Les résultats donnés ci-dessus concernent un fluide de masse spécifique constante. Dans le cas du cylindre circulaire, les calculs ont été repris, pour le nombre de Mach critique (qui correspond à l'apparition de la vitesse sonique en un point de la méridienne), en tenant compte de la compressibilité de l'air[22]. Les écarts dûs à la compressibilité sont, pour le coefficient global de captation, de l'ordre de 1% et ne dépassent pas 3% dans le domaine étudié des valeurs du paramètre K. La compressibilité intervenant d'une manière analogue sur les profils d'aile et sur le cylindre circulaire, il est à penser que les calculs peuvent être effectués, pour ces profils, et tant que l'on reste dans le domaine subsonique, en supposant la masse spécifique constante. Il convient en effet de remarquer qu'il est inutile de rechercher une précision très grande : même si les études du coefficient de captation étaient faites pour toute la gamme de diamètres de gouttelettes que contient un nuage déterminé, la courbe qui donne le nombre de gouttelettes en fonction du diamètre (spectre de dimensions du nuage)

is ordinarily obtained with an uncertainty which is such that great accuracy elsewhere would be illusory. It appears quite sufficient to obtain values of impingement efficiency to within a few per cent.

2.2.5.3 Captation for *wings of infinite aspect ratio* has been the subject of numerous studies.

Among the various types of airfoils studied are:- the symmetrical Joukowski profile of 15% relative thickness, at angles of attack of 0° and 2° (Ref.23); the NACA section 65A004, at angles of attack of 4° and 8° (Refs. 24,25); the NACA section 65_1-208 and 65_1-212 at angles of attack of 4° and 8° (Refs. 26, 27); etc. Figures 12 and 13 give respectively, as examples, for sections 65_1-208 and 65_1-212, the rate of water capture and the upper surface impact limits plotted against flight velocity, for different chord lengths. Figure 14 gives also, for the NACA section 65_1-208 at 4° incidence, the values of local impingement efficiency for the case where $R_{\infty} = 256$.

To avoid repeating the study for each type of wing, it was at first proposed to replace the leading edge by an osculating circular cylinder[28]; but this procedure can lead to serious errors. Another method[29] makes it possible to deduce the characteristics of capture from a knowledge of the velocity distribution along the airfoil. Finally, an empirical expression has been proposed for representing the collection efficiency as a function of two ratios : maximum thickness/chord; and (the projection of the section on to a plane perpendicular to the velocity)/chord[30].

2.2.5.4 *Bodies of revolution* are numerous in aviation and occasionally play a fundamental role, as in jet engines, cabin noses, air intakes, radomes, instruments.

est ordinairement obtenue avec une incertitude telle que cette précision serait illusoire. Il paraît largement suffisant d'obtenir les valeurs du coefficient de captation à quelques pour cent près.

2.2.5.3 L'étude de la captation pour les *ailes d'envergure infinie* a fait évidemment l'objet de nombreux travaux.

Parmi les divers types de profils, citons: profil Joukowski symétrique, d'épaisseur relative 15%, aux angles d'attaque 0° et 2° (référence 23), profil NACA 65A004, aux angles d'attaque 4° et 8° (références 24, 25), profil NACA 65_1-208 et 65_1-212, aux angles d'attaque 4° et 8° (références 26, 27), etc. A titre d'exemple, les figures 12, 13 donnent, respectivement, en fonction de la vitesse de vol et pour diverses longueurs de corde, le taux d'eau captée et la limite de l'impact sur l'extrados pour les profils 65_1-208 et 65_1-212. La figure 14 donne, en outre, pour le profil NACA 65_1-208, à l'angle d'attaque 4°, les valeurs du coefficient local de captation, dans le cas où $R_{\infty} = 256$.

Pour n'avoir point à refaire l'étude de chaque type d'aile, on a d'abord proposé de remplacer le bord d'attaque par un cylindre circulaire osculateur[28], mais ce procédé peut conduire à des erreurs importantes. Une autre méthode[29] permet de déduire les particularités de la captation de la connaissance de la distribution des vitesses le long du profil. Enfin, une expression empirique a été proposée pour représenter le coefficient global de captation en fonction de deux rapports : le rapport à la corde de l'épaisseur maximum du profil et le rapport à la corde de la projection de la directrice sur un plan perpendiculaire à la vitesse[30].

2.2.5.4 Les *corps de révolution* sont très nombreux en aviation et jouent quelquefois un rôle fondamental : engins autopropulsés, nez de cabines, entrées de réacteurs, radomes, instruments.

The earliest studies were made on the sphere[10, 31]; however, as it may be convenient, as a first approximation, to identify a body of revolution with an ellipsoid of revolution, capture by such ellipsoids was therefore studied[32, 33, 34, 35]. The studies made on jet engine air intakes[36] should also be mentioned.

2.2.5.5 Calculations carried out for two-dimensional flows can be generalized for three-dimensional flows; thus, captation could be studied for a swept wing with NACA airfoil section 65_1-212, at 2.8° incidence and 45° sweep[37].

2.3 The Thermodynamics of Icing

2.3.1 *Surface temperature in clear air*

An airplane flies at velocity U_∞ in an atmosphere of clear air where the pressure is p_∞ and the temperature T_∞. At the edge of the boundary layer, along the surface normal at the point M, the magnitude of the relative velocity of the air with respect to the aeroplane is U (local potential velocity), the pressure is p and the temperature is T, with

$$U^2 = U_\infty^2 - 2\frac{\varkappa-1}{\varkappa}\frac{RT_\infty}{M}\left[\left(\frac{p}{p_\infty}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}} - 1\right] \quad (22)$$

$$T = T_\infty + \frac{U_\infty^2 - U^2}{2c_p} \quad (23)$$

At the point M, on the surface itself, the relative velocity is zero and the pressure is again given by p; but the temperature, if it be assumed that there is *no heat conduction through, nor radiation from, the surface*, is

$$T_f = T + r\frac{U^2}{2c_p} \quad (24)$$

Les premières études ont été faites sur la sphère[10, 31]; cependant, comme il peut être commode, en première approximation, de ramener un corps de révolution à un ellipsoïde de révolution, la captation par de tels ellipsoïdes a été etudiée[32, 33, 34, 35]. Signalons également les études sur les entrées de réacteurs[36].

2.2.5.5 Les calculs obtenus en écoulement plan peuvent se généraliser en *attaque oblique;* c'est ainsi que l'étude de la captation a pu être faite pour une aile en flèche de profil NACA 65_1-212, d'incidence 2,8° et de flèche 45° (référence 37).

2.3 Thermodynamique du Givrage

2.3.1 *Température de paroi en air clair*

Un avion vole à la vitesse U_∞ dans une atmosphère d'air clair où la pression est p_∞ et la température T_∞. A la frontière extérieure de la couche limite, sur la normale au point M de la paroi, le module de la vitesse relative de l'air par rapport à l'avion est U (vitesse potentielle locale), la pression, p et la température, T, avec

$$U^2 = U_\infty^2 - 2\frac{\varkappa-1}{\varkappa}\frac{RT_\infty}{M}\left[\left(\frac{p}{p_\infty}\right)^{\frac{\varkappa-1}{\varkappa}} - 1\right] \quad (22)$$

$$T = T_\infty + \frac{U_\infty^2 - U^2}{2c_p} \quad (23)$$

Au point M, sur la paroi même, la vitesse relative est nulle et la pression encore égale à p, mais la température, en supposant qu'*il n'y a ni conduction de chaleur à travers la paroi, ni rayonnement de sa surface*, est

$$T_f = T + r\frac{U^2}{2c_p} \quad (24)$$

where r is the recovery factor of the surface, the value of which always remains fairly close to 0.85. Thus, taking into account both (23) and (24), *the adiabatic wall temperature at point M is*

$$T_f = T_\infty + \frac{U_\infty^2}{2c_p}\left[1 - \left(\frac{U}{U_\infty}\right)^2 (1 - r)\right] \quad (25)$$

If the *wall is heated* and if, in a steady state, the density of the heat flux penetrating the surface at M is φ, it is well known that the surface temperature T_p is given by the expression

$$\varphi = h_c(T_p - T_f) = h_c(t_p - t_f) \quad (26)$$

where h_c is the *heat transfer coefficient at M* under the flight conditions being considered and t is the Celsius temperature.

2.3.2 *Basis for calculating the surface temperature in the presence of an icing cloud*

If the flight occurs in a cloud and, in particular, if the cloud is an icing one, the calculation of the surface temperature becomes more complicated. The variations of pressure and velocity are accompanied by changes of state which gives rise to important thermal effects which must be taken into account[38, 39].

First, the structure of the icing cloud must be assumed; this question is considered later. The mechanics of icing, the principles of which have been discussed in Section 2.2, then permits us to determine, when the flight conditions are specified, the mass rate, q_e, of appearance of water per unit area on a surface element about the point M. The surface temperature at the point M is then easily calculated if certain simplifying assumptions are introduced; it should, incidentally, be noted that the justification for these assumptions has not yet been clearly given.

(a) First, *in potential flow*, in the neighbourhood of the wall, the water droplets are assumed to have the same velocity U as the air surrounding them.

où r est le facteur thermique pariétal, toujours assez voisin de 0,85. Ainsi, tenant compte à la fois de (23) et de (24), la *température de frottement au point M* est

$$T_f = T_\infty + \frac{U_\infty^2}{2c_p}\left[1 - \left(\frac{U}{U_\infty}\right)^2 (1 - r)\right] \quad (25)$$

Si la *paroi est chauffée* et si, en régime permanent, la densité de flux de chaleur qui traverse la paroi au point M est φ, on sait que la température de paroi T_p est donnée par l'expression

$$\varphi = h_c(T_p - T_f) = h_c(t_p - t_f) \quad (26)$$

où h_c est le *coefficient de convection de la chaleur au point M* dans les conditions de vol considérées et où t représente la température Celsius.

2.3.2 *Bases de calcul de la température de paroi dans un nuage givrant*

Si le vol s'effectue dans un nuage, et, plus particulièrement, si ce nuage est givrant, le calcul de la température de paroi devient plus complexe; les variations de pression et de vitesse s'accompagnent de changements d'états qui entraînent des effets thermiques importants, dont il convient de tenir compte[38, 39].

Il faut se donner d'abord la structure du nuage givrant; nous y reviendrons plus loin. La mécanique du givrage, dont nous venons d'exposer les principes dans le section 2.2 nous permet alors de déterminer, quand les conditions de vol sont précisées, la densité de flux de masse d'eau, q_e, qui arrive sur un élément de surface de paroi entourant le point M. Le calcul de la température de paroi au point M se fait alors aisément, si l'on introduit des hypothèses simplificatrices dont la justification n'a d'ailleurs pas été encore clairement donnée.

(a) D'abord, *dans l'écoulement potentiel*, au voisinage de la paroi, les gouttelettes d'eau sont supposées avoir la même vitesse U que l'air qui les entoure.

(b) In spite of the variation of the pressure p and the temperature T along the surface, a variation which can be very rapid if the surface curvature is very pronounced, it is assumed that, *in potential flow*, at every instant there is thermodynamic equilibrium between the air and the droplets. These droplets are thus at the temperature T of the air surrounding them, the vapour pressure e of the water vapour in the air being equal to the saturation pressure at the temperature T.

(c) Considering the very small thickness of the *boundary layer* and the rapidity with which the velocity and the temperature vary in this layer, it is not possible to assume thermodynamic equilibrium between water and air in this region. We will therefore, in this case, make the inverse assumption to that in (b), namely that the droplet strikes the surface with the velocity U and temperature T which it had in potential flow, without being slowed, heated or subject to evaporation in the course of its passage through the boundary layer.

None of these assumptions is actually satisfied, and considerably different results would be obtained by starting from other assumptions. For example, instead of supposing thermodynamic equilibrium in the potential flow, one might assume that there the droplets retain the temperature T_∞, the vapour pressure remaining equal to e_∞; or again, it might be supposed that thermodynamic equilibrium persists in the boundary layer. Apart from the fact that the hypotheses (a), (b), (c) appear to be the most reasonable ones, two reassuring considerations may be mentioned : first, the calculations carried out starting from these assumptions lead to results having the same order of magnitude as the experimental ones (see, for example, References 40 and 41); secondly, in practice, the thermal balance calculations do not demand very high precision since the cloud structure, being rapidly changing, cannot itself be very accurately determined.

(b) Malgré l'évolution de la pression p et de la température T le long de la paroi - évolution qui peut être très rapide si la courbure de la paroi est très forte - on admet qu'il y a, à chaque instant, *dans l'écoulement potentiel*, équilibre thermodynamique entre l'air et les gouttelettes. Ces gouttelettes sont, ainsi, à la température T de l'air qui les environne, la pression e de la vapeur d'eau dans l'air étant égale à la pression de saturation à la température T.

(c) Etant données la très faible épaisseur de la *couche limite* et la rapidité de variation de la vitesse et de la température dans cette couche, l'équilibre thermodynamique entre l'air et l'eau n'y saurait être admis. Nous ferons alors, dans ce cas, l'hypothèse inverse de (b), à savoir que la gouttelette arrive sur la paroi avec la vitesse U et la température T qu'elle avait dans l'écoulement potentiel, de sorte qu'elle ne subit ni freinage, ni échauffement, ni évaporation, lors de la traversée de la couche limite.

Aucune de ces hypothèses n'est vraiment satisfaite et on obtiendrait des résultats sensiblement différents en partant d'autres bases. Par exemple, au lieu d'admettre l'équilibre thermodynamique dans l'écoulement potentiel, on supposerait que les gouttelettes y conservent la température T_∞, la pression de vapeur étant toujours égale à e_∞; ou encore, on supposerait que l'équilibre thermodynamique subsiste dans la couche limite. Outre que les hypothèses (a), (b) et (c) paraissent les plus raisonnables, deux considérations doivent nous rassurer : d'une part, les calculs effectués à partir de ces hypothèses conduisent à des résultats ayant même ordre de grandeur que les résultats expérimentaux (voir, par exemple, les références 40 et 41); d'autre part, dans la pratique, les calculs de bilan thermique ne demandent pas une précision très élevée, la structure du nuage, par suite de la rapidité de son évolution, ne pouvant être fixée avec certitude.

2.3.3 Calculation of the surface temperature in an icing cloud

The establishment of the thermal balance-sheet has been the subject of several studies (References 3, 42, 43, 44, 45 and 46). We shall simply indicate here the different expressions to be found in this heat balance, established using assumptions (a), (b), (c) of the previous section.

2.3.3.1 The densities of heat flux given up by the surface element surrounding the point M include the following contributions:

(a) The density of heat flux due to *convection*, φ_c. It is convenient to include the effect of aerodynamic heating in the expression for the density φ_c and to write it, according to (24) and (26), as

$$\varphi_c = h_c(t_p - t_f), \text{ avec } t_f = t + r\frac{U^2}{2c_p} \qquad (27)$$

If this precaution be taken, it is no longer necessary to consider separately, among the heat flux densities received at the surface, that due to frictional dissipation inside the boundary layer;

(b) The density of heat flux due to *evaporation*. The assumptions made lead to the consideration of that evaporation as coming from a surface covered with ice or water at the temperature T_p, then water vapour pressure in the potential flow being e, the saturation pressure at the temperature T; in other words the pressure distribution inside the boundary layer obeys the usual diffusion law, without the evaporation of the droplets inside the boundary layer being taken into account. The weight velocity of the water vapour at point M is thus

$$q_v = h_m(\tau_p - \tau) \qquad (28)$$

2.3.3 Calcul de la température de paroi dans un nuage givrant

L'établissement du bilan thermique a fait l'objet de plusieurs études (références 3, 42, 43, 44, 45, 46 notamment). Nous ne ferons qu'indiquer, ici, l'expression des divers termes de ce bilan, établi à partir des hypothèses (a), (b) et (c).

2.3.3.1 Les densités de flux de chaleur cédées par l'élément de paroi qui entoure le point M comprennent:

(a) la densité de flux de chaleur due à la *convection*, φ_c. Il est commode de tenir compte de l'échauffement aérodynamique dans l'expression de la densité φ_c et de l'écrire, d'après (24) et (26),

Moyennant cette précaution, il ne sera plus nécessaire de faire figurer, dans les densités de flux de chaleur reçues par la paroi, celle qui est due à la dissipation par frottement à l'intérieur de la couche limite;

(b) la densité de flux de chaleur due à l'*évaporation*. Les hypothèses faites conduisent à considérer cette évaporation comme provenant d'une paroi couverte de glace ou d'eau à la température T_p, la pression de vapeur d'eau dans l'écoulement potentiel étant e, pression de saturation à la température T; autrement dit, la distribution des pressions à l'intérieur de la couche limite suit la loi habituelle de diffusion, sans que soit prise en considération l'évaporation des gouttelettes à l'intérieur de la couche limite. La densité de flux de masse de vapeur d'eau au point M est ainsi

$$q_v = h_m(\tau_p - \tau) \qquad (28)$$

where τ_p and τ are the ratios of the weights of water vapour to air, respectively in contact with the surface and at the edge of the boundary layer. If δ designates the relative density of the water vapour with respect to the air ($\delta = 0.622$), the ratio τ can be written

$$\tau = \delta \frac{e}{p - e}$$

and Equation (28) takes the form

$$q_v = h_m \delta \left(\frac{e_p}{p - e_p} - \frac{e}{p - e} \right)$$

If it be noted that the water vapour pressure is generally low compared to that of the mixture of air and water vapour, this expression can be simplified to

$$q_v = h_m \frac{\delta (e_p - e)}{p} = 0.62\, h_D \frac{e_p - e}{p}. \qquad (29)$$

Notice that e will be the saturation pressure at temperature T_p of either ice or water (e_{pi} or e_{pe}) according as the surface is covered with ice or with water.

The analogies between heat and mass transfer make it possible to write

$$\frac{h_m}{h_c} = \frac{f(L)}{c_p} \qquad (30)$$

where L is the Lewis number, i.e. the ratio of the diffusion coefficient D to the thermal diffusivity a, and c_p is the specific heat of the gaseous mixture.

Thus, Equation (29) becomes

$$q_v = 0.62\, f(L) \frac{h_c}{c_p} \frac{e_p - e}{p}$$

où τ_p et τ sont les rapports de la masse de vapeur d'eau à la masse d'air respectivement au contact de la paroi et à la frontière de la couche limite. En désignant par δ la densité relative de la vapeur d'eau par rapport à l'air ($\delta = 0,622$), le rapport τ s'écrit

$$\tau = \delta \frac{e}{p - e}$$

et la relation (28) prend la forme

$$q_v = h_m \delta \left(\frac{e_p}{p - e_p} - \frac{e}{p - e} \right)$$

En remarquant que la pression de vapeur d'eau est généralement faible devant la pression du mélange air et vapeur d'eau, on peut simplifier et écrire

$$q_v = h_m \frac{\delta (e_p - e)}{p} = 0.62\, h_D \frac{e_p - e}{p}. \qquad (29)$$

Remarquons que e_p représente, suivant que la paroi est couverte de glace ou d'eau, la pression de saturation à la température T_p, de la glace ou de l'eau (e_{pi} ou e_{pe}).

Les analogies entre transport de chaleur et transport de masse permettent d'écrire

$$\frac{h_m}{h_c} = \frac{f(L)}{c_p} \qquad (30)$$

où L est le nombre de Lewis, rapport de la diffusivité massique D à la diffusivité thermique a, et c_p, la chaleur spécifique du mélange gazeux.

Ainsi, la relation (29) devient

$$q_v = 0,62\, f(L) \frac{h_c}{c_p} \frac{e_p - e}{p}$$

In the case of a mixture of water vapour and air, the Lewis number, as well as the function $f(L)$, take on values in the neighbourhood of unity ($L = 0.83$, $f(L) = 0.9$ in laminar flow). Then q_v can be written

$$q_v = 0.7 \frac{h_c}{c_p} \frac{e_p - e}{p} \qquad (31)$$

This flux per unit area of evaporated water corresponds to an outflow of transmitted heat given by

$$\varphi_v = 0.7 \frac{L}{c_p} h_c \frac{(e_p - e)}{p} \qquad (32)$$

where L is the latent heat of vapourization of water or the latent heat of sublimation of ice at the temperature T_p (L_v or L_s).

(c) The density of heat flux due to *the temperature rise of the water*. The calculation is carried out assuming that the Celsius temperature of the droplet when it strikes the surface is t ($t < 0$).

If the Celsius temperature t_p of the surface is above zero, the water, of average specific heat c_e, receives

$$\varphi_e = q_e c_e (t_p - t) \quad \left[t_p > 0^{\circ}C \right] \qquad (33a)$$

If the surface temperature is $0^{\circ}C$, *a fraction f of the supercooled water changes into ice*, and, if L_f is the heat of fusion of the ice, then

$$\varphi_e = - q_e (c_e t + f L_f) \quad \left[t_p = 0^{\circ}C \right] \qquad (33b)$$

If the surface temperature is less than $0^{\circ}C$, and c_i represents the average specific heat of the ice, then

$$\varphi_e = - q_e (c_e t + L_f - c_i t_p) \quad \left[t_p < 0^{\circ}C \right] \qquad (33c)$$

Dans le cas d'un mélange de vapeur d'eau et d'air, le nombre de Lewis, et aussi la fonction $f(L)$, sont voisines de l'unité ($L = 0,83$, $f(L) = 0,9$ en écoulement laminaire). On aura donc

$$q_v = 0,7 \frac{h_c}{c_p} \frac{e_p - e}{p} \qquad (31)$$

Cette densité de débit de masse d'eau évaporée correspond à une densité de débit de chaleur cédée

$$\varphi_v = 0,7 \frac{L}{c_p} h_c \frac{(e_p - e)}{p} \qquad (32)$$

où L est la chaleur de vaporisation de l'eau ou la chaleur de sublimation de la glace à la température T_p (L_v ou L_s);

(c) la densité de flux de chaleur due à l'*élévation de température de l'eau*. Le calcul est fait en supposant que la température Celsius de la goutte à son arrivée sur la surface est t ($t < 0$).

Si la température Celsius de la paroi t_p est supérieure à zéro degré, l'eau, de chaleur spécifique moyenne c_e, reçoit

$$\varphi_e = q_e c_e (t_p - t) \quad \left[t_p > 0^{\circ}C \right] \qquad (33a)$$

Si la température de la paroi est zéro degré, une *fraction f de l'eau surfondue passe à l'état de glace* et, en désignant par L_f la chaleur de fusion de la glace,

$$\varphi_e = - q_e (c_e t + f L_f) \quad \left[t_p = 0^{\circ}C \right] \qquad (33b)$$

Si la température de paroi est inférieure à zéro degré, en désignant par c_i la chaleur spécifique moyenne de la glace,

$$\varphi_e = - q_e (c_e t + L_f - c_i t_p) \quad \left[t_p < 0^{\circ}C \right] \qquad (33c)$$

2.3.3.2 The *densities of heat flux received* by the surface element about the point M are made up of the following contributions:

(a) the heat flux density φ_u due to *the kinetic energy of the droplets*. The droplets, striking the surface with the velocity U that they had in the potential flow, give up the following quantity of heat, in mechanical units:

$$\varphi_u = q_e \frac{U^2}{2} \qquad (34)$$

(b) the heat flux density φ due to *artificial heating*. To avoid coming back to it later, we will consider here the case where the body is heated and receives, at point M, a heat flux density φ from the inside.

(c) the heat flux density due to *frictional energy*. We have already taken this into account in the expression for the heat given up by convection.

2.3.3.3 *The thermal balance* is then expressed by the equation

$$\varphi + \varphi_u = \varphi_c + \varphi_v + \varphi_e \qquad (35)$$

the value of φ being zero in the special case of an unheated surface.

The Expressions (27), (32), (33) and (34) then lead to the following ones:-

(a) In the case of a *surface at above freezing temperature* (Equation 33a):

$$\varphi = h_c \left[t_p - t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_v}{c_p} \frac{e_{pe} - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} \left(t_p - t - \frac{U^2}{2c_e} \right) \right] \qquad (36a)$$

(b) In the case of a *surface at 0°C* (Equation 33b):

$$\varphi = h_c \left[- t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_0}{c_p} \frac{e_c - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} - \frac{f L_f}{c_e} - \frac{U^2}{2c_e} \right] \qquad (36b)$$

2.3.3.2 Les *densités de flux de chaleur reçues* par l'élément de paroi qui entoure le point M sont:

(a) la densité de flux de chaleur φ_u due à l'*énergie cinétique des gouttelettes*. Les gouttelettes, arrivant sur la paroi avec la vitesse U qu'elles avaient dans l'écoulement potentiel, cèdent la quantité de chaleur, en unités mécaniques,

$$\varphi_u = q_e \frac{U^2}{2} \qquad (34)$$

(b) la densité de flux de chaleur φ due à un *chauffage artificiel*. Pour ne pas avoir à y revenir, nous considérerons, en effet, le cas où le corps est chauffé et reçoit au point M, de l'intérieur, une densité de flux de chaleur φ.

(c) la densité de flux de chaleur due à l'*énergie de frottement*. Nous en avons déjà tenu compte dans l'expression de la chaleur cédée par convection.

2.3.3.3 Le *bilan thermique* se traduit, dès lors, par l'égalité

$$\varphi + \varphi_u = \varphi_c + \varphi_v + \varphi_e \qquad (35)$$

la valeur de φ étant nulle dans le cas particulier de la paroi non chauffée.

Les expressions (27), (32), (33) et (34) conduisent alors aux expressions suivantes:

(a) dans le cas d'une *paroi à température positive* (relation 33a),

$$\varphi = h_c \left[t_p - t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_v}{c_p} \frac{e_{pe} - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} \left(t_p - t - \frac{U^2}{2c_e} \right) \right] \qquad (36a)$$

(b) dans le cas d'une *paroi à zéro degré* (relation 33b),

$$\varphi = h_c \left[- t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_0}{c_p} \frac{e_c - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} - \frac{f L_f}{c_e} - \frac{U^2}{2c_e} \right] \qquad (36b)$$

(c) In the case of a *surface at below-freezing temperature* (Equation 33c):-

$$\varphi = h_c \left[t_p - t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_s}{c_p} \frac{e_{pi} - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} \left(\frac{c_i}{c_e} t_p - t - \frac{L_f}{c_e} - \frac{U^2}{2c_e} \right) \right] \qquad (36c)$$

2.3.4 Practical solution of the thermodynamic icing equations

2.3.4.1 It is convenient to introduce the dimensionless number[47]

$$b = \frac{q_e c_e}{h_c} \qquad (37)$$

and to separate the different terms which enter into the relations (36) so as to obtain three functions which are respectively related, the first, θ_p, to the thermodynamic conditions at the wall, the second, θ, to the thermodynamic conditions in the potential flow, and the third, θ_u, to the mechanical conditions. For the three Equations (36), the respective values of θ_p, θ and θ_u will be given by

(c) dans le cas d'une *paroi à température négative* (relation 33c),

$$\varphi = h_c \left[t_p - t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_s}{c_p} \frac{e_{pi} - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} \left(\frac{c_i}{c_e} t_p - t - \frac{L_f}{c_e} - \frac{U^2}{2c_e} \right) \right] \qquad (36c)$$

2.3.4 Résolution pratique des équations thermodynamique du givrage

2.3.4.1 Il est commode d'introduire le nombre sans dimensions[47]

$$b = \frac{q_e c_e}{h_c} \qquad (37)$$

et de séparer les différents termes qui interviennent dans les relations (36), de manière à obtenir trois fonctions qui se rapportent, la première, θ_p, aux conditions thermodynamiques à la paroi, la deuxième, θ, aux conditions thermodynamiques dans l'écoulement potentiel, la troisième, θ_u, aux conditions mécaniques. Pour les trois relations (36), les valeurs respectives de θ_p, de θ et de θ_u sont

$$\left[t_p > 0^\circ C \right] \quad \begin{cases} \theta_p = t_p(1 + b) + 0.7 \dfrac{L_v}{t_p} \dfrac{e_{pe}}{p} \\ \theta = t(1 + b) + 0.7 \dfrac{L_v}{c_p} \dfrac{e}{p} \\ \theta_u = \dfrac{U^2}{2c_e} \left(r \dfrac{c_e}{c_p} + b \right) \end{cases} \qquad (38a)$$

$$\left[t_p = 0^\circ C \right] \quad \begin{cases} \theta'_p = \dfrac{0.7 L_o}{c_p} \dfrac{c_o}{p} \\ \theta' = t(1 + b) + 0.7 \dfrac{L_{vo}}{c_p} \dfrac{e}{p} + b f \dfrac{L_f}{c_e} \\ \theta'_u = \theta_u = \dfrac{U^2}{2c_e} \left(r \dfrac{c_e}{c_p} + b \right) \end{cases} \qquad (38b)$$

$$\left[t_p < 0^{\circ}C\right] \quad \begin{cases} \theta_p'' = t_p\left(1 + b\dfrac{c_i}{c_e}\right) + 0.7\dfrac{L_s}{c_p}\dfrac{c_{pi}}{p} \\ \theta'' = t(1+b) + 0.7\dfrac{L_s}{c_p}\dfrac{e}{p} + b\dfrac{L_f}{c_e} \\ \theta_u'' = \theta_u = \dfrac{U^2}{2c_e}\left(r\dfrac{c_e}{c_p} + b\right) \end{cases} \tag{38c}$$

so that Equations (36) can be written, account being taken of (37) and (38), as

de sorte que les équations (36) s'écrivent, en tenant compte de (37) et (38),

$$\left[t_p > 0^{\circ}C\right] \qquad \varphi = h_c(\theta_p - \theta - \theta_u) \tag{39a}$$

$$\left[t_p = 0^{\circ}C\right] \qquad \varphi = h_c(\theta_p' - \theta' - \theta_u) \tag{39b}$$

$$\left[t_p < 0^{\circ}C\right] \qquad \varphi = h_c(\theta_p'' - \theta'' - \theta_u) \tag{39c}$$

2.3.4.2 If the variations of a function θ with the different variables be represented graphically, it is possible, with the help of these graphs, to solve one or the other of the following problems:-

2.3.4.2 Si l'on représente graphiquement les variations d'une fonction θ en fonction des diverses variables, il sera possible, à l'aide de ces graphiques, de résoudre l'un des deux problèmes suivants:

(a) *What is the surface temperature* t_p, in the absence of artificial heating ($\varphi = 0$), and, in the case where this temperature is $0^{\circ}C$, what is the *fraction f of water transformed into ice?*

(a) *quelle est la température de la paroi,* t_p, quand il n'y a pas de chauffage artificiel ($\varphi = 0$) et, dans le cas où cette température est zéro degré, quelle est la *fraction f d'eau transformée en glace?*

(b) *What is the density of heat flux* necessary at a given point of the surface in order to maintain a given surface temperature t_p at this point?

(b) *quelle est la densité de flux de chaleur* à fournir en un point de la paroi pour avoir, en ce point, une température de surface, t_p, donnée?

To solve these problems it is convenient and sufficiently accurate in many cases to assume that, at the edge of the boundary layer, the velocity U remains equal to U_∞ and that the pressure p remains equal to p_∞. In particular, it will suffice to plot once and for all the curves of θ_u against U_∞, which are valid at all altitudes, for various values of the parameter b, assuming r constant and equal to 0.875, (Fig.15).

Pour résoudre ces problèmes, il est commode et suffisamment précis, dans beaucoup de cas, de supposer qu'à la frontière de la couche limite, la vitesse U reste égale à U_∞, et la pression p, à p_∞. En particulier, il suffira de tracer, une fois pour toutes, pour diverses valeurs du paramètre b et en supposant r constant et égal à 0,875, les courbes, valables à toute altitude, donnant les valeurs de θ_u en fonction de la vitesse U_∞ (fig.15).

2.3.4.3 Let us first consider the *case where the temperature of the surface is different from zero.* It is necessary, in this case, to have, for a given flight altitude, the curves of θ_p (or θ_∞) against t_p (or t_∞), of θ_p'' against t_p, and of θ_∞'' against t_∞, each for various values of the parameter b.

As an example, we give, in Figure 16, the curves of θ_p (or θ) against t_p (or t) at 20,000 ft altitude. Figures 15 and 16 then make it possible to know, at 20,000 ft altitude, the temperature of the surface, if the icing conditions are known. In fact, since $\varphi = 0$, we have

$$\theta_u = \theta_p - \theta_\infty \qquad (40)$$

The known values of U_∞, b and t_∞ give the values of θ_u (Fig.15) and of θ_∞ (Fig.16). Figure 16 also gives t_p, obtained from the value of θ_p given by Equation (40). It would be just as easy to obtain the value of φ starting from Equation (39a), if t_p, and consequently θ_p, were given.

Curves similar to Figure 16 will be found in References 4 and 46, for different altitudes.

2.3.4.4 When thermal exchange raises the droplet, upon impact, to a temperature below 0°C, *the leading edge, covered with ice, is dry;* this is often the case with an unheated wing ($\varphi = 0$). In the case of a wing sufficiently heated ($\varphi > 0$), in spite of the arrival of supercooled droplets at the leading edge, the temperature remains above freezing: *water streams back over* the leading edge. Finally, there exists an intermediate case, which can occur with either a heated or an unheated wing, for a whole range of conditions - that where only a fraction f of the water striking the obstacle freezes; in this case, there exists a *mixture of ice and water on the impact area, which is thus held at 0°C.*

2.3.4.3 Considérons d'abord le *cas où la température de paroi est différente de zéro degré.* Il faut alors que nous ayions, pour une altitude de vol déterminée, les courbes donnant les valeurs de θ_p, (ou de θ_∞) en fonction de t_p (ou de t_∞), de θ_p'' en fonction de t_p, de θ_∞'' en fonction de t_∞, et cela pour diverses valeurs du paramètre b.

A titre d'exemple, nous avons représenté, sur la figure 16, les courbes donnant θ_p (ou θ) en fonction de t_p (ou de t), à l'altitude de 6100 m. Les figures 15 et 16 permettent alors d'avoir, à l'altitude 6100 m, la température de la paroi si les conditions de givrage sont connues. En effet, puisque $\varphi = 0$,

$$\theta_u = \theta_p - \theta_\infty \qquad (40)$$

Les valeurs connues de U_∞, de b et de t_∞ donnent la valeur de θ_u (fig.15) et de θ_∞ (fig.16). La même figure 16 donne t_p, à partir de la valeur de θ_p tirée de la relation (40). Il serait tout aussi simple d'obtenir la valeur de φ à partir de la relation (39a), si t_p et, par conséquent, θ_p, étaient donnés.

On trouvera un certain nombre de réseaux de courbes, tels que celui de la figure 16 et correspondant aux diverses altitudes, dans les références 4 et 46.

2.3.4.4 Quand les échanges thermiques portent la gouttelette, au moment de son impact, à une température inférieure à zéro degré, *le bord d'attaque, recouvert de glace, est sec;* c'est souvent le cas d'une aile non chauffée ($\varphi = 0$). Dans le cas d'une aile suffisamment chauffée ($\varphi > 0$), malgré l'arrivée de gouttelettes d'eau surfondue sur le bord d'attaque, la température est positive; de l'*eau ruisselle* sur le bord d'attaque. Enfin, existe le cas intermédiaire, qui peut se produire avec une aile chauffée ou non, pour tout un domaine de conditions : c'est celui où seulement une fraction f de l'eau qui frappe l'obstacle se congèle, il existe alors un *mélange de glace et d'eau sur l'aire d'impact,* laquelle se trouve ainsi *maintenue à zéro degré.*

It is very important to know, for an *unheated wing*, how the *two limits*, corresponding, for a given impact area at 0°C, to coverage by dry ice (f = 1) and to coverage without any trace of ice (f = 0) vary with atmospheric and flight conditions.

(a) *The limit corresponding to total freezing upon impingement*, also called the Ludlam [47] limit, is of interest for those devices which serve to measure the liquid-water content of a cloud by a measurement of the icing speed (Chapter 3, Section 2.1). Various Canadian studies, notably Reference 48, have shown that the device using rotating cylinders (Chapter 3, Table 1) cannot operate when the liquid-water content of the cloud is high or when the temperature is in the neighbourhood of 0°C. To attain this limit, it is simply necessary to set f = 1 in the expression for θ' and in Equation (39b), in which $\varphi = 0$, i.e.

$$\theta_u = \theta' + \theta'_p \qquad (41)$$

will give the temperature t_∞ as a function of the liquid-water content w for the various flight conditions (altitude, velocity, etc). Figure 17 taken from Reference 48 is based on such a relation for the rotating cylinder.

(b) The determination of the *limit corresponding to the absence of ice* is also of very great interest. Since the external conditions are fixed, it is useful to know the aeroplane velocity for which this limit is attained, as this corresponds to the disappearance of any icing danger. The relation between the local absolute temperature and the local Mach number may be obtained from (36b) by taking $\varphi = 0$, f = 0, r = 0.88 and where the heat due to the kinetic energy of the droplets is neglected:

Il est très important de savoir, pour une *aile non chauffée*, comment varient, avec les conditions atmosphériques et avec les conditions de vol, les *deux limites* correspondant à une aire d'impact, à zéro degré, soit couverte de glace sèche (f = 1), soit couverte d'eau sans trace de glace (f = 0).

(a) *La limite correspondant à la congélation totale à l'impact*, appelée encore limite de Ludlam [47], intéresse les appareils servant à mesurer la teneur en eau liquide d'un nuage et fondés sur la vitesse de givrage (chapitre 3, section 2.1). Diverses études canadiennes (référence 48, notamment) ont, en effet, montré que le dispositif à cylindres tournants (chapitre 3, tableau 1) ne saurait fonctionner, quand les teneurs en eau liquide du nuage sont élevées ou quand les températures sont voisines de zéro degré. Pour obtenir cette limite, il suffit de faire f = 1 dans l'expression de θ', et la relation (39b) dans laquelle $\varphi = 0$, soit

$$\theta_u = \theta' + \theta'_p \qquad (41)$$

donnera la température t_∞ en fonction de la teneur en eau liquide w pour les diverses conditions de vol (altitude, vitesse, etc). La figure 17, tirée de la référence 48, concerne une telle relation, dans le cas du cylindre tournant.

(b) La détermination de la *limite correspondant à l'absence de glace* présente également un très grand intérêt : les conditions extérieures étant fixées, il est utile de connaître la vitesse de l'avion pour laquelle cette limite est atteinte, puisqu'elle correspond à la disparition de tout danger de givrage. La relation entre la température absolue locale et le nombre local de Mach s'obtient à partir de l'équation (36b), où l'on fait $\varphi = 0$, f = 0, r = 0,88, et où l'on néglige la chaleur due à l'énergie cinétique des gouttelettes:

$$T(1 + 0.176\,M^2) = 0.7\frac{L_o}{c_p}\left(\frac{e_o}{p - e_o} - \frac{e}{p - e}\right) \qquad (42)$$

The calculations carried out for wing sections of diamond or circular shape[49, 50] have yielded results verified by experiment[51]; the ice generally appears only at atmospheric temperatures several degrees below those predicted by the calculation. This means that one can establish, *a priori*, the limiting conditions for icing at the various points of a wing. Figure 18 is an example of such a calculation; it will be noticed that, other things being equal, the limiting temperature increases with altitude, but that, at an altitude which is not too great, the temperature t is about -40°C when the Mach number is in the neighbourhood of unity. Icing is then improbable.

2.3.4.5 The surface temperature during icing, as has been known for some time, affects the *appearance and the nature of the deposited ice.*

When the surface temperature is below freezing (low values of t_∞ or of the parameter b), the droplets freeze individually, and the ice formed consists of small grains welded together. The thickness of the deposit varies along the aerofoil section essentially as the local impingement coefficient. Because of the nearly streamlined form of the deposit, this form of icing is the least dangerous.

When the surface temperature is equal to 0°C, a mixture of ice and water results from the impingement of the droplets on the capture area; under these conditions, the water moves downstream, so that the ice formation, more flattened at the nose, no longer has the same appearance as for below-freezing temperature. Instead, the dangerous 'mushroom' form will be obtained, with the two well-known horns on either side of the stagnation point, in the case where the frozen fraction is small; the horns disappear when this fraction is larger. Attempts to calculate the forms to be expected have been made[52, 53].

Les calculs effectués pour des ailes à profil losangique ou lenticulaire[49, 50] ont conduit à des résultats que l'expérience contrôle[51] : la glace n'apparaît généralement qu'à des températures atmosphériques inférieures de quelques degrés à celles auxquelles le calcul conduit; c'est dire qu'a priori, on peut établir, aux divers points d'une aile, les conditions limites de givrage. La figure 18 donne un exemple d'un tel calcul : on remarquera que, toutes choses égales d'ailleurs, la température limite augmente avec l'altitude, mais qu'à une altitude pas trop élevée, la température t est de -40°C environ, quand le nombre de Mach est voisin de l'unité : le givrage est alors improbable.

2.3.4.5 La température de paroi au cours du givrage influe, on le sait depuis longtemps, sur *l'aspect et la nature du givre déposé.*

Quand la température de paroi est inférieure à zéro degré (faibles valeurs de t_∞ ou du paramètre b), les gouttelettes se congèlent individuellement et la glace formée est constituée de petits grains soudés entre eux. L'épaisseur du dépôt varie, le long du profil, sensiblement comme le coefficient local de captation. A cause de la forme presqu'aérodynamique du dépôt, c'est le mode de givrage le moins dangereux.

Quand la température de paroi est égale à zéro degré, c'est un mélange de glace et d'eau qui résulte de l'impact des gouttelettes sur la zone de captation : l'eau, dans ces conditions, se déplace vers l'aval, de sorte que la formation, plus aplatie au nez, n'a plus l'allure décrite dans le cas d'une température inférieure à zéro degré. On aura la redoutable forme en champignon, avec les deux cornes bien connues de part et d'autre du point d'arrêt, dans le cas où la fraction congelée à l'impact est faible; les cornes disparaissent quand cette fraction est plus élevée. Des essais pour calculer les formes à prévoir ont été tentés[52, 53].

Regarding these deposits at 0°C, it should be mentioned that aerodynamic heating is more harmful than helpful for a wing taking on ice. A pilot will obtain no advantage by increasing the aeroplane speed during icing if he cannot, by so doing, completely melt the ice; the speed increase, for a surface remaining at 0°C, only diminishes the fraction of ice formed and thus brings about a form of deposit which is more dangerous.

A propos de ces dépôts à zéro degré, il convient de remarquer que l'échauffement aérodynamique est plus nuisible qu'utile sur une aile qui givre. Un pilote n'a aucun intérêt à augmenter la vitesse durant le givrage, s'il ne peut atteindre, de ce fait, une complète fusion de la glace; l'augmentation de vitesse, pour une surface restant à zéro degré, ne fait que diminuer la fraction de glace formée et provoque ainsi une forme de dépôt plus dangereuse.

3. BRIEF REMARKS ON AEROPLANE ICING AND DEFENSIVE MEASURES AGAINST IT

3. BREVES INDICATIONS SUR LE GIVRAGE DES AVIONS ET LES MOYENS DE DEFENSE

3.1 Aeroplane Icing and its Effects

3.1 Le Givrage des Avions et ses Effets

3.1.1 Atmospheric conditions for icing

3.1.1 Conditions atmosphériques de givrage

3.1.1.1 A cloud is an icing one when it contains water droplets and has a below-freezing temperature. There exist, moreover, two types of icing clouds, those formed solely of water droplets and those consisting of a mixture of water droplets and ice crystals. We have just seen that the thermal effects of the motion can prevent ice deposit on an aeroplane flying through an 'icing cloud'. The practical problem which arises is to know the frequency, position and extent of the icing characteristics for a given aeroplane flying under given conditions.

3.1.1.1 Un nuage est givrant quand il contient des gouttelettes d'eau et quand il a une température négative. Il existe, d'ailleurs, deux types de nuages givrants, suivant qu'ils sont formés de seules gouttelettes d'eau ou d'un mélange de gouttelettes d'eau et de cristaux de glace. Nous venons de voir que les effets thermiques du mouvement peuvent éviter le dépôt de glace sur l'avion qui vole dans un 'nuage givrant'. Le problème pratique qui se pose est de connaître la fréquence, la localisation, l'étendue des conditions de givrage d'un avion donné, volant dans des conditions données.

A great number of studies have been carried out on this problem, particularly in the United States[54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65], but also in Canada and Great Britain[66, 67, 68]. A co-ordinated programme of research on this problem would, however, be worthwhile; principles for this are presented in Chapter 2.

Un grand nombre de travaux ont été faits à ce sujet, principalement aux Etats-Unis[54, 55, 56, 57, 58, 59, 60, 61, 62, 63, 64, 65], mais aussi au Canada et au Royaume Uni[66, 67, 68]. Une organisation plus méthodique de la prospection serait cependant utile et son principe est exposé au chapitre 2.

3.1.1.2 It should be remembered that icing occurs more frequently at low altitudes than at high ones. Figure 19 (Ref.69), which gives the frequency curves, in percentage, of the nebulosity, and of the icing against temperature and altitude, shows that icing is practically non-existent above 30,000 ft.

3.1.1.2 Rappelons que le givrage est plus fréquent aux basses altitudes qu'aux altitudes élevées. La figure 19 (référence 69), où sont représentées les courbes de fréquence, en pourcentages, de nébulosité et de givrage en fonction de la température et de l'altitude, montre que le givrage n'est pratiquement plus à craindre au-dessus de 9 km.

However, even if the aeroplane normally flies at high altitude, where icing is improbable, it should not be forgotten that it must pass through the lower atmosphere after take-off and before landing and that it may also be required to stand-off at low altitude.

3.1.1.3 Figure 19 also shows that *cases of icing are very rare below -30°C* and non-existent below -40°C, although the maxima of nebulosity, at high altitudes, take place precisely at these low temperatures. The fact is that in these cases the clouds are formed of ice crystals, supercooled water no longer existing for droplets of dimensions corresponding to those in clouds below -40°C (Refs. 70, 71). Only certain artificially formed clouds, with very fine droplets and a very short life, can have much higher degrees of supercooling[72,73].

3.1.1.4 The *horizontal extent of icing clouds* varies considerably; it may be as little as 3000 ft or as much as several hundred miles. As will be seen in Chapter 2 (Section 4.2.2), it has been possible to establish a classification of icing cases according to cloud extent. The vertical extent of icing clouds, a very important consideration because aeroplanes flying at high altitude must first pass through the cloud layer, is of the order of 3000 ft if only a single cloud layer exists and, at the maximum, is about 3000 ft if several cloud layers are superimposed on one another. Passage through these layers can therefore last over three minutes. It may be that in tropical zones the thickness of certain cloud layers exceeds 6000 ft.

3.1.1.5 The preceding remarks apply to the icing of a very slow airplane. The *aircraft velocity* has the effect of lowering the temperature at which icing occurs (Section 2.3.4.4): Figure 20 shows the reduction in frequency of icing occurrences as the velocity of the aircraft increases. An aeroplane flying at

Cependant, même si l'avion vole normalement très haut, là où le givrage est improbable, il ne faut pas oublier qu'il doit traverser la basse atmosphère après le décollage et avant l'atterrissage, et qu'il peut également avoir à effectuer un vol d'attente à basse altitude.

3.1.1.3 La figure 19 montre également que *les cas de givrage sont très rares au-dessous de -30°C* et inexistants au-dessous de -40°C, bien que les maximums de nébulosité, aux hautes altitudes, se situent précisément à ces basses températures : c'est qu'alors les nuages sont formés de cristaux de glace, l'eau surfondue n'existant plus, pour des gouttelettes de dimensions correspondant à celles des nuages, au-dessous de -40°C (références 70, 71); seuls des nuages à très fines gouttelettes, obtenus artificiellement, et d'une durée de vie très courte, peuvent avoir des degrés de surfusion beaucoup plus élevés[72,73].

3.1.1.4 L'*étendue des nuages givrants* suivant un plan horizontal est très variable : elle peut aller d'un kilomètre à quelques centaines de kilomètres. On verra, au chapitre 2 (section 4.2.2), qu'on a pu fonder, sur cette étendue, une classification des cas de givrage. L'étendue des nuages givrants dans le sens de la hauteur, très importante à considérer à cause de leur traversée par l'avion volant à haute altitude, est de l'ordre du kilomètre s'il n'existe qu'une seule couche nuageuse et, au maximum, de deux kilomètres si plusieurs couches nuageuses sont superposées; la traversée de ces couches peut durer alors plus de trois minutes. Peut-être que, dans les zones tropicales, la hauteur de certains nuages dépasse deux kilomètres.

3.1.1.5 Les indications précédentes concernent le givrage d'un avion très lent. La *vitesse de l'avion* a pour effet d'abaisser la température où le givrage apparaît (section 2.3.4.4) et la figure 20 donne une représentation de la diminution de la fréquence des cas de givrage quand la vitesse de l'avion augmente: un avion volant à une

220 m.p.h. will not begin to take on ice until the temperature has dropped to -1.6°C; on the other hand, the temperature must drop to -6.3°C before icing if the velocity is 400 m.p.h.

3.1.2 The intensity of icing

3.1.2.1 We have seen, in Section 2 of this chapter, that the calculations carried out for determining captation conditions and surface temperature are based on the assumption that the temperature t_∞ of the cloud, its liquid-water content w, and the droplet diameter D are essentially known.

The two latter factors, w and D, thus affect not only icing intensity (captation conditions) but also the aeroplane surface temperature, so that, in certain cases, according to what values are taken for w and D, icing may or may not occur.*

Research into icing conditions must therefore be accompanied by a study of the *structure of icing clouds* (Chapter 2). Chapter 3 discusses the instruments which seem best adapted to this study. Their number shows that the problem is still far from being entirely solved. It would be extremely desirable to set up some uniformity in the methods of measurement with a view to obtaining simpler and surer comparisons among the results.

3.1.2.2 On the average, *the liquid-water content of a cloud diminishes with decreasing temperature* and, as a result, with increasing altitude. The statistical law of this variation is not known and seems to vary with the region. In any case, at high altitudes icing will always be light.

vitesse de 350km/h ne commencera à givrer qu'au-dessous de -1,6°C, tandis qu'il ne givrera qu'au-dessous de -6,3°C si la vitesse est de 650 km/h.

3.1.2 Intensité du givrage

3.1.2.1 Nous avons vu, dans la section 2 de ce chapitre, que les calculs effectués pour déterminer les conditions de captation et la température de surface supposent essentiellement connues la température t_∞ du nuage, sa teneur en eau liquide w, et le diamètre D des gouttelettes.

Les deux derniers facteurs, w et D, influent ainsi, non seulement sur l'intensité du givrage (conditions de captation), mais encore sur la température de la paroi de l'avion, de sorte que, dans certains cas, suivant les valeurs des facteurs w et D, il peut y avoir ou ne pas y avoir givrage.*

La prospection des conditions de givrage doit donc s'accompagner d'une étude de la *structure des nuages givrants* (chap.2). On verra, au chapitre 3, quels sont les appareils qui paraissent actuellement les mieux adaptés à cette étude. Leur multiplicité montre que le problème n'est point encore résolu. Il y aurait cependant le plus grand intérêt à uniformiser les méthodes de mesure, en vue d'une comparaison plus simple et plus sûre des résultats.

3.1.2.2 En moyenne, *la teneur en eau liquide d'un nuage diminue quand la température diminue* et, par conséquent, quand l'altitude augmente. La loi statistique de cette variation n'est pas connue et semble varier avec la région. De toute manière, aux altitudes élevées, le givrage sera toujours léger.

---

*This result does not appear in Figure 20, which is, moreover, rather schematic. As a matter of fact, the curves of icing frequency against temperature take into account the variation of the liquid-water content of the cloud with cloud temperature.

*Ce résultat n'apparait pas sur la figure 20, d'ailleurs très schématique. En fait, la courbe de fréquence des givrages en fonction de la température tient compte de la variation de la teneur en eau liquide du nuage avec la température de ce nuage.

Because fast aeroplanes take on ice only at low temperatures, for them conditions are as if, statistically, the icing clouds had, on the average, a lower liquid-water content than for slow aeroplanes. For such fast aeroplanes, the liquid-water content can always be taken as less than 1 gm/m^3.

3.1.2.3 The droplets in a cloud do not all have the same diameter, and, in order to characterize the cloud, it is necessary to specify the *law of diameter distribution*. In fact, it is more convenient to select a representative value for the diameter which best exemplifies the properties of the cloud from the icing standpoint. This diameter is called the *median volumetric diameter* D_m and is that diameter for which 50% of the mass of liquid-water has a diameter less than D_m and 50% has a diameter greater than D_m.

Statistics show that, on the whole, *the median volumetric diameter increases when the liquid-water content decreases*. This diameter is of the order of 20 microns in the cumulus cloud and 15 microns in the stratus, for altitude varying between 10,000 and 20,000 ft.

3.1.3 The effects of icing on the aeroplane

We shall consider only the more important of these effects.

(a) The *increase in weight* is generally of secondary importance. We may note, however, that, on a DC 3, a deposit of 35 lb/min is not at all exceptional.

An increase in nose or tail heaviness or a change in wing lift can, on occasion, bring on a *longitudinal or a transverse unbalance*, the cause of which is more probably in the modification of circulation than in a shift of the centre of gravity.

Puisque les avions rapides ne givrent qu'à des températures basses, tout se passe pour eux comme si, statistiquement, les nuages provoquant le givrage avaient, en moyenne, une teneur en eau liquide plus faible que n'est cette teneur pour des avions lents. Pour ces avions rapides, on peut la considérer comme toujours inférieure à 1 g/m^3.

3.1.2.3 Les gouttelettes n'ont pas toutes le même diamètre dans un nuage et, pour caractériser ce dernier, il faut donner la *loi de distribution des diamètres*. En fait, il est plus commode de prendre une valeur représentative du diamètre qui caractérise au mieux les propriétés du nuage au point de vue du givrage. C'est le *diamètre volumique médian*, D_m, diamètre pour lequel 50% de la masse d'eau liquide a un diamètre inférieur à D_m, 50% de la masse ayant un diamètre supérieur à D_m.

La statistique montre que, dans l'ensemble, le *diamètre volumique médian augmente quand la teneur en eau liquide diminue*. Il est de l'ordre de 20 microns dans les cumulus, de 15 microns dans les stratus, pour des altitudes variant de 3 à 6 kilomètres.

3.1.3 Effets du givrage sur l'avion

Nous allons considérer les plus importants:

(a) L'*augmentation de poids* est généralement d'importance secondaire. Notons, cependant, que, sur un DC3, un dépôt de 15 kilogs par minute n'est nullement exceptionnel.

Une plus grande lourdeur du nez ou de la queue, ou d'une aile, suivant le cas, provoque un *déséquilibre longitudinal ou transversal* dont la cause est plus dans la modification de la circulation que dans le déplacement du centre de gravité.

(b) The *modification of aerofoil contours*, as a result of the ice deposit on the leading edge, gives rise to an increase in the aerodynamic drag coefficient and a decrease in the lift coefficient. The aircraft ceiling is thus reduced and, if the icing is heavy, the aeroplane, even at full throttle, can no longer remain airborne and must land. The thickness of ice which first causes danger depends essentially on the type of aeroplane; very clean aircraft are the most sensitive to icing deposits.

In this connection, any protuberance on the aeroplane, which may bring on a heavy ice deposit, and any projecting part, will considerably increase the drag due to icing. This is particularly apparent in the older type aeroplanes where, for example, rivet heads emerge from the surfaces.

The distortion of the aerofoil sections of the propeller blades resulting from ice deposits on the leading edge and the under surface causes a sharp reduction in propeller efficiency. Note that the deposit does not form near the blade tips because the centrifugal force throws any such deposits to the outside. In addition, it frequently happens that the velocity of the blade extremity is sufficiently high to raise the tip temperature above $0^{o}C$; usually, the ice deposit is localized on the hub and on the first two tiers of the blade length.

(c) *Pieces of ice may break off* from one surface and strike another surface. Thus, pieces of ice from the wing may strike the tail, lumps detached from the propeller may damage the fuselage, which is therefore often reinforced in line with the propellers. It is also known that damage can be caused to compressor blades by ice chips coming from a jet engine air intake.

(b) La *modification des profils*, par suite du dépôt sur les bords d'attaque, entraîne une augmentation du coefficient de résistance aérodynamique et une diminution du coefficient de portance. Le plafond est ainsi diminué et, si le givrage est important, l'avion, même à pleins gaz, ne peut plus tenir l'air et doit atterrir. L'épaisseur de givre à partir de laquelle il y a danger dépend essentiellement du type d'avion et les appareils très fins sont les plus sensibles aux dépôts de givre.

Notons, dans le même ordre d'idées, que, toute protubérance sur l'avion servant d'amorce à un fort dépôt de glace, la présence de parties saillantes augmente considérablement la traînée au cours du givrage. Cet effet est surtout notable sur les avions de type ancien, où les têtes de rivets émergent de la paroi.

La déformation du profil des pales qui résulte du dépôt sur les bords d'attaque et sur les intrados entraîne une forte diminution du rendement de l'hélice. Notons que le dépôt ne se forme pas vers les extrémités des pales, parce que la force centrifuge rejette, vers l'extérieur, ce qui se dépose sur ces extremités; d'ailleurs, il arrive fréquemment que la vitesse en bout de pale soit suffisante pour élever la température de l'extrémité au-dessus de zéro degré; habituellement, le dépôt se localise sur le moyeu et sur les deux tiers environ de la longueur des pales.

(c) *Des morceaux de glace peuvent se détacher* d'une paroi et venir heurter une autre paroi : ainsi, des morceaux de glace partis de l'aile peuvent atteindre la queue; des blocs, détachés de l'hélice, peuvent endommager le fuselage, qui est souvent renforcé au droit de l'hélice. On sait enfin que des dommages peuvent être causés aux pales des compresseurs par des blocs venus de l'entrée du réacteur.

(d) *Serious motor vibrations* may be produced by uneven adherence of ice to the propeller, or by the uneven break-off of chunks from a blade. The pilot is then obliged to reduce power just when flight conditions are becoming more difficult.

(e) *Cables, antenna masts etc. begin to vibrate* because of increased load; the vibration amplitudes may become so great that rupture results.

(f) *Air intakes gradually close up,* and hence jet engines, oil coolers and radiators begin to function improperly or cease functioning entirely. Fuel tank orifices may also become plugged.

In the same way, aeroplane nozzle instruments using relative wind pressure (air speed, artificial horizon, turn indicators, etc.) can be put out of order by the plugging of this nozzle. Even a thin ice deposit at the nozzle can modify the air flow and falsify the readings. In blind flying this can have the most serious consequences.

(g) As will any other aeroplane surface, the window panes will ice up. This causes *loss of visibility* of the pilot on landing or of the observer during flight.

(h) The *controls may be blocked* at the hinge points, which often have protusions or surface irregularities. Similarly, retractable landing gears, trap doors, variable pitch mechanisms etc., may be put out of order.

(d) A cause de l'irrégularité des dépôts et des arrachements possibles, un déséquilibre de l'hélice se produit, entraînant des *vibrations importantes du moteur*. Le pilote est ainsi amené à réduire la puissance au moment où les conditions de vol deviennent plus difficiles.

(e) Les câbles, *les mâts d'antennes*, par suite de la charge, *se mettent à vibrer;* l'amplitude peut atteindre une valeur telle que la rupture s'ensuive.

(f) Les *prises d'air s'obstruent progressivement* et, de ce fait les réacteurs, les refroidisseurs d'huile, les radiateurs peuvent se mettre à mal fonctionner et même à ne plus fonctionner du tout. Les orifices des réservoirs d'essence peuvent également se boucher.

Dans le même ordre d'idées, tous les instruments de bord munis d'une tuyère utilisant le vent relatif (indicateurs de vitesse, indicateurs d'horizon, indicateurs de virage, etc) peuvent être rendus inutilisables par l'obstruction de la tuyère; même un faible dépôt à l'embouchure modifie l'écoulement de l'air et fausse les indications. Dans un vol sans visibilité, ces accidents peuvent avoir les conséquences les plus néfastes.

(g) Comme toute surface de l'avion, les vitres givrent. Cela entraîne la *perte de visibilité* du pilote à l'atterrissage ou de l'observateur en cours de vol.

(h) Des *commandes peuvent être paralysées* aux articulations, qui présentent souvent des arêtes ou des aspérités. De même les trains d'atterrissage escamotables, les trappes d'évacuation, les mécanismes du pas variable peuvent être enrayés.

3.2 Means of Protection against Icing

3.2.1 The need for protective measures

It has been recognized that it is necessary to protect slow-flying aeroplanes against icing below 20,000 ft. On the other hand, *for high-velocity aeroplanes flying at high altitude*, icing need not be feared at normal cruising speeds (Section 3.1.1.2), the phenomenon will last only a short time if it occurs during climbs or let-downs (Section 3.1.1.4), and the aeroplane speed will usually ensure a light ice deposit (Sections 3.1.1.5 and 3.1.2.2). This being the case, the question arises as to whether it will be necessary to equip the leading edges of such aircraft with protective devices, it being understood that protection of jet engine air intakes must be ensured in all cases.

A comparison has been made by U. von Glahn[74] between the behaviour of a fighter aeroplane and that of a transport, the performances of each being as shown in Figure 20. Because of its speed, icing of the fighter does not usually occur below 15,000 ft, while on the transport ice can form above 5000 ft. For the former, the disappearance of ice by sublimation would hardly last more than four or five minutes because of the lightness of the deposit and the high rate of sublimation. On the contrary, for the transport aeroplane, the time for disappearance would be very long. The conclusion is that protective devices against icing might be omitted from the wings and tail of the fighter, but that they are necessary on the transport.

3.2.2 The different means of protection

3.2.2.1 The two possibilities are:-

(a) *anti-icing*, i.e. prevention of ice formation,

(b) *de-icing*, i.e. the periodic removal of ice already formed.

3.2 Moyens de Défense contre le Givrage

3.2.1 Nécessité des moyens de défense

La nécessité de protéger contre le givrage un avion lent et volant au-dessous de 6000 mètres est reconnue depuis longtemps. Cependant, pour des *avions rapides volant à haute altitude*, le givrage n'est plus à craindre en vol de croisière normale (section 3.1.1.2), il ne durera que peu de temps s'il se produit au cours de descentes ou de montées (section 3.1.1.4) et la vitesse de l'avion fera que le dépôt sera ordinairement leger (sections 3.1.1.5 et 3.1.2.2). Dès lors, la question se pose de savoir s'il sera utile d'équiper les bords d'attaque d'un tel avion d'appareils de protection, étant entendu que la protection des réacteurs et de leurs entrées doit de tout manière être assurée.

Comparaison a été faite, par U. von Glahn[74], du comportement d'un avion de chasse et d'un avion de transport dont les performances sont indiquées sur la figure 20. Compte tenu de la vitesse, le givrage du chasseur ne peut se produire, en moyenne, qu'à une altitude supérieure à 4,6 km, tandis que l'avion de transport pourrait givrer à partir de 1,5 km. Pour le premier avion, la disparition de la glace par sublimation durerait à peine quatre à cinq minutes, par suite de la légèreté du dépôt et de la grande vitesse de sublimation; au contraire, pour le transporteur, le temps de disparition sera long. La conclusion est que les appareils de défense contre le givrage des ailes et des empennages pourraient n'être pas installés sur le chasseur, mais que leur présence apparaît utile sur le transporteur.

3.2.2 Divers moyens de défense

3.2.2.1 On peut faire:

(a) soit de l'*antigivrage*, ce qui consiste à empêcher la formation de glace,

(b) soit du *dégivrage*, ce qui consiste à enlever périodiquement la glace formée.

3.2.2.2 The means of protection can be classified into the three following categories:

(a) *Mechanical systems*, which use mechanical means of removing deposited ice[75]. These are therefore only for *de-icing*.

Their use has finally been limited to large surfaces (wings and tail). The only devices used are the *pneumatic de-icers* ('rubber shoes' which cover the leading edges and are periodically inflated and deflated). This type of *de-icer* has also been associated with heating[76].

(b) *Chemical and coating techniques*, which consist in covering the surface to be protected by a layer of liquid coating on to which the ice does not adhere[77,78]. This procedure is therefore essentially an *anti-icing* one; it has also been proposed for de-icing.

In England, the method is still used of distributing glycol under pressure through a strip of porous metal running along the leading edge. In Canada, interest has been shown in the spraying of methyl alcohol at jet engine air intakes in order to protect against the icing of the guide vanes. The alcohol or glycol spray has also been used for propeller and windshield anti-icing; it has appeared particularly useful for the protection of radomes.

(c) *Thermal means*, which are the only universal means of protection against icing. Ordinarily, the formation of ice is prevented by *continuous heating* of the part to be protected *(anti-icing)*; quite recently, although the method was suggested a long time previously[81], *intermittent heating* has served for *periodic de-icing* of large surfaces.

3.2.2.2 On peut classer les moyens de défense en trois catégories:

(a) Les *moyens mécaniques*, qui utilisent des procédés mécaniques pour éliminer la glace déposée[75]. Ces moyens ne servent donc qu'au *dégivrage*.

Leur emploi s'est finalement limité au cas de grandes surfaces à dégivrer (ailes et empennages); les seuls appareils utilisés sont les *dégivreurs pneumatiques* (gaines de caoutchouc qui recouvrent les bords d'attaque et que l'on gonfle et dégonfle périodiquement. Ce dégivreur pneumatique a été également associé à un chauffage[76].

(b) Les *moyens chimiques et de revêtement*, qui consistent à recouvrir la surface à protéger d'un revêtement ou d'une couche liquide sur lequel la glace n'adhère pas[77,78]. Ce procédé est donc essentiellement applicable à l'*antigivrage*; en fait, on l'avait également proposé pour dégivrer.

En Angleterre, on utilise encore la distribution de glycol sous pression à travers une bande de métal poreux courant le long du bord d'attaque. Au Canada, on s'est intéressé à la pulvérisation d'alcool méthylique à l'entrée des réacteurs, en vue de lutter contre le givrage des aubages directeurs. Cette pulvérisation d'alcool ou de glycol a aussi été utilisée pour l'antigivrage des hélices et des pare-brise, mais elle est apparue comme particulièrement utile pour antigivrer les radomes.

(c) Les *moyens thermiques*, qui sont les seuls moyens universels de défense contre le givrage. Ordinairement, par *chauffage continu* de la partie à protéger, on empêche le dépôt de givre *(antigivrage)*; depuis peu de temps, et bien que la méthode ait été préconisée fort avant[81], on utilise aussi un *chauffage intermittent* permettant un *dégivrage périodique* des grandes surfaces.

3.2.3 Thermal anti-icing

3.2.3.1 Thermal anti-icing is the only practical means of protecting *flight instruments and mechanisms*. The instruments are heated so that the water streams off the device. The heating is always done with the aid of *electric current*.

3.2.3.2 Thermal anti-icing is also used to protect *windshields* and *radomes*, if spray anti-icing is not employed.

For canopies, ice or mist can also form on the inner surfaces; warming of the whole of the transparent surface is then to be recommended. Several types of *heated glass* are in use : electric current is made to pass either through fine parallel wires, straight or sinusoidal, imbedded in the glass, or through a metallic film which is sufficiently thin to be almost non-reflecting and is deposited on a plastic layer sandwiched between two glass plates. There is an increasing tendency to abandon the device which uses the circulation of air heated to about 150°C between two glass panels. The available heat energy must be sufficient to maintain an above-freezing temperature of the free surface, but the heat provided is not usually intended to drive off the water which remains. The equations of the thermodynamics of icing make it possible to calculate the approximate value of the energy required.

The calculations are more difficult for radomes[82,83]. In this case the power consumed is estimated at 0.8 watt/cm^2 of surface.

3.2.3.3 For *wings* and *tail units*, both anti-icing and de-icing can be used concurrently but, because of the *streaming* of the water away from the impingement area, anti-icing can take on different aspects. In fact, if the

3.2.3 L'antigivrage thermique

3.2.3.1 L'antigivrage thermique est le seul procédé pratique pour la protection des *instruments de bord et des mécanismes*. Les instruments sont chauffés de manière que l'eau ruisselle le long de l'instrument jusqu'à le quitter. Le chauffage se fait toujours à l'aide de *courant électrique*.

3.2.3.2 C'est aussi l'antigivrage thermique qui sert à protéger les *pare-brise*, les *radomes*, quand ce n'est point l'antigivrage par pulvérisation qui est utilisé.

En ce qui concerne les vitres, du givre (ou de la buée) peut également se former sur les faces intérieures; il est donc recommandé de chauffer l'ensemble de la vitre. Plusieurs types de *glaces chauffantes* sont en usage; le courant électrique peut passer: ou bien dans des fils fins parallèles, soit rectilignes, soit sinusoïdaux situés dans la glace; ou bien dans un film métallique, suffisamment mince pour qu'il soit peu réfléchissant, déposé sur du plastique, en sandwich entre deux lames de verre. On tend de plus en plus à abandonner le dispositif de chauffage par circulation d'air, à 150°C environ, entre deux panneaux de verre. L'énergie disponible doit être suffisante pour permettre le maintien à une température positive de la surface qui doit rester libre, mais il n'est généralement pas prévu d'empêcher le ruissellement. Les relations de la thermodynamique du givrage permettent d'obtenir approximativement la valeur de cette énergie.

Les calculs sont plus difficiles dans le cas des radomes[82,83]. En ce cas, la consommation de puissance par unité de surface est estimée, en moyenne, à 0,8 watt/cm^2.

3.2.3.3 Pour les *ailes* et les *empennages*, on peut utiliser concurremment l'antigivrage et le dégivrage, mais, à cause du *ruissellement* de l'eau à partir de la zone d'impact, l'antigivrage peut lui-même se présenter sous des aspects différents. En effet, si la

captation area is simply maintained at a few degrees above 0°C, the liquid-water will run back beyond the captation area and freeze as it streams away. Usually, the water flows in little rivulets which gradually freeze but, with intense icing, a veritable ice barrier may form downstream of the heated area; and this is at least as dangerous -and occasionally, more dangerous- than the formation of ice which would have occurred without heating. In this case the following procedures are suggested:

(a) *The heating of the entire body* to above 0°C, so that the water runs clear back to the trailing edge, where it is swept off. This method is not acceptable for large wings. It is satisfactory for propeller or helicopter blades, for guide vanes at air intakes and, as already mentioned, for aircraft instruments, windshields, etc.

(b) To raise the impingement zone to a sufficiently high temperature so that *the water will be completely evaporated in this region.* The power consumption for this is high, though still acceptable if the aircraft speed remains relatively low (less than 250 m.p.h.).

(c) If, to achieve total evaporation on the impingement area, it is necessary to raise the wall temperature of that zone too much, it is permissible *to allow the water to stream over a certain part of the area,* so as to dispose of a large evaporation surface. This procedure is not economical, for the whole of the surface is not covered with water in the streaming area, and the part which remains dry is heated unnecessarily. However, this latter solution is the one generally adopted.

The continuous heating of wings and tail units is carried out by circulating hot air between double walls, the heat being provided by an exhaust gas heat exchanger, a gasoline burning heater, or,

zone de captation est simplement maintenue à quelques degrés au-dessus de zéro, l'eau liquide va ruisseler au-delà de la zone de captation et va se congeler au cours du ruissellement. Habituellement, l'écoulement de l'eau se fait suivant de petits ruisselets qui se congèlent peu à peu mais, dans le cas d'un givrage intense, il peut se former, à l'aval de la zone chauffée, une véritable barrière de glace qui est aussi-et, quelquefois, plus-dangereuse que la formation de givre que l'on aurait eue sans chauffage. On peut alors envisager:

(a) de *chauffer le corps tout entier* au-dessus de zéro degré, pour que l'eau ccurre jusqu'au bord de fuite où elle est arrachée; cette méthode n'est pas applicable à de grandes ailes. Elle convient pour les pales d'hélice ou d'hélicoptère, pour les aubages directeurs des réacteurs, et, comme nous l'avons déjà vu, pour les instruments de bord, les pare-brise, etc;

(b) de porter la zone d'impact à une température assez élevée pour que *l'eau soit évaporée en totalité sur cette zone;* la consommation de puissance est élevée, mais encore acceptable tant que la vitesse reste assez faible (inférieure à 400 km/h);

(c) si, pour arriver à une évaporation totale sur la zone d'impact, on est conduit à une température de paroi de cette zone trop élevée, on peut *laisser ruisseler sur une certaine partie,* de manière à disposer d'une surface d'évaporation plus grande; ce procédé n'est pas économique, car, sur la zone de ruissellement, toute la paroi n'est pas recouverte d'eau et une partie de la surface, celle qui est sèche, est chauffée sans bénéfice. C'est pourtant cette dernière solution qui est généralement adoptée.

Le chauffage continu des ailes et des empennages se fait à l'aide d'une circulation d'air chaud dans une double paroi, la chaleur pouvant provenir d'un échangeur sur gaz d'échappement, d'un brûleur à essence, ou,

with a jet aeroplane, by hot air tapped from the last stage of the compressor. In this last case, the power loss is appreciable, the thrust diminishing by 2% when 1% of the air is tapped off for heating the leading edge. The power, weight and cost of various installations will be found in the literature[4,84,85,86,87]. The accepted weight for the whole icing system generally does not exceed 1% of the total aircraft weight.

dans le cas d'un avion à réaction, de l'air chaud provenant du dernier étage de compression. Dans ce dernier cas, la perte de puissance est notable, la poussée diminuant de 2% quand l'air extrait pour le chauffage des bords d'attaque est de 1%. On trouvera, dans la littérature, la puissance, le poids et le prix de revient des diverses installations[4,84,85,86,87]. Le poids accepté pour l'ensemble des installations de défense contre le givrage n'excède généralement pas 1% du poids total de l'avion.

3.2.4 *Thermal de-icing*

Here, a layer of ice is allowed to form on the leading edge; when, subsequently, heat is applied to the ice-covered surface, a thin film of water is formed between the surface and the ice; this prevents the further adherence of the ice. With a propeller, the centrifugal force throws off the loosened ice layers. On the leading edge of a wing or tail surface, it is necessary to provide a parting strip, situated in the middle of the leading edge and constantly heated, to allow the wind to sweep off the ice starting from this loosened strip.

The *advantage of intermittent heating over continuous heating* is then immediately evident, *in the case where light ice deposits can be tolerated* (propellers, wings, tail surfaces) : on the one hand, ice is torn off without it being necessary to melt or sublime it; on the other hand, the insulation ice layer covering the heated area causes the heat supplied to the surface to be used almost wholly in melting the ice.

For reasons of thermal inertia, intermittent heating can only be accomplished by electrical resistances placed on the wing surface, for example, between two thicknesses of rubber (see, however, References 88, 89 and 90). The choice of heating intensity, which depends on the length of time of operation, has been the subject of various calculations[91,92,93,94,95,96,97].

3.2.4 *Le dégivrage thermique*

On laisse se former la couche de givre sur le bord d'attaque; quand on applique un chauffage à cette paroi recouverte de glace, une pellicule d'eau se forme entre la paroi et la glace qui supprime l'adhérence de cette dernière. Dans le cas de l'hélice, la force centrifuge enlève les morceaux de glace décollés. Dans le cas du bord d'attaque d'une aile ou d'un empennage, il est nécessaire qu'une bande étroite, située au milieu du bord d'attaque, soit constamment chauffée pour permettre l'arrachement par le vent à partir de cette bande dégagée.

On voit immédiatement l'*avantage du chauffage intermittent sur le chauffage continu, dans le cas où l'on peut se permettre de légers dépôts de glace* (hélices, ailes, empennages) : d'une part, de la glace est arrachée sans qu'il soit nécessaire de la fondre ou de la sublimer; d'autre part, la couche isolante de givre qui recouvre la zone chauffée fait que la chaleur fournie à la paroi sert presqu'en totalité à fondre de la glace.

Le chauffage intermittent ne peut se faire pour des raisons d'inertie thermique que par résistances électriques placées à la surface de l'aile, entre deux épaisseurs de caoutchouc par exemple (voir, cependant, les références 88, 89 et 90). Le choix de l'intensité du chauffage, liée à la période de marche, a fait l'objet de divers calculs[91,92,93,94,95,96,97].

REFERENCES

1. Comite d'Etude du Givrage — *Rapport du 19 Mai, 1938.* Publ. Sc. et Techn. du Min. de l'Air, B.S.T. 85, 1939.

2. Brun, E.A. — *Synthèse des Connaissances sur le Givrage.* G.R.A. R.T.7, 1943.

3. Hardy, J.K. — *Protection of Aircraft against Ice.* R.A.E. Rep. S.M.E. 3380, 1946.

4. Tribus, M. — *Modern Icing Technology.* Inst. Univ. of Michigan, 1952.

5. Brun, E.A. Vasseur M. — *La Mécanique des Suspensions.* Jour. Rech. de Bellevue No.3, 1948, p. 107.

6. Albrecht, F. — *Theoretische Untersuchungen über die Ablagerung von Staub Strömender Luft und Ihre Anwendung auf die Theorie der Staubfilter.* Phys. Zeitschr. Vol.32, 1931, p. 48-56.

7. Taylor, G.I. — *Notes on possible Equipment and Technique for Experiments on Icing on Aircraft.* R. & M. 2024, 1940.

8. Glauert, M. — *A Method of Constructing the Paths of Raindrops of different Diameters.* R. & M. 2025, 1940.

9. Brun, E.A. Vasseur, M. Caron, R. — *Introduction à la Mécanique des Suspensions.* Rapport Technique G.R.A. No.15, 1945.

10. Langmuir, I. Blodgett, K. — *A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories.* A.A.F. T.R. 5418, 1946.

11. Brun, E.A. — *The Mechanics of Suspensions.* Univ. of Michigan, Airplane Icing Information Course, Lecture 2, 1953.

12. Tribus, M. — *The Trajectories of Water Drops.* Univ. of Michigan, Airplane Icing Information Course, Lecture 3, 1953.

13. Tribus, M. Guibert, A. — *Impingement of Spherical Water Droplets on a Wedge at Supersonic Speeds in Air.* J.A.S. Vol.19, No.6, 1952, p. 391-394.

14. Serafini, J.S. — *Impingement of Water Droplets on Wedges and Diamond Airfoils at Supersonic Speeds.* N.A.C.A. T.N.2971, 1953.

15. Bergrun, N.R. — *A Method for Numerically Calculating the Area and Distribution of Water Impingement on the Leading Edge of an Airfoil in a Cloud.* N.A.C.A. T.N.1397, 1947.

16. Brun, R.J. Mergler, H.W. — *Impingement of Water Droplets on a Cylinder in an Incompressible Flow Field and Evaluation of Rotating Multi-Cylinder Method for Measurement of Droplet-size Distribution Volume - Median Droplet Size, and Liquid-Water Content in Clouds.* N.A.C.A. T.N.2904, 1953.

17. Tribus, M.
Rauch, L.L.
A New Method for Calculating Water Droplet Trajectories about Streamlined Bodies. Eng. Res. Inst., Univ. of Michigan, Project M992-E, 1951.

18. Icing Research Staff
Uniformly Conductive Surfaces. Univ. of Michigan, Project M992-4, 1953.

19. Marvaud, J.
Traceurs Automatiques de Trajectoires utilisent le Basin Electrique - These de Doctorat. Paris, 1953.

20. Abramson, A.E.
Torgeson, W.L.
Calculation of Droplet Trajectories using an Electronic Analog Computer. Proc. of the Third Midwestern Conference on Fluid Mechanics. Univ. of Minnesota, 1953.

21. von Glahn, U.H.
Gelder, T.F.
Smyers, W.H.
A Dye-Tracer Technique for Experimentally obtaining Impingement Characteristics of Arbitrary Bodies and a Method for Determining Droplet Size Distribution. N.A.C.A. T.N.3338, 1955.

22. Brun, R.J.
Serafini, J.S.
Gallagher, H.M.
Impingement of Cloud Droplets in Aerodynamic Bodies as Affected by Compressibility of Air Flow around the Body. N.A.C.A. T.N.2905, 1953.

23. Gelbert, A.G.
Janssen, E.
Robbins, W.M.
Determination of Rate, Area, and Distribution of Impingement of Waterdrops on Various Airfoils from Trajectories obtained on the Differential Analyser. N.A.C.A. R.M.9A05, 1949.

24. Brun, R.J.
Gallagher, H.M.
Vogt, D.E.
Impingement of Water Droplets on N.A.C.A. 65 A 004 Airfoil and Effect of Change in Airfoil Thickness from 12 to 4 percent at 4^{o} Angle of Attack. N.A.C.A. T.N.3047, 1953.

25. Brun, R.J.
Gallagher, H.M.
Vogt, D.E.
Impingement of Water Droplets on N.A.C.A. 65 A 004 Airfoil at 8^{o} Angle of Attack. N.A.C.A. T.N.3155, 1954.

26. Brun, R.J.
Serafini, J.S.
Moshes, G.J.
Impingement of Water Droplets on N.A.C.A. 65_1-212 Airfoil at an Angle of Attack of 4^{o}. N.A.C.A. R.M. E52B12, 1953.

27. Brun, R.J.
Gallagher, H.M.
Vogt, D.E.
Impingement of Water Droplets on N.A.C.A. 65_1-208 and 65_1-212 Airfoils at 4^{o} Angle of Attack. N.A.C.A. T.N. 2952, 1953.

28. Bergrun, N.R.
A Method for Numerically Calculating the Area and Distribution of Water Impingement on the Leading Edge of an Airfoil in a Cloud. N.A.C.A. T.N. 1397, 1947.

29. Bergrun, N.R.
An Empirical Method Permitting Rapid Determination of the Area, Rate, and Distribution of Water-Drop Impingement on an Airfoil of Arbitrary Section at Subsonic Speeds. N.A.C.A. T.N.2476, 1951.

30. Bigg, F.J.
Bauchen, J.E.
Impingement of Water Droplets on Aerofoils. R.A.E. T.N. Mech. Eng. 208, 1955.

UNCLASSIFIED

AD 200674

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12 VIRGINIA

FOR

MICRO-CARD

CONTROL ONLY

2 OF 6

NOTICE: WHEN GOVERNMENT OR OTHER DRAWINGS, SPECIFICATIONS OR OTHER DATA ARE USED FOR ANY PURPOSE OTHER THAN IN CONNECTION WITH A DEFINITELY RELATED GOVERNMENT PROCUREMENT OPERATION, THE U. S. GOVERNMENT THEREBY INCURS NO RESPONSIBILITY, NOR ANY OBLIGATION WHATSOEVER; AND THE FACT THAT THE GOVERNMENT MAY HAVE FORMULATED, FURNISHED, OR IN ANY WAY SUPPLIED THE SAID DRAWINGS, SPECIFICATIONS, OR OTHER DATA IS NOT TO BE REGARDED BY IMPLICATION OR OTHERWISE AS IN ANY MANNER LICENSING THE HOLDER OR ANY OTHER PERSON OR CORPORATION, OR CONVEYING ANY RIGHTS OR PERMISSION TO MANUFACTURE, USE OR SELL ANY PATENTED INVENTION THAT MAY IN ANY WAY BE RELATED THERETO.

UNCLASSIFIED

31. Vasseur, M. — *Captation par un Corps de Révolution - Application à la Sphère.* O.N.E.R.A. Rech. Aér. No. 9, 1949.

32. Dorsch, R.G.; Brun, R.J.; Gregg, J.L. — *Impingement of Water Droplets on an Ellipsoid with Fineness Ratio 5 in Axisymetric Flow.* N.A.C.A. T.N. 3099, 1954.

33. Brun, R.J.; Dorsch, R.G. — *Impingement of Water Droplets on an Ellipsoid with Fineness Ratio 10 in Axisymetric Flow.* N.A.C.A. T.N. 3147, 1954.

34. Dorsch, R.G.; Brun, R.J. — *Variation of Local Liquid-Water Concentration about an Ellipsoid of Fineness Ratio 5 moving in a Droplet Field.* N.A.C.A. T.N. 3153, 1954.

35. Brun, R.J.; Dorsch, R.G. — *Variation of Local Liquid-Water Concentration about an Ellipsoid of Fineness Ratio 10 moving in a Droplet Field.* N.A.C.A. T.N. 3410, 1955.

36. von Glahn, U.H.; Blatz, R.E. — *Investigation of Aerodynamic and Icing Characteristics of Water Inertia Separation Inlets for Turbojet Engines.* N.A.C.A. R.M. E50E03, 1950.

37. Dorsch, R.G.; Brur, R.J. — *A Method for Determining Cloud Droplet Impingement.* N.A.C.A. T.N. 2931, 1953.

38. Hardy, J.K.; Mann, G. — *Prediction of the Rate of Formation of Ice and the Rate of Heating necessary to Prevent Ice.* R.A.E. Techn. Note Aero. 1000, 1942.

39. Brun, E.A.; Caton, R. — *Erreurs dans les Mesures Hygrométriques à Bord d'Avions Rapides.* C.R. de l'Académie des Sciences, t. 220, 1945, p. 613.

40. Schaefer, V.J. — *Heat Requirements for Instruments and Airfoils During Icing Storms on Mt. Washington.* Gen. El. Co., Res. Lab. Report, 1946.

41. Tribus, M.; Young, G.B.; Boelter, L.M.K. — *Analysis of Heat Transfer over a Small Cylinder in Icing Conditions on Mt. Washington.* Trans. A.S.M.E. 1948, p. 971.

42. Brun, E.A.; Vasseur, M. — *Calcul d'un Antigivreur Thermique.* Cong. Nat. de l'Aviation Française. Rapport 150, 1946.

43. Tribus, M. — *Development and Application of Heated Wings.* A.F.F. TR 4972. 1943, Addendum 1946.

44. Neel, C.B., Jr.; Bergrun, N.R.; Jukoff, D.; et al. — *The Calculation of the Heat Required for Wing Thermal Ice Prevention in Specified Icing Conditions.* N.A.C.A. T.N. 1472, 1947.

45. Messinger, B.L. — *Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Air Speed.* J.A.S. Vol. 20, No. 1, 1953.

46. Messinger, B.L. — *Energy Exchanges During Icing.* Airplane Icing Information Course. Univ. of Michigan, Lecture 6, 1953.

47. Ludlam, F.H. — *The Heat Economy of a Rimed Cylinder.* Quarterly Journ. Roy. Met. Soc., Vol. 77, No. 334, 1951, p. 663.

48. Fraser, D.; Rush, C.K.; Baxter, D. — *Thermodynamic Limitations of Ice Accretion Instruments.* N.A.E. Lab. Rep. 32, 1952.

49. Callaghan, E.E.; Serafini, J.S. — *Analytical Investigation of Icing Limit for Diamond-Shaped Airfoil in Transonic and Supersonic Flow.* N.A.C.A. T.N. 2861, 1953.

50. Callaghan, E.E.; Serafini, J.S. — *A Method for Rapid Determination of the Icing Limit of a Body in Terms of the Stream Conditions.* N.A.C.A. T.N. 9914, 1953.

51. Coles, W.C. — *Icing Limit and Wet Surface Temperature Variation for Two Airfoil Shapes under Simulated High-Speed Flight Conditions.* N.A.C.A. T.N. 3396, 1955.

52. Bartlett, P.M.; Dickey, T.A. — *Gas Turbine Icing Tests at Mt. Washington.* S.A.E. Paper presented in Los Angeles, 1950.

53. — *An analysis of the Effects of Certain Variables in Determining the Form of an Ice Accretion.* A.E.L. Report 1206, 1952.

54. Perkins, P.J.; Kline, D.B. — *Analysis of Meteorological Data obtained During Flight in a Supercooled Stratiform Cloud of High Liquid-Water Content.* N.A.C.A. R.M. E51D18, 1951

55. Perkins, P.J. — *Preliminary Survey of Icing Conditions Measured During Routine Transcontinental Air Line Operation.* N.A.C.A. R.M. E52J05, 1952.

56. Perkins, P.J. — *Statistical Survey of Icing Data Measured on Scheduled Airline Flights over the United States and Canada from November 1951 to June, 1952.* N.A.C.A. R.M. E55F28a, 1955.

57. Lewis, W. — *Icing Properties of Non-Cyclonic Winter Stratus Clouds.* N.A.C.A. T.N. 1391, 1947.

58. Lewis, W. — *A Flight Investigation of the Meteorological Conditions Conducive to the Formation of Ice on Airplanes.* N.A.C.A. T.N. 1393, 1947.

59. Kline, D.B. — *Investigation of Meteorological Conditions Associated with Aircraft Icing in Larger Type Clouds for 1947-48 Winter.* N.A.C.A. T.N. 1793, 1949.

60. Jones, A.R.; Lewis, W. — *Recommended Values of Meteorological Factors to be Considered in the Design of Aircraft Ice-Prevention Equipment.* N.A.C.A. T.N. 1855, 1949.

61. Lewis, W.
Hoecker, W.H., Jr.
Observations of Icing Conditions Encountered in Flight During 1948. N.A.C.A. T.N. 1904, 1949.

62. Kline, D.B.
Walker, J.A.
Meteorological Analysis of Icing Conditions Encountered in Low-Altitude Stratiform Clouds. N.A.C.A. T.N.2306, 1951.

63. Hacker, P.T.
Dorsch, R.G.
A Summary of Meteorological Conditions Associated with Aircraft Icing and a Proposed Method of Selecting Design Criterions for Ice-Protection Equipment. N.A.C.A. T.N.2569, 1951.

64. Lewis, W.
Bergrun, N.R.
A Probability Analysis of the Meteorological Factors Conducive to Aircraft Icing in the United States. N.A.C.A. T.N.2738, 1952.

65. Gilutin, E.Z.
A Statistical Analysis of Icing Flight Observations. J.A.S. December, 1953 p.856.

66. MacPhail, D.C.
Some Problems in Canadian Aeronautical Research and Development. A.G.A.R.D. 4th Gen. Ass. Scheveningen, 1954.

67. Milsum, J.H.
Third Annual Report of Operations of North Star Icing Research Aircraft. Final Season 1953-1954, N.A.E. Test Report 266, 1955.

68. Abel, G.C.
Report of the First Years Flying on the Development of Flight Testing Techniques for Finding and Measuring Natural Icing Conditions. Report A.A.E.E. Res. 272, 1953.

69. Lewis, W.
Icing Conditions to be Expected in the Operation of High-Speed, High-Altitude Airplanes. N.A.C.A. Lecture 20, 1955.

70. Dorsch, R.G.
Hacker, P.T.
Photomicrographic Investigation of Spontaneous Freezing Temperatures of Supercooled Water Droplets. N.A.C.A. T.N.2142. 1950.

71. Levine, J.
Statistical Explanation of Spontaneous Freezing of Water Droplets. N.A.C.A. T.N.2234, 1950.

72. Brun, E.A.
Plan, M.
Sur la Formation de Brouillards d'eau Surfondue à de très Basses Températures. C.R. de l'Acad. des Sciences, T.223, 1946, p.351.

73. Brun, E.A.
Plan, M.
Givrage dans les Souffleries Supersoniques. Cahiers d'Aérodynamique, No.5, 1946, p.113.

74. von Glahn, U
Some Considerations of the Need for Icing Protection of High-Speed, High-Aititude Airplanes. N.A.C.A. Lecture 21, 1955.

75. Loughborough, D.L.
Mechanical De-Icing Systems. Airplane Icing Inf. Course, Univ. of Michigan, Lecture 10, 1953.

76. Gowan, W.H., Jr.
Mulholland, D.R.
Effectiveness of Thermal Pneumatic Airfoil-Ice-Protection System. N.A.C.A. R.M. E50K10a, 1951.

77. Hardy, J.K. — *Kinetic Temperature of Wet Surfaces. A Method of Calculating the Amount of Alcohol Required to Prevent Ice, and the Derivation of the Psychrometric Equation.* N.A.C.A. Wartime Report ARR 5G13, 1945.

78. Smith, E.L. — *The Design of Fluid Anti-Icing Systems.* Airplane Icing Inf. Course, Univ. Of Michigan, Lecture 11, 1953.

79. Lenherr, F.E. — *A Method for Ice Protection for Radomes.* S.A.E. Nat. Aeron. Meeting, Los Angeles, 1952.

80. Gibbons, G.A. — *Radome Anti-Icing Tests Instrumentation Problems Encountered.* S.A.E. Nat. Aeron. Meeting, Los Angeles, 1952.

81. Brun, A.E. — *L'Antigivrage et le Dégivrage des Avions par Chauffage Electrique.* Rev. Aer. Intern, No.24, 1937, p.162.

82. Lewis, J.P. — *An Analytical Study of Heat Requirements for Icing Protection of Radomes.* N.A.C.A. R.M. E53A22, 1953.

33. von Glahn, U. — *Preliminary Results of Heat Transf from a Stationary and Rotating Ellipsoidal Spinner.* N.A.C.A. R.M. E53F02, 1953.

84. Gray, V.H.
Campbell, R.G. — *A Method for Estimating Heat Requirements for Ice Prevention on Gas-Heated Hollow Propeller Blades.* N.A.C.A. T.N. 1494, 1947.

85. Neel, C.B., Jr. — *Wing Thermal Ice Prevention in Specified Icing Conditions.* S.A.E. Quarterly Trans. Vol.2, No.3, 1948, p.369.

86. Gray, V.H. — *Simple Graphical Solution of Heat Transfer and Evoporation from Surface Heated to Prevent Icing.* N.A.C.A. T.N.2799, 1952.

87. Gelder, T.F.
Lewis, J.P.
Koutz, S.L. — *Icing Protection for a Turbojet Transport Airplane : Heating Requirements Methods of Protection and Performance Penalties.* N.A.C.A. T.N.2836, 1953.

88. Gray, V.H.
Bowden, D.T.
von Glahn, U. — *Preliminary Results of Cyclical De-Icing of a Gas-Heated Airfoil.* N.A.C.A. R.M. E51J29, 1952.

89. Gray, V.H.
Bowden, D.T. — *Comparison of Several Methods of Cyclic De-Icing of a Gas-Heated Airfoil.* N.A.C.A. R.M. E53C27, 1953.

90. Hauger, H.H., Jr. — *Design of Air-Heated Intermittent De-Icers.* Airplane Icing Inf. Course, Univ. of Michigan, Lecture No.8, 1953.

91. Tribus, M. — *Intermittent Heating for Protection in Aircraft Icing.* Thesis, Univ. of Cal., Dep. of Eng., Los Angeles, 1949.

92. Tribus, M. — *Intermittent Heating for Aircraft Ice Protection with Application to Propellers and Jet Engines.* Trans. A.S.M.E, 1951, p.1117.

93. Lewis, J.P.
Bowden, D.T.

Preliminary Investigation of Cyclic De-Icing of an Airfoil using an External Electric Heater. N.A.C.A. R.M. E51J30, 1952.

94. Neel, C.B., Jr.

An Investigation Utilizing an Electrical Analogue of Cyclic De-Icing of a Hollow Steel Propeller with an External Blade Shoe. N.A.C.A. T.N. 2852, 1952.

95. Neel, C.B., Jr.

An Investigation Utilizing an Electrical Analogue of Cyclic De-Icing of Hollow Steel Propeller with Internal Electric Heaters. N.A.C.A. T.N. 3025, 1953.

96. Orr, J.L.
Milsum, J.H.
Rush, C.K.

Electrothermal De-Icing Systems. Their Design and Control. N.A.E. C.A.A.R.C. L.R. 70, 1953.

97. Orr, J.L.

Electrothermal De-Icing Systems: Their Design and Control. Airplane Icing Inf. Course, Univ. of Michigan, Lecture No. 8, 1953.

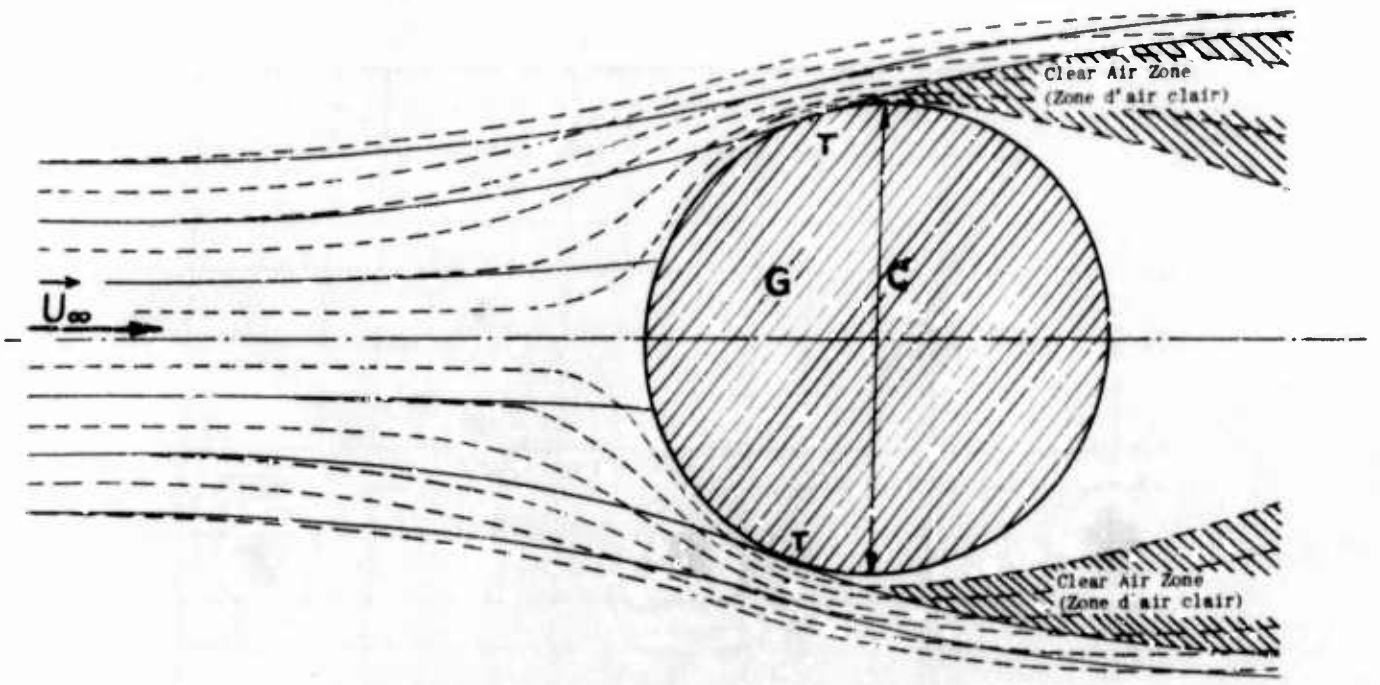


Fig.1 Streamlines and droplet trajectories
Lignes de courant et trajectoires des gouttelettes

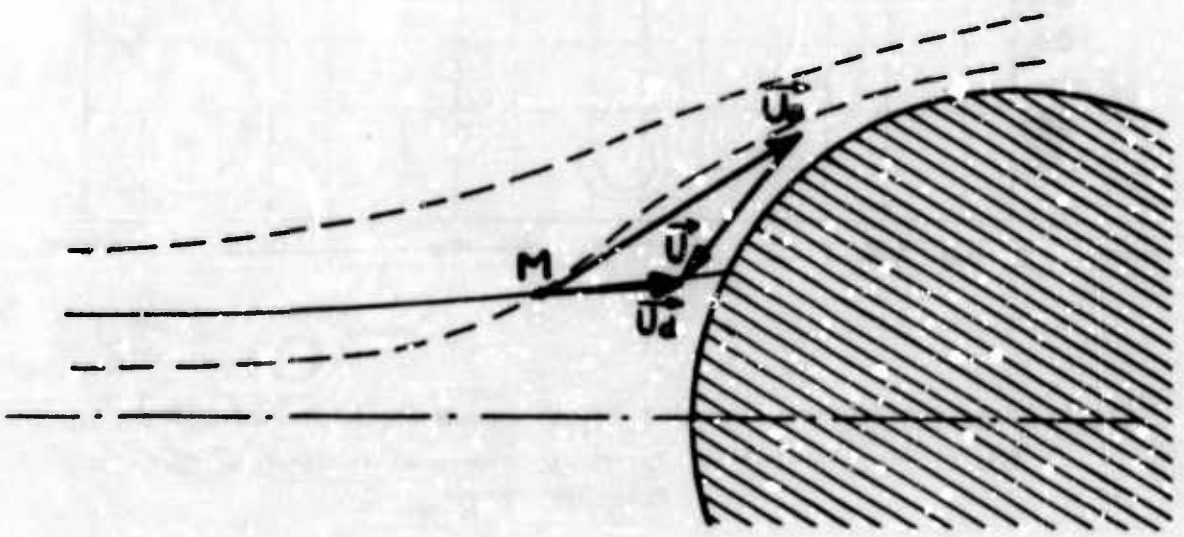


Fig.2 Relative velocity of the droplet with respect to the air
Vitesse relative de la gouttelette par rapport à l'air

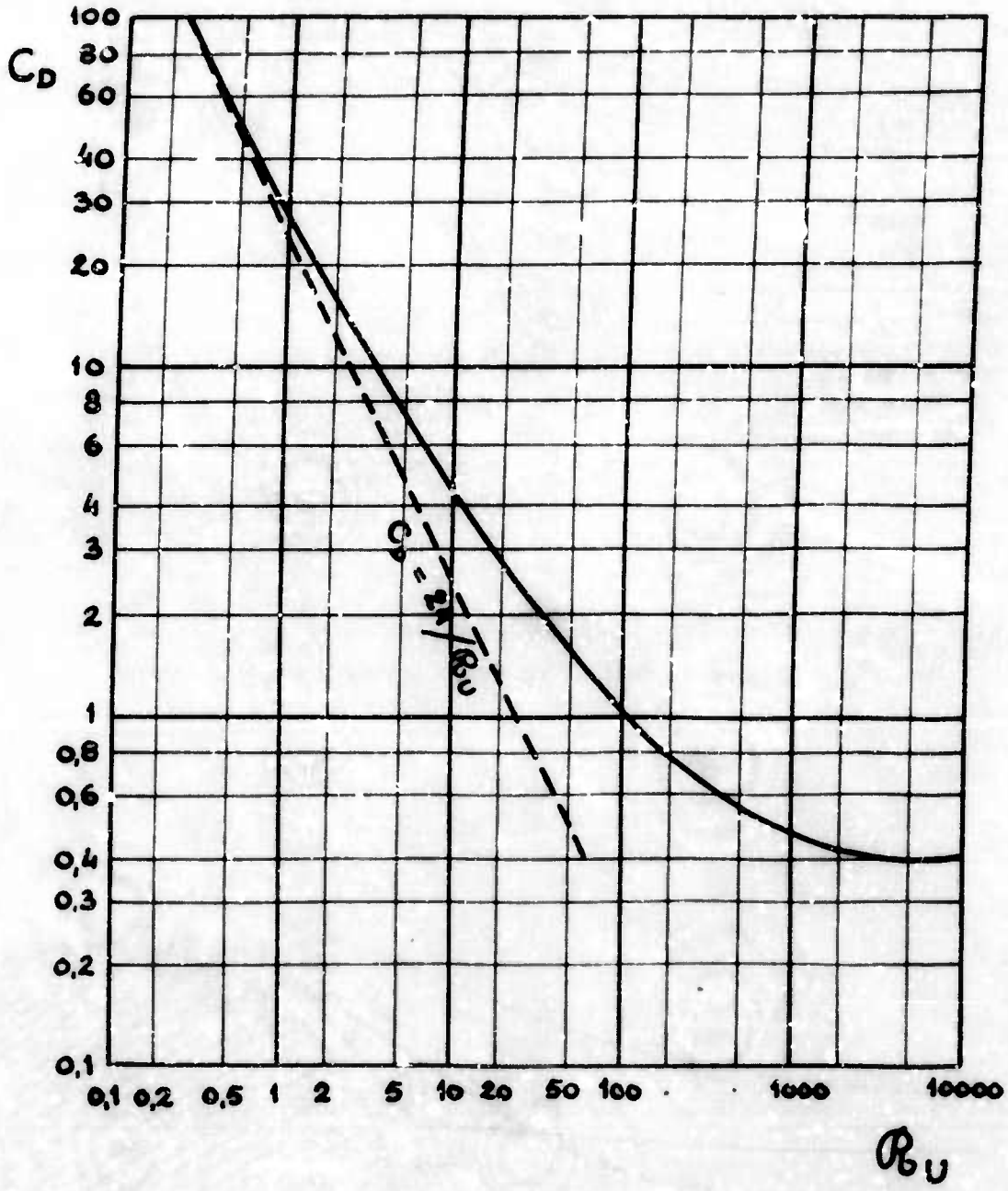


Fig.3 Drag coefficient, C_D, of a sphere versus Reynolds number, $UD\rho_a/\mu_a$
Coefficient de traînée, C_D, d'une sphère en fonction du nombre de Reynolds, $UD\rho_a/\mu_a$

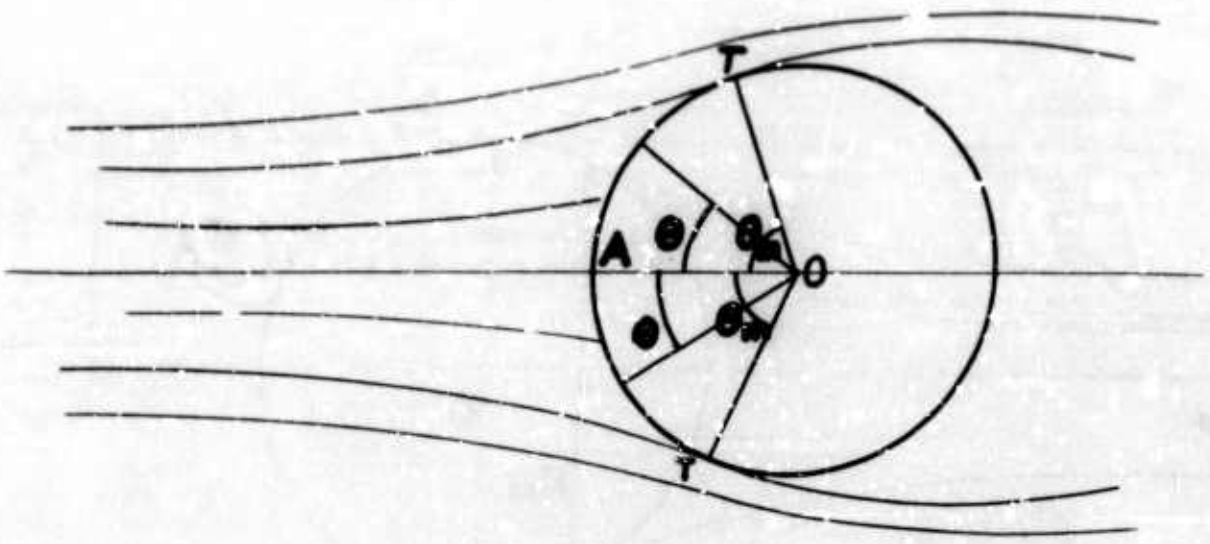


Fig.4 Area of impingement
Aire d'impact

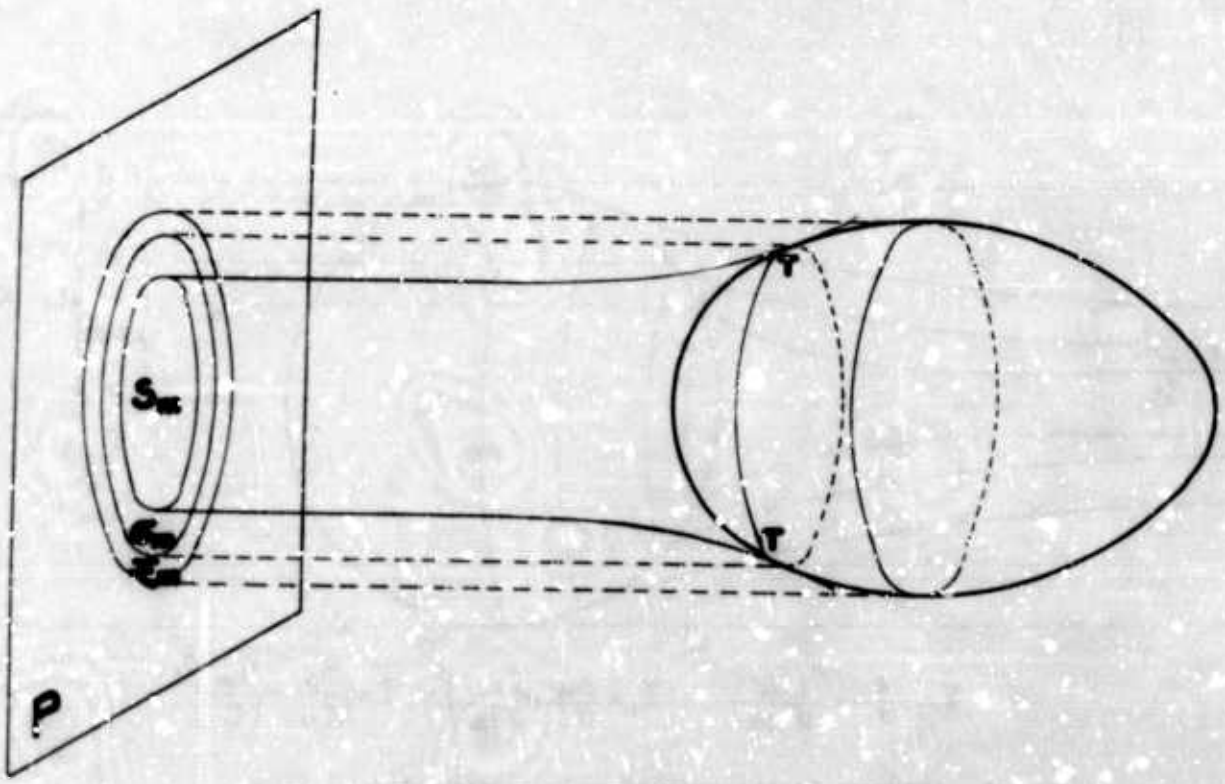


Fig.5 Definition of the collection efficiency, Γ, and of the mean coefficient of captation, γ_m

Définition du coefficient global de captation, Γ, et du coefficient moyen de captation, γ_m

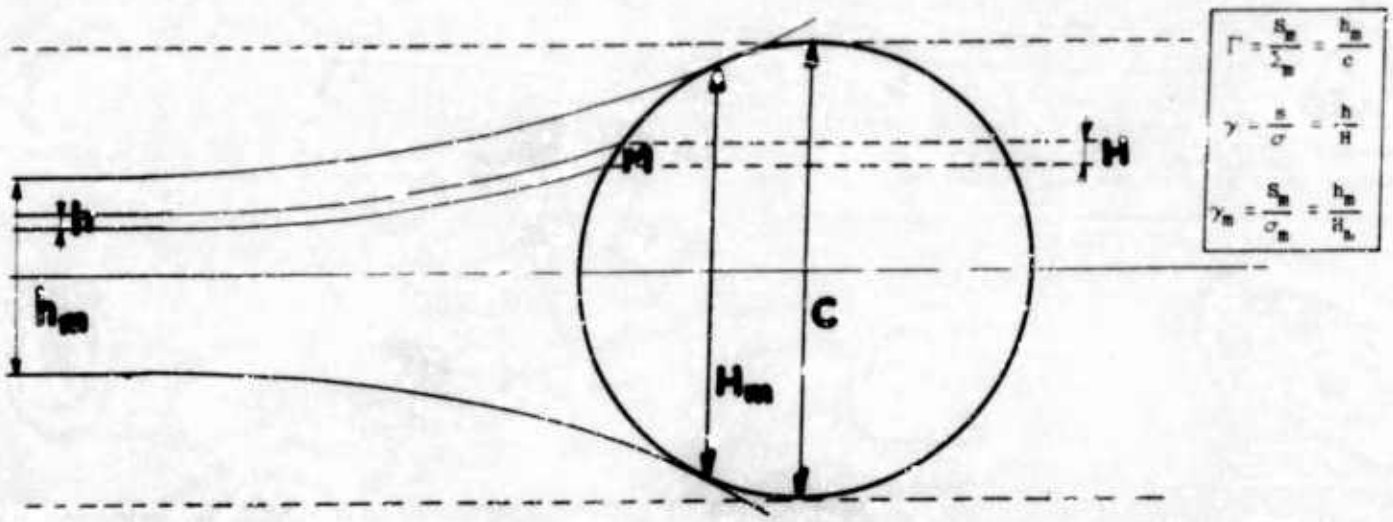
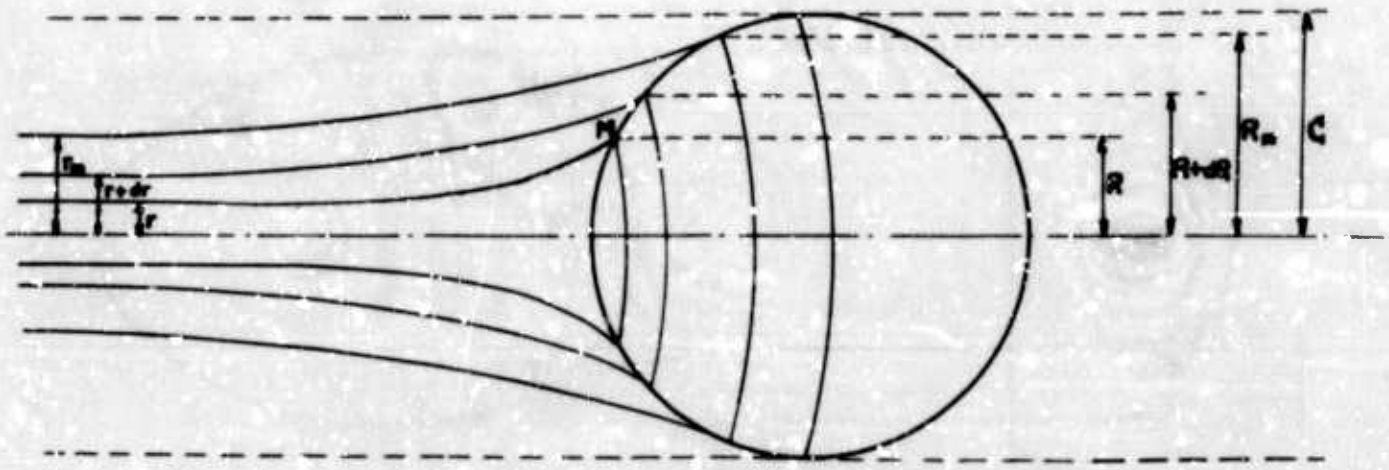


Fig.6 Capture in the case of two-dimensional flow
Captation dans le cas d'un écoulement plan



$$\gamma = \frac{A}{\sigma} = \frac{r\,dr}{R\,dR} \qquad \gamma_m = \frac{S_m}{\sigma_m} = \left(\frac{r_m}{R_m}\right)^2 \qquad \Gamma = \frac{S_m}{\Sigma_m} = \left(\frac{r_m}{C}\right)^2$$

Fig. 7 Capture in the case of axially-symmetrical flow
Captation dans le cas d'un écoulement de révolution

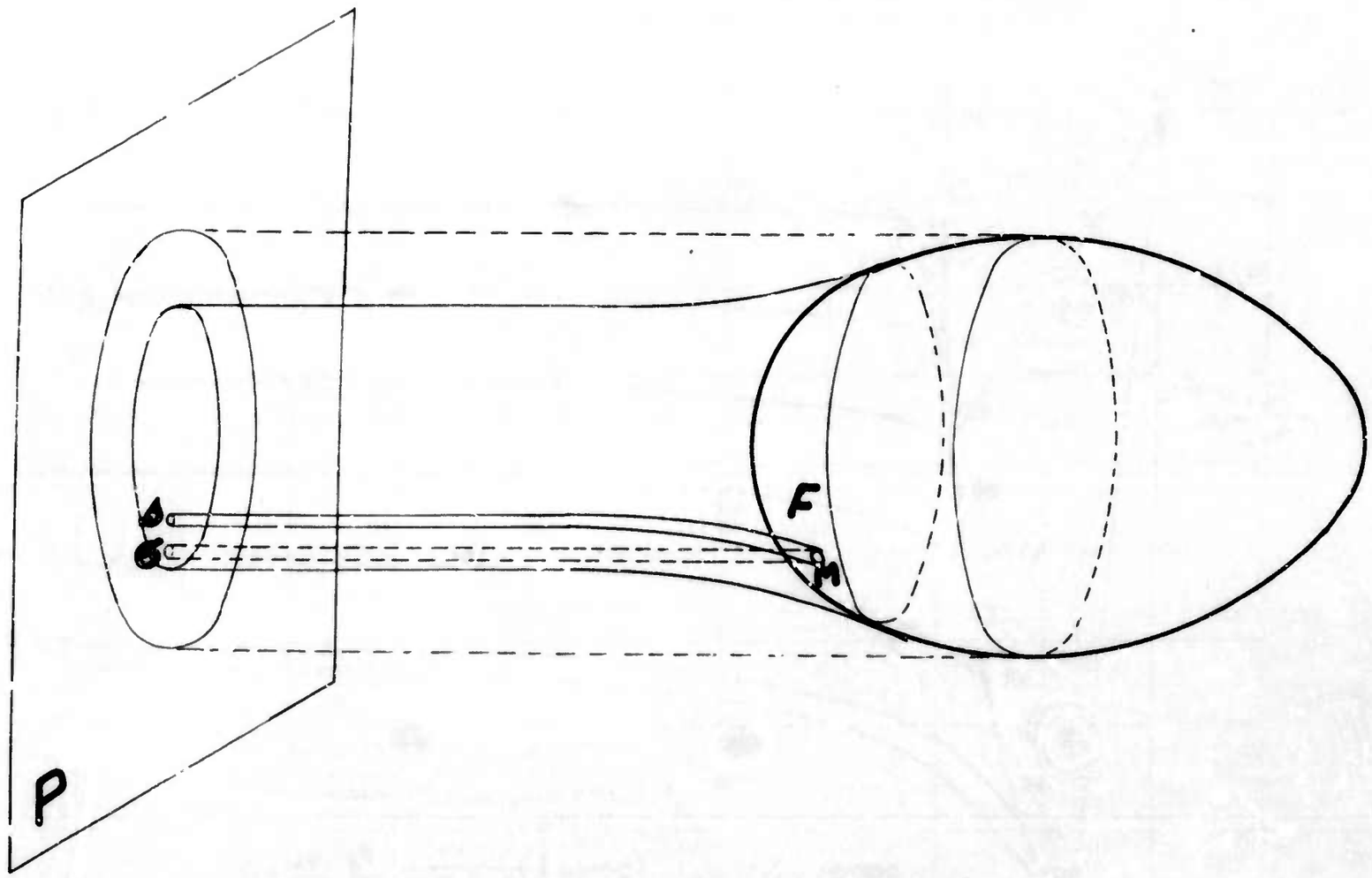


Fig.8 Local coefficient of capture
Coefficient local de captation

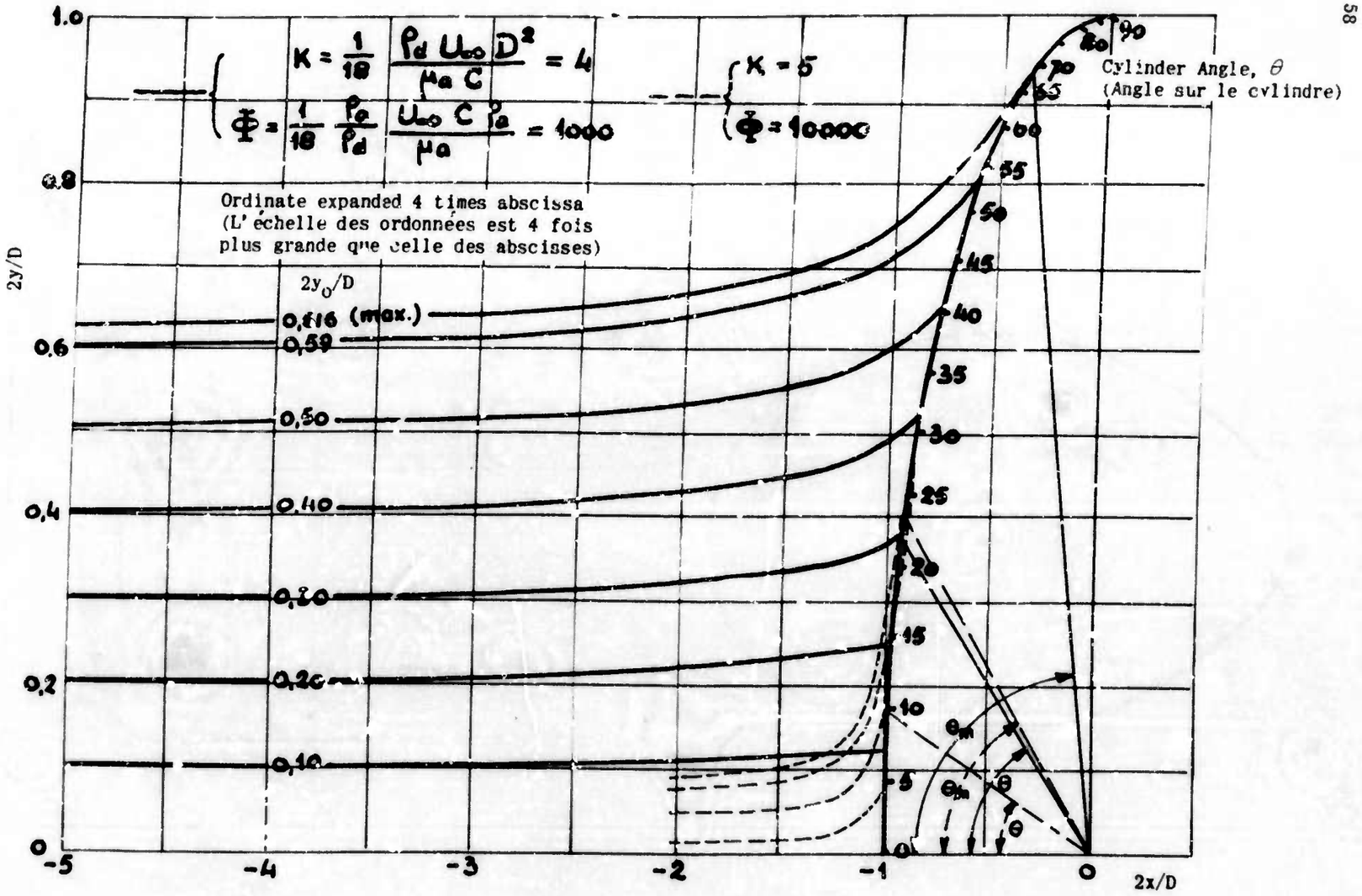


Fig. 9 Trajectories of droplets impinging on circular cylinder } (Ref. 16
Trajectoires des gouttelettes dans le cas d'un cylindre circulaire } Figs. 4 & 5)

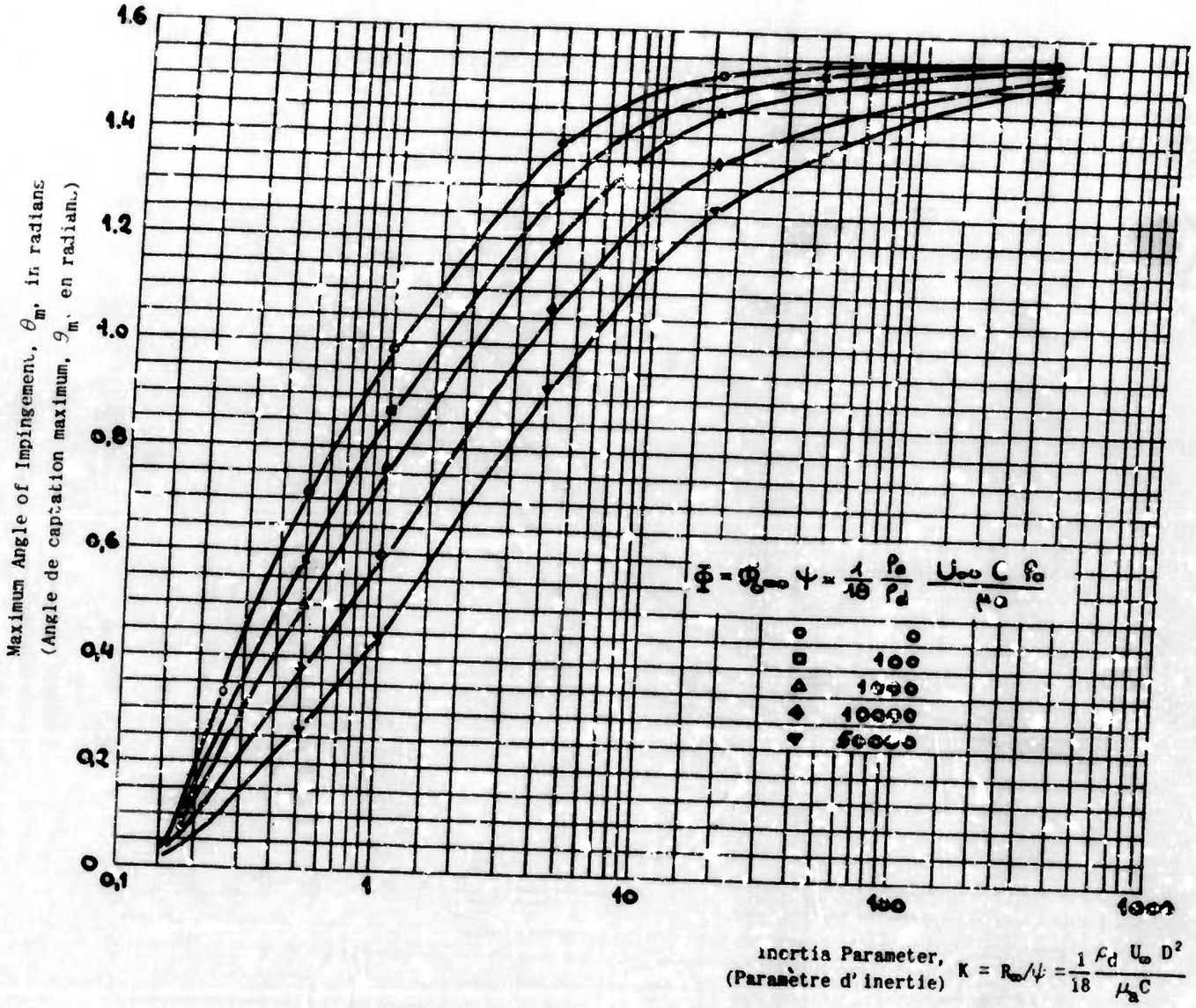


Fig. 10 Maximum angle of impingement on circular cylinder } (Ref. 16
Angle de captation maximum d'un cylindre circulaire } Fig. 7)

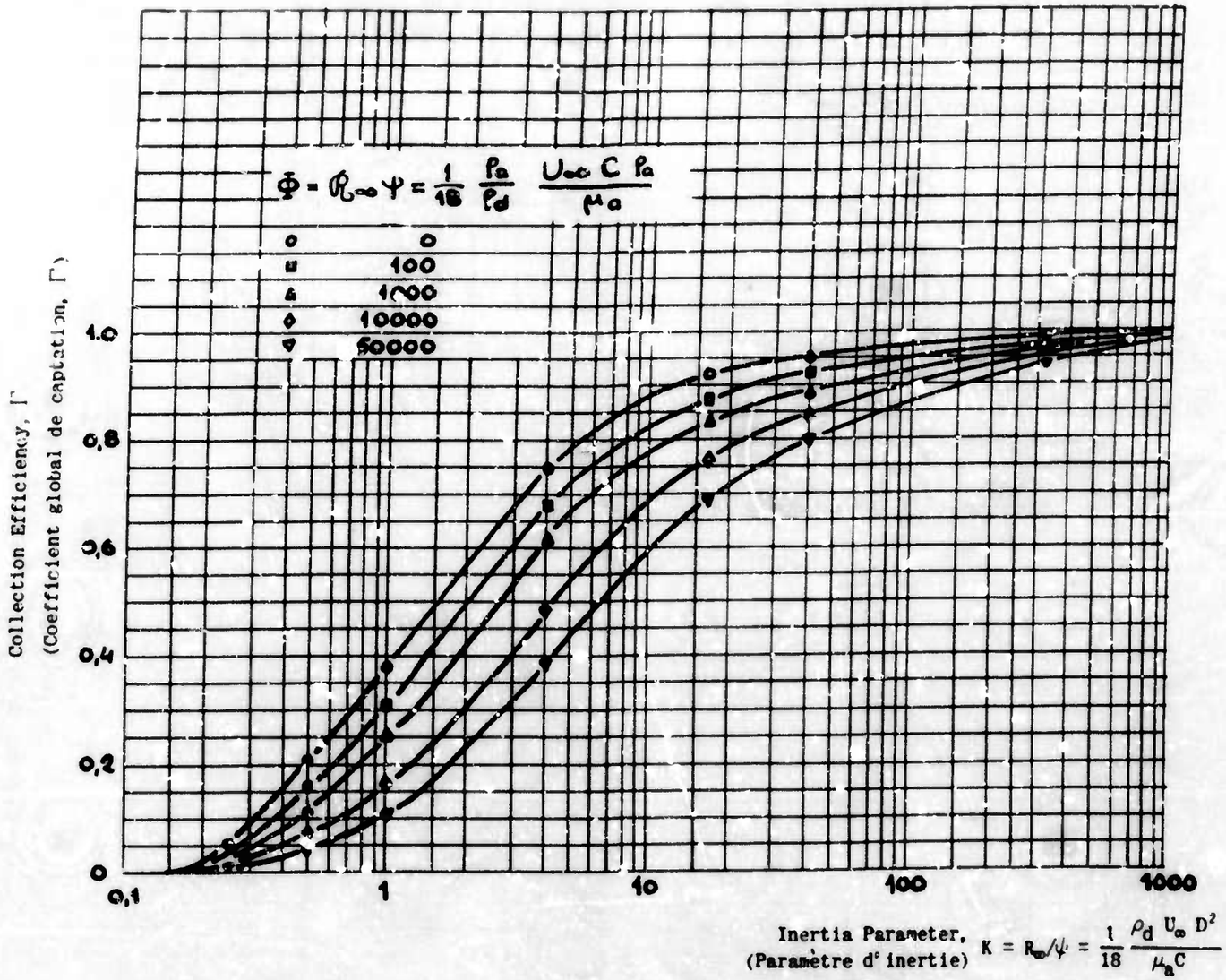


Fig. 11 Circular cylinder collection efficiency } (Ref. 16
Coefficient global de captation d'un cylindre circulaire } Fig. 7)

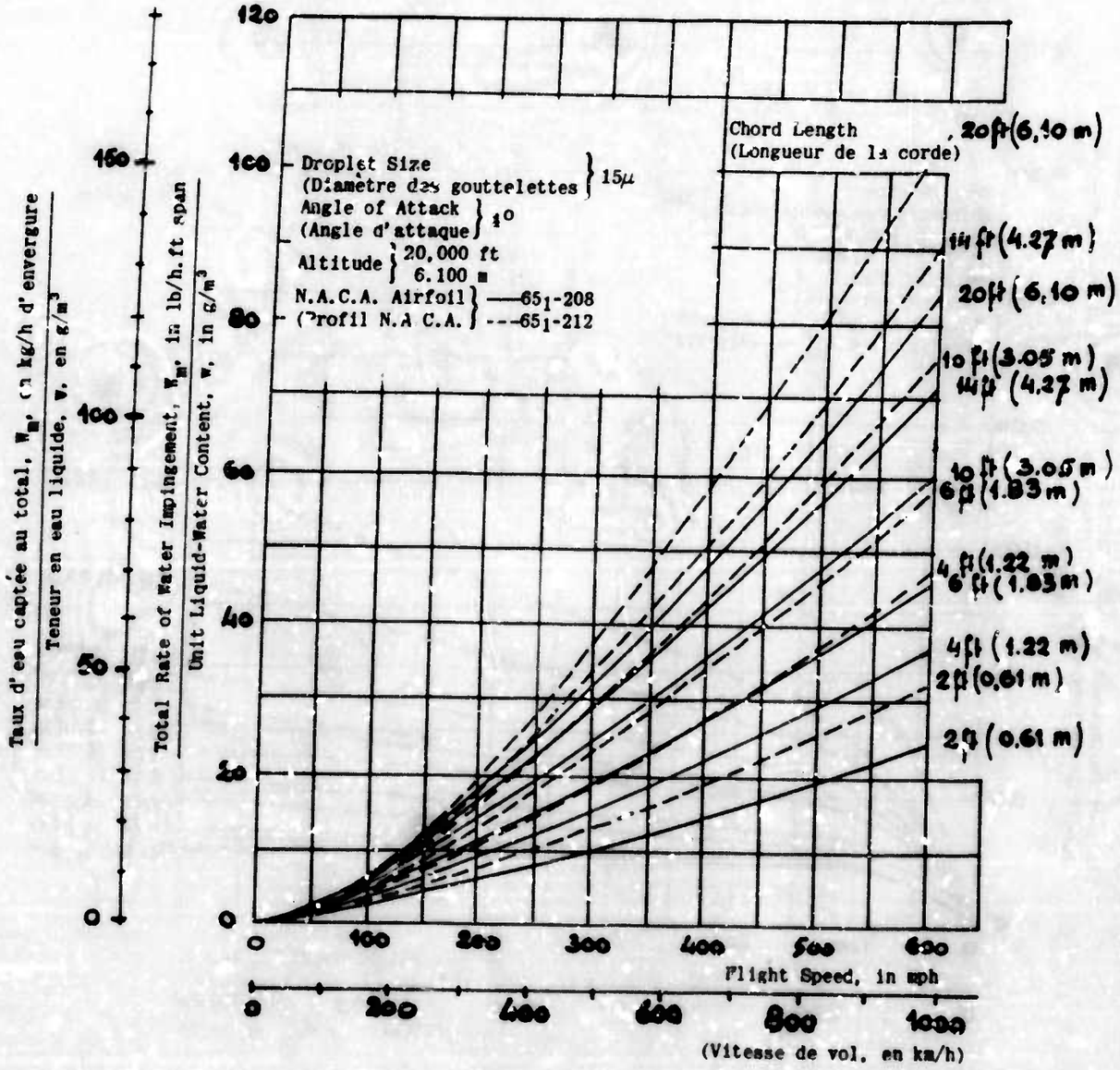


Fig.12 Rate of water impingement } (Ref.27
Taux d'eau captée au total } Fig.3)

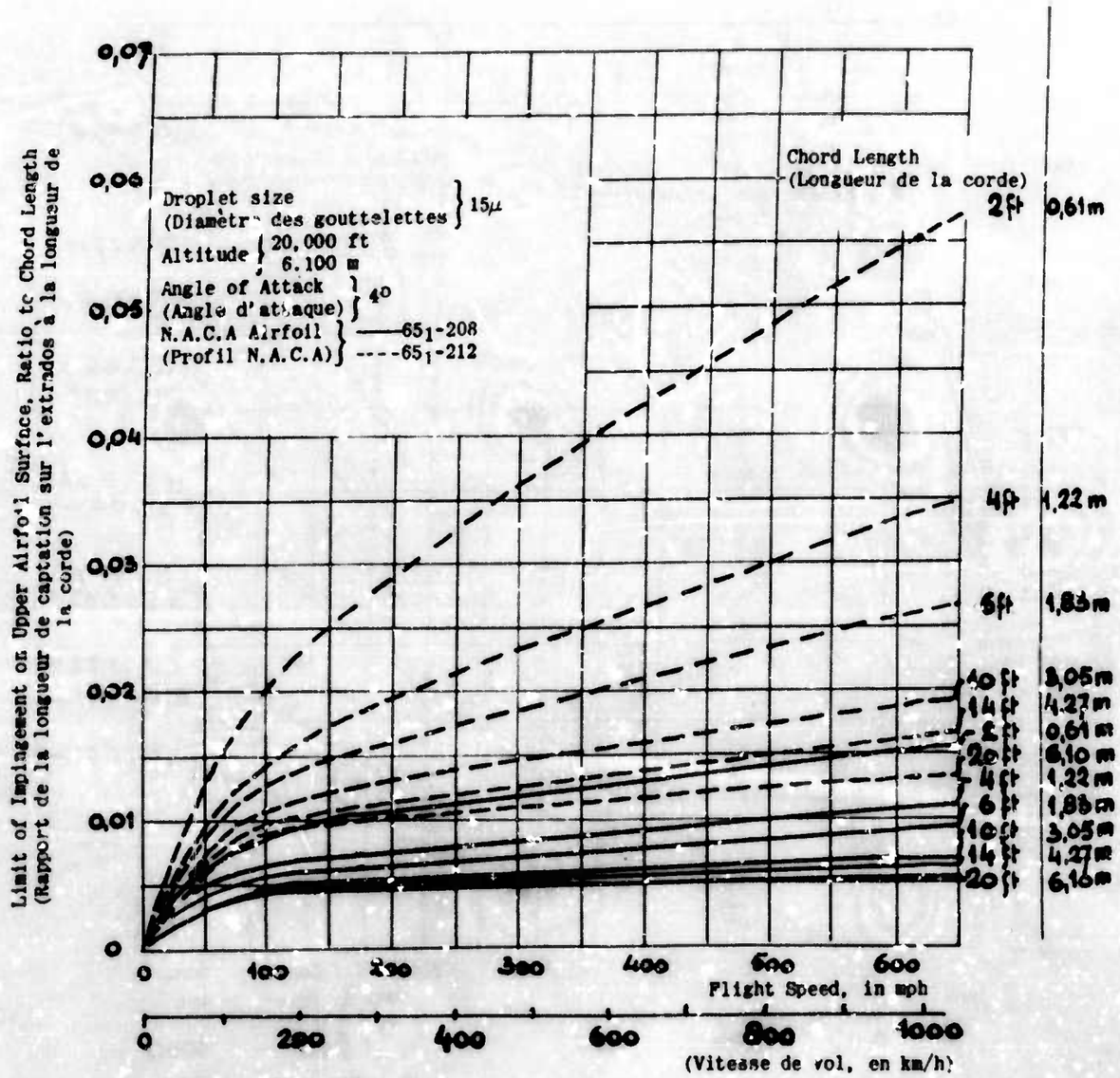


Fig.13 Limit of impingement along upper surface
Limite de l'aire de captation sur l'extrados

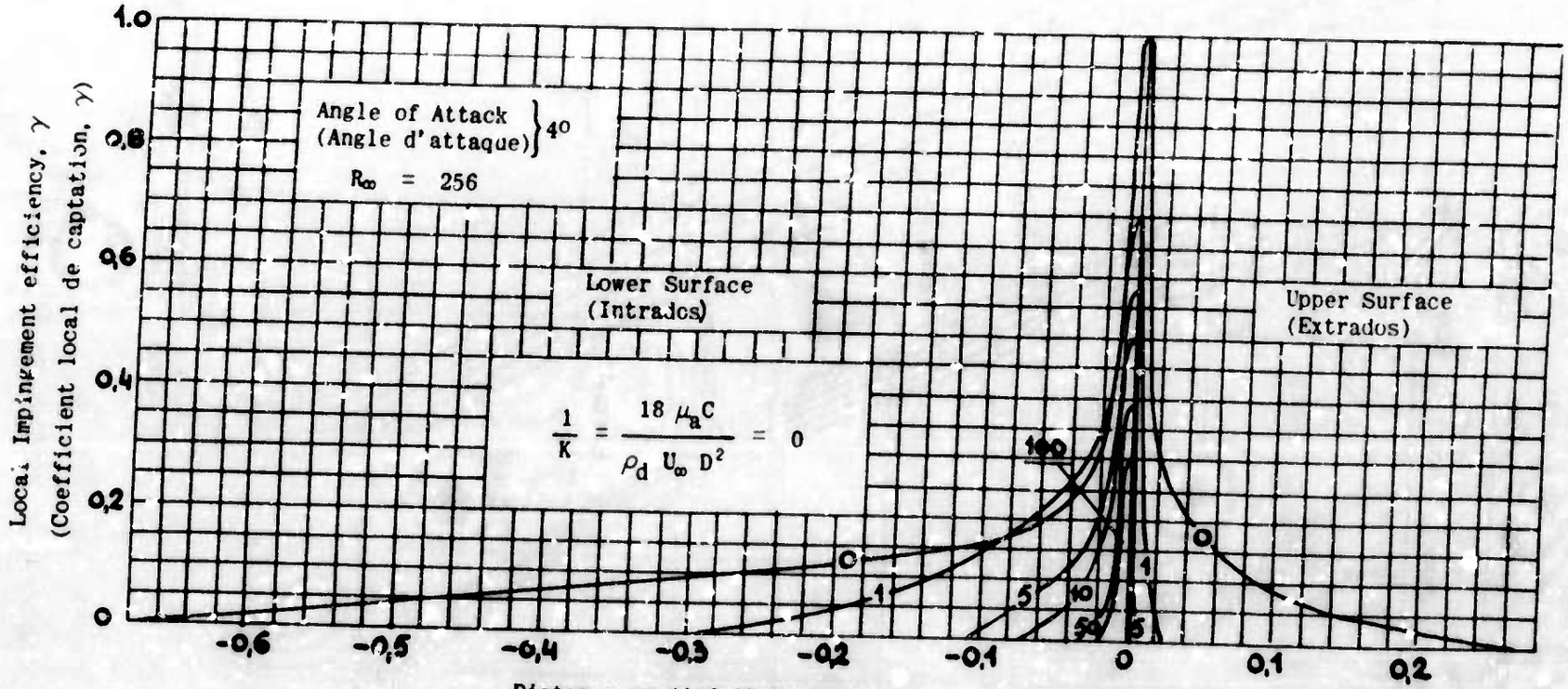


Fig. 14 Local impingement efficiency. N.A.C.A. 65_1-208 airfoil
Coefficient local de captation dans le cas d'un profil N.A.C.A 65_1-208

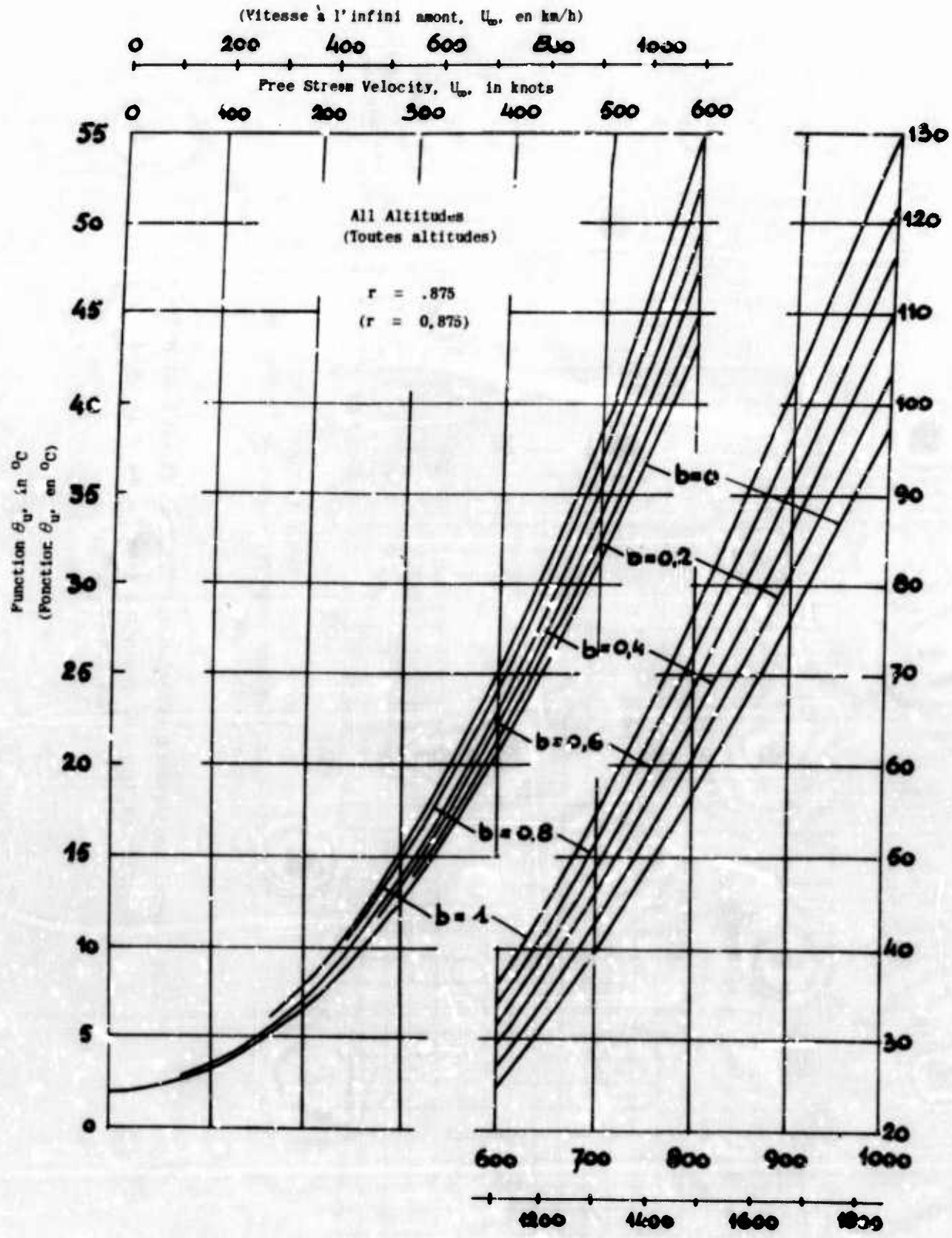


Fig. 15 Function θ_u versus U_∞
Courbes de θ_u en fonction de U_∞ } (Ref.46 Fig.4)

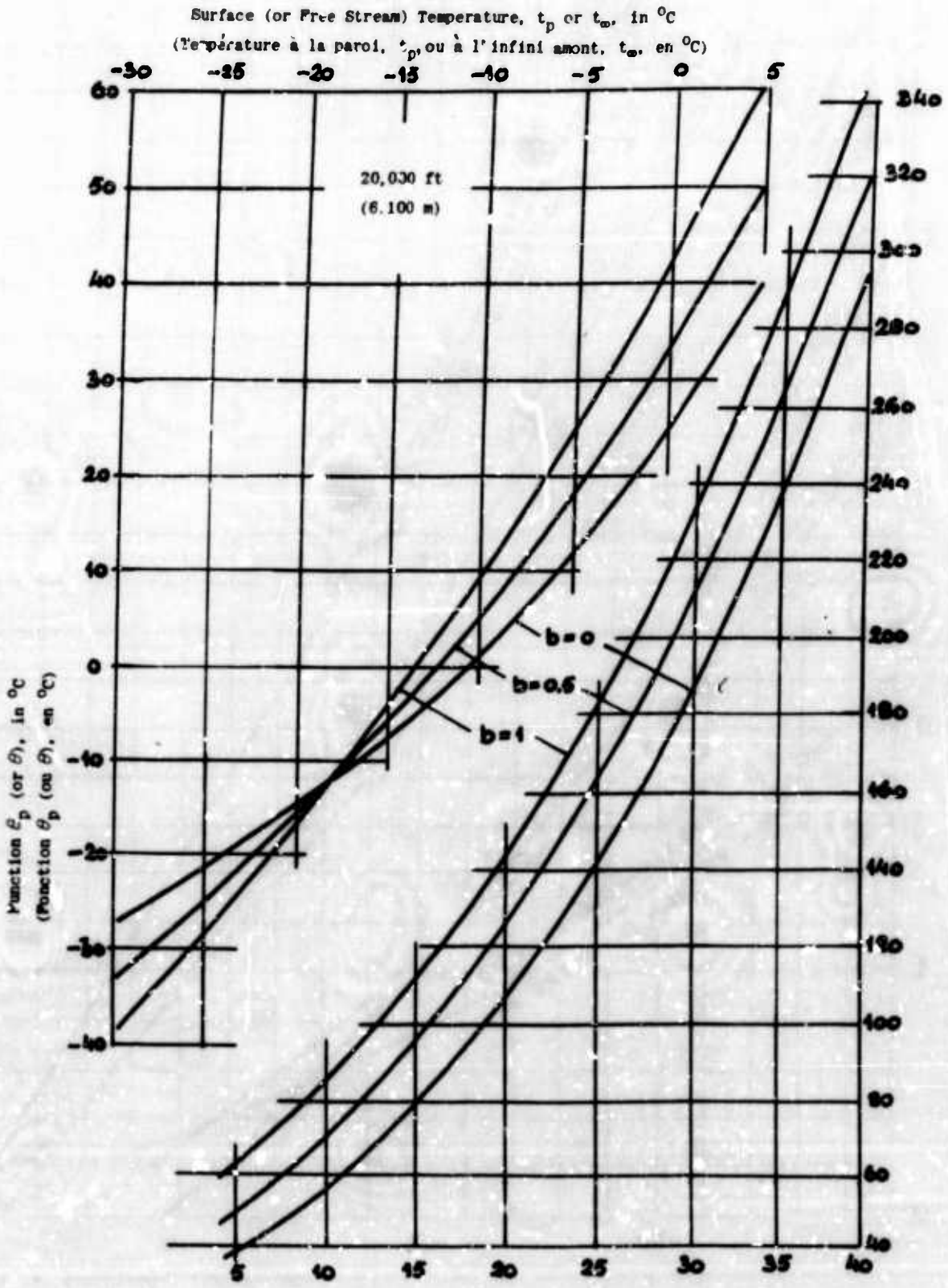


Fig.16 Function θ_p (or θ) versus t_p (or t_∞), for 20,000 ft altitude
Courbes de θ_p (ou θ) en fonction de t_p (ou t_∞), à une altitude de 6.100m
(Ref.46 Fig.8)

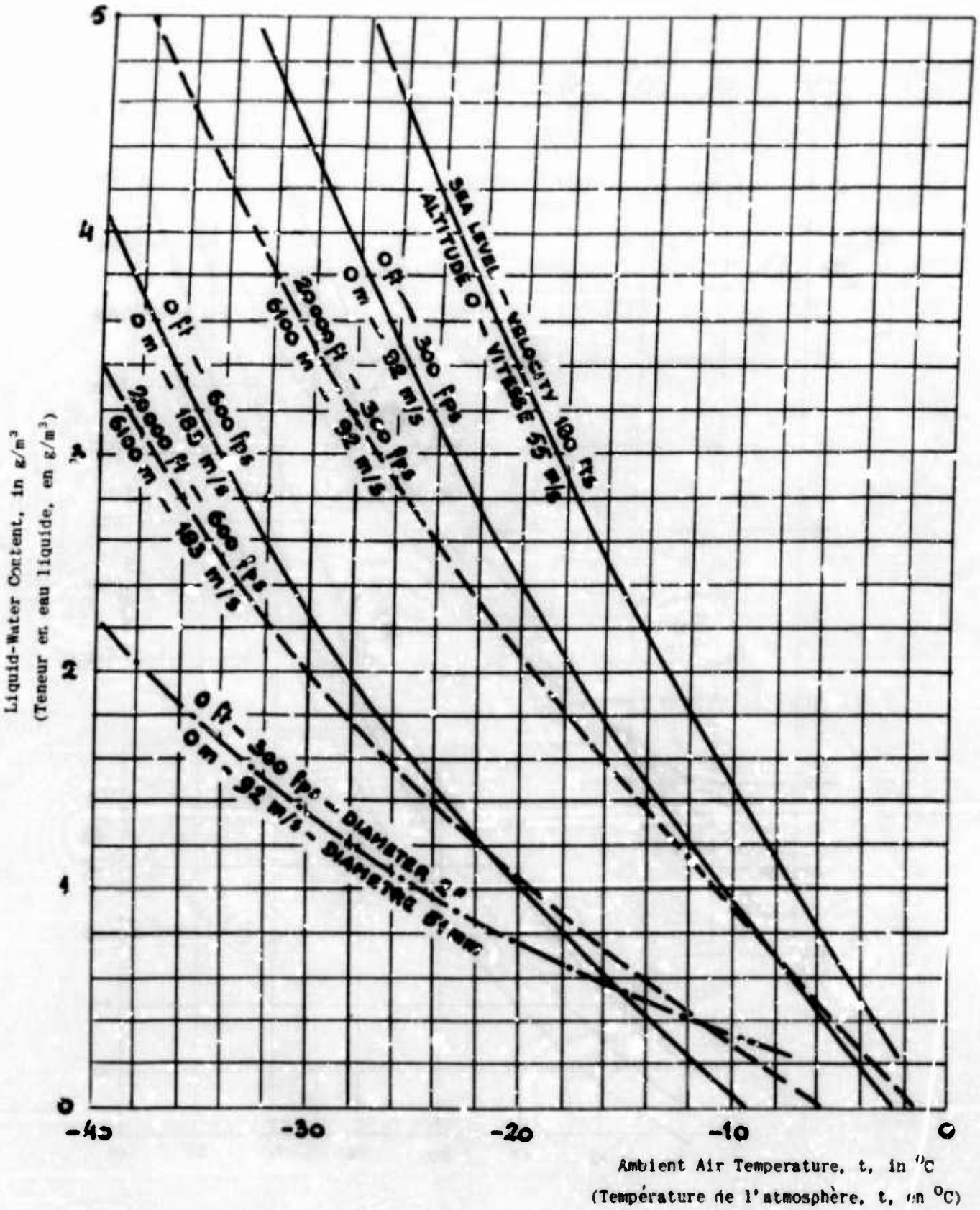


Fig. 17 Calculated Ludlam lines for 1/8 in. diameter rotating cylinder
Limites de congélation totale calculées pour un cylindre tournant de 0,32cm de diametre
(Ref. 48 Fig. 1)

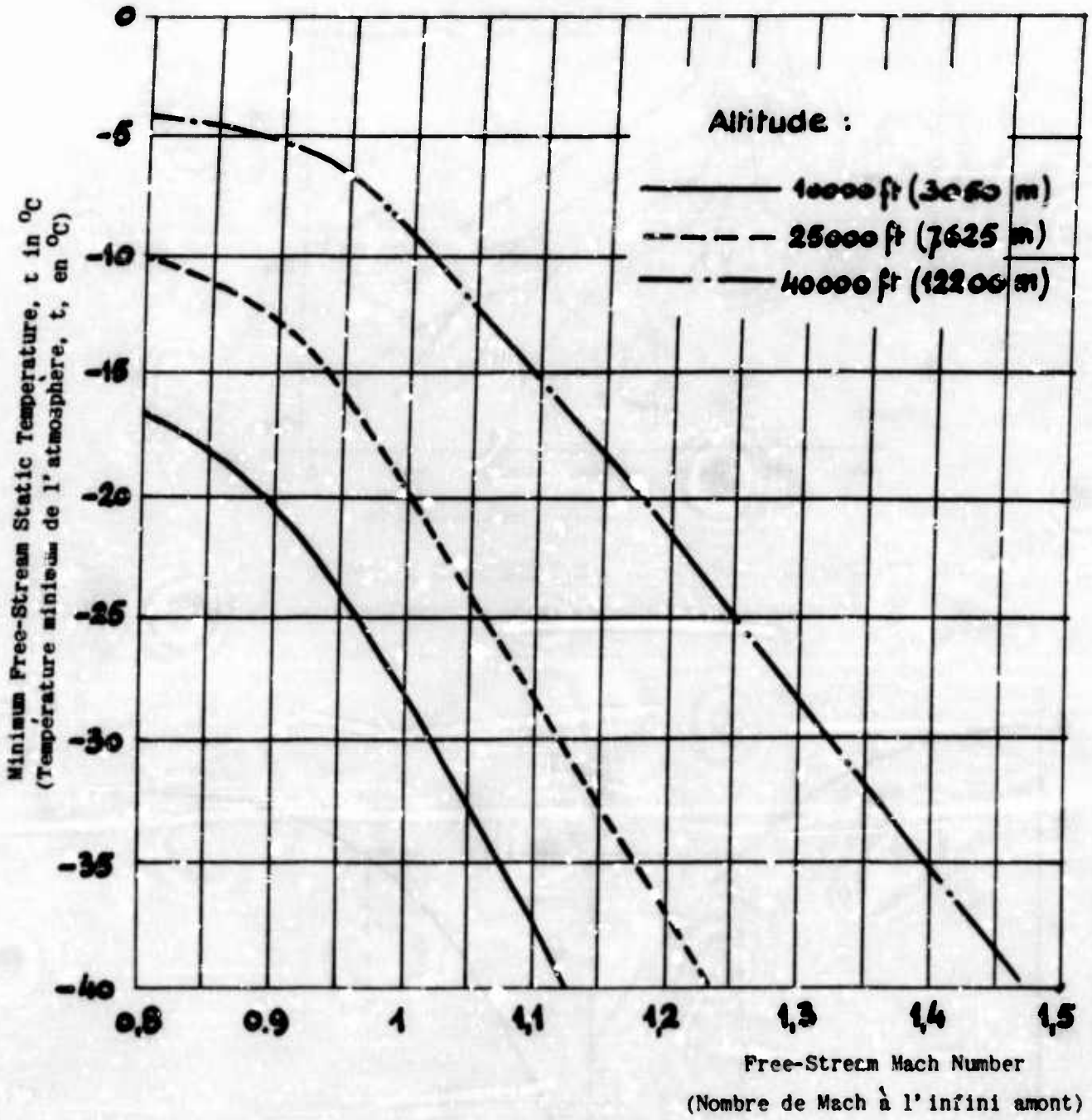


Fig. 18 Minimum free-stream static temperature for ice-free surface versus free-stream Mach number, for station at 50% chord of 8.8% thick circular arc airfoil

Température limite de givrage à l'infini amont en fonction du nombre de Mach à l'infini amont, à 50% de la corde d'un profil lenticulaire d'une épaisseur de 8,8%

(Ref. 51 Fig. 5)

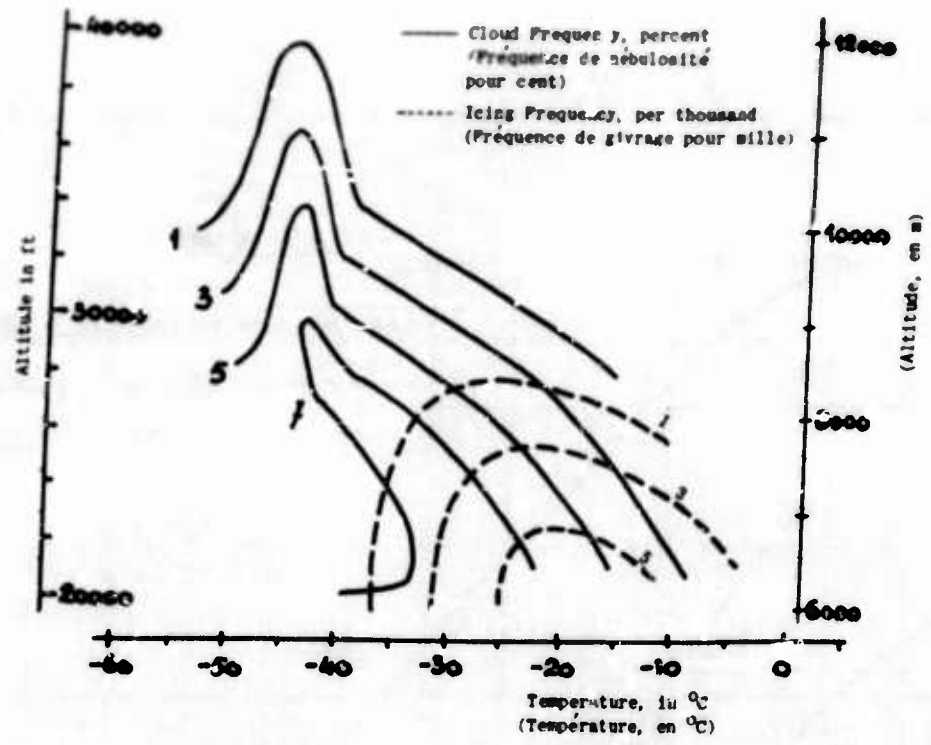


Fig.19 Frequency of clouds and icing above 20,000 ft
Fréquence de nébulosité et de givrage au-dessus de 6km

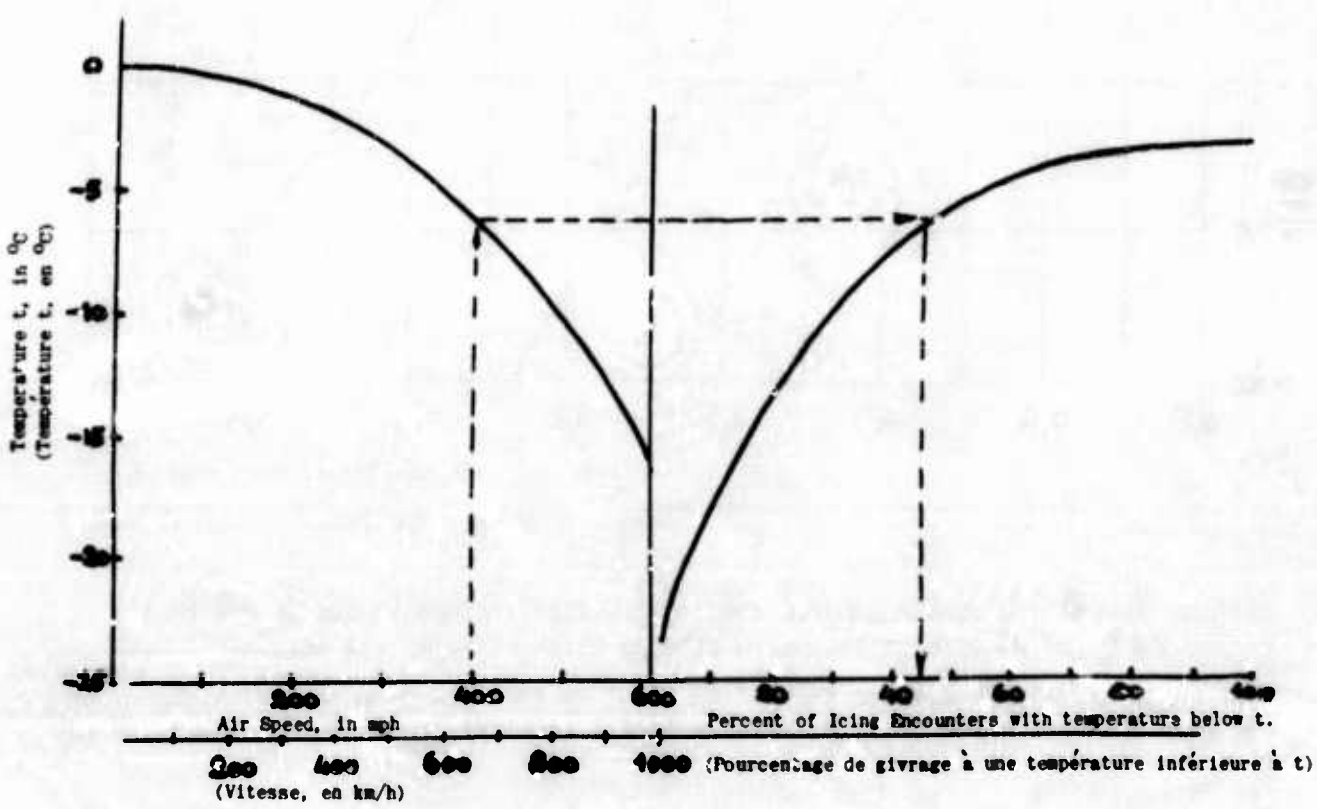


Fig.20 Effect of aerodynamic heating on frequency of encountering icing
Influence de l'échauffement aérodynamique sur la fréquence des cas de rencontre de givrage } (Ref.69 Fig.5)

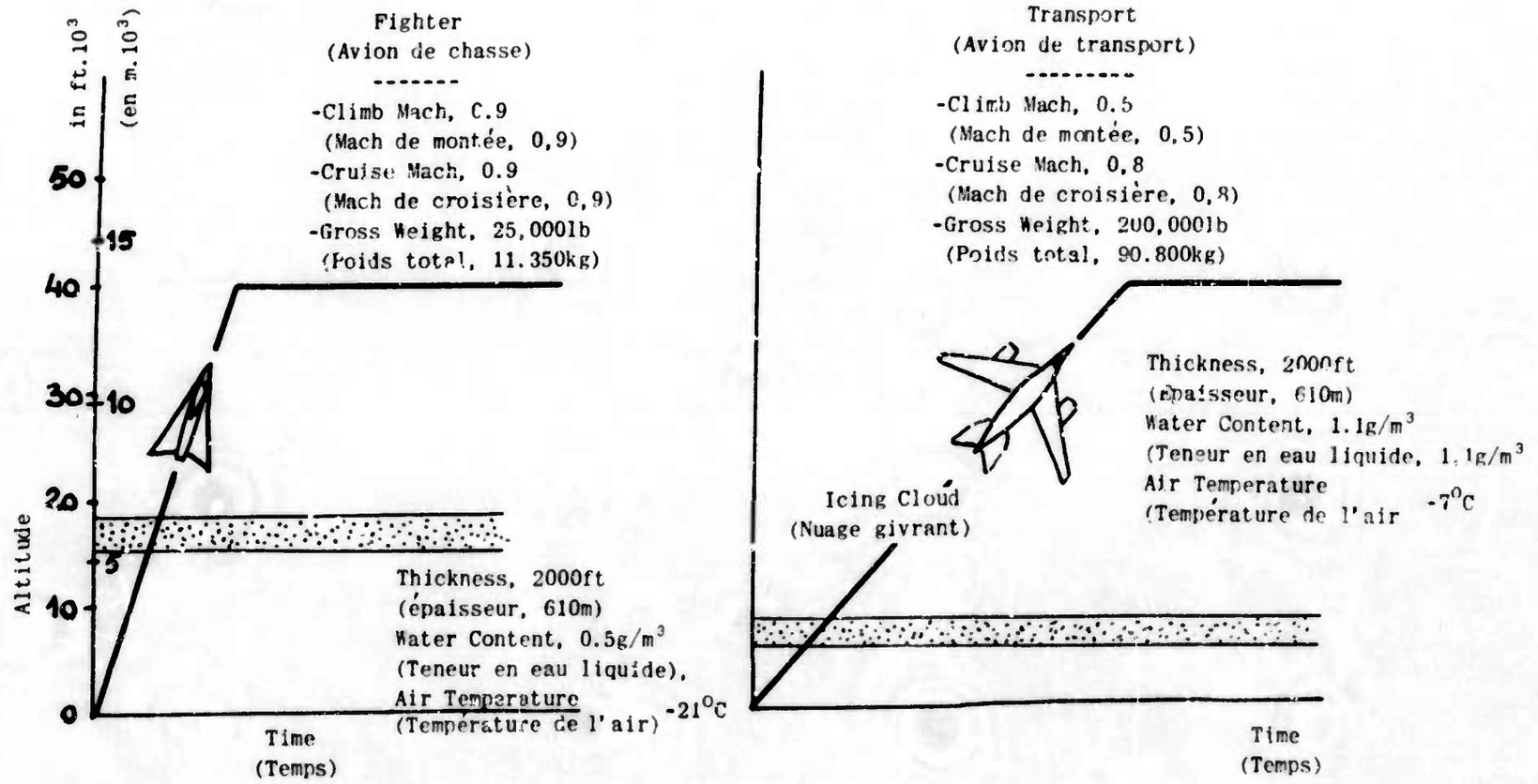


Fig.21 Flight plans for hypothetical aircraft } (Ref.74
Vols supposés pour deux types d'avions } Fig.1)

CHAPTER 2

ICING CONDITIONS TO BE CONSIDERED IN THE DESIGN OF PROTECTION SYSTEMS

•

CONDITIONS DE GIVRAGE A CONSIDERER DANS LA REALISATION DES SYSTEMES DE PROTECTION

•

D. Fraser and K.G. Pettit

CONTENTS

	Page
1. INTRODUCTION	75
2. THE LARGE SCALE COLLECTION OF ICING DATA	75
2.1 Introduction	75
2.2 Icing Parameters of Interest	76
2.3 Measurement of Parameters	78
2.4 Organization	80
3. RESULTS OF STATISTICAL MEASUREMENTS	82
4. ICING REQUIREMENTS	83
4.1 General Considerations	83
4.2 Particular Icing Requirements	85
REFERENCES	91

TABLE DES MATIERES

	Page
1. INTRODUCTION	75
2. PRINCIPES DES METHODES POUVANT CONDUIRE A UNE LARGE CONNAISSANCE DES CONDITIONS DE GIVRAGE	75
2.1 Introduction	75
2.2 Paramètres Principaux Intervenant dans le Givrage	76
2.3 Mesure des Paramètres	78
2.4 Organisation	80
3. RESULTATS DES MESURES STATISTIQUES	82
4. EXAMENS CONCERNANT LES MOYENS DE DEFENSE CONTRE LE GIVRAGE	83
4.1 Considérations Générales	83
4.2 Exigences de Protection Envisagées par Divers Organismes	85
REFERENCES	91

CHAPTER 2

ICING CONDITIONS TO BE CONSIDERED IN THE DESIGN OF PROTECTION SYSTEMS

CONDITIONS DE GIVRAGE A CONSIDERER DANS LA REALISATION DES SYSTEMES DE PROTECTION

D. Fraser and K.G. Pettit*

1. INTRODUCTION

The possible occurence of aircraft icing conditions poses a number of operational and technical problems, which cannot be resolved with any certainty, largely because of ignorance as to the frequency and range of the icing conditions likely to be encountered. The questions to be considered are:

(a) What is the probability of having to fly through icing conditions at a given season, in a given place?

(b) What will be the severity of these conditions; how far will they extend vertically and horizontally and how will they vary with extent and with time?

(c) What will be the effect of these icing conditions on the performance of the aircraft, both during and after the encounter?

(d) If the effects are intolerable, what is the economical degree of icing protection necessary?

2. THE LARGE SCALE COLLECTION OF ICING DATA

2.1 Introduction

None of the preceding questions can be answered without a more extensive knowledge of various meteorological parameters than we possess at present,

1. INTRODUCTION

Les problèmes de construction et d'utilisation des avions que pose la rencontre possible de nuages givrants ne peuvent trouver de solutions définitives surtout parce que l'on ne connait pas la fréquence et l'intensité des conditions de givrage que l'on est vraisemblablement appelé à subir. Les questions qui appelleraient une réponse sont:

(a) En un lieu déterminé et à une saison déterminée, quel est le pourcentage de vols que l'on aura à effectuer en atmosphère givrante?

(b) Quelle est la sévérité de ces conditions de givrage; quelles sont leurs étendues horizontale et verticale; comment varient-elles avec l'étendue et avec le temps?

(c) Quels sont les effets du givrage, dans les conditions précédentes, sur les performances de l'avion, pendant et après la traversée de la zone de givrage?

(d) Si ces effets ne peuvent être tolérés par l'avion non protégé, quelles sont les conditions les plus économiques de protection qui paraissent nécessaires?

2. PRINCIPES DES METHODES POUVANT CONDUIRE A UNE LARGE CONNAISSANCE DES CONDITIONS DE GIVRAGE

2.1 Introduction

On ne saurait répondre aux questions posées ci-dessus sans une connaissance des divers paramètres météorologiques plus étendue que celle que nous possédons actuellement

*Low Temperature Laboratory, National Research Council, Ottawa, Canada

and this can be obtained only through the collection of icing data on a statistical scale, involving much effort.

The question of how much effort would be economically sound is not easily answered, although some analogy with the collection of V-g records can be made. In this case, quite a large percentage of structural weight was concerned, and records were, and still are being, collected extensively, using comparatively simple instruments.

A better knowledge of icing conditions could lead in some cases to the omission of icing protection, or in others to the more precise design of protective systems, which could make a difference in the all-up weight of the aircraft of one or two percent. However, icing instrumentation is quite complicated and expensive, and the problem of icing investigation should proceed modestly till its preliminary benefits can be assessed.

Except for these remarks, the purpose of this section is not to discuss the policy of the matter, but to explain briefly the organization required to collect and asses the data.

2.2 Icing Parameters of Interest

The meteorological parameters which affect the amount and shape of the ice formations on the aircraft components and determine the icing protection required are:

(a) Water content

et sans avoir réuni des données sur le givrage assez nombreuses pour qu'une étude statistique soit possible; cela suppose un travail considérable.

Il est probable qu'une prospection convenable des conditions de givrage entraînerait des dépenses et une organisation relativement importantes si, en particulier, on les compare à celles mises en oeuvre pour l'étude, à l'aide d'instruments dans l'ensemble plus simples, des accélérations en cours de vol; et encore ces études d'accélération et de fatigue concernent toute la structure de l'avion, alors que l'étude statistique du givrage n'intéresse qu'un certain nombre d'éléments de l'avion.

Une meilleure connaissance des conditions de givrage conduirait, dans certains cas, à ne point installer de système de protection et, dans d'autres, à réaliser un système de protection plus étroitement adapté; il pourrait en résulter des différences, dans le poids total de l'avion, de un à deux pour cent. Malgré cela, étant donné la complication et le prix des instruments servant à l'étude des nuages givrants, cette étude pourrait ne se développer qu'à un rythme modeste en attendant que puisse être évaluée l'importance des premiers résultats obtenus.

Sans insister davantage sur ces remarques concernant la politique générale à suivre, nous allons brièvement indiquer les moyens qu'il faudrait mettre en oeuvre pour recueillir et pour interpréter les valeurs des paramètres qui conditionnent le givrage.

2.2 Paramètres Principaux Intervenant dans le Givrage

Les paramètres météorologiques qui conditionnent la quantité et la forme des dépôts de glace sur les éléments de l'avion et qui déterminent le degré de protection à développer sur ces éléments sont:

(a) la teneur en eau;

(b) Cloud particle size and distribution

(c) Ambient air temperature

(d) The variation of these three parameters with horizontal and vertical extent and with time

(e) Pressure altitude, which is a normal measurement and need not be discussed further.

2.2.1 *Water content*

Although free water exists in either the supercooled or solid state at temperatures below freezing, the main concern is with supercooled water, which is primarily responsible for ice accretion on unheated bodies and it is therefore proposed to measure only the *liquid water content* in below-freezing clouds. This does not imply that the solid state can be completely neglected, and the effects of ice crystals and snowflakes were discussed in Chapter 1.

2.2.2 *Cloud particle size and distribution*

Although the size of all particles, both ice crystals and water droplets, is of importance in defining the collection efficiency and the area of impingement on a given object at a given speed and altitude, nevertheless, for the normal case, it is the water droplets which are the main concern as discussed in Section 2.2.1 above and it is therefore proposed only to measure *water droplet diameter*.

2.2.3 *Ambient air temperature*

It is obviously necessary to reduce all measurements to the ambient (static) temperature, and not to use the total temperature experienced by the aircraft, which depends on speed.

(b) les dimensions des particules du nuage et la loi de distribution de ces dimensions;

(c) la température de l'air ambiant;

(d) la variation des trois paramètres précédents avec les étendues horizontale et verticale du nuage et avec le temps;

(e) la pression définissant l'altitude; cette pression étant toujours mesurée en vol normal, il n'en sera plus question dans ce qui suit.

2.2.1 *Teneur en eau*

A des températures inférieures à zéro degré, l'eau peut exister sous deux formes condensées : liquide surfondue et solide.

Cependant, puisque c'est l'eau surfondue qui est responsable, en premier lieu, des dépôts de glace sur des corps non-chauffés, il paraît normal de se borner à la seule mesure de la *teneur en eau liquide*. Ceci n'implique pas que l'état solide ne joue aucun rôle et les effets, dans le givrage, des cristaux de glace ou des flocons de neige ont été examinés au chapitre 1.

2.2.2 *Dimensions des particules du nuage et loi de distribution*

Bien que les dimensions de toutes les particules, aussi bien celles des cristaux de glace que celles des gouttelettes d'eau, interviennent dans la valeur du coefficient global de captation et dans celle de l'aire de captation d'un objet déterminé se déplaçant à une vitesse et à une altitude données, il semble normal, ici encore, voir aussi la section 2.2.1, de proposer la prise en considération des seules gouttelettes d'eau. C'est donc le *diamètre de ces gouttelettes* et la loi de distribution des diamètres qui devront être déterminés.

2.2.3 *Température de l'air*

Evidemment, c'est la température ambiante de l'air (température statique) qu'il convient de connaître; on l'obtiendra à partir de la température mesurée en vol, qui dépend notamment de la vitesse.

2.3 Measurement of parameters

If data are to be obtained on a statistical scale, using operational aircraft, then any instrumentation used must be automatic, so that it will operate with little or no attention, and it must be light, as inexpensive as possible and easily installed in the aircraft. To obtain these features, some sacrifices of accuracy and sensitivity may be required.

2.3.1 Instruments

The first problem is to obtain suitable instruments for the measurement of liquid water content, droplet size and temperature.

Of the various instruments which will be described in Chapter 3, it will be seen that all known useful *liquid water content* instruments measure a *rate-of-catch of water* or a *rate-of-icing*, from which the liquid water content can be derived if the true speed and the instrument efficiency are known. The only water content instruments that are suitable at present are hot-wire rate-of-catch meters (Ch.3, Section 2.2.a) and orifice-type rate-of-icing meters (Ch.3, Section 2.2.c).

For the measurement of *droplet size*, no automatic, simple instrument is available. This measurement can therefore only be made on test or research aircraft, with the consoling feature that particle size is not a wide variable.

A variety of sufficiently accurate *thermometers* and housings for use in icing conditions is available, to suit different aircraft (Ch.3, Section 4).

2.3 Mesure des paramètres

Si l'on envisage d'obtenir des résultats, à l'échelle statistique, par des mesures effectuées sur des avions de ligne, les instruments devront être automatiques de façon que leur mise en oeuvre n'entraîne qu'une charge faible, ou même nulle, pour l'équipage. En outre, les instruments devront être légers, aussi bon marché que possible, d'installation facile dans l'avion. Ces diverses conditions seront payées par quelques sacrifices quant à la précision et à la sensibilité des appareils utilisés.

2.3.1 Instruments

Le premier problème est d'obtenir des instruments convenables pour la mesure de la teneur en eau liquide, du diamètre des gouttelettes, de la température.

Parmi les divers appareils destinés à la mesure de la *teneur en eau liquide* qui seront décrits au chapitre 3, les seuls pratiques, mesurent, pendant un temps donné, soit une masse d'eau captée *(indicateur de débit de captation)* soit une masse de givre déposée *(indicateur de vitesse de givrage)* : pour avoir la teneur en eau liquide à partir des indications de ces instruments, il est nécessaire de connaître la vitesse vraie de l'instrument et son coefficient de captation à cette vitesse. Les instruments utilisables à l'heure actuelle sont les indicateurs de débit de captation à fil chaud (ch.3, section 2.2.a) et les indicateurs de vitesse de givrage à orifice (ch.3, section 2.2.c).

Pour la mesure des *diamètres des gouttelettes*, il n'existe pas d'appareil simple et automatique. Cette mesure ne peut donc être faite que sur des avions-laboratoires destinés aux essais et aux recherches. Il est heureux que le diamètre des gouttelettes ne varie pas dans de fortes proportions.

En vue des mesures de température dans les nuages givrants, on a proposé un certain nombre de *thermomètres* munis de capotages s'adaptant à différents avions : la précision obtenue paraît suffisante (ch.3, section 4).

2.3.2 Recording of data

The second problem is to record automatically all the readings in a convenient and inexpensive fashion. For this purpose, suitable recorders are available, such as the ones which will be described in the Appendix to Chapter 3.

There are no difficulties about the determination of the position of meteorological readings in space, to an adequate degree of accuracy, by recording pressure altitude, indicated speed, and time. Pressure and speed records are also necessary to calculate the meteorological measurements.

2.3.3 Statistical Instruments

The foregoing principles have been recognized in the NRC and NACA statistical icing instruments, which are described in the Appendix of Chapter 3.

The *NRC recorder* is made in two versions, fully-automatic, one for high-speed aircraft and one for low-speed aircraft. The models are energized by the undercarriage switch. Both models indicate rate-of-icing, air temperature, altitude, airspeed and clock time, and the high-speed ones also record rate-of-water-catch. After being energized, the recorder does not operate till it receives the first signal from an icing detector, and it then stops some time after the last signal.

The *NACA instrument* is similar, but rate-of-water-catch is not recorded, and time is obtained from a uniform film speed. The aircrew are required to note icing encounters on an attached data sheet[1].

2.3.2 Enregistrement des paramètres

Le deuxième problème qui se présente est d'enregistrer automatiquement, de manière simple et peu coûteuse, toutes les valeurs données par les appareils. Dans ce but, on peut se servir d'enregistreurs déjà existants et décrits dans l'appendice du chapitre 3.

Il n'y a pas de difficultés à localiser, avec une précision suffisante, les indications météorologiques enregistrées; il suffit d'inscrire simultanément la pression (altitude), la vitesse indiquée, le temps. L'enregistrement de la pression et de la vitesse sont d'ailleurs nécessaires pour la détermination des paramètres météorologiques à partir des enregistrements.

2.3.3 Instruments statistiques

Les considérations précédentes ont été utilisées dans la réalisation des appareils statistiques NRC et NACA, appareils qui sont décrits dans l'appendice du chapitre 3.

L'*enregistreur NRC* présente deux versions entièrement automatiques, l'une pour avions rapides, l'autre pour avions lents. Les appareils sont mis en circuit par le mécanisme du train d'atterrissage. Les deux versions donnent la vitesse de givrage, la température de l'air, l'altitude, la vitesse de l'avion et le temps; les modèles pour avions rapides enregistrent également le débit de captation d'eau liquide. Etant en circuit, l'enregistreur ne fonctionne qu'après avoir reçu un premier signal d'un détecteur de givrage et il s'arrête quelque temps après le dernier signal.

L'*enregistreur NACA* est semblable au précédent, mais le débit de captation d'eau n'est pas relevé et le temps se déduit du déroulement du film qui se fait de manière uniforme. L'équipage doit noter les périodes de givrage sur un feuillet attaché à l'enregistreur[1].

2.3.4 *Weight of statistical instruments*

Without wires and pressure connections, and without the hot-wire loop for measuring high and transient rates of water-catch, the NRC components weigh about 11 lb. The hot-wire loop adds another 4.5 lb. The NACA components weigh 18 lb without the loop.

2.3.5. *Cost of statistical instruments*

The cost of installing the NACA system is stated to be about $2000 and the NRC scheme can be installed for a total cost of about $1700, plus about another $150 if the hot-wire loop is added.

2.4 Organization

The provision and installation of these instruments is not, of course, sufficient. Thorough organization is necessary to look after servicing of the instruments, and the collection, reduction and analysis of the results.

2.4.1 *Education of flight crews*

To be of maximum value, the film records should be supplemented by observations made by the flight crew, who would require instruction on the use and purpose of the icing instrumentation. One way of obtaining the interest of the crews is to provide a visual rate-of-icing meter, which will be particularly useful for drawing their attention to any exceptionally high rates-of-icing.

2.4.2 *Servicing of instruments*

However automatic and reliable the instrumentation, some servicing will be required, if it is only the changing of film magazines. This is best handled by centralization of the servicing in each operational group.

2.3.4 *Poids des instruments statistiques*

L'enregistreur NRC pèse environ 5 kg si l'on ne comprend, dans ce poids, ni les fils et les tubes de connection, ni la boucle à fil chaud qui sert à mesurer les débits de captation d'eau élevés ou rapidement variables. La boucle à fil chaud ajoute 2 kg.

L'enregistreur NACA pèse 8 kg, sans la boucle

2.3.5 *Prix des instruments statistiques*

Le prix d'installation de l'instrument NACA est fixé à 2000 dollars environ et celui de l'instrument NRC à 1700 dollars environ; à ce dernier prix, il faut ajouter 150 dollars si on complète l'appareil par la boucle à fil chaud.

2.4 Organisation

Naturellement, il ne suffit pas de se procurer et d'installer les instruments précédents. Il faut encore prévoir une organisation complète pour remettre en état les instruments après service, pour recueillir, dépouiller et analyser les résultats.

2.4.1 *Education des équipages*

Il serait du plus grand intérêt que les films enregistrés soient accompagnés d'observations faites par l'équipage; ceci nécessiterait une instruction préalable de cet équipage sur l'utilisation et le but de l'instrumentation. Un moyen de retenir l'attention des équipages consiste à installer un indicateur de vitesse de givrage visuel qui sera certainement observé avec attention dans les cas de givrage intenses.

2.4.3 *Surveillance des instruments*

Quoique les instruments soient automatiques et sûrs, une surveillance est nécessaire, ne serait-ce que pour assurer le renouvellement des films. Il serait préférable que l'entretien des instruments soit centralisé dans certaines bases. Les

Instruments which run out of film or become unserviceable away from their servicing base will have to remain out of use, till their return to base.

2.4.3 *Preliminary collection of records*

The film records can be collected initially at the servicing base. The pilots' records, however, could be collected most efficiently and conveniently at the meteorological de-briefing, by arrangement with the forecasters. This serves two purposes, as it gives semi-quantitative information to the forecasters about existing icing conditions, and also provides an opportunity for the records to be annotated by the local meteorologists.

2.4.4 *Reduction and tabulation of results from records*

An understanding of the peculiarities of individual types of instruments is required for proper reduction of the records. Thus, the collection of the above icing records and the reduction and tabulation of the results are best done on a national basis.* The results should be reduced to punched card entries, which can be correlated with the normal meteorological observations.

2.4.5 *Statistical analysis*

The only satisfactory organization for the statistical analysis of the results would be an international one, combining the results obtained from both military and civil aircraft.

appareils dont les films sont épuisés ou qui deviennent impropres au service loin de leur base, devraient retourner à la base, avant leur remise en usage.

2.4.3 *Dépouillement préliminaire des résultats*

La réception des enregistrements peut se faire à la base de service. Il est cependant préférable et plus utile que les rapports des pilotes soient reçus, par les prévisionnistes, au centre météorologique des rapports de vol, et cela pour deux raisons : d'une part, les prévisionnistes se trouvent informés de manière partiellement quantitative, des conditions de givrage qui existent sur le trajet parcouru; d'autre part, les rapports peuvent être annotés par les météorologistes locaux.

2.4.4 *Dépouillement et présentation des résultats*

Une connaissance des particularités de chaque type d'instrument est nécessaire pour dépouiller correctement les enregistrements et les rapports. Ainsi, il y aurait avantage à faire un tel dépouillement et à établir les tableaux de résultats dans une base nationale.* Les résultats figureraient sur un système de cartes perforées qui pourrait être relié au système d'observations météorologiques normales.

2.4.5 *Analyse statistique*

L'organisation pour l'analyse statistique des résultats ne pourrait être satisfaisante que si elle était établie dans un cadre international, en utilisant les résultats obtenus par les avions militaires et civils.

---

*Such as the NACA - Airline-Air Force arrangement.

*Telle que, par exemple, le NACA-Airline-Air Force.

2.4.6 Publication

The final step is, of course, the publication of the results in a properly digested and intelligible form which will be convenient to both designers and operators. It will not be simple to arrive at a suitable presentation of the data, which should involve a probability statement of the relations between geographical location, season, altitude, horizontal and vertical extents, water content, temperature and droplet size.

The best presentation to date is probably that made by Lewis and Bergrun[2] which is unfortunately based on an admittedly insufficient quantity of measurements which do not include reliable readings of high water contents.

3. RESULTS OF STATISTICAL MEASUREMENTS

A large number of icing measurements has been made by icing research aeroplanes in the United States, the United Kingdom and Canada[3, 4, 5, 6, 7]. All these aircraft were deliberately seeking icing conditions.

The only statistical surveys at the moment are those made by N.A.C.A. in cooperation with the civil airlines and the U.S.A.F., particularly the Air Weather Service. These cover the lower altitude range of icing conditions over the North American continent and some other regions.

The data collected by the airlines[1, 8] are quantitative but are subject to the limitations that the instrumentation was not able to measure some of the higher rates of icing, and that the flights were probably planned to avoid areas where severe icing conditions were forecast.

2.4.6 Publication

Le stade final serait, naturellement, la publication des résultats sous une forme intelligible et convenablement résumée, cette publication étant destinée à la fois aux constructeurs et aux utilisateurs. Il ne sera pas simple d'arriver à une représentation convenable des données, si l'on veut incorporer, dans cette représentation, les relations les plus probables entre le lieu géographique, la saison, l'altitude, les étendues verticale et horizontale, la teneur en eau liquide, le diamètre des gouttelettes et la température.

La meilleure représentation jusqu'ici obtenue est probablement celle de Lewis et Bergrun[2] qui est malheureusement fondée sur un nombre insuffisant de mesures, celles relatives à des valeurs élevées de teneur en eau liquide n'étant pas dignes de confiance.

3. RESULTATS DES MESURES STATISTIQUES

Un grand nombre de mesures sur le givrage en vol ont été faites, à l'aide d'avions-laboratoires aux Etats-Unis, au Royaume-Uni et au Canada[3, 4, 5, 6, 7]. Tous ces avions recherchaient délibérément les conditions de givrage.

Pour le moment, des résultats n'ont été statistiquement examinés que par le NACA en coopération avec les Services Civils de l'Air et l'Armée de l'Air des Etats Unis, particulièrement le 'Air Weather Service'. Ces résultats concernent les conditions de givrage en basse altitude sur le continent nord-américain et sur quelques autres régions.

Les résultats fournis par les services civils [1, 8] sont quantitatifs, mais la statistique est un peu faussée du fait que les instruments ne donnaient pas de bonnes mesures en givrage très intense et que les vols étaient probablement organisés de manière à éviter les régions où des conditions sévères de givrage étaient prévues.

Some of the data collected by the U.S.A.F., which are not yet fully analyzed, are quantitative, and some are qualitative. Some figures have been released in reference[9]. The particular value of the Air Weather Service data is that it is more nearly random than the other data.

Les résultats fournis par l'Armée de l'Air américaine (USAF), non encore complètement dépouillés, sont en partie quantitatifs, en partie qualitatifs. Quelques-uns ont été publiés[9]. L'intérêt particulier des valeurs relevées par le 'Air Weather Service' tient au fait qu'elles ont été obtenues au cours de vols effectués au hasard et moins systématiquement organisés que les vols habituels.

4. ICING REQUIREMENTS

4.1 General Considerations

The design of icing protection systems must be based not only on the probable icing conditions, but also on a particular type of aircraft and how its various components are affected by icing, on the missions of the aircraft, and on the characteristics of the system of icing protection used.

We may take as examples two cases at opposite extremes : (a) the high altitude bomber which only passes through clouds during climb and descent, and (b) the marine reconnaissance aircraft which may be in cloud continuously.

In the first case, the engines and windscreens will have to be protected for short durations in the worst icing conditions likely to be met on any mission. The radar on a bomber is not likely to be affected by small accretions of ice on the radome, which therefore need not be protected. If the bomber has thick wings, it is likely to collect little ice, which will also have little aerodynamic effect, so that the wings may not need any protection. On a thin-wing bomber, however, there may be a critical amount

4. EXAMENS CONCERNANT LES MOYENS DE DEFENSE CONTRE LE GIVRAGE

4.1 Considérations générales

Les moyens de défense contre le givrage doivent être étudiés, non seulement en tenant compte des conditions de givrage les plus probables, mais encore en prenant en considération l'action du givrage sur les divers éléments du type particulier d'avion à équiper, les missions de cet avion et les caractéristiques du système de protection envisagé pour chaque élément.

Pour concrétiser les remarques précédentes, considérons deux cas présentant les différences les plus accusées : (a) celui d'un bombardier volant à haute altitude et qui ne fait que passer au travers des nuages lors de la montée ou de la descente, et (b) celui d'un avion de reconnaissance des forces navales qui peut avoir à voler dans le nuage de manière continue.

Dans le premier cas, la protection des moteurs et des pare-brise doit être prévue pour de courts instants mais dans les condition de givrage les plus dures qui puissent être rencontrées au cours des missions. Le radar n'est vraisemblablement pas affecté par les petits dépôts de glace sur le radome, qui ne demande pas à être protégé. Si le bombardier a des ailes épaisses, il ne captera que peu de givre; les effets aérodynamiques de ce givrage seront peu importants et les ailes n'auront pas à être protégées. Cependant, sur un bombardier à ailes minces, il peut exister une quantité critique

or shape of ice which will affect the maximum lift sufficiently to interfere with high altitude flight, or flight refuelling, or landing. If this amount of ice is likely to accrete, then wing protection may be necessary. This could be one of the electro-thermal 'one-shot' type, in which existing electrical power is diverted to keep the parting-strip clear during icing, and to shed the ice after the icing encounter. In this case, the parting-strip would be designed for the worst probable combination of supercooled water content and temperature, and the shedding zone for the lowest temperature likely to be encountered while shedding during the climb.

ou une forme de dépôt qui affecte suffisamment la portance maximum pour intervenir dans le vol à haute altitude, ou au cours du remplissage des réservoirs à essence en vol, ou à l'atterrissage. Si cette masse de givre peut vraisemblablement se déposer sur l'aile, alors la protection est nécessaire et elle pourrait se réaliser à l'aide d'un chauffage électrique : toute la puissance électrique serait utilisée pour antigivrer la bande de partage située au nez du profil et pour dégivrer le reste du profil; la puissance à dissiper dans la bande de partage serait calculée pour les conditions les plus dures de teneur en eau liquide et de température et celle à fournir à la zone à dégivrer serait déterminée en tenant compte de la température la plus basse que l'on pourrait vraisemblablement rencontrer durant la montée.

In the second case, a thick-wing marine reconnaissance aircraft might not be sensitive to icing, but might have to fly in icing for such long durations that complete continuous protection for all components would be necessary. The probabilities of meeting various icing conditions at low altitude would have to be considered. For electro-thermal de-icing and fluid-anti-icing, the worst combinations of water content and temperature would have to be taken into account; for evaporative hot air anti-icing, the highest water content, and for pneumatic de-icing, the largest droplet sizes.

Dans le second cas, un avion de reconnaissance des forces navales, à ailes épaisses, est peu sensible au givrage mais il peut avoir à voler longtemps dans un nuage givrant, de sorte qu'une protection continue de tous les éléments parait nécessaire. Les probabilités de rencontre de diverses conditions de givrage doivent être examinées. Pour un dégivrage par chauffage électrique et pour un antigivrage par liquide, c'est la combinaison la plus dure de teneur en eau liquide et de température qui doit entrer en ligne de compte; pour un antigivrage sec par air chaud, c'est la plus haute teneur en eau que l'on doit faire intervenir et pour le dégivrage pneumatique, les dimensions des gouttelettes les plus grosses.

At the present time, there is reasonable background of information on the effects of various amounts and type of ice formation on engines, propellers and windscreens, and on the characteristics of various systems of icing protection. The effects of ice on aerofoils and radomes have not been investigated very thoroughly, and the probabilities of encountering various icing conditions in a given mission can only be

D'ores et déjà, on dispose d'un assez grand nombre d'informations concernant, d'une part, les effets de givrage, variés en type et en intensité, sur les moteurs, les hélices, les pare-brise et, d'autre part, les caractéristiques des divers systèmes de défense; cependant, les conséquences des dépôts de glace sur les ailes et les radomes n'ont pas été étudiés très complètement et les probabilités de rencontrer telles conditions de givrage au cours d'une mission déterminée ne peut faire l'objet que de

guessed. For that matter the missions which a given type of aircraft eventually performs are sometimes very different from what was originally intended.

The necessary statistical information on icing severities and extents is lacking. For the time being, it is therefore necessary to issue provisional standards of meteorological conditions to be designed for. The application of these standards is a matter of some difficulty, as it depends more on judgment and experience than on logical or objective arguments. Engine and windscreen protection should however be designed for the worst conditions proposed, and this is probably also justified for helicopter rotor blade protection. Radome protection requirements should be based on the characteristics of the radar involved. Application to wing protection requires a design study to consider such questions as : (a) whether no protection can give lower overall fuel consumption than full protection, or (b) whether inadequate protection can have worse results than no protection.

4.2 Particular Icing Requirements

The icing requirements published by official bodies in various countries are complex and are constantly being reviewed. It is thus difficult to express them briefly, and it possible only to give a rough indication of the figures currently in use.

Anyone wishing to study a particular set of requirements should apply to the relevant authority for copies of their icing requirements.

conjectures. Indiquons, à ce sujet, que les missions qu'un type donné d'avion est susceptible de réaliser sont quelquefois très différentes de celles pour lesquelles il avait été construit.

Bien que les données statistiques sur le givrage concernant son intensité et sa fréquence soient insuffisantes, il est nécessaire, d'établir, à l'usage des constructeurs, des normes provisoires sur les conditions météorologiques accompagnant le givrage. L'utilisation de ces normes offre quelques difficultés : elle repose plus sur l'interprétation et l'expérience que sur un raisonnement objectif et rigoureux. Indiquons cependant que la protection des moteurs et des pare-brise doit être assurée pour les conditions prévues les plus dures, et ceci est probablement encore applicable à la voilure tournante de l'hélicoptère. Les exigences de protection du radome devraient être fondées sur les caractéristiques du radar considéré. Pour la protection des ailes, se posent, dès le début, les deux questions suivantes : (a) l'absence de moyens de défense peut-elle conduire à une consommation totale de comburant plus faible qu'une protection complète?; (b) une protection insuffisante peut-elle conduire à des résultats pires que l'absence de protection?

4.2 Exigences de Protection Envisagés par Divers Organismes

Les exigences de protection contre le givrage publiées par les organismes officiels des divers pays sont complexes et constamment sujettes à révision. Par suite, il est difficile de les résumer clairement et nous ne donnerons qu'une indication grossière des règles couramment utilisées.

Pour une étude particulière des exigences formulées par tel organisme, il conviendrait de s'adresser directement au siège de l'organisme afin d'obtenir une copie de ces exigences.

4.2.1 American

Two official bodies publish icing requirements in the United States. The U.S.A.F. issue separate specifications covering engine-air-induction systems and airframe thermal anti-icing systems[10] for military aircraft. The ice-protection systems of civil aircraft licensed by the Civil Aeronautics Administration are specified under the Airplane Airworthiness (Transport Categories) section of the Civil Air Regulation[11]. The C.A.R. requirements are based upon values published by N.A.C.A. [2, 12, 13].

(a) The USAF requirements for 'heated surface type anti-icing equipment' are:

Liquid water content: 0.5 gm/m^3
Mean effective droplet diameter: 20 microns
Altitude: 0 to 20,000 ft.

For speeds below which runback will freeze, complete evaporation is required at -10°C ambient temperature. For speeds above which runback will not freeze, a 'running-wet' surface must be provided at -18°C ambient temperature. Requirements for engine air induction systems are not available.

(b) The *Civil Air Regulations* state a *Continuous Maximum*, for a distance of 20 miles, which has values of water contents varying from 0.8 to 0.04 gm/m^3, of temperatures from 0°C to -30°C, and droplet diameters from 15 to

4.2.1 Exigences américaines

Deux organismes officiels des Etats-Unis publient des normes de protection contre le givrage. L'Armée de l'Air américaine met en circulation, pour les avions militaires, des spécifications concernant les systèmes antigivreurs d'entrées d'air de moteurs et les dispositifs d'antigivrage thermique des ailes et empennages[10]. Les systèmes de protections des avions civils, homologués par l'administration civile aéronautique (Civil Aeronautic Administration) sont définis par 'l'Airplane Airworthiness (Transport Catégories)' qui est une section du 'Civil Air Regulation (C.A.R.)'[11]. Les exigences de cet organisme sont fondées sur les valeurs publiées par le N.A.C.A. [2, 12, 13].

(a) Les exigences concernant les entrées d'air de moteurs n'ont pas été diffusées; celles concernant l'antigivrage thermique d'une paroi sont définies par le tableau suivant:

teneur en eau liquide: 0,5 g/m^3
diamètre effectif moyen des gouttelettes: 20 microns
altitude: de 0 à 6000 mètres

Pour des vitesses au-dessous desquelles l'eau entraînée pourrait se congeler, une évaporation complète doit être prévue pour une température de l'atmosphère de -10°C. Si, aux plus grandes vitesses, on admet un ruissellement, celui-ci doit être assuré jusqu'à une température de l'atmosphère de -18°C.

(b) La défense maximum doit être assurée, d'une *manière continue* sur un parcours de 32 km, pour des teneurs en eau liquide variant de 0,8 à 0,4 g/m^3, des températures s'échelonnant de 0°C à -30°C et des diamètres de gouttelettes compris entre 15 et

40 microns. The values of water content are adjusted by factors for distances of 6 to 200 miles.

There is also an *Intermittent Maximum* for a distance of 3 miles, ranging from 2.5 to 0.1 gm/m^3, 0°C to -30°C, with droplet diameters from 20 to 50 microns. The water contents are also adjusted for distances of 1.5 to 6 miles.

4.2.2 British

Military requirements are published by the Ministry of Supply, and civil requirements by the Air Registration Board[14].

In effect, the British requirements are based on the recommendations of NACA[13], and contain four independent statements of icing conditions: instantaneous maximum, intermittent maximum, continuous maximum and freezing rain. It is decided for each aeroplane at the project stage the extent to which the aeroplane must be able to fly and complete its mission in any or all of these icing conditions.

The atmospheric conditions quoted are associated with particular methods of calculation for the design of the protective system, so that the methods of calculation are actually an integral part of the icing requirements. The requirements are also adjusted to suit their application to particular parts of the aeroplane (engines, wings, radomes, etc.).

40 microns. Quand la distance parcourue par temps de givrage n'est plus 32 km mais varie entre 10 et 320 km, la valeur de la teneur en eau liquide est multipliée par un facteur lié à cette distance.

La défense maximum doit être assurée, d'une *manière intermittente* sur une distance de 5 km, pour des teneurs en eau liquide variant de 2,5 à 0,1 g/m^3, des températures s'échelonnant de 0°C à - 30°C, des diamètres de gouttelettes compris entre 20 et 50 microns. Quand la distance, au lieu d'être de 5 km, varie de 2 à 10 km, la teneur en eau liquide doit être modifiée en fonction de cette distance.

4.2.2 Exigences britanniques

En Grande Bretagne, les exigences militaires sont fournies par le 'Ministry of Supply' et les exigences civiles, par le 'Air Regulation Board'[14], ces exigences étant établies d'après les recommandations du N.A.C.A.[13].

Ces exigences font la distinction entre quatre situations de conditions de givrage : givrage instantané, givrage intermittent, givrage continu, et pluie surfondue. C'est au moment où se projette l'avion, que se trouve décidée la longueur du parcours pour laquelle le vol doit être assuré et la mission accomplie, en considérant séparément chacune des situations précédentes.

Les conditions atmosphériques définissant les exigences sont associées à des méthodes de calcul appropriées à chaque dispositif de protection, de sorte, qu'en réalité, ces méthodes de calcul font partie intégrante des exigences. Il convient d'ailleurs de préciser que les exigences doivent être adaptées en fonction des divers éléments à protéger (moteurs, ailes, radomes, etc.) et cela afin de faciliter la réalisation des mesures de protection.

The *Instantaneous Maximum* of the *British military requirements* ranges from 5 gm/m^3 at 0^{o}C to 0.5 gm/m^3 at -40^{o}C, with a median volume droplet diameter of 20 microns, for a half-mile extent; and the *Continuous Maximum* ranges from 0.8 gm/m^3 at 0^{o}C to 0.2 gm/m^3 at -30^{o}C, with a median volume droplet diameter of 20 microns.

En ce qui concerne les *exigences militaires*, la protection maximum dans des *conditions instantanées* de givrage, correspondant à un parcours de 800m, se calcule pour une teneur en eau liquide variant de 5 g/m^3 à 0^{o}C à 0,5 g/m^3 à -40^{o}C, avec un diamètre volumique médian de gouttelettes de 20 microns, tandis que la protection maximum dans des *conditions continues* de givrage doit correspondre à une teneur en eau liquide variant de 0,8 g/m^3 à 0^{o}C à 0,2 g/m^3 à -30^{o}C, avec un diamètre volumique médian de gouttelettes de 20 microns.

Civil requirements are of two types: total protection and partial protection. The requirements for total protection are summarised in the table below.

Les *exigences civiles* comportent deux classes : la *protection totale* et la *protection réduite*. La protection total est résumée dans le tableau suivant:

	Liquid water content *Teneur en eau liquide*	*Temperature* *Température*	*Median volume droplet diameter* *Diamètre volumique médian des gouttelettes*
Heated wings Ailes chauffées	0.5 g/m^3	-25^{o}C	20 microns
Fluid de-icing Dégivrage par liquide	2 g/m^3	-7^{o}C	100 microns
Propellers Hélices	1 g/m^3	-15^{o}C	20 microns

4.2.3 Canadian

There are no official Canadian icing requirements. However, the Canadian National Research Council is prepared to make proposals about the meteorological conditions to be considered in the design of protective systems.

(a) Components which have to be *fully protected* at all times and in all conditions should be able to deal with transient conditions,

4.2.3 Exigences canadiennes

Il n'existe pas d'exigences officielles au Canada. Cependant, le Conseil National de la Recherche Canadienne pourrait faire des propositions sur les conditions météorologiques qui doivent être prises en considération dans le projet des systèmes de protection.

(a) Les parties de l'avion qui doivent être *entièrement protégées* et en toutes circonstances, devraient être capable de résister à des conditions variées,

which are defined as combinations of values of water content, temperature and median volume droplet diameter. The combinations consist of certain maximum values of one parameter with modal values of the other two parameters, arranged to suit the characteristics of the protective system. It is thus necessary to state only the following:

Maximum values for each parameter

Modal values for each parameter

The combinations of maximum and modal values to be used for particular forms of protection.

At present the following values are suggested:

définies par diverses combinaisons de valeur de teneur en eau liquide, de température et de diamètre volumique médian de gouttelettes.

Ces combinaisons se feraient en considérant certaines valeurs maximums d'un paramètre et les valeurs les plus probables des deux autres paramètres, ces valeurs (maximums et les plus probables) étant associées de manière à s'adapter au mieux au système de protection. Il serait aussi nécessaire de définir essentiellement:

les valeurs maximums de chaque paramètre,

les valeurs les plus probables de chaque paramètre,

les combinaisons des valeurs maximums et les plus probables qui doivent être utilisées pour les divers systèmes de protection.

A l'heure actuelle, les suggestions suivantes peuvent être faites:

	Maximum *Valeur maximum*	*Mode* *Valeur la plus probable*
Liquid water content Teneur en eau liquide	4 g/m^3	0.2 g/m^3
Air temperature Température de l'atmosphère	-35°C	-6°C
Median volume droplet diameter Diamètre volumique médian des gouttelettes	40 microns	20 microns

The median volume droplet diameter should be associated with a droplet size distribution spectrum, to be determined by further analysis of data obtained in natural icing.

(b) Components not critically affected by icing are to be dealt with individually, allowance being made for the averaging of conditions over stated horizontal and vertical extents of icing conditions.

Le diamètre volumique médian devrait être associé à un spectre de distribution des diamètres déterminé par l'analyse des résultats que l'on obtiendrait par expérimentation en givrage naturel.

(b) Les parties de l'avion qui ne sont pas affectées de manière critique par le givrage devraient être considérées individuellement, compte tenu des conditions les plus probables de givrage sur des étendues horizontale et verticale qui devraient être précisées.

REFERENCES

1. Perkins, P.J. — *Statistical Survey of Icing Data Measured on Scheduled Airline Flights over the United States and Canada from November 1951 to June 1952.* NACA-RM E55F28a, 1955.

2. Lewis, W.; Bergrun, N.R. — *A Probability Analysis of the Meteorological Factors Conductive to Aircraft Icing in the United States.* NACA-TN 2738, 1952.

3. Lewis, W.; Kline, D.B.; Steinmetz, C.P. — *A Further Investigation of the Meteorological Conditions Conductive to Aircraft Icing.* NACA-TN 1424, 1947.

4. Kline, D.B. — *Investigation of Meteorological Conditions Associated with Aircraft Icing in Layer-type Clouds for 1947-48 Winter.* NACA-TN 1793, 1949.

5. Lewis, W.; Hoecker, W.H., Jr. — *Observations of Icing Conditions Encountered in Flight During 1948.* NACA-TN 1904, 1949.

6. Kline, D.B.; Walker, J.A. — *Meteorological Analysis of Icing Conditions Encountered in Low-Altitude Stratiform Clouds.* NACA-TN 2306, 1951.

7. Pettit, K.G. — *The Characteristics of Supercooled Clouds During Canadian Icing Experiments.* Proc. of the Toronto Meteorological Conference 1953.

8. Perkins, P.J. — *Preliminary Survey of Icing Conditions Measured During Routine Transcontinental Airline Operation.* NACA-RM E52J06, 1952.

9. Thompson, J.K. — *1954 Icing Presentation for Major Commands USAF WADC.* Tech. Note WCT 55-26. 1955.

10. — — *Military Specification - Anti-Icing Equipment for Aircraft, Heated Surface Type, General Specification for MIL-A-9482.* USAF, 1954.

11. — — *Civil Air Regulations, Part 4b, Airplane Airworthiness, Transport Category.* 1955.

12. Hacker, P.T.; Dorsch, R.G. — *A Summary of Meteorological Conditions Associated with Aircraft Icing and a Proposed Method of Selecting Design Criterions for Ice-Protection Equipment.* NACA-TN 2569, 1951.

13. Jones, A.R.; Lewis, W. — *Recommended Values of Meteorological Factors to be Considered in the Design of Aircraft Ice-Prevention Equipment.* NACA-TN 1855, 1949.

14. Air Registration Board, U.K. — *British Civil Airworthiness Requirements.*

CHAPTER 3

THE MEASUREMENT OF ICING CONDITIONS

•

MESURE DES PARAMETRES DEFINISSANT LES CONDITIONS DE GIVRAGE

•

D.G.A. Rendel and F.J. Bigg

CONTENTS

	Page
LIST OF FIGURES	97
1. INTRODUCTION	101
2. MEASUREMENT OF LIQUID WATER CONTENT	102
2.1 Classification of Instruments	102
2.2 Instruments Employed	103
3. MEASUREMENT OF DROPLET DIAMETER	107
3.1 Various Instruments	107
3.2 Methods Employed in Practice	108
4. MEASUREMENT OF AIR TEMPERATURE	112
5. CALIBRATION OF INSTRUMENTS	113
6. POSITIONING OF INSTRUMENTS ON THE AIRCRAFT	114
REFERENCES	115
TABLE I	119
FIGURES	129
APPENDIX - Statistical Instruments Now Employed	149

TABLE DES MATIERES

	Page
LISTE DES FIGURES	99
1. INTRODUCTION	101
2. MESURE DE LA TENEUR EN EAU LIQUIDE	102
2.1 Classification des Instruments	102
2.2 Instruments en Usage	103
3. MESURE DU DIAMETRE DES GOUTTELETTES	107
3.1 Divers Instruments	107
3.2 Instruments en Usage	108
4. MESURE DE LA TEMPERATURE DE L'AIR	112
5. ETALONNAGE DES APPAREILS	113
6. EMPLACEMENT DES APPAREILS SUR L'AVION	114
REFERENCES	115
TABLEAU I	119
FIGURES	129
APPENDICE - Appareils Actuellement Utilises Pour des Mesures Statistiques	149

LIST OF FIGURES

		Page
Fig. 1	Resistance as a function of temperature for wire used in heated-wire instrument	129
Fig. 2	Wire-loop and supporting-strut assembly	130
Fig. 3	Construction details of wire-loop and supporting-strut assembly	130
Fig. 4	Basic electrical circuit employed in the measurement of liquid-water content with heated-wire instrument	131
Fig. 5	Measurements of liquid-water content variation through cumulus clouds as obtained with NACA heated-wire icing-severity instrument during United Air Lines Convair 340 tests	132
Fig. 6	Heated cylinders for measurement of liquid-water content	134
Fig. 7	Heated cylinders liquid-water content instrument	135
Fig. 8	Heated cylinders electrical circuit	136
Fig. 9	Calibration of heated cylinders at + 1°C and -22°C: signal versus liquid-water content	137
Fig. 10	Variation of zero of heated cylinders with ambient temperature and velocity	138
Fig. 11	Orifice-type ice-meter	138
Fig. 12	Ice formations on orifice-type icing probe	139
Fig. 13	Orifice-type icing probe configurations	139
Fig. 14	R.A.E. Rotating disc ice-meter	140
Fig. 15	Transducer circuit of the R.A.E. rotating disc ice-meter	141
Fig. 16	Calibration of the R.A.E. rotating disc ice-meter	142
Fig. 17	Photograph of the R.A.E. cooled rotating disc ice-meter	143
Fig. 18	Calibration of the R.A.E. cooled rotating disc ice-meter	144
Fig. 19	Temperature and liquid-water content relationships, together with limits of rotating discs.	144
Fig. 20	Droplet sampling apparatus	145

		Page
Fig. 21	Oiled slide photomicrographic camera	145
Fig. 22	Schematic sketch of oil-stream aeroscope	146
Fig. 23	Position of the thermometer bulb in clear air zone	147
Fig. 24	Ice-tolerant thermometer	147

LISTE DES FIGURES

		Page
Fig. 1	Résistance, en fonction de la température, du fil de l'appareil à boucle chauffée du N.A.C.A.	129
Fig. 2	Ensemble de la boucle chauffée du N.A.C.A. et de son support	130
Fig. 3	Détails de construction de l'ensemble de la boucle chauffée du N.A.C.A. et de son support	130
Fig. 4	Schème du circuit électrique de l'appareil à boucle chauffée du N.A.C.A.	131
Fig. 5	Mesure, avec la boucle du N.A.C.A., de la variation de la teneur en eau liquide dans des cumulus, au cours de vols sur Convair 34 United Air Lines	132
Fig. 6	Schème de l'appareil à cylindres chauffés pour la mesure de la teneur en eau liquide	134
Fig. 7	Photographie de l'appareil à cylindres chauffés pour la mesure de la teneur en eau liquide	135
Fig. 8	Circuit électrique de l'appareil à cylindres chauffés	136
Fig. 9	Courbes d'étalonnage de l'appareil à cylindres chauffés donnant les indications de l'appareil en fonction de la teneur en eau liquide (a) à 1°C, (b) à -22°C	137
Fig. 10	Variation du zéro de l'appareil à cylindres chauffés avec la température ambiante et la vitesse	138
Fig. 11	Sonde à orifices servant d'indicateur de vitesse de givrage	138
Fig. 12	Formations de glace sur la sonde à orifices	139
Fig. 13	Formes de la sonde à orifices	139
Fig. 14	Photographie de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant du R.A.E.	140
Fig. 15	Circuit transducteur de l'appareil à disque tournant du R.A.E.	141
Fig. 16	Etalonnage de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant du R.A.E.	142
Fig. 17	Photographie de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant refroidi du R.A.E.	143

UNCLASSIFIED

AD 200674

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12 VIRGINIA

FOR
MICRO-CARD
CONTROL ONLY

3 OF 6

NOTICE: WHEN GOVERNMENT OR OTHER DRAWINGS, SPECIFICATIONS OR OTHER DATA ARE USED FOR ANY PURPOSE OTHER THAN IN CONNECTION WITH A DEFINITELY RELATED GOVERNMENT PROCUREMENT OPERATION, THE U. S. GOVERNMENT THEREBY INCURS NO RESPONSIBILITY, NOR ANY OBLIGATION WHATSOEVER; AND THE FACT THAT THE GOVERNMENT MAY HAVE FORMULATED, FURNISHED, OR IN ANY WAY SUPPLIED THE SAID DRAWINGS, SPECIFICATIONS, OR OTHER DATA IS NOT TO BE REGARDED BY IMPLICATION OR OTHERWISE AS IN ANY MANNER LICENSING THE HOLDER OR ANY OTHER PERSON OR CORPORATION, OR CONVEYING ANY RIGHTS OR PERMISSION TO MANUFACTURE, USE OR SELL ANY PATENTED INVENTION THAT MAY IN ANY WAY BE RELATED THERETO.

UNCLASSIFIED

		Page
Fig. 18	Etalonnage de l'indicateur de vitesse de givrage R.A.E. à disque tournant refroidi	144
Fig. 19	Relation entre la température et la teneur en eau liquide avec limites d'emploi des indicateurs de vitesse de givrage à disque tournant	144
Fig. 20	Appareil pour prélèvement de gouttelettes	145
Fig. 21	Appareil pour microphotographies de films d'huile contenant les gouttelettes	145
Fig. 22	Schème de l'appareil à courant d'huile pour photographie des gouttelettes	146
Fig. 23	Position de l'élément sensible du thermomètre dans une zone d'air clair	147
Fig. 24	Thermomètre non soumis à l'influence du givrage	146

CHAPTER 3

THE MEASUREMENT OF ICING CONDITIONS

MESURE DES PARAMETRES DEFINISSANT LES CONDITIONS DE GIVRAGE

D.G.A. Rendel* and F.J. Bigg*

1. INTRODUCTION

Icing conditions at a given altitude can be sufficiently defined, for design purposes, as in Chapter 2, in terms of three major parameters:

(a) Liquid water content

(b) Droplet size

(c) Air temperature.

Measurement of these parameters is not, of course, required for normal operational purposes and most of the techniques of measurement discussed below are primarily intended for research work. However, some of the instruments have a more general application and either are (or will shortly be) standard equipment on aircraft.

Whatever type of measuring technique is used will require careful calibration in order to assess its reliability and to enable it to be used as a check on the suitability of the various artificial testing methods used. Calibration techniques will therefore also be discussed.

1. INTRODUCTION

Comme il a été dit au chapitre 2, trois paramètres principaux suffisent pour définir les conditions de givrage d'un avion à une altitude donnée, en vue de l'étude du comportement de cet avion, protégé ou non; ce sont:

(a) la teneur en eau liquide du nuage

(b) le diamètre des gouttelettes du nuage

(c) la température de l'air.

Sur les avions de ligne et au cours des vols normaux, la mesure des trois paramètres précédents n'est naturellement pas nécessaire et la plupart des techniques qui vont être décrites concernent, en premier lieu, les travaux de recherches. Cependant, certains des instruments décrits sont d'application plus générale et, de toute manière, font (ou feront prochainement) partie de l'équipement normal de l'avion.

Quelle que soit la technique de mesure, un étalonnage très étudié de l'instrument s'impose : il fixe le degré de confiance que l'on doit accorder aux indications de l'instrument; il doit, en outre, permettre de contrôler la validité des diverses méthodes d'essai proposées. Nous aurons ainsi à parler, plus loin, des procédés d'étalonnage.

---

*United Kingdom

*Royaume Uni

2. MEASUREMENT OF LIQUID WATER CONTENT

2.1 Classification of Instruments

(a) In icing conditions, the temperature must, in general, be below freezing point and we can therefore ignore those instruments for measuring liquid water content which can only function above $0^{o}C$. Such instruments are porous collectors (porous cylinders, absorbent paper, etc.), capillary collectors, etc.

(b) Several other types of instruments are however available which do not suffer from this limitation and brief descriptions of some of them are as follows: they are listed in three classes.

(i) *Direct measurement*

Those measuring the water present directly; they require no correction of the reading for external conditions such as temperature, airspeed, etc, in order to obtain the true answer.

(ii) *Rate-of-catch*

Those measuring the quantity of water striking an object moving through the air; they must be corrected for collection efficiency.

(iii) *Rate-of-icing*

Those measuring the quantity of ice, during unit time, formed by striking droplets; they must be corrected for collection efficiency and are also absolutely limited by latent heat effects unless special means of cooling them are introduced (see Chapter 1, Section 2.3.4.4).

2. MESURE DE LA TENEUR EN EAU LIQUIDE

2.1 Classification des Instruments

(a) Pour qu'un nuage soit givrant, il faut, en général, que sa température soit inférieure à zéro degré; nous n'aurons donc pas à considérer ici les instruments de mesure de teneur en eau liquide ne fonctionnant que pour des températures positives : tels sont les collecteurs poreux (cylindres poreux, papier absorbant, etc.), les collecteurs capillaires, etc.

(b) Plusieurs autres types d'instruments peuvent être utilisés pour des températures négatives et nous les classerons en trois catégories:

(i) *Mesure directe*

Instruments procédant par une mesure directe de l'eau présente; l'indication de l'instrument donne directement la valeur vraie sans qu'interviennent des corrections de lecture liées aux conditions de la mesure, telles que la température, la vitesse relative de l'air par rapport à l'instrument, etc.

(ii) *Taux de captation*

Instruments mesurant le taux de captation, c'est-à-dire la quantité d'eau qui frappe pendant l'unité de temps un objet en déplacement dans le nuage; ces instruments supposent connu le coefficient de captation dans les conditions de la mesure.

(iii) *Vitesse de givrage*

Instruments mesurant la vitesse de givrage, c'est-à-dire la quantité de glace déposée pendant l'unité de temps sur un corps en déplacement dans le nuage; ces instruments supposent également connu le coefficient de captation, mais leur fonctionnement n'est valable que si les conditions permettant, à l'impact, une congélation totale des gouttelettes sont satisfaites, à moins qu'un dispositif spécial de refroidissement soit prévu (voir chapitre 1, section 2.3.4.4).

In Table I, various types of instruments in each class are briefly described.

2.2 Instruments Employed

Four instruments, asterisked in Table I, are in general use as water content meters; details of these are as follows:

(a) *NACA heated loop* (rate-of-catch)

The exposed wire of the loop is 0.021 in. dia. and 1.63 in. long. Its composition is 72% Nickel and 28% Iron; its resistance at various temperatures is plotted in Figure 1. Figure 2 is a photograph of the loop and Figure 3 a sectional drawing giving constructional details. Figure 4 gives the electrical circuit diagram of the complete unit.

The signal results have to be corrected for airspeed, ambient temperature and altitude effects to obtain the water content. Figure 5 gives a typical analysis of the water content of a cumulus cloud measured by the loop (United Air Lines).

(b) *Heated cylinders* (rate-of-catch).

To measure water content in cloud, E.A. Brun[6] and J.K. Hardy[7] suggested the use of two small heated wires or cylinders, one fully exposed and the other sheltered so that the free water cannot reach it.

Les divers types d'instruments de chaque catégorie sont brièvement décrits dans le tableau I.

2.2 Instruments en Usage

Parmi les instruments mentionnés dans le tableau I, quatre, signalés par des astérisques, sont en usage courant. Quelques détails vont compléter, pour ces quatre instruments, les renseignements figurant dans le tableau I:

(a) *Boucle chauffée du NACA* (instrument fondé sur le taux de captation)

Le fil de la boucle, exposé au courant d'air, a un diamètre de 0,53 mm et une longueur de 41 mm; il est constitué d'un alliage de 72% de nickel et de 28% de fer; sa résistance varie avec la température comme l'indique la figure 1.

La figure 2 est une photographie de l'instrument; la figure 3 en est une coupe donnant des détails de construction; la figure 4 représente le circuit électrique complet de l'appareil.

Les indications données par l'instrument doivent être affectées de termes correctifs dépendant de la vitesse relative de l'air et de la boucle, de la température de l'air et de l'altitude.

La figure 5 donne un exemple des résultats obtenus par la boucle dans la mesure de la teneur en eau liquide à l'intérieur de cumulus.

(b) *Cylindres chauffés* (instrument fondé sur le taux de captation)

Deux fils ou deux petits cylindres identiques, auxquels la même puissance électrique est fournie, prendront des températures différentes si l'un est exposé au courant de brouillard et l'autre à un courant d'air clair de même vitesse (E.A. Brun[6] et J.K. Hardy[7]).

A sectional drawing of one of the instruments developed from this idea is given in Figure 6. Figure 7 is a photograph of a production model, whose electrical circuit is given in Figure 8.

Figure 9 gives a wind tunnel calibration of the signal of an instrument with water content at two ambient temperatures, +1°C and -22°C, and two airspeeds, 250 and 350 f.p.s. It can be seen that the instrument can only measure to 0.6 g/m^3. The zero of the instrument changes with airspeed and ambient temperature in dry air and this wander is plotted in Figure 10.

The method of construction is such that the signal and the zero-wander vary slightly from instrument to instrument. Each instrument has therefore to be calibrated.

(c) *Pressure probes or orifice-type instrument* (rate-of-icing)

In Canada[15, 16, 17, 18], France[23], U.S.A.[24], and U.K., aircraft ice detectors operating on the change of pressure in a vented probe have been in use for many years. Figure 11 shows a typical probe, 3 in. long, 0.25 in. dia., fitted with a 180 watt electrical heater element.

Normally, the pressure and suction holes combine to give a positive pressure in the tube. When the pressure holes ice up, however, this pressure becomes negative. The change of pressure caused by the ice operates the switch which energises the heater to de-ice the probe, and gives a signal to the air crew.

La figure 6 est une coupe de l'un des instruments réalisés à partir de ce principe; la figure 7 est une photographie du modèle; la figure 8 donne le circuit électrique de l'appareil.

Les courbes d'étalonnage de la figure 9, obtenues en soufflerie, donnent, pour deux températures de l'air (+1°C et -22°C) et pour deux vitesses relatives (76 m/s et 107 m/s), les indications de l'appareil précédent en fonction de la teneur en eau liquide du brouillard; elles montrent que l'instrument ne peut mesurer que des teneurs en eau inférieures à 0,6 g/m^3. Le zéro de l'instrument, obtenu en air clair, varie avec la vitesse de l'air et avec sa température; ces variations sont représentées sur la figure 10. Bien que la construction soit réalisée de manière que les indications en air clair (zéro) et dans un brouillard donné varient peu d'un instrument à l'autre, l'étalonnage doit être effectué pour chaque instrument.

(c) *Sonde à orifices* (instrument fondé sur la vitesse de givrage)

Sur le principe de la variation d'indication que manifeste une sonde de pression qui givre, divers détecteurs de givrage sont construits, depuis longtemps, au Canada,[15, 16, 17, 18] en France[23], aux Etats-Unis[24], et au Royaume Uni. La figure 11 montre une telle sonde à orifices; sa longueur est de 76 mm; son diamètre de 6,3 mm; la résistance chauffante destinée à la dégivrer peut fournir une puissance de 100 watts.

En air clair, les orifices amont (en surpression) et l'orifice aval (en dépression) donnent au total une surpression dans le tube. Cependant, quand les orifices amont s'obturent par le givre, le tube passe en dépression. La variation de pression qui est ainsi provoquée par le givrage déclanche un commutateur qui, d'une part, fait passer le courant dans la résistance chauffante en vue de dégivrer l'appareil et, d'autre part, avertit l'équipage par un signal convenable.

It has been found[15] that the interval between signals can be calibrated in terms of rate-of-icing. The amount of ice required to block the orifices depends upon the shape of the ice, which is a function of the rate-of-catch and of the air temperature (Fig. 12). Wind tunnel calibration is therefore necessary.

An improvement in the sensitivity has resulted from fitting a baffle inside the probe,[17] as can be seen on Figure 13; this also overcomes the difficulty of failure of ice to block the holes at low temperatures[16].

The main drawback of this instrument is that the shedding of ice is sometimes irregular and incomplete, and this unfortunately occurs over the whole range of icing conditions[19].

(d) *Rotating disc* (rate-of-icing)

Figure 14 shows two photographic views of the RAE rotating disc meter. The stainless steel disc is 2 in. dia., the edge is 1/32 in., and it is rotated at 2.25 r.p.m.

Ice forms on the forward edge of the disc, and is slowly rotated to the rear where its thickness is measured by a feeler, before it is removed by a scraper. A heater element prevents the formation of ice on the support strut or around the feeler and scraper.

L'intervalle entre deux signaux consécutifs est fonction de la vitesse de givrage et le détecteur de givrage peut être transformé en indicateur de vitesse de givrage[15]. Cependant, la quantité de glace nécessaire au blocage des orifices dépend de la forme du dépôt de givre, forme qui est elle-même fonction du taux de captation et de la température de l'air (fig. 12); un étalonnage de l'instrument en soufflerie est, par suite, nécessaire.

Une augmentation de sensibilité peut être obtenue en plaçant une chicane à l'intérieur de l'appareil, comme le montre[17] la figure 13; ce dispositif permet également de surmonter la difficulté qui résulterait d'un blocage incomplet des orifices, par suite d'un trop faible apport de glace aux basses températures[16].

Le principal inconvénient de cet instrument est que l'enlèvement de la glace lors du dégivrage se fait, quelquefois, de manière incomplète et irrégulière et cela, malheureusement, quelles que soient les conditions de givrage[19].

(d) *Disque tournant* (instrument fondé sur la vitesse de givrage)

La figure 14 donne deux photographies de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant du R.A.E. Le disque, en acier inoxydable, a un diamètre de 51 mm et une épaisseur de 0,8 mm; il effectue 2,25 tours par minute.

Dans un nuage givrant, la glace, formée sur le bord amont du disque, se déplace lentement vers l'aval; son épaisseur est mesurée par un palpeur, avant qu'elle soit enlevée par un racloir. Un élément chauffant empêche le dépôt de givre sur le mât-support, sur le palpeur et sur le racloir.

The feeler movement is recorded by the output from a transducer unit, whose electrical circuit is given in Figure 15. This is calibrated by placing metal strips of known thickness under the feeler at the edge of the disc and recording the electrical output. For flight use, the output current can be fed into a Hussenot recorder. Using a thin disc ensures a high collection efficiency for all but the smallest droplets, hence the disc is independent of drop size.

For the thickness of ice to be a direct function of liquid water content, the drops must freeze instantaneously as they strike; this does not happen and aerodynamic pressure causes a non-rectangular build up of ice. A wind tunnel calibration is therefore necessary and Figure 16 shows the relationship between ice thickness and water content at three sub-zero temperatures, found for the RAE disc.

Further practical difficulties with the disc are due to wet and slushy ice formed at high temperatures allowing the feeler to plough through it, rather than record a thickness. Sometimes, wet ice collects on the feeler and builds up to give a false zero. We must also remember that there exists a thermodynamic limit corresponding to total freezing upon impingement (Ludlam limit); this limit was described in Chapter 1, Section 2.3.4.4.

A l'aide du circuit électrique représenté sur la figure 15, le mouvement du palpeur se traduit par une intensité de courant. L'étalonnage de l'appareil s'effectue en plaçant, entre le palpeur et le bord du disque, des bandes métalliques d'épaisseur connue et en notant les courants de sortie correspondants. En vol, le courant de sortie peut être enregistré à l'aide d'un appareil Hussenot.

L'emploi d'un disque mince assure un coefficient de captation élevé, même pour les gouttelettes les plus fines, de sorte que l'indication de l'instrument n'est pas influencée par la grosseur des gouttes.

Pour que l'épaisseur de glace soit une fonction univoque de la teneur en eau liquide, il faudrait que les gouttes se congèlent instantanément, lors de l'impact; ce n'est jamais le cas : la pression dynamique provoque alors un léger ruissellement et une formation de glace qui n'a pas un profil rectangulaire. Il est par suite nécessaire d'effectuer l'étalonnage de l'appareil en soufflerie; la figure 16 montre, dans le cas du disque tournant RAE, la correspondance entre l'épaisseur de glace et la teneur en eau liquide, et cela pour trois températures négatives.

Des difficultés se présentent à l'usage, si la glace, formée à des températures relativement élevées, est humide et pâteuse: le palpeur s'enfonce alors dans le dépôt et ne mesure plus son épaisseur. Quelquefois, cette glace humide se fixe sur le palpeur et modifie le zéro de l'instrument. De toute manière, même sans ces inconvénients d'ordre pratique, l'appareil normal ne peut être utilisé que si les gouttelettes captées se congèlent en totalité, ce qui assigne une limite thermodynamique de fonctionnement (chapitre 1, section 2.3.4.4).

To improve the performance near 0°C, it is necessary to cool the disc to extract the latent heat from the impinging drops. Two methods using liquid nitrogen have been used. In the direct cooling method, the nitrogen is fed into a hollow copper disc, and in the conduction method, the copper disc is attached to a copper rod that dips into a flask of liquid nitrogen. Many interesting engineering problems arose in the construction of both types mainly due to the intense coldness of the nitrogen. Figure 17 is a photograph of the conduction cooled disc and Figure 18 its icing tunnel calibration results. It can be seen that the calibration of the cooled disc is independent of ambient temperature.

Figure 19 shows the assumed relationships between the maximum liquid water content and the ambient air temperature for three icing conditions. On the graph is plotted the thermodynamic limit of the ordinary disc and of the conduction cooled disc, from which it can be seen that the cooling produced by the nitrogen extends the range of the disc to cover almost the whole of the probable range of natural icing conditions.

3. MEASUREMENT OF DROPLET DIAMETER

3.1 Various Instruments

Median droplet diameter can be measured directly using some of the instruments just described, since the collection efficiency of the droplets by a moving object and the opacity to light or electrical signals are functions of the droplet diameter spectrum.

On peut rendre l'appareil utilisable au-delà de cette limite en refroidissant le disque et lui retirant ainsi une fraction de la chaleur de congélation des gouttelettes captées. Deux méthodes ont été utilisées dans ce but. Dans la méthode de refroidissement direct, de l'azote liquide circule dans le disque en cuivre creux; dans la méthode de refroidissement par conduction, le disque en cuivre fait corps avec une tige de cuivre qui plonge dans un vase contenant de l'azote liquide. Plusieurs problèmes se posent dans la réalisation de ces deux modes de refroidissement, principalement à cause de la très basse température de l'agent refroidissant. La figure 17 est une photographie du disque refroidi par conduction et la figure 18 donne les résultats de l'étalonnage de cet appareil dans une soufflerie; on peut voir que la courbe d'étalonnage est indépendante de la température de l'air.

Sur la figure 19, sont représentées, pour trois conditions de givrage, les relations que l'on peut admettre entre la teneur maximum en eau liquide et la température de l'air, en même temps que les limites thermodynamiques de fonctionnement du disque ordinaire, d'une part, et du disque refroidi par conduction, d'autre part : on peut voir que le refroidissement par l'azote liquide permet l'utilisation de la méthode du disque dans le domaine probable de l'ensemble des conditions de givrage naturel.

3. MESURE DU DIAMETRE DES GOUTTELETTES

3.1 Divers Instruments

Le diamètre médian des gouttelettes peut être directement obtenu à l'aide de quelques-uns des instruments décrits à la section précédente, puisque le coefficient de captation des gouttelettes par un corps en mouvement, la transmission lumineuse ou électromagnétique à travers un brouillard sont fonctions du spectre du diamètre des gouttelettes.

In the case of the rotating cylinders, it is, in fact, as pointed out in Table I, an essential part of the process of reducing the results to find the median droplet diameter as well as the liquid water content. However, this method of measurement means making a number of uncertain assumptions regarding the droplet size spectrum and it is in general better to obtain direct measurements if possible.

This can be done either by photographing the individual droplets directly in the air stream or by catching them in a convenient medium and photographing them.

3.2 Methods Employed in Practice

(a) In Canada[26,29] and in U.S.A.[30], cameras have been developed to photograph individual cloud droplets as the aircraft passes through the cloud. A highly specialised viewing mechanism consisting of rotating prisms and an electric spark illumination system is required. The speed of rotation of the prism is adjusted to the speed of aircraft so as to obtain a stationary image of the drops relative to the camera. One photograph is obtained for about 200 feet. Good photographs have been obtained by this camera, but its usefulness is limited due to the careful adjustments necessary to synchronise the speeds to eliminate blurring or streaks of droplets and by the smallness of the sample actually in focus.

(b) Among the various methods given to measure droplet size only one has so far proved to be of any real practical value : this is the *oiled slide technique*[31,32].

Ainsi, comme il a été dit dans le tableau I, l'interprétation des résultats obtenus par l'appareil à cylindres tournants permet d'avoir simultanément le diametre volumique médian des gouttelettes et la teneur en eau liquide. Cependant, cette interprétation repose sur un certain nombre de suppositions concernant le spectre du diamètre des gouttelettes et il est, en général, préférable, si possible, de faire des mesures directes.

De telles mesures peuvent s'effectuer soit en photographiant les gouttelettes individuellement dans le courant d'air, soit en les captant d'abord dans un milieu convenable pour, ensuite, les photographier.

3.2 Instruments en Usage

(a) Des appareils pour photographier individuellement les gouttelettes d'un brouillard que traverse l'avion ont été réalisés au Canada[26,29] et aux Etats-Unis[30]. Leur mécanisme de prise de vue, très spécial, comprend des prismes tournants et un éclairage par étincelle électrique. La vitesse de rotation du prisme est réglée sur la vitesse de l'avion de manière à immobiliser l'image de la gouttelette sur le film. Une photographie peut être faite tous les 60 mètres environ. De bons clichés ont pu ainsi être obtenus, mais l'emploi de ce procédé est limité, et cela pour les raisons suivantes : nécessité de synchroniser avec soin la rotation du prisme avec la vitesse de l'avion; difficultés dans l'élimination des images de gouttelettes se présentant sous forme floue ou sous l'aspect d'une bande; petit nombre de gouttelettes réellement au point.

(b) De toutes les méthodes décrites pour mesurer la grosseur des gouttelettes, une seulement s'est avérée jusqu'ici vraiment pratique : c'est la méthode de la *plaque coulissante huilée*[31,32].

The slide is prepared by smearing a small drop of special oil with a strip of Perspex to a thickness of 0.01 in. on it. The slide is then inserted into a holder and retracted into a special sampling pole. The pole is then pushed through a hole in the aircraft so that the slide surface is vertical and facing forward. The slide is then exposed for a short time in cloud, the pole withdrawn into the aircraft, the slide removed, transferred to the camera, focussed and photographed.

La plaque est préparée en étalant, sur une bande de 'perspex', une petite goutte d'huile spéciale, de manière qu'elle constitue, sur la plaque, une couche de 0,25 mm d'épaisseur environ. La plaque est alors placée dans une mâchoire et amenée à l'intérieur d'un mât spécial. Le mât est sorti de l'avion de manière que la plaque soit verticale, la face enduite regardant en avant. Par un mécanisme convenable et pendant un temps très court, la plaque est exposée au vent; les gouttelettes de brouillard, captées par la plaque, pénètrent dans la couche d'huile. Le mât est ensuite rentré; la plaque est retirée du mât puis placée dans le microscope; après mise au point, les gouttelettes en suspension dans l'huile sont photographiées.

Several designs of sampling poles have been tested in flight and in wind tunnels in order to ensure that the cloud samples are true. Faults arise by: (a) selective sampling caused by the separation of water drops and airflow approaching the slide and (b) by splash or run back of water caught on the sampling head and blown across the sampling gap in the form of large drops.

Plusieurs modèles de mâts ont été essayés, soit en vol, soit en soufflerie, en vue de contrôler la régularité de la prise d'échantillon. Des erreurs peuvent, en effet, s'introduire pour les raisons suivantes: (a) variation du coefficient de captation de la plaque avec la grosseur des gouttelettes; (b) eau captée par le support de la plaque donnant naissance à des éclaboussures et à un ruissellement qui peuvent entraîner la formation de grosses gouttes arrivant sur la plaque.

Figure 20 shows details of a British oiled slide sampler head. The slide is quickly projected across the short gap by a spring; hence the airflow is only briefly interrupted and so droplet separation can occur; in addition, the water caught on the bell-mouths tends to flow away from the sampling gap and tests have shown that no water enters the bell-mouths even under the most severe cloud conditions.

La figure 20 donne des détails d'un appareil britannique : la plaque coulissante est déplacée par un ressort de manière à passer rapidement devant une ouverture ménagée dans le mât. Ainsi, le courant d'air n'est interrompu que durant un court instant et la sélection des gouttelettes ne saurait s'effectuer; de plus, la forme en pavillon des extrémités de l'ouverture permet d'éviter que l'eau captée par le mât pénètre dans l'ouverture, et cela même dans les conditions de givrage les plus sévères.

Figure 21 shows the oil slide camera which is carried in the aircraft; it uses an F.24 camera and is mounted on a table using ten anti-vibration mountings. This camera has a magnification of 50 diameters provided by the optical system; a smaller magnification used by other workers did not achieve such a good definition. The slide is held horizontally thus eliminating movement of the oil and droplets under gravity during photography. The image is projected on to a ground glass screen by means of a movable mirror, and the whole field of view can be focussed.

La figure 21 montre l'appareil photographique (F.24) qui est placé dans l'avion; il est monté sur une table à l'aide de dix supports antivibratoires; son grandissement est de 50, un grandissement plus faible, utilisé d'ailleurs par d'autres chercheurs, ne permettant pas une définition aussi bonne des diamètres de gouttelettes. La plaque est maintenue horizontalement durant la photographie ce qui évite le mouvement de l'huile et des gouttelettes par l'action de la pesanteur. L'image est projetée sur un écran en verre dépoli au moyen d'un miroir mobile, ce qui permet de mettre au point tout le champ de l'appareil.

From a series of tests with different oils, Golitzine (N.A.E.) selected Canadian Spirax 250 EP oil as the best for cloud work. Unfortunately, very little of this special oil existed and a search for a substitute is still going on; in the meanwhile, Dentax 250 + 5% Snell additive 185 has been suggested.

Golitzine (N.A.E.) a trouvé, après une suite d'essais, que l'huile 'Canadian Spirax 250 EP' était la meilleure pour la captation des gouttelettes de brouillard. Malheureusement, il est difficile de se procurer cette huile spéciale et une recherche est en cours pour essayer de la remplacer par une autre; en attendant, le mélange 'Dentax 250 + 5% Shell additive 185' a été proposé.

The performance of this technique is influenced by evaporation, coalescence and airspeed. These have been examined as follows:

Même dans les conditions d'instrumentation les meilleures, les résultats peuvent être entachés d'erreur par les phénomènes d'évaporation, de coalescence et de déformation du film d'huile par la vitesse de l'air:

(i) *Evaporation*

This can be quite rapid in some oils. The best oil appears to be a non-paraffinic mineral oil having the same density as water. It should have a viscosity of around 5000 centistokes, but be fluid down to -20°C. The oil should retain the droplets, without significant change of size, for at least as long as the time it takes from sampling to photography.

(i) *Evaporation*

La disparition des gouttelettes d'eau peut être très rapide dans certaines huiles. L'huile, pour être utilisable, devrait conserver aux gouttelettes leurs dimensions, au moins pendant le temps qui s'écoule entre le prélèvement et la photographie. L'huile la meilleure semble être une huile minérale non-paraffinique, de même densité que l'eau, d'une viscosité cinématique de 5000 centistokes environ et conservant sa fluidité jusqu'à -20°C.

(ii) *Coalescence*

Droplets have been observed to move together and join in some oils. In most oils, however, if a very large number of droplets enter, they join when impinging on one another. Analysis of slide samples taken in a uniform spray in a wind tunnel show that up to 20% coverage of slide area gives no change of droplet size due to coalescence. With larger coverage there is a slight increase of size above that of experimental error.

(iii) *Airspeed*

Successful photographs have been taken in flight at speeds up to 220 knots. Pettit[26] has shown that at 165 knots there is fair agreement between the oiled slide and the NAE droplet camera. At higher speeds, the oil film is influenced by the airflow; if the film is thinned down then the droplets will break up on impact. An extension of the camera and oiled slide technique to higher speeds would provide useful information on this point.

(c) The cloud sampling technique has been developed to take numerous slides in quick succession and the latest technique is a continuous sampler under development in the U.S.A.[37]. In this method, the sampling oil is

(ii) *Coalescence*

Dans quelques huiles, on a pu observer des mouvements d'ensemble de gouttelettes et une réunion de ces gouttelettes. Cependant dans la plupart des huiles, les gouttelettes fusionnent par chocs mutuels quand elles pénètrent dans l'huile en trop grande quantité. Une analyse des échantillons prélevés dans un brouillard uniforme, obtenu par pulvérisation dans une soufflerie, a montré que, si les gouttelettes ne recouvrent que les 20% de la surface totale de la plaque, il n'y a pas de variation de dimensions due à la coalescence. Au-delà de cette densité de gouttes, l'accroissement des dimensions, bien que léger, devient appréciable.

(iii) *Vitesse de l'air*

De bonnes photographies ont été obtenues à des vitesses atteignant 400 km/h. Pettit[26] a montré qu'à la vitesse de 300 km/h, les résultats donnés par photographie directe, d'une part, et par prélèvement sur plaque huilée, d'autre part, sont en bon accord. Pour de plus grandes vitesses, le film d'huile est fortement aminci et les gouttelettes pourraient se briser en rencontrant la paroi. Il serait utile d'étendre, au domaine des grandes vitesses, les comparaisons des résultats par photographie et par captation, pour éclaircir le comportement des gouttelettes rencontrant la lame à ces vitesses élevées.

(c) Il a été possible de réaliser un appareil de prélèvement permettant d'obtenir une succession rapide de nombreuses plaques. Aux Etats-Unis, un appareil de prélèvement continu est en voie de réalisation[37].

forced through a hypodermic tube having a hole in its side forward facing into the cloud; the oil and air pressures are balanced so that the oil does not leak out but continues on with the cloud droplets that have entered the hole into it (Fig.22). Later, the oil is spread out flat over glass and photographed. The main drawbacks to this method appear to be icing troubles and the labour involved in the analysis of the numerous samples that can be taken.

L'huile qui doit recueillir les gouttelettes circule dans un tube fin qui présente un orifice faisant face au vent; la pression de l'huile et celle de l'air sont réglées de telle sorte que l'huile ne peut sortir par l'orifice mais continue à s'écouler, après s'être chargée des gouttelettes qui ont frappé l'orifice (fig.22). Plus loin, l'huile s'étale en couche mince entre deux lames de verre et l'on photographie la couche d'huile.

Les principaux inconvénients de cette méthode paraissent être les difficultés créées par le givrage et le travail qu'entraîne l'analyse des nombreuses photographies qui sont tirées.

4. MEASUREMENT OF AIR TEMPERATURE

The measurement of true air temperature in icing conditions is a matter of considerable difficulty, since, whatever type of temperature sensing device is used, it will itself be subject to kinetic heating, to wetting and to icing. It is therefore desirable to devise a housing for the thermometer which will be non-wetting, will not ice up and will be either insensitive to kinetic heating or at least consistently affected by it.

This can be done by placing the thermometer in a clear-air zone (Chapter 1, Section 2.2.3.4) such as shown in Figure 23 where the airspeed is the same as the flight speed, but where there are no droplets[25].

Another solution consists of mounting the thermometer in a housing ventilated from the rear so that the water droplets are separated out by momentum (Fig.24); the instrument must be calibrated for kinetic heating effects in dry air and in cloud[26].

4. MESURE DE LA TEMPERATURE DE L'AIR

La mesure de la température vraie d'un nuage givrant est très difficile car, quel que soit le dispositif utilisé, il se trouvera soumis à l'influence de l'échauffement aérodynamique et d'un dépôt d'eau ou de glace. Il est donc souhaitable de réaliser un carénage de l'élément sensible du thermomètre qui l'empêche de capter les gouttelettes et, par suite, de givrer et qui le rende ou insensible à l'échauffement aérodynamique ou affecté de manière constante par cet échauffement.

Une solution consiste à placer l'élément sensible du thermomètre, comme le montre la figure 23, en un point d'une zone d'air clair (chapitre 1, section 2.2.3.4); c'est-à-dire dépourvue de gouttelettes, où la vitesse locale est la même que la vitesse au loin[25].

Une autre solution consiste à placer le thermomètre dans une enveloppe ventilée de l'arrière à l'avant de sorte qu'en raison de leur inertie, les gouttelettes ne pénètrent pas dans cette enveloppe, (fig.24); à cause de l'échauffement aérodynamique, l'instrument doit être étalonné à la fois en air clair et dans le nuage[26].

Other attempts have been made to measure true air temperature[27,28] but, until now, temperature measurement in cloud can never be expected to be very accurate.

5. CALIBRATION OF INSTRUMENTS

In order to calibrate any instrument accurately, it is necessary to produce a range of controlled conditions including the cases in which the instrument will be expected to give a result. In the field of aircraft icing, this is no easy task, because of the intricacy of the variables to be measured and the wide range of atmospheric conditions in which they occur. Furthermore, since the instruments themselves provide the only means of measuring the variables concerned, there is no standard against which they can be assessed. However, it is possible to produce known controlled conditions in icing wind tunnels on the ground (see Chapter 4).

The next step is to measure, with the instruments calibrated in these wind tunnels, the effect of changing altitude and density with temperature; this can be done, by simulating icing conditions in flight, by means of airborne water spray (see Chapter 5).

In parallel, measurements of natural icing conditions with the same instruments can proceed and, eventually, a unified picture should emerge. This work is now quite well advanced[33,34,35].

D'autres dispositifs ont été essayés pour mesurer la température vraie de l'air[27,28] mais, jusqu'ici, la mesure de la température dans un nuage n'a jamais pu être réalisée avec une grande précision.

5. ETALONNAGE DES APPAREILS

Pour que l'étalonnage d'un appareil soit sûr, il convient de le faire dans un domaine où les conditions peuvent être soigneusement contrôlées et qui comprenne l'ensemble des situations où peut se trouver l'appareil.

Dans le cas particulier du givrage, le problème est difficile, à cause de la complexité des variables à mesurer et du large domaine de conditions atmosphériques dans lesquelles elles interviennent : puisque ce sont les appareils eux-mêmes qui mesurent les variables, il n'existe, en vol, aucune référence permettant de contrôler ces appareils. Le seul moyen d'étalonnage est de placer les instruments dans une soufflerie de givrage, où les conditions sont connues et contrôlées (voir chapitre 4).

La deuxième étape consiste à étudier avec des instruments étalonnés en soufflerie, l'influence de l'altitude et, par suite, de la masse spécifique à une même température; ceci peut être effectué par givrage artificiel en vol, au moyen de pulvérisateurs pneumatiques (voir chapitre 5).

Des mesures effectuées, en parallèle, avec les mêmes instruments, dans des conditions de givrage naturel, pourraient éventuellement conduire à des résultats complets. Ces mesures de comparaison sont actuellement en bonne voie[33,34,35].

6. POSITIONING OF INSTRUMENTS ON THE AIRCRAFT

Careful attention must be paid to the positioning of the instruments on the aircraft. The approach of the aircraft to a uniform cloud of droplets can influence the distribution of the droplets and the liquid water content in the air, such that, near to the skin of the fuselage and wings, the concentration varies considerably[36]. It follows therefore that measuring devices should be positioned, as far as possible, in regions where the undisturbed conditions prevail, for example, well forward on the fuselage and well clear of the skin.

6. EMPLACEMENT DES APPAREILS SUR L'AVION

L'emplacement des appareils sur l'avion doit être étudié avec grand soin. L'entrée de l'avion dans un nuage homogène peut modifier la distribution des gouttelettes dans l'air, de sorte que le spectre des gouttelettes et la teneur en eau liquide peuvent être grandement perturbés par le voisinage du fuselage ou des ailes[36]. Il en résulte que les appareils de mesure doivent être placés, autant que possible, dans des régions où ces perturbations ne se manifestent pas, par exemple, bien avant le fuselage ou aussi loin que possible de la paroi.

REFERENCES

1. Cowlin, C.J. Lazelle, B.D. — *The Installation and Calibration of a Higher Speed Wind Tunnel at the Artington Cold Stores.* D. Napier & Sons, Report DEV/TR/116/915, 1953.

2. Baxter, D.C. — *A Review of Radiation Scattering Methods of Measuring Cloud Droplet Size.* NRC Report MD-40, 1954.

3. Durbin, E.J. — *Optical Methods Involving Light Scattering for Measuring Size on Concentration of Condensation Particles in Supercooled Hypersonic Flow.* NACA TN 2441, 1951.

4. Neel, C.B. — *A Heated-Wire Liquid-Water-Content Instrument and Results of Initial Flight Tests in Icing Conditions.* NACA RM A.54123, 1955.

5. Neel, C.B. Steinmetz, C.P. — *The Calculated and Measured Performance Characteristics of a Heated-Wire Liquid-Water-Content Meter for Measuring Icing Severity.* NACA TN 2615, 1952.

6. Brun, E.A. — *Etude de la Convection dans l'Air Clair et dans le Brouillard.* GRA NT 9, 1943.

7. Hardy, J.K. — *Note on Ice Detectors.* RAE Tech. Memo. ME 23, 1946.

8. Rudman, J. Bigg, F.J. — *Some Notes on the Design and Performance of a Thermal Water Content Meter for use in Cloud.* RAE TN ME 145, 1953.

9. Langmuir, I. Blodgett, K. — *A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories.* AAF TR 5418, 1946.

10. Lewis, R.D. et al — *Procedure for Measuring Liquid-Water Content and Droplet Size in Supercooled Clouds by Rotating Multi-Cylinder Method.* NACA RM E53D23, 1953.

11. Vonnegutt, B. et al — *Report on Instruments for Measuring Atmospheric Factor Relating to Ice Formation in Airplanes.* AAF TR 5519, 1946.

12. Brun, R.J. Mergler, H.W. — *Impingement of Water Droplets on aCylinder in an Incompressible Field and Evaluation of Rotating Multi-Cylinder Method for Measurement of Droplet Size Distribution, Volume Median Droplet Size and Liquid-Water Content in Clouds.* NACA TN 2904, 1953.

13. Howell, W.E. — *Comparison of Three Multi-Cylinder Icing Meters and Critique of Multi-Cylinder Method.* NACA TN 2708, 1952.

14. Frazer, D. et al — *Thermodynamic Limitations of Ice Accretion Instruments.* NAE LR 32, 1952.

15. Frazer, D. — *Orifice Type Ice Detector Preliminary Icing Tunnel Tests of Functioning as Ice Detector, Rate-Of-Icing Meter, and Icing-Severity Meter.* NAE LR 3, 1951.

16. Frazer, D. — *Comparative Tests of Two Icing Detectors.* NAE TR 32, 1952.

17. Frazer, D. — *The Characteristics of an Orifice-Type Icing-Detector Probe.* NAE LR 71, 1953.

18. Frazer, D. Baxter, D.C. — *Reference Pressure Probes for an Orifice-Type Icing Detector.* NAE LR 129, 1955.

19. Lazelle, B.D. — *Tunnel Testing of the NAE Ice Detector Type T.260.* D. Napier & Sons, Report DEV/TR/137/912, 1954.

20. Bigg, F.J. — *Development and Test of a Cooled Rotating Disc Icing-Meter.* RAE TN ME 200, 1955.

21. Day, C.J. — *A Refrigerated Disc Icing Meter.* British Met. Office, M.R.P. 916, 1955.

22. Caron, R. — *Nouvel Appareil pour Mesurer la Masse d'Eau Liquid dans le Brouillard.* La Recherche Aéronautique No.1, 1948.

23. Brun, E.A. — *Les Détecteurs de Givrage.* GRA Bulletin No.3, 1946.

24. Perkins, P.J. et al — *A Simplified Instrument for Recording and Indicating Frequency and Intensity of Icing Conditions Encountered in Flight.* NACA RM E 51E16, 1951.

25. Brun, E.A. et al — *La Mécanique des Suspensions et son Application au Givrage des Avions.* Congrès National de l'Aviation Française 1945, Rapport No.74, 1945, p.10.

26. Pettit, K.G. — *Nephelometric Instrumentation for Aircraft Icing Research.* NRC Report MD 33, 1950.

27. Findeisen, W. — *Das Thermometrische Vereisungs-Warnegät.* Deuts. Luftfarhrtfors. Untersuch. and Mitteil. No.691, 1942.

28. Ruskin, et al — *Development of the NRL Axial Flow Vortex Thermometer.* NRL Report No.4008.

29. Elliot, H.W. — *Improved Droplet Camera.* NRC Lab. Note A1-3-50, 1950.

30. McCullough, S. Perkins, P.J. — *Flight Camera for Photographing Cloud Droplets in Natural Suspension in the Atmosphere.* NACA RM E50K01a, 1951.

31. Golitzine, N. — *Method for Measuring the Size of Water Droplets in Clouds, Fogs and Sprays.* NAE Note 6, 1951.

32. Bigg, F.J.
Abel, G.C.
Note on Sampling and Photographing Cloud Droplets in Flight. RAE TN ME 156, 1953.

33. Abel, G.C.
Report on 1st Year's Flying on the Development of Flight Testing Techniques for Finding and Measuring Natural Icing Conditions. A & AEE Report kes. 272, 1953.

34. Abel, G.C.
Report on 2nd Year's Flying on the Development of Flight Testing Techniques for Finding and Measuring Natural Icing Conditions. A & AEE Report Res. 278, 1954.

35. Abel, G.C.
Report on 3rd Year's Flying on the Development of Flight Testing Techniques for Finding and Measuring Natural Icing Conditions. A & AEE Report Res. 285, 1955.

36. Brun, R.J.
Dorsch, R.G.
Variation of Liquid Water Concentration about an Ellipsoid of Fineness Ratio 10 moving in a Droplet Field. NACA TN 3410, 1955.

37. Hacker, P.T.
An Oil-Stream Photomicrographic Aeroscope for Obtaining Cloud Liquid-Water Content and Droplet Size Distribution in Flight. NACA TN 3592, 1956.

38. Pettit, K.G.
Installation of NAE Statistical Icing Recorder and Icing Rate Meter. NAE LT-56 (Unpublished), Ottawa, 1952.

39. Pettit, K.G.
Operation and Servicing of NAE Statistical Icing Recorder and Icing Rate Meter. NAE LT-57 (Unpublished), Ottawa, 1953.

40. Perkins, P.J. et al
A Simplified Instrument for Recording and Indicating Frequency and Intensity of Icing Conditions Encountered in Flight. NACA RM E51E16, 1951.

TABLE I

Instruments for Measuring Water Content

Class of Instrument	*Type*	*General Principles*	*Remarks*	*Practical Instruments*	*References to Publications*
Direct Measurement	Heated intake and hygrometer method	Samples of cloud are heated so that droplets are evaporated and the dew point found by hygrometer. Theoretically, if the temperature and pressure are known, the water content can be determined.	High heat (500 watts) required. Inaccurate because small temperature differencies make large changes in liquid water content. The inlet velocity of intake must be same as flight velocity for the coefficient of collection to be equal to unity.	Not suitable for flight. Used to calibrate icing wind tunnels where conditions are steady.	Ref. 1
	Transmitted light	Distant source of light (at wing tip) is viewed by photocell. Light is pulsed and filter in photocell circuit used to separate it out from other light. Amplitude of signal in cloud is compared with that in clear air and is related to size and liquid water content.	Droplet size has to be determined in order to know liquid water content. The use of two wavelengths of light would make it possible to determine size of drops and liquid water content.	No practical instrument.	Ref. 2 Ref. 3
	Scattered light	Similar to transmitted light. Angular distribution of intensity and degree of polarisation of the light scattered by a cloud is related to dropsize and index of refraction (which must be known). The purity and brightness of colour spectra produced by scattered light increases with uniformity of drop size.	A complex method Results difficult to interpret in ice crystal clouds as theory assumes spherical droplets.	No practical instrument.	Ref. 2 Ref. 3
	Dielectric constant	When droplets pass between plates of a condenser, the effective dielectric constant and, hence, capacity of condenser, changes.		None developed	
Rate-of-Catch	NACA (Neel) Heated loop *	The temperature and, consequently, resistance of a heated wire, fall on entering cloud conditions. The fall of temperature is proportional to liquid water content evaporated, if the coefficient of collection is constant.	Dimensions of wire are kept small to give high efficiency of catch. Calculations knowing airspeed, altitude and air temperature required to determine liquid water content from temperature change.	Used to measure high liquid water contents	Ref. 4 Ref. 5
	Heated wires	Two heated wires are used, one exposed ahead of an aerofoil section and the other in a sheltered position at the rear. Cloud cools the exposed wire whose temperature falls, compared to rear, proportional to liquid water content.	Similar to Neel loop except no correction required for airspeed, altitude or temperature, if wires can be placed where airstream velocity is the same.	Used by British Met. Office flight as research instrument for measuring high liquid water contents	Ref. 6 Ref. 7 Ref. 22

*See Section 2.2

Class of Instrument	*Type*	*General Principles*	*Remarks*	*Practical Instruments*	*References to Publications*
Rate-of-Catch (Contd.)	• Heated Cylinders	Similar principle to heated wires. Two electrically heated cylinders have separate thermometer windings. One cylinder is exposed and the other is situated in dry air of specially designed housing. Thermometer elements arrayed in Wheatstone bridge and out of balance is measure of liquid water content.	In dry air conditions, slight zero wander of thermometer bridge due to slight variations in airspeed, temperature, density, and bulb construction. Slightly affected by yaw.	Used as a detector; it responds rapidly to cloud. Saturates at 0.6 gm/m^3	Ref. 8
Rate-of-Icing	Rotating Cylinders	The collection efficiency of cylinders moving in icing clouds has been calculated. By exposing several size cylinders simultaneously and rotating them so that each builds up a uniform coating of ice, it is possible to evaluate the water content and droplet size from the weights of ice collected.	The instrument suffers from several disadvantages: (a) Awkward to operate and considerable skill required to determine amount of ice collected; (b) The results are obtained intermittently and are averaged over a considerable time period; (c) Laborious calculations; (d) Blow-off occurs at high temperatures or large liquid water contents; (e) Limited by latent heat effects.	Used extensively up to about 1950 as a standard instrument for measuring drop size and concentration of icing clouds.	Ref. 9 Ref. 10 Ref. 11 Ref. 12 Ref. 13 Ref. 14
	• Pressure Probe or Orifice Type Instrument	The probe consists of a hollow cylinder containing a heater. Normally the four holes in front and one in rear maintain a positive pressure in the probe. Ice blocks the forward holes and the change of pressure operates the probe heater switch, de-icing the probe and returning it to normal.	It is possible to convert the instrument into a rate-of-icing meter and to obtain mean values of liquid water content.	Detectors operating on this principle are used in many countries.	Ref. 15 Ref. 16 Ref. 17 Ref. 18 Ref. 19
	• RAE Rotating Discs	Ice is allowed to form on the leading edge of a thin rotating disc. The thickness of the ice is removed at the rear. A continuous record of ice thickness and, hence, liquid water content can be made.	Has to be calibrated in a wind tunnel to determine relationship between ice thickness and liquid water content at various temperatures. Performance can be improved by cooling the disc.	Extensively used for icing research.	Ref. 20 Ref. 21

TABLEAU I

Appareils pour la mesure de la teneur en eau liquide

Catégorie	*Type*	*Principe de fonctionnement*	*Remarques*	*Utilisation*	*Références*
Mesure directe	Méthode de la prise d'air chauffée et de l'hygromètre	L'échantillon de nuage est chauffé jusqu'à provoquer l'évaporation totale des gouttelettes, puis la température de rosée de l'air clair est mesurée avec un hygromètre. Cette température de rosée donne, connaissant la pression, la masse totale d'eau. La température et la pression du nuage au moment du prélèvement donnent la masse de vapeur d'eau, d'où résulte, par différence, la masse d'eau liquide.	Puissance très forte (500W) pour évaporer les gouttelettes dans la prise d'air. Manque de précision, car une faible erreur sur la température de rosée entraîne une erreur importante sur la teneur en eau liquide. La prise d'air doit être isocinétique (vitesse à la prise égale à la vitesse au loin) pour que le coefficient de captation soit égal à l'unité.	Non utilisable dans des essais en vol. Emploi pour l'étalonnage dans les souffleries de givrage, où les conditions peuvent être maintenues constantes.	Réf. 1
	Méthode de la lumière transmise	Une source assez éloignée (à l'extrémité de l'aile) envoie un faisceau lumineux modulé sur une cellule photoélectrique. Un filtre, dans le circuit de la cellule, permet de ne retenir que le courant provoqué par cette lumière modulée. Dans le nuage, l'amplitude de l'indication donnée par la cellule, inférieure à celle obtenue dans l'air clair, dépend à la fois de la teneur en eau liquide et du diamètre des gouttelettes.	On doit connaître le diamètre des gouttelettes pour connaître la teneur en eau liquide. L'emploi de deux lumières monochromatiques de longueurs d'onde différentes permettrait d'avoir simultanément le diamètre des gouttelettes et la teneur en eau liquide.	Aucun appareil pratique	Réf. 2 Réf. 3
	Méthode de la lumière diffractée	Le dispositif est analogue à celui de la méthode de la lumière transmise, mais c'est la distribution angulaire de l'intensité de la lumière diffractée ainsi que son degré de polarisation qui dépend, pour un indice de réfraction donné, du diamètre des gouttelettes. La pureté et l'éclat des couleurs produites par diffraction augmentent en même temps que l'uniformité des gouttelettes du nuage.	La méthode comporte une certaine complexité. Les résultats deviennent difficiles à interpréter si le nuage contient des cristaux de glace, car la théorie suppose qu'il s'agit de gouttelettes sphériques.	Aucun appareil pratique	Réf. 2 Réf. 3
	Méthode de mesure de la constance diélectrique	Quand un nuage passe entre les deux plateaux d'un condensateur, la capacité du condensateur n'est plus celle que l'on mesure en air clair, la présence des gouttelettes modifiant la constante diélectrique de l'air.		N'a pas reçu de réalisation	
Mesure du taux de captation	Méthode de la boucle chauffée du N.A.C.A. (Neel)	La température et, par conséquent, la résistance d'un fil chauffé, tombent quand le fil pénètre dans un nuage. La chute de température	Le fil doit être fin pour que le coefficient de captation soit très voisin de l'unité.	Utilisée dans la mesure des teneurs en eau liquide élevées	Réf. 4 Réf. 5

Catégorie	*Type*	*Principe de fonctionnement*	*Remarques*	*Utilisation*	*Références*
Mesure du taux de captation (suite)	Méthode de la boucle chauffée du N.A.C.A. (Neel)	est, pour une énergie dissipée par le fil constante, proportionnelle à l'eau évaporée et, par conséquent à la teneur en eau liquide du nuage si le coefficient de captation est constant.	Les calculs permettant de déduire la teneur en eau liquide de la variation de température font intervenir l'altitude, la vitesse relative de l'air et sa température.		
	Appareil à fils chauffés	Deux fils chauffés sont disposés l'un en avant d'un profil, l'autre à l'arrière, dans une position où ne passe pas de gouttelettes. Quand l'appareil pénètre dans le nuage, l'ecart de température avec l'atmosphère reste le même pour le fil abrité, tandis qu'il diminue pour le fil exposé, dont le refroidissement est proportionnel à la teneur en eau liquide.	Mêmes remarques que pour la boucle chauffée. Cependant, dans le cas où les deux fils sont disposés de telle sorte que la vitesse relative locale du courant d'air soit la même, pour les deux fils, les indications sont indépendantes de l'altitude, de la vitesse relative de l'air et de sa température.	Utilisé par l'office météorologique britannique, aussi bien en vol qu'au sol, pour la mesure des teneurs en eau liquide élevées.	Réf. 6 Réf. 7 Réf.22
	Appareil à cylindres chauffés	Le principe est analogue à celui de l'appareil à fils chauffés. Deux cylindres sont chauffés à l'aide de résistances électriques et possèdent, en outre, des résistances servant à la mesure des températures. L'un des cylindres est exposé au brouillard et l'autre est maintenu dans un courant d'air clair grâce à un carénage spécialement étudié. Les deux résistances thermométriques sont disposées dans un pont de Wheatstone dont la déviation mesure la teneur en eau liquide.	En air clair, légère variation du zéro du pont de Wheatstone provoquée par de faibles variations de la vitesse relative de l'air, de sa température, de sa masse spécifique et aussi par les échanges thermiques variables entre les résistances thermométriques et le corps de l'appareil. Légère influence de l'incidence sur les résultats.	Employé comme détecteur, sa réponse est rapide. Ne permet pas de mesures de teneur en eau liquide supérieure à 0,6 g/m^3.	Réf. 8
Indicateur de vitesse de givrage	Appareil à cylindres tournants	On sait calculer le coefficient global de captation d'un cylindre se déplaçant dans un nuage givrant dont le spectre des diamètres est connu. En exposant dans un même courant de nuage givrant, plusieurs cylindres de diamètres différents et en les faisant tourner de manière que leur revêtement de givre soit le plus possible uniforme, il est possible d'évaluer la teneur en eau liquide et le spectre des diamètres, d'après le poids de givre qui se dépose sur chaque cylindre.	L'appareil présente plusieurs inconvénients: (a) Manipulations difficiles; une grande habileté est nécessaire pour avoir le poids de givre capté avec précision; (b) Les résultats donnent une valeur moyenne portant sur un intervalle de temps relativement long; (c) Calculs pénibles; (d) Un arrachement de l'eau ou du givre peut se produire pour des teneurs en eau liquide élevées ou pour des températures voisines de zéro degré; (e) La limite thermodynamique ne permet pas la mesure de fortes teneurs en eau liquide.	Très utilisé, même comme appareil d'étalonnage, jusqu'en 1950 environ, pour la mesure simultanée de la teneur en eau liquide et du diamètre des gouttelettes d'un nuage givrant.	Réf. 9 Réf.10 Réf.11 Réf.12 Réf.13 Réf.14

Catégroie	*Type*	*Principe de fonctionnement*	*Remarques*	*Utilisation*	*Références*
Indicateur de vitesse de givrage (suite)	• Sonde à orifices	La sonde est constituée par un cylindre creux contenant une résistance de chauffage. En air clair, quatre trous sur la génératrice d'impact et une ouverture située à l'arrière maintiennent une surpression à l'intérieur du cylindre. Dans le nuage givrant, la glace bloque les trous à l'amont; la dépression à l'intérieur du cylindre qu'entraîne ce bloquage déclanche le passage du courant dans la résistance de chauffage, provoque le dégivrage et ramène une surpression dans le cylindre.	On peut transformer le détecteur de givrage en un indicateur de vitesse de givrage donnant des valeurs moyennes de teneur en eau liquide.	Des détecteurs fondés sur ce principe sont utilisés dans plusieurs pays	Réf. 15 Réf. 16 Réf. 17 Réf. 18 Réf. 19
	• Appareil à disques tournants du R.A.E.	Le givre se dépose sur la tranche amont d'un mince disque tournant dont le plan est parallèle à la vitesse. L'épaisseur de glace, après avoir été enregistrée par l'intermédiaire d'un palpeur, est enlevée à l'arrière du disque. La mesure de cette épaisseur conduit à la détermination de la teneur en eau liquide.	Doit être étalonné dans une soufflerie de givrage (relation entre l'épaisseur et la teneur en eau liquide à diverses températures). Le domaine des mesures peut être étendu en refroidissant le disque.	Très utilisé pour des recherches sur le givrage	Réf. 20 Réf. 21

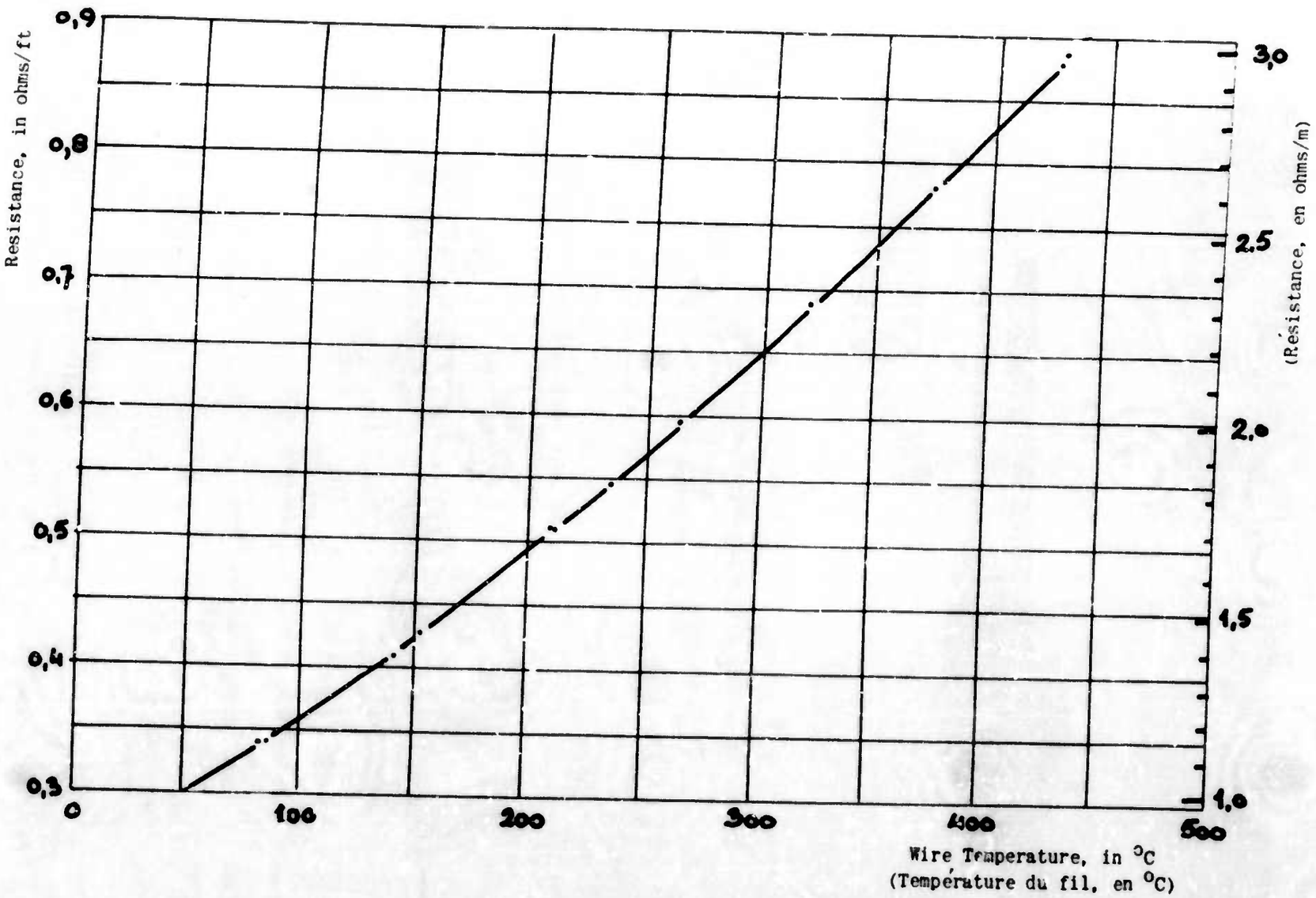


Fig. 1 Resistance as a function of temperature for wire used in heated-wire instrument

Résistance, en fonction de la température, du fil de l'appareil à boucle chauffée du N.A.C.A.

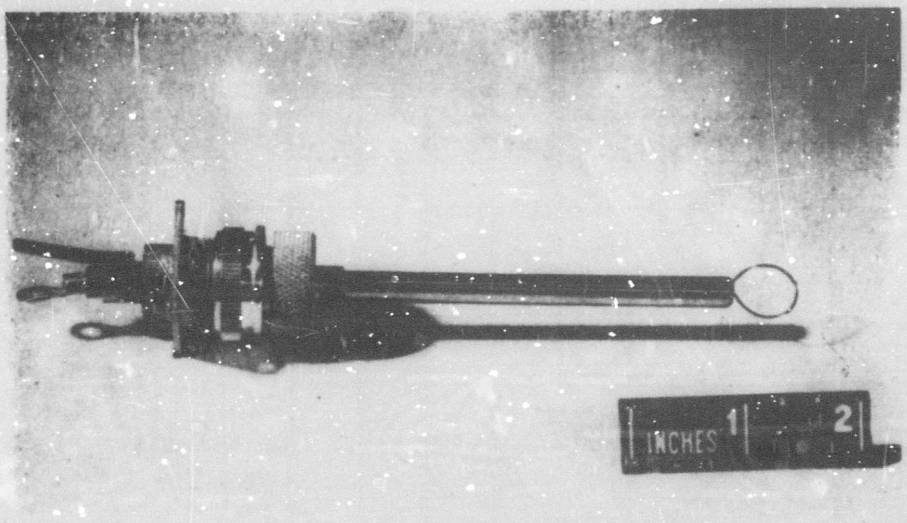


Fig.2 Wire-loop and supporting-strut assembly
Ensemble de la boucle chauffée du N.A.C.A. et de son support } Ref.4

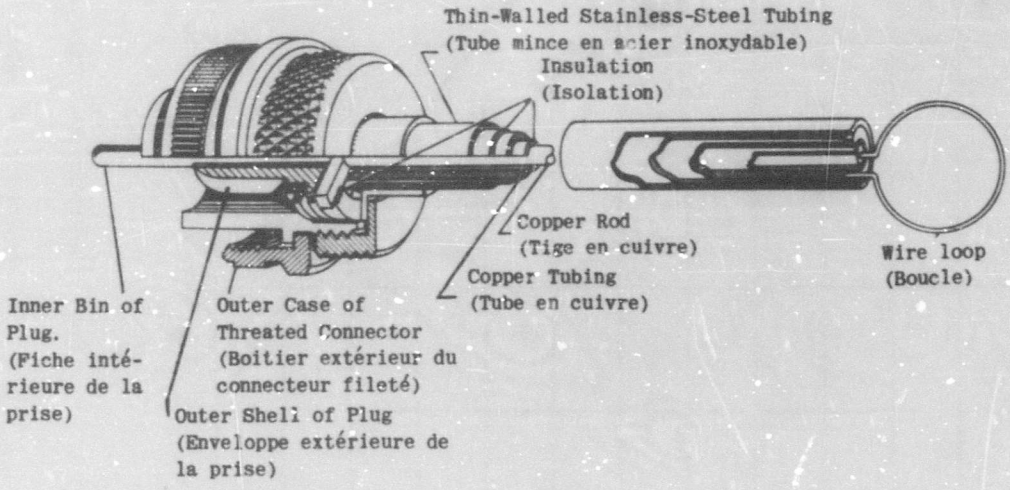


Fig.3 Construction details of wire-loop and supporting-strut assembly
Détails de construction de l'ensemble de la boucle chauffée du N.A.C.A et de son support } Ref.4

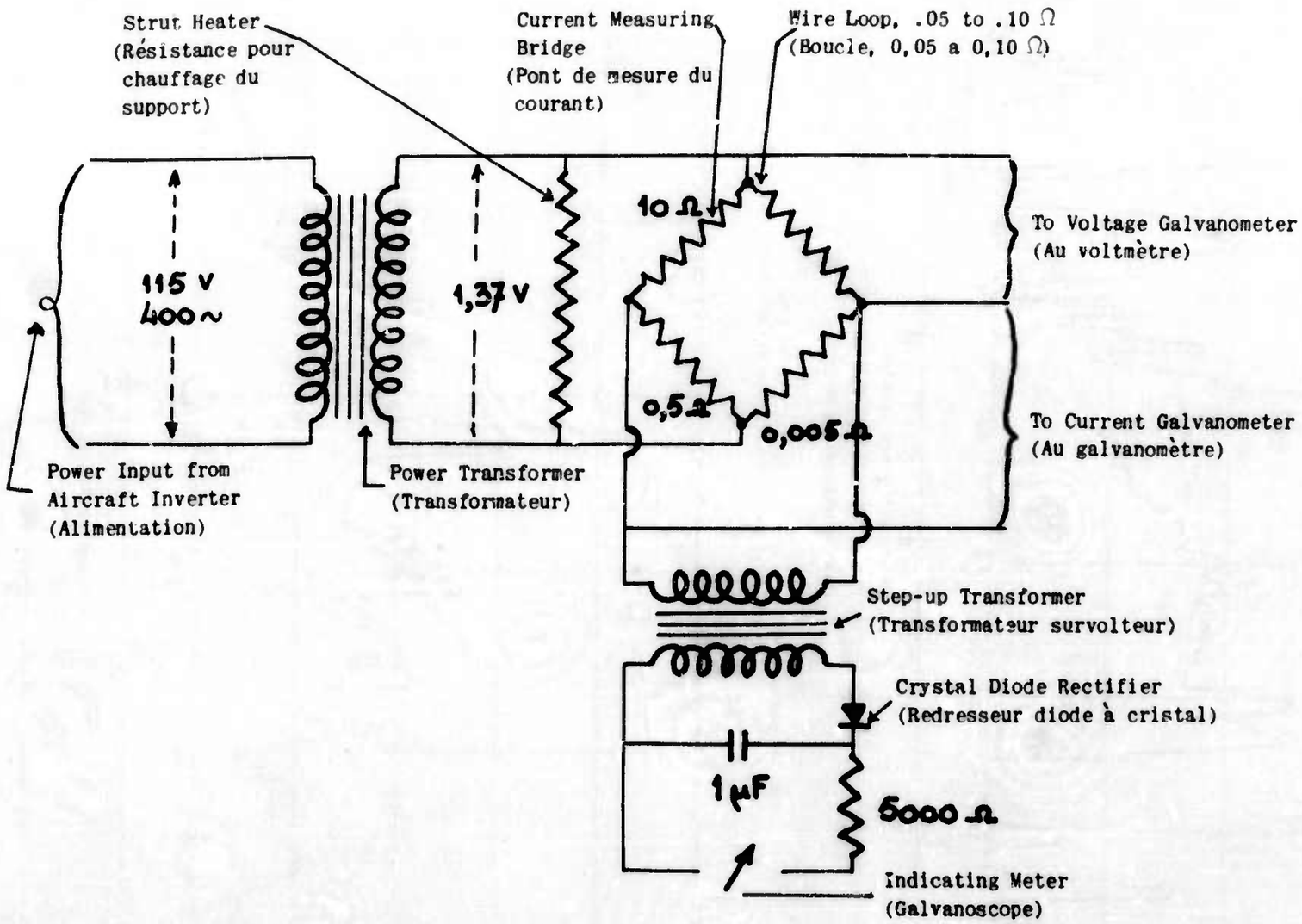
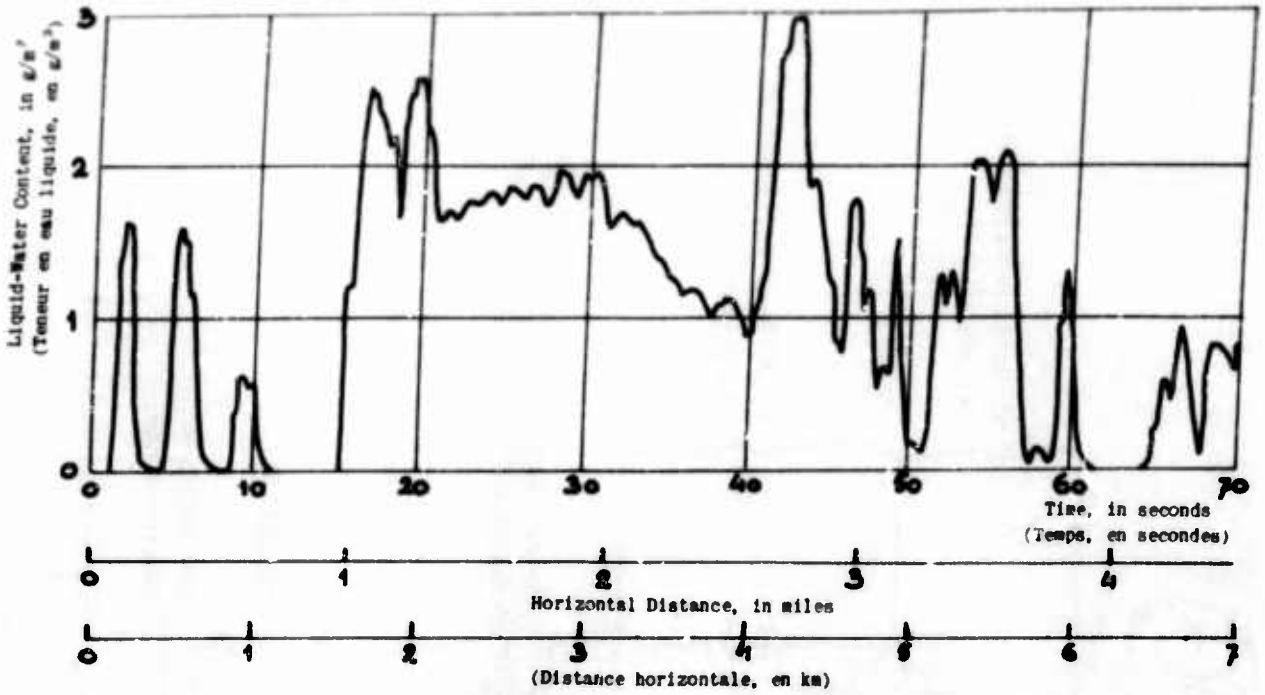
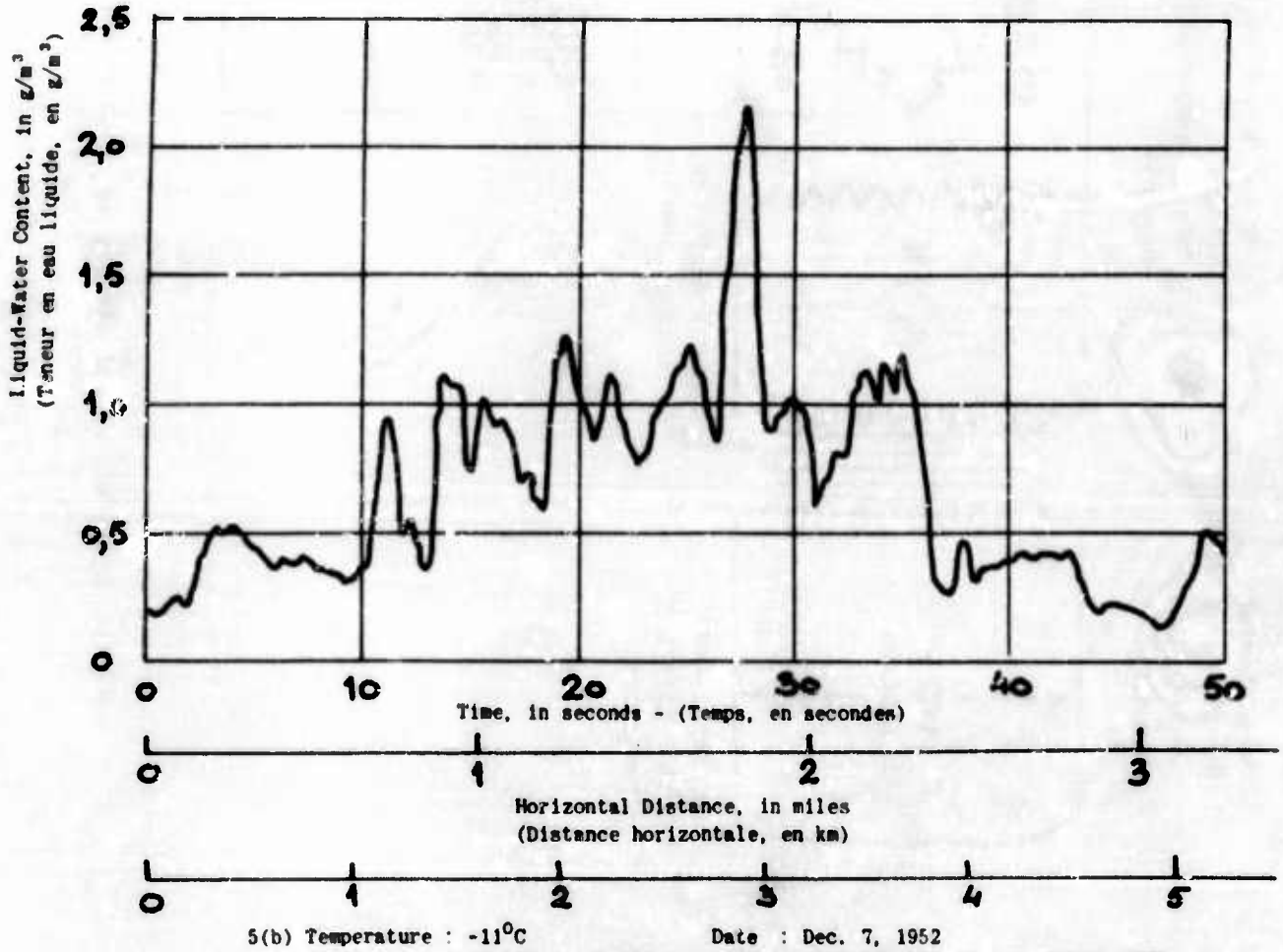


Fig.4 Basic electrical circuit employed in the measurement of liquid-water content with heated-wire instrument

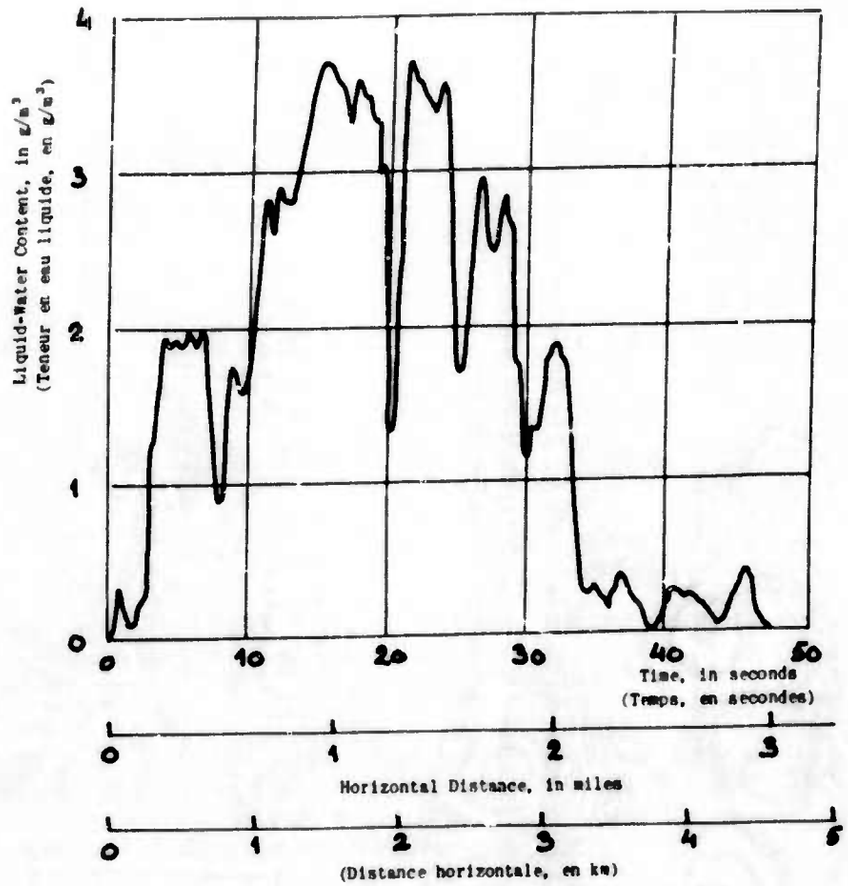
Schème du circuit électrique de l'appareil à boucle chauffée du N.A.C.A.



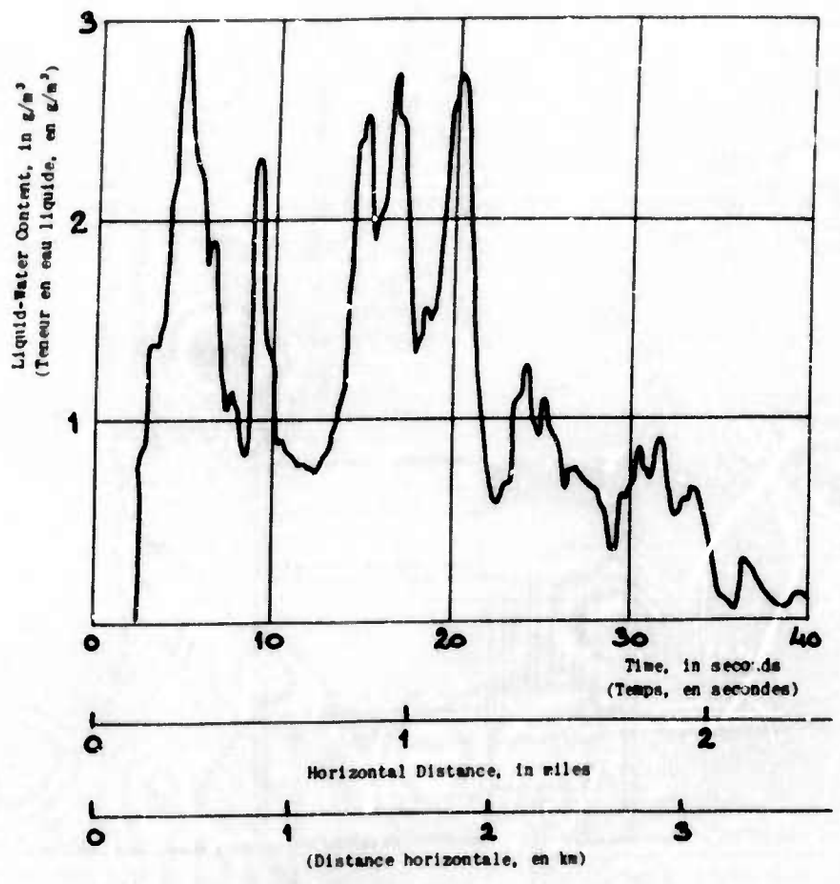
5(a) Temperature : -7°C Date : Oct. 31, 1952
Altitude : 10,000 ft (3.000m) Time : 6:03 PM, PST (Heure: 18h03, PST)



5(b) Temperature : -11°C Date : Dec. 7, 1952
Altitude : 10,900 ft (3.300m) Time : 4:36 PM, PST (Heure: 16h36, PST)



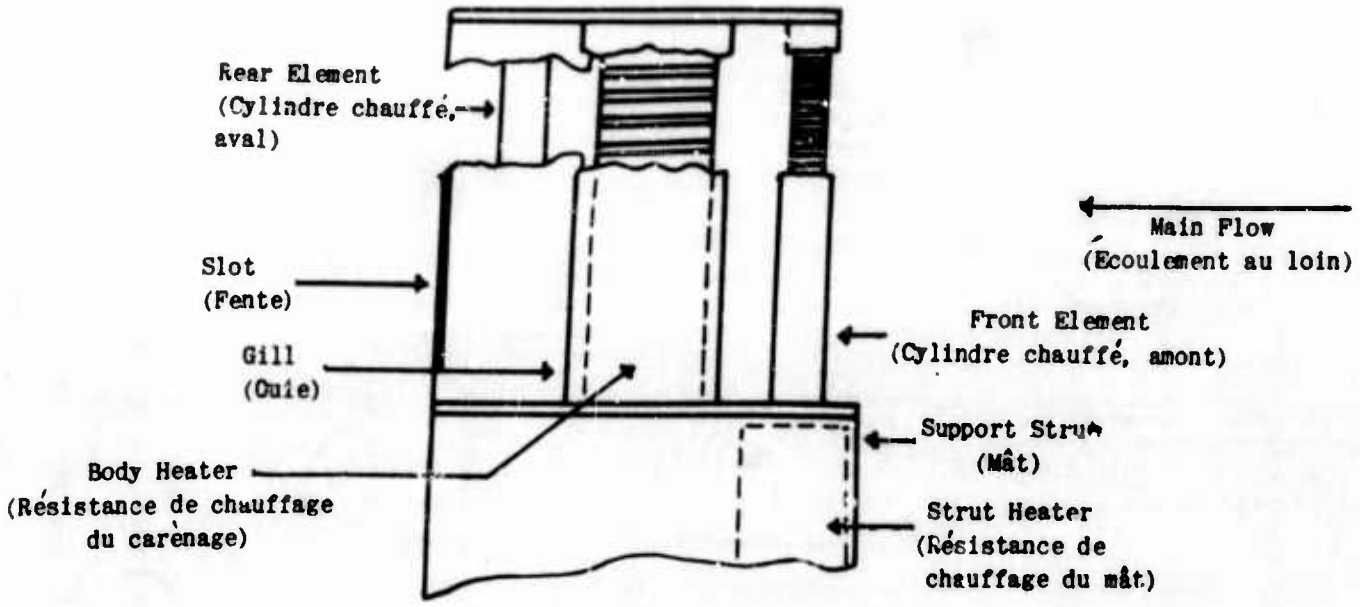
5(c) Temperature : -6,5°C
Altitude : 9,200 ft (2,800m)
Date : Dec. 7, 1952
Time : 5:12 PM, PST (Heure 17h12, PST)



5(d) Temperature : -5,5°C
Altitude : 9,200 ft (2,800m)
Date : Dec. 7, 1952
Time : 5:30 PM, PST (Heure 17h30, PST)

Fig.5 Measurements of liquid-water content variation through cumulus clouds as obtained with NACA heated-wire icing-severity instrument during United Air Lines Convair 340 tests

Mesure, avec la boucle du N.A.C.A., de la variation de la teneur en eau liquide dans des cumulus, au cours de vols sur Convair 340, U.A.L.



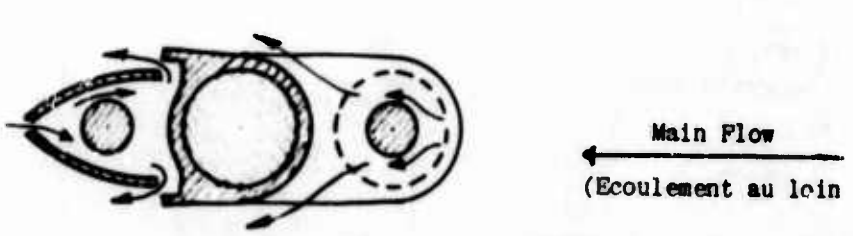


Fig.6 Heated cylinders for measurement of liquid-water content
Schème de l'appareil à cylindres chauffés pour la mesure de la teneur en eau liquide

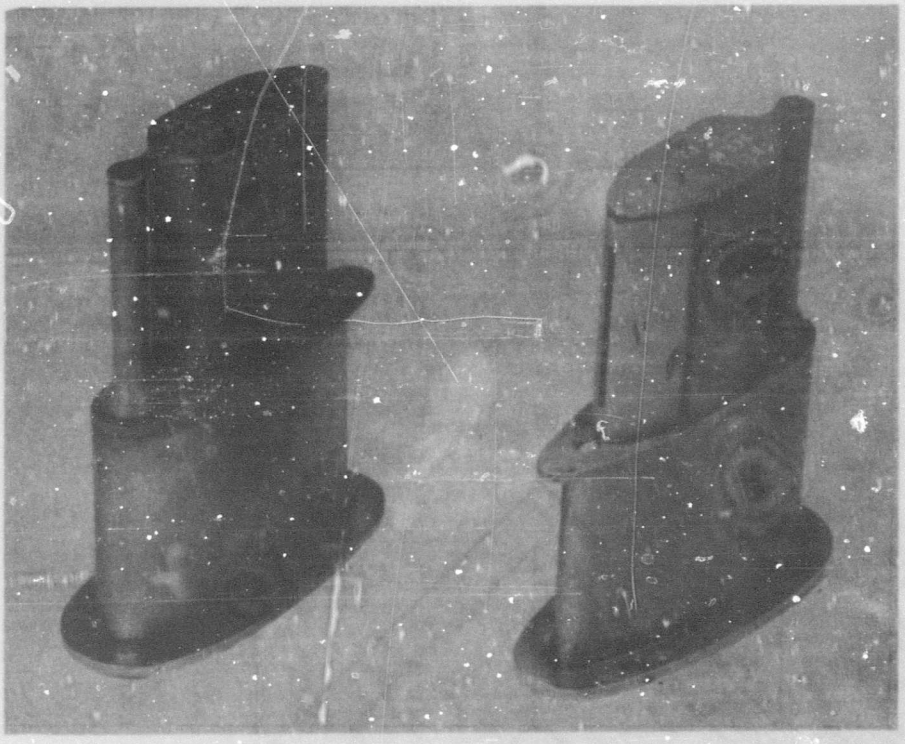


Fig.7 Heated cylinders liquid-water content instrument
Photographie de l'appareil à cylindres chauffés pour la mesure de la teneur en eau liquide
(F.J. Bigg, R.A.E.)

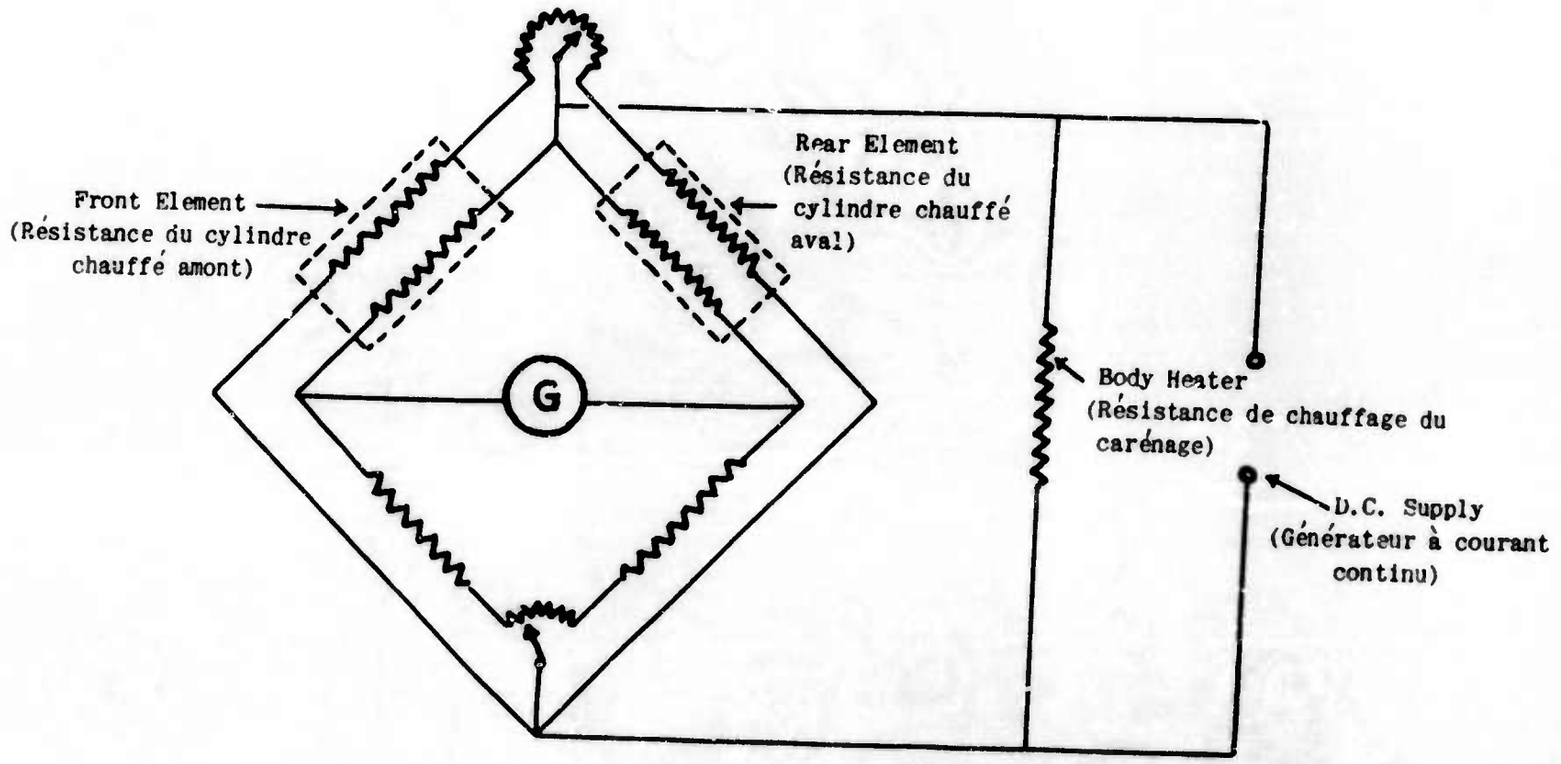
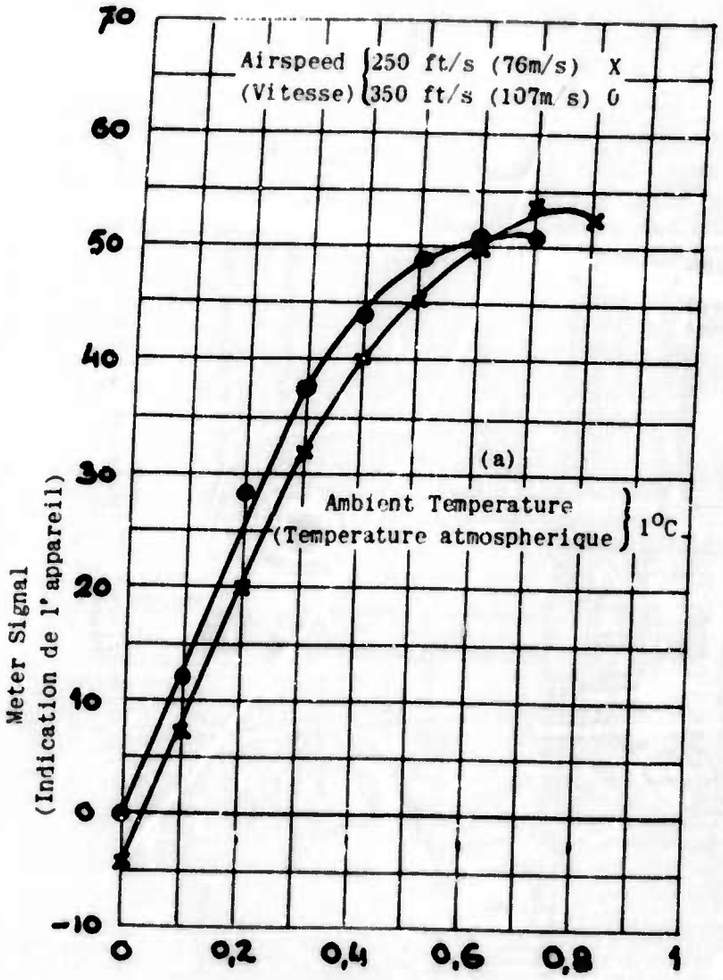


Fig. 8 Heated cylinders electrical circuit

Circuit électrique de l'appareil à cylindres chauffés



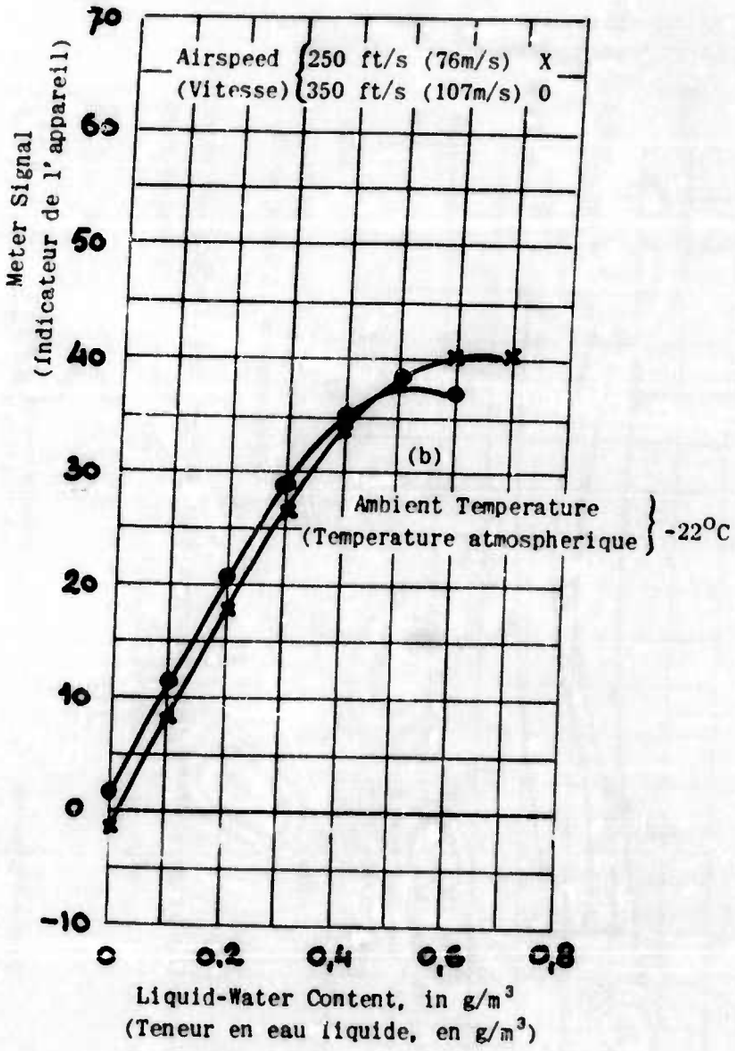


Fig. 9 Calibration of heated cylinders at + 1°C and -22°C; signal versus liquid-water content

Courbes d'étalonnage de l'appareil à cylindres chauffés donnant les indications de l'appareil en fonction de la teneur en eau liquide (a) à 1°C, (b) à -22°C

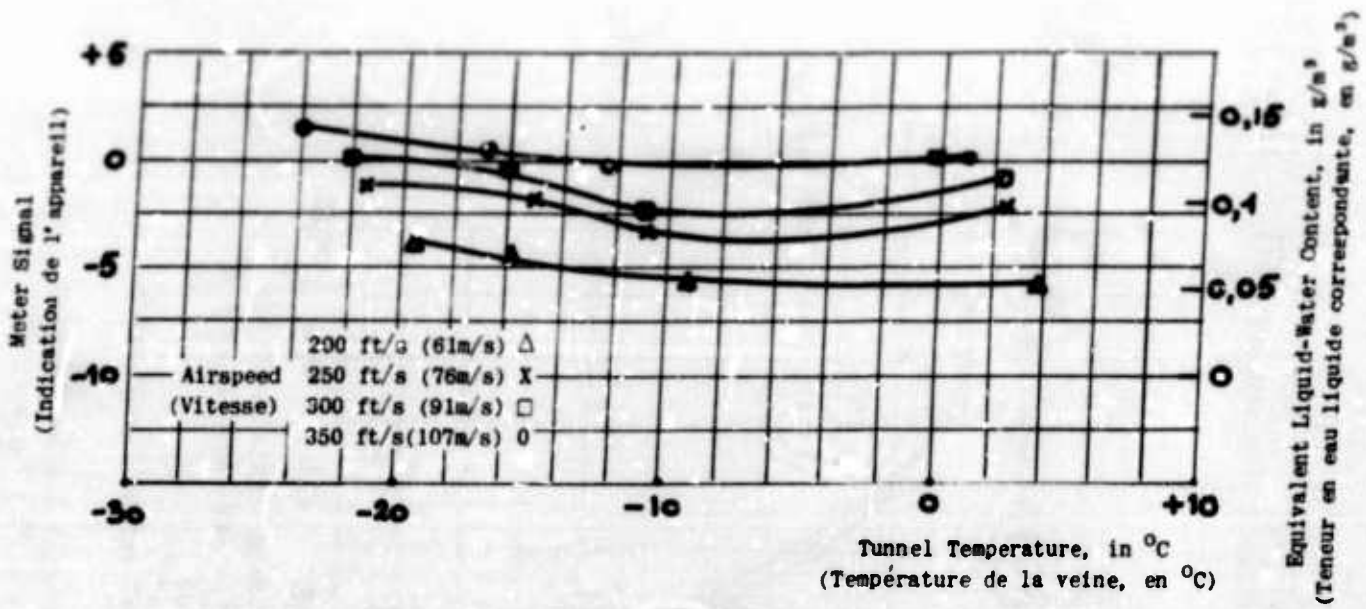


Fig. 10 Variation of zero of heated cylinders with ambient temperature and velocity
Variation du zéro de l'appareil à cylindres chauffés avec la température ambiante et la vitesse

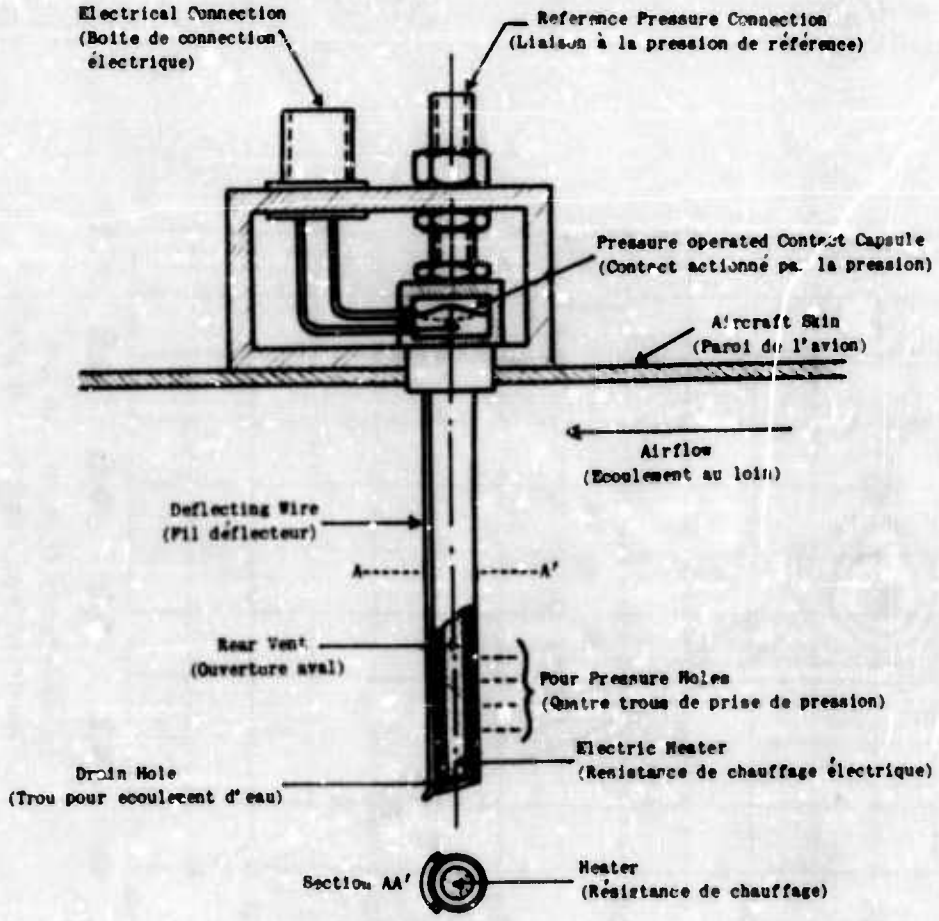
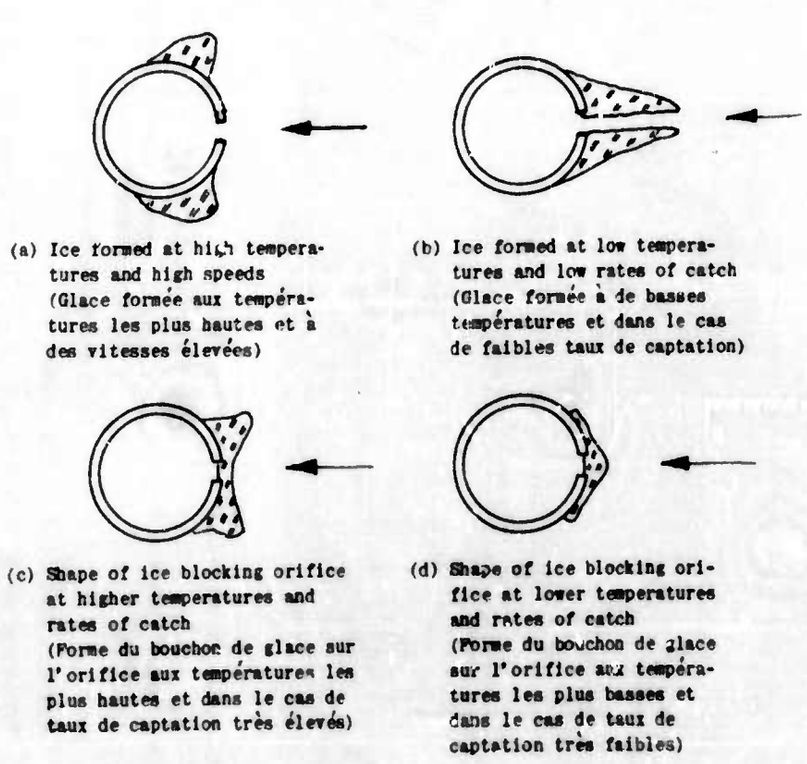


Fig. 11 Orifice-type ice-meter
Sonde à orifices servant d'indicateur de vitesse de givrage



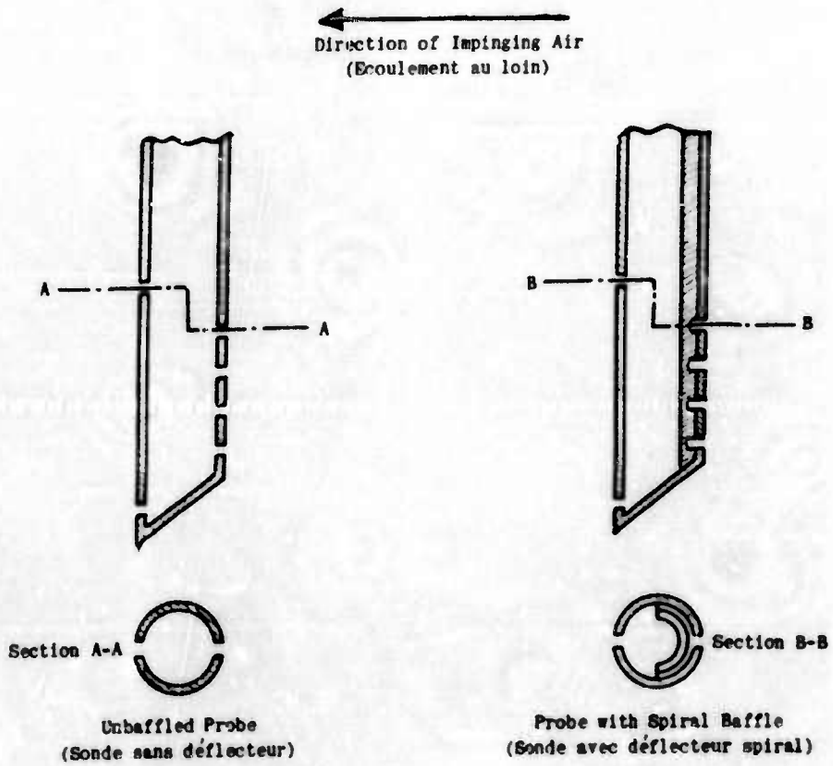
(a) Ice formed at high temperatures and high speeds (Glace formée aux températures les plus hautes et à des vitesses élevées)

(b) Ice formed at low temperatures and low rates of catch (Glace formée à de basses températures et dans le cas de faibles taux de captation)

(c) Shape of ice blocking orifice at higher temperatures and rates of catch (Forme du bouchon de glace sur l'orifice aux températures les plus hautes et dans le cas de taux de captation très élevés)

(d) Shape of ice blocking orifice at lower temperatures and rates of catch (Forme du bouchon de glace sur l'orifice aux températures les plus basses et dans le cas de taux de captation très faibles)

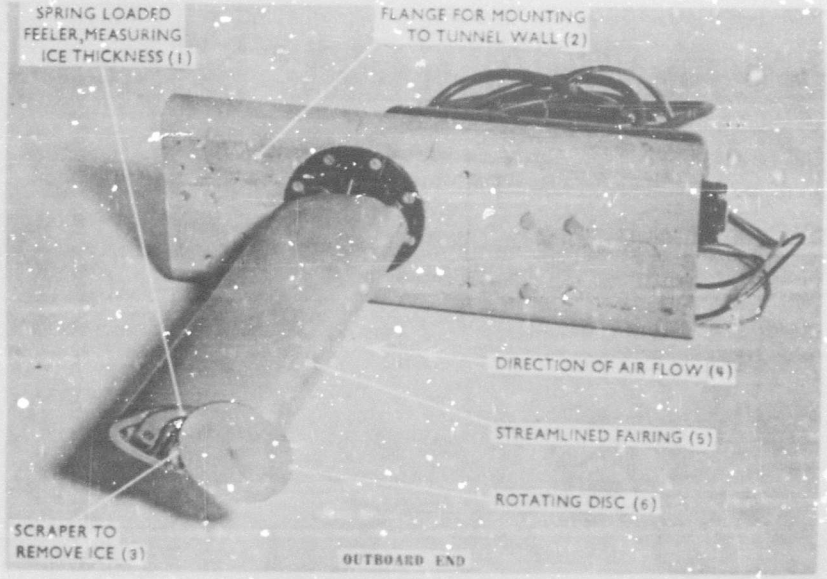
Fig. 12 Ice formations on orifice-type icing probe
Formations de glace sur la sonde à orifices

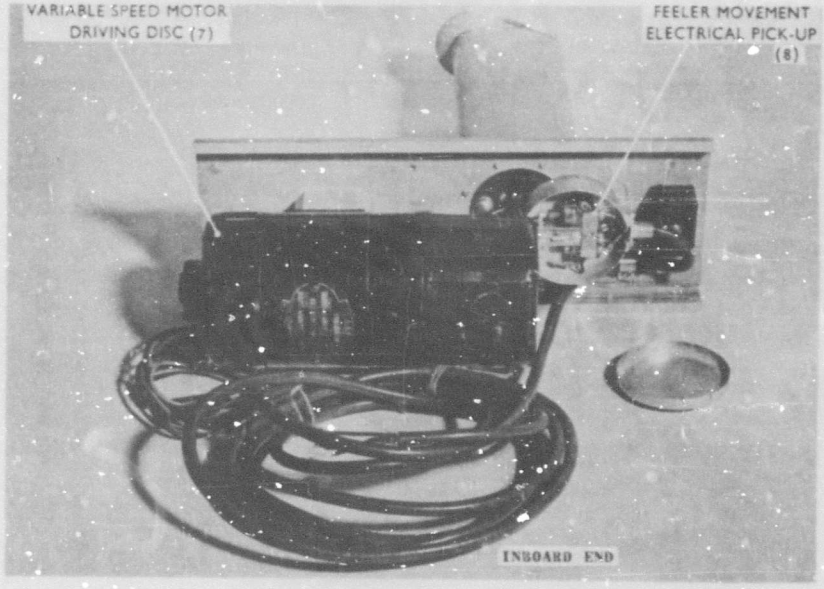


Unbaffled Probe
(Sonde sans déflecteur)

Probe with Spiral Baffle
(Sonde avec déflecteur spiral)

Fig. 13 Orifice-type icing probe configurations
Formes de la sonde à orifices





(1) Palpeur, appuyé par un ressort, et servant à mesurer l'épaisseur de glace

(2) Flasque de montage sur la paroi de l'avion

(3) Racloir servant à enlever le givre

(4) Ecoulement de l'air au loin

(5) Carénage

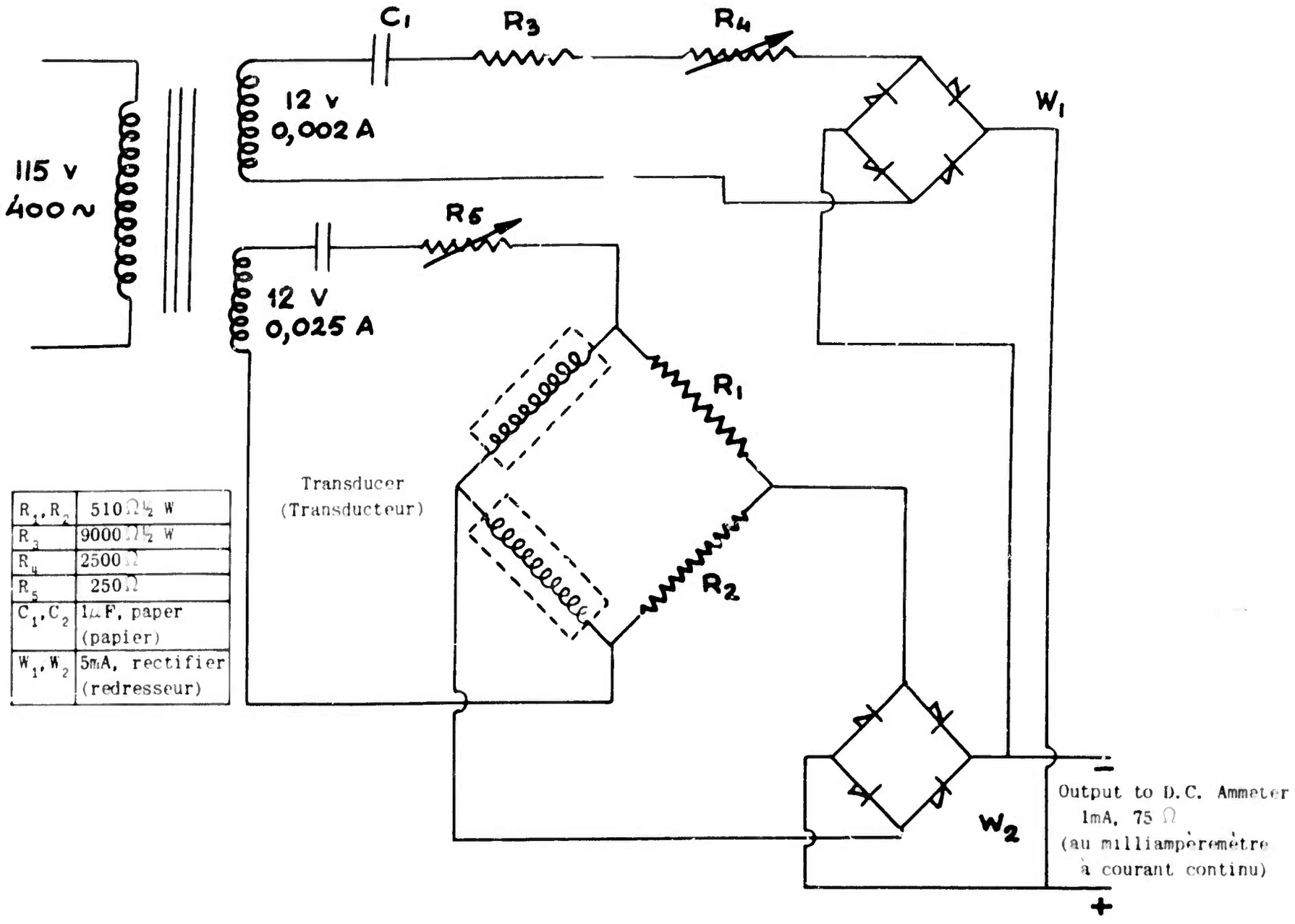
(6) Disque tournant

(7) Moteur à vitesse variable provoquant la rotation du disque

(8) Transducteur électrique du mouvement du palpeur

Fig. 14 R.A.E. rotating disc ice-meter

Photographie de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant du R.A.E. } Ref. 20



R_1, R_2	510 Ω ½ W
R_3	9000 Ω ½ W
R_4	2500 Ω
R_5	250 Ω
C_1, C_2	1 μF, paper (papier)
W_1, W_2	5mA, rectifier (redresseur)

Fig. 15 Transducer circuit of the R.A.E. rotating disc ice-meter
Circuit transducteur de l'appareil à disque tournant du R.A.E.

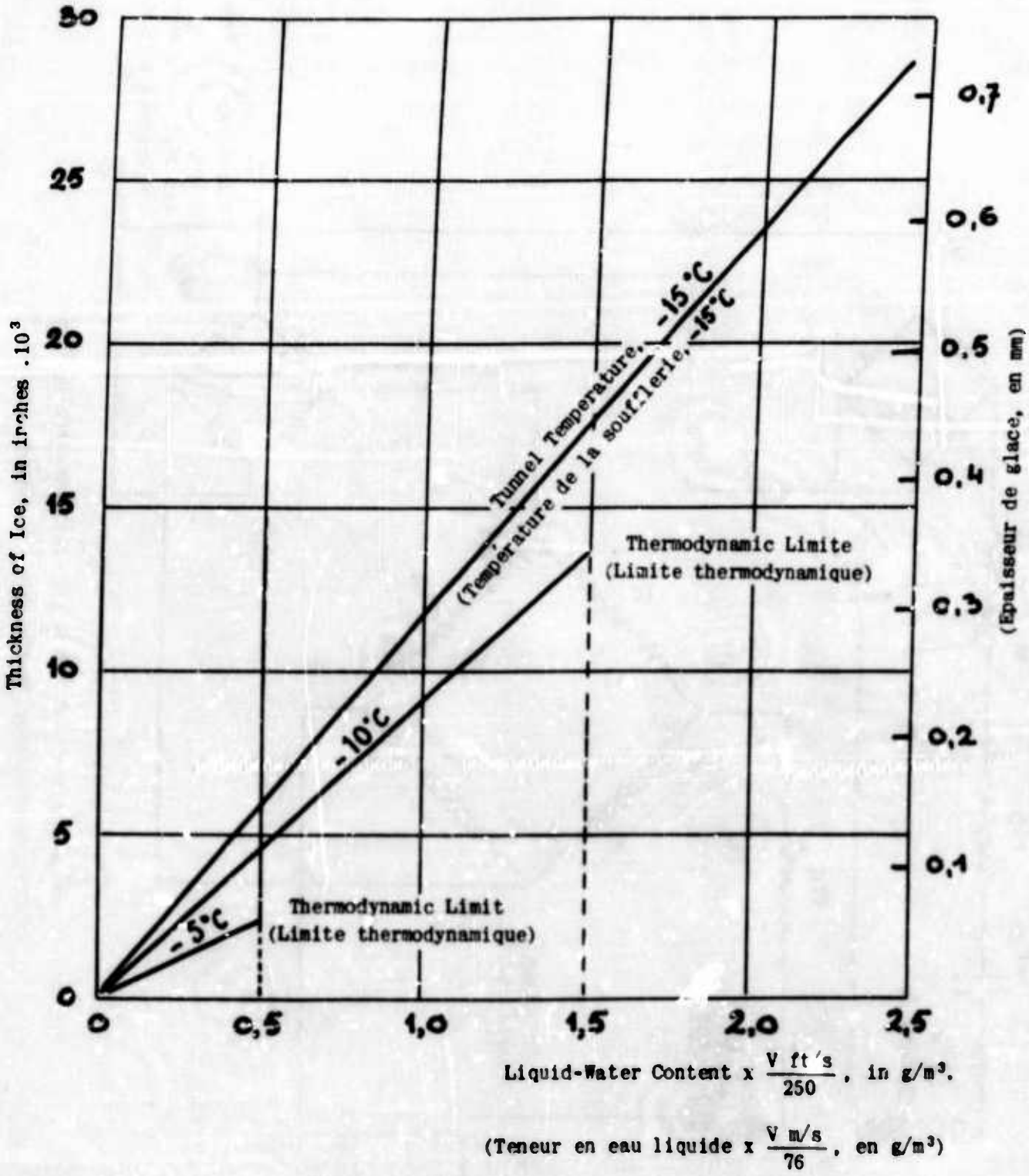


Fig.16 Calibration of the R.A.E. rotating disc ice-meter

Etalonnage de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant du R.A.E.

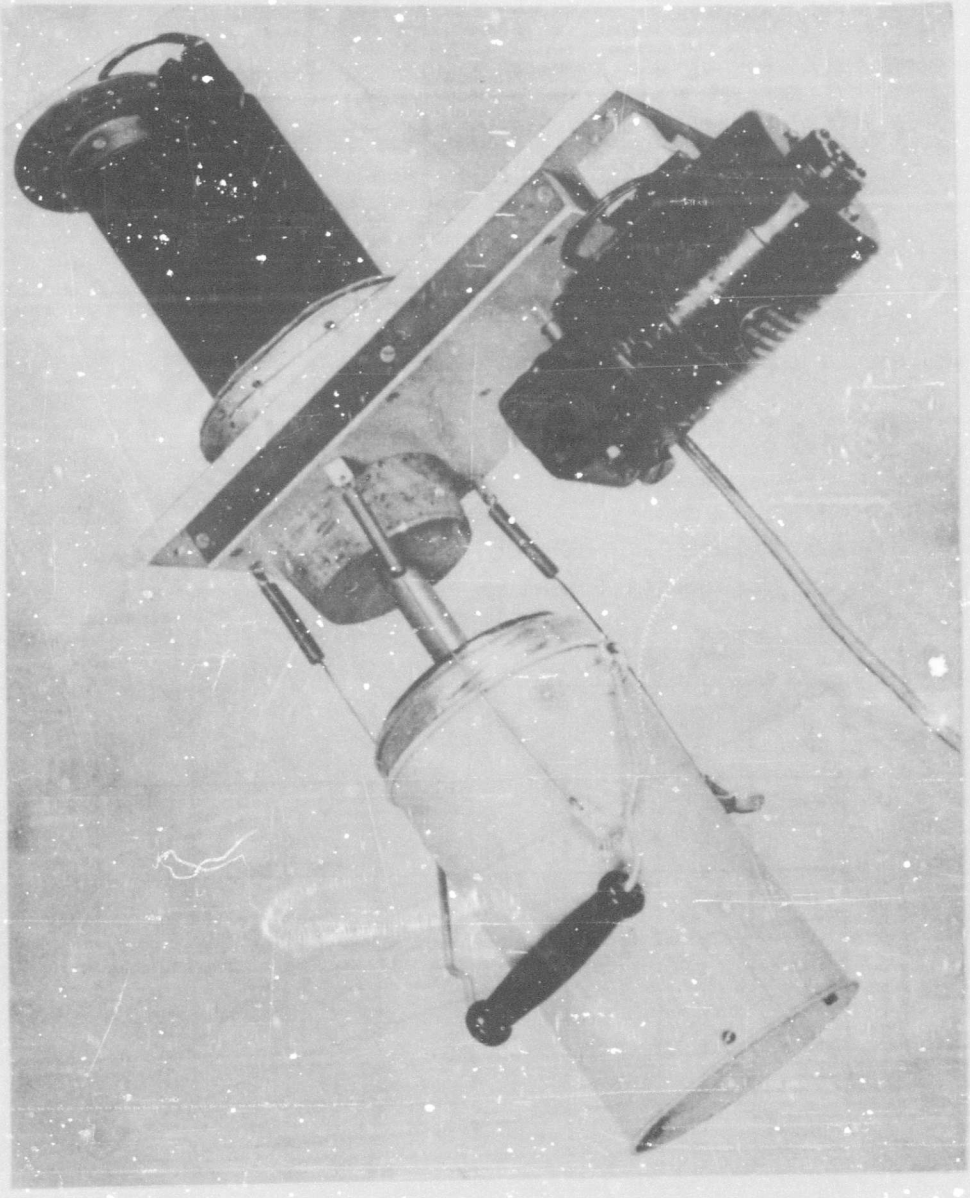


Fig. 17 Photograph of the R.A.E. cooled rotating disc ice-meter

Photographie de l'indicateur de vitesse de givrage à disque tournant refroidi du R.A.E.

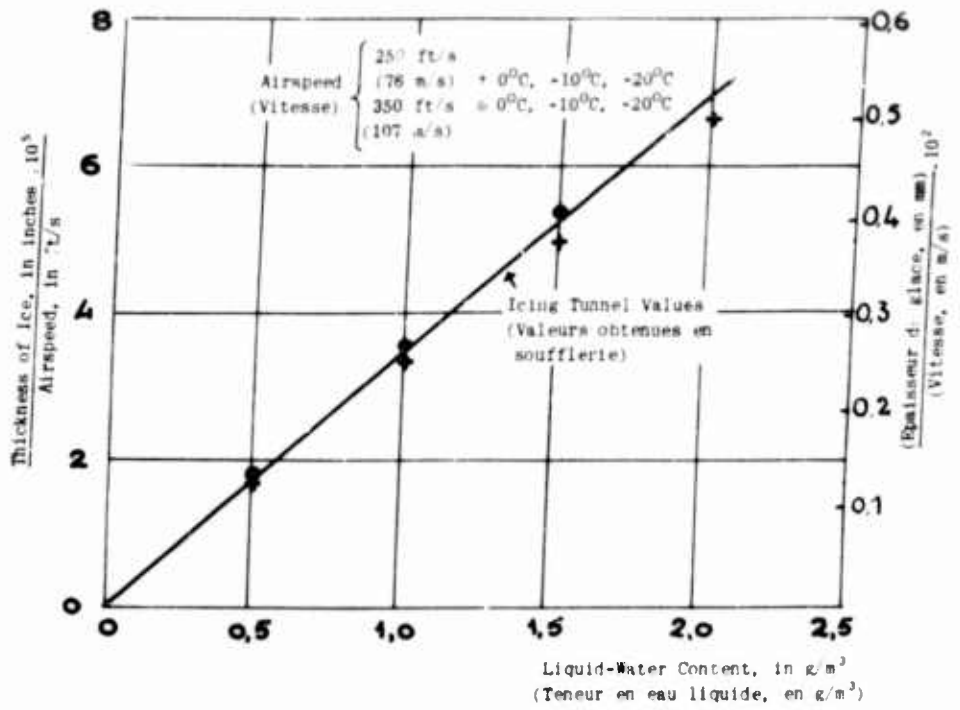


Fig. 18 Calibration of the R.A.E. cooled rotating disc ice-meter

Etalonnage de l'indicateur de vitesse de givrage R.A.E. à disque tournant refroidi

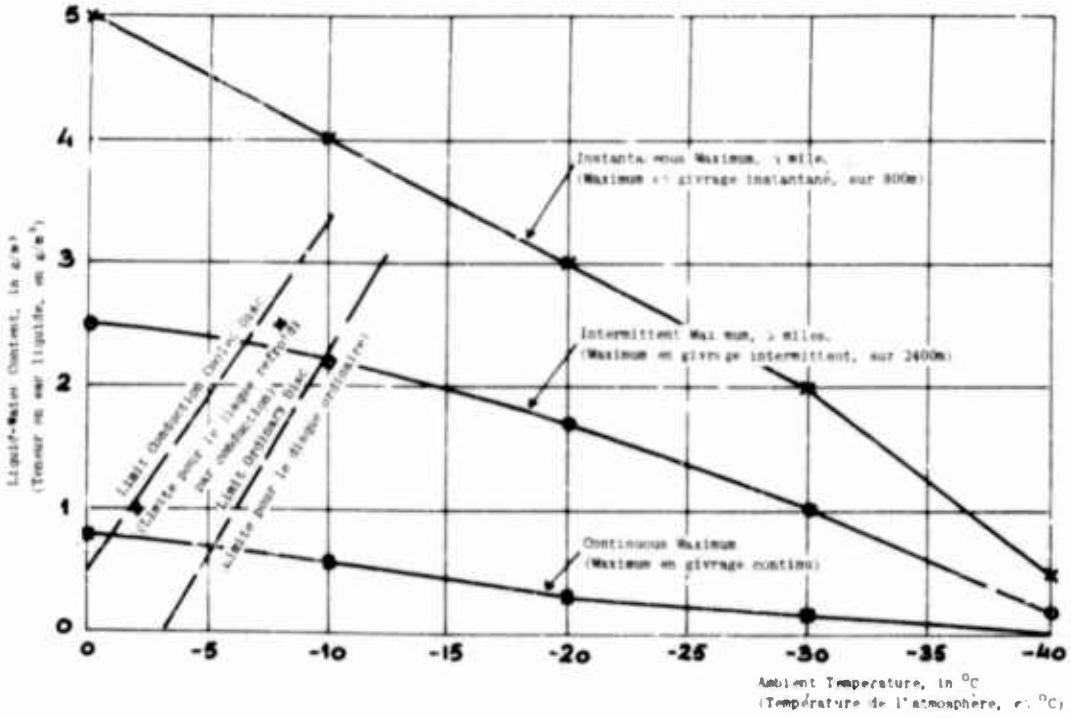


Fig. 19 Temperature and liquid-water content relationships, together with limits of rotating discs

Relation entre la température et la teneur en eau liquide avec limites d'emploi des indicateurs de vitesse de givrage à disque tournant

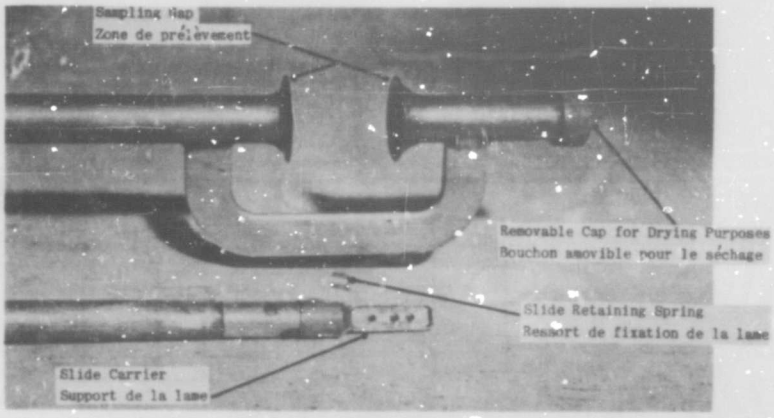
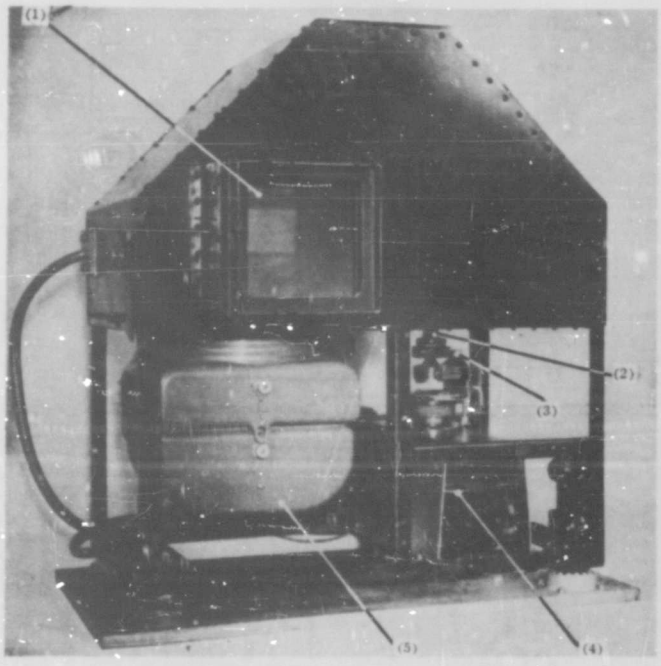


Fig.20 Droplet sampling apparatus
Appareil pour prélèvement de gouttelettes } (F.J. Bigg, R.A.E.)



(1) Focusing Screen. (Ecran de mise au point
(2) Lens (Lentille)
(3) Slide Holder. (Support de la lame)
(4) Light Source. (Source d'éclairage)
(5) Film Magazine. (Magasin a film)

Fig. 21 Oiled slide photomicrographic camera
Appareil pour microphotographies de films d'huile contenant les gouttelettes } Ref. 32

UNCLASSIFIED

AD 200674

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12 VIRGINIA

FOR
MICRO-CARD
CONTROL ONLY

4 OF 6

NOTICE: WHEN GOVERNMENT OR OTHER DRAWINGS, SPECIFICATIONS OR OTHER DATA ARE USED FOR ANY PURPOSE OTHER THAN IN CONNECTION WITH A DEFINITELY RELATED GOVERNMENT PROCUREMENT OPERATION, THE U. S. GOVERNMENT THEREBY INCURS NO RESPONSIBILITY, NOR ANY OBLIGATION WHATSOEVER; AND THE FACT THAT THE GOVERNMENT MAY HAVE FORMULATED, FURNISHED, OR IN ANY WAY SUPPLIED THE SAID DRAWINGS, SPECIFICATIONS, OR OTHER DATA IS NOT TO BE REGARDED BY IMPLICATION OR OTHERWISE AS IN ANY MANNER LICENSING THE HOLDER OR ANY OTHER PERSON OR CORPORATION, OR CONVEYING ANY RIGHTS OR PERMISSION TO MANUFACTURE, USE OR SELL ANY PATENTED INVENTION THAT MAY IN ANY WAY BE RELATED THERETO.

UNCLASSIFIED

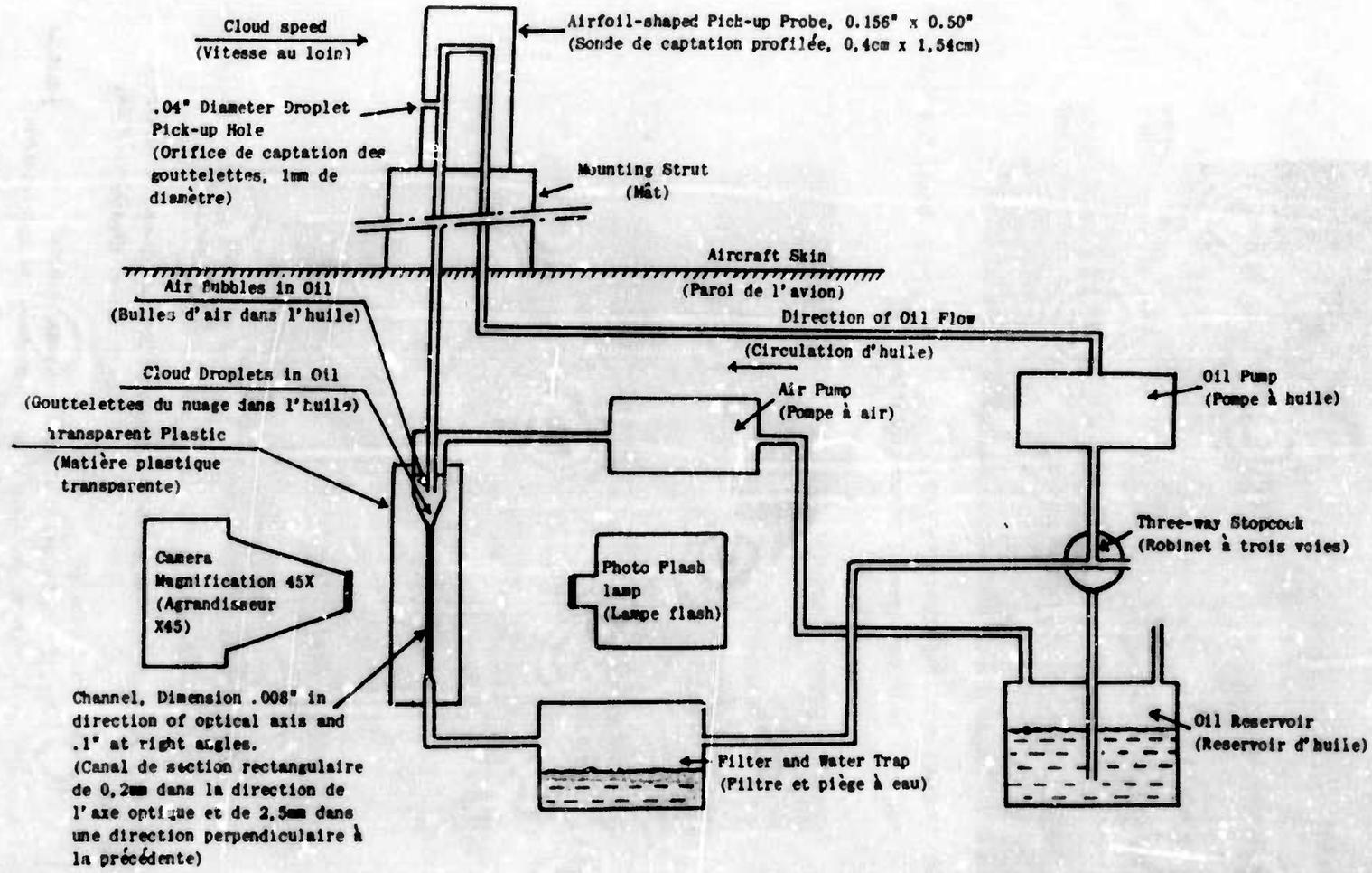


Fig.22 Schematic sketch of oil-stream aeroscope

Schème de l'appareil à courant d'huile pour photographie des gouttelettes

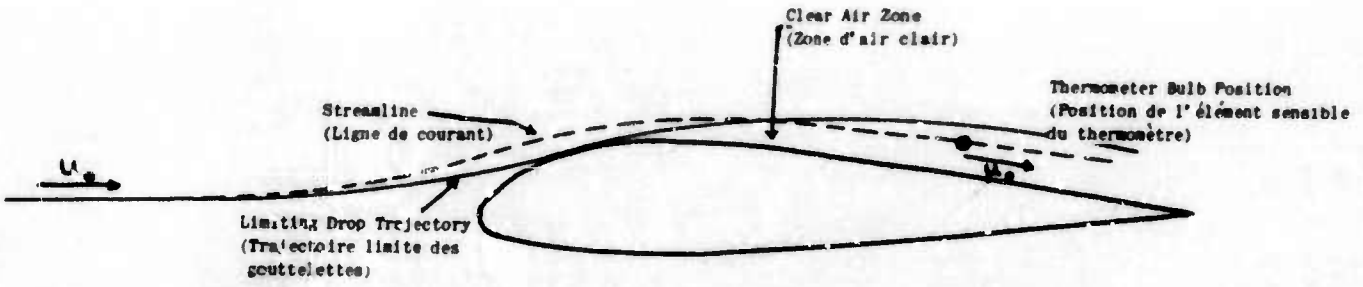


Fig. 23 Position of the thermometer bulb in clear air zone
Position de l'élément sensible du thermomètre dans une zone d'air clair

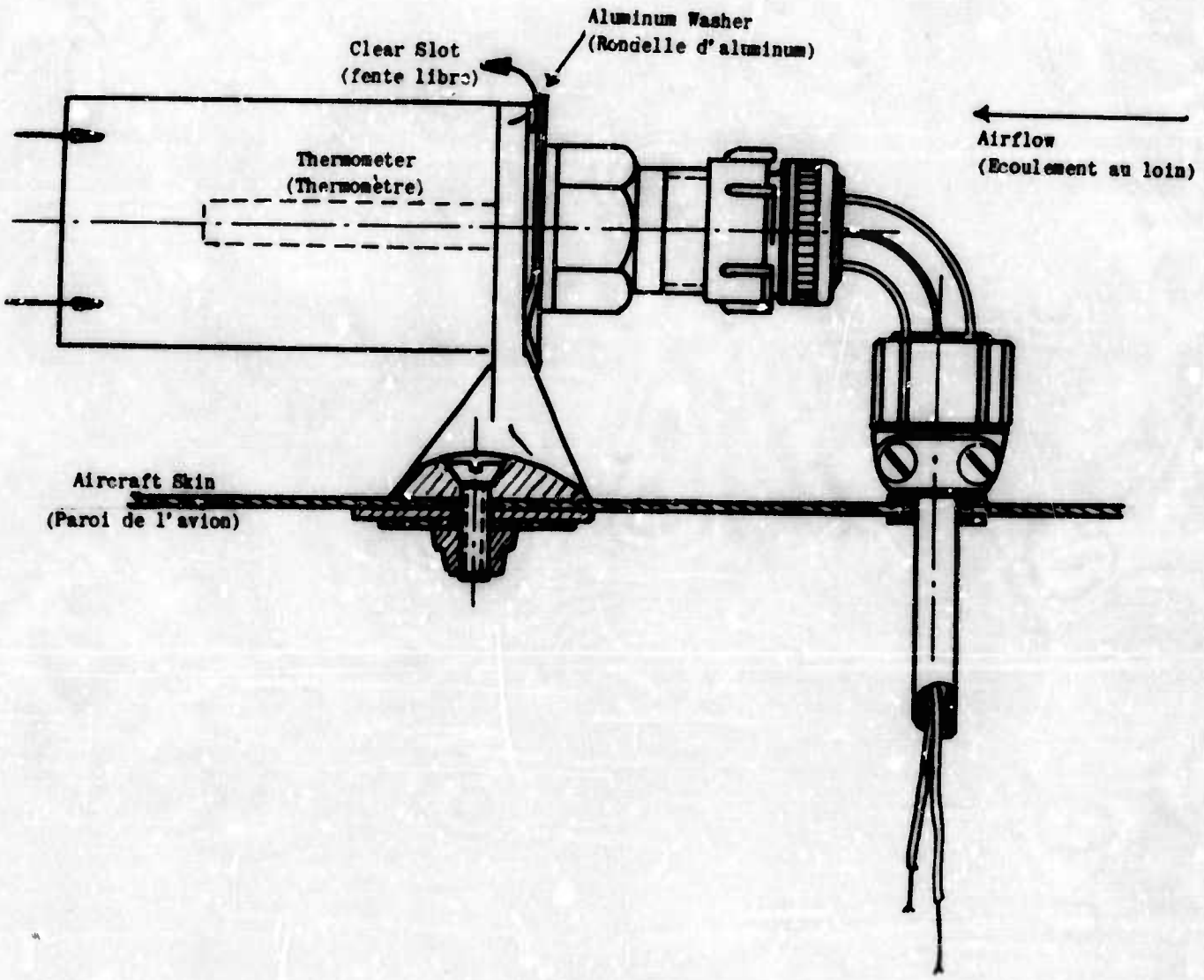


Fig. 24 Ice-tolerant thermometer
Thermomètre non soumis à l'influence du givrage

APPENDIX

STATISTICAL INSTRUMENTS NOW EMPLOYED

•

APPAREILS ACTUELLEMENT UTILISES POUR DES MESURES STATISTIQUES

•

D. Fraser and K.G. Pettit

APPENDIX

STATISTICAL INSTRUMENTS NOW EMPLOYED

APPAREILS ACTUELLEMENT UTILISES POUR DES MESURES STATISTIQUES

D. Fraser and K.G. Pettit*

1. NAE STATISTICAL ICING RECORDER[38, 39]

1.1 Component Parts of Icing Recorder

The icing recorder consists of the following components:

(a) *Pressure probe icing detector and pressure switch*

The detector gives a signal as soon as icing is encountered, and then produces icing signals at a rate which is a function of the rate-of-catch and of air temperature.

(b) *Air thermometer*

This is a standard resistance thermometer bulb mounted in an ice-tolerant housing, which is a simple modification of a standard housing. However, for high-speed aircraft a special anti-iced housing must be used.

(c) *Junction box*

This contains the automatic controls for operating the recorder, and the electronic part of the visual rate-of-icing meter.

1. APPAREIL ENREGISTREUR DE GIVRAGE DU N.A.E.[38, 39]

1.1 Eléments de l'Appareil Enregistreur de Givrage

L'appareil est constitué par les éléments suivants:

(a) *Sonde à orifices*

La sonde donne un signal sitôt que le givrage commence et fonctionne ainsi d'abord comme détecteur; ensuite, elle fournit une succession de signaux à un rythme qui est fonction du taux de captation et de la température de l'air, et se comporte comme un indicateur de vitesse de givrage.

(b) *Thermomètre*

C'est un thermomètre à résistance placé dans un enveloppe empêchant le givrage de l'élément sensible; cette enveloppe n'est qu'une simple modification de l'enveloppe habituelle.

(c) *Boîte de branchement*

Elle contient la commande automatique qui actionne l'appareil enregistreur et la partie électronique de l'indicateur de vitesse de givrage visuel.

---

*Low Temperature Laboratory, N.R.C., Canada

(d) *Pilot's control*

This has a circuit-breaker switch, a coding button to code the film, a test button, an amber light which appears intermittently each time an icing signal is given, and a green light which appears while the recorder is operating. A visual rate-of-icing meter is mounted in the control box.

(e) *Heated loop*

An NACA type heated loop can be added to record high rates-of-catch or transient liquid water-contents.

(f) *SFIM recorder*

The SFIM film recorder takes continuous traces of airspeed, altitude, temperature, and current through the heated loop when this is fitted. Binary signals are used for coding, and for signals from the icing detector. Time is obtained from an 8-day clock and is indicated on the film.

There is a 5-hour supply of film, running at about 1 inch per minute. The film must be changed in a dark-room, but this is no handicap, as the recommended procedure is to replace the recorder by a freshly loaded one - a simple operation. Later models have a removable film magazine.

(d) *Boîte de commande*

Elle est constituée par: un interrupteur, un bouton servant à marquer des références sur le film, un bouton pour essai de fonctionnement, un voyant lumineux jaune qui s'éclaire, par intermittences, à chaque signal de givrage, un voyant lumineux vert qui reste éclairé tant que l'enregistreur est en marche. L'indicateur de vitesse de givrage visuel est également monté dans la boîte de commande.

(e) *Boucle chauffée du N.A.C.A.*

Il conviendra de l'ajouter à l'ensemble, si l'on veut enregistrer des teneurs en eau liquide élevées ou des variations rapides de ces teneurs.

(f) *Appareil enregistreur SFIM*

Il enregistre, d'une manière continue, la vitesse de l'air, l'altitude, la température de l'air et, si la boucle chauffée est installée, le courant dans cette boucle. Sont également inscrits sur le film, les signaux binaires de référence et ceux provenant de la sonde. Le temps, fourni par un chronomètre à huit jours de marche, est inscrit sur le film.

Le film, qui se déroule à la vitesse de 2,5 cm/mn, a une durée de fonctionnement de 5 heures. Il doit être changé dans une chambre noire, ce qui n'est pas gênant puisqu'il est prévu, dans les instructions, de remplacer l'enregistreur par un autre nouvellement chargé, quand le film est terminé. Cependant, les derniers modèles d'appareil ont un magasin de film interchangeable.

1.2 Operation of the NAE Recorder

The NAE recorder works as follows:

(a) The switch on the control is put on at the same time as the other cockpit switches, before starting up the engines. This starts the recorder which then runs for one and a half minutes. During this time the date, flight number, etc. are coded on the film by pressing the coding button. If no further record appears on the film until the next flight number, this indicates that a flight has been made in which no icing was encountered. One film will record some 200 consecutive non-icing flights.

(b) As soon as a signal is received from the icing detector, the amber light flashes, and the recorder starts up, while the green light is showing, continuing to run until one and a half minutes have elapsed from the last icing signal.

This means that if the icing condition is continuous, and the rate-of-icing is greater than ½ in./hr or 1 gm/sq cm/hr (corresponding to 0.03 gm/cu m of liquid-water content at a true airspeed of 200 knots), the recorder operates continuously, so that the liquid-water content can be derived from the icing signals on the film.

1.2 Manoeuvre et Fonctionnement de l'Appareil du N.A.E.

La manoeuvre et le fonctionnement de l'appareil du N.A.E. sont les suivants:

(a) L'interrupteur de la boîte de commande est fermé, en même temps que d'autres interrupteurs du poste de pilotage, avant la mise en marche des moteurs. Ceci fait démarrer l'enregistreur qui tourne pendant 1,5 minutes; pendant ce temps, la date, le numéro du vol, etc. sont inscrits sur le film, par pression sur le bouton des références. Si aucun enregistrement ne figure sur le film à la suite du précédent numéro de vol, c'est que, dans le vol précédent, il n'y a pas du givrage; un même film peut enregistrer, environ, 200 vols consécutifs effectués sans givrage.

(b) Aussitôt qu'un signal est envoyé par le détecteur de givrage, le voyant jaune s'allume et l'appareil enregistreur démarre en même temps que s'éclaire le voyant vert; l'enregistreur fonctionne jusqu'à ce que 1,5 minutes se soient écoulées depuis le signal de givrage.

Ainsi, quand le givrage ne s'interrompt pas durant un temps supérieur à 1,5 minutes et quand la vitesse de dépôt de givre est supérieure à 1,25 cm/h (ce qui correspond à $1 g/cm^2.h$ soit, pour une vitesse de 360 km/h, à une teneur en eau liquide supérieure à $0,03 g/m^3$), l'enregistreur fonctionne de manière continue et la teneur en eau liquide peut se déduire de la fréquence des signaux sur le film.

If the icing is intermittent or the rate-of-icing is lower than the figure given above, the recorder will operate intermittently and the absolute liquid-water content cannot be derived. Even when a hot-wire loop is used, it is unlikely that the record from this will have sufficient magnitude to give a reliable reading of liquid-water content at such low values.

While the recorder is operating continuously, a quantitative rate-of-icing is presented visually. When the recorder is operating intermittently, the existence of an icing condition is indicated only by the occasional flashing of the amber light on the control box.

While the green light is on, indicating that the recorder is running, the aircrew may code the film by means of the coding button.

(c) To meet the requirements of certain airlines, the latest NAE recorder is completely automatic, being energised by the undercarriage switch and having no aircrew controls or signals. This recorder has only four basic components, viz:

(i) SFIM recorder

(ii) Icing detector

(iii) Temperature probe

(iv) Junction box.

Si le givrage est intermittent ou si la vitesse de givrage est inférieure à celle indiquée ci-dessus, l'enregistreur fonctionnera de manière intermittente et la teneur en eau liquide ne pourra pas être obtenue par lecture du film. Même si l'on enregistre également les indications de la boucle chauffée, il est improbable, pour d'aussi basses teneurs en eau liquide, que l'amplitude des déplacements soit suffisante pour permettre des lectures valables.

Quand l'enregistreur fonctionne de manière continue, on a quantitativement une indication visuelle de la vitesse de givrage. Quand le fonctionnement de l'enregistreur est intermittent, seule est signifiée l'existence du givrage par un éclairement bref du voyant jaune sur la boite de commande.

Quand le voyant vert est allumé, et, par conséquent, quand l'appareil enregistreur fonctionne, l'équipage peut, au moyen du bouton de références, inscrire des repères sur le film.

(c) Pour satisfaire les demandes de certaines lignes aériennes, le dernier enregistreur NAE a été rendu totalement automatique par l'utilisation du bouton de train d'atterrissage et en supprimant les commandes et les signalisations destinées à l'équipage. Cet enregistreur ne comporte que quatre éléments de base:

(i) l'enregistreur SFIM

(ii) le détecteur de givrage

(iii) la sonde de température

(iv) la boite de jonction.

A heated loop can be added for measuring high rates of catch, and visual indicators and code buttons can be plugged in to allow the recorder to be used on test or research aircraft. The SFIM recorder has been fitted with a daylight-loading magazine.

2. NACA PRESSURE TYPE ICING-RATE METER[40]

2.1 Component Parts of NACA Meter

The assembly, with later modification, consists of the following components:

(a) *Ice-collecting unit*

This consists of a pressure probe and a step-down transformer. In conjunction with the pressure-switch in the film recorder unit, the ice-collecting unit produces signals at a rate proportional to the rate-of-icing.

(b) *Film recorder unit*

This contains the film recording mechanism, airspeed and altitude capsules, pressure switch, and all the electrical circuits necessary for transmitting the movements to the recorder.

The film recorder gives continuous traces for altitude, temperature and airspeed and a binary signal from the ice-collecting unit. Time is obtained on the basis of a constant-speed film drive giving about 1 inch per minute, and the amount of film is sufficient for 4 hours of icing encounter.

Une boucle chauffée peut être ajoutée pour mesurer les taux de captation élevés; des signalisations visuelles et des boutons peuvent être mis en service pour utiliser l'enregistreur sur des avions d'essai ou de recherche.

Le SFIM a été équipé d'un magasin chargeable en plein jour.

2. APPAREIL ENREGISTREUR DE GIVRAGE DU N.A.C.A.[40]

2.1 Les Eléments

L'appareil avec ses derniers perfectionnements est constitué des éléments suivants:

(a) *Bloc de l'indicateur de vitesse de givrage*

Il comprend une sonde à orifices et un transformateur-abaisseur de tension. Ce bloc est destiné, par l'intermédiaire de l'interrupteur à membrane contenu dans un autre bloc, à produire des signaux à un rythme proportionnel à la vitesse de givrage.

(b) *Bloc de l'appareil enregistreur*

Il contient le mécanisme de mouvement du film, les capsules servant à la mesure de la vitesse et de l'altitude, l'interrupteur à membrane lié à l'indicateur de vitesse et tous les circuits électriques nécessaires pour transmettre les déplacements à l'enregistreur.

L'enregistrement de l'altitude, de la température et de la vitesse est continu. L'indicateur de vitesse de givrage envoie des signaux binaires. Le temps se repère à partir de la vitesse de déroulement du film qui est constante et voisine de 2,5 cm/mn. La provision du film est suffisante pour un fonctionnement continu de 4 heures.

(c) *Remote indicating panel*

This has a 'heat' indicating light which appears intermittently each time an icing signal is given, a 'recorder' light which appears while the film recorder mechanism is running, a light to indicate that the film is exhausted, and a push button to stop the recorder manually when desired.

(d) *Anti-iced pitot-static*

The assembly is provided with its own heated pitot-static tube.

2.2 Operation of the NACA Icing-Rate Meter

The operation of the NACA icing-rate meter is as follows.

(a) The system is switched on at the beginning of a flight. It is then activated, but does not operate till an icing signal is received from the ice-collector unit, when it starts to record automatically.

(b) As soon as an icing signal is received, the 'heat' indicating light flashes, the film recorder begins to run, and the recorder light appears. The recorder continues to run until ten minutes after the 'heat' light has ceased to indicate the existence of an icing condition. The rate at which the 'heat' light flashes gives an indication of the rate-of-icing but a visual rate-of-icing instrument can also be supplied.

Details of each icing encounter, including air temperature readings, are entered on an attached data sheet by the aircrew.

(c) *Panneau indicateur*

Sur ce panneau, se trouvent : un voyant 'chaleur' qui s'éclaire par intermittences, chaque fois que la sonde envoie un signal; un voyant 'enregistreur' qui est éclairé quand l'appareil enregistreur fonctionne; un voyant qui s'allume quand le film est épuisé, et un bouton d'arrêt de l'enregistreur si l'on veut supprimer l'automaticité de son fonctionnement.

(d) *Prise de pression totale et statique*

L'appareil comprend également ses propres prises de pression totale et statique, thermiquement antigivrées.

2.2 Manoeuvre et Fonctionnement de l'appareil du N.A.C.A.

La manoeuvre et le fonctionnement de l'appareil du N.A.C.A. sont les suivants:

(a) Le système est branché au début du vol. Il est ainsi rendu réceptif, mais il ne commence à fonctionner qu'au moment où la sonde à orifices givre et, de ce fait, envoie un signal.

(b) L'envoi du signal de givrage s'accompagne de l'éclairement du voyant 'chaleur', de la mise en route de l'enregistreur et de l'éclairement du voyant 'enregistreur'. Après le signal, l'enregistreur continue à marcher pendant 10 minutes, même si aucun autre signal n'est envoyé. Bien que la fréquence des éclairements du voyant 'chaleur' donne déjà une idée sur l'importance du givrage, un indicateur de vitesse de givrage visuel peut être également fourni avec l'appareil.

Des détails sur chaque vol en nuage givrant, y compris les lectures de la température atmosphérique, sont inscrits par l'équipage, sur un registre.

CHAPTER 4

ICING WIND TUNNEL TESTS

•

ESSAIS EN SOUFFLERIE DE GIVRAGE

•

R.B. Morrison, J.A. Nicholls, R.E. Cullen, H.E. Stubbs

CONTENTS

	Page
LIST OF FIGURES	161
1. INTRODUCTION	165
1.1 Various Types of Icing Tunnels	165
1.2 Nature of Icing Tunnel Tests	166
1.3 Economy of Installation of an Icing Tunnel	167
2. CONDITIONS TO BE SIMULATED IN AN ICING WIND TUNNEL	167
2.1 Speed	168
2.2 Temperature	168
2.3 Liquid Water Content	169
2.4 Droplet Size and Size Distribution	169
2.5 Ice Particles	169
3. DESIGN CONSIDERATIONS FOR AN ICING WIND TUNNEL	170
3.1 Settling Chamber	170
3.2 Droplet Production Equipment	171
3.3 Inlet Nozzle	173
3.4 Test Section	173
3.5 Power Section	174
3.6 Diffuser	175
3.7 Refrigeration	175
4. EVALUATION OF THE RESULTS OF ICING WIND TUNNELS	179
4.1 Similitude	179
4.2 Conditions in the Test Section	181
4.3 Conclusions	183
APPENDIX I - Brief Description of Some Icing Wind Tunnel Facilities	185
APPENDIX II - Various Refrigeration Cycles	199
REFERENCES	206
FIGURES	208

TABLE DES MATIERES

	Page
LISTE DES FIGURES	163
1. INTRODUCTION	165
1.1 Diverses Catégories de Soufflerics de Givrage	165
1.2 Nature des Essais en Soufflerics de Givrage	166
1.3 Economie de l'Installation d'une Soufflerie de Givrage	167
2. CONDITIONS DE GIVRAGE A REPRODUIRE EN SOUFFLERIE	167
2.1 Vitesse	168
2.2 Température	168
2.3 Teneur en Eau Liquide	169
2.4 Diamètre des Gouttelettes et Loi de Distribution des Diamètres	169
2.5 Cristaux de Glace	169
3. CONSTITUTION D'UN SOUFFLERIE DE GIVRAGE	170
3.1 Chambre de Tranquillisation	170
3.2 Dispositif de Pulvérisation	171
3.3 Collecteur	173
3.4 Veine d'Essai	173
3.5 Organe Moteur	174
3.6 Diffuseur	175
3.7 Refroidissement	175
4. INTERPRETATION DES RESULTATS OBTENUS DANS UNE SOUFFLERIE DE GIVRAGE	179
4.1 Similitude	179
4.2 Conditions dans la Veine d'Essai	181
4.3 Conclusions	183
APPENDICE I - Brève Description de Quelques Soufflories de Givrage	185
APPENDICE II - Divers Cycles de Refroidissement	199
REFERENCES	206
FIGURES	208

LIST OF FIGURES

		Page
Fig.1	Centrifugal acceleration of a drop versus time in traversing the inlet nozzle	208
Fig.2	Inlet nozzle profile	208
Fig.3	Induced flow tunnel	209
Fig.4	Temperature-entropy diagram	210
Fig.5	Pressure-volume diagram	210
Fig.6	Photograph of Lewis Icing Tunnel (N.A.C.A.)	211
Fig.7	NACA Icing Tunnel Circuit	212
Fig.8	Photograph of spray system into the test section of the NACA tunnel	213
Fig.9	Cross-section of NACA air-water atomizing spray nozzle	214
Fig.10	Photograph of NRC Icing Tunnel	214
Fig.11	NRC Icing Tunnel Circuit	215
Fig.12	Calibration data for NRC concentric nozzle in still air for air pressures above 15 lb/in.^{2}	216
Fig.13	Ejector system	217
Fig.14	Experimental plot of mass ratio versus tunnel velocity	218
Fig.15	Sample of cloud produced by turbine	219
Fig.16	Sample of cloud produced by air aspirated spray nozzle	219
Fig.17	Mont-Lachat Icing Tunnel	220
Fig.18	Photograph of RAE spray nozzle and mast assembly	221
Fig.19	RAE air blast atomiser	221
Fig.20	Air cycle components	222
Fig.21	Cycle 1 : low pressure, open	223
Fig.22	Cycle 2 : high pressure, open	224

Page

Fig. 23 Cycle 3 : closed system 225

Fig. 24 Cycle 4 : ejector driven, open 226

Fig. 25 Cycle 5 : vapor-compression system, open 227

LISTE DES FIGURES

		Page
Fig. 1	Accélération radiale d'une goutte en fonction du temps, lors du parcours du collecteur	208
Fig. 2	Profil du collecteur	208
Fig. 3	Soufflerie à induction	209
Fig. 4	Diagramme température-entropie	210
Fig. 5	Diagramme pression-volume	210
Fig. 6	Photographie de la soufflerie du N.A.C.A.	211
Fig. 7	Schéma de la soufflerie de givrage du N.A.C.A.	212
Fig. 8	Photographie du dispositif de pulvérisation de la soufflerie du N.A.C.A.	213
Fig. 9	Coupe du pulvérisateur pneumatique du N.A.C.A.	214
Fig. 10	Photographie des souffleries de givrage du N.R.C.	214
Fig. 11	Schéma des souffleries de givrage du N.R.C.	215
Fig. 12	Etalonnage, en air calme et pour des pressions supérieures à 1,05 kg/cm^2, du pulvérisateur NRC	216
Fig. 13	Ejecteur	217
Fig. 14	Courbe expérimentale du rapport de la masse induite à la masse inductrice en fonction de la vitesse de la soufflerie	218
Fig. 15	Echantillon de nuage produit par condensation	219
Fig. 16	Echantillon de nuage produit par pulvérisation	219
Fig. 17	Soufflerie du Mont-Lachat	220
Fig. 18	Photographie du pulvérisateur RAE et de son montage	221
Fig. 19	Pulvérisateur pneumatique RAE	221
Fig. 20	Parties constitutives du cycle de l'air dans une soufflerie de givrage	222
Fig. 21	Cycle 1 : basse pression, ouvert	223

		Page
Fig.22	Cycle 2 : haute pression, ouvert	224
Fig.23	Cycle 3 : circuit fermé	225
Fig.24	Cycle 4 : dispositif avec éjecteur, ouvert	226
Fig.25	Cycle 5 : machine frigorifique à compression, ouvert	227

CHAPTER 4

ICING WIND TUNNEL TESTS • ESSAIS EN SOUFFLERIE DE GIVRAGE

R.B. Morrison, J.A. Nicholls, R.E. Cullen, H.E. Stubbs*

1. INTRODUCTION

The choice of a tunnel design for icing studies depends upon the usage it will receive.

Basic research on the fundamentals of the icing phenomenon usually requires modest but flexible equipment as compared to aircraft component testing which exacts complete and elaborate facilities and instrumentation.

1.1 Various Types of Icing Tunnels

The *basic research* type of the equipment would engage in small scale studies, involving the behaviour of droplets in flow fields, their impingement upon various surfaces and the removal of the resulting ice formations. Work such as this would be difficult to separate from the subjects of Cloud Physics, Meteorology and Aerosols.

Development testing immediately places a requirement on the minimum size of a facility which is useful. Engineering data for the design of a particular ice removal system is the aim of most tests and a tunnel capable of simulating icing clouds is required. This latter stipulation is exceedingly difficult to obtain in a single wind tunnel if one considers the range of aircraft speeds and meteorological conditions encountered.

1. INTRODUCTION

Les caractéristiques de la soufflerie de givrage que l'on se propose de construire dépendent des études qui doivent y être entreprises.

Les recherches fondamentales sur le phénomène du givrage ne demandent, d'habitude, qu'un équipement modeste mais qui puisse se modifier aisément; au contraire, les essais d'éléments d'avions exigent une installation et des instruments complètement et soigneusement adaptés.

1.1 Diverses Catégories de Souffleries de Givrage

Le type d'équipement pour les *recherches fondamentales* devrait correspondre aux études à échelle réduite, telles que le comportement des gouttelettes d'eau dans les écoulements, la captation de ces gouttelettes sur les parois de formes variées, l'enlèvement des dépôts de glace sur de telles parois. Il paraît difficile de distinguer ces recherches de celles qui concernent la physique des nuages, la météorologie, l'étude des aérosols.

Dans le cas d'*essais techniques*, se pose immédiatement le problème des dimensions minimums à donner à l'installation. La plupart des essais réclamés par l'ingénieur ont pour but d'obtenir des données de départ pour l'établissement d'un système particulier de dégivrage ou d'antigivrage et il est alors nécessaire de reproduire, dans la soufflerie, un nuage givrant naturel. Il est excessivement difficile, avec une seule soufflerie, de reproduire un tel nuage, à la fois pour tout le domaine des vitesses d'avions et pour toutes les conditions météorologiques rencontrées en vol.

*University of Michigan, U.S.A.

If the tunnel is to operate with *transonic velocities* special features must be introduced, such as slotted walls in the test section, through which some of the flow is bled off. The design of such features is complicated by the need to keep the equipment free of ice.

1.2 Nature of Icing Tunnel Tests

In Section 2 of this Chapter, the meteorological and aerodynamic conditions required to simulate aircraft icing encounters adequately are considered. Such considerations have great bearing on the design of the icing tunnel. However, one must also consider the type and extent of the tests to be conducted in the tunnel in order to define the design criteria completely. Accordingly, it appears worthwhile to indicate the tests that are normally desired by the aircraft manufacturer, product designer, and researcher.

Some of the prime tests are those of testing *anti-icing* and *de-icing systems*. In such tests, a wide range of icing conditions must be simulated in order to investigate the power densities required for a successful anti-icing system.

The work load of the ice protection device is determined not only by the meteorological conditions, but also by the geometry of the projecting surfaces of the aircraft. Hence, *drop trajectory* and *accretion studies* are indicated.

The *aerodynamic effects* caused by the ice formation will be of interest to the aerodynamicist and power-plant engineer. Study of these may require that a suitable force measuring system be incorporated in the tunnel.

Also, there are the many and varied tests concerned with development of *instruments* that can be used accurately under icing conditions.

Si la soufflerie doit fonctionner dans le *domaine transonique*, des dispositions spéciales doivent être prises: par exemple, les parois de la veine d'expérience doivent être munies de fentes, permettant la sortie d'une partie de l'air qui circule dans la soufflerie et ces fentes doivent être évidemment antigivrées.

1.2 Nature des Essais en Souffleries de Givrage

Les conditions météorologiques et aérodynamiques nécessaires pour reproduire convenablement le givrage en vol, conditions examinées à la section 2, interviennent de manière fondamentale dans le projet de la soufflerie de givrage. Cependant, dans un tel projet, on doit tenir compte aussi du type et de l'étendue des essais à effectuer dans la soufflerie et, de ce fait, il paraît utile de signaler ceux que demandent normalement le constructeur d'avion, le projeteur de fabrication, le chercheur.

Sont de première importance les essais qui concernent le fonctionnement des *systèmes d'antigivrage* et *de dégivrage*. Dans de tels essais, une gamme très étendue de conditions de givrage doit être reproduite en vue de rechercher les limites de puissance que nécessite l'efficacité du système de défense.

Les conditions de fonctionnement du système de protection sont définies non seulement par les données météorologiques mais aussi par la géométrie de l'avion, de sorte que les études de *trajectoires de gouttelettes* et de *conditions de dépôt de glace* sont nécessaires.

Les *effets aérodynamiques* qu'entraîne le dépôt de glace sont intéressants à connaître et la mesure de ces effets nécessite la présence d'un dispositif dynamométrique convenable dans l'équipement de la soufflerie.

Il reste, enfin, à prévoir les essais, nombreux et variés, des *instruments* construits en vue de fonctionner avec exactitude dans les conditions de givrage.

1.3 Economy of Instaliation of an Icing Tunnel

The cost associated with the design, construction and operation of wind tunnel facilities usually dictates a limit to the number of such specialized facilities which can be tolerated within any country. It would be advantageous then to conserve, in specialized tunnel designs, those features which will allow the tunnel to be converted quickly to conventional use or to some other specialized study. Icing tunnels usually possess the same requirements for test section flow as conventional tunnels, imposing, in addition, several difficult standards peculiar to this field. However, these requirements do not conflict with those of conventional tunnels.

As can be seen from the brief resumé, the nature of icing tests may impose several criteria to be considered in the design of an icing tunnel. Many times, several of these criteria may be neglected. However, where all criteria must be met, the ingenuity of the designer is taxed and some compromises are required. Again, these compromises must be made subject to the limitations of the accuracy demanded as well as to the economic aspects.

2. CONDITIONS TO BE SIMULATED IN AN ICING WIND TUNNEL

There are large spatial variations in cloud properties so that flying aircraft encounter rapidly varying icing conditions. It should be remembered that the data indicated in Chapter 2 represent average values in a cloud or system of clouds and not the true state of the cloud at any one point at one time. The duplication of the transient cloud phenomena in a wind tunnel would, however, offer considerable difficulty and it is questionable if any important advantage would be obtained by such transient tests.

1.3 Economie de l'Installation d'une Soufflerie de Givrage

Le prix qu'entraînent le projet, la construction et la mise en oeuvre des installations de souffleries, fixe habituellement une limite au nombre des souffleries spécialisées qui peuvent être envisagées dans un pays. Il pourrait être, dès lors, avantageux de prévoir des souffleries spécialisées pouvant être rapidement transformées en une soufflerie permettant soit les essais aérodynamiques habituels, soit d'autres essais spécialisés. Les souffleries de givrage demandent, dans la veine d'expérience, les mêmes installations que les souffleries classiques et, en outre, quelques dispositifs propres, particulièrement difficiles à réaliser. Cependant, ces derniers dispositifs ne gênent pratiquement pas l'utilisation de la soufflerie pour les études aérodynamiques habituelles.

Comme le montre ce bref aperçu, la nature des essais de givrage impose plusieurs obligations qui doivent être prises en considération dans le projet d'une soufflerie de givrage. Souvent, on peut s'affranchir de certaines de ces obligations mais, si l'on veut tenir compte de l'ensemble, le talent du projeteur est mis à contribution pour justifier certains compromis qui sont en relation avec l'exactitude des résultats à obtenir et les aspects économiques du problème.

2. CONDITIONS DE GIVRAGE A REPRODUIRE EN SOUFFLERIE

Il convient de rappeler que les caractéristiques des nuages, indiquées au chapitre 2, sont des valeurs moyennes dans le temps et dans l'espace et qu'en particulier, les conditions de givrage auxquelles se trouve soumis un avion en vol varient rapidement. Il serait difficile de reproduire, en soufflerie, les variations des conditions nuageuses et la question se pose de savoir si un avantage important résulterait de la réalisation de ces essais en régime transitoire.

The specification of conditions which an icing tunnel shall be capable of simulating is a matter of judgement based on available information about icing conditions (see Chapter 2).

2.1 Speed

Modern aircraft represent a speed range from the very low of the helicopter to supersonic for a fighter. Excess speeds are or will be encountered for the case of pilotless aircraft or missiles.

Aerodynamic heating will, however, as was stated in Chapter 1, eliminate the icing problem at and above some supersonic speed and substitute another problem of erosion; this problem may become acute for the case of re-entry of a high-speed ballistic type vehicle.

As flight speeds approach sonic, the problems associated with icing studies increase in difficulty. Extreme complications in tunnel tests are encountered in the transonic range because of the acceleration and expansion of the air in the convergent section of the tunnel prior to the test section. Design of icing tunnel facilities above speeds of about 400 m.p.h. should receive careful consideration and planning (see Section 4.2). Modified standard procedures of tunnel design can be used up to these speeds.

2.2 Temperature

A large number of severe icing conditions are encountered in the range of temperatures between $0^{o}C$ and $-20^{o}C$ with few below $-25^{o}C$ (see Chapter 1). A practical range of working temperatures for an icing tunnel appears to be from $-30^{o}C$ to $0^{o}C$.

Les domaines des conditions à réaliser dans une soufflerie de givrage doivent etre appréciés d'après les informations obtenues dans la prospection en vol dont il a été parlé au chapitre 2.

2.1 Vitesse

La vitesse des avions modernes varie depuis celle, très basse, de l'hélicoptère, jusqu'à celle du chasseur. Des vitesses encore plus élevées se rencontrent, ou se rencontreront, pour des engins ou des avions sans pilote. Cependant, comme on l'a vu au chapitre 1, à partir d'une certaine vitesse, voisine de la célérité du son, l'échauffement aérodynamique élimine le problème du givrage; il intervient alors un problème d'érosion, particulièrement important dans le cas d'un engin balistique de grande vitesse.

Quand la vitesse de vol approche de la célérité du son, les problèmes que pose l'étude du givrage croissent en difficulté. A cause de l'accélération et de la détente de l'air dans le convergent de la soufflerie qui précède la veine d'expérience, des complications énormes interviennent pour des essais dans le domaine transonique. Un projet d'installation de soufflerie de givrage fonctionnant à une vitesse supérieure à environ 200 m/s nécessiterait une étude préliminaire très soignée (voir section 4.2), tandis que, jusqu'à cette vitesse, les procédés habituels de construction des souffleries conviendraient, moyennant quelques modifications.

2.2 Température

C'est entre $0^{o}C$ et $-20^{o}C$ que, généralement, se situent les conditions de givrage les plus sévères (voir chapitre 1). Pour une soufflerie de givrage, il semble que les limites pratiques de la température d'emploi doivent être $-30^{o}C$ et $0^{o}C$.

2.3 Liquid Water Content

Up to 3 gm/cu m of liquid water content should be available in icing tunnels to permit tests of a basic nature or to allow for usual conditions in testing ice protection systems. Liquid water contents under 1 gm/cu m will however be most used (see Chapter 1).

2.4 Droplet Size and Size Distribution

For basic research purposes, a flow containing droplets of a single size would be desirable. However, since convenient techniques for producing large numbers of droplets of a single size are not known, it is necessary to specify the drop size in terms of an average diameter, that is the volume median diameter (see Chapter 1). A volume median diameter range between 10 microns and 40 microns includes nearly all icing conditions and should be a satisfactory specification for the capabilities of an icing tunnel. The size distribution of the droplets should be reasonably similar to those found in natural clouds (see Chapter 1).

2.5 Ice Particles

Under certain conditions, the supercooled droplets in an icing tunnel freeze to ice particles. The conditions and relationships governing the formation and growth of the ice are quite complicated.

2.3 Teneur en Eau Liquide

Pour permettre des expériences de caractère fondamental ou pour pousser les essais des systèmes de défense jusqu'à des conditions extrêmes, il serait bon que la teneur en eau liquide d'un nuage puisse atteindre, en soufflerie de givrage, 3 grammes par mètre cube. Cependant, les teneurs en eau liquide inférieures à 1 gramme par mètre cube seront les plus utilisées (voir chapitre 1).

2.4 Diamètre des Gouttelettes et Loi de Distribution des Diamètres

Pour des recherches à caractère fondamental, il serait désirable d'avoir un nuage formé de gouttelettes de même diamètre (nuage uniforme). Cependant, il n'existe pas de technique permettant d'obtenir un très grand nombre de gouttelettes de même diamètre et l'on est ramené à caractériser les dimensions des gouttelettes par un diamètre moyen qui est le diamètre volumique médian (chapitre 1).

Les nuages givrants ont à peu près tous des diamètres volumiques médians compris entre 10 et 40 microns et il y aurait tout lieu de se montrer satisfait si les installations de givrage artificiel permettaient de faire varier le diamètre médian dans cet intervalle. En outre, la courbe de distribution des diamètres devrait convenablement s'approcher de celle que l'on trouve dans les nuages naturels (chapitre 1).

2.5 Cristaux de Glace

Dans certaines conditions, les gouttelettes d'eau surfondue peuvent, dans une soufflerie de givrage, se congeler. Le mécanisme régissant la formation et la croissance des cristaux de glace est très compliqué.

Since even a few ice particles influence the results of icing tests, they should ordinarily be avoided in simulation. If they cannot be controlled, or if they are required for the test, a determination of the fraction of ice particles must be made to evaluate the results properly.

3. DESIGN CONSIDERATIONS FOR AN ICING WIND TUNNEL

Design considerations for an icing wind tunnel must include all of those commonly met in conventional tunnels in addition to those arising from the meteorological aspects. Among the former requirements are those of uniform flow, low turbulence level, approximate performance ranges, and, of course, inexpensive design and operation. Superimposed on these are those factors that must be controlled in order to simulate correctly the icing condition. This phase is discussed elsewhere.

Ordinarily, an icing tunnel includes a settling chamber, water sprays, entrance nozzle, test section, diffuser, power section, refrigeration equipment, and return ducting in the case of a closed return tunnel. The presence of a supercooled cloud imposes certain complications on these components, and it is proposed to discuss these problems individually.

3.1 Settling Chamber

A settling chamber provides a low velocity region in the wind tunnel before the flow is accelerated to the velocity of the test section, thus reducing the turbulence in the test section, and the greater the contraction, the lower the turbulence.

Puisque les résultats des essais de givrage sont influencés par la présence des cristaux, même si ceux-ci sont en faible proportion, il serait habituellement nécessaire d'empêcher leur formation dans la soufflerie. S'il est impossible d'empêcher cette formation ou si la présence de cristaux est jugée utile pour certains essais, la détermination de la fraction congelée s'impose pour une interprétation correcte des résultats.

3. CONSTITUTION D'UNE SOUFFLERIE DE GIVRAGE

Une soufflerie de givrage doit satisfaire, d'abord aux diverses conditions que l'on impose aux souffleries classiques : écoulement uniforme dans la veine d'expérience, turbulence faible dans cette veine, domaine de vitesses convenable et, naturellement, projet et construction aussi peu coûteux que possible. En outre, la soufflerie de givrage doit pouvoir reproduire et contrôler les conditions météorologiques de givrage.

Habituellement, une soufflerie de givrage comprend une chambre de tranquillisation, des pulvérisateurs d'eau, un collecteur, une veine d'expérience, un diffuseur, un organe moteur, un dispositif de réfrigération et une canalisation de retour dans le cas d'une soufflerie à retour. La présence d'un nuage d'eau surfondue entraîne certaines complications dans la réalisation des diverses parties de la soufflerie et nous allons examiner individuellement les problèmes particuliers qui se posent.

3.1 Chambre de Tranquillisation

Avant d'être accéléré jusqu'à atteindre la vitesse de la veine d'essai, le courant a, dans la chambre de tranquillisation, une faible vitesse; plus grande sera la contraction, c'est-à-dire le rapport entre les aires des sections droites de la chambre de tranquillisation et de la veine d'essai, plus faible sera la turbulence dans la veine.

The screens or honeycombs that are frequently installed in the settling chambers of ordinary tunnels cannot be used in an icing tunnel because they collect ice. Therefore, the suppression of turbulence in an icing tunnel depends on a high concentration ratio between the areas of the settling chamber and the test section[9].

The settling chamber is also an ideal place to introduce the water droplets since they will then have more time to cool and become uniformly distributed in the air stream. Furthermore, the apparatus for producing the spray will create least turbulence in the test section if it is placed here.

3.2 Droplet Production Equipment

A suitable droplet distribution of supercooled water is vital to the success of any icing studies and much effort has been expended to obtain it, with varying degrees of success.

The usual techniques used in drop production involve the formation of a liquid water sheet and a means for the breaking up of the sheet into droplets. The size of drops obtained by this method is a function of many variables and to attain experimentally a desired distribution of drop size is a difficult task.

Although high pressure solid injection nozzles, whirling disk atomizers, vibrating capillaries, and other means of producing drops have specialized application in icing studies, *gas-atomizating spray nozzles* have received the most attention as a means toward making artificial clouds. This type of nozzle usually utilizes a high velocity airstream to break up the liquid into fine drops. Droplet size distributions obtained from these nozzles can be made to approximate those of a cloud quite closely.

Les grilles ou les nids d'abeilles qui sont fréquemment installés dans les chambres de tranquillisation des souffleries classiques, ne peuvent plus être utilisés dans une soufflerie de givrage car ils se recouvrent de givre. Ainsi, le niveau de turbulence dans une soufflerie de givrage ne peut être abaissé que par la contraction, qui devra être aussi grande que possible[9].

La chambre de tranquillisation est la place de choix pour l'introduction des gouttelettes d'eau dans le courant d'air puisqu'elles auront, à partir de cette chambre, plus de temps pour se refroidir et pour se distribuer uniformément. En outre, le dispositif de pulvérisation, s'il est placé dans la chambre, créera une moindre turbulence dans la veine que s'il était situé plus en aval.

3.2 Dispositif de Pulvérisation

Le dispositif de pulvérisation doit permettre d'avoir une loi de distribution des diamètres des gouttelettes aussi voisine que possible de celle qui existe dans les nuages naturels. Un gros effort, plus ou moins couronné de succès, a été fait dans ce but.

Les techniques habituelles pour l'obtention de gouttes consistent à former une nappe liquide mince et à la briser pour la réduire en gouttelettes. Les dimensions des gouttes ainsi produites dépendent de plusieurs variables et obtenir la loi de distribution souhaitée est toujours une tâche difficile.

Divers procédés, tels que l'utilisation de pulvérisateurs homogènes à forte pression, de disques tournants munis de couteaux, de capillaires maintenus en vibration, ont pu servir à des études spéciales de givrage; cependant, ce sont les *pulvérisateurs pneumatiques*, utilisant un courant d'air à grande vitesse pour réduire l'eau en fines gouttelettes, qui sont utilisés en soufflerie de givrage; on peut, à l'aide de ces pulvérisateurs, arriver à se rapprocher très sensiblement de la loi de distribution en diamètres qui existe dans les nuages naturels.

The design of air atomization nozzles is an art and much trial and error is employed before a suitable spray is obtained. The air blast may be looked at as a miniature supersonic nozzle where the air is expanded from feed pressure to atmospheric pressure with the ensuing velocity increase and the static temperature drop.

Care should be exercised to avoid static temperatures below -40°C where spontaneous ice nuclei are formed. To prevent this situation the atomizing air or the water or both are usually heated prior to entry into nozzles. Further information about gas-atomizing nozzles is given in References 1 to 8.

In the design of the *spray array*, the number of nozzles may be decided by the spray coverage provided by a single nozzle at the maximum tunnel velocity. Each spray nozzle must be capable of passing sufficient water to satisfy liquid water content requirements. Some water may evaporate in the tunnel nozzle but this quantity will be small compared to the design maximum liquid water content and in general can be neglected from a design standpoint.

Another method of droplet manufacture integrally connected with the refrigeration system and which appears promising is the *expansion of air saturated with water vapour*. This is the process by which natural clouds are formed and, if the process could be duplicated, the resulting droplets should closely resemble those of natural clouds. The processes in clouds, however, are quite leisurely compared to those that could be obtained in a test facility, and it remains to be shown that the method is feasible. This technique is discussed further under refrigeration equipment.

La réalisation de pulvérisateurs pneumatiques convenables a comporté nécessairement une succession de tentatives permettant finalement d'obtenir le meilleur dessin. De toute manière, le pulvérisateur se présente comme une tuyère supersonique en miniature dans laquelle l'air, détendu de la pression génératrice à la pression atmosphérique, voit sa vitesse augmenter et sa température diminuer.

Des dispositions doivent être prises pour éviter que la température des gouttelettes formées ne soit pas trop basse : en particulier, au dessous de -40°C, on aurait formation spontanée de germes cristallins dans les gouttelettes. Pour empêcher toute congélation, on chauffe habituellement l'eau ou l'air ou les deux avant leur entrée dans le pulvérisateur. Des détails plus complets sur les pulvérisateurs pneumatiques se trouvent donnés dans les références 1 à 8.

Le nombre d'éléments de la *batterie de pulvérisateurs* doit être choisi d'après l'aire balayée, à la vitesse maximum de la soufflerie, par le nuage produit par un seul élément. En outre, chaque pulvérisateur doit pouvoir débiter une quantité d'eau suffisante pour satisfaire aux exigences de la teneur en eau du nuage. Un peu d'eau est évaporée dans le collecteur de la soufflerie, mais cette quantité, petite par rapport à la teneur maximum prévue, peut en général être négligée.

Une autre méthode de production du nuage, entièrement liée au procédé de réfrigération, est pleine d'intérêt : c'est la *détente de l'air saturé de vapeur d'eau*. Cette méthode copie le mécanisme suivant lequel les nuages naturels se forment le plus souvent et, si ce mécanisme était exactement imité, les gouttelettes formées ressembleraient beaucoup à celles des nuages naturels. Il reste à montrer que la méthode est utilisable, la détente que l'on peut réaliser dans une soufflerie ne pouvant reproduire les évolutions atmosphériques. Cette technique de production des nuages est discutée plus loin à propos des installations de réfrigération.

3.3 Inlet Nozzle

The inlet nozzle serves to accelerate the air and entrained water droplet to the velocity of the test section. The *inlet design* can seriously affect the distribution of drops in the test section, for the transverse force on drops following a curved streamline can result in a centrifugal acceleration on the larger drops toward the center of the stream, thereby upsetting the uniformity of drop distribution across the tunnel.

A number of inlet shapes have been evaluated based on this centrifugal action by comparing the displacement of a droplet from its original air streamline as the droplet and air are accelerated into the tunnel[10]. In such an analysis, the droplet is assumed to have the same speed as the streamline nearest the wall and to obey Stokes' law. These calculations of the lateral displacement of a droplet will be on the conservative side, as the radius of curvature of the drop path is always greater than that used in the calculations. As in conventional tunnels, a shape giving constant acceleration along the axis seems to be satisfactory, wherein the length is adjusted so as to give reasonable accelerations with consideration also of the effects of wall friction and boundary layer growth.

The radial acceleration present on a 30 micron-drop traversing such a constant axial acceleration inlet is shown in Figure 1. In this case, the test section was one foot square, the length of the inlet section, 9 ft, and the test section velocity, 300 ft/sec. The co-ordinates of this nozzle are shown in Figure 2. Under the above conditions it is calculated that a 30 micron-drop would be displaced 0.08 in. by the time it reaches the test section.

3.4 Test Section

The nature of the tests determines the *shape* and characteristics of the test section.

3.3 Collecteur

Le collecteur sert à faire passer l'air chargé de gouttelettes d'eau de la vitesse dans la chambre à la vitesse dans la veine. La *forme* de ce collecteur peut affecter sérieusement la répartition des gouttelettes dans la veine, car l'accélération transversale des gouttelettes, qui existe quand les lignes de courant sont courbes, provoque une centrifugation des gouttelettes vers l'axe du courant, et d'autant plus que les gouttelettes sont plus grosses.

Diverses formes de collecteurs ont été comparées en étudiant, pour chacune d'elles, l'écartement, à partir de la ligne de courant origine, de la gouttelette entraînée dans la soufflerie[10]. Dans cette étude, on suppose que les vitesses de l'air et de la gouttelette, bien que n'ayant pas même direction, ont même module et que le mouvement relatif de la gouttelette par rapport à l'air obéit à la loi de Stokes; dans ces conditions, le calcul conduit à un déplacement latéral de la gouttelette inférieur au déplacement réel. La forme de collecteur utilisée dans les souffleries classiques et conduisant à une accélération constante le long de l'axe semble être satisfaisante, sa longueur étant choisie de telle sorte que, tout en conservant une accélération axiale raisonnable, les effets dus au frottement sur la paroi et à l'épaississement de la couche-limite ne soient pas gênants.

Le résultat du calcul est donné pour un collecteur à accélération axiale constante de 270 cm de longueur et conduisant à une veine d'essai de 9,3dm^2 où la vitesse est de 90 m/s (fig.2). L'accélération radiale d'une gouttelette de 30 microns lors du parcours du collecteur est donnée sur la figure 1; le déplacement latéral d'une telle goutte serait de 2 mm durant ce parcours.

3.4 Veine d'Essai

La nature des essais détermine la *forme* et les caractéristiques de la veine d'essai.

Although circular sections are stronger, a square or rectangular cross section is probably the most flexible as it provides ease of mounting for two dimensional models, has advantages for optical studies, and is the least expensive. Where the majority of tests are to be on propellers or bodies of revolution, it would be advantageous to use circular or octagonal sections.

Bien qu'une section circulaire ait une résistance à la déformation plus grande, une section carrée ou rectangulaire présente de nombreux avantages : facilité de montage de modèles en écoulement bidimensionnel; installations de visualisation optique plus simples; prix moindre. Toutefois, si les essais portent en majorité sur des hélices ou des corps de révolution, il serait avantageux d'avoir une section circulaire ou octogonale.

The icing cloud in the test section imposes certain *additional requirements*. All protuberances should be anti-iced. Test section windows can fog or ice and it is desirable, if not always essential, to provide for heated windows such as those having an electrically conductive transparent film. Icing tests also require additional power leads or ducting to the model for purposes of de-icing or anti-icing. Instrumentation problems are complex in as much as measurements of the meteorological conditions are required in addition to the usual aerodynamic information. These measurements would include those of temperature, pressure, liquidwater content, anddrop size distribution. All the instruments must be protected from icing.

La présence d'un nuage givrant dans la veine d'essai impose certaines *obligations supplémentaires* : toute protubérance doit être antigivrée; il est souhaitable, bien que pas toujours essentiel, que les parois transparentes soient chauffées, par exemple à l'aide d'un film transparent conducteur, parcouru par un courant électrique, et cela afin d'éviter le dépôt de buée ou de givre. Les essais de givrage nécessitent aussi l'installation de conducteurs électriques ou de canalisations arrivant à la maquette à dégivrer ou à antigivrer. Les problèmes d'instrumentation sont complexes puisque des mesures de conditions météorologiques s'ajoutent aux mesures aérodynamiques habituelles: ainsi devra-t-on mesurer la température, la pression, la teneur en eau liquide, le diamètre des gouttes. Tous les instruments devront être protégés du givrage.

3.5 Power Section

Usually the power section utilizes a *fan* which is placed in a low velocity section downstream of the test section. If the tunnel has a closed return, straighteners may be required to take out the rotation induced in the flow by the fan. Both fan and straighteners may have to be protected against icing. There is also the danger that pieces of ice will be shed from the model under test and impinge on the fan and straighteners. Screens can be inserted to protect against such occurrences, but they may ice up.

3.5 Organe Moteur

Habituellement le courant d'air dans la buse est provoqué par un *ventilateur* placé dans une région de basse vitesse, à l'aval de la veine d'essai. Si la soufflerie est à retour, des aubages redresseurs sont nécessaires pour éliminer la rotation provoquée dans l'écoulement par le ventilateur, et les redresseurs doivent être protégés du givrage. Des morceaux de glace peuvent se détacher de la maquette essayée et venir frapper le ventilateur et les redresseurs; des grillages, placés avant le ventilateur, peuvent arrêter les gros morceaux, mais ces grillages ont également l'inconvénient de givrer.

The tunnel can also be powered by an *ejector* and this has some advantages in icing work. A schematic drawing of an induced flow tunnel is shown in Figure 3. In such a configuration, a driving jet is used to induce the main flow through the tunnel. Utilizing ejector slots on the wall, as shown, eliminates any obstructions in the icing stream and is a great advantage. Ordinarily, the driver fluid is well above freezing, which prevents ice formation on the downstream tunnel components. In case of a return type tunnel, an amount of air equal to the driver flow rate is bled off at some point in the cycle. Increased refrigeration capacity is required to handle the heat load of the driver. The main disadvantage of the induction systems is the lower efficiency compared with more conventional means, but in many applications this consideration must be of secondary importance.

3.6 Diffuser

The diffuser presents no special difficulties in an icing wind tunnel, and should be designed in the same way as the diffuser in an ordinary tunnel.

3.7 Refrigeration

There are many refrigeration cycles that may be utilized in an icing wind tunnel facility and the choice depends upon many factors such as the services and equipment available at the site.

(a) To study the case of a *closed return tunnel;* consider, on thermodynamic diagrams, the possible refrigeration cycles that could be used. Figures 4 and 5 are temperature-entropy and pressure-volume diagrams illustrating the possible processes by which air can be cooled.

La soufflerie peut aussi être actionnée par un *éjecteur* et ceci présente des avantages dans les études de givrage. Un schéma de soufflerie à induction est représenté sur la figure 3: une éjection d'air comprimé à travers des fentes prévues dans la paroi, provoque le courant d'air principal dans la soufflerie. Le grand avantage de ce dispositif est d'éviter la présence de tout obstacle dans le courant de nuage givrant. Ordinairement, le fluide injecté est très au-dessus de zéro degré, de sorte que la glace ne peut se former sur les éléments de la soufflerie situés en aval de l'éjecteur. Dans le cas d'un tunnel à retour, un débit d'air égal à celui qui est injecté se trouve refoulé à l'extérieur en une section convenable du circuit. Un accroissement de puissance frigorifique est nécessaire pour compenser l'apport de chaleur par l'air injecté puis refoulé au cours d'un cycle. Le principal inconvénient du système à induction est son rendement, inférieur à celui des souffleries plus classiques, mais, dans beaucoup d'applications, cette considération peut être d'importance secondaire.

3.6 Diffuseur

La réalisation d'un diffuseur d'une soufflerie de givrage ne présente pas de difficultés particulières; on le construira comme pour une soufflerie ordinaire.

3.7 Refroidissement

Plusieurs cycles de refroidissement peuvent être utilisés dans une installation de soufflerie de givrage et le choix dépend de plusieurs facteurs, en particulier des possibilités au lieu d'établissement.

(a) Considérons, sur les diagrammes thermodynamiques, les cycles de refroidissement d'air qui pourraient être utilisés dans le cas d'un *tunnel à retour*. La figure 4 est le diagramme température-entropie; la figure 5, le diagramme pression-volume.

The most obvious path is that of *direct cooling of the air at constant pressure* by a low temperature source (path A to B). This would involve a heat-exchanger supplied by a cold vapor or liquid such as by standard freon gas compression refrigeration. The cost of the refrigeration-equipment is, in this case, quite large. The freon cooling coils will frost if the air entering these coils is humid and such frost particles could serve as nuclei which could cause freeze-out of the supercooled droplets.

Another possible cycle is the *direct isentropic expansion of atmospheric air* (path A to E) to a sub-atmospheric pressure. After the test section, the air is compressed back to atmospheric pressure. This process eliminates the need of a heat exchanger and the power requirements are minimized because the weight flow of air is small at these reduced pressures. The system has the disadvantage of producing a low density airstream which does not duplicate actual atmospheric icing conditions. The entire tunnel system is under vacuum conditions during operation and the structural problems associated with the construction of such a tunnel would be large.

The cycle represented by path ACDB, with *refrigeration of compressed air*, seems to offer much promise as a means of air cycle refrigeration. Air is compressed isentropically from A to C; heat is rejected from C to D; air is expanded isentropically from D to B. $(T_A - T_B)$ represents the temperature reduction obtained from the process. Compression inefficiencies would require a higher compression power to obtain a given pressure rise giving a higher compressed air temperature (point C′). This higher compression temperature would reflect in a higher required heat transfer in order to obtain temperature T_D. Inefficiencies of the turbine expansion would yield a higher expanded air temperature (point B′). As would be expected, higher compression ratios yield lower final

Le procédé le plus simple est le *refroidissement de l'air à pression constante* à l'aide d'une source froide (chemin de A à B). Ce procédé implique l'existence d'un échangeur alimenté par un fluide froid, par exemple, par du fréon fourni par une machine frigorifique à compression. Le prix d'un tel équipement frigorifique est très élevé. Les serpentins refroidisseurs parcourus par le fréon givrent si l'air est humide et les particules de glace servent de noyaux pouvant provoquer la cessation de surfusion des gouttelettes du nuage givrant.

Un autre cycle possible est la *détente isentropique directe de l'air atmosphérique* (chemin de A à E). En aval de la veine d'essai, l'air est comprimé, pour le ramener à la pression atmosphérique. Ce procédé élimine l'échangeur et la demande en puissance est réduite car, à faible pression, le poids d'air refroidi est petit. Le cycle a l'inconvénient de produire un courant d'air à faible pression qui ne permet pas de reproduire les conditions réelles de givrage atmosphérique. En outre, la soufflerie tout entière est en dépression au cours du fonctionnement et des problèmes de structure importants se posent pour la construction.

Le refroidissement de l'air comprimé suivi de détente (chemin ACDB) parait être un cycle plus intéressant : l'air est comprimé isentropiquement, de A à C; de la chaleur est enlevée à l'air, de C à D; l'air est détendu isentropiquement, de D à B. Le refroidissement obtenu au cours de l'opération est T_A-T_B. En fait, la non-réversibilité de la compression demande un travail de compression plus élevé que celui prévu par le diagramme pour arriver à la même pression p_3; la température est donc supérieure à T_C à la fin de la compression (point C′). Pour obtenir, par refroidissement de l'air comprimé, la température T_D, il faut donc enlever plus de chaleur. De même, la non-réversibilité de la détente dans la turbine conduit à une température plus élevée de l'air détendu à la pression p_2 (point B′). Comme il fallait s'y attendre, plus élevé sera le rapport de compression, plus basse sera la température

temperatures as long as the heat exchanger can handle the load (Fig.5).

finale pour un même refroidissement (fig.5) mais encore faut-il que l'échangeur de chaleur puisse supporter la pression réalisée.

(b) In designing the refrigeration for an icing wind tunnel, it is important to consider methods for *controlling the temperature of the air stream.* It is desirable that tunnel operators be able to maintain its temperature at any fixed value and also be able to change the temperature to another value quickly. The second characteristic avoids excessive delays while taking data at different temperatures and permits tests simulating transient conditions such as when an aircraft flies into an air mass of a different temperature.

(b) Dans le projet de refroidissement d'une soufflerie de givrage, il convient d'étudier avec soin les méthodes de *contrôle de la température du courant d'air.* Il est souhaitable, en effet, que les expérimentateurs puissent, d'une part, maintenir la température à une valeur fixée à l'avance, d'autre part, passer rapidement d'une température à une autre. Cette dernière condition, si elle est satisfaite, évite des pertes de temps quand il est nécessaire d'étudier un phénomène en fonction de la température et permet des essais reproduisant les conditions transitoires qui se présentent quand un avion vole dans une atmosphère où la température évolue rapidement.

The chief difficulty in controlling the temperature is that the large thermal capacity of the refrigeration equipment (which represents the preponderant part of the thermal capacity of the whole tunnel) responds very sluggishly to changes in the operating controls of the refrigeration equipment. In order to obtain rapid control of the tunnel temperature it is necessary to de-couple the thermal capacity of the refrigeration system from that of the tunnel and provide means of regulating the temperature other than through the refrigerator.

La principale difficulté que l'on rencontre dans le contrôle de la température est que la grande capacité thermique de l'installation frigorifique, qui représente la plus grande partie de la capacité thermique de l'ensemble de la soufflerie, freine considérablement les variations que commandent les appareils de contrôle de cette installation. En vue de réduire l'inertie thermique de la soufflerie, il est nécessaire de séparer la capacité thermique de l'installation frigorifique de celle de la soufflerie et de trouver le moyen de régler la température autrement que par action sur la machine frigorifique.

One way to do this is to divide the air stream so that only part of it passes in contact with the cooling coils, the two streams being mixed again before passing through the other parts of the tunnel. Then, by controlling the fraction of air that passes in contact with the cooling coils, the tunnel temperature could be controlled.

Un premier moyen consiste à diviser le courant d'air en deux, de sorte qu'une partie seulement de ce courant soit refroidie par les serpentins, les deux parties se mélangeant à nouveau pour parcourir le reste du circuit de la soufflerie. Le contrôle de la température dans la veine se fait alors en réglant la fraction de courant qui passe dans l'échangeur.

Another way to control the temperature is to have a warm and a cold brine reservoir, using the refrigeration equipment to cool the cold reservoir. A mixture of brine from the two reservoirs can then be circulated through the cooling coils of the tunnel, and by controlling the fraction drawn from the two reservoirs, the tunnel temperature can be controlled. Considerable brine storage is needed for this method but there is an advantage that a smaller refrigeration plant is required since it can run long periods of time extracting the heat that enters the cold brine during the few hours of tunnel operation.

Un autre moyen est d'avoir deux réservoirs contenant l'un de la saumure chaude, l'autre de la saumure froide, cette dernière étant refroidie par la machine frigorifique. Dans l'échangeur de la soufflerie, passe alors un mélange des deux saumures fait dans des proportions que règle à chaque instant la sonde thermique située dans la veine. Une quantité considérable de saumure est immobilisée par ce procédé mais, en compensation, la puissance frigorifique de l'installation peut être réduite, puisque la grande masse de saumure permet le stokage du froid: la saumure sera refroidie non seulement au cours du fonctionnement de la soufflerie mais encore pendant les longues périodes où la soufflerie est inactive.

(c) *Open end tunnels* in which air is drawn from the atmosphere, passes through the tunnel, and is then exhausted, can be used to advantage in northern latitudes or high elevation where there is cold natural air. Where installations are at a high elevation, the atmosphere may also furnish natural supercooled clouds.

(c) Des *souffleries type Eiffel*, pour lesquelles l'air est pris puis, après avoir traversé la buse, rejeté dans l'atmosphère, peuvent être utilisées avec profit dans les régions de grande latitude ou altitude où l'air est naturellement froid. Si les installations sont à une altitude élevée, il est, en outre, possible d'utiliser des nuages givrants naturels.

Open circuit tunnels are inexpensive to build, easier to operate, and, in general, represent the minimum of difficulty from ice particles; on the other hand, they are costly of refrigeration unless naturally cold air is available.

Les souffleries type Eiffel sont de construction bon marché, de manipulation facile et, en général, la présence de particules de glace y crée le minimum de difficultes. En revanche, le refroidissement de ces souffleries est coûteux à moins que l'air soit, dans l'atmosphère, assez froid pour pouvoir être directement utilisé.

On the other hand, closed circuit wind tunnels, either of the vapor compression type or of the air cycle type, offer year round service and the best economy of refrigeration, requiring in exchange costly tunnel design. They can be made of the variable density type, but this introduces additional structural considerations.

En comparaison, les souffleries à retour, quel que soit le type d'installation frigorifique (compression de vapeur ou compression d'air) permet un service continu durant toute l'année et une économie de puissance frigorifique; le prix de la construction est plus élevé. Ces souffleries peuvent être à densité variable, mais cela introduit des problèmes de structure supplémentaires.

4. EVALUATION OF THE RESULTS OF ICING WIND TUNNELS

Even a well designed icing wind tunnel is deficient in a number of respects in its reproduction of the icing conditions found in flight, and these must be kept in mind when using tunnels or evaluating results from them. The two chief deficiencies of wind tunnels are failure to achieve similitude in the smaller scale of the tunnel and failure to reproduce icing conditions in the test section.

4.1 Similitude

In order for conditions in the wind tunnel to be comparable to those in an icing cloud encountered in flight, it is necessary first to take account of *conditions of similitude of Mechanics of Suspensions*, as described in Chapter 1. The two conditions of similitude governing drop impingement are that the quantities should be the same in flight as in the test (see Chapter 1), viz.

$$R_\infty = \frac{U_\infty D \rho_a}{\mu_a} \quad \text{and} \quad \psi = 18 \frac{\rho_a C}{\rho_d D}$$

The consequence of the similarity conditions are that when the scale of the body is changed by a factor n, other quantities must be changed thus:

4. INTERPRETATION DES RESULTATS OBTENUS DANS UNE SOUFFLERIE DE GIVRAGE

Même bien projetée, une soufflerie de givrage ne saurait reproduire en tous points les conditions de givrage que l'on rencontre en vol et cela doit toujours être présent à l'esprit dans l'utilisation des souffleries ou dans l'interprétation des résultats qu'elles ont fournis. Les deux principales imperfections, de caractère systématique, des souffleries de givrage sont, d'une part, que la similitude entre les phénomènes en vol et les essais à échelle réduite, en soufflerie n'est pas complètement réalisée et, d'autre part que la reproduction dans la veine des conditions naturelles de givrage n'est pas entièrement assurée.

4.1 Similitude

Pour que les conditions de givrage dans une soufflerie soient comparables à celles rencontrées au cours d'un vol, il est d'abord nécessaire de tenir compte des *conditions de similitude de la Mécanique des Suspensions*, exposées au chapitre 1. On sait que les deux conditions de similitude régissant l'impact des gouttelettes sur le corps étudié sont fixées par les deux paramètres (voir chapitre 1)

Comme conséquence des conditions de similitude, la modification de l'échelle des dimensions, quand on passe du corps au modèle en soufflerie, entraîne la modification d'autres grandeurs (passage de la grandeur G du corps à la grandeur G′ du modèle):

$$C' = nC; \quad D' = nD; \quad U'_\infty = U_\infty/n;$$

$$\rho'_a = \rho_a \quad \mu'_a = \mu_a$$

where dashed quantities indicate test conditions and undashed flight conditions. Therefore, the size of the model can be reduced and similarity maintained only by reducing the diameter of the droplets and increasing the velocity. In most cases, it is not possible to increase the velocity to any great extent, and small scale experimentation cannot achieve similitude with its full scale counterpart.

Furthermore, if the purpose of the test is to study an anti-icing or a thermal de-icing system, it is also necessary to conform to *conditions of similitude concerning heat transfer and mass transfer.*

The additional conditions for similitude when heat transfer is taking place are that each of the parameters

Ainsi, les dimensions du corps ne peuvent être réduites, tout en maintenant la similitude, que si le diamètre des gouttelettes est diminué et si la vitesse est augmentée dans le même rapport. Dans la plupart des cas, il n'est pas possible d'accroître beaucoup la vitesse et, par suite, l'expérimentation à petite échelle est incapable de reproduire exactement les phénomènes en vraie grandeur.

En outre, si le but de l'essai est d'étudier un dispositif d'antigivrage ou de dégivrage thermique, il faut également satisfaire aux *conditions de similitude régissant le transport de chaleur et le transport de masse.* D'autres conditions de similitude interviennent quand il y a échange de chaleur : ces conditions peuvent être définies par l'identité, dans l'essai et en vol, des paramètres

$$\chi = \frac{L_v}{Tc_p}; \quad \Xi = \frac{w}{\rho_a}; \quad P_e = \frac{U_\infty C}{a} = \frac{U_\infty C}{\nu} \cdot \frac{\nu}{a} = R_\infty P_r$$

should have the same value in the test as in flight. In these expressions, L_v is the latent heat of vaporization of the water, T is a temperature that characterizes the system, c_p is the specific heat capacity of the air, w is the liquid-water content of the air, and a is the thermal diffusivity of the air. It is an immediate consequence of the first condition that, if water and air are used in the test, the temperature of the test must be the same as those in flight. The second and third conditions introduce parameters which, with a proper choice of the independent variables, could be neglected in treating the mechanical phenomena alone, but which cannot be disregarded when heat is transferred.

No new considerations are introduced by mass transfer, and if the conditions for similarity with heat transfer are satisfied, those for mass transfer will be as well.

Dans ces expressions, L_v est la chaleur latente de vaporisation de l'eau, T est une température qui caractérise le système, c_p est la chaleur spécifique de l'air, w est la teneur en eau liquide de l'air et a la diffusivité thermique de l'air. Puisque l'air et l'eau interviennent toujours dans l'essai, la valeur du paramètre χ ne peut être la même dans l'essai et en vol que si les températures sont les mêmes au cours de l'essai et au cours du vol. Les paramètres Ξ et P_e, peuvent ne pas intervenir dans le phénomène mécanique seul si l'on choisit convenablement les variables indépendantes mais pour l'étude de la transmission de chaleur, ils doivent être pris en considération.

Si les conditions de similitude pour le transport de chaleur sont satisfaites, il en sera de même des conditions pour le transport de masse, de sorte qu'il y a rien de plus à dire à ce sujet.

It is possible, with ingenuity, to minimize the deficiencies of a small tunnel. One method of doing this is to distort the model so that the front part is fullscale but the rear part is foreshortened enough to permit the model to go into the test section. The drop impingement and heat transfer phenomena on the forward part of the model are little affected by the changes downstream and measurements approximate what they would be on a full scale model.

4.2 Conditions in the Test Section

The acceleration in the inlet nozzle entails a rapid decrease in the pressure and temperature of the air as it approaches the test section. The changes in pressure and temperature are small at low velocities and can be neglected, but they become larger and have an appreciable effect at higher velocities.

The first effect is that *the droplets, being unable to cool as fast as the air,* are at a higher temperature than the air when they impinge on the model. To give an idea of the magnitudes involved, Hardy[11] calculates that the temperature difference between a 25 micron droplet and its environment decays to 5% of its initial value in 0.017 sec. Rush and Wardlaw[12] give an example of an inlet section with a straight tapered duct and final velocity of 600 ft/sec where, immediately before the test section, the temperature of the air dropped to 8.5°C in 0.0015 sec. Building the tunnel with a longer inlet nozzle or test section would give the droplet longer to cool to the temperature of the air, but both energy and space requirements limit the practicability of this remedy. Fortunately, in many cases it is not a serious defect that the drops are warmer than the air, because the sensible heat energy of the droplet is small compared to the latent heat of phase changes which occur in the process.

Avec un peu d'habileté, il est possible de minimiser les insuffisances de l'expérimentation à échelle réduite. L'un des procédés consiste à faire un modèle différent du corps : la partie frontale du modèle est à la même échelle que celle du corps mais sa partie arrière est plus courte que celle du corps. Ainsi, dans certains cas, le modèle peut être introduit dans la veine d'essai sans que la captation des gouttelettes et les phénomènes de convection sur la partie amont soient sensiblement différents de ceux que l'on observerait sur un modèle en vraie grandeur, les modifications apportées à l'arrière n'ayant qu'une faible répercussion sur l'écoulement amont.

4.2 Conditions dans la Veine d'Essai

L'accélération du courant d'air dans le collecteur entraîne une diminution rapide de la pression et de la température de l'air, diminution peu importante et négligeable aux basses vitesses mais qui devient plus importante et peut avoir des effets appréciables aux vitesses plus élevées.

En premier lieu, *les gouttelettes ne se refroidissant pas aussi vite que l'air,* sont à une température plus élevée que celle de l'air quand elles frappent le modèle. Pour donner une idée des grandeurs en présence, indiquons que, d'après Hardy[11], la différence de température entre une gouttelette de 25 microns et l'air qui l'environne diminue de 5% de sa valeur initiale dans un temps de 0,017 seconde et que, d'après Rush et Wardlaw[12], dans la portion aval d'un collecteur tronconique, conduisant à une veine où la vitesse est de 180m/s, la température de l'air s'abaisse de 8,5°C en 0,0015 seconde. L'allongement du collecteur ou de la veine permettrait aux gouttelettes d'atteindre une température plus voisine de celle de l'air dans la veine, mais il faut tenir compte de l'encombrement et des pertes de puissance qu'entraîne un tel allongement. Heureusement, dans beaucoup de cas, l'inconvénient n'est pas très grave que les gouttelettes soient moins froides que l'air, car l'enthalpie due

A more serious trouble arises because, as the air cools, its saturation vapor pressure becomes less. Therefore, if the air is saturated upstream or nearly so, the *saturation vapor pressure in the test section will be less than the actual vapor pressure upstream*. Under these conditions, it is conceivable that condensation occurs or that the air becomes supersaturated. Tribus and Klein[13] and Rush[14] indicate, however, that for conditions usual in wind tunnels, condensation is negligible and there is the same amount of water vapour in the air at the test section as at the entrance to the inlet nozzle. The way in which the supersaturation affects measurements on a model can be seen by considering the stagnation region of a non-conductive body moving through a cloud at high speed.

In a natural cloud, the temperature of the surface of the body rises as a result of aerodynamic heating, and since the vapor pressure of the water vapor on the warmer surface is greater than that of the water vapor in the surrounding saturated air, evaporation from the surface occurs. The surface assumes some steady state temperature which depends on the evaporative cooling among other factors. On the other hand, if the body is in a wind tunnel where the air is saturated at a point upstream of the test section and thus is supersaturated at the test section, the vapor pressure of the liquid water on the warmer surface of the body will be just the same as that of the surrounding vapor and no evaporation will take place. Although the details are somewhat different, the same argument applies if the body is heated by some ice protection system. In all cases the

à l'écart de température entre les gouttelettes et l'air est faible par rapport à l'enthalpie mise en jeu par les changements d'état que subit l'eau des gouttelettes rencontrant le modèle.

Un défaut beaucoup plus sérieux est dû à la diminution de la pression de saturation de la vapeur d'eau qui accompagne le refroidissement de l'air dans le collecteur. Si l'air est saturé ou presque saturé à l'amont du collecteur, *la pression de saturation de la vapeur d'eau dans la veine d'essai sera inférieure à la pression de la vapeur d'eau à l'amont du collecteur* et, dans ces conditions, ou bien il y aura condensation ou bien l'air sera sursaturé. Les calculs de Tribus et Klein[13] et ceux de Rush[14] montrent que, dans les conditions que l'on rencontre habituellement, la condensation est négligeable et qu'il y a pratiquement la même quantité de vapeur d'eau dans l'air dans la veine d'expérience et à l'entrée du collecteur. Reste donc à considérer les effets dus à la sursaturation, et, pour cela, examinons ce qui se passe dans la région d'arrêt d'un corps non conducteur en mouvement relatif à grande vitesse dans un nuage.

Dans un nuage naturel, la température de la surface du corps s'élève par suite de l'échauffement aérodynamique et, puisque la pression de vapeur d'eau sur la surface plus chaude est supérieure à celle qui existe dans l'air environnant, l'eau qui recouvre la surface va s'évaporer; en régime permanent, la surface va prendre une température qui dépend, entre autres facteurs, de la vitesse d'évaporation. Dans le cas où le corps est placé dans une veine de soufflerie, l'air étant saturé à l'amont du collecteur et, par suite, sursaturé dans la veine, la pression de vapeur de l'eau qui recouvre la région d'arrêt du corps sera précisément la pression de vapeur d'eau dans la veine (ou à l'amont du collecteur) et il n'y aura pas d'évaporation. Quoique les conditions soient différentes, il est facile de voir que des difficultés analogues se présentent si le corps est chauffé à l'aide d'un dispositif de protection. Dans tous les cas, les

temperature and the heat and mass transfer relationships will be somewhat altered.

A possible remedy for the saturation would be to have the air less than saturated when it enters the nozzle. There are, however, formidable difficulties in controlling the water vapor content of the air in contact with water droplets at anything less than saturation, especially when it is necessary to mix the droplets and air thoroughly to obtain a uniform distribution of the liquid water.

Another respect in which the conditions in the test section of a wind tunnel fail to completely reproduce flight conditions is that there is always a certain amount of *small scale turbulence* in the tunnel, whereas the air encountered in flight is usually very free of it. This has the effect of increasing the heat transfer rate from the model, especially near the leading edge.

4.3 Conclusions

Icing wind tunnels are very valuable in developing ice protection equipment for aircraft. They make possible the testing of theories and equipment in a fraction of the time and at a fraction of the cost that would be required for flight conditions, but in using tunnels or interpreting results from them it is always necessary to do so thoughtfully, keeping in mind the differences between flight and tunnel conditions.

relations entre la température et les transports de chaleur et de masse seront modifiées quand on opère en soufflerie au lieu d'opérer en vol.

Un remède possible à la sursaturation serait d'avoir un air non saturé à son entrée dans le collecteur, mais il est très difficile de contrôler le contenu de l'air en vapeur d'eau dans le cas où cet air, non saturé, contient des gouttelettes en suspension, d'autant plus qu'il est nécessaire que le mélange d'air et de gouttelettes soit aussi uniforme que possible.

La *turbulence à petite échelle* qui existe toujours dans une soufflerie ne se présente généralement point dans l'atmosphère. Ceci constitue une autre imperfection dans la reproduction du givrage en soufflerie, la turbulence ayant pour effet d'augmenter le coefficient de convection de la chaleur, notamment dans le voisinage du bord d'attaque.

4.3 Conclusions

Les souffleries de givrage sont précieuses pour l'étude des dispositifs de défense des avions; elles permettent des essais, d'ordre théorique ou pratique, dans un temps et pour un prix moindres que ceux que nécessitent les essais en vol. Cependant, il est impossible de retrouver, dans les souffleries, les conditions du vol; dans l'emploi des souffleries et dans l'interprétation des résultats qu'elles fournissent, il convient d'être toujours prudent et de tenir compte des divers facteurs qui différencient les essais en soufflerie des essais en vol.

APPENDIX I

BRIEF DESCRIPTION OF SOME ICING WIND TUNNEL FACILITIES

•

BREVE DESCRIPTION DE QUELQUES SOUFFLERIES DE GIVRAGE

APPENDIX I

BRIEF DESCRIPTION OF SOME ICING WIND TUNNEL FACILITIES

1. NACA ICING TUNNEL (Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 1944)*

The Lewis Icing Tunnel (Fig. 6) is a single return closed-throat tunnel, the general arrangement of which is shown in Figure 7.

The tunnel is constructed of steel plate and is heavily insulated on the outside. The over-all size of the tunnel shell is about 198 ft long and about 75 ft wide. The test section and a portion of the entrance cone and diffuser are surrounded by a steel housing to provide space for the essential test equipment and operating personnel. This space is called the test chamber. Because the test section is vented to the chamber, the air pressure decreases in the chamber during operation of the tunnel. An air lock is provided to permit access by personnel to the chamber during a run. The tunnel is anchored at each end of the test section and is supported by columns and sliding expansion joints at all other ends in order to allow movement due to temperature stresses.

The test section is rectangular, 9 ft wide, 6 ft high, and 20 ft long. The air enters the test section from a large rectangular section giving a contraction ratio of about 14 to 1. The maximum tunnel airspeed with icing conditions and a large model in the test section is 300 m.p.h.

BREVE DESCRIPTION DE QUELQUES SOUFFLERIES DE GIVRAGE

1. SOUFFLERIE DE GIVRAGE DU N.A.C.A. (au Lewis Flight Propulsion Laboratory, Cleveland, Ohio, 1944)*

Cette soufflerie (fig. 6), dont la figure 7 donne la disposition générale, est à retour et à veine fermée.

Elle est construite en plaques d'acier, et soigneusement isolée de l'extérieur. La carcasse, hors tout, a 60 m de long et 23 m de large. La veine d'essai, une partie du collecteur et une partie du diffuseur sont à l'intérieur d'une chambre à parois métalliques, appelée chambre d'essai, qui permet d'abriter l'équipment essentiel pour les essais et le personnel qui fait les mesures. La veine d'essai étant en relation avec la chambre d'essai, la pression de l'air dans la chambre s'abaisse pendant le fonctionnement de la soufflerie; un sas permet l'accès du personnel à la chambre au cours d'un essai. La soufflerie est fixée à chaque extrémité de la veine d'essai et est supportée par des colonnes comportant des joints d'expansion permettant le glissement des diverses parties les unes sur les autres sous l'action des contraintes thermiques.

La veine d'essai est rectangulaire et a 2,75 m de large, 1,83 m de haut et 6,1 m de long. Le collecteur, de section rectangulaire, a un coefficient de contraction de 14. La vitesse maximum de la soufflerie, dans les conditions de givrage et avec un modèle de grandes dimensions dans la veine, est de 483 km/h.

---

*by *Richard V. Rhode, M. Vernon Gray and the Icing Tunnel Staff of the N.A.C.A.*

Turning vanes are used in all right angle corners of the tunnel. The vanes downstream of the test section and ahead of the fan are steam heated to prevent icing.

The drive motor develops 4160 h.p. Its power is supplied by a motor generator set in an adjacent building. The motor drives a 25 ft diameter fan having 12 blades. The fan blades are in wood with leading edges protected by neoprene abrasion shoes. Contravanes are used ahead of the fan.

A ventilating tower located downstream of the drive motor permits an exchange of tunnel air with outside air. The primary use of this unit has been to provide an additional cooling load to help regulate the tunnel air temperature for certain test conditions. In addition, a finned tube heat exchanger is available to provide a further means of regulating the tunnel air temperature.

A 7700 ton capacity refrigeration system located in a nearby building is used to cool the tunnel air to the required icing condition. The normal cooling load requires from 1200 to 2100 tons; however, this requirement varies with climatic conditions. Air temperatures as low as -40°C can be obtained, although most tests are conducted in the range of -3°C to -20°C. Cooling of the tunnel air is achieved by means of finned heat exchangers while freon is used as the coolant.

Icing conditions similar to those encountered in the atmosphere are created by a battery of air-water atomizing nozzles. A view of the spray system looking downstream into the test section is shown in Figure 8. The spray nozzles are mounted in 6 horizontal spray bars and located to give a uniform cloud approximately 4 ft x 4 ft in the test section.

Tous les coudes à angle droit de la soufflerie sont munis d'aubages directeurs; les aubages en aval de la veine d'essai et en amont du ventilateur sont chauffés à la vapeur pour éviter leur givrage.

Le moteur, de 4250 chevaux, est alimenté par un groupe-moteur générateur, situé dans une bâtisse adjacente. Ce moteur fait tourner un ventilateur de 12 pales et de 7,6m de diamètre. Les pales sont en bois avec des bords d'attaque protégés de l'érosion par des revêtements en néoprène. Des aubages redresseurs sont disposés en avant du ventilateur.

Une tour de ventilation, placée à l'aval du moteur, permet un renouvellement de l'air du tunnel. La première utilisation de cette tour a été de fournir un refroidissement supplémentaire aidant à la régulation de la température du courant dans certaines conditions d'essai. Un nouveau moyen de régulation a ensuite été réalisé à l'aide d'un échangeur de chaleur à tubes à ailettes.

La machine frigorifique, d'une puissance de 25 x 10^6 frigories/heure, qui permet le refroidissement de l'air de la soufflerie est placée dans un local voisin du tunnel. La puissance frigorifique demandée est normalement de 4 x 10^6 à 7 x 10^6 frigories/heure et varie avec les conditions climatiques. On peut refroidir l'air de la soufflerie jusqu'à -40°C, mais la plupart des essais se font entre -3°C et -20°C. Le refroidissement de l'air est effectué au moyen de tubes échangeurs à ailettes parcourus par du fréon.

Des conditions de givrage semblables à celles que l'on rencontre dans l'atmosphère sont obtenues à l'aide d'une batterie de pulvérisateurs à air. La figure 8 donne une vue de cette batterie prise à l'amont et regardant la veine d'essai. Les pulvérisateurs sont montés sur six rampes horizontales et placés de manière à donner un brouillard aussi uniforme que possible dans la partie centrale de la veine d'essai sur une aire carrée de 1,2 m de côté.

A sketch of the air-water atomizing nozzles used in the spray system is shown in Figure 9. The nozzle assembly consists of air and water supply lines, a steam-line to prevent icing of the entire strut, and the spray nozzle (in Inconal). Both air and water are heated to over 80°C prior to ejection into the air stream, to prevent freeze-out of droplets by air temperature drop in the expansion region just downstream of the nozzle air orifice. The nozzles were specially developed for the tunnel to yield droplet sizes ranging from a median diameter of 4 microns at low water flows to about 20 microns at maximum water flows[15]. Air pressures of 60 to 80 lb/sq in. are used to atomize the water, while the water pressures range from a few lb/sq in. above the air pressure values up to 140 lb/sq in. The large water pressure values correspond to large water flows and large droplet sizes. The droplets produced by these nozzles are not uniform in size but vary approximately in accordance with a Langmuir D or E drop size distribution[16]. For a constant water flow, the liquid-water content in the tunnel varies with the air speed. In addition, the contraction of the tunnel entrance cone affects the droplet paths and local water concentration in the tunnel. Consequently, maximum or minimum values of water content and droplet size independent of tunnel airspeed cannot be stated explicitly.

Un schéma du pulvérisateur pneumatique utilisé est représenté sur la figure 9. Ce pulvérisateur comprend les amenées d'air et d'eau, l'amenée de vapeur qui sert à empêcher le givrage du carter tout entier et la tuyère de pulvérisation en inconel. L'air et l'eau alimentant les pulvérisateurs sont portés tous deux, avant l'éjection dans le courant d'air, à plus de 80°C, et cela pour éviter la congélation des gouttelettes que provoquerait le refroidissement de l'air détendu à la sortie du pulvérisateur. Les pulvérisateurs, spécialement réalisés pour la soufflerie, fournissent des gouttelettes dont le diamètre médian peut varier de 4 microns, pour de faibles débits d'eau, à 20 microns, pour les débits d'eau maximum[15]. La pression de l'air qui provoque la pulvérisation de l'eau est de 4,2 à 5,6 kg/cm². La pression de l'eau peut dépasser la pression atmosphérique de 0,2kg/cm² jusqu'à 10kg/cm². Les pressions d'eau les plus fortes correspondent aux débits d'eau les plus élevés et aux gouttelettes les plus grosses. Les gouttelettes produites par ces pulvérisateurs ne sont pas de même grosseur et la loi de distribution des diamètres est à peu près la loi D ou E de Langmuir[16]. Pour un débit d'eau constant, la teneur en eau liquide dans l'air de la soufflerie varie avec la vitesse de l'air. En outre, la contraction du collecteur agit sur les trajectoires des gouttelettes et sur les concentrations locales en eau liquide dans la veine. En conséquence, on ne saurait fixer explicitement des valeurs maximums et minimums de la teneur en eau liquide et du diamètre des gouttelettes, ces valeurs dépendant de la vitesse dans la veine.

The test section of the tunnel is provided with a turn-table on which models can be mounted as well as side-wall trunnion mounts. The windows provided on each side of the tunnel are electrically heated to permit visual observations during icing tests.

La veine d'essai est équipée d'une table tournante sur laquelle peuvent être montés les modèles, le montage par pivots fixés dans la paroi étant également possible. Les fenêtres, disposées de chaque côté de la veine, sont chauffées électriquement pour permettre l'observation visuelle durant les essais de givrage.

A balance frame is provided with a 6-component force measuring scale system. Data are recorded automatically on tapes at each balance. Pressure data such as the drag measurements by a survey rake are obtained using electrically heated co-axial pressure tubes. All pressure data are recorded photographically from multitube manometer boards. Temperature data are recorded on automatic flight recorders. The equipment includes variable transformers for power control to models, automatic temperature controller for heated air to models, and various recording instruments which are used to record tunnel airspeed and air temperature. An NACA pressure-type icing-rate meter is used to check the water content. Special instrumentation is added whenever required for a particular study.

A separate spray system consisting of 4 to 9 nozzles is used to inject dyed water into the tunnel for experimental studies of droplet impingement characteristics of various bodies[15].

Photographs of ice formations during a test are obtained with high-speed electronic flash equipment, while conventional camera equipment is used for pictures taken in the tunnel at the conclusion of a test. Color photography has proved to be the most satisfactory for motion film recording of data in the presence of the spray cloud.

Airfoil models normally span the vertical height of the tunnel. Chords of these models have ranged from 13 to 96 in. or larger. Horizontal model mounting has also been used occasionally. However, because of wind tunnel wall interference effects, the vertical mounting is preferred. Bodies of revolution and inlets tested are normally less than 36 in. in diameter.

Une balance à six composantes permet l'enregistrement automatique des efforts. Les sondes de pression, et notamment celles du peigne de mesure de la traînée, sont constituées par deux tubes coaxiaux permettant un chauffage électrique. Les valeurs de toutes les pressions sont simultanément obtenues par photographie des tableaux de tubes manométriques. Les valeurs des températures sont relevées en utilisant des enregistreurs automatiques de vol. L'équipement comprend des transformateurs variables pour régler la puissance électrique fournie au modèle, un régulateur automatique de la température de l'air chaud circulant dans le modèle et divers appareils enregistreurs qui sont utilisés pour relever la température et la vitesse de l'air dans la veine. La mesure de la teneur en eau liquide est obtenue à l'aide d'un indicateur NACA de vitesse de givrage du type à orifice. Une instrumentation spéciale est ajoutée, si nécessaire, pour des études particulières.

Un dispositif de pulvérisation particulier, constitué de 4 à 9 unités, sert à introduire un brouillard d'eau colorée dans la veine, afin d'étudier la captation des gouttelettes sur des modèles variés[15].

Des photographies ultrarapides des dépôts de glace peuvent être effectuées durant les essais à l'aide d'un équipement électronique, tandis que des appareils classiques sont employés pour prendre des photographies à la fin d'un essai. La photographie en couleur s'est avérée la plus satisfaisante pour la cinématographie en présence du brouillard artificiel.

Habituellement, les profils d'ailes étudiés traversent la veine verticalement; les cordes de ces modèles ont de 33 à 240 cm, et même davantage. Un montage horizontal du modèle a aussi été utilisé quelquefois mais, à cause des effets de paroi, le montage vertical est préférable. Les corps de révolution et les entrées de réacteurs qui sont essayés ont normalement un diamètre inférieur à 90 cm.

2. NRC ICING TUNNEL
(Low Temperature Laboratory, Ottawa, Canada)*

The *4½ ft icing tunnel* is of the closed return circuit type, the general arrangement of which is shown in Figure 10 (Ref. 17).

The tunnel shell is of steel plate reinforced with steel ribs and is supported on reinforced concrete piers. The fan section is fixed rigidly to its support but the rest of the tunnel is free to slide on the support piers so that thermal expansion and contraction do not introduce undue stresses in the shell.

The working section is 4½ ft square (with large corner fillets) and 11 ft long. An outline of the tunnel circuit is given in Figure 11 and shows the shape and dimensions of the various sections. The velocity in the working section is 200 m. p. h.

Several features of the tunnel circuit, originally incorporated into the design because of its icing function, have the unfortunate consequence of reducing the aerodynamic effectiveness and hence the maximum velocity (the energy ratio of the tunnel has the comparatively low value of about 1.5). These features are:

The large low velocity settling chamber at the end of the diffuser leading from the working section provided to settle out particles of ice before they reach the fan.

2. SOUFFLERIE DE GIVRAGE DU N.R.C.
(Laboratoire des Basses Températures, Ottawa, Canada)*

La *soufflerie de 137cm* est à retour et sa disposition générale est donnée sur la figure 10 (réf. 17).

Les parois de la soufflerie sont en plaques d'acier renforcées par des nervures d'acier. La structure est supportée par des piles en béton. La partie occupée par le ventilateur est fixée rigidement sur son support, mais le reste de la soufflerie est libre de glisser sur les piles-supports, de sorte que la dilatation n'introduit pas d'efforts dans la structure.

La veine d'essai a une section carrée de 42 dm^2, avec des pans coupés importants à chaque coin; sa longueur est de 335 cm. Le plan de la soufflerie (fig. 11) montre la forme et les dimensions des diverses sections. La vitesse dans la veine d'essai est de 320 km/h.

La soufflerie n'ayant pour but que l'étude du givrage, des dispositions particulières ont été prises dès le départ. Malheureusement, elles ont entraîné une diminution du rendement aérodynamique et, par suite, de la vitesse maximum, le coefficient d'utilisation de la soufflerie ayant la valeur relativement basse de 1,5. Ces dispositions particulières sont:

La grande chambre de tranquillisation située entre le diffuseur de la veine d'essai et le ventilateur, elle est destinée à éliminer, par décantation, les grosses particules de glace en suspension.

---

* par C.T. Rush and B.L. Wardlaw du Low Temperature Laboratory, Canadian National Research Council.

Corner turning vanes not provided in the original design, to avoid difficulties due to their icing; however, two sets of turning vanes have since been installed at the corners, just before the contraction to the working section, to aid in giving smooth flow over the spray nozzles; at this location, no icing of the vanes occurs.

A diffuser angle of about 13° in the divergent section leading from the fan to the refrigeration coils. This diffuser angle was necessary because of the limited length available to expand the duct from the fan to the refrigeration coils.

The fan has eight wooden blades and is driven by a 1000 h.p. synchronous motor which permits variable speed operation over the range of 100 to 1200 r.p.m.

Cooling of the airstream is accomplished by passing the air over banks of refrigerated pipes. The refrigerant is liquid ammonia supplied from the main compressor plant of the laboratory. Airstream temperature is controlled by regulating the coil temperature by means of a throttling valve in the refrigerant supply line.

The capacity of the system is sufficient to permit continuous operation at full speed with an air temperature of -25°C. Lower air temperatures can be obtained for short intervals of 15 to 30 minutes at full speed or for longer periods by reducing air speed.

The cloud water droplets are produced by an array of air-atomizing water spray nozzles located at the upstream end of the contraction leading to the working section. Control of drop size is obtained by varying the air pressure and water flow to the nozzle in accordance with calibration data secured by the oiled slide method. The general arrangement of the nozzle and its calibration is shown in Figure 12.

L'absence, à l'origine, d'aubages directeurs dans les coudes, de crainte de voir ces aubages givrer en cours de fonctionnement; cependant, deux séries d'aubages ont été ensuite installées dans les deux coudes qui précèdent le convergent, et cela pour améliorer l'écoulement à la traversée des rampes de pulvérisateurs; à ces coudes, les aubages ne se givrent pas.

Un angle de diffuseur de 13° environ pour la partie divergente qui relie le ventilateur à la chambre où se trouvent les tubes réfrigérants; une valeur aussi élevée de l'angle fut rendue nécessaire par la longueur réduite dont on disposait entre le ventilateur et la chambre de réfrigération.

Le ventilateur, constitué par huit pales de bois, est actionné par un moteur synchrone de 1010 C.V. qui peut tourner à des vitesses comprises entre 100 et 1200 tours par minute.

L'air est refroidi par passage sur un faisceau de tubes parcourus par de l'ammoniaque. La température du courant d'air est réglée en agissant sur le débit de liquide réfrigérant, au moyen d'une vanne à ouverture variable.

La puissance frigorifique de l'installation permet d'obtenir, en opération continue et à la vitesse maximum, une température de courant d'air de -25°C. De plus basses températures peuvent être réalisées pendant 15 à 30 minutes si la vitesse dans la veine est maximum ou pendant un temps plus long si la vitesse est plus faible.

Les gouttelettes d'eau du nuage sont produites par une batterie de pulvérisateurs pneumatiques placés à l'extrémité amont du collecteur. Le réglage du diamètre des gouttelettes est obtenu en faisant varier la pression de l'air et le débit de l'eau dans le pulvérisateur, les conditions de ce réglage ayant été étudiées à l'aide de l'appareil à plaque huilée. La figure 12 donne le plan d'un pulvérisateur ainsi que sa courbe d'étalonnage.

Water content up to 3 gm/cu m and median droplet diameters down to 15 microns can be obtained at the maximum tunnel velocity. Uniformity of spray concentration at the working section is obtained by positioning of the nozzles and by the use of air deflectors in the vicinity of the nozzles.

The cloud water content is controlled by adjusting the water flow from the nozzles which is measured by means of several rotameters in the supply lines. In order to prevent freeze-out of droplets, the air and water supplies to the nozzles can be heated. Ice accretion instruments of the rotating cylinder or the orifice type are used to measure the rate of icing during tests. The rate-of-icing readings are also used to derive the actual cloud water content which, when compared with the water input to the nozzles, immediately show up any malfunctioning of the sprays, particularly the conditions of freeze-out when it occurs.

Ice particles sometimes collect in low velocity sections of the tunnel and cause trouble by swirling up into the air stream, especially when the velocity is increased. Spraying a water-glycol mixture into the air just downstream from the working section has been an effective way of eliminating the trouble, since the spray settles along with the ice and produces a slush that does not swirl.

To provide a higher speed stream for basic research and for testing small components such as guide vanes and icing detectors, an *auxiliary tunnel* has been built beside the main tunnel to take air from the downstream side of the refrigerating coils and return it to the upstream side. The position of the auxiliary tunnel relative to the main tunnel is shown in Figure 11.

A la vitesse maximum de la soufflerie, la teneur en eau liquide peut atteindre 3 g/m^3 et le diamètre médian des gouttelettes peut descendre jusqu'à 15 microns. L'uniformité de la concentration en gouttelettes est obtenue en réglant la position des divers pulvérisateurs et en plaçant des déflecteurs d'air dans leur voisinage.

La teneur en eau liquide du nuage est liée au débit d'eau des pulvérisateurs, que l'on règle en mesurant ce débit au moyen de rotamètres. Pour empêcher la congélation des gouttelettes, les conduites d'air et d'eau sont chauffées avant leur arrivée au pulvérisateur. La mesure de la vitesse de givrage étant effectuée au cours des essais, soit à l'aide des cylindres tournants, soit à l'aide des indicateurs à orifice, la teneur en eau liquide réelle peut être connue; sa comparaison avec la teneur obtenue par la mesure du débit d'eau des pulvérisateurs permet de reconnaître immédiatement tout défaut dans le fonctionnement des pulvérisateurs et, en particulier, la formation de particules de glace à la sortie de ces appareils.

Des particules de glace se rassemblent parfois dans les régions de la soufflerie où la vitesse est faible et peuvent provoquer des ennuis, en tourbillonnant dans le courant d'air au moment où la vitesse est rendue plus élevée. En pulvérisant un mélange d'eau et de glycol, juste à l'aval de la veine d'essai, on élimine ce danger, car les gouttelettes du mélange se déposent en même temps que la glace, produisant ainsi une boue qui ne se met plus en suspension.

Pour avoir une vitesse de courant d'air plus élevée, utile pour des recherches fondamentales et pour des essais sur des éléments de petites dimensions tels qu'aubages et détecteurs de givrage, une *soufflerie auxiliaire* a été aménagée à côté de la soufflerie principale : elle prend l'air à l'aval de la chambre de réfrigération et le restitue à l'amont de cette chambre (fig.11).

The tunnel is constructed of plywood and is built in sections that can be removed and replaced with others of different shapes. In this way, various configurations of the tunnel may be studied. The tunnel is at present set up in a configuration that gives a contraction ratio in the nozzle of about 8½ and an energy ratio of the tunnel of about 5, the working section being 40 sq in. and the velocity 500 m.p.h.

Cette soufflerie, en bois contreplaqué, est constituée de diverses parties interchangeables de différentes formes; de cette manière, plusieurs configurations de la soufflerie peuvent être étudiées. La forme actuelle de la soufflerie conduit à un coefficient de contraction de 8,5 et à un coefficient d'utilisation de 5 environ, la section de la veine d'essai ayant une aire de 260 cm^2 et la vitesse dans la veine étant de 800 km/h.

The tunnel is driven by a 50 h.p. centrifugal blower located on the upstream side of the spray nozzles to avoid blower wheel icing. The blower is driven at constant speed and air velocities in the tunnel are controlled by varying shutters on the intake of the blower.

La soufflerie est mise en action par une soufflante centrifuge de 50 c.v. située à l'amont des pulvérisateurs pour éviter le givrage du rotor de la soufflante. La soufflante tourne à une vitesse constante et la vitesse de l'air dans la veine est réglée à l'aide de diaphragmes placés à l'entrée de la soufflante.

Air stream temperature is controlled mainly by regulating the temperature of the refrigeration coils of the main tunnel. To overcome the disadvantage of the inherently slow response, a double intake to the blower is arranged so that air may be drawn from the top or the bottom of the chamber in which the refrigeration coils are located. By proportioning the intake from the two sources which normally vary about 6°C in temperature, a rapid means of temperature variation is available.

La température de l'air est toujours réglée en agissant sur le débit du liquide réfrigérant dans l'échangeur de la soufflerie principale. Pour obtenir une inertie thermique moins grande, on a aménagé une double entrée d'air dans la soufflante permettant de prendre l'air dans la chambre de réfrigération, en partie après, en partie avant l'échangeur. En agissant sur le rapport des masses d'air ayant ces deux origines, lesquelles masses présentent une différence de température de 6°C environ, il est possible d'obtenir une variation rapide de la température.

Both the type of nozzle used in the auxiliary tunnel and the general spraying arrangement are similar to the larger tunnel. Four nozzles are used. They may be varied in position to alter the spray distribution.

Le dispositif de pulvérisation ainsi que le type des quatre pulvérisateurs utilisés dans la soufflerie auxiliaire sont les mêmes que ceux mis en oeuvre dans la soufflerie principale. La position des pulvérisateurs peut être modifiée afin d'agir sur la distribution des gouttlettes.

3. UNIVERSITY OF MICHIGAN ICING WIND TUNNEL
Ann Arbor, Michigan, U.S.A.*

This tunnel[10, 18] was designed as an icing simulation tunnel to deliver 400 f.p.s. in a 1 ft x 1 ft test section. Refrigeration was not provided initially and icing tests could be conducted only in winter. A large volume spray chamber was provided on the upstream end of the tunnel where sprays were introduced. The long residence times of the clouds in this chamber allowed for some stabilization and uniformity to be achieved. The inlet section was a 9 ft constant acceleration section. Interchangeable plexiglass test sections were employed.

The ejector driver is shown in Figure 13 and the performance of the tunnel in Figure 14. A 2½° half angle diffuser exhausting to the atmosphere was used. Very little icing of the diffuser section was experienced.

In order to provide modest refrigeration as well as to study the cloud produced by an expansion process, an air turbine was installed. In this arrangement, the air from the engine driven compressors was expanded across the turbine and discharged into the settling chamber at sub-freezing temperatures. Ordinarily, water condensed in the cold air and it was not necessary to introduce additional water in the system to establish a suitable icing cloud. Discharge turbine temperatures down to -17°C were realized. Use of the turbine refrigeration limited test section velocities to 80 f.p.s.

3. SOUFFLERIE DE GIVRAGE DE L'UNIVERSITE DE MICHIGAN
Ann Arbor, Michigan, Etats Unis*

Cette soufflerie[10, 18] permettait d'obtenir, dans une veine de section carrée de 30,5 cm de côté, une vitesse de 122 m/s. Au début, il n'existait pas de dispositif de réfrigération, les essais de givrage ne pouvant être effectués qu'en hiver. La pulvérisation était faite à l'extrémité amont de la soufflerie, dans une chambre de grand volume. Un long séjour dans la chambre permettait au brouillard de se stabiliser et de s'uniformiser. Le collecteur, de 275 cm de long, était à accélération constante. Les veines d'essai, à parois en plexiglas, étaient interchangeables.

Le vent était produit par un éjecteur représenté sur la figure 13 et les performances de la soufflerie sont traduites sur la courbe de la figure 14. Un diffuseur, d'un angle de 5°, permettait l'évacuation dans l'atmosphère.

Une turbine à air fut ensuite installée; elle avait pour but de fournir une légère réfrigération et d'étudier le nuage produit au cours d'une détente : l'air comprimé et ramené à la température ambiante était détendu dans une turbine, puis amené dans la chambre de tranquillisation à une température inférieure à zéro degré. Ordinairement, la vapeur d'eau se condensait dans l'air froid et il était inutile d'ajouter de l'eau pour avoir un nuage givrant convenable. La température de l'air fourni par la turbine pouvait descendre jusqu'à -17°C. Avec le mode de réfrigération par turbine, la vitesse dans la veine d'essai était limitée à 25 m/s.

---

*This facility was destroyed by fire in April 1954.

*Cette installation a été détruite par le feu en Avril 1954.

A comparison between the clouds produced by the turbine and by the air aspirated spray nozzles is shown in Figures 15 and 16; these samples were taken in the settling chamber; the volume median diameter is 4.7 microns in the first case and 14 microns in the second case.

4. MONT LACHAT ICING TUNNEL France

The Mont Lachat Tunnel (Fig. 17) has an open circuit. It is situated at an elevation of 2080 m on the slopes of Mont-Blanc in the Alps. Its rectangular test section has a cross section 1.4 m. x 3.2 m; the length of the test section is 4.5m.

The velocity, which was originally 55 m/s, was later increased to 90 m/s.

Icing conditions can be obtained by drawing in a natural cloud of supercooled water, but in view of the infrequency of such a cloud, a battery of Ventil atomizers have been installed in the settling chamber upstream of the test section; icing conditions can thus be obtained even in clear weather if the temperature is low enough. A sericus deficiency of the tunnel was that the median diameter of the droplets arriving at the test model was always dependent on the relative humidity of the atmosphere because considerable evaporation of the drops occurred before they arrived at the test section.

The tunnel was difficult to use because of its location, and is not now in operation.

5. ARTINGTON ICING TUNNEL Great Britain

This is a small tunnel with a 12 in. square working section; it is used chiefly to calibrate ice detectors and water content meters and to make small scale icing tests[19].

Les figures 15 et 16 permettent de comparer les nuages produits par condensation et par pulvérisation; dans les deux cas, ces échantillons ont été pris dans la chambre de tranquillisation, le diamètre volumique médian des gouttelettes est de 4,7 microns dans le premier cas et de 14 microns dans le deuxième.

4. SOUFFLERIE DE GIVRAGE DU MONT-LACHAT, France

Cette soufflerie, du type Eiffel (fig. 17), est située à une altitude de 2080 mètres sur les pentes du Mont-Lachat, dans les Alpes. La section de la veine, rectangulaire, a une largeur de 1,4m, une hauteur de 3,2m; la longueur utile de la veine est de 4,5m. La vitesse, initialement de 55 m/s, fut ensuite portée à 80 m/s.

Les conditions de givrage étaient obtenues par circulation d'un nuage naturel d'eau surfondue mais, à cause de la rareté de tels nuages, une batterie de pulvérisateurs Ventil fut installée dans une chambre de tranquillisation construite à l'amont de la soufflerie : des essais de givrage pouvaient alors être effectués par temps clair, si la température de l'atmosphère était assez basse. Une difficulté sérieuse, dans ces essais par nuage artificiel, tenait au fait que le diamètre médian des gouttelettes arrivant sur le modèle dépendait de l'humidité relative de l'atmosphère, par suite de l'évaporation importante des gouttelettes au cours de leur déplacement du pulvérisateur au modèle.

L'utilisation de la soufflerie présentait de sérieuses difficultés à cause de son site; elle ne fonctionne plus actuellement.

5. SOUFFLERIE DE GIVRAGE D'ARTINGTON, Grande Bretagne

C'est une petite soufflerie ayant une veine de 77 cm^2 de section et utilisée principalement pour étalonner des détecteurs de givrage ou des appareils de mesure de la teneur en eau liquide et pour faire des essais de givrage à échelle réduite[19].

The tunnel is wooden and consists of a bell mouth, a parallel sided working section some 8 ft long, a diffuser and an electrically driven fan. The tunnel is situated in a large cold room. It can be run at any speed up to 350 f.p.s. continuously, and can be cooled down to -35°C.

Icing conditions are produced at the working section by a water spray from a single air blast nozzle (Fig.18), 5 to 6 ft ahead, itself situated on the centre-line of the tunnel in the same working section, so that the airflow path is parallel from the spray mast to the object under test. Complete details on the air blast nozzle are given in Reference 6 and a cross section of this instrument is given in Figure 19.

The tunnel has been calibrated, by the two-hygrometers method, from 150 to 350 f.p.s. at the working section so that concentrations of up to 3 gm/cu m can be represented with a known droplet size at any speed. This master calibration has been used in order to calibrate all the various British water content meters, rotating discs, etc., and to check the performance of the droplet samplers.

6. OTHER TUNNELS

Mention should be made of the existence of other tunnels, in U.S.A. (Lockheed, Boeing, Goodrich) and, also, the installation on Mt. Washington.

La soufflerie, en bois, du type Eiffel, comprend un collecteur, une veine d'essai de 245 cm de long, un diffuseur et un ventilateur. Elle est située dans une grande chambre froide. La vitesse dans la veine peut atteindre 107 m/s et la température dans la veine peut s'abaisser jusqu'à -35°C.

Les conditions de givrage sont obtenues par un seul pulvérisateur pneumatique (fig. 18), à l'amont du modèle, à une distance de 150 à 180 cm, sur l'axe de la veine d'essai; ainsi, les lignes de courant sont parallèles du pulvérisateur jusqu'au modèle. Des détails très complets sur le pulvérisateur utilisé sont donnés dans une publication de F.J. Bigg[6] et une coupe de cet appareil est représentée sur la figure 19.

La soufflerie a été étalonnée, par la méthode des deux hygromètres, pour des vitesses dans la veine comprises entre 45 et 107 m/s; des teneurs en eau liquide pouvant atteindre jusqu'à 3 g/m^3 peuvent être obtenues dans la veine, avec des dimensions de gouttelettes connues pour chaque vitesse. Cet étalonnage de base sert à étalonner, à leur tour, les divers appareils britanniques utilisés pour la mesure de la teneur en eau liquide, tels que les disques tournants et pour contrôler les performances des appareils captcurs de gouttelettes.

6. AUTRES SOUFFLERIES

Nous ne ferons que mentionner l'existence, aux U.S.A., d'autres souffleries de givrage (Lockheed, Boeing, Goodrich), et d'autres installations (Mont-Washington).

APPENDIX II

VARIOUS REFRIGERATION CYCLES

DIVERS CYCLES DE REFROIDISSEMENT

APPENDIX II

VARIOUS REFRIGERATION CYCLES

Figure 20 gives a representation of various air-cycle components. Figures 21 to 25 represent various possible refrigeration cycles for icing tunnels[18].

Table I gives the important parameters of each cycle for an icing tunnel of four sq ft test section and velocity of 500 f.p.s.

Table II indicates the advantages and disadvantages of each cycle.

DIVERS CYCLES DE REFROIDISSEMENT

La figure 20 donne une représentation des divers éléments qui entrent dans la constitution d'un cycle de refroidissement.

Les figures 21 à 25 représentent les divers cycles de refroidissement pouvant être utilisés dans les souffleries de givrage[18].

Le Tableau I donne les principaux paramètres de chaque cycle dans le cas d'une soufflerie de givrage ayant une aire de la section de la veine d'essai de 37 dm^2 et une vitesse de 152,5 m/s.

Le Tableau II indique les avantages et les inconvénients de chaque cycle.

TABLE I

The important parameters of each cycle

Cycle No.	*Type*	*External power required h.p.*	*Assumed inlet conditions*	*Turbine pressure ratio*	*Mass flow lb/sec*	*Heat exchanger capacity B.t.u./sec*	*Test section pressure lb/sq in.*	*Dryer capacity lb water/sec*
1	open	1230	P = 14.3 lb/sq in. t = 50°F W = 0.004 $\frac{\text{lb } H_2O}{\text{lb air}}$	1.51	99	none	8.05	0.306
2	open	2260	P = 14.3 lb/sq in. t = 50°F W = 0.004 $\frac{\text{lb } H_2O}{\text{lb air}}$	1.84	155	3460	12.6	0.62
3	closed	2950		1.73	148	2140	12.0	0.393
4	open	approximately 1600 (ejector is relatively inefficient)	P = 14.3 lb/sq in. t = 50°F W = 0.004 $\frac{\text{lb } H_2O}{\text{lb air}}$	1.51	99	none	8.05	0.396
5	open vapor system	approximately 533 (for refrigeration) 1850 for tunnel	P = 14.3 lb/sq in. t = 50°F W = 0.004 $\frac{\text{lb } H_2O}{\text{lb air}}$		148	1780	12.0	0.59

TABLE II

The advantages and disadvantages of each cycle

Cycle No.	*Advantages*	*Disadvantages*
1	(A) Low power requirements (B) No heat exchanger necessary (C) Dryer capacity is relatively low (D) Inexpensive system	(A) Limited flexibility (B) Low pressures complicates design (C) Possible complications due to ice particles into compressor
2	(A) Medium power requirements (B) Atmospheric pressure in the spray room with slightly reduced pressure in the test section (C) No problems connected with ice particles into rotating machinery	(A) Limited flexibility (B) High heat-exchanger requirements (C) High dryer capacity necessary (D) Expensive due to dryer and heat-exchanger
3	(A) Flexible so as to allow variable density	(A) High power requirements (B) Both heat-exchanger and dryer necessary although each of medium capacity (C) Expensive (D) Possible complication due to ice particles into compressor might necessitate a separator
4	Same as cycle No.1 although the ice particles are no longer a problem	
5	(A) Medium power requirements (B) Good control over operating temperature (C) Atmospheric pressure in spray room	(A) Limited flexibility (B) Possible complications due to ice particles into rotating machinery (C) Very expensive heat-exchanger equipment although less than cycles 2 and 3

TABLEAU I

Paramètres importants de chaque cycle

Cycle	*Type*	*Puissance utile nécessaire c.v.*	*Conditions d'entrée*	*Rapport de détente de la turbine*	*Débit massique kg/s*	*Capacité de l'échangeur thermique kcal/s*	*Pression dans la veine d'essai kg/cm²*	*Capacité du dessiccateur kg eau/s*
1	ouvert	1250	$p = 1,01$ kg/cm² $t = 10^{\circ}C$ $W = 0,004 \frac{\text{kg } H_2O \text{ vap}}{\text{kg air}}$	1,51	45	n'existe pas	0,566	0,18
2	ouvert	2290	$p = 1,01$ kg/cm² $t = 10^{\circ}C$ $W = 0,004 \frac{\text{kg } H_2O \text{ vap}}{\text{kg air}}$	1,94	70	872	0,886	0,28
3	fermé	3000		1,73	67	539	0,844	0,17
4	ouvert	1620 environ (l'éjecteur est relativement inefficace)	$p = 1,01$ kg/cm² $t = 10^{\circ}C$ $W = 0,004 \frac{\text{kg } H_2O \text{ vap}}{\text{kg air}}$	1,51	45	n'existe pas	0,566	0,18
5	ouvert	environ 540 pour la refrigération, 1875 pour la soufflerie	$p = 1,01$ kg/cm² $t = 10^{\circ}C$ $W = 0,004 \frac{\text{kg } H_2O \text{ vap}}{\text{kg air}}$		67	449	0,844	0,27

UNCLASSIFIED

AD 20674

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12 VIRGINIA

FOR
MICRO-CARD
CONTROL ONLY

5 OF 6

NOTICE: WHEN GOVERNMENT OR OTHER DRAWINGS, SPECIFICATIONS OR OTHER DATA ARE USED FOR ANY PURPOSE OTHER THAN IN CONNECTION WITH A DEFINITELY RELATED GOVERNMENT PROCUREMENT OPERATION, THE U. S. GOVERNMENT THEREBY INCURS NO RESPONSIBILITY, NOR ANY OBLIGATION WHATSOEVER; AND THE FACT THAT THE GOVERNMENT MAY HAVE FORMULATED, FURNISHED, OR IN ANY WAY SUPPLIED THE SAID DRAWINGS, SPECIFICATIONS, OR OTHER DATA IS NOT TO BE REGARDED BY IMPLICATION OR OTHERWISE AS IN ANY MANNER LICENSING THE HOLDER OR ANY OTHER PERSON OR CORPORATION, OR CONVEYING ANY RIGHTS OR PERMISSION TO MANUFACTURE, USE OR SELL ANY PATENTED INVENTION THAT MAY IN ANY WAY BE RELATED THERETO.

UNCLASSIFIED

TABLEAU II

Avantages et inconvénients de chaque cycle

Cycle No.	*Avantages*	*Inconvénients*
1	(A) ne demande qu'une faible puissance (B) ne nécessite pas d'échangeur thermique (C) la capacité du dessiccateur est relativement basse (D) le dispositif est peu coûteux	(A) facilités d'adaptation limitées (B) le dispositif est compliqué par le fait que la pression est basse (C) le passage de particules de glace dans le compresseur peut entraîner des complications
2	(A) demande une puissance moyenne (B) la pression dans la chambre de pulvérisation est la pression atmosphérique ce qui n'entraîne qu'une légère dépression dans la veine d'essai (C) pas de problème concernant l'entraînement de particules de glace dans les machines tournantes	(A) facilités d'adaptation limitées (B) nécessite un échangeur thermique important (C) nécessite un dessiccateur important (D) dessiccateur et échangeur thermique très coûteux
3	(A) facilités d'adaptation permettant, en particulier, de travailler à densité variable	(A) nécessite une grande puissance (B) nécessite à la fois un échangeur thermique et un dessiccateur, cependant de capacités moyennes (C) dispositif coûteux (D) nécessite un séparateur pour éviter l'entraînement de particules de glace dans le compresseur
4	Identiques au cycle 1 bien que les particules de glace ne posent plus ici de problème	
5	(A) nécessite une puissance moyenne (B) le contrôle de la température de fonctionnement est bon (C) la pression dans la chambre de pulvérisation est la pression atmosphérique	(A) facilités d'adaptation limitées (B) l'entraînement de particules de glace dans les machines tournantes peut amener des complications (C) échangeur thermique très coûteux, moins cependant que dans le cas des cycles 2 et 3

REFERENCES

1. Golitzine, N. et al — *Spray Nozzles for the Simulation of Cloud Conditions in Icing Tests of Jet Engines.* N.R.C. (Canada) Report ME 186, 1950.

2. Lazelle, B.D. — *Rolls Royce Air Blast Atomizers.* Napier Report DEV/TR/158/928.

3. Lazelle, B.D. — *Calibration of the Napier Air Blast Water Atomizer with 0.018 in. Diameter Water Jet.* Napier Report DEV/TR/133/913.

4. Lane, W.R. Edwards, J. — *The Break-up Drops in a Steady Stream of Air.* Porton Technical Paper No. 71.

5. Lane, W.R. Dorman, R.G. — *Further Experiments on the Shatter of Drops by a Supersonic Air Blast.* Porton Technical Paper No. 279.

6. Bigg, F.J. — *The atomization of Water by Air Blast Nozzles for the Simulation of Cloud Conditions for Icing Research.* RAE Tech. Note Mech. Eng. 203, 1955.

7. Golitzine, N. — *Methods for Measuring the Size of Water Droplets in Clouds, Fogs and Sprays.* NAE Note 6.

8. Texas Oil Company (The Penn. State) — *Bibliography on Sprays.* 2nd Ed., 1953.

9. Brun, E.A. — *Considérations sur la Réalisation d'une Soufflerie de Givrage Artificiel.* Jour. des Recherches de Bellevue, No. 4-5, 1948, p. 1.

10. Nicholls, J.A. et al — *Design of an Icing Wind Tunnel.* Univ. of Mich. Eng. Res. Inst. Project M. 992-C, 1952.

11. Hardy, J.K. — *Evaporation of Drops of Liquids.* RAE Report Mech. Eng. 1, 1947.

12. Rush, C.K. Wardlaw, R.L. — *Wind Tunnel Simulation of Atmospheric Icing Conditions.* N.A.E., Canada, Fifth Gen. Ass. A.G.A.R.D., 1955.

13. Tribus, M. Klein, J. — *Calculations on Drop Size Growth and Super-Saturation of Air in an Icing Wind Tunnel.* Univ. of Mich. Eng. Res. Inst. Project M. 992-3, 1953.

14. Rush, C.K. — *Experimental Determination of the Degree of Cooling of Spray Droplets.* N.A.E., Canada. Lab. Memo. LT - 14.

15. von Glahn, U.H. et al — *A Dye-Tracer Technique for Experimentally Obtaining Impingement Characteristics of Arbitrary Bodies and a Method for Determining Droplet Size Distribution.* NACA TN 3338, 1955.

16. Langmuir, I. Blodgett, K. — *A Mathematical Investigation of Water Droplet Trajectories* Gen. El. Res. Lab. AAT-TR-5418, 1945.

17. Rush, C.K. — *The NRC Wind Tunnels and Some of Their Problems.* N.A.E., Canada. Fifth Gen. Ass. A.G.A.R.D., 1955.

18. Cullen, R.E. et al — *Some Considerations and Preliminary Experiments of an Air-Cycle System for Refrigeration and Production of Drops in Connection with An Icing Wind Tunnel.* Univ. of Mich. Eng. Res. Inst. WADC Tech. Report 54-256, 1954.

19. Cowlin, C.J. Lazelle, B.D. — *The Installation and Calibration of a Higher Speed Wind Tunnel at the Artington Cold Store.* Napier Report DEV/TR/116/915, 1953.

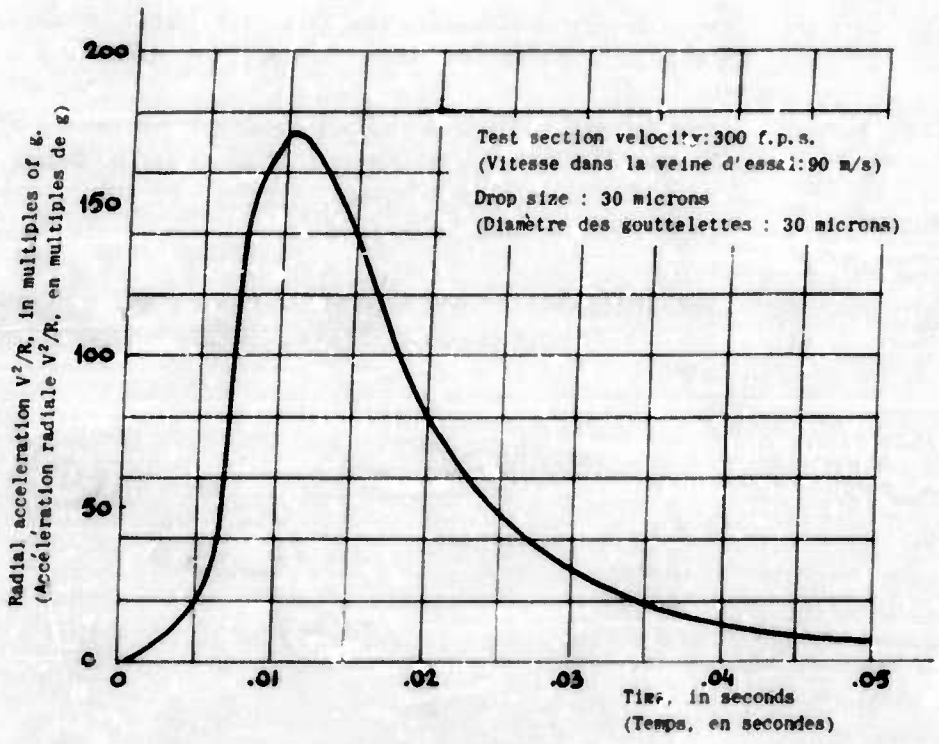


Fig. 1 Centrifugal acceleration of a drop versus time in traversing the inlet nozzle

Accélération radiale d'une goutte en fonction du temps, lors du parcours du collecteur

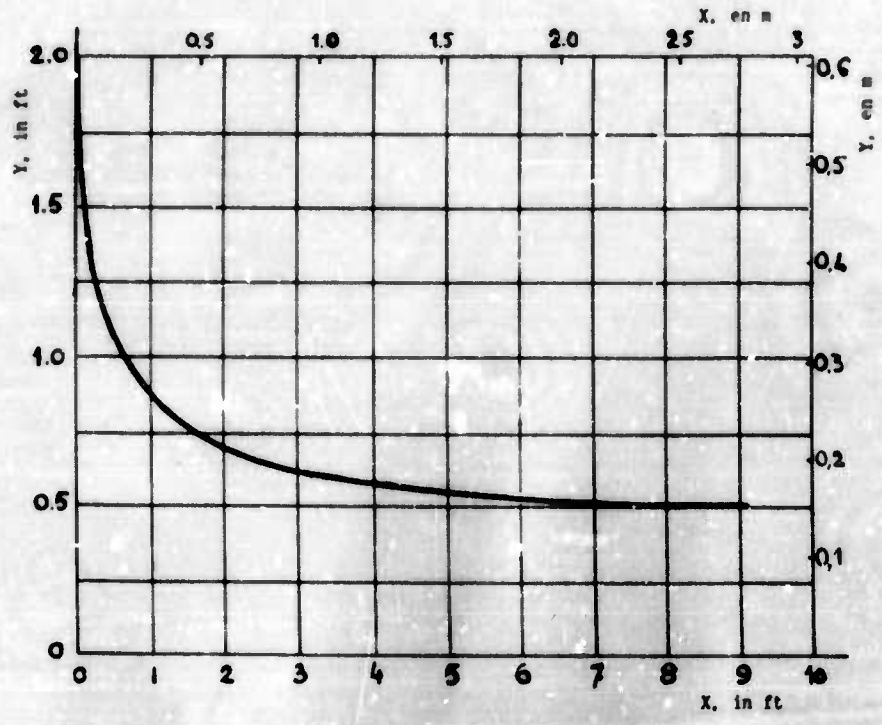


Fig. 2 Inlet nozzle profile - Profil du collecteur

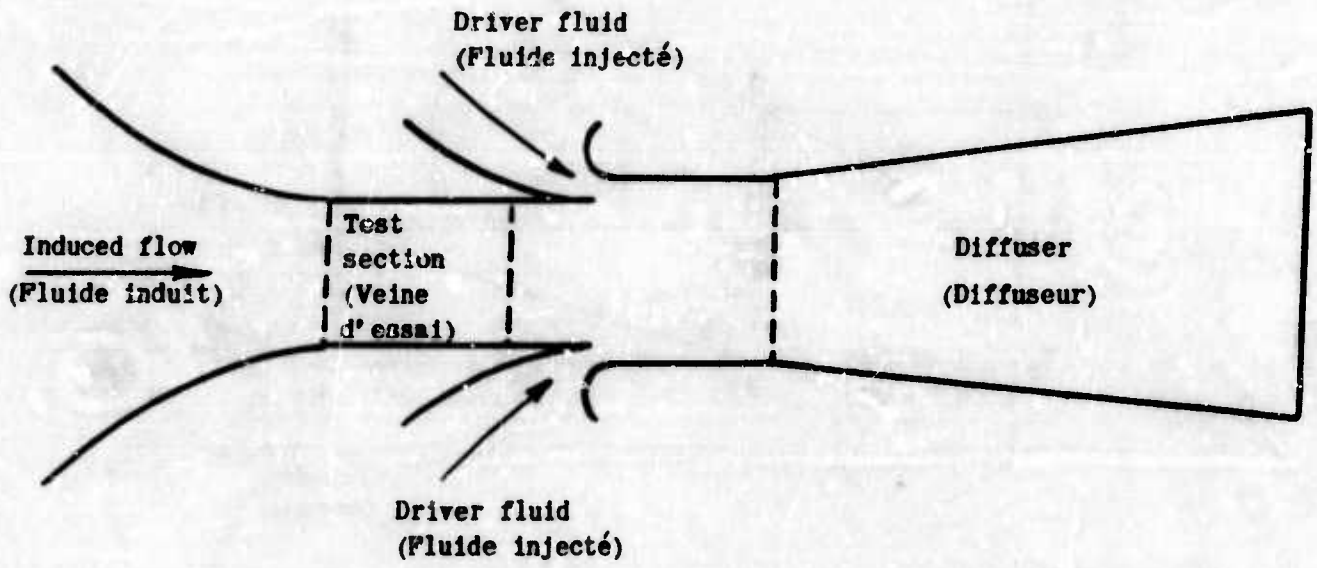


Fig.3 Induced flow tunnel - Soufflerie à induction

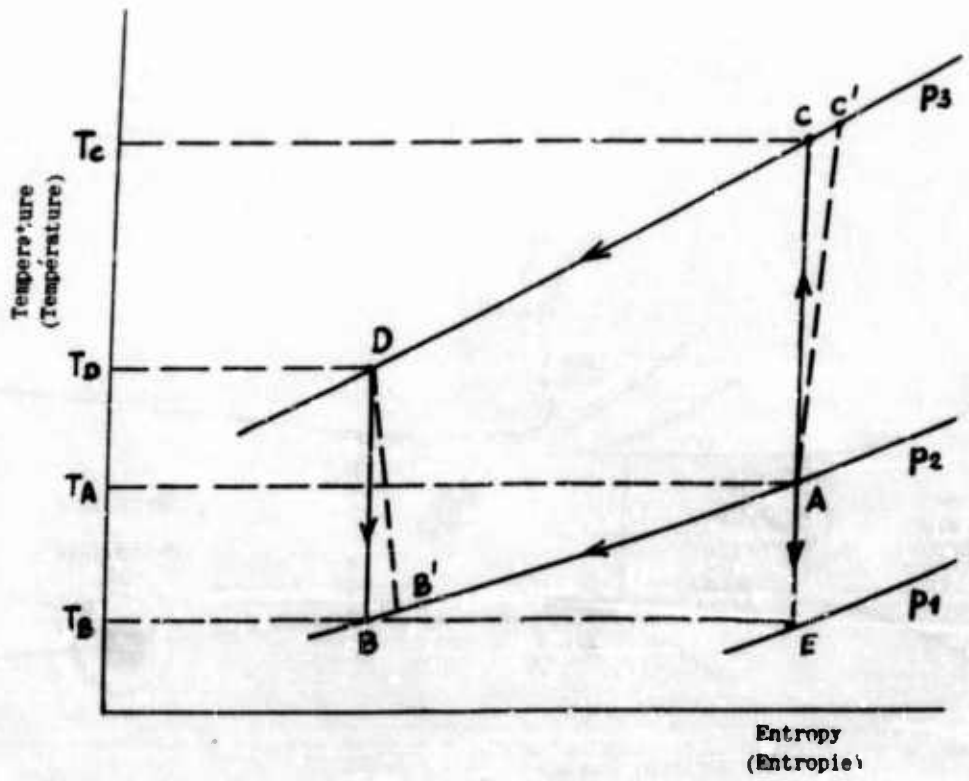


Fig.4 Temperature-entropy diagram - Diagramme température-entropie

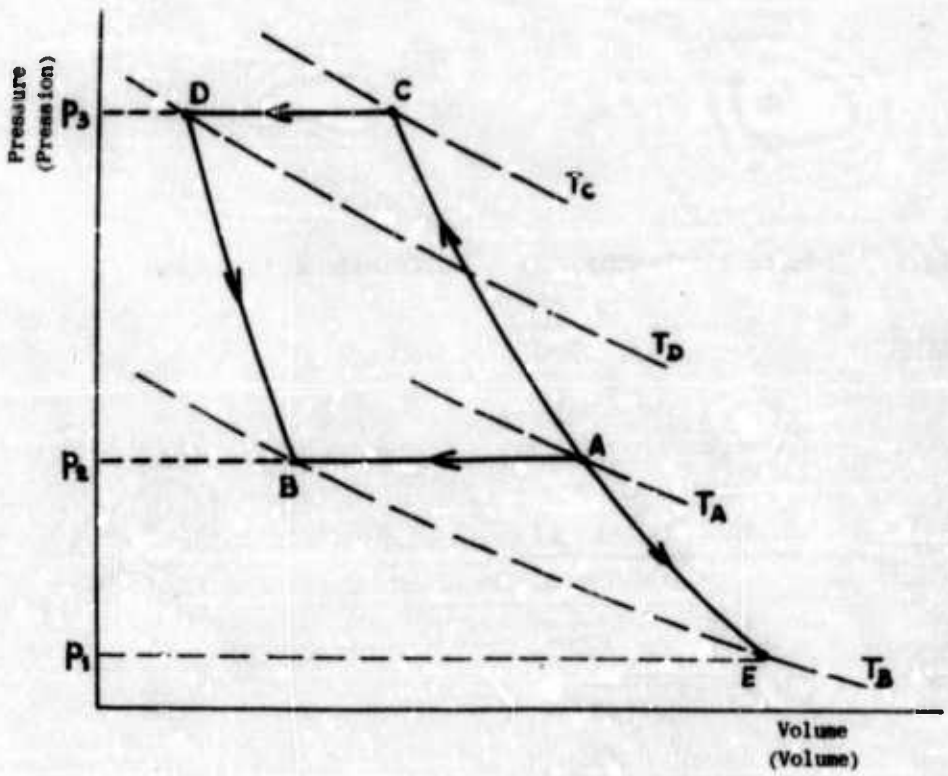


Fig.5 Pressure-volume diagram - Diagramme pression-volume

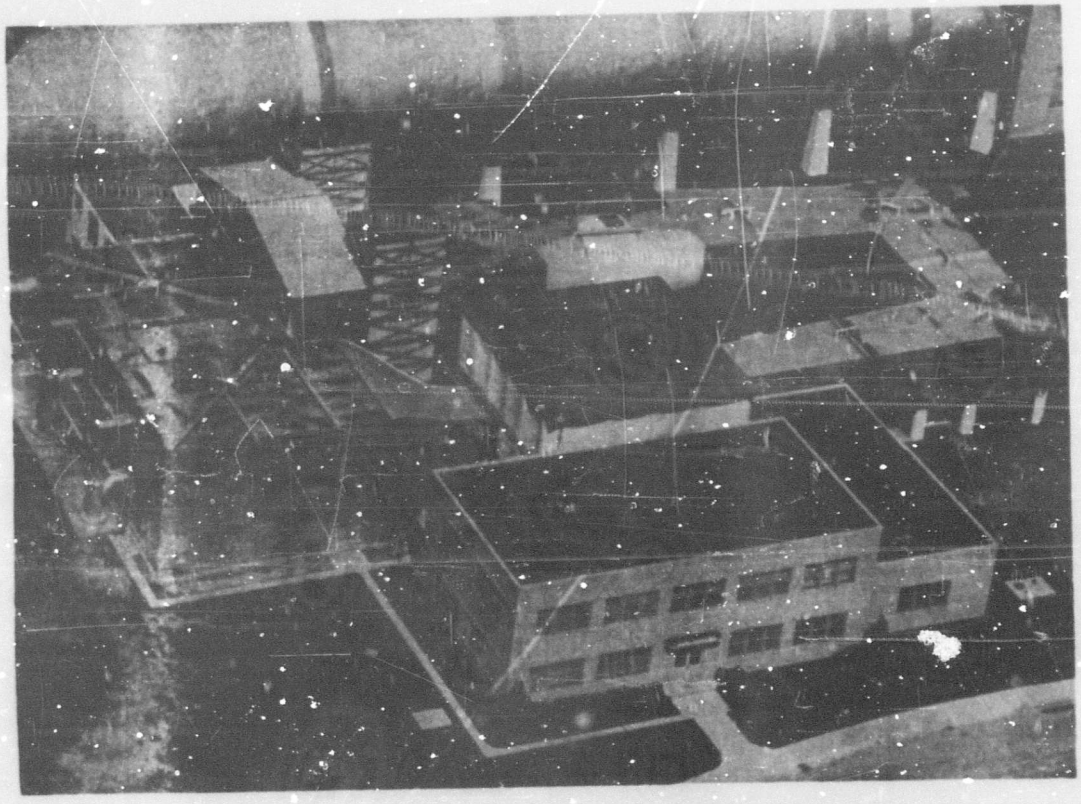


Fig.6 Photograph of Lewis Icing Tunnel (N.A.C.A.)
Photographie de la soufflerie du N.A.C.A.

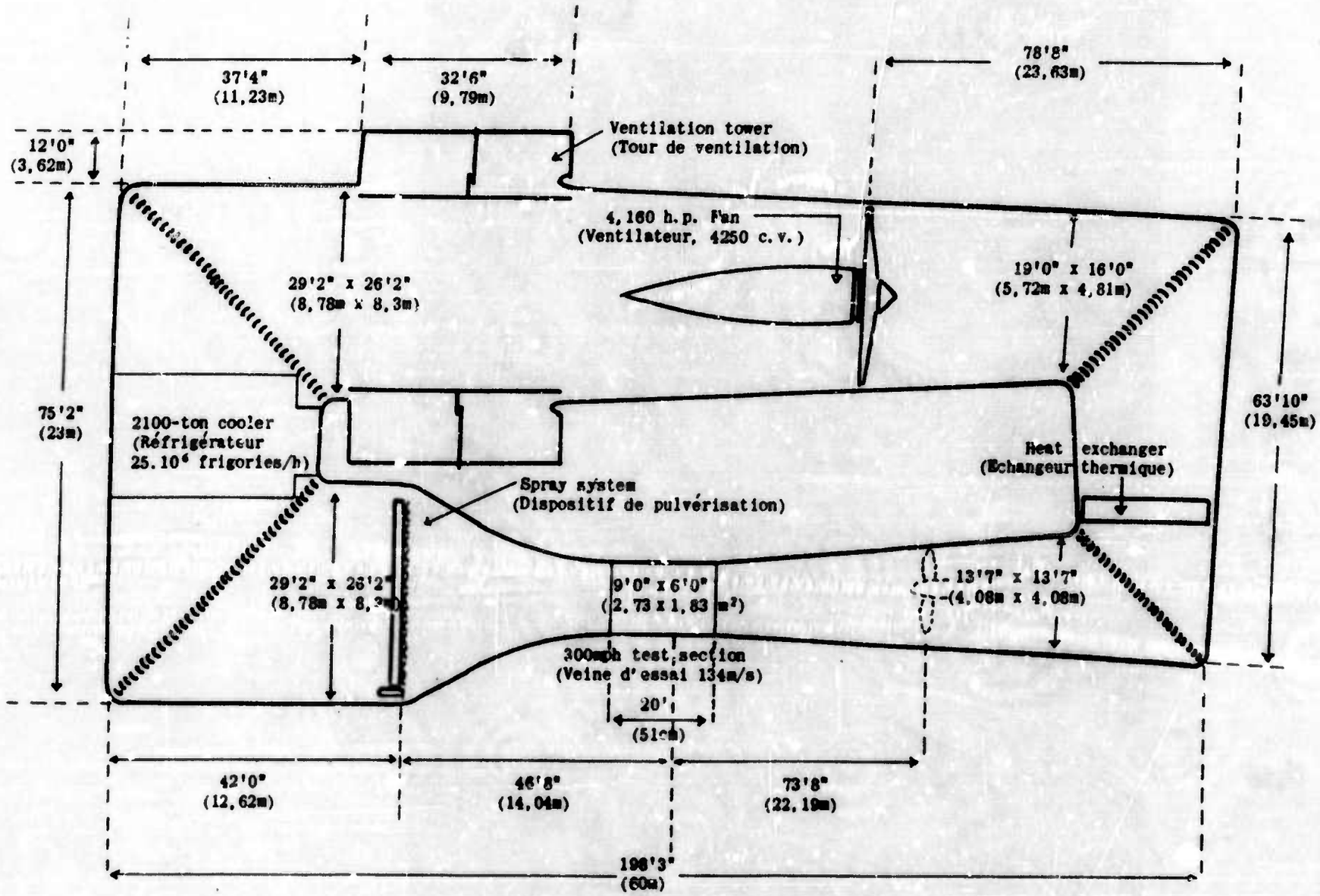


Fig. 7 NACA Icing Tunnel Circuit - Schéma de la soufflerie de givrage du N.A.C.A.

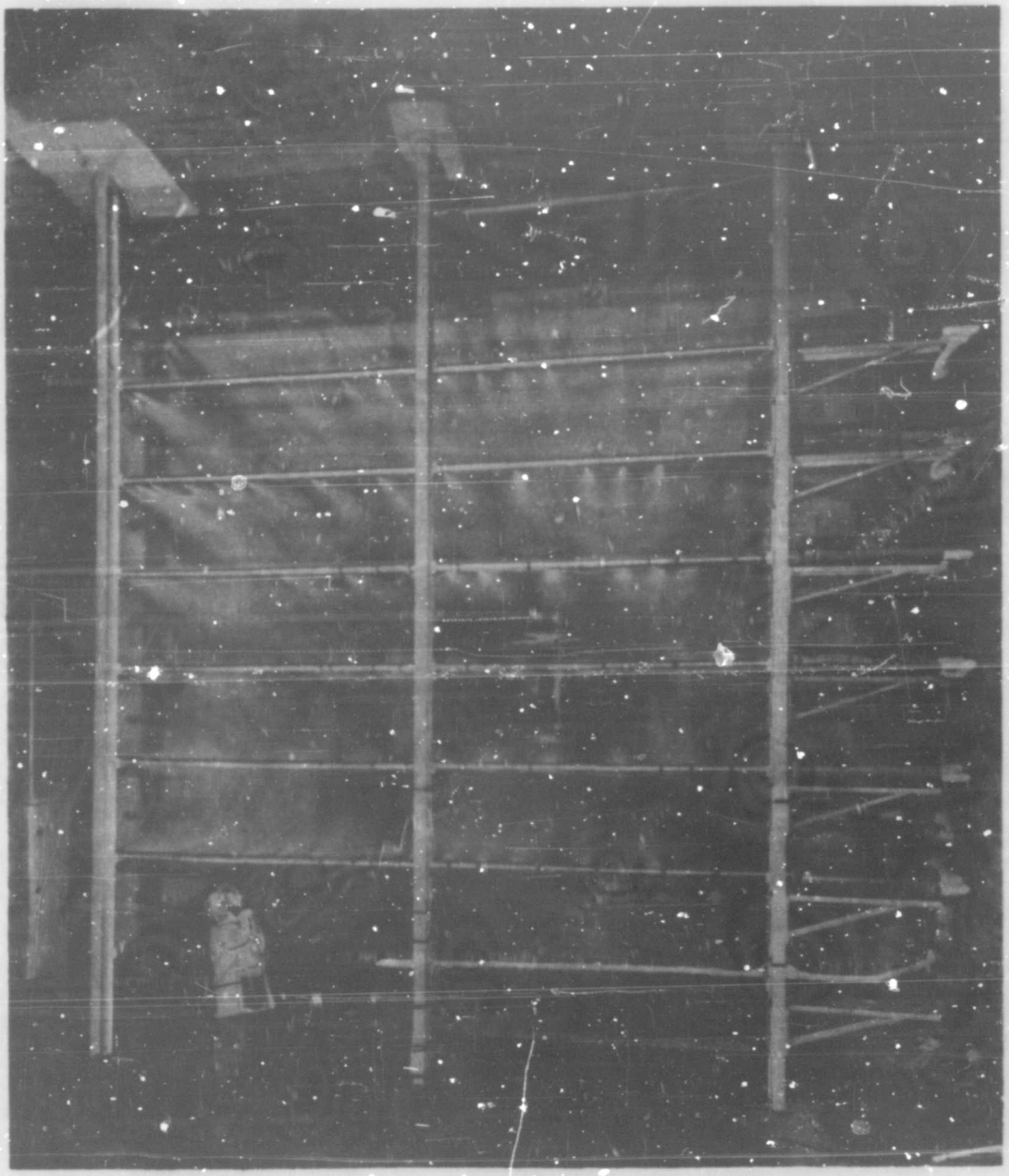


Fig. 8 Photograph of spray system into the test section of the NACA tunnel
Photographie du dispositif de pulvérisation de la soufflerie du N.A.C.A.

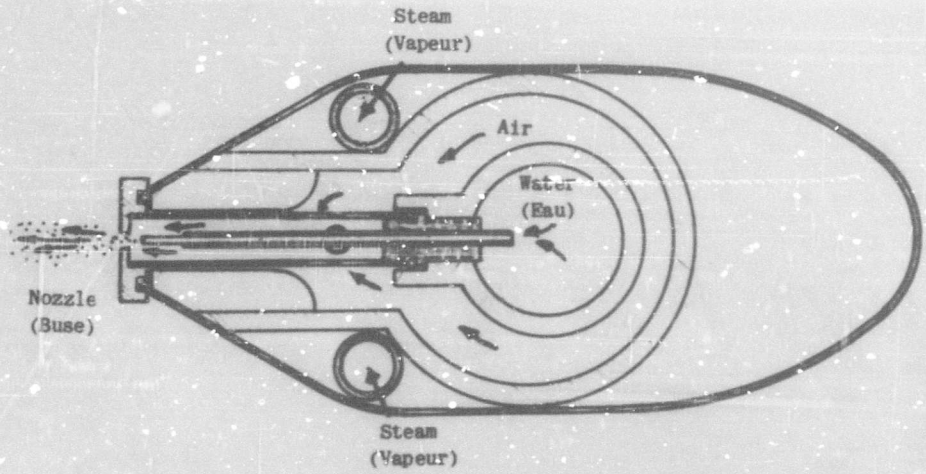


Fig. 9 Cross-section of NACA air-water atomizing spray nozzle
Coupe du pulvérisateur pneumatique du N. A. C. A.

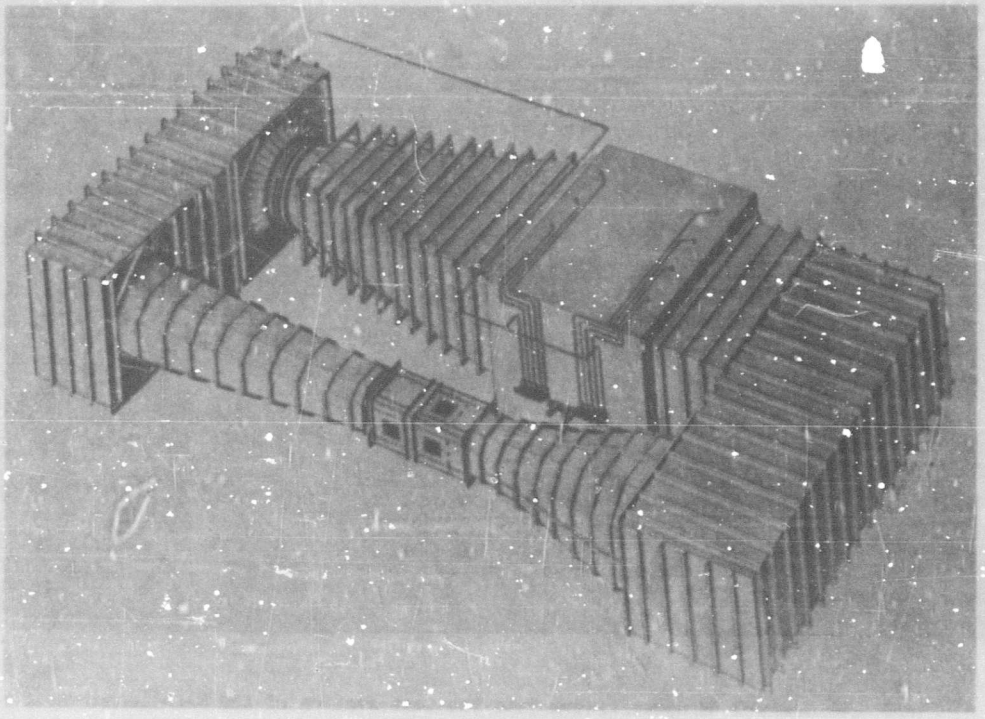


Fig. 10 Photograph of NRC Icing Tunnel - Photographie des souffleries de givrage du N. R. C.

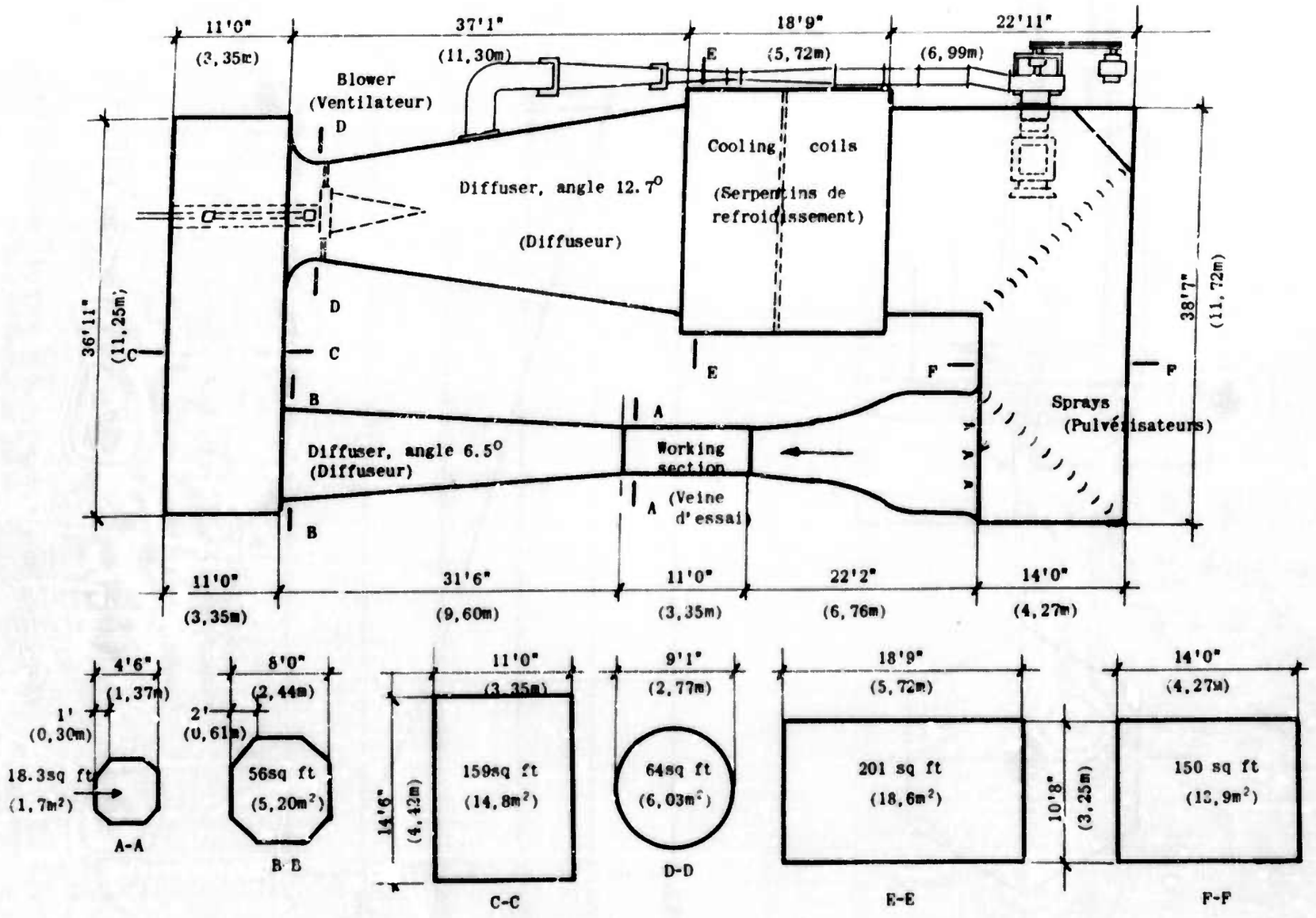
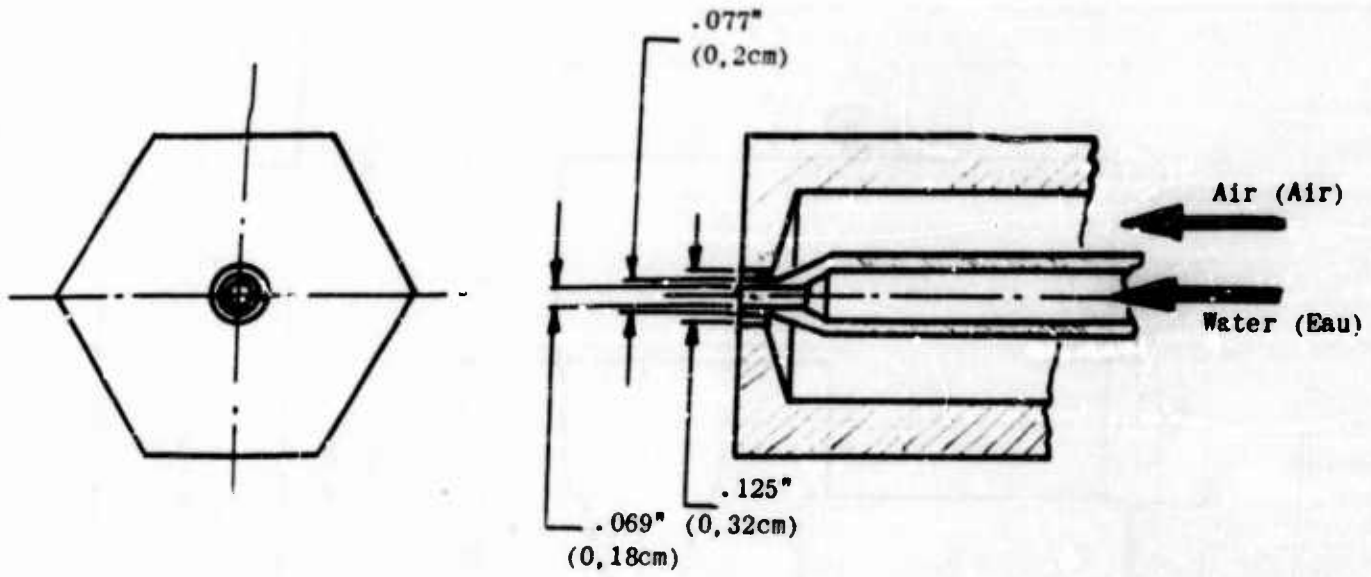


Fig. 11 NRC Icing Tunnel Circuit - Schéma des soufflerieu de givrage du N.R.C.



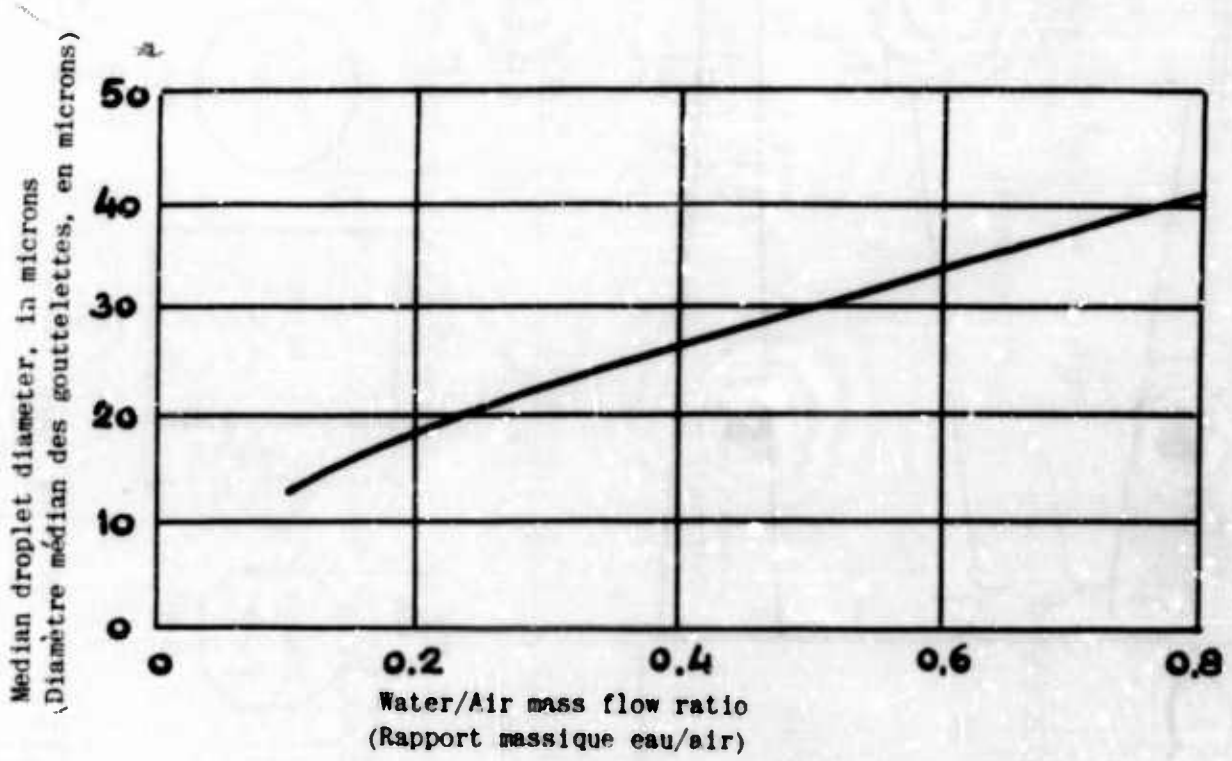


Fig. 12 Calibration data for NRC concentric nozzle in still air for air pressures above 15 lb/in.^{2}

Etalonnage, en air calme et pour des pressions supérieures à 1,05 kg/cm^2, du pulvérisateur NRC

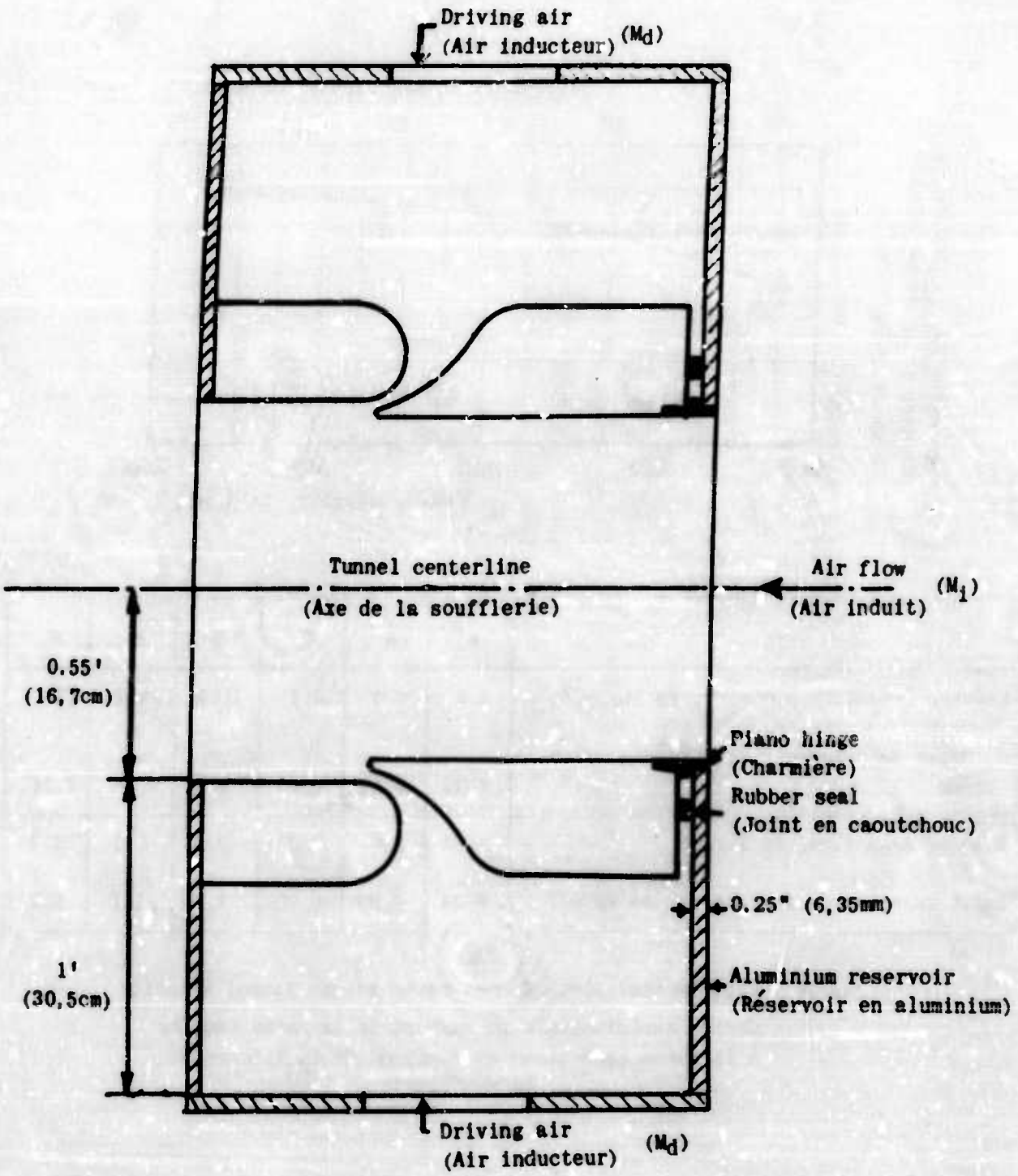
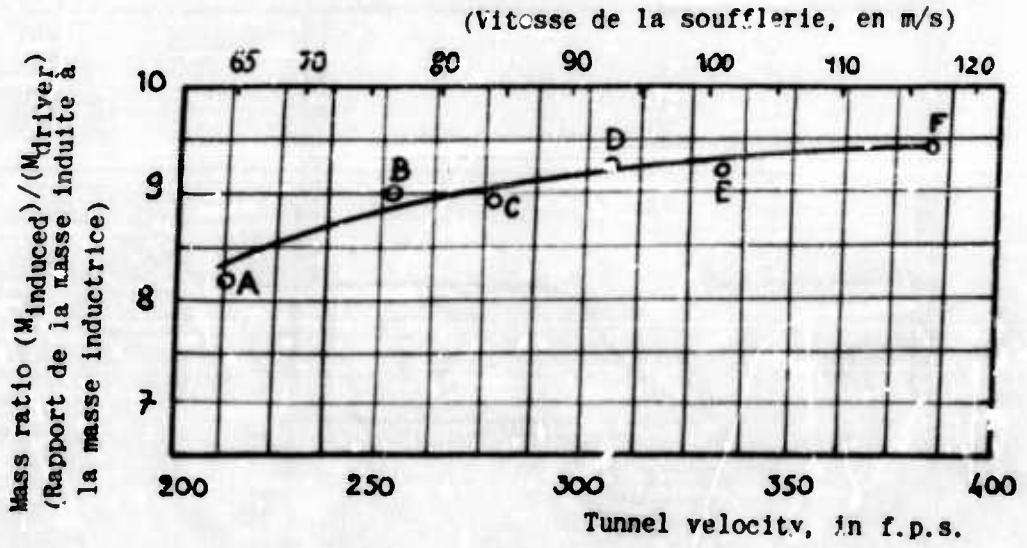


Fig. 13 Ejector System - Ejecteur



	A	B	C	D	E	F
Ejector reservoir pressure, in lb/in.^{2}	4.5	6.7	8.4	10.2	12.3	16.0
Pression de réservoir de l'éjecteur, en kg/cm^2	0,32	0,48	0,60	0,73	0,88	1,14
Ejector mass flow, in lb/sec	1.84	2.0	2.2	2.3	2.5	2.7
Débit massique de l'éjecteur, en kg/s	0,84	0,89	0,98	1,02	1,1	1,2

Fig. 14 Experimental plot of mass ratio versus tunnel velocity

Courbe expérimentale du rapport de la masse induite à la masse inductrice en fonction de la vitesse de la soufflerie

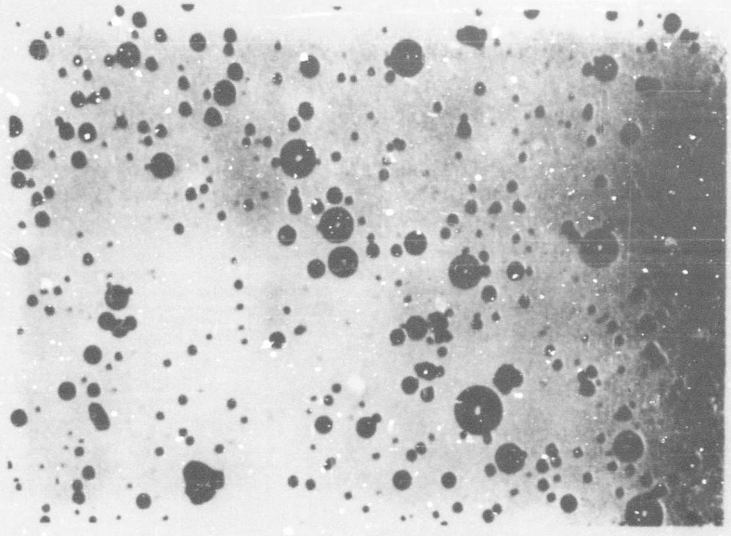


Fig. 15 Sample of cloud produced by turbine - Echantillon de nuage produit par condensation

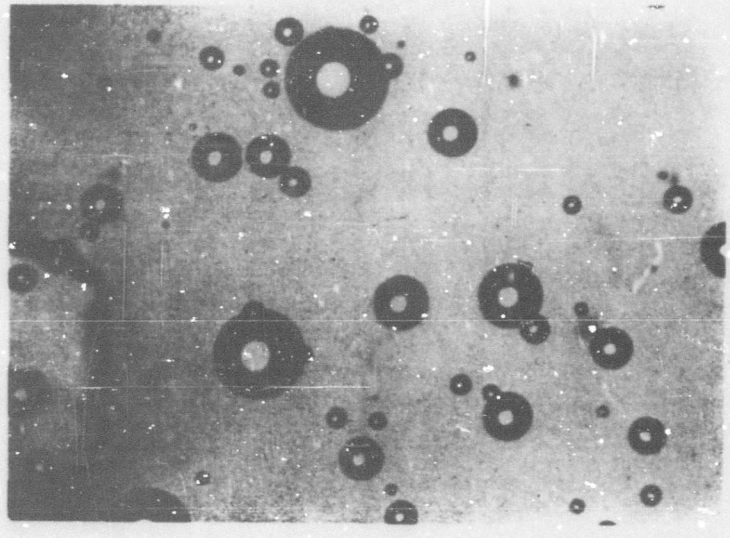


Fig. 16 Sample of cloud produced by air aspirated spray nozzle
Echantillon de nuage produit par pulvérisation

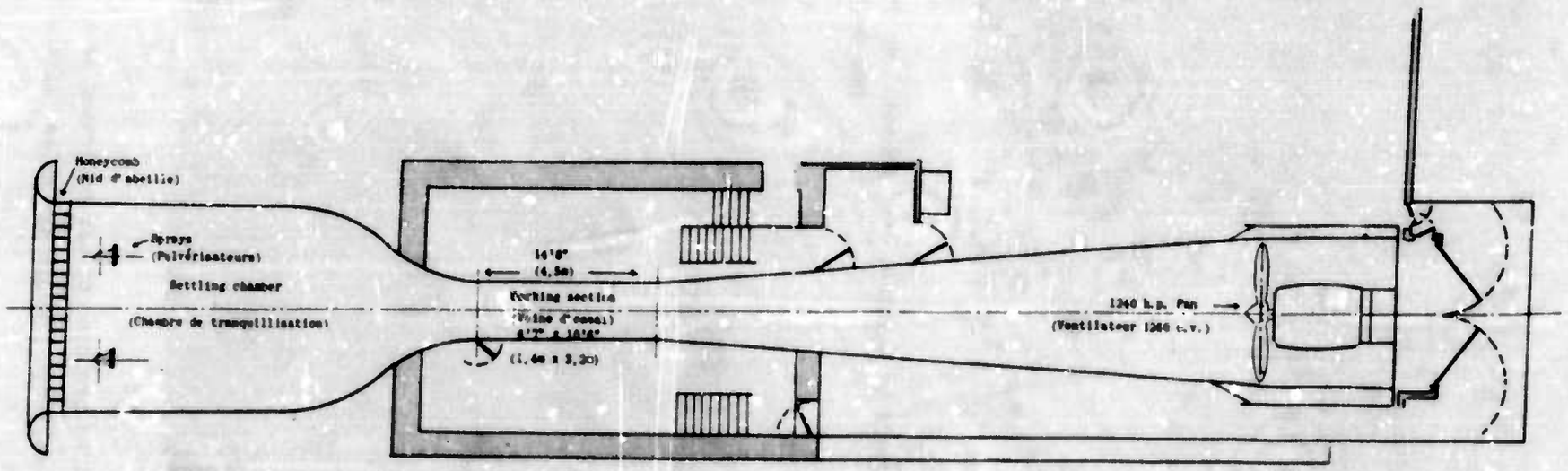


Fig. 17 Mont-Lachat Icing Tunnel - Soufflerie du Mont-Lachat

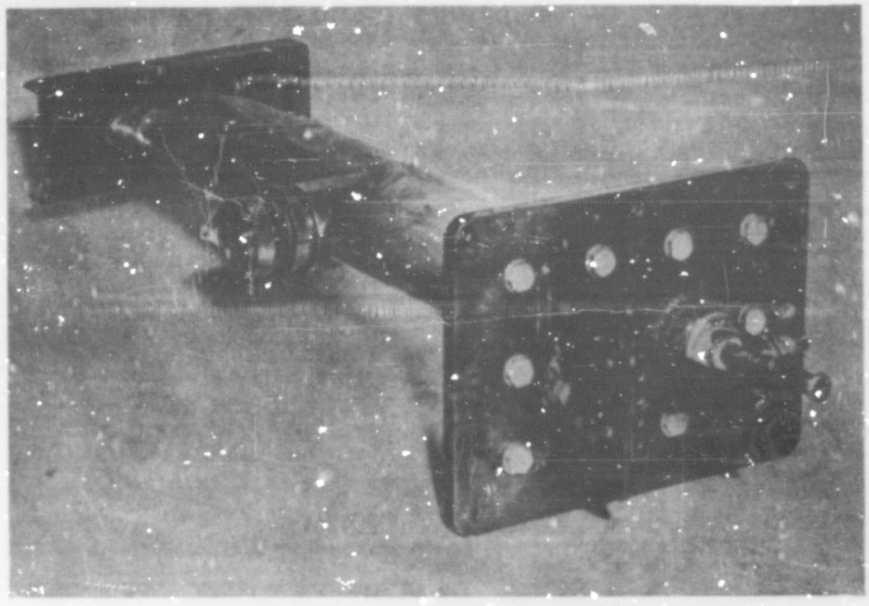


Fig. 18 Photograph of RAE spray nozzle and mast assembly
Photographie du pulvérisateur RAE et de son montage

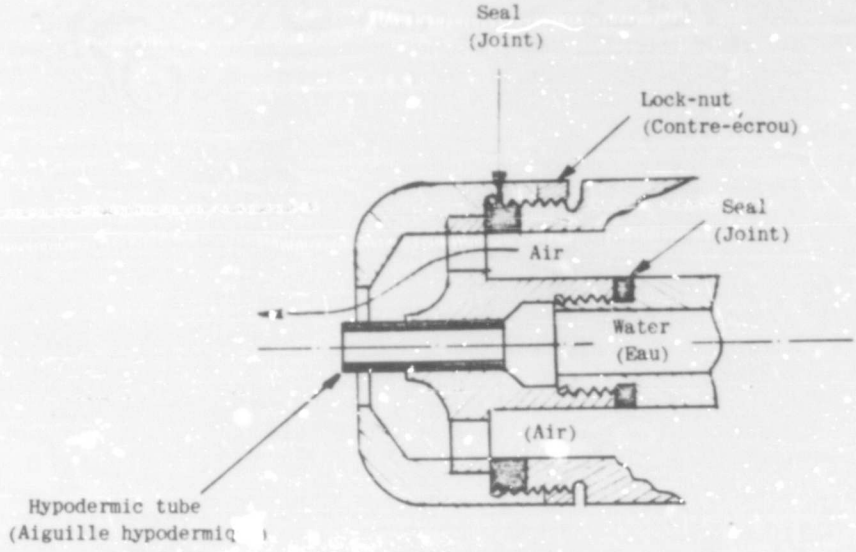
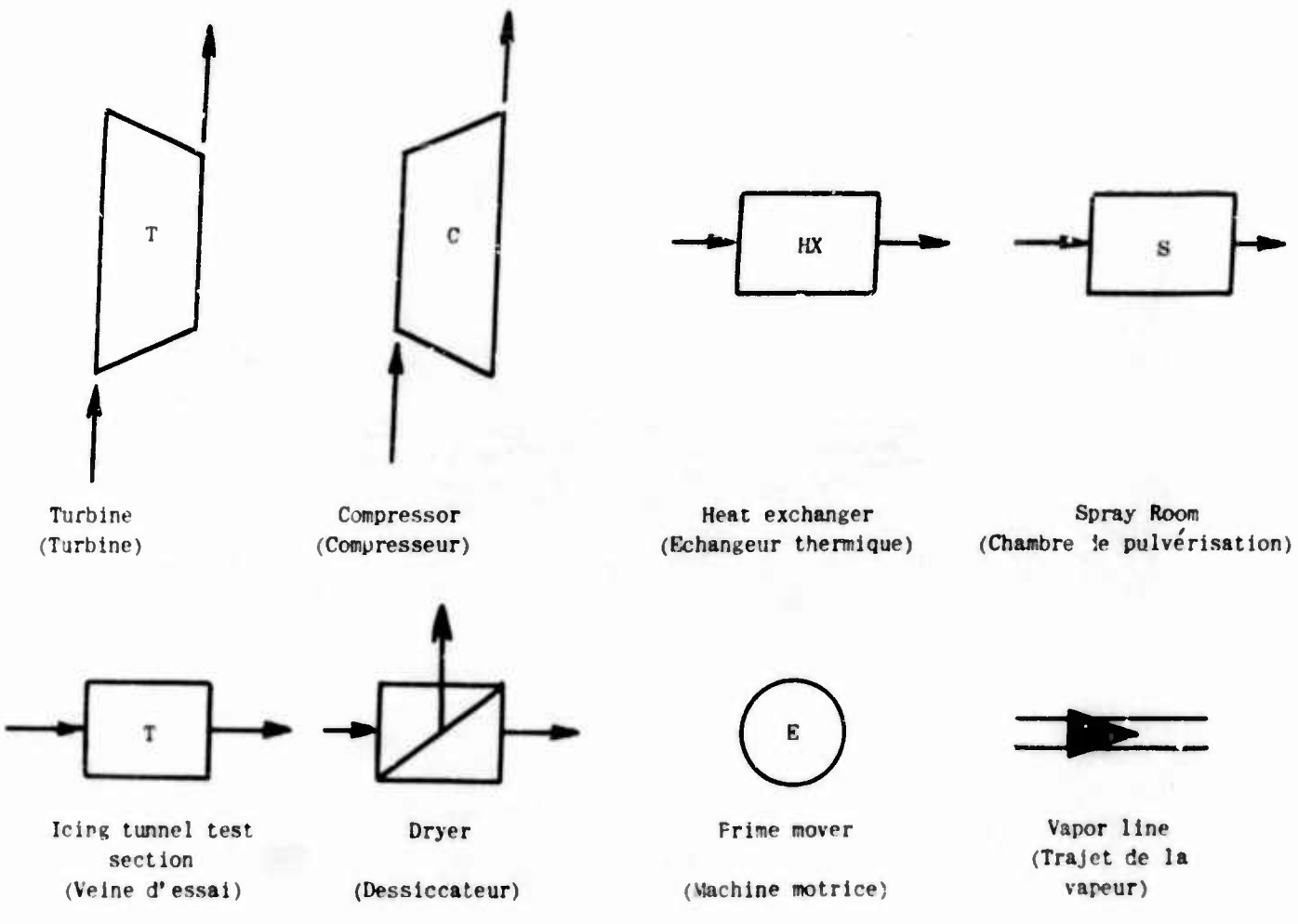


Fig. 19 RAE air blast atomiser - Pulvérisateur pneumatique RAE



Turbine (Turbine)

Compressor (Compresseur)

Heat exchanger (Echangeur thermique)

Spray Room (Chambre de pulvérisation)

Icing tunnel test section (Veine d'essai)

Dryer (Dessiccateur)

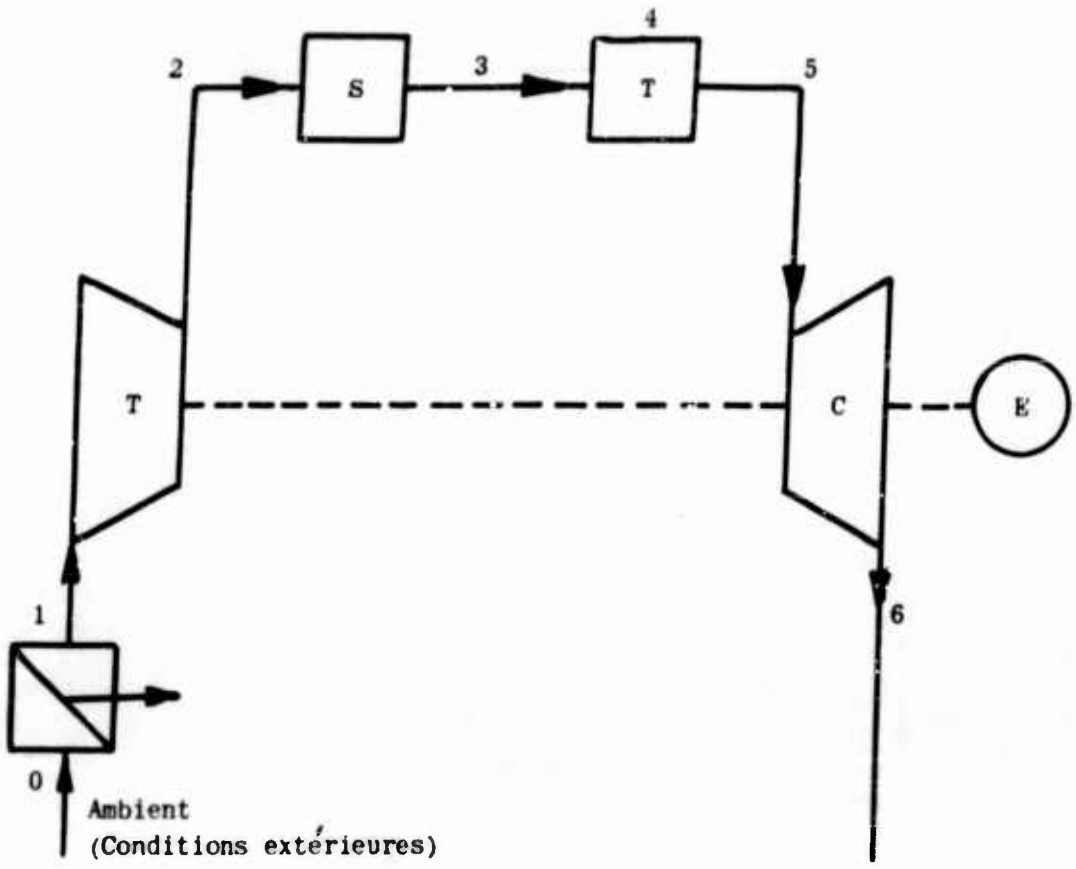
Prime mover (Machine motrice)

Vapor line (Trajet de la vapeur)

Mechanical Coupling (Couplage Mecanique)

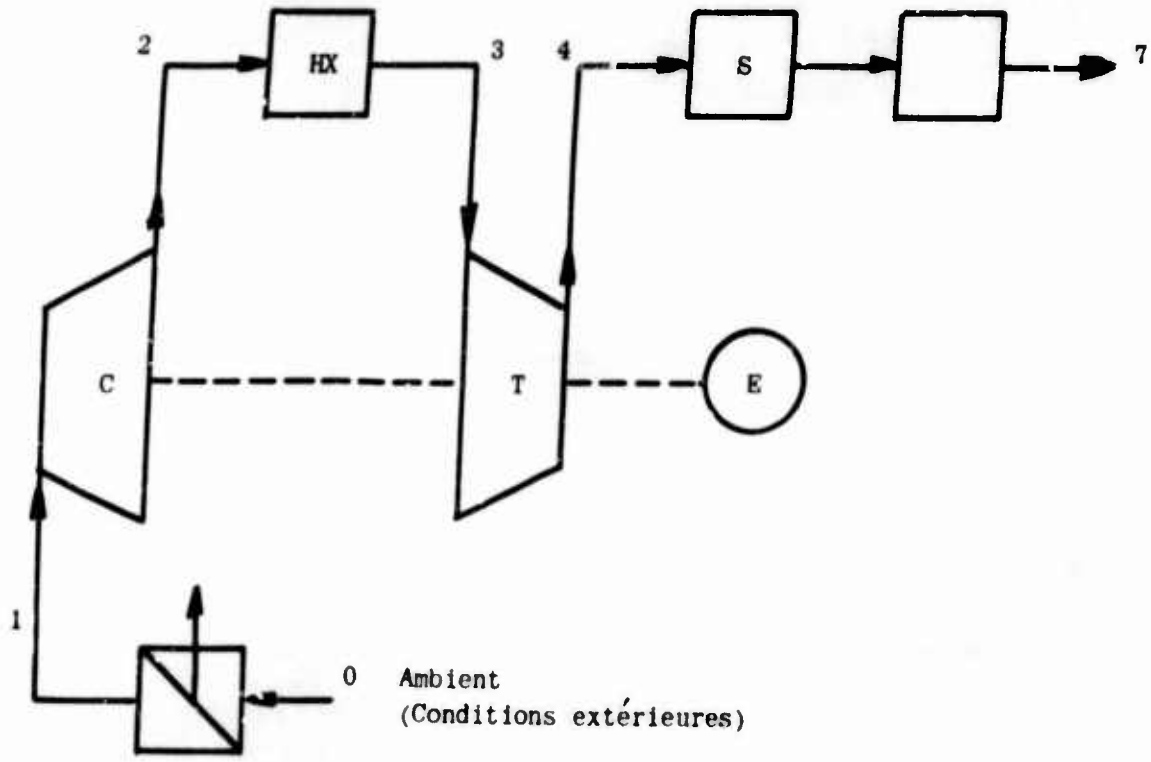
Fig. 20 Air cycle components

Parties constitutives du cycle de l'air dans une soufflerie de givrage



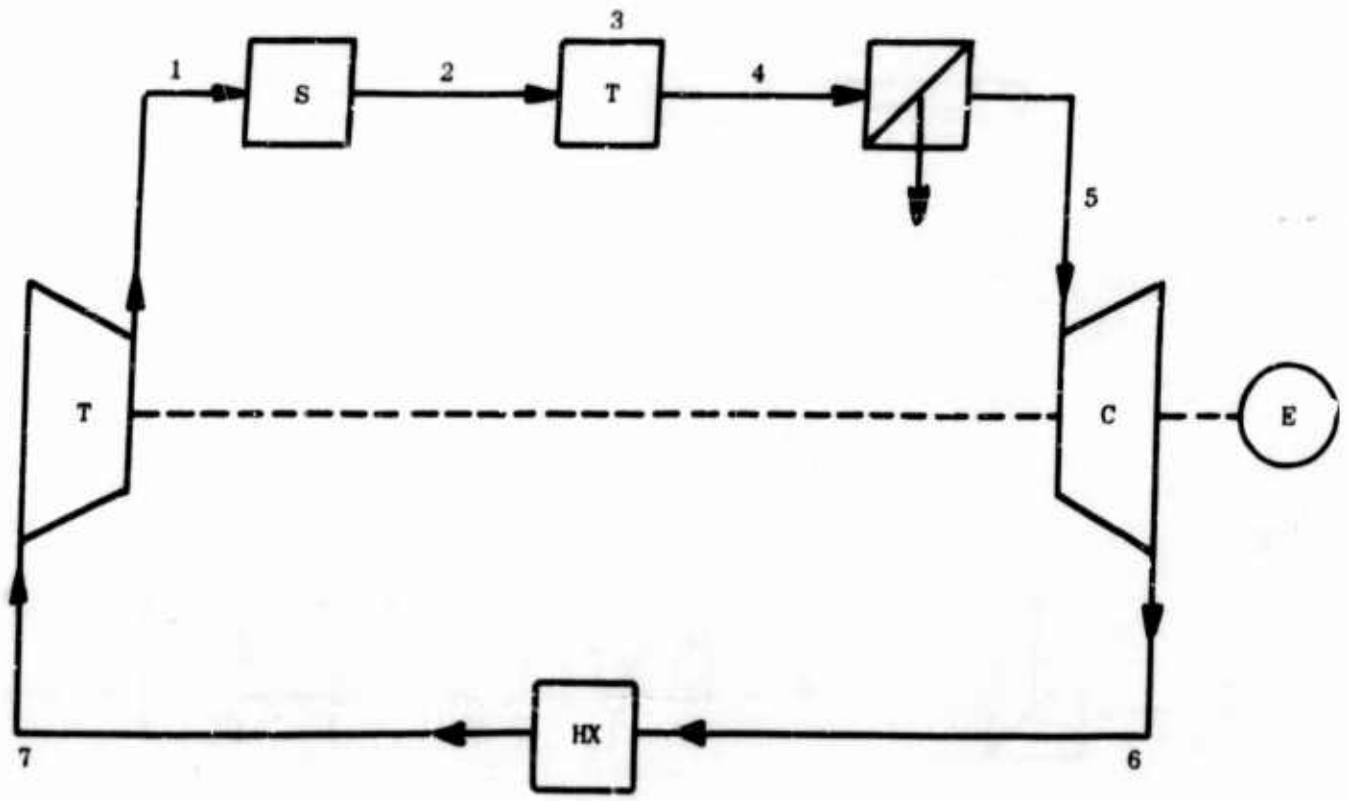
Station Section	Static Pressure Pression		Static Temperature Température absolue		Water-Vapour Content Vapour/air Rapport des masses de vapeur d'eau et d'air	Liquid-Water Content water/air Rapport des masses d'eau liquide et d'air
	lb/in.²	kg/cm²	°R	°K		
0	11,3	0,795	510	283	0,004	0
1	14,3	1,01	510	283	0,0001	0
2	9,54	0,67	460	255	0,0001	0
3	9,54	0,67	460	255		0,0025
4	8,04	0,566	438	243		0,0025
5	9,1	0,64	460	255		0,0025
6	14,3	1,01	547	303		0,0025

Fig.21 Cycle 1 : low pressure, open - Cycle 1 : basse pression, ouvert



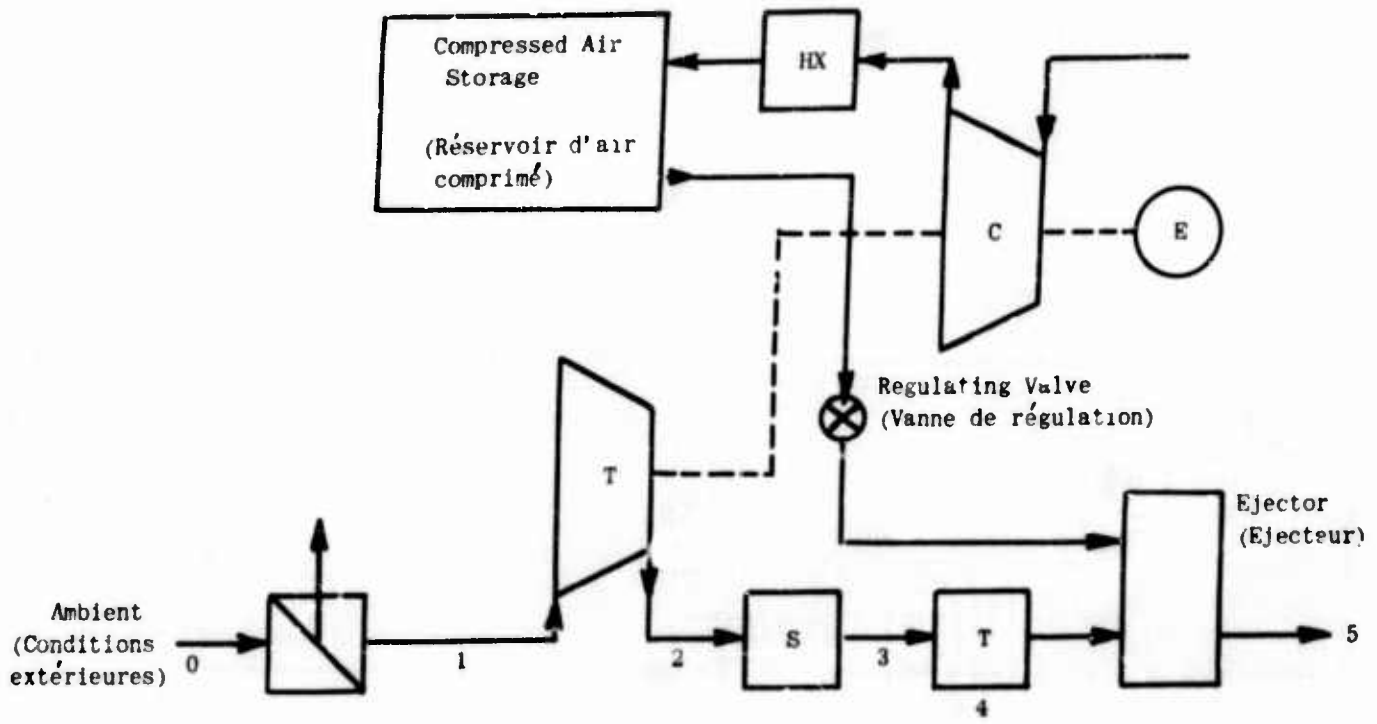
Station *Section*	*Static Pressure* *Pression*		*Static Temperature* *Température absolue*		*Water-Vapour Content* *vapour/air* *Rapport des masses de vapeur d'eau et d'air*	*Liquid-Water Content* *water/air* *Rapport des masses d'eau liquide et d'air*
	lb/in.²	*kg/cm²*	*°R*	*°K*		
0	14,3	1,01	510	283	0,004	0
1	14,3	1,01	510	283	0,0001	0
2	27,5	1,94	623	346	0,0001	0
3	27,5	1,94	530	294	0,0001	0
4	14,97	1,05	460	255	0,0001	0
5	14,97	1,05	460	255		0,0025
6	12,6	0,886	438	243		0,0025
7	14,3	1,01	460	255		0,0025

Fig.22 Cycle 2 : high pressure, open - Cycle 2 : haute pression, ouvert



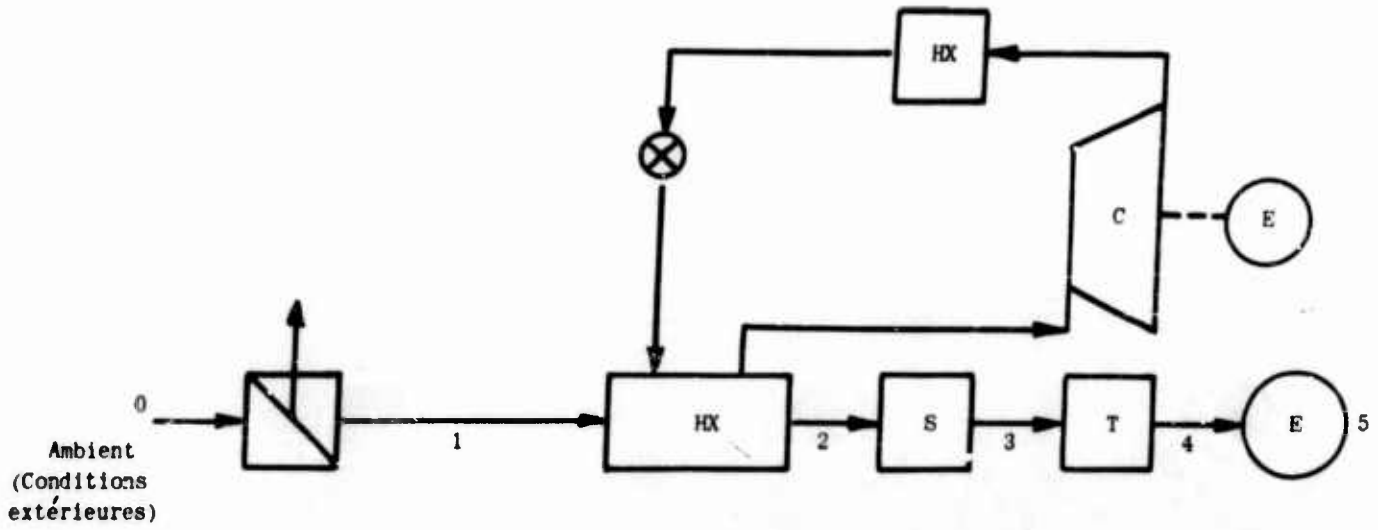
Station Section	Static Pressure Pression		Static Temperature Température absolue		Water-Vapour Content vapour/air Rapport des masses de vapeur d'eau et d'air	Liquid-Water Content water/air Rapport des masses d'eau liquide et d'air
	lb/in.²	kg/cm²	°R	°K		
1	14,3	1,01	460	255	0,0001	0
2	14,3	1,01	460	255		0,0025
3	12,0	0,844	438	213		0,0025
4	13,6	0,96	460	255		0,0025
5	13,6	0,96	460	255	0,0001	0
6	24,8	1,74	580	322	0,0001	0
7	24,8	1,74	520	289	0,0001	0

Fig.23 Cycle 3 : closed system - Cycle 3 : circuit fermé



Station Section	Static Pressure Pression		Static Temperature Température absolue		Water-Vapour Content vapour/air Rapport des masses de vapeur d'eau et d'air	Liquid-Water Content water/air Rapport des masses d'eau liquide et d'air
	lb/in.²	kg/cm²	°R	°K		
0	14,3	1,01	510	283	0,004	0
1	14,3	1,01	510	283	0,0001	0
2	9,54	0,67	460	255	0,0001	0
3	9,54	0,67	460	255		0,0025
4	8,05	0,566	438	243		0,0025
5	14,3	1,01				0,0025

Fig.24 Cycle 4 : ejector driven, open - Cycle 4 : dispositif avec éjecteur, ouvert



Station Section	Static Pressure Pression		Static Temperature Température absolue		Water-Vapour Content vapour/air Rapport des masses de vapeur d'eau et d'air	Liquid-Water Content water/air Rapport des masses d'eau liquide et d'air
	lb/in.²	kg/cm²	°R	°K		
0	14,3	1,005	510	283	0,004	0
1	14,3	1,005	510	283	0,0001	0
2	14,3	1.005	460	255	0,0001	
3	14,3	1,005	460	255		0,0025
4	12,0	0,844	438	243		0,0025
5	14,3	1,005				0,0025

Fig. 25 Cycle 5 : vapor-compression system, open
Cycle 5 : machine frigorifique à compression, ouvert

CHAPTER 5

FLIGHT TESTS IN SIMULATED ICING CONDITIONS

•

ESSAIS EN VOL DE GIVRAGE PROVOQUE

•

G.C. Abel and J.K. Thompson

CONTENTS

	Page
LIST OF FIGURES	233
1. INTRODUCTION	235
2. WATER SPRAY RIGS	236
3. WATER TANKER AIRCRAFT	238
FIGURES	239

TABLE DES MATIERES

	Page
LISTE DES FIGURES	233
1. INTRODUCTION	235
2. DISPOSITIF A RAMPES DE PULVERISATEURS	236
3. DISPOSITIF DE L'AVION RESERVOIR	238
FIGURES	239

LIST OF FIGURES

		Page
Fig. 1	Water-spray rig mounted in front of the air intake of an engine	239
Fig. 2	Particular disposition of the engine to be tested	240
Fig. 3	Water-spray rig mounted in front of a propeller	241
Fig. 4	Water-spray rig mounted in front of a test section	242
Fig. 5(a)	Water-spray rig attached to the side of an aircraft fuselage (front view)	243
Fig. 5(b)	Water-spray rig attached to the side of an aircraft fuselage (rear view)	244
Fig. 5(c)	Water-spray rig attached to the side of an aircraft fuselage (side-view)	245
Fig. 6	Spray nozzle of the water-tanker aircraft	246
Fig. 7	Water-spray produced with the tanker aircraft	246

LISTE DES FIGURES

Fig. 1	Rampe de pulvérisateurs montée à l'amont de l'entrée d'air d'un réacteur	239
Fig. 2	Disposition particulière d'un réacteur en essai	240
Fig. 3	Rampe de pulvérisateurs montée à l'amont d'une hélice	241
Fig. 4	Dispositif de pulvérisation à l'amont d'un bord d'attaque à l'essai	242
Fig. 5(a)	Dispositif de pulvérisation fixé latéralement au fuselage d'un avion (vue d'amont)	243
Fig. 5(b)	Dispositif de pulvérisation fixé latéralement au fuselage d'un avion (vue d'aval)	244
Fig. 5(c)	Dispositif de pulvérisation fixé latéralement au fuselage d'un avion (vue de côté)	245
Fig. 6	Système de pulvérisation de l'avion réservoir	246
Fig. 7	Pulvérisation produite à l'aide de l'avion réservoir	246

CHAPTER 5

FLIGHT TESTS IN SIMULATED ICING CONDITIONS

ESSAIS EN VOL DE GIVRAGE PROVOQUE

G.C. Abel* and J.K. Thompson†

1. INTRODUCTION

1.1 Because of the difficulties of making full-scale, full-speed tests in tunnels and of finding suitable natural icing conditions some effort has been directed towards producing artificial icing conditions in flight by means of water sprays.

Two types of test facilities have been used successfully for this work. The water spray rig which is mounted in front of the component to be tested is an example of one type of facility and the tanker aircraft which is flown just ahead of the aircraft or aircraft component to be tested is an example of the second type of facility. Aircraft utilisation and the particular test problem are the primary factors that control the choice of which test facility is most appropriate for a given problem. While the spray rig allows better control of test conditions, there are many test problems for which such an apparatus is neither practical nor aerodynamically feasible. Both type facilities are currently used in connection with flight test evaluation programmes.

1.2 The development of test apparatus for simulating aircraft icing requires consideration of the relative humidity of the ambient air and of the test conditions. That is, vapour pressure cannot be assumed to be equivalent to saturation vapour pressure for ambient conditions without causing serious errors in the application of results from heat transfer studies. The cooling effects of evaporation into a dry boundary

1. INTRODUCTION

1.1 Il est difficile, d'une part, de faire des essais de givrage en vraie grandeur dans une soufflerie et, d'autre part, de trouver des conditions convenables de givrage naturel en vol. On a donc essayé de provoquer, en vol, des conditions de givrage, par pulvérisation d'eau à l'avant de l'avion.

Deux types d'installation ont été utilisés avec succès: l'un consiste à monter des rampes de pulvérisation d'eau en amont de la partie de l'avion à étudier; l'autre utilise un avion-réservoir qui vole juste devant l'avion ou la partie de l'avion en essai. Suivant l'utilisation qui doit être faite de l'avion et le but de l'essai, le choix peut se porter sur l'une ou l'autre des installations: si les rampes de pulvérisateurs permettent une meilleure définition des conditions expérimentales, il existe des essais pour lesquels l'aménagement de telles rampes n'est ni pratique, ni aérodynamiquement réalisable. En fait, les deux types d'installation sont mis en oeuvre dans les programmes d'essais en vol.

1.2 Tout essai de givrage provoqué en vol doit tenir compte de l'humidité relative de l'atmosphère : on pourrait commettre des erreurs considérables dans l'interprétation des résultats obtenus par la mesure des échanges thermiques au cours du givrage, si l'on supposait que, pendant l'essai, la pression de la vapeur d'eau est égale à la pression de saturation à la température de l'atmosphère. Si la couche limite est loin

*Aeroplane and Armament Experimental Establishment, U.K.
†Wright Air Development Center, U.S.A.

layer are considerable and skin temperatures equivalent to ambient conditions can occur at stagnation points even though airspeeds are fairly high. Any evaluation of heat transfer ice protection systems using simulated icing conditions must be made, therefore, on the basis of heat required and heat available rather than for a specific ambient condition.

2. WATER SPRAY RIGS

Figures 1 to 5 are examples of water spray rigs mounted in front of the component to be tested.

2.1 Figure 1 shows 37 air blast spray nozzles mounted 5 in. apart on 7 streamlined struts which are spaced 4½ in. apart.

The nozzles are mounted 5 ft ahead of the air intake of the jet engine. The compressed air for the nozzles is obtained from the jet engine at the cabin pressurisation tapping. The water is stored in the aircraft and is pumped through a filter and flowmeter to the nozzles. As a precaution against freezing the water pipe was led into the air pipe through which the warm air from the engine was supplied to the nozzles and an automatic by-pass was fitted as a safeguard against a high build up of water pressure if the nozzles should freeze. This system was satisfactory at temperatures down to -30°C, below which the nozzles started to freeze.

Figure 2 shows an installation where the engine to be tested is mounted below the fuselage.

de l'état de saturation, le refroidissement qu'entraîne l'évaporation de l'eau sur la surface peut être considérable; en particulier, aux points d'arrêt, les températures de paroi peuvent être voisines de celles qui règnent dans le milieu ambiant, même si les vitesses de l'avion sont notablement élevées. Par suite, la chaleur débitée par un système thermique de protection au cours d'un givrage provoqué n'est pas égale à la chaleur qui serait effectivement débitée si, toutes choses égales d'ailleurs, l'atmosphère était saturée et une interprétation des résultats est nécessaire.

2. DISPOSITIF A RAMPES DE PULVERISATEURS

Les figures 1 à 5 montrent des exemples d'installations de rampes de pulvérisateurs montées à l'amont de l'élément à étudier.

2.1 Le dispositif de la figure 1 comprend 37 pulvérisateurs pneumatiques montés, à 12,5 cm l'un de l'autre, sur 7 supports profilés distants de 11,25 cm. Les pulvérisateurs sont à 1,5m en amont de l'entrée d'air d'un réacteur. L'air comprimé alimentant les pulvérisateurs est prélevé, en même temps que l'air utilisé pour la pressurisation de la cabine, après le compresseur du réacteur. L'eau, pompée dans un réservoir situé dans l'avion, passe, avant d'arriver aux pulvérisateurs, dans un filtre et dans un débitmètre. Par précaution contre le gel, le tuyau d'alimentation en eau est à l'intérieur du tuyau d'alimentation en air; l'air provenant du réacteur est, en effet, suffisamment chaud pour permettre la pulvérisation jusqu'à une température de -30°C, température au-dessous de laquelle les pulvérisateurs commencent à geler. Un organe de sûreté, constitué par un by-pass automatique, évite une pression d'eau trop grande dans la canalisation, en cas de gel des pulvérisateurs.

La figure 2 montre une installation où le réacteur à essayer est placé sous le fuselage.

Figure 3 shows a similar spray arrangement with the supporting structure altered so as to bridge over the test engine's propeller.

Le même dispositif peut servir à l'essai d'une hélice, le support étant alors essentiellement constitué par un pont de forme circulaire passant au-dessus de l'hélice (fig.3).

2.2 Figure 4 shows the spray for a test section built into the fin of an aircraft. Twelve nozzles were mounted 4 in. apart on six horizontal struts spaced 5½ in. apart. The nozzles were just over 6 ft ahead of the test section. The compressed air to the nozzles was supplied from a blower mounted on a large auxiliary power unit in the fuselage. This power unit also supplied the energy to operate the de-icing and anti-icing systems that have been mounted on the test section. Six flowmeters were used, one to control the water flow to both nozzles on each spray bar, to overcome the difficulty due to the different gravity heads between the spray bars.

2.2 La figure 4 montre une dérive d'avion dont une section a été équipée en vue d'essai; douze pulvérisateurs ont été montés, à 10 cm l'un de l'autre, sur six supports horizontaux, distants de 13,8 cm. Les pulvérisateurs sont à 1,8 m du profil. L'air alimentant les pulvérisateurs est fourni par un compresseur, lui-même actionné par un groupe auxiliaire important placé dans le fuselage; ce groupe fournit également l'énergie nécessaire aux systèmes de dégivrage ou d'antigivrage qui peuvent être montés sur le profil en essai. Les supports horizontaux des pulvérisateurs étant à des niveaux différents, il convient de régler le débit de chacun d'eux; il existe donc six débitmètres, placés en parallèle.

2.3 Figures 5a, 5b and 5c show three views of a spray rig attached to the side of an aircraft fuselage. This apparatus uses 166 high-pressure water nozzles, with pressure water of 80-90 lb/sq in., giving a coverage of 127 sq ft up to 0.27 g/m^3 water content at 190 m.p.h. The water droplet diameter is of 25 microns. Each nozzle is provided with an electrical heater. The water capacity is 500 gallons and the water flow rate of 4.3 gallons/min.

2.3 Les figures 5a, 5b et 5c sont trois vues d'un ensemble de pulvérisateurs fixé sur le côté d'un fuselage d'avion. Le dispositif comprend 166 pulvérisateurs homogènes, la pression de l'eau étant de 5,6 à 6,3 kg/cm^2. Pour une vitesse de l'avion de 300 km/h, la section couverte par le brouillard est de 12 m^2, la teneur en eau pouvant atteindre jusqu'à 0,27 g/m^3 et le diamètre des gouttelettes étant de l'ordre de 25 microns. La réserve d'eau est de 2250 litres et le débit de l'eau, de 19,5 *l*/mn.

Tests with this particular apparatus have been limited to propeller development evaluation. A special feature of the test apparatus is the spinner attachment and slip rings which allow measurement of blade skin temperatures. Other measurements obtained during tests include propeller unbalance, torque, blade speed etc.

Avec cette installation particulière, les essais n'ont porté que sur des dispositifs d'hélices. A noter l'attache de l'armature au capot de l'hélice et les contacts tournants permettant la mesure de la température de la surface des pales. D'autres mesures sont réalisées au cours des essais : déséquilibre de l'hélice, couple de rotation, vitesse angulaire de l'hélice, etc.

3. WATER TANKER AIRCRAFT

In the U.S.A., a large fuel tanker aircraft has been converted to provide water spray cloud conditions into which other aircraft can fly to test components.

Figure 6 is a photograph of the water spray nozzles and Figure 7 is a photograph of it working in flight.

The spray is from high pressure water nozzles. The nozzles can be varied to cause either rain or drizzle. A third nozzle is being constructed which it is believed will be capable of causing droplet size more of the order of common icing.

Liquid water contents are of the order of 1 g/m^3 in the icing area when water flow rates are of the order of 100 gallons/min. The formation has the general characteristics of freezing rain or freezing drizzle.

Use of tanker aircraft has been limited to speed power analysis to determine the effects of heavy and severe icing on aircraft components. Although the test techniques are not entirely developed at this time, results to date are highly satisfactory.

3. DISPOSITIF DE L'AVION RESERVOIR

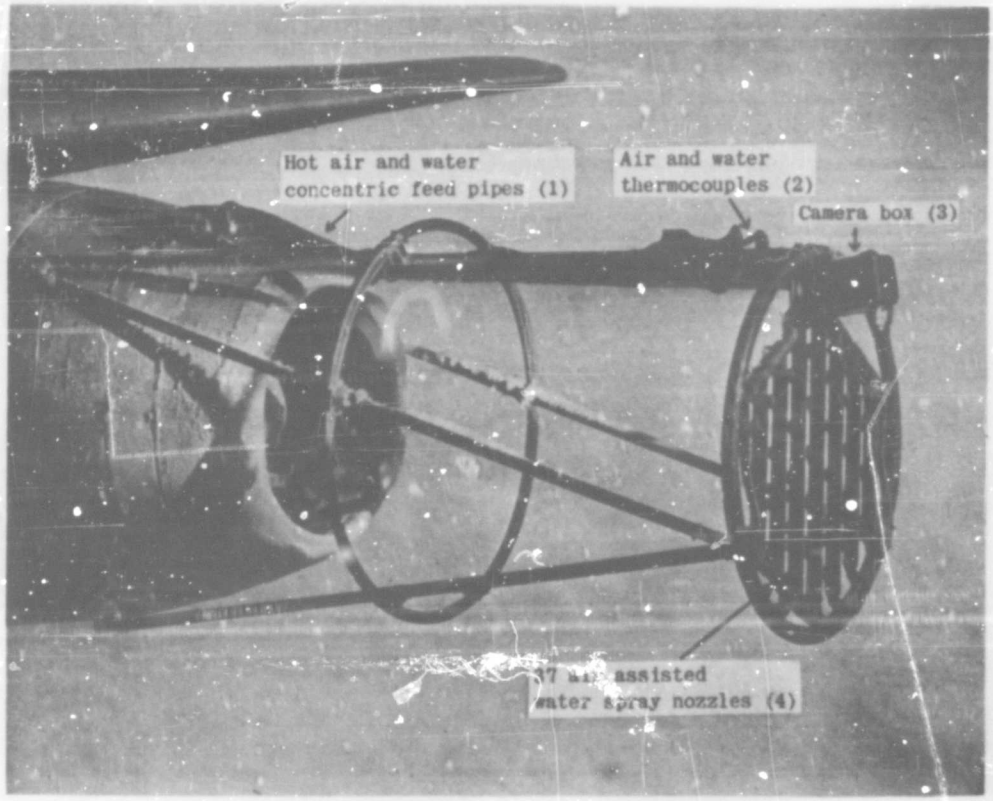
Aux Etats Unis, un avion-réservoir servant habituellement au transport de combustible peut être rempli d'eau et, par l'adjonction d'un dispositif de pulvérisation, utilisé pour former un brouillard givrant dans lequel vole un autre avion dont certains éléments sont en essai.

Le dispositif de dispersion, constitué de pulvérisateurs homogènes à forte pression d'eau, est visible sur la Photographie 6 et la Photographie 7 montre son fonctionnement en vol.

Suivant les pulvérisateurs utilisés, on peut avoir soit de la pluie, soit de la bruine. Un autre type de pulvérisateur est en construction; il doit permettre d'obtenir des diamètres de gouttelettes se rapprochant davantage de ceux que l'on rencontre dans les nuages givrants habituels.

Les teneurs en eau liquide sont de l'ordre de 1 g/m^3 dans l'aire givrante quand les débits d'eau sont de l'ordre de 450 *l*/mn. Les dépôts de givre ont les caractéristiques de ceux que l'on observe par pluie surfondue ou par bruine surfondue.

L'emploi de ce système d'expérimentation s'est limité jusqu'ici à l'étude des effets de givrage intenses et sévères sur un avion ou sur une partie de l'avion et, en particulier, des variations de la puissance et de la vitesse au cours du givrage. Bien que la technique des essais avec avion-réservoir ne soit pas complètement au point à l'heure actuelle, les perspectives qu'offrent ces essais sont très satisfaisantes.



1. Hot air and water concentric feed pipes = Tuyaux concentriques d'alimentation en air chaud et en eau
2. Air and water thermocouples = Thermoéléments air et eau
3. Camera box = Boîtier d'appareil
4. 37 assisted water spray nozzles = 37 pulvérisateurs pneumatiques

Fig.1 Water-spray rig mounted in front of the air intake of an engine
Rampe de pulvérisateurs montée à l'amont de l'entrée d'air d'un réacteur

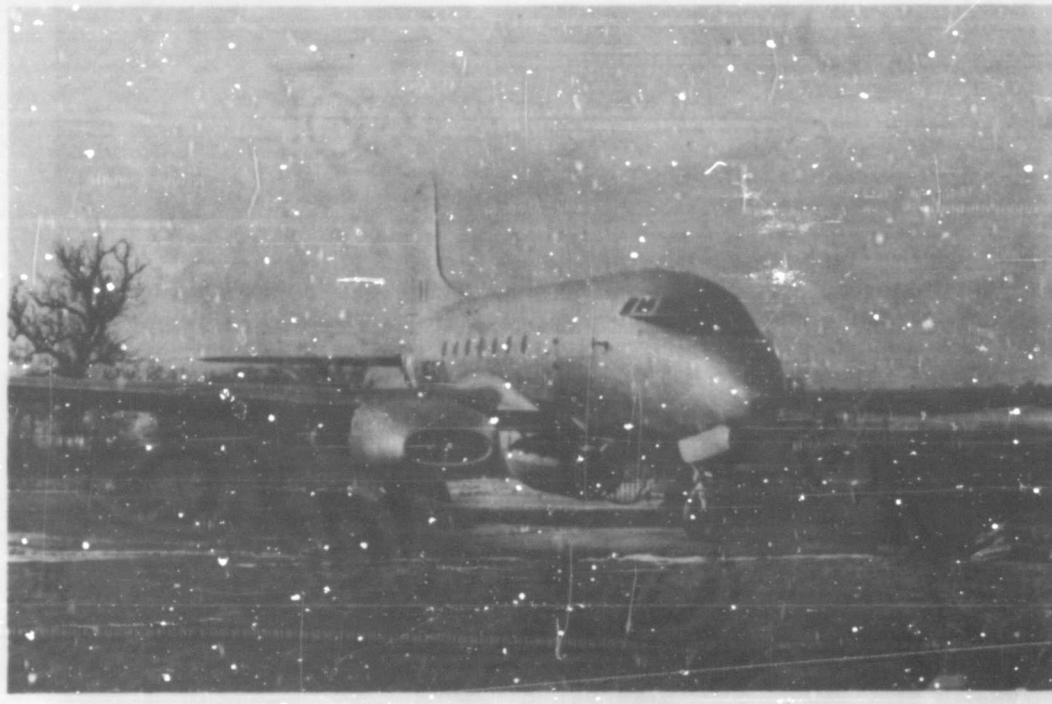


Fig. 2 Particular disposition of the engine to be tested
Disposition particulière d'un réacteur en essai

1. Mirror	=	Miroir
2. Spotlight (for night tests)	=	Projecteur (pour essais de nuit)
3. Cameras (35 mm Robot F 3.8 7.5 cm Tele Xenar)	=	Appareils photographiques (35 mm Robot F 3.8 7,5 cm Tele Xenar)
4. Electronic flash tubes (for night tests)	=	Tubes-éclairs électroniques (pour essais de nuit)
5. Water/air supply pipe	=	Tuyau d'alimentation en eau/air
6. Single-entry oil cooler duct intake	=	Entrée unique du conduit refroidisseur d'huile
7. External rubber overshoes scheme 6	=	Caoutchoucs externes
8. Rotol Viscount de-iced propeller & spinner	=	Hélice Rotal Viscount dégivrée avec capot
9. Camera (35 mm Robot F2 4 cm Biotar)	=	Appareil photographique (35 mm Robot F2 4 cm Biotar)
10. External pitot	=	Pitot externe
11. Water spray grid (19 air-assisted nozzles)	=	Grille de pulvérisateurs (19 pulvérisateurs pneumatiques)

Fig.3 Water-spray rig mounted in front of a propeller
Rampe de pulvérisateurs montée à l'amont d'une hélice

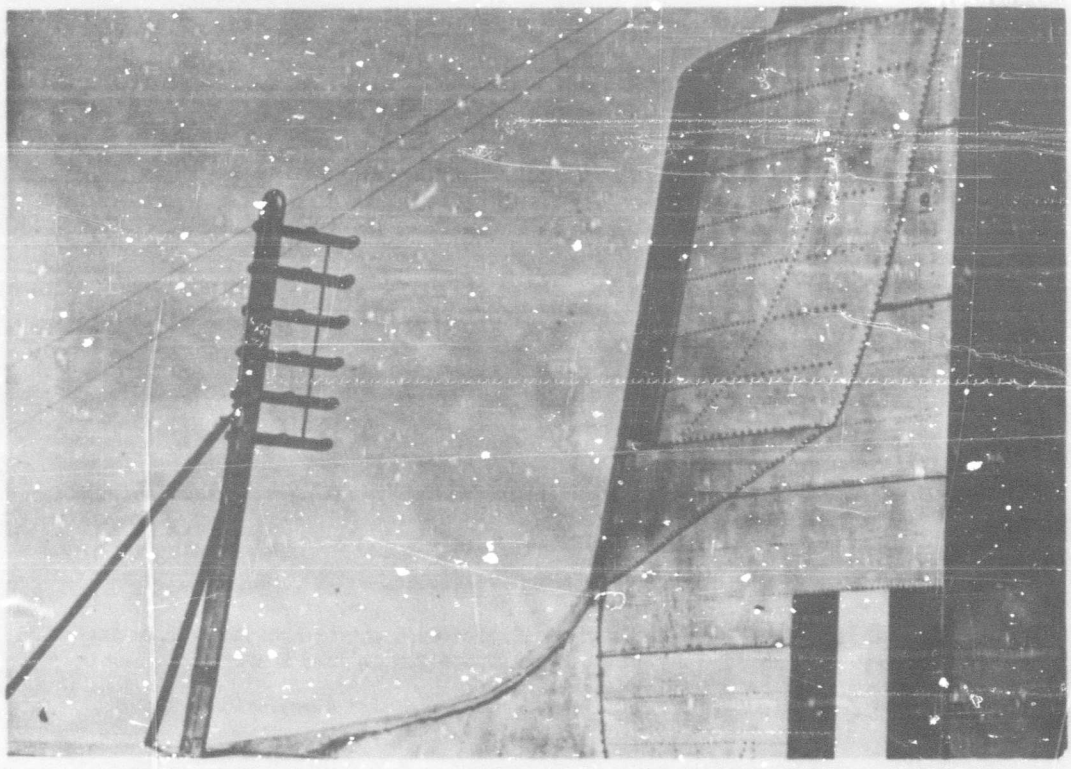


Fig. 4 Water-spray rig mounted in front of a test section
Dispositif de pulvérisation à l'amont d'un bord d'attaque à l'essai

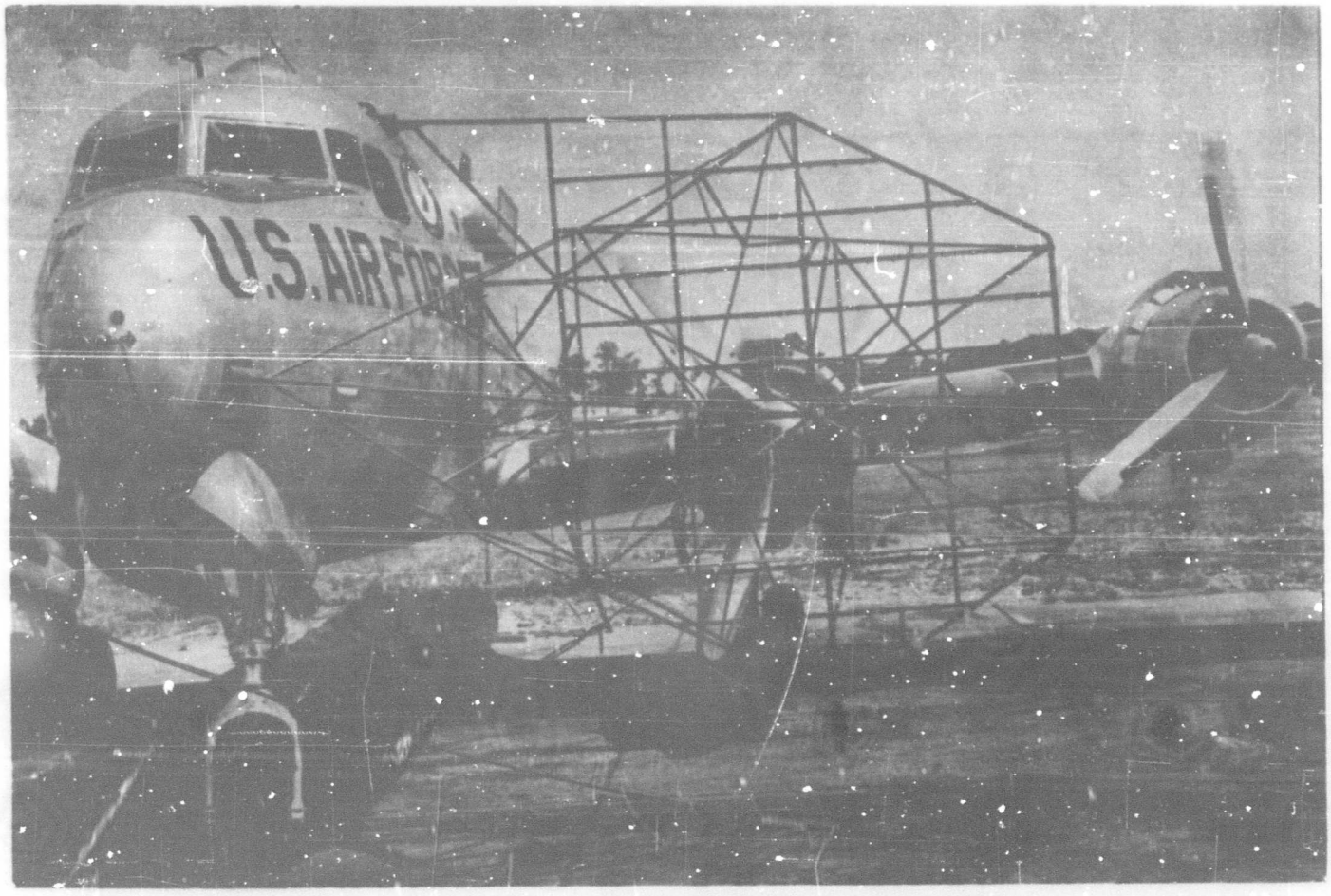


Fig.5(a) Water-spray rig attached to the side of an aircraft fuselage (front view)
Dispositif de pulvérisation fixé latéralement au fuselage d'un avion
(vue d'amont)

Fig.5(b) Water-spray rig attached to the side of an aircraft fuselage (rear view)
Dispositif de pulvérisation fixé latéralement au fuselage d'un avion (vue d'aval)

Fig.5(c) Water-spray rig attached to the side of an aircraft fuselage (side view)
Dispositif de pulvérisation fixé latéralement au fuselage d'un avion (vue de côté)

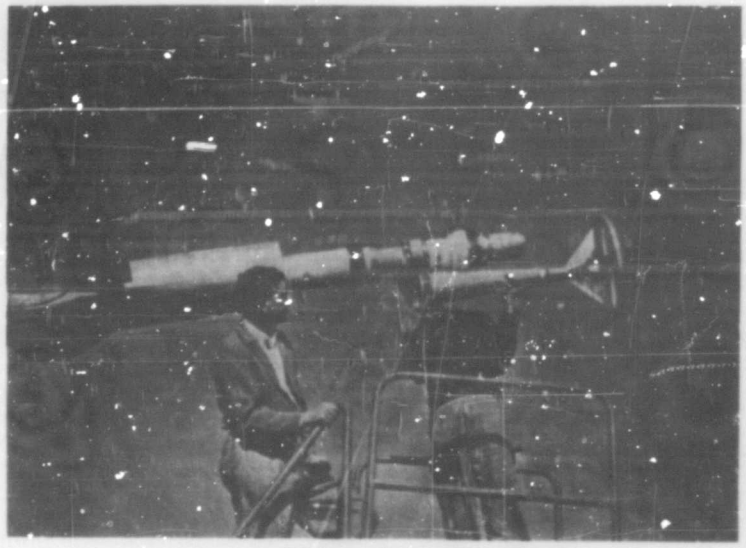


Fig.6 Spray nozzle of the water-tanker aircraft
Système de pulvérisation de l'avion réservoir

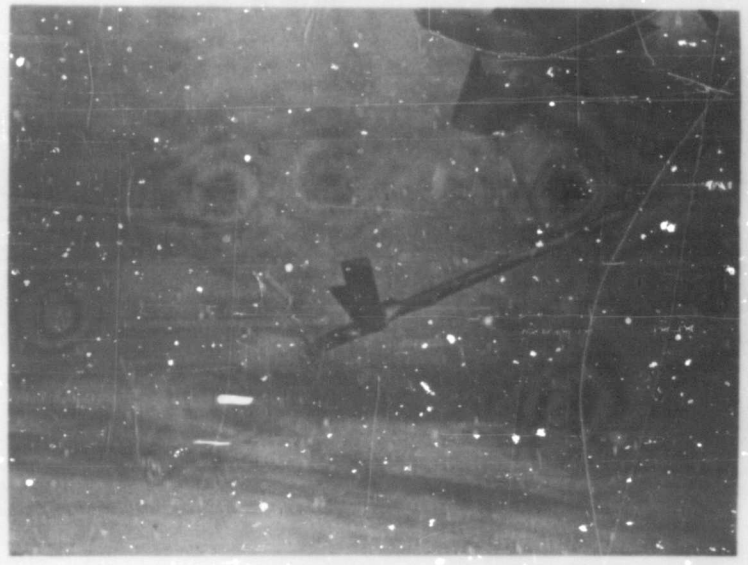


Fig.7 Water-spray produced with the tanker aircraft
Pulvérisation produite à l'aide de l'avion réservoir

UNCLASSIFIED

AD 200674

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION
ARLINGTON 12 VIRGINIA

FOR
MICRO-CARD
CONTROL ONLY

6 OF 6

NOTICE: WHEN GOVERNMENT OR OTHER DRAWINGS, SPECIFICATIONS OR OTHER DATA ARE USED FOR ANY PURPOSE OTHER THAN IN CONNECTION WITH A DEFINITELY RELATED GOVERNMENT PROCUREMENT OPERATION, THE U. S. GOVERNMENT THEREBY INCURS NO RESPONSIBILITY, NOR ANY OBLIGATION WHATSOEVER; AND THE FACT THAT THE GOVERNMENT MAY HAVE FORMULATED, FURNISHED, OR IN ANY WAY SUPPLIED THE SAID DRAWINGS, SPECIFICATIONS, OR OTHER DATA IS NOT TO BE REGARDED BY IMPLICATION OR OTHERWISE AS IN ANY MANNER LICENSING THE HOLDER OR ANY OTHER PERSON OR CORPORATION, OR CONVEYING ANY RIGHTS OR PERMISSION TO MANUFACTURE, USE OR SELL ANY PATENTED INVENTION THAT MAY IN ANY WAY BE RELATED THERETO.

UNCLASSIFIED

CHAPTER 6

ICING FLIGHT TEST CONCEPTS

•

CONSIDERATIONS GENERALES SUR LES ESSAIS DE GIVRAGE NATUREL EN VOL AUX U.S.A.

•

James K. Thompson

CONTENTS

	Page
1. INTRODUCTION	251
2. TEST DIRECTIVES	251
3. TEST OBJECTIVES	252
4. INSTRUMENTATION	253
5. SCOPE OF ICING TESTS	255
6. OPERATIONAL PROBLEMS	257
6.1 Maintenance	257
6.2 Flight Scheduling	258
6.3 Test Personnel	258
6.4 Test Areas	259
6.5 Flight Techniques	260
6.6 Weather Forecasts	262
6.7 Methods of Analysis	263
7. CONCLUSIONS	264

TABLE DES MATIERES

	Page
1. INTRODUCTION	251
2. INSTRUCTIONS GENERALES POUR LA CONDUITE DES ESSAIS	251
3. BUT DES ESSAIS	252
4. INSTRUMENTS	253
5. DOMAINE DES ESSAIS EN VOL	255
6. PROBLEMES OPERATIONNELS	257
6.1 Entretien	257
6.2 Programme de Vol	258
6.3 Personnel	258
6.4 Zones des Essais	259
6.5 Techniques de Vol	260
6.6 Prévisions Météorologiques	262
6.7 Méthodes d'Etudes	263
7. CONCLUSIONS	264

CHAPTER 6

ICING FLIGHT TEST CONCEPTS IN THE U.S.A.

CONSIDERATIONS GENERALES SUR LES ESSAIS DE GIVRAGE NATUREL EN VOL AUX U.S.A.

James K. Thompson*

1. INTRODUCTION

Icing flight tests are required by the U.S.A.F. as a part of the fifth phase test evaluation of aircraft being developed for the Air Force. Flight test techniques and methods of analysis have been reviewed continually since the first tests were conducted in 1951 and a serious effort has been made to use the most effective and practical test techniques and methods. Considerable difficulty is encountered in connection with the general test problem, however, because of the rapid attribution of experienced engineers, and there is a need for a general definition of the scope, purpose, and flight tests required for the evaluation of ice protection systems. This chapter presents a general discussion concerning icing flight test concepts and has been prepared as a partial solution to the problem of providing general guidance to the new engineer.

2. TEST DIRECTIVES

The test directive for icing flight test evaluations consists of the completed and approved WADC (Wright Air Development Center) Form 56. This form describes very briefly the nature and scope of the tests.

1. INTRODUCTION

Les avions destinés à l'Armée de l'Air américaine doivent subir, au cours de leur mise au point, des essais de givrage en vol qui font partie de la cinquième phase de leur essai de réception. Les techniques de ces essais de givrage en vol et les méthodes d'analyse des résultats ont été continuellement révisées depuis les premiers essais effectués en 1951 et un effort sérieux a été fait pour que soient employées les techniques et les méthodes les plus efficaces et les plus pratiques. Néanmoins, le problème général que posent ces essais présente des difficultés considérables du fait que les ingénieurs, à peine formés à leurs techniques, ne conservent pas longtemps leur affectation; il est donc nécessaire de donner une définition générale des essais en vol permettant d'expérimenter les dispositifs de dégivrage, ainsi que la portée et le but de ces essais.

Ce chapitre présente quelques considérations générales à ce sujet; il a été préparé pour résoudre en partie la question des instructions à donner au nouvel ingénieur.

2. INSTRUCTIONS GENERALES POUR LA CONDUITE DES ESSAIS

Les instructions générales pour la conduite des essais de givrage en vol sont contenues dans le formulaire No. 56 du 'Wright Air Development Center', complété et approuvé; ce formulaire décrit brièvement la nature et la portée des essais.

---

*Flight and All Weather Testing, United States Air Force

It should be fully understood, however, that the information presented in the Form consists only of the minimum information required for administrative project control. The directive states the general and special test problems. The full scope of the test effort is defined in the flight test program. This program is prepared by the test engineer and is approved by supervisory personnel. It should be sufficiently comprehensive and complete so that any significant problem concerning the use of the ice protection system can be detected and information made available for the solution of that problem.

3. TEST OBJECTIVES

The objective of each icing test program defines the type, nature, and scope of the test activities. There are four basic objectives for icing flight tests. These objectives are as follows:

(a) Development, evaluation and modification of proposed or existing systems

(b) Operational evaluation to determine the need for protection on new type aircraft or aircraft components

(c) Operational evaluation of a system as installed on early model production aircraft

(d) Exploratory testing to determine the general nature of aircraft icing problem.

The type of testing in (a) is required when there is reason to believe that some component or components of either new or operational aircraft may not be adequately protected. This occurs when the ice protection system involves application of some new principle or concept of operation and when system effectiveness must be improved considerably through the use of what might be called minor system adjustments

Il doit cependant être bien entendu qu'il ne contient que le minimum des renseignements nécessaires au contrôle administratif d'un projet et n'indique que les problèmes généraux et particuliers qui peuvent se présenter au cours des essais.

L'étendue et la portée complète du travail envisagé est défini par le programme des essais en vol; ce dernier est préparé par l'ingénieur d'essais et soumis à l'approbation de ses supérieurs; il doit être suffisamment détaillé et complet pour que tout problème important concernant l'utilisation du dispositif de dégivrage puisse être mis en évidence et que sa solution soit facilitée par les renseignements obtenus.

3. BUT DES ESSAIS

Suivant le but de chaque programme d'essais de givrage, on définit le type, la nature et le domaine des essais. Les quatre principaux objectifs à atteindre sont:

(a) La mise au point, l'essai et les modifications des dispositifs envisagés ou existants

(b) les essais de fonctionnement permettant de déterminer le besoin de protection sur de nouveaux types d'avion ou d'éléments d'avion

(c) les essais de fonctionnement d'un dispositif installé sur un nouveau type d'avion de série

(d) les essais et les recherches en vue de déterminer la nature générale des problèmes de givrage des avions.

Les essais du type (a) sont nécessaires lors qu'il y a des raisons de penser qu'un ou plusieurs éléments d'un avion neuf ou déjà en service ne sont pas convenablement protégés contre le givrage. Tel est le cas d'un dispositif de dégivrage comportant une conception nouvelle de fonctionnement ou nécessitant une amélioration de son efficacité, par des mises au point peu importantes.

The type of testing in (b) is required in connection with radically new aircraft or aircraft components. It occurs when aircraft capability and design mission combine in such a manner that all-weather operation of a particular aircraft does not require extended operation in icing conditions. The problem then is to determine the extent to which operation in icing conditions is required and the effects on aircraft performance. It also occurs when there is a requirement for knowledge concerning penalties to mission capability which result from complete or partial lack of ice protection for aircraft components.

The type of testing in (c) is part of a routine Air Force requirement. The method of aircraft and ice protection system operation in icing conditions and the operational limitation of the system as installed on a production model aircraft are determined by these tests in order to provide an experimental basis for pilot operating instructions.

The last basic type of icing flight test programs (type (d)) is encountered in connection with efforts to learn more about atmospheric physics pertaining to icing conditions or as pertains to the application of mathematics to ice protection system, design, and evaluation. These tests are not conducted in support of a particular aircraft or aircraft component as is the case for the other three test objectives.

4. INSTRUMENTATION

Tests required in connection with development evaluation or modification of existing or proposed ice protection systems require extensive instrumentation. The instrumentation requirements for other type icing tests include part but not all of these requirements. Instrumentation for the various tests is listed as follows:

Les essais du type (b) doivent être effectués sur des avions ou des éléments d'avions entièrement neufs. Ils se présentent lorsque les possibilités d'un avion et les missions qu'il devra accomplir par tout temps, sont telles qu'elles n'impliquent pas particulièrement des vols prolongés dans les nuages givrants. Le problème est alors de déterminer jusqu'à quel point les vols en conditions de givrage s'avéreront nécessaires et quels seront leurs effets sur les performances de l'avion. Ce type d'essai se présente aussi lorsqu'on a besoin de renseignements sur les conséquences qu'entraînerait, quant à l'aptitude à remplir les missions demandées, l'absence, partielle ou totale, de moyens de protection des divers éléments d'un avion.

Les essais du type (c) sont couramment exigés par l'Armée de l'Air. Ils ont pour but de déterminer la méthode de pilotage, dans un nuage givrant, d'un avion de série équipé d'un certain dispositif de dégivrage et le mode et les limites d'emploi de ce dispositif; ces essais doivent permettre de donner une base expérimentale aux instructions que recevront les pilotes.

Les essais du dernier type (d) servent à mieux connaître la physique de l'atmosphère givrante et à déterminer les modes de calcul de projet et d'expérimentation des dispositifs de dégivrage; ils ne sont pas effectués pour des avions ou des éléments d'avions particuliers, comme c'est le cas pour les trois autres types d'essais.

4. INSTRUMENTS

Les essais nécessités par la mise au point des dispositifs de dégivrage envisagés ou existants et par l'étude des modifications à y apporter exigent un grand nombre d'instruments; les autres types d'essais de givrage n'en nécessitent qu'une partie. Pour les différents types d'essais l'appareillage doit permettre les mesures suivantes:

(a) Measurement of meteorological parameters is required in all icing tests. Airspeed, altitude, ambient air temperature, dewpoint, liquid water content, droplet sizes, and time of day are considered to be meteorological parameters. Rate-of-catch is the primary variable for each component. Dewpoint temperatures are not required unless heat transfer principles are involved.

(b) Heat and mass flow measurements are required for the evaluation of heat transfer systems when test objectives are type (a) or type (d). This instrumentation should be sufficient to enable calculation of heat available for the entire system and for each unit of the system. These systems should also be instrumented in such a manner as to provide a simple measure of capacity operation available for test conditions. A heat full on or off type cyclic system for instance would be instrumented to determine the ratio of time on to time elapsed.

(c) Skin temperatures are required for all evaluation of heat transfer effects. (Type (a) and type (d) test objectives). At least three wing stations on one side of the aircraft, two stations on one horizontal stabilizer and one station on the vertical stabilizer are necessary. The thermocouples are copper-constantan.

(d) Speed power parameters are required when test objectives are type (a) and type (b). These measurements are necessary in connection with the problem of defining the nature and degree of any and all penalties to aircraft mission capability. These penalties are a result of the operation of the given ice protection system, the existence of the system, and the effects of system failure.

(a) Dans tous les essais de givrage, il est nécessaire de mesurer les paramètres météorologiques. Sont considérés comme tels la vitesse de l'air, l'altitude, la température de l'air ambient, la température de rosée, la teneur en eau liquide, les dimensions des gouttelettes et l'heure des essais. Le taux de captation, qui résulte des données précédentes, est la principale variable pour chaque partie de l'avion. Les températures de rosée ne sont pas nécessaires à moins que n'interviennent des études de transmission de chaleur.

(b) Les mesures de transport de chaleur et de masse sont nécessaires pour l'examen des dispositifs thermiques, quand il s'agit d'essais de type (a) ou (d). Les instruments doivent être capables de permettre le calcul de la chaleur disponible pour l'ensemble du dispositif et pour chacun de ses éléments. Ces instruments doivent également être conçus pour donner une mesure simple du rendement de fonctionnement dans les conditions de l'essai. Par exemple, un dispositif de chauffage de type intermittent devrait comporter un instrument servant à déterminer le rapport du temps de marche au temps total.

(c) Les températures superficielles doivent être mesurées dans toutes les études de transmission de chaleur (essais de type (a) et (d)). Au minimum, les relevés doivent être effectués en trois points de l'aile, en deux points du stabilisateur horizontal et un point du stabilisateur vertical. Les thermocouples sont en cuivre-constantan.

(d) La courbe de la puissance en fonction de la vitesse doit être tracée au cours des essais de type (a) et (b); elle permet de définir la nature et l'importance des difficultés rencontrées par l'avion pour remplir sa mission. Ces difficultés peuvent provenir du fonctionnement du dispositif de dégivrage, de l'existence de ce dispositif ou d'une panne de ce dispositif.

(e) Photographic coverage is required in connection with all icing tests. Hand held cameras operated by observers provide the most effective results. Automatic cameras installed to photograph remote or hidden areas are necessary when icing problems are expected for these areas. Color film is most effective but black and white film is used extensively because of film processing delays for color film. The most effective hand held cameras are the 35 mm single frame cameras and 16 mm movie cameras with telescopic rapid change and wide angle lens. Cameras mounted for remote photography are of the 16 mm or 35 mm movie type.

(f) Instrumentation for recording data is varied. Functional reliability and space limitations are the primary considerations for choice of recording systems. Choice of film recording speeds is extremely important. Oscillograph film speeds of the order of one to two inches a minute are sufficiently fast to record most events including skin temperatures for cyclic systems. The only requirement for speed of operation occurs in connection with requirements for simultaneous measurement of many variables.

(e) Tout essai de givrage nécessite un enregistrement photographique. Les caméras tenues à la main et actionnées par des observateurs donnent les meilleurs résultats. Des caméras automatiques, installées pour photographier des parties de l'avion éloignées ou dissimulées, sont utiles quand on y prévoit des difficultés provoquées par le givrage. Les films en couleur sont les plus satisfaisants, mais ceux en noir et blanc sont beaucoup utilisés en raison des longs délais de développement des films en couleur. Les caméras à main les meilleures sont de 35 mm pour les appareils photographiques proprement dits et de 16 mm avec objectif grand angulaire à réglage rapide pour les appareils cinématographiques. Les caméras fixes pour photographies éloignées sont des appareils cinématographiques de 16 mm ou de 35 mm.

(f) Les appareils d'enregistrement sont variés. La sûreté de fonctionnement et l'encombrement sont les considérations les plus importantes dans le choix de ces appareils. Le choix des vitesses d'enroulement des bandes est extrêmement important; des vitesse de bandes d'oscillographe de l'ordre de 2,5 à 5 centimètres par minute sont suffisantes pour enregistrer le plus grand nombre de phénomènes, y compris la température superficielle des systèmes de dégivrage intermittents. Un enroulement plus rapide n'est nécessaire que dans le cas d'une mesure simultanée de plusieurs variables.

5. SCOPE OF ICING TESTS

Flight tests in clear air are required in every instance in order to provide a basis for comparison. These tests include altitude, airspeed, and temperature calibration flights, aircraft performance testing, and ice protection system evaluation of heat transfer systems. In some cases the clear air data can be obtained from earlier testing conducted by the contractor

5. DOMAINE DES ESSAIS EN VOL

Des essais d'étalonnage en vol par ciel clair sont effectués chaque fois qu'il faut disposer d'éléments de comparaison. Ils comportent l'étude des performances de l'avion et des dispositifs de dégivrage de type thermique en fonction de l'altitude, de la vitesse et de la température. Dans certains cas, les résultats d'essais effectués en ciel clair par le constructeur

or by the military in connecti · with Air Force Test Phase I to IV.

ou par les autorités militaires (au cours des phases 1 à 5 du programme d'essais imposé par l'Armée de l'Air) peuvent être utilisés.

Flight tests in natural icing conditions are required in every instance. Aircraft should be operated in light, moderate, heavy and severe icing conditions until severe performance penalties are caused by ice formation on protected or unprotected areas of the aircraft or until further operation in the condition is unreasonable. Heat transfer analysis are conducted for periods during the tests when icing rates are reasonably constant for several minutes. These tests should also include flight in icing conditions of various intensities when ice protection systems are turned off. This gives a basis for determining the value of the system to aircraft mission capability and a basis for determining evasive action required in the event of operational failure of the protection system.

Des essais en vol dans des conditions de givrage naturel doivent être effectués dans tous les cas. L'avion doit subir un givrage successivement léger, modéré, fort, sévère et jusqu'à ce que la formation de glace sur les parties protégées ou non protégées de l'avion ait des répercussions sévères sur les performances ou entraîne un danger pour la poursuite du vol. Les mesures de débit de chaleur doivent être effectuées pendant les périodes des essais où les taux de givrage se maintiennent sensiblement constants pendant plusieurs minutes. Ces essais doivent également comporter des vols, toujours en conditions de givrage d'intensités variées, avec dispositifs de défense coupés. Tout ceci permet d'apprécier la valeur du dispositif quant à l'aptitude de l'avion à remplir sa mission et de déterminer les mesures de sauvegarde à prendre en cas de panne des dispositifs de protection.

Tanker aircraft are currently used to simulate severe icing conditions for individual components. These tests allow a reduction of aircraft calendar time, provide a basis for determining which components are causing performance losses and determine the magnitude of the individual losses. Plans for this test technique include investigation of the use of the technique for heat transfer studies and development of a system for simulating water droplets comparable with those typical of common icing. Water droplets obtained on the present system are not entirely satisfactory since they have dimensions comparable to rain and the formations have the appearance of 'rime rain'.

Des avions-citernes sont couramment utilisés pour créer artificiellement des conditions de givrage sévère permettant d'essayer des éléments séparés. Ces essais permettent, avec une meilleure utilisation de l'avion, de déterminer quels éléments provoquent des pertes de performances et l'importance de chaque perte. Cette technique d'essai est prévue pour l'étude des appareils thermiques et pour la mise au point d'un dispositif produisant artificiellement des gouttelettes d'eau comparables à celles qui interviennent dans le givrage ordinaire; les gouttelettes d'eau obtenues avec le dispositif actuel ne sont pas entièrement satisfaisantes car leurs dimensions sont comparables à celles de la pluie et les dépôts solides qu'elles entraînent ont l'apparence du verglas.

6. OPERATIONAL PROBLEMS

Every test program which requires specific weather conditions for testing poses severe operational problems because of the low frequency of occurence of the desired test conditions. Icing flight tests are no exception to this rule but careful use of operational techniques can enable test completion in a reasonable time. The following list of operational problems are given in order of importance concerning ability to complete icing test programs in a reasonable period of time:

1. Maintenance
2. Flight scheduling
3. Test personnel
4. Test areas
5. Flight techniques
6. Weather forecasts
7. Methods of analysis.

6.1 Maintenance

Maintenance problems on experimental aircraft are excessive. There is a continual series of mechanical modifications which must be accomplished. Inspection periods are frequent and the best maintenance techniques are only partially determined. In all cases, preliminary planning should include determination of personnel and support equipment required for the tests. It should also include training for key personnel. Authorization for overtime and/or staggered maintenance shifts should be included in the plan since the aircraft must be made available when test conditions exist.

6. PROBLEMES OPERATIONNELS

Tout programme d'essais nécessitant des conditions météorologiques particulières pose des problèmes de vol délicats et d'autant plus que les conditions souhaitées se présentent moins fréquemment. Les essais de givrage en vol ne font pas exception à cet règle et il convient d'utiliser avec méthode toutes les techniques opérationnelles afin de permettre leur accomplissement en un temps raisonnable. La liste ci-après des problèmes opérationnels qui se posent est établie en tenant compte de leur importance du point de vue de la possibilité d'accomplir les essais de givrage en un temps raisonnable:

1. Entretien
2. Programme de vol
3. Personnel
4. Zones de vol
5. Techniques de vol
6. Prévisions météorologiques
7. Méthodes d'étude.

6.1 Entretien

Les problèmes que pose l'entretien des avions expérimentaux sont extrêmement importants. Des modifications d'ordre mécanique doivent continuellement être effectuées. Les périodes d'inspection sont fréquentes mais les meilleures techniques d'entretien ne sont qu'en partie déterminées. Dans chaque cas, le planning préliminaire devrait comprendre le choix du personnel et de l'équipement requis pour les essais; il devrait également prévoir l'entraînement du personnel responsable, les autorisations d'effectuer des heures supplémentaires et (ou) l'organisation de roulements pour les équipes d'entretien, car l'avion doit être disponible quand les conditions d'essais se présentent.

6.2 Flight Scheduling

Icing test aircraft are scheduled for flight whenever the aircraft are in commission. The type of flight depends on existing weather conditions and the number and type of flights already completed. The flight schedule is usually established, therefore, without regard to weather conditions during the week. The exception is the occasion when a maintenance effort can be delayed or rushed to allow better utilization of general weather trends. Week-end flights are scheduled for Saturday when desirable conditions are forecast and on Sunday when an unusually urgent requirement for test data exists.

6.3 Test Personnel

The pilot engineer is the key person within the team of ice protection system flight test personnel. The most difficult accomplishment of the test program is the actual operation of the test aircraft in a specified manner in the desired variety of weather conditions. It is imperative therefore that the pilot be the senior engineer and that he be charged with the responsibility for project accomplishment. He should have considerable experience of operating aircraft in instrument flight conditions and should be a qualified engineer and test pilot.

A technical analyst is a necessity for most ice protection system testing. The technical analyst relieves the pilot of technical responsibilities for details of data analysis. He may participate in test flights when space is available and a knowledge of pilot problems is desirable. His primary function however, concerns the technical aspects of the test program. He determines the methods of analysis, the technical interpretation of test results and objectives, collaborates with the pilot to write and plan the test program and test report, determines when necessary test results have been obtained, and directs the project data analysis.

6.2 Programme de Vol

Les avions d'essais de givrage doivent être prêts à voler à n'importe quel moment. Le type de vol dépend des conditions atmosphériques existantes et du nombre et des types de vols déjà accomplis. C'est pourquoi le programme de vol est généralement établi sans considération des conditions météorologiques prévues pour la semaine, l'exception étant, quand la remise ou l'accélération d'un travail d'entretien est possible, l'occasion offerte par les tendances générales des conditions atmosphériques. Lorsque des conditions atmosphériques appropriées sont annoncées, des vols peuvent être effectués le samedi et même le dimanche, s'il existe un besoin exceptionnellement urgent de résultats d'essais.

6.3 Personnel

L'ingénieur-pilote est à la tête de l'équipe qui participe aux essais en vol des dispositifs de dégivrage. La partie la plus difficile du programme d'essais est, en effet, le pilotage de l'avion expérimental, selon une suite prévue de conditions météorologiques. C'est pourquoi il est absolument indispensable que le pilote ait le plus haut grade à bord de l'avion et qu'il ait la responsabilité des essais. Il devra posséder une très grande expérience du pilotage des avions aux instruments et devra être à la fois ingénieur et pilote d'essai qualifiés.

Un technicien est nécessaire dans la plupart des essais de dispositifs de dégivrage. Il décharge le pilote des responsabilités relevant des analyses détaillées des résultats. Il peut participer aux vols d'essais s'il y a assez de place et s'il a intérêt à connaître les difficultés rencontrées au cours du pilotage. Toutefois, son rôle principal concerne les aspects techniques du programme des essais : il fixe les méthodes d'analyse et la manière d'interpréter les résultats, il collabore avec le pilote pour préparer et rédiger le programme d'essais et leur compte rendu, il détermine le moment où les résultats recherchés ont été obtenus; il dirige l'analyse des résultats.

A flight test observer is the third essential person in the ice protection system flight test evaluation team. This person assists with routine data reduction problems, handles pre-flight and post-flight routine instrumentation problems for the senior engineer, and participates in tests of aircraft if space is available. Flight participation requires that this person should be qualified to use and operate photographic equipment, aircraft equipment, and test instrumentation.

A test instrumentation specialist is always required to maintain instrumentation. This person should be involved in the test program from early planning stages to completion of the flight test phase. In addition to trained maintenance personnel, there is usually a requirement for technical representatives from organizations responsible for the production of important aircraft systems.

6.4 Test Areas

Much of the dry air test results and part of the icing test results can be obtained while the aircraft is operating in the local radar controlled flight test area. Considerable flight time in clear air will be available during flight to areas where icing conditions exist, however, and this flight time can be easily used to good advantage in connection with some dry air test requirements.

Icing conditions do not occur very frequently at any one locality and the local test area cannot be used extensively for flight in natural icing conditions. The aircraft must be operated in icing conditions which occur within range of the aircraft. The range may be extended by using another air base as a refueling stop but more than one landing at bases

L'observateur d'essais en vol est la troisième personne essentielle de l'équipe d'essais de dispositifs de dégivrage. Il aide à résoudre les problèmes de pratique courante posés par le dépouillement des résultats; il a, à sa charge et à la place de l'ingénieur-chef, les problèmes que posent la manipulation des instruments avant et après le vol; il participe aux essais si de la place est disponible dans l'avion; en ce dernier cas, il devra connaître l'emploi et le fonctionnement des dispositifs photographiques, de l'équipement de l'avion et des instruments d'essais.

Un spécialiste en instruments d'essais est toujours nécessaire pour l'entretien des instruments. Il doit être prévu, dans le programme d'essais, depuis les premières étapes du planning jusqu'à l'accomplissement des essais en vol. En plus du personnel d'entretien qualifié, on a généralement besoin de représentants techniques des organisations responsables de la construction des dispositifs importants des avions.

6.4 Zones des Essais

Une grande partie des résultats d'essais en air clair et une partie des résultats d'essais de givrage peuvent être obtenus sans que l'avion quitte les régions contrôlées par les radars locaux. Cependant, de longues périodes de vol en ciel clair sont effectuées pour se rendre aux zones où se présentent des conditions de givrage; on peut facilement tirer grand profit de ces périodes de vol pour exécuter, si besoin est, des essais en air clair.

En un endroit déterminé, choisi au hasard, les conditions de givrage ne se présentent pas très fréquemment et une zone locale d'essais ne peut pas beaucoup servir à des vols dans des conditions de givrage naturel. L'avion doit être amené dans les zones de givrage qui se présentent dans son rayon d'action; le rayon d'action peut être accru en utilisant une autre base d'aviation comme escale de ravitaillement, mais plus d'un atterrissage sur des bases

other than Wright-Patterson Air Force Base is not desirable. In some instances when an unusual effort is warranted, test aircraft of the fighter type and a support aircraft can be flown to Michigan or Minnesota for several flights. This requires prior approval, an alert, and positive indication of extensive icing conditions.

Cross country flights to test areas and cross country flight in a range of 500 to 1000 miles are extremely helpful if they can be accomplished without landing. This type flight is always required during the icing tests since the aircraft can be flown to existing icing conditions much more readily than in the specified test area when icing conditions occur at those locations. The heavy and severe icing conditions are seldom encountered during a test program if the cross country technique is not used. In this connection the testing is accomplished with considerable reduction of pilot effort if previous arrangements are made with airway traffic control organizations and if the test aircraft are identified by a call such as 'Icing-356'. All operations personnel involved in the tests should fully understand the small dimension of areas causing heavy and severe icing conditions and the movement of the condition. Pilot reports of icing conditions are of extreme value but considerable attention must be given to the time of occurence, the movement of the icing condition, and a flight plan to intercept the condition.

6.5 Flight Techniques

Flight techniques for dry air, simulated icing conditions and calibration flights are routine and cause little difficulty. Considerable difficulty is encountered, however, in connection with flight techniques for flights conducted in natural icing conditions. Test personnel are easily confused by the many facets of the test problem and can become so involved in the technical evaluation that they completely overlook essential aspects of the practical evaluation which consists of determining answers to the following questions:

autres que Wright-Patterson n'est pas souhaitable. Dans certains cas, justifiant un effort exceptionnel, un avion d'essai du type chasseur et un avion d'accompagnement peuvent être conduits au Michigan ou au Minnesota pour y effectuer quelques vols. Ceci nécessite une autorisation préalable, une alerte et des indications nettes des conditions de givrage sur une grande zone.

Des vols effectués de droite et de gauche jusqu'aux zones d'essais et dans un ravon d'action de 800 à 1600 kilomètres sont extrêmement utiles, s'ils peuvent être effectués sans atterrissage. Ce genre de vol est toujours nécessaire pour les essais de givrage, l'avion pouvant être amené beaucoup plus rapidement, lorsque des conditions de givrage apparaissement, aux zones où existent ces conditions que lorsqu'il reste dans la zone prescrite pour les essais. On rencontre rarement des conditions sévères de givrage au cours d'un programme d'essais si la technique du vol dispersé n'est pas utilisée. Dans le cas d'une telle technique de vol, les essais s'effectuent avec moins de difficultés pour le pilote si des arrangements préliminaires ont été faits avec les organismes de contrôle du trafic aérien et si l'avion d'essai est identifié par un indicatif d'appel tel que 'givrage-356'. Tout le personnel d'opération mêlé aux essais devra avoir pleine conscience des petites dimensions des zones provoquant des conditions sévères de givrage de leur déplacement, du plan de vol pour les intercepter.

6.5 Techniques de Vol

Les vols en air clair ou dans des conditions de givrage artificiel sont de pratique courante et présentent peu de difficultés. En revanche, les vols effectués dans les conditions de givrage naturel font intervenir des techniques particulières et sont beaucoup plus difficiles. Le personnel d'essais se laisse facilement absorber par les nombreux problèmes techniques et néglige complètement les aspects essentiels des buts pratiques des essais qui consistent à donner des réponses aux questions suivantes:

(a) How long can the aircraft be operated with the ice protection system inoperative, partially operative, and fully operative in the light, moderate, heavy, an severe icing intensities before light, moderate, heavy and severe performance penalties occur?

(b) What is the duration of icing encounters that ca.. be expected for the test aircraft in connectio.. with the executing or design mission?

(c) What kind of safety measures must be taken to guard against the varying intensities of icing conditions which the aircraft may meet while climbing, cruising, descending, waiting, during approach and landing?

(a) Pendant combien de temps l'avion peut-il voler avec un dispositif de dégivrage ne fonctionnant pas ou fonctionnant partiellement ou fonctionnant complètement et ceci dans des conditions de givrage léger, modéré, fort ou sévère avant que ne se produisent des diminutions de performances légères, modérées, sérieuses ou graves?

(b) Quelle est la durée du givrage durant laquelle l'avion essayé pourra résister au cours des missions qui lui seront affectées?

(c) Quel genre de mesures de sauvegarde faut-il prendre si l'avion rencontre des conditions de givrage d'intensités variées en montée, en croisière, en descente, en attente, à l'approche et à l'atterrissage?

It is apparent that the practical evaluation requires extensive flight in icing conditions and continuous monitoring of speed, power, meteorological, and time parameters. It requires that the aircraft be operated in the various icing conditions until sufficient test information can be pieced together to provide a complete basis for defining aircraft mission capability as pertains to operation in icing conditions. The test aircraft are operated in icing conditions, therefore, at airspeeds, weights, and configurations associated with climb, cruise, descent, and approach. Inasmuch as icing conditions usually occur in shallow layers, the effects of thicker layers on rate of climb must usually be calculated from excess power available or measured at periodic intervals after ice has been allowed to form. Rate of aircraft acceleration in level flight is also a measure of rate of climb and can be used successfully as a flight test technique.

Il est évident que la réponse à ces questions pratiques nécessite des vols prolongés dans différentes conditions de givrage, un contrôle continu au cours de ces vols, de la loi de variation de la puissance en fonction de la vitesse, une mesure des paramètres météorologiques en fonction du temps. Ainsi des renseignements d'essais suffisants pourraient être réunis pour définir les possibilités de l'avion à remplir ses missions dans des conditions de givrage, à des vitesses, avec des poids et des formes de dépôt correspondant à son vol en montée, en croisière, en descente et en approche. Attendu que les conditions atmosphériques de givrage se présentent généralement en couches peu épaisses, les effets de couches plus épaisses sur la vitesse ascensionnelle doivent généralement être calculés d'après l'excédent de puissance disponible à la sortie de la couche ou d'après des mesures à des intervalles périodiques en cours de givrage. La variation de l'accélération de l'avion dans un vol en palier permet aussi de calculer la vitesse ascensionnelle et peut être utilisée avec succès comme technique d'essai en vol.

The practical evaluation tells the engineer the extent to which the aircraft ice protection system is an asset to mission accomplishment, the penalties associated with encourters with various icing conditions, and the evasive action which must be taken by the pilot. The theoretical evaluation is concerned with the balance between factors representing the demand for protection and factors representing the protection provided. This evaluation is also concerned with system efficiency and with comparison to design standards. Each unit of the system is considered individually and the end result of this evaluation is the determination of improvements to system efficiency and confirmation of design analysis.

Les mesures pratiques en cours de vol indiquent à l'ingénieur dans quelle mesure le dispositif de dégivrage avantage l'avion pour l'accomplissement de sa mission, les obstacles que représentent les différentes conditions de givrage rencontrées et les mesures de sauvegarde que doit prendre le pilote. On peut ensuite chercher à comparer les facteurs représentant la nécessité de protection et ceux représentant la protection donnée. Cette évaluation concerne également l'efficacité du dispositif et sa comparaison avec les normes employées. Chaque élément du dispositif est étudié individuellement et le résultat final de cette évaluation est de déterminer les améliorations à apporter à l'efficacité du dispositif et la confirmation du projet.

Flight test techniques necessary to the technical evaluation require aircraft operation for several minutes in icing conditions of reasonable severity. The several minutes are required in order to allow time for system stabilization. The dry air flights for the technical evaluation are the only flight requirements which are in addition to the flight requirements for the practical evaluation. Measurements of pertinent parameters should be taken during periods when the protection systems are operative, when they are not operating, and during transient periods to determine stabilization times.

Pour l'évaluation technique les vols d'essai nécessitent le vol de l'appareil dans des conditions de givrage de sévérité modérée pendant plusieurs minutes, temps nécessaire pour permettre au dispositif d'atteindre son état de stabilité. Les seules conditions supplémentaires nécessitées par l'essai technique par rapport à l'essai pratique sont les vols en air clair. Les mesures des paramètres appropriés doivent être prises pendant les périodes de fonctionnement des dispositifs de protection, quand ils ne fonctionnent pas et pendant les périodes transitoires pour déterminer leur temps de stabilisation.

6.6 Weather Forecasts

Weather forecasts are generally inadequate as a basis for scheduling flight tests in the local area and are of little value when the synoptic situation changes rapidly as is usually the case. The occurence and approximate location of areas of severe icing can be forecast quite easily, however, because of the slow movement and synoptic modification, and this forecast is of considerable value in those instances if the aircraft can be dispatched to the icing area.

6.6 Prévisions Météorologiques

Les prévisions météorologiques sont généralement insuffisantes pour servir de base aux programmes d'essais en vol dans les zones locales et sont de peu de valeur quand la situation d'ensemble change rapidement, ce qui est ordinairement le cas. Toutefois, l'apparition et la situation approximative de zones de givrage intense peuvent être prévues très facilement en raison de leur déplacement lent et de leur évolution générale peu rapide, et cette prévision est d'une grande importance lorsque les avions peuvent être envoyés dans ces zones de givrage.

Weather analysis is extremely beneficial to the icing engineer. This analysis determines as nearly as possible the exact location and intensity of existing icing conditions. It is conducted immediately prior to flight time so that the flight plan is based upon the analysis. A complete flight plan is seldom filed for long-range aircraft since the analysis is usually supplemented by the use of in-flight weather reports. That is, the pilot determines the test area after reaching the general test area.

L'analyse du temps est extrêmement utile à l'ingénieur spécialiste du givrage. Elle détermine d'aussi près que possible la situation exacte et l'intensité des conditions de givrage. Elle est faite immédiatement avant le vol de sorte que le plan de vol est fondé sur elle. Pour les avions à long rayon d'action, un plan complet de vol est rarement établi car l'analyse du temps est généralement complétée par des rapports météorologiques reçus en vol; c'est-à-dire que le pilote détermine la zone précise des essais après avoir atteint la zone générale des essais.

An essential part of the weather forecast is the risk of occurence. The aircraft must be flown and scheduled upon a risk basis. The risk factor should not be confused with the confidence factor that the forecaster sometimes assigns to his forecast. The risk factor to be operationally effective, must be a statistical parameter which is determined by the identification of synoptic aspects of the synoptic situation.

Une caractéristique essentielle des prévisions météorologiques est le risque de rencontre. Le plan de vol de l'avion doit être établi en tenant compte de ce risque qui ne doit pas être confondu avec le caractère de certitude que la météorologie donne parfois à ses prévisions. Le facteur risque, pour être utile dans les vols, doit intervenir comme un paramètre statistique, déterminé par la comparaison des différents aspects de la situation d'ensemble.

6.7 Methods of Analysis

The analysis of anti-icing systems using heat transfer as the basis for operation requires the use of four concepts. The primary concept is a deficiency parameter and is concerned with heat available as a function of heat required. The heat required for design conditions is a necessary part of the application of this concept.

The second concept of value to the analysis is an efficiency parameter and is concerned with the fraction of capacity operation as a function of icing severity. The nature of this severity parameter depends upon the type of ice protection system so that it is a rate-of-catch parameter in some instances and a heat transfer parameter in others.

6.7 Méthodes d'Etudes

L'étude des dispositifs thermiques de dégivrage est fondée sur la connaissance de quatre éléments. Le premier est le paramètre qui permet la comparaison de la chaleur disponible à la chaleur nécessaire. La chaleur nécessaire dans les conditions déterminées est donc un élément indispensable pour la détermination de ce paramètre.

Le deuxième élément intéressant est le paramètre d'efficacité indiquant le rendement du dispositif en fonction de l'intensité du givrage. La nature de ce paramètre dépend du type de dispositif de protection de sorte que c'est un coefficient de captation dans certains cas et un coefficient de transmission de chaleur dans d'autres.

The third concept requires determination of a penalty parameter so that the performance losses due to system operation can be compared with total losses occuring during flight in icing conditions. The aircraft that uses compressor bleed air, for instance, may in some circumstances require so much air that airspeed losses can result in critical low speed operation.

The fourth concept concerns the analysis based upon speed/power considerations. It should show power available and power required. The power required changes with flight time in icing conditions and is further affected by the severity of the condition. This complication can be largely eliminated by using the total water catch prior to each speed/power point or the thickness of ice on some easily observed aircraft component to establish a measure of the effects of the condition on power required. The speed/power analysis is used to construct a comprehensive study of the effects of the ice protection system on the various aspects of the aircraft mission.

7. CONCLUSIONS

The practical aspects of ice protection system evaluation can easily be overlooked because of concern regarding the technical analysis. The technical analysis determines minor modifications to the protection system and the accuracy of the design analysis. Its primary value therefore, is connected with design studies for new aircraft. The practical evaluation is the operational evaluation. It determines the use and limitations of the existing ice protection system. Its primary value is to the operational personnel. A deficient practical evaluation can result in decreased combat or operational effectiveness of the given type aircraft.

Le troisième est un paramètre permettant de comparer les pertes de performances dues au fonctionnement du dispositif aux pertes totales subies pendant le vol dans des conditions de givrage. Ainsi, un avion qui utilise une prise d'air de compresseur peut en certaines circonstances avoir besoin de tellement d'air que la diminution de la vitesse de l'avion peut devenir dangereuse aux faibles vitesses.

Le quatrième paramètre est donné par l'analyse de la loi puissance-vitesse qui doit faire intervenir à la fois la puissance disponible et la puissance nécessaire. La puissance nécessaire varie avec la durée du vol dans des conditions de givrage et de plus elle est affectée par l'intensité du givrage. On simplifie considérablement l'analyse en mesurant, avant chaque relevé du point puissance.vitesse de la courbe, la captation totale d'eau ou bien l'épaisseur de la glace sur quelque partie d'avion facilement observable; on établit aussi une mesure des effets du givrage dans les conditions observées sur la puissance nécessaire. L'analyse de la loi puissance-vitesse sert à établir l'étude d'ensemble des effets du dispositif de protection sur les différents aspects des missions de l'avion.

7. CONCLUSIONS

Les aspects pratiques de l'essai des dispositifs de protection peuvent facilement être négligés parce que l'on porte trop d'attention à l'analyse technique du fonctionnement de ces dispositifs. Celle-ci permet de déterminer les modifications de détail à apporter au dispositif de protection et de vérifier la précision obtenue dans la réalisation de ces dispositifs; c'est pourquoi son principal intérêt concerne les projets pour de nouveaux avions. L'essai pratique détermine la valeur du dispositif au cours de son fonctionnement, son utilité et ses limites; son principal intérêt est de renseigner les utilisateurs du dispositif. Une étude pratique insuffisante d'un avion donné serait grave car il pourrait en résulter des performances diminuées dans le vol ou dans le combat.

DISTRIBUTION

Copies of AGARD publications may be obtained in the various countries at the addresses given below.

On peut se procurer des exemplaires des publications de l'AGARD aux adresses suivantes.

BELGIUM BELGIQUE	Centre National d'Etudes et de Recherches Aéronautiques 11, rue d'Egmont Bruxelles.
CANADA	Director of Scientific Information Services, Defence Research Board Department of National Defence 'A' Building Ottawa, Ontario.
DENMARK DANEMARK	Military Research Board Defence Staff Kastellet Copenhagen Ø.
FRANCE	O.N.E.R.A. (Direction) 25, avenue de la Division-Leclerc Châtillon-sous-Bagneux (Seine)
GERMANY ALLEMAGNE	Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt Zentralstelle der Luftfahrtdokumentation Munchen 64, Flughafen Attn: Dr. H.J. Rautenberg
GREECE GRECE	Greek Nat. Def. Gen. Staff B. MEO Athens.
ICELAND ISLANDE	Director of Aviation C/o Flugrad Reykjavik Iceland
ITALY ITALIE	Centro Consultivo Studi e Ricerche Ministero Difesa - Aeronautica Via Salaria 336 Rome.

LUXEMBURG LUXEMBOURG	Luxemburg Delegation to NATO Palais de Chaillot Paris 16.
NETHERLANDS PAYS BAS	Netherlands Delegation to AGARD 10 Kanaalstraat Delft, Holland.
NORWAY NORVEGE	Chief Engineering Division Royal Norwegian Air Force Deputy Chief of Staff/Material Myntgaten 2 Oslo, Norway Attn: Lt. Col. S. Heglund
PORTUGAL	Subsecretariado da Estado da Aeronautica Av. da Liberdade 252 Lisbon. Attn: Lt. Col. Jose Pereira do Nascimento
TURKEY TURQUIE	M. M. Vekaleti Erkaniharbiyei Umumiye Riyaseti Ilmi Istisare Kurulu Wudurlugu Ankara, Turkey Attn: Brigadier General Fuat Ulug
UNITED KINGDOM ROYAUME UNI	Ministry of Supply TIL, Room 009A First Avenue House High Holborn London, W.C.1.
UNITED STATES ETATS UNIS	National Advisory Committee for Aeronautics 1512 H Street, N.W. Washington 25, D.C.

Printed by Technical Editing and Reproduction Ltd
95 Great Portland St. London, W.1.

E R R A T U M S H E E T

AGARDograph 16

ICING PROBLEMS AND RECOMMENDED SOLUTIONS
QUELQUES PROBLEMES CONCERNANT LE GIVRAGE ET SOLUTIONS RECOMMANDEES

By Edmond A. Brun

p. iv, Notation for h_c:
Read 'Equation (26)'
instead of 'Equation (27)'

p. iv, Notation pour h_c:
Lire 'Formule (26)'
au lieu de 'Formule (27)'

p. 14, Footnote:
Read

$$\phi = R_\infty \psi = 18 \frac{\rho_a}{\rho_d} \frac{U_\infty C \rho_a}{\mu_a}$$

instead of

au lieu de

$$\phi = R_\infty \psi = \frac{1}{18} \frac{\rho_a}{\rho_d} \frac{U_\infty C \rho_a}{\mu_a}$$

The same correction applies to Figs. 9, 10 and 11.

Mêmes corrections sur les figures 9, 10, 11.

p. 29, Equation (36b):
Read

$$\varphi = h_c \left[- t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_o}{c_p} \frac{e_o - e}{p} + \frac{q_e c_e}{h_c} \left(- t - \frac{fL_f}{c_e} - \frac{U^2}{2c_e} \right) \right]$$

instead of

p. 29, Equation (36b):
Lire

au lieu de

$$\varphi = h_c \left[- t - \frac{rU^2}{2c_p} + 0.7 \frac{L_o}{c_p} \frac{e_o - e}{p} - \frac{q_e c_e}{h_c} \frac{fL_f}{c_e} - \frac{U^2}{2c_e} \right]$$

p. 33, Equation (42):
Read

$$T \left(1 - \frac{273}{T} + 0.176 M^2 \right) = 0.7 \frac{L_o}{c_p} \left(\frac{e_o}{p - e_o} - \frac{e}{p - e} \right)$$

instead of

p. 33, Equation (42):
Lire

au lieu de

$$T \left(1 + 0.176 M^2 \right) = 0.7 \frac{L_o}{c_p} \left(\frac{e_o}{p - e_o} - \frac{e}{p - e} \right)$$

p. 41, Fifth line of second paragraph:
Read 'Figure 21' instead of 'Figure 20'

p. 41, 5ème ligne du 2ème paragraphe:
Lire 'Figure 21' au lieu de 'Figure 20'

p. 49, References 52 and 53:
Read '52. Bartlett, P.M.
53. Dickey, T.A.'

instead of '52. Bartlett, P.M.
Dickey, T.A.
53.

p. 49, Références 52 et 53:
Lire '52. Bartlett, P.M.
53. Dickey, T.A.'

au lieu de '52. Bartlett, P.M.
Dickey, T.A.
53.

ASTIA
ARCHIVED
FEB 27 1959
TIPDR E

Errata to LMSD 48394

Page

3-3 eq. 10 quantity in braces should be raised to the minus one power.

6-5 last line of paragraph refers to "mirror machine"

Exponent in the integrand for $\Phi(\omega)$ is $-(mc^2/2kT)(V_p/c)^2$

Last line should read: $\frac{e^2 N_o}{3m_o\omega^2}\frac{m_oc^2}{kT}\left\{\log_e\left[\frac{2}{3}\left|\frac{\omega_o}{\omega}-1\right|\frac{m_oc^2}{2kT}\right]+\ldots\right\}$

6-6 Near resonance, $\omega \sim \omega_o$, . . . Conversely far off resonance, $\omega \neq \omega_o$, . . .

$\Phi \sim \frac{1}{3}\frac{e^2}{\omega}(N_oc^2/kT)\log_e\frac{2}{3}\,g/m_o\omega$

6-8 lines 5,6 . . . depends on $N_o^2/(kT)^3\,\omega^3$ which for $N_o = 10^{14}$ corresponds to a maximum . . .

7-4 eq 40a Absorption $\sim N_o^{3/2}/T^2\,\frac{\partial \mathcal{H}}{\partial z}$

8-1 line 5 (e.g., Ref. 13, Chap. 4)

8-5 Quantities $\left(\frac{2kT}{m_oc^2}\right)^{r-2}$ and $\left(\frac{\exp}{2}\right)^{2(r-1)}$ in eqs 56 and 57 should have parens.

ASTIA
MAR 24 1959
TIPDR E

8-8 $\psi_r(\omega)$ is therefore smaller than $\phi(\omega)$ by a factor of roughly $(2kT/m_oc^2)^{r-1}$ or, in the case of the fundamental and the first harmonic $(r^2\omega_o^2/\omega^2 - 1)$. This means that $\psi_r(\omega)$ is usually less than one and the absorption in a plasma of radius S is readily estimated to be . . .

eq. 65 as written in report should be multiplied by $\sqrt{2r+1}\,r^2$.

Insert following clause after 65 "except for the first harmonic which is a factor of $(2kT/m_oc^2)$ smaller than eq 65."

8-9 4th line from bottom . . . expression for $\phi(\omega)$ off resonance. . . .

9-1 3rd line in para. 2. . . . as radiating independently of one another (Refs. 1 and 2).
End of para 2 . . . electrons radiate independently.
4th line in para. 3 . . . spectrum independent of uncertain common factors such as collision frequency or particle density. For illustrative purposes, . . .

9-2 line 9. . . . The first harmonic is 5×10^{-5} of a blackbody emission and goes as $N_o^2/T\ 1/2\mathcal{H}$. The higher harmonics go as $N_o^2\,T^{r-3.5}/\mathcal{H}$ where r + 1 is the number of the harmonic and are roughly $(2kT/m_oc^2)^{r-2}$ smaller than the first harmonic. Their intensity. . . The methods are directly applicable to ion cyclotron interaction if the ion temperature and ω_o are taken to be 1/1836 of the actual temperature. The effect of changes in the refractive index should be particularly checked in this case.

c-1 eq 1c should have brackets around sums

$$\left[\sum_1 (\delta N_i)^2 + \sum_{i,j\neq i} \delta N_i \delta N_j\, e^{i(\delta_i - \delta_j)}\right]$$

c-2 last line . . . monoenergetic or non-interfering electrons.

AD-211 298

SUPPLEMENT TO LASD 48394

Several people, notably I. Bernstein and M. Rosenbluth, have disagreed with the integration of eq 26 as given in eqs 27 and 28. The author is deeply indebted to them for calling his attention to this integration, since a re-examination of the imaginary part of eq 26 revealed a mistake in sign in the argument of the arc tangent resulting from this integration. The real part of this integrand is indeed an odd function about the point $(\omega_0 - \omega)/\ 1.5\omega = X$ and does experience cancellation in the integration but the imaginary part is everywhere positive. As expressed in eq 26 if we assume $v_z/c << v^2/c^2$

$$Im\ \bar{\varepsilon}(\omega) = Im\left\{\frac{e^2}{\omega}\frac{m_0c^2}{kT}\int_0^1 \frac{(v/c)\,d(v/c)\,N_0\,exp-[(m_0c^2/kT)(v^2/c^2)]}{m_0(\omega_0-\omega)-1.5m_0\omega v^2/c^2+ig}\right\}$$

$$= \frac{e^2N_0}{3m_0\omega^2}\frac{m_0c^2}{kT}\int_0^1 \frac{(-g/1.5m_0\omega)\,exp-[(m_0c^2/kT)x]\,dx}{[(\omega_0-\omega)/1.5\omega - x]^2 + [g/1.5m_0\omega]^2}$$

$$= -\frac{e^2N_0}{3m_0\omega^2}\frac{m_0c^2}{kT}\,exp-\left[\frac{m_0c^2}{2kT}\frac{\omega_0-\omega}{1.5\omega}\right]\left\{\tan^{-1}\left(\frac{\omega_0-\omega}{g/m_0}\right) - \frac{\pi}{2}\right\}$$

$$= -\frac{e^2N_0}{3m_0\omega^2}\frac{m_0c^2}{kT}\,exp-\left[\frac{m_0c^2}{2kT}\frac{\omega_0-\omega}{1.5\omega}\right]\tan^{-1}\frac{g/m_0}{\omega-\omega_0}$$

ASTIA
JUN 9 1959
TIPDR 6

which has the opposite sign from eq 4C in the Appendix which in evaluating eq 28 led to setting the imaginary part

$$\sim \tan^{-1} g/m_0\ (\omega_0 - \omega) \to 0.$$

Actually $\tan^{-1} g/m_0\ (\omega - \omega_0) \sim \pi$ not 0 for $\omega_0 - \omega >> g/m_0$. This error resulted in tremendously underestimated inferred emission and the conclusions and absorption calculations had to be re-evaluated. The following corrections to LASD 48394 are necessary.

page iv Except for the very last sentence on the page delete the last two paragraphs and the last sentence of the second paragraph.

page 1-2 Line 10 should read "mined by the temperature and the variation in magnetic field, and therefore ω_0." Delete the last sentence.

page 3-2 Line 2 Delete would and insert at this place "could for temperatures of a few kev."

page 4-4 First line of paragraph 2 insert "at low temperatures" after <u>it is shown that</u>.

page 4-7 Delete last sentence of first paragraph.

page 6-5

$$\bar{\Phi}(\omega) \sim \frac{e^2 N_0}{3 m_0 \omega^2} \frac{m_0 c^2}{kT} \int_0^1 \frac{(v_p/c)\, d(v_p/c)\, \exp -\left[(m_0 c^2/2kT)(v_p^2/c^2)\right]}{-v_p^2/c^2 + \left[2 m_0(\omega_0 - \omega) + i\gamma\right]/1.5 m_0 \omega}$$

last line:

$$\sim \frac{e^2 N_0}{3 m_0 \omega^2} \frac{m_0 c^2}{kT} \left\{ \log_e \left[\frac{2}{3} \left| \frac{\omega_0}{\omega} - 1 \right| \frac{m_0 c^2}{2kT} \right] + \frac{i\gamma}{m_0(\omega_0 - \omega)} + \frac{1}{3} \frac{m_0 c^2}{kT} \left[\frac{\omega_0}{\omega} - 1 + \frac{i\gamma}{m_0 \omega} \right] \right.$$
$$\left. \begin{array}{ll} + 2\pi i & \omega < \omega_0 \\ 0 & \omega > \omega_0 \end{array} \right\}$$

page 6-6 eq 29 is thus valid only for the real part of $\bar{\Phi}(\omega)$ when $\omega < \omega_0$
line 8 of writing should read: $\omega \neq \omega_0$ the real or refractive part (as well as the imaginary part for $\omega > \omega_0$) of the polarizability . . .
The other equation on the page is solely for the real part.

page 6-7 Delete the first sentence and substitute "Note that the frequency dependence of the real part responsible for the refractive index is essentially unchanged by the relativistic spread in resonant frequency."

Insert the following paragraph after the first paragraph on the page: "For laboratory size plasmas the imaginary part of $\bar{\Phi}(\omega)$ is negligible for $\omega_0 < \omega$.* For $\omega_0 > \omega$ the imaginary part of $\bar{\Phi}(\omega)$ from eq 26 becomes

$$Im\, \bar{\Phi}(\omega) \sim \pi \frac{e^2 N_0}{3 m_0 \omega^2} \frac{m_0 c^2}{kT} \exp -\left[\frac{m_0 c^2}{kT} \frac{\omega_c - \omega}{3\omega} \right] \qquad (27')$$

---

* Note that if $\omega > \omega_0$, $I(\omega) \sim 0$; but if $\omega < \omega_0$ the argument of the arc tan is negative and the arc tan $\sim \pi$. The abrupt change in emission as ω_0 increases to values greater than ω probably accounts for sharp changes in plasma cyclotron emission observed by C. Wharton at Livermore who notices that emission at a fixed frequency ω suddenly begins as his magnetic field and therefore ω_0 increases. A corresponding sudden decline in emission is observed as the magnetic field is decreased.

First line of second paragraph on page add "for the refractive index " to the end of the line.

Fifth line of same paragraph should read "the contribution to the refractive index now comes . . .

eq 30 is for the real part of $\bar{\Phi}\omega$; neglect the imaginary part.

page 6-8 Second paragraph 5th line add "in the refractive index" to the end of the line.

Add following paragraph to this page:

The absorptive or imaginary part of the Doppler effect is simply a Voigt profile

$$Im\, \bar{\Phi}(\omega) = \frac{e^2 N_0}{4 m_0 \omega^2} \sqrt{\frac{m_0 c^2}{2\pi k T_B}} \exp -\left[\frac{m_0 c^2}{2kT_B} \frac{(\omega_0 - \omega)^2}{\omega^2} \right.$$

This expression is valid irrespective of the relative magnitudes of ω and ω_0.

page 7-2 Delete all of paragraph 2 after the first two sentences. Delete all of last paragraph including eq 35.

page 7-3 Delete entire page

Insert following paragraph

For laboratory size plasmas negligible absorption occurs for $\omega > \omega_0$ For $\omega < \omega_0$ the index of refraction changes slowly and the incident wave is not reflected until it reaches a point where $\omega = \omega_0$. The absorption is very great, however, so that all incident radiation is absorbed with essentially no reflection. For $\omega << \omega_0$, for off resonance, $(\omega/c)k = (\omega/c)\, I\,m\,(1+\Phi)^{1/2} \sim (1/2)(\omega/c)\, I\,m\,\Phi$ where Φ is given by eq 8'. The absorption is obtained by integrating this expression through the plasma where H and therefore ω_0 is a function of Z. From Kirchoff's law the emission is given by the absorption computed in this way times the surface emission of a black body at the same temperature. In summary, the plasma absorbs and profusely emits all incident radiation within a frequency interval given by

$$\omega_{0\,min}/[1+3(kT/m_0c^2)\log_e L] < \omega < \omega_{0\,max} \qquad (37)$$

where $\omega_{0\ min}$ and $\omega_{0\ max}$ are given by the minimum and maximum magnetic field strengths respectively and L is the plasma length times the coefficient of the Maxwell-Boltzmann distribution in eq 27'.

page 7-4 Delete entire page except for last sentence beginning on this page.

page 8-4 $\sqrt{2r+1}$ in eq 54 should be in denominator.

page 8-5 Insert after this page the following paragraphs:

When $\omega < r\,\omega_0$ the real part of the Γ's are as given in eqs 34-36 also. But the absorptive or imaginary part becomes

$$I\,m\,\Gamma_r(\omega) \sim 1.11\,\frac{e^2N_0}{m_0\omega^2}\,\frac{m_0c^2}{kT}\,\frac{\pi}{3}\left(\frac{\pi x^2}{2}\right)^{2(r-1)}\left(\frac{r^2\omega_0^2-\omega^2}{3\omega^2}\right)^{r-1} \cdot \exp-\left[\frac{m_0c^2}{2kT}\,\frac{r^2\omega_0^2-\omega^2}{3\omega^2}\right] \qquad (38)$$

Note that while for the fundamental this expression and the requirement $\omega < r\,\omega_0$ yields half a Gaussian curve, for the harmonics (i. e., $r>1$) the absorption is far less than that for a simple Gaussian by the factor $(r^2\omega_0^2-\omega^2)/g\omega^2$ raised to some positive power. This factor is always less than one and arises from the velocity dependence of the harmonic strength function expressed in eqs 20 and 21. The higher harmonics are especially suffocated by this factor. For large r the series may be approximated by an integral which overestimates $\Gamma_r(\omega)$ since at the upper end of the integral our approximate expressions for the velocity dependence of the strength function and the non-relativistic Maxwell-Boltzmann distribution are too large.

$$\sum_{r=\frac{\omega}{\omega_0}}^{\infty}(2r)^{-1/2}\exp-\left[\frac{m_0c^2}{2kT}\,\frac{r^2\omega_0^2-\omega^2}{3\omega^2}\right]\left\{\left(\frac{\pi x}{2}\right)^2\frac{r^2\omega_0^2-\omega^2}{3\omega^2}\right\}^{r-1} \qquad (a)$$

$$< \sqrt{\frac{\omega}{2\omega_0}} \int_{x_0}^{1} e^{-\alpha x} x^{\beta} dx < \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\omega}{2\omega_0}} e^{-\alpha \left[\frac{\omega}{\omega_0} + 1 - \alpha \right]^{-1}} \qquad \text{(b)}$$

where $\alpha = m_0 c^2 / 2kT$, and $\beta = \omega/\omega_0$
For $\omega/\omega_0 > m_0 c^2/2kT$

$$Im\, \Gamma(\omega) < \frac{e^2 N_0}{3 m_0 \omega^2} \frac{m_0 c^2}{kT} \left(\frac{\omega_0}{\omega} \right)^{1/2} \exp - \left(\frac{m_0 c^2}{2kT} \right) \qquad \text{(c)}$$

This depends on $N_0 \omega^{-5/2}$. For H = 5,000 gauss, kT = 50 kev, $N_0 = 10^{14}$ electrons/cc, $\omega = 10\ \omega_0$ this crude upper limit $\sim 10^{-4}$. For higher temperatures or greater accuracy a relativistic Maxwell-Boltzmann distribution and the exact strength function eq 20 should be used.

page 8-6 Delete page up to paragraph beginning "The integrand in $\Lambda_r(\omega)$. . ."

Add to last sentence on page i. e. at resonance " or $\omega < r\omega_0$"

page 8-7 eq 59 should read:

$$\Lambda_r^2(\omega) \sim - \frac{r^2 \omega_0^2}{\omega^2} \Gamma_r^2(\omega) \left[1 - 3 \left(r^2 \frac{\omega_0^2}{\omega^2} - 1 \right) \right]$$

Delete the rest of the page up to paragraph beginning "From eq (53) and. . ."

Insert the following statement after eq 59:

If $\omega >> \omega_0$, $\Gamma(\omega)$ is much less than one, and $\Lambda^2(\omega)$ is much less than $\Gamma(\omega)$ as may be immediately ascertained from a summation similar to that performed in obtaining eq C.

page 8-8 Insert within the braces of eq 62 the term + i $(r\ \omega_0/\omega)^2$

Delete the rest of page following eq 63 and insert the following:

$\psi_r(\omega)$ is therefore smaller than $\Phi(\omega)$ by a factor of roughly $\left[(r^2\omega_0^2 - \omega^2)/3\omega^2 \right]^{r-1}$. This means that $\psi_r(\omega)$ is usually less than one and the absorption in a plasma of radius S is readily estimated to be 100 per cent for the fundamental and for the higher harmonics is

$$\frac{\omega}{c} 2\, Im \left[1 + \psi(\omega) \right]^{1/2} S \sim 1.2 \frac{\omega}{c} \frac{e^2 N_0}{m_0 \omega^2} \frac{m_0 c^2}{kT} S$$

$$\cdot \sum_{r=\frac{\omega}{\omega_0}}^{\infty} \frac{(\exp/2)^{2(r-1)}}{(2r+1)^{1/2}} \left(\frac{r^2\omega_0^2 - \omega^2}{3\omega^2} \right)^{r-1} \exp - \left[\frac{m_0 c^2}{kT} \frac{r^2\omega_0^2 - \omega^2}{3\omega^2} \right] \qquad \text{(d)}$$

where eq 20 rather than eq 41 should be employed in the sum over r if greater accuracy is desired with $(r^2\omega_0^2 - \omega^2)/3\omega^2$ substituted for v^2/c^2 in eq 20. For $\omega >> \omega_0$ the sum has been overestimated by eq c. For $\omega = 10\omega_0$ kT = 50 kev, $N_0 = 10^{14}$, H = 5,000 gauss eqs c and d yield an absorption of $\sim 10^{-4}$/cm of plasma.

Delete page 8-9 and 8-10 up to last paragraph (the second one) on the page.

page 9-1 Delete the first two paragraphs on page

Insert the following paragraph

For plasmas of 10 - 100 cms in diameter the emission is an appreciable fraction of black-body emission for frequencies only a few multiples of the fundamental frequency. The emission decreases rapidly with increasing frequency. For the plasma conditions given above ($N_0 = 10^{14}$, H = 5,000 gauss, kT = 50 kev), the emission for $\omega = 10\omega_0$ is less than 10^{-44}L of a black body where L is the plasma diameter. Since the emission depends only linearly on N_0 while the power production in a Sherwood device depends quadratically on N_0 the relative importance of the two processes depends linearly on N_0, higher densities decreasing the relative importance of the cyclotron emission. As Trubnikov and Kudryavtsev have observed only the high energy tail of the Maxwell-Boltzmann electron distribution is affected by energy losses due to cyclotron emission. The energy loss is further reduced by the reflectivity of the walls and field windings. The energy loss compared to a black body freely radiating in the absence of radiation reflectors is given by A (1 - R) / (1 - R + RA) where A and R are defined above. Thus compared to a black body the energy loss is $\sim 1 - R$ if $A > 1 - R$ and is $\sim A(1 - A)/(1 - R)$ if $A < 1 - R$.

For radiation at an angle χ with the plane perpendicular to the magnetic field Schwinger gives a more general expression than eq 20.

$$P_n(\chi)\,d\Omega = \omega_0 \frac{e^2}{R}\left(\frac{V}{C}\right)^3 \frac{n^2}{2\pi}\left[\left\{J_n'\left(n\frac{V}{C}\cos\chi\right)\right\}^2 + \sin^2\chi\left\{\frac{J_n\left(n\frac{V}{C}\cos\chi\right)}{\left(\frac{V}{C}\right)\cos\chi}\right\}^2\right] d\Omega \qquad (47)$$

where $d\Omega$ is the solid angle element.

For $(v/c)\cos\chi << 1$

$$P_n(\chi) \sim \frac{\omega_0}{(2\pi)^2}\frac{e^2}{R}\frac{1}{4}\left(\frac{exp}{2}\right)^{2(n-1)} n\left(\frac{V}{C}\right)^3\left(\frac{V}{C}\cos\chi\right)^{2(n-1)}(1+\sin^2\chi) \qquad (48)$$

This has the effect of introducing a factor $\cos^{-2}\chi$ in the argument of the exponent in the approximate sum over r given in eq c with a resultant reduction in total emission by an additional factor of more than (kT/mc^2) when ψ is integrated over all angles.

page 9-2 Delete page except for last short paragraph

page C-2 The argument of the arc tangent should be $2\nu_c/(\omega - \omega_0)$ with consequences discussed above in this supplement.

UNCLASSIFIED

AD

200674

FOR

MICRO-CARD

CONTROL ONLY

OF

Reproduced by

Armed Services Technical Information Agency

ARLINGTON HALL STATION; ARLINGTON 12 VIRGINIA

UNCLASSIFIED