

# L'ÉCHAUFFEMENT CINÉTIQUE D'UNE MAQUETTE SCHÉMATIQUE D'AVION DE TRANSPORT SUPERSONIQUE

R. CÉRÉSUELA, R. MARGUET, et X. VAUCHERET  
*O.N.E.R.A., Chatillon-sous-Bagneux (Seine), France*

## INTRODUCTION

Le plan de vol normal d'un avion de transport supersonique comporte une phase d'accélération de  $M = 1$  à  $M = 2.2$  en 6.5 minutes; au cours de cette phase la différence de température entre le revêtement de l'aile au droit du longeron et l'âme du longeron peut atteindre  $100^{\circ}\text{C}$ ; un tel gradient thermique se produisant dans une structure hyperstatique entraîne des tensions pouvant s'élever localement à plus d'une dizaine de  $\text{kg}/\text{mm}^2$ .\*

Des contraintes de cet ordre appliquées deux fois par vol, et se superposant à celles qui correspondent au facteur de charge habituel constituent manifestement un problème de fatigue très sérieux.

Il est donc important de connaître avec précision les conditions d'apparition de ces contraintes, c'est-à-dire en définitive la carte des transferts de chaleur aérodynamiques sur l'avion.

Or, les connaissances théoriques et expérimentales sur l'échauffement cinétique ne sont le plus souvent valables que pour des formes géométriques simples (plaques, cônes, sphères, etc.); en ce qui concerne la couche limite turbulente en particulier, les méthodes théoriques d'évaluation des coefficients de transfert de chaleur en fluide compressible sur des ailes en flèche sont encore loin d'être parfaitement éprouvées.

C'est dans cette perspective qu'un programme d'essais a été entrepris par l'O.N.E.R.A., à la demande du Service Technique de l'Aéronautique, en vue d'obtenir en soufflerie puis en vol, une mesure aussi précise que possible des coefficients de transfert de chaleur sur des ailes en delta de  $60^{\circ}$

---

\* Il est clair que l'étalement de l'accélération sur une période plus prolongée est un premier moyen élémentaire de réduire ces contraintes et gradients.

de flèche, de forme voisine de celle prévue pour l'avion de transport supersonique.

Pour faciliter la comparaison, les deux expériences devaient être exécutées à la même échelle, et sur des ailes de même type de construction.

Ces mesures devaient être ensuite confrontées avec les résultats des calculs de transfert de chaleur effectués suivant les méthodes utilisées actuellement dans les bureaux d'études.

Le présent mémoire relate les mesures effectuées dans le cadre de ce programme dans la soufflerie S3 de Modane, à  $M = 2$ , dans des conditions de température d'arrêt et de pression simulant le vol à cette vitesse à une altitude de 8 km; il décrit également les conditions dans lesquelles ont été effectués les essais en vol sur missiles spéciaux. L'accent est mis sur les détails technologiques, qui ont permis d'assurer à ces essais la précision requise pour garantir la validité des conclusions atteintes.

### PRINCIPE DES METHODES DE MESURE

L'échauffement d'un élément de revêtement soumis à un flux aérodynamique peut s'écrire:

$$\frac{\partial T_p}{\partial t} = \frac{\text{Ch} \rho V C_p (T_f - T_p) - \epsilon \sigma T_p^4}{e_r C \rho_r} + \text{fuites} \quad (1)$$

Le premier membre de cette équation est la pente de la courbe d'échauffement local en fonction du temps; c'est la donnée immédiate des expériences, tant en soufflerie qu'en vol.

Les autres grandeurs qui interviennent dans le second membre sont:

$T_f$  = température de frottement athermane de la couche limite (calculée);  $T_f = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} r M^2 \right)$  avec  $r = 0.9$  en écoulement turbulent.

$\rho$  = masse volumique de l'air.

$V$  = vitesse de l'air.

$C_p$  = chaleur spécifique, à pression constante, de l'air.

Ch = coefficient de transfert de chaleur, ou nombre de Stanton, principal objet de l'expérience.

$\epsilon$  = coefficient d'émissivité de la tôle du revêtement.

$\sigma$  = constante de la loi de Stefan.

$e_r$  = épaisseur du revêtement.

$C$  = chaleur massique du revêtement.

$\rho_r$  = masse volumique du revêtement.

- $\lambda$  = conductibilité thermique du revêtement.  
 $x$  = abscisse dans le sens des cordes de l'aile.  
 $y$  = dimension dans le sens de l'envergure.  
 $z$  = dimension dans le sens de l'épaisseur.

On reconnaît dans ce second membre les trois termes principaux :

$$\rho VC_p \text{Ch}(T_f - T_p)$$

qui est le flux provenant de la couche limite,

$$\epsilon \sigma T_p^4$$

ou flux rayonné. Et enfin le flux de fuite dans le matériau.

L'examen des ordres de grandeurs des différents termes de cette expression, et l'étude de différents rapports d'essais concernant des mesures en soufflerie et sur roquettes [1-4], ou sur un avion intercepteur expérimental français [5] montrent clairement que la détermination précise des coefficients de transfert de chaleur est difficile sinon impossible lorsque les conditions suivantes sont réalisées :

1. La structure dont on observe l'échauffement est une structure classique en construction aéronautique, c'est-à-dire comporte un revêtement rivé sur des nervures et des raidisseurs (couples et lisses), constituant un calorimètre mal défini.
2. Les conditions génératrices aérodynamiques sont rapidement variables dans le temps comme c'est le cas dans de nombreux tirs de roquettes (accélération brutale, aussitôt suivie d'une décélération non moins brutale, trajectoire à pression très variable, etc.).
3. L'accélération est au contraire trop faible : dans ce cas, la température de structure reste toujours voisine de la température d'équilibre, et le flux est trop faible pour être mesuré avec précision, les phénomènes parasites de conduction dans le revêtement devenant alors prépondérants.

Compte tenu de ces remarques l'on s'est attaché, d'une part, à réaliser des ailes constituant un calorimètre aussi pur que possible, d'autre part, à imposer aux missiles utilisés pour les tirs réels une mise en vitesse rapide sur une trajectoire horizontale parcourue ensuite à vitesse uniforme.

## DESCRIPTION DES AILES

### DÉFINITION

La Figure 1 représente l'aile en delta montée à la paroi de la soufflerie S3 de Modane (Fig. 1a) et l'aile identique montée sur le troisième étage du

missile (Fig. 1b). La flèche est de  $60^\circ$  au bord d'attaque, la corde d'emplanture mesure 1.04 m; les profils sont lenticulaires circulaires de 3.25 pourcent d'épaisseur relative. Le triangle est tronqué de 24 pourcent environ aux extrémités, ce qui réduit l'allongement de  $\lambda = 2.31$  à  $\lambda = 1.43$ .

L'aile (Fig. 2) est constituée uniquement de deux feuilles d'acier inoxydable Z10CNT18 de 1.5 mm d'épaisseur; une nervure d'emplanture en plastique armé de tissu de verre, un longeron unique de même matériau et une nervure de rive constituent les seules membrures intérieures.

Les tôles de revêtement sont mises en forme puis vissées sur ces membrures, et enfin brasées aux bords d'attaque et de fuite. Toutes les têtes de vis sont soigneusement arasées pour obtenir une surface absolument lisse.

L'aile est fixée, tant en soufflerie qu'en vol, par deux renforts locaux qui constituent le seul contact thermique entre le revêtement et la soufflerie

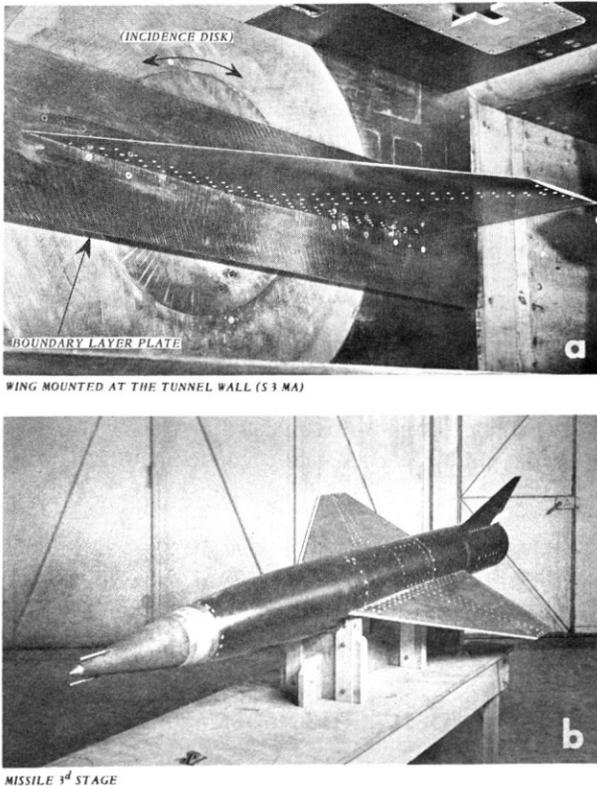


Figure 1. Aile en delta montée (a) à la paroi de la soufflerie S3-MA, (b) sur le 3<sup>e</sup>me étage du missile.

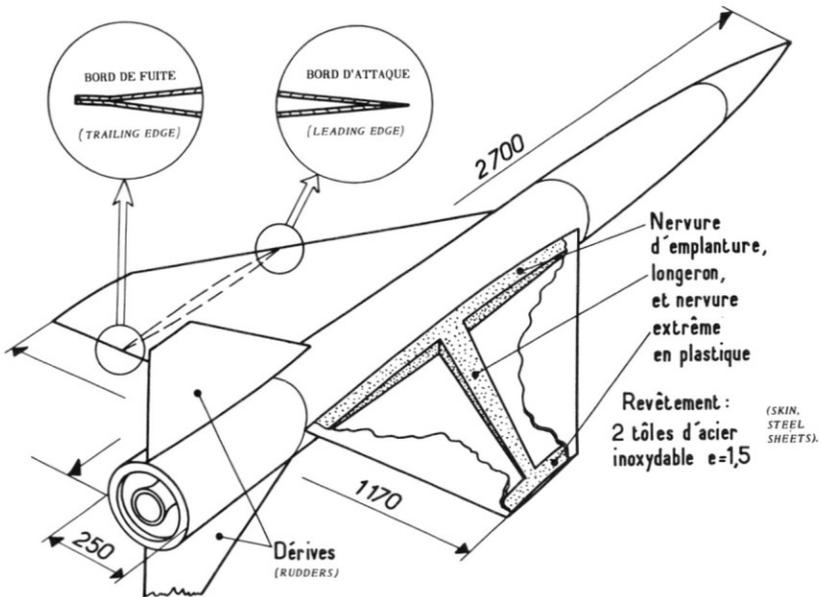


Figure 2. Structure des ailes.

(ou le missile); en dehors de ces renforts le revêtement est arrêté 2 mm avant le profil d'emplanture.

Ce type de construction inusité dans les missiles a supporté les efforts aérodynamiques aussi bien en vol qu'au cours de l'amorçage de la soufflerie.

Pour les essais en soufflerie, on a de plus prévu:

Une aile en delta démunie du longeron, pour mettre en évidence l'effet de puits thermique de cet élément;

Une aile rectangulaire de même corde et même envergure pour essayer d'isoler l'influence de la flèche.

Ces deux ailes de référence étaient par ailleurs d'une construction identique.

### INFLUENCE DU LONGERON (PUITS DE CHALEUR)

Pour caractériser la perturbation apportée par le longeron on a réalisé le modèle rhéoelectrique correspondant; l'étude analogique [6] a montré que l'effet du puits de chaleur sur la répartition de température était notable mais localisé; l'expérience a recoupé ces conclusions. La Figure 3 reproduit les répartitions de températures instantanées relevées, à différents instants d'une rafale chaude en soufflerie, sur la corde aérodynamique moyenne de l'aile en delta avec longeron, et de l'aile en delta sans longeron essayée dans

les mêmes conditions à titre de comparaison. On note que le puits de chaleur est effectivement très localisé; de plus la chute de température au centre est deux fois plus faible que celle annoncée par le calcul analogique, qui supposait un contact thermique parfait entre le revêtement et le longeron.

### CARACTÉRISTIQUES CALORIMÉTRIQUES DE L'AILE

La capacité calorifique du revêtement par unité de surface ( $e \times C \times \rho$ ) est en facteur dans l'expression du nombre de Stanton :

L'épaisseur  $e$  a été soigneusement relevée en chacun des points de mesure (thermocouples); dans un lot de tôles d'épaisseur nominale 1.5 mm, les épaisseurs réelles vont de 1.43 à 1.53 mm;

La chaleur massique  $C$  de l'acier Z10CNT18 a été mesurée au Laboratoire National des Arts et Métiers. Sur 35 échantillons les valeurs vont

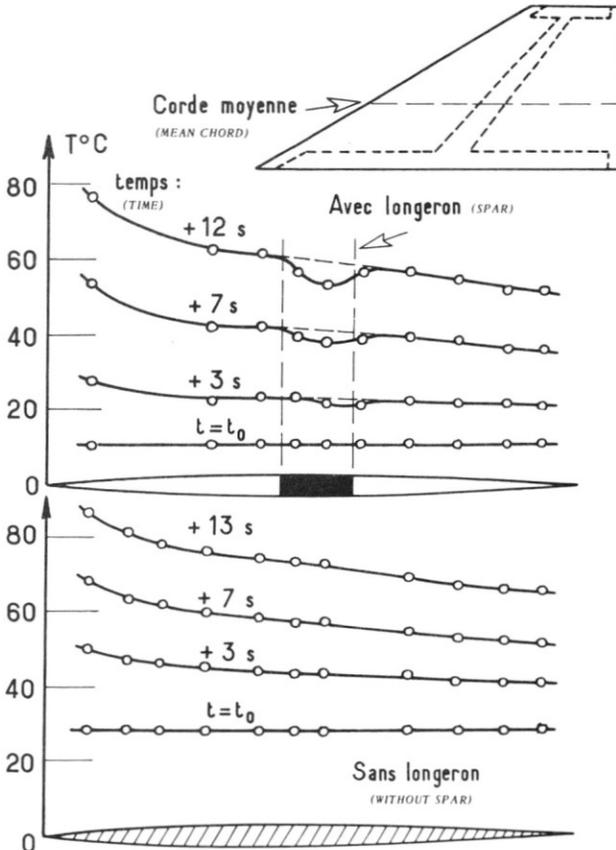


Figure 3. Influence du puits de chaleur du longeron.

de 0.107 à 0.120 calories/gramme degré; par contre, pour les échantillons prélevés sur une même feuille la dispersion est plus faible, inférieure à  $\pm 3$  pourcent.

La masse volumique de cet acier est  $\rho = 7.898 \text{ g/cm}^3$ .

#### DISPOSITION DES THERMOCOUPLES

La Figure 4 montre la disposition des thermocouples en 4 cordes équidistantes le long de l'envergure, sur une seule face de l'aile.

Lors des essais en soufflerie l'autre face servait aux mesures des pressions locales.

Les thermocouples (Fig. 4) en chromel-alumel, consistaient en fils de 0.2 mm sertis dans des trous de même dimension normaux à la paroi, puis arrêtés par soudure sur la face extérieure, où était ensuite reconstituée une surface lisse. On est ainsi assuré que la température mesurée est celle de la face *intérieure* du revêtement, le thermocouple mesurant par hypothèse la température du plan où les deux métaux se séparent.

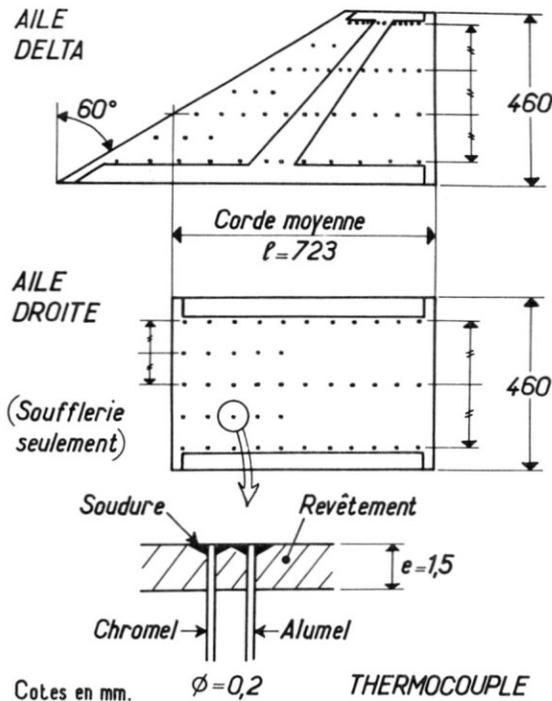


Figure 4. Disposition des thermocouples sur les ailes.

## CONDITIONS EXPERIMENTALES DES ESSAIS

### ESSAIS EN SOUFFLERIE

La soufflerie à rafales S3 de Modane a une veine de  $0.8 \times 0.8 \text{ m}^2$ , munie pour les présents essais de la tuyère  $M = 2$ ; le nombre de Reynolds réalisé était de 23.7 millions par mètre.

Le circuit aérodynamique comporte un empilement de 22 tonnes de tôles chauffées, permettant de réaliser des rafales à la température désirée. Des essais préliminaires ont montré que les échelons de température génératrice réalisés à l'amorçage sont à front très raide passant de  $0^\circ\text{C}$  à  $130^\circ\text{C}^*$  en moins de une seconde et sont suivis d'un palier ne variant que de quelques degrés dans les 20 secondes d'une rafale. Au cours de ces essais préliminaires (Fig. 6) les températures mesurées par une grille de thermocouples tendus dans la chambre de tranquillisation ont été comparées à celles fournies par une grille de sondes totales disposé à la place de l'aile. La Figure 6 montre que les températures amont et aval ainsi mesurées sont pratiquement identiques et que la répartition transversale est raisonnablement uniforme,

\* La température possible actuellement est voisine de  $230^\circ\text{C}$ ; elle avait été limitée pour éviter l'érosion de la tuyère à revêtement plastique.

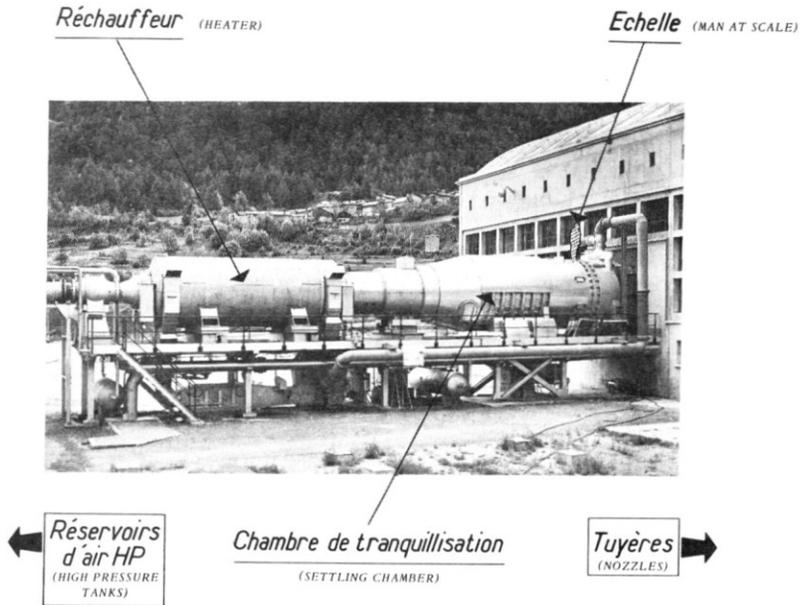


Figure 5. Soufflerie S3 Modane (vue extérieure).

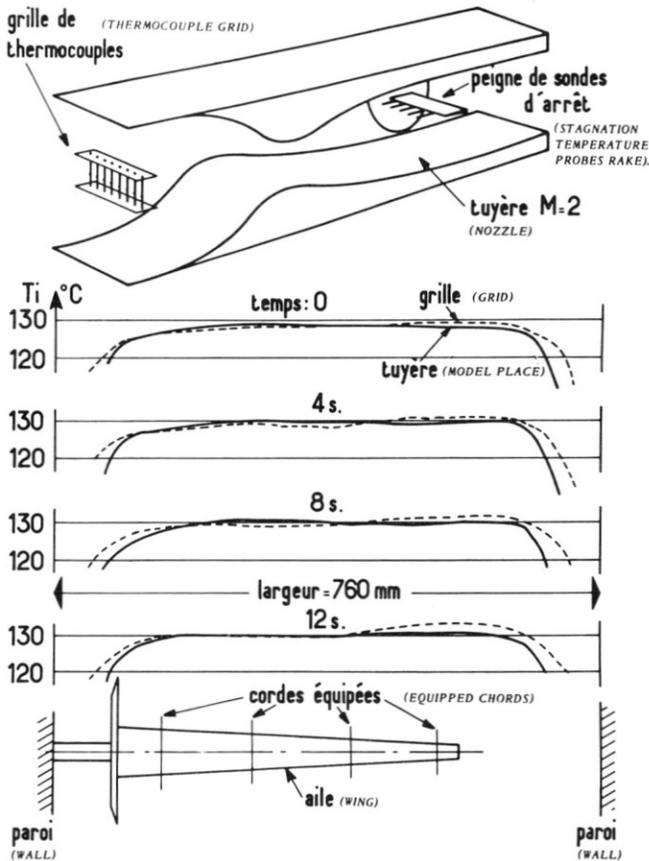


Figure 6. Températures génératrices de la soufflerie S3-MA.

sauf au voisinage des parois; l'aile était montée d'ailleurs à une certaine distance de cette paroi, sur une plaque de garde, de sorte que la première corde équipée de l'aile était déjà dans la zone à température constante.

## TRANSITION

Les essais ont montré qu'à l'endroit des thermocouples les plus avancés ( $x = 60$  mm) la couche limite était naturellement turbulente sur les ailes en delta:  $Re_T \leq 1.4 \times 10^6$ ; sur l'aile droite au contraire les courbes d'échauffement décèlent un certain parcours laminaire; les essais ont ensuite été repris avec déclenchement de la transition par grains de carborundum collés.

## DISPOSITIFS DE MESURE

Les indications des thermocouples (aile et chambre de tranquillisation) passaient sur un commutateur tournant spécial, étaient amplifiées, puis enregistrées, en même temps qu'une tension étalon (diode Zener). La réalisation et la mise au point de cet appareillage ont été particulièrement soignées en vue de limiter l'erreur de mesure à moins de un degré centigrade; la relation température-tension électrique mesurée a été obtenue par étalonnage de thermocouples montés sur des plaquettes identiques au revêtement de l'aile; au cours de ces étalonnages et au cours des mesures, on a utilisé comme référence de température une cuve à température stabilisée à 80°C.

La connaissance des conditions aérodynamiques locales nécessaires au calcul des coefficients de transfert, a été basée sur la mesure des répartitions de pression sur la face de l'aile non munie de thermocouples; les rafales étaient assez longues pour permettre la mesure de ces pressions sur un multimanomètre à mercure photographié toutes les deux secondes.

## ESSAIS EN VOL

Les missiles à trois étages (Fig. 7a) ont été spécialement étudiés et construits par l'O.N.E.R.A.\* pour assurer le plan de vol schématisé Fig. 7b.

Le premier étage, d'un poids de 670 kg, propulse le missile jusqu'à  $M = 1.5$  à une altitude de 3 km, puis se sépare; les deux étages restants suivent une trajectoire ascendante balistique pendant que le missile se refroidit et reprend une température voisine de la normale; à une altitude de 9 km la vitesse presque horizontale est d'environ 60 m/sec. Le deuxième étage dont l'allumage est commandé par un gyroscope, pèse 250 kg; il porte la vitesse à 650 m/sec. environ en 6 secondes, puis se sépare. Le troisième étage, qui contient tous les appareils de mesure et de transmission est muni d'un petit propulseur de croisière qui entretient une vitesse sensiblement constante pendant 20 secondes; on obtient ainsi une trajectoire balistique très tendue où la variation d'altitude est inférieure à 200 m pendant les 10 secondes qui suivent la séparation de l'étage accélérateur.

Cette constance des conditions génératrices est un facteur important dans la recherche de la précision des mesures d'échauffement. Les tirs ont eu lieu à partir du Centre d'Essais de la Marine à l'île du Levant; les mesures étaient transmises au sol par radio et les maquettes étaient perdues en mer. Sur les quatre tirs effectués, deux ont fourni des résultats exploitables sur l'ensemble de la trajectoire.

\* En collaboration avec la SEPR pour les propulseurs.

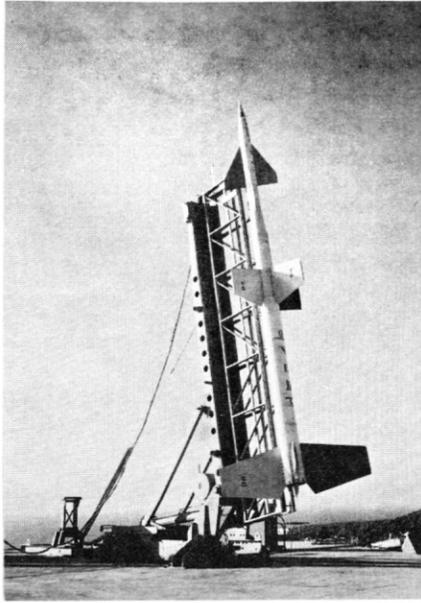


Figure 7a. Missile à trois étages D6 sur sa rampe de tir.

Lors de ces tirs une demi-aile était équipée de thermocouples sur une face; dans le premier tir cette face était munie d'un dispositif de déclenchement de transition formé par des grains de carborundum collés sur une bande le long du bord d'attaque; lors du second tir une ligne de thermocouples supplémentaires équipait la face demeurée lisse de cette demi-aile de manière à pouvoir détecter la transition naturelle.

Dans l'un et l'autre tir, le nombre de Mach atteint au début du vol du troisième étage a été  $M = 2.15$  et les nombres de Reynolds 18 millions et 20 millions par mètre respectivement pour le premier et le second tir. La température d'arrêt était voisine de  $170^{\circ}\text{C}$ .

Les mesures effectuées pendant chaque tir étaient de trois sortes:

Mesures locales sur l'aile, pressions et températures;

Mesures servant à restituer les conditions aérodynamiques d'essai: Mach, pression, température. Ces dernières mesures, effectuées par une antenne anémo-thermométrique (Fig. 8) visaient à pallier une défaillance éventuelle, des moyens usuels de restitution de la trajectoire, (cinéthéodolites et trajectographe O.N.E.R.A. [7]);

Enfin les mesures nécessaires à l'étude du fonctionnement du missile: accélérations normale et transversale, ordres de séparations et de mise à feu, gyroscope commandant la mise à feu de l'étage 2, etc.

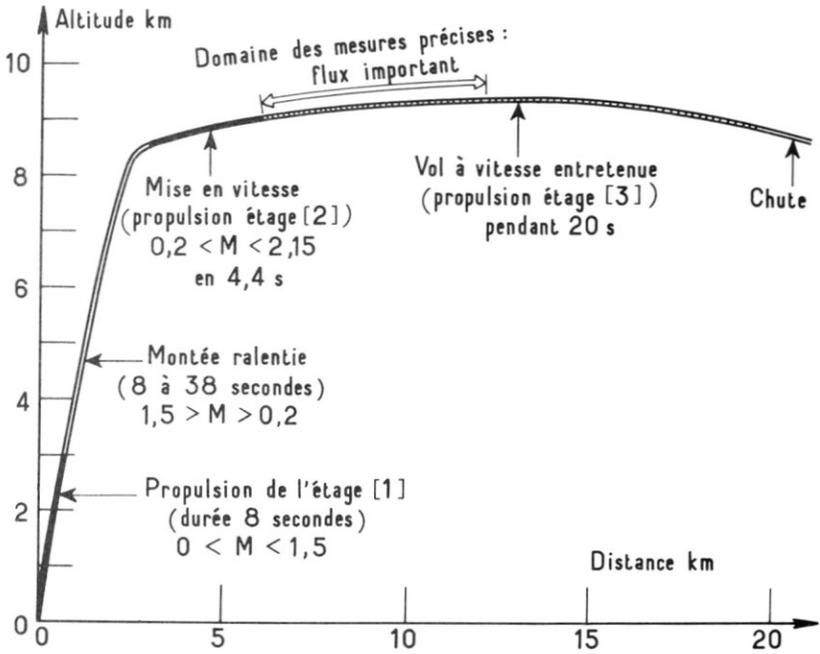


Figure 7b. Plan de vol du missile D6-05.

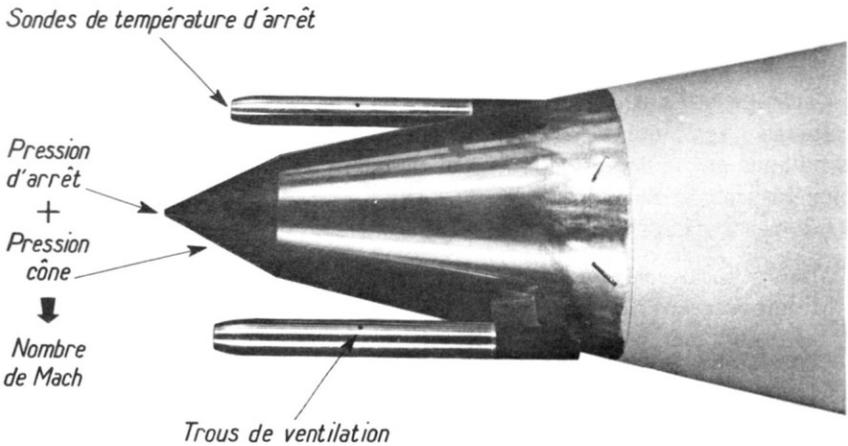


Figure 8. Sonde aérodynamique embarquée sur les missiles.

La comparaison des données de ces différents moyens de mesure a été instructive: elle a montré en particulier que les moyens extérieurs de poursuite restituent l'altitude et la vitesse avec une précision excellente, supérieure à celle des mesures embarquées.

La détermination de la température d'arrêt  $T_i$  était déterminée avec la meilleure précision, à partir de la vitesse  $V_0$  et de la température locale  $T_0$  donnée par le sondage météo:

$$T_i = T_0 + \frac{V_0^2}{2C\rho}$$

La mesure directe de la température d'arrêt par des sondes à thermocouples du type ventilé s'étant révélée moins précise, une étude ultérieure nous a permis d'attribuer ce défaut au temps de réponse† de la sonde utilisée.

Les conditions aérodynamiques locales sur l'aile du missile ont été calculées à partir des répartitions de pressions mesurées en soufflerie sur une maquette complète du troisième étage; au cours du second tir quelques mesures de pression locales sur l'aile ont également été effectuées, et ont confirmé les mesures en soufflerie.

## DEPOUILLEMENT DES ESSAIS

### ÉQUATION SIMPLIFIÉE

Une discussion numérique de l'ordre de grandeur des termes de l'Eq. (1) a montré que les pertes par rayonnement ( $\epsilon\sigma T_p^4$ ) et par conduction dans le matériau  $((\lambda/C\rho)\Delta T)_r$  étaient inférieures à 2 pourcent dans les dix premières secondes des rafales de soufflerie, ou du vol stabilisé du missile, elles ne sont donc pas significatives compte tenu de la précision générale des mesures.

Les nombres de Stanton expérimentaux ont donc été déduits des courbes de température mesurées en fonction du temps par l'équation simplifiée:

$$\text{Ch} = \frac{(eC\rho)_{\text{revêtement}}}{(pVC\rho)_{\text{air}}} \times \frac{dT_p}{d} \left( \frac{1}{T_f - T_p} \right) \quad (2)$$

où l'on reconnaît les groupements  $eC\rho$ , capacité calorifique de la tôle et  $pVC\rho$  capacité calorifique du débit masse d'air par unité de surface; ces deux termes étaient calculés *localement* pour chaque thermocouple; les

† Des essais systématiques ont depuis conduit l'O.N.E.R.A. à apporter un perfectionnement sensible à ce type de sondes.

nombres de Stanton obtenus sont donc rapportés aux conditions aérodynamiques *locales* à l'extérieur de la couche limite.

Dans les conditions des tirs réels les ordres de grandeur étaient :

$$eC_p \sim 5.35 \text{ kilojoules par m}^2 \text{ degré}$$

$$pVC_p \sim 320 \text{ kilojoules par m}^2 \text{ degré seconde}$$

### PRÉCISION OBTENUE

La mesure des différents termes entrant dans l'Eq. (2) est entachée d'erreurs qui ont été évaluées et rassemblées dans le Tableau 1; ces erreurs sont identiques en soufflerie et en vol et l'erreur quadratique moyenne qui en résulte sur le nombre de Stanton est voisine de 8 pourcent à l'instant

**TABLEAU 1**  
**MESURES D'ÉCHAUFFEMENT CINÉTIQUE EN SOUFFLERIE ET EN VOL. ERREURS DE MESURE**

Mesure	Erreur absolue	Erreur relative, au temps $t$		
		$t = 0$	$t = 10 \text{ sec}$	$t = 20 \text{ sec}$
Caractéristiques du revêtement de l'aile: $C$ = chaleur massique $\rho$ = masse volumique $e$ = épaisseur	0.01	0.03 0.0001 0.006		
Soufflerie (1 mesure par seconde)				
pression, $p_i$		0.01	0.01	0.01
température, $T_i$	2°	0.005	0.005	0.005
température de paroi, $T_p$	1°	0.003	0.003	0.003
$(T_f - T_p)$	3°	0.03	0.045	0.08
$dT_p/dt$		0.03	0.06	0.20
erreur maximale		11%	16%	33%
Vol (3 mesures par seconde)				
pression, $p_z$	3 mb	0.01	0.01	0.01
température, $T_z$ (météo)	1°	0.004	0.004	0.004
vitesse (poursuite optique)	1.5 m/sec	0.002	0.002	0.002
température, $T_i$ (calculée)	1.9°			
température de paroi, $T_p$	1.6°	0.005	0.005	0.005
$(T_f - T_p)$	3.5°	0.03	0.045	0.07
$dT_p/dt$		0.03	0.06	0.20
erreur maximale		11%	16%	32%

initial de la partie utile de l'essai (vol stabilisé) et de 11 pourcent, dix secondes plus tard.

En réalité l'erreur probable sur  $Ch$  est inférieure à ces valeurs, car le calcul d'erreur est fondé sur l'erreur maximale à craindre à chaque instant; en fait, la réalisation de conditions expérimentales stables pendant les mesures a permis des lissages empiriques (à la main) des courbes en fonction du temps, notamment des courbes de température.

### NOMBRES DE STANTON THÉORIQUES

Deux méthodes de calcul des couches limites turbulentes compressibles, largement utilisées en France sont celles de R. Michel [8] et de Van Driest [9].

La Figure 9 représente les nombres de Stanton calculés par l'une et l'autre méthode pour une plaque plane à  $M = 2$ , dans le domaine des nombres de Reynolds qui couvre le présent domaine expérimental. Un paramètre important de ces calculs est le rapport  $T_p/T_f$  de la température de paroi à la température de frottement athermane. On note que le calcul

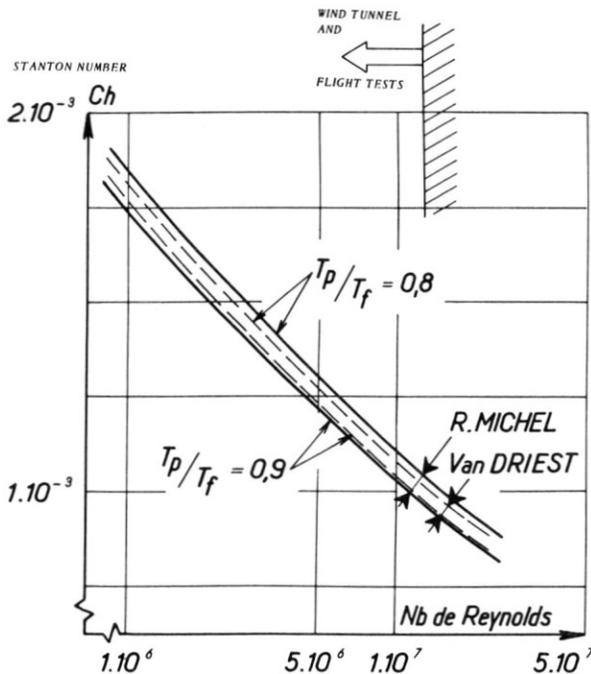


Figure 9. Coefficients de transfert calculés à  $M = 2$  (couche limite turbulente sur plaque plane).

de Michel affecte à ce paramètre une importance plus grande que celui de Van Driest, mais les deux calculs donnent des résultats numériques pratiquement identiques pour les rapports ( $T_p/T_f$ ) rencontrés précisément au cours des présentes mesures en soufflerie et en vol, c'est-à-dire entre  $T_p/T_f = 0.8$  et  $0.9$ .

## RESULTATS

Les coefficients mesurés sont présentés sous la forme de leur répartition le long des profils de l'aile, en adoptant une seule valeur moyenne durant les six premières secondes des rafales en soufflerie, ou des vols stabilisés: en toute rigueur le coefficient  $Ch$  doit varier à mesure que l'aile s'échauffe puisque la théorie annonce un effet du rapport  $T_p/T_f$ . Cependant la faible influence de ce paramètre est à la limite de la précision des mesures et les conclusions de l'étude seront suffisamment étayées par les valeurs moyennes retenues; à titre d'exemple la Fig. 10 a reproduit la courbe de température mesurée lors du second essai en vol pour un point particulier de la corde moyenne; la Fig. 10b fournit la courbe des pentes locales et les nombres de Stanton qui en ont été déduits, dont on notera la faible variation pendant les 10 premières secondes qui suivent la séparation de l'étage accélérateur ( $t \sim 45$  sec.).

### RÉSULTATS DES ESSAIS EN SOUFFLERIE

La Figure 11 compare les nombres de Stanton mesurés et calculés sur l'aile en delta *sans longeron*. Sur les trois profils\* apparaît un écart systématique entre essai et calcul; cet écart est plus important sur le profil d'emplanture voisin de la nervure d'emplanture, comme on pouvait s'y attendre compte tenu de l'effet de puits de chaleur de cet élément.

L'influence du longeron est mise en évidence sur la Fig. 12 où sont comparés les  $Ch$  bruts mesurés sur l'aile avec longeron et sur l'aile sans longeron; l'effet de puits de chaleur est très localisé ainsi que l'avait prédit l'étude rhéoelectrique signalée plus haut.

On notera par ailleurs que la dispersion des valeurs expérimentales relevées au cours de trois rafales distinctes montrent que l'écart de la courbe moyenne expérimentale et de la courbe théorique est significatif.

*Influence de l'incidence.* Dans le domaine des incidences utiles du vol supersonique  $|i| \leq 3^\circ$  les nombres de Stanton rapportés aux conditions aérodynamiques locales sont insensibles à l'incidence; on voit seulement croître la dispersion expérimentale pour les mesures relatives à l'extrados, où les flux sont plus faibles (Fig. 13).

\* L'écoulement sur le profil extrême a été perturbé par des ondes de choc parasites et les  $Ch$  mesurés ne sont pas présentés.

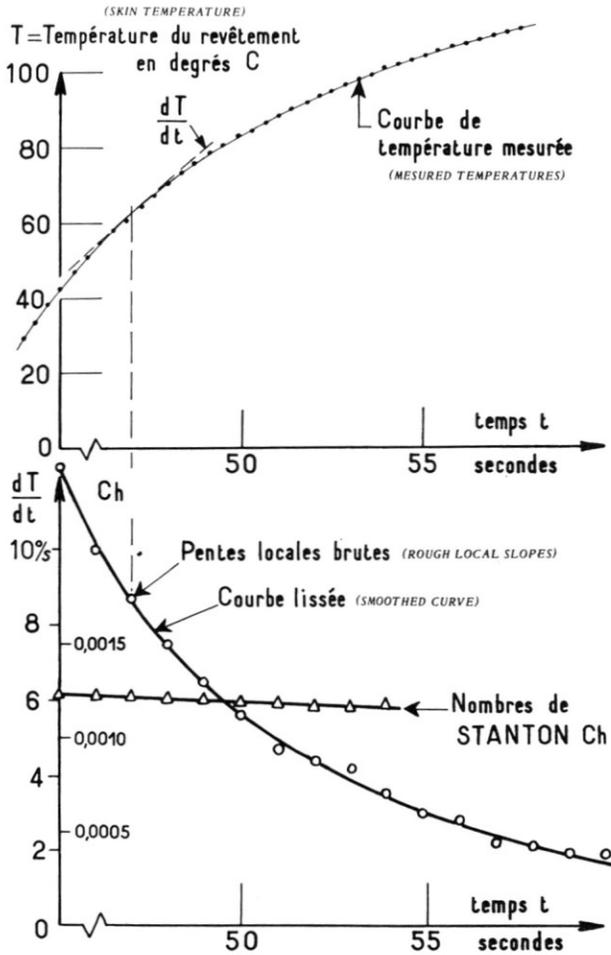


Figure 10. Exemple de dépouillement d'une mesure d'échauffement (2eme essai en vol).

*Influence de la flèche.* Comme il a été dit plus haut, on a essayé dans les mêmes conditions l'aile en delta destinée au vol et une aile sans flèche ayant même envergure, mêmes profils et même corde aérodynamique moyenne.

La Figure 14 compare les nombres de Stanton mesurés à l'incidence nulle sur ces deux ailes.

La transition de l'écoulement laminaire à l'écoulement turbulent est très visible sur l'aile rectangulaire; dans la zone turbulente, les  $Ch$  mesurés sont identiques sur les deux ailes.

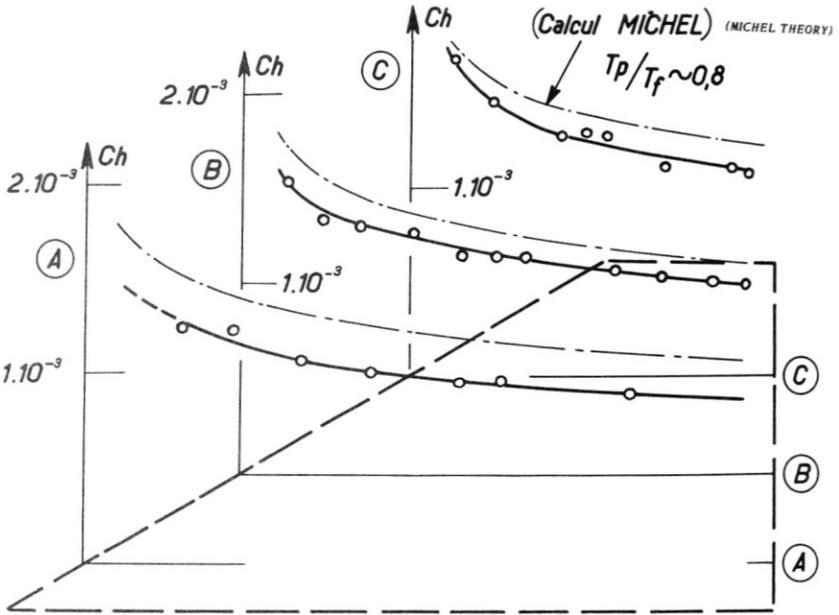


Figure 11. Aile en delta sans longeron soufflerie S3-MA.  $M = 2, i = 0$ .

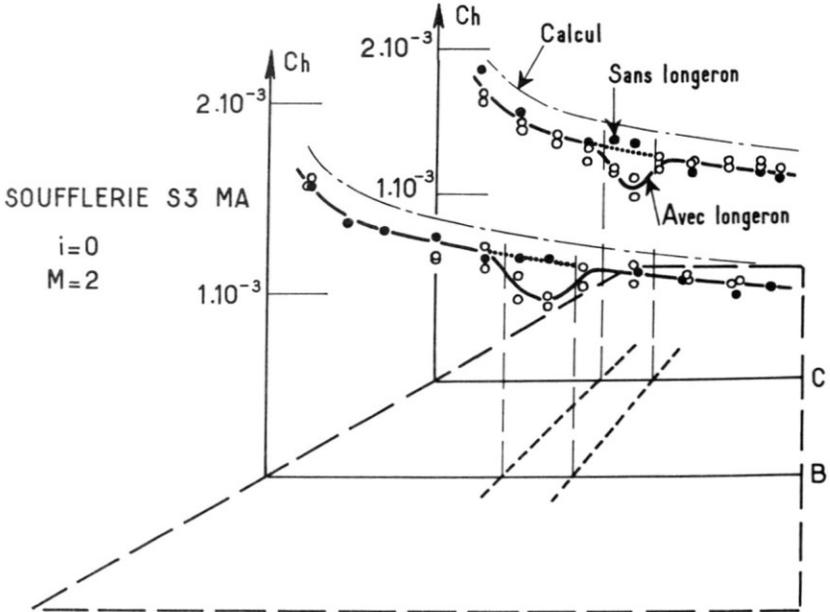


Figure 12. Influence du longeron sur les coefficients de transfert mesurés.

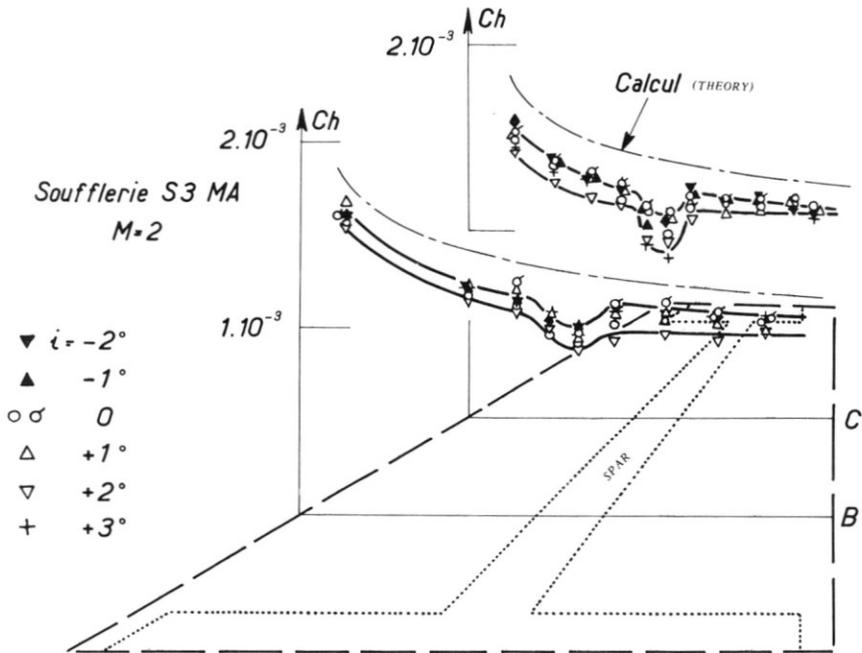


Figure 13. Influence de l'incidence.

L'essai de l'aile droite a été repris avec déclenchement de la transition au voisinage du bord d'attaque par grains de carborundum collés: les points expérimentaux sont alors confondus avec ceux obtenus sur l'aile en delta avec transition déclenchée, et avec ceux de l'aile droite lisse dans la partie naturellement turbulente; ces résultats confirment que l'écart constaté dans la zone turbulente entre calcul et essais n'est pas imputable à la flèche du bord d'attaque aigu.

Il est clair, d'autre part, que l'influence du carborundum, ou de la flèche au bord d'attaque conduit seulement à réduire le nombre de Reynolds de transition:  $Re_T = 3 \times 10^6$  sur l'aile droite et  $< 1.4 \times 10^6$  sur l'aile en delta en transition naturelle. Une fois obtenu l'écoulement turbulent, les  $Ch$  paraissent ne dépendre que d'un nombre de Reynolds caractérisé par la distance du point considéré au bord d'attaque, et non pas des conditions d'établissement de la transition.

On va voir que ces dernières conclusions sont confirmées par l'essai en vol.

## RÉSULTATS DES ESSAIS EN VOL

*Etude de la transition.* La Figure 15 relative à un essai en vol compare les courbes de température relatives à deux points situés à la même distance

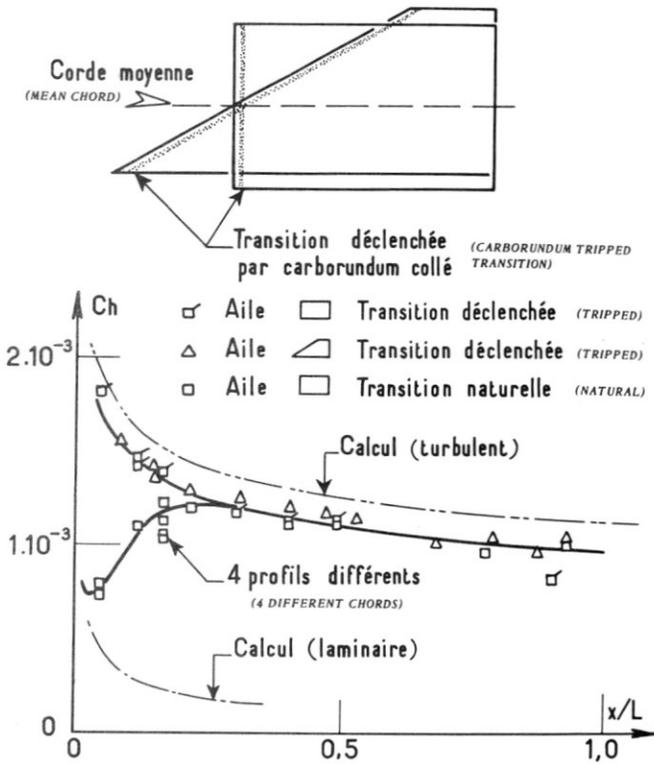


Figure 14. Influence de la flèche. Soufflerie S3-MA,  $i = 0$ .

du bord d'attaque, sur le profil aérodynamique moyen, l'un sur la face lisse (transition naturelle) et l'autre sur la face munie de rugosités (transition déclenchée).

On note que les échauffements sont identiques pendant la première accélération à basse altitude; pendant la montée décélérée, au contraire, la face demeurée lisse se refroidit moins efficacement que la face où la transition est déclenchée, si bien qu'au début du vol utile, au temps 44.5 secs., il existe une différence de  $23^{\circ}\text{C}$  entre les deux points.

Pendant le vol à vitesse entretenue l'échauffement du point sur la face lisse est plus lent que celui situé derrière les rugosités, et la température maximale atteinte est plus faible de  $15^{\circ}$  environ.

La figure suivante (Fig. 16) reproduit les températures relevées pendant cette période utile du vol en quelques points de la partie avant de l'aile: on note (Fig. 16a) que grâce au déclenchement de la transition on obtient avant le début de l'expérience une égalisation efficace des températures, ce qui justifie l'hypothèse des faibles conductions latérales dans le revêtement.

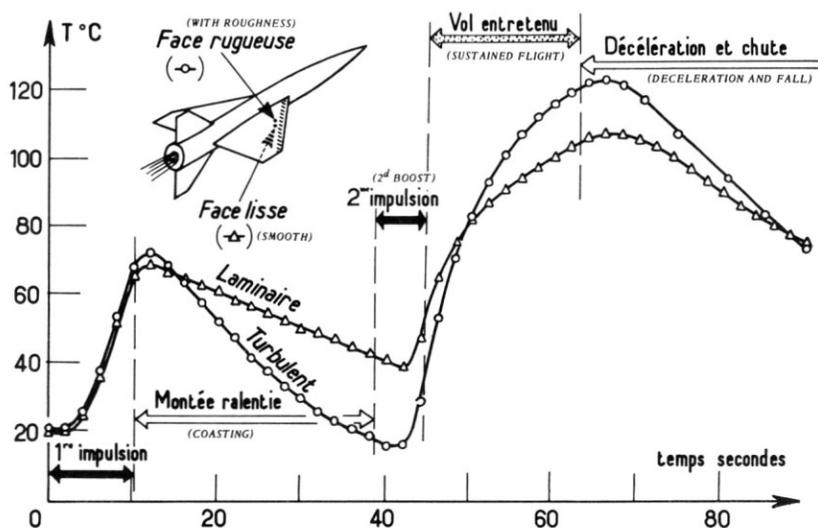


Figure 15. Echauffement de la paroi en 2 points de même abscisse ( $x/l \sim 9$  pourcent) en laminaire et en turbulent (essai en vol).

Sur la face demeurée lisse, au contraire (Fig. 16b) la répartition des températures est perturbée au moment de l'expérience, par suite des mouvements du point de transition liés aux variations du nombre de Reynolds pendant les phases précédentes du vol.

Les courbes de température correspondant à la face lisse présentent un sommet situé nettement à l'aval du bord d'attaque, ce qui indique une zone d'écoulement laminaire notable; l'évolution du sommet des courbes n'est pas expliquée, un mouvement du point de transition étant peu probable puisque le nombre de Reynolds unitaire reste pratiquement constant pendant cette période.

La Figure 17 montre que les nombres de Stanton mesurés dans la zone turbulente sont identiques sur la face lisse et sur la face munie de rugosités; sur cette figure, on voit en outre que les déterminations successives du nombre de Stanton en fonction du temps permettent bien de définir une valeur moyenne pendant les six premières secondes de l'essai; ensuite, interviennent les fuites thermiques négligées dans le calcul. Les points considérés, à titre d'exemple, sont ceux situés à 21.6 pourcent de la corde aérodynamique moyenne.

Le peu d'influence des rugosités sur les nombres de Stanton mesurés est inattendu, mais a été confirmé dans un domaine voisin de nombre de Mach par des mesures effectuées en vol sur capsules Agena [10], à l'aide de panneaux équipés de thermocouples soit lisses, soit munis de rivets à tête

apparente. La Figure 18 extraite de cette référence montre que la présence des rivets n'a fait que hâter la transition, et que les nombres de Nusselt\* turbulents ne sont pas influencés par les conditions d'apparition de la transition.

### COMPARAISON DES NOMBRES DE STANTON MESURÉS EN SOUFFLERIE ET EN VOL

Dans les essais en vol comme en soufflerie, la mesure des nombres de Stanton a été effectuée sur quatre cordes réparties en envergure; la com-

\* Nb Nusselt = Nb Stanton  $\times$  Nb Reynolds  $\times$  Nb Prandtl.

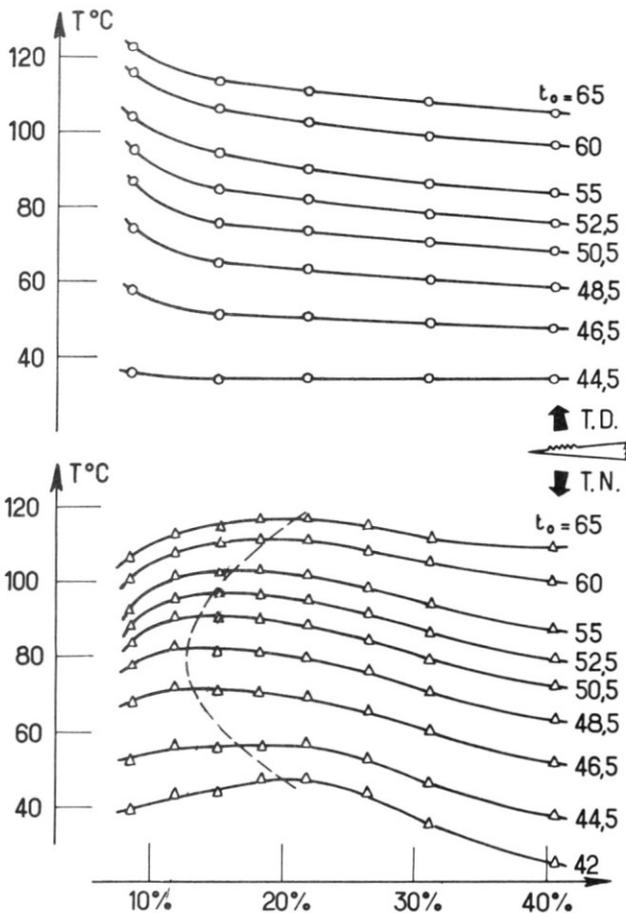
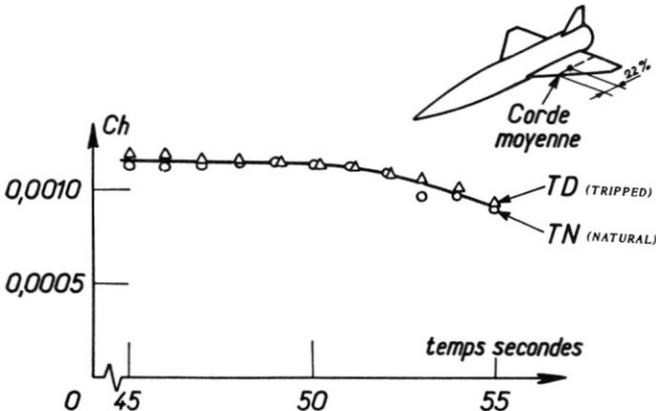


Figure 16. Températures mesurées en vol sur les faces lisse et rugueuse.

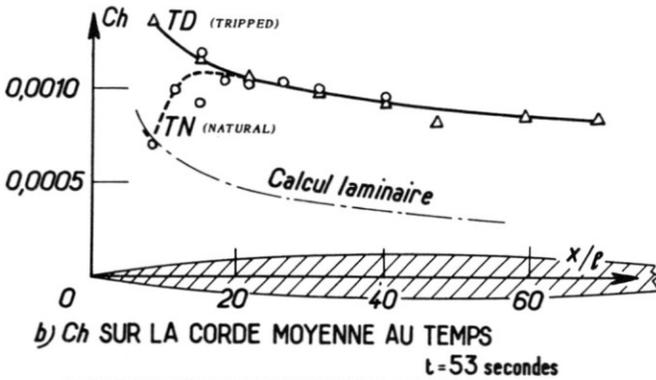
paraison des résultats n'a pas révélé d'influence sensible de la position en envergure; cette comparaison sera donc limitée à la corde aérodynamique moyenne.

La Figure 19 confronte les  $Ch$  mesurés soit en soufflerie, soit au cours de deux vols exécutés dans des conditions aérologiques différentes. Les données expérimentales sont figurées par des symboles dont la hauteur verticale représente la dispersion maximale pendant les six premières secondes des mesures. On fait immédiatement deux constatations importantes: d'abord l'excellent recouplement des deux tirs (traits verticaux et rectangles) ce qui confirme la précision des mesures, et ensuite un écart systématique entre les valeurs de  $Ch$  en soufflerie et en vol, ces derniers étant inférieurs



a)  $Ch$  MESURES A L'ABSCISSE 22%, EN FONCTION DU TEMPS

MEASURED STANTON NUMBERS, VERSUS TIME, AT A GIVEN STATION.



b)  $Ch$  SUR LA CORDE MOYENNE AU TEMPS  $t = 53$  secondes

MEASURED STANTON NUMBERS ALONG THE CHORD, AT A GIVEN TIME

Figure 17. Détection de la transition en vol.

d'environ 15 pourcent. Cet écart a été constaté sur toutes les cordes de l'aile.

Un tel écart entre les résultats obtenus en soufflerie et en vol a été signalé à propos de l'exploitation des mesures thermiques sur l'avion X-15 [11]. La Figure 20 extraite de cette référence montre sur un exemple typique, que les températures mesurées en vol ont été inférieures aux valeurs calculées d'après les nombres de Stanton mesurés en soufflerie; il est à noter que les mesures des coefficients de transfert effectuées sur des maquettes de cet avion dans les souffleries de Langley et de Tullahoma, donnaient des nombres de Stanton *supérieurs* aux prévisions théoriques, contrairement aux présentes expériences.

Cet écart entre soufflerie et vol est inexplicable, si l'on élimine, comme on l'admet généralement en ce qui concerne la couche limite turbulente, l'influence des niveaux de pré-turbulence différents.

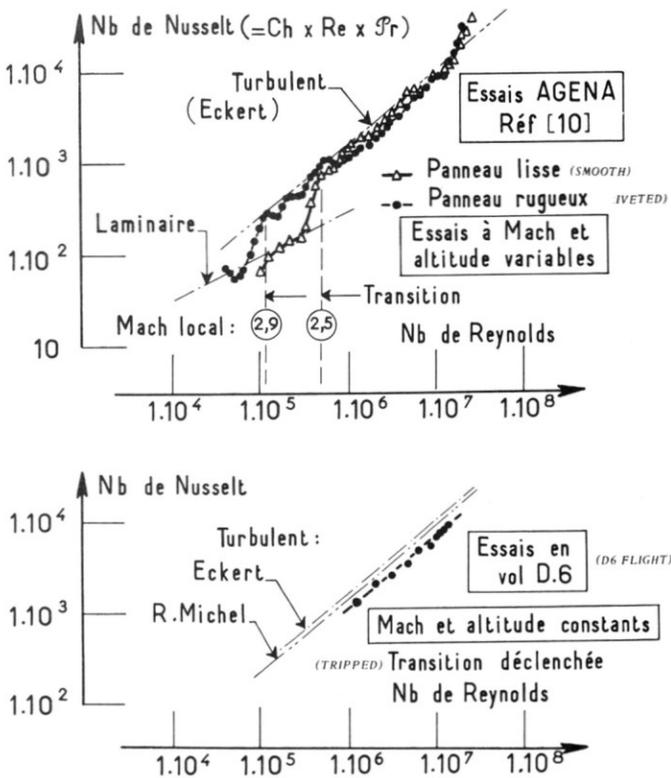


Figure 18. Nombres de Nusselt mesurés en vol à l'aval de panneaux rivés tirs Agena [10] et tirs D-6.

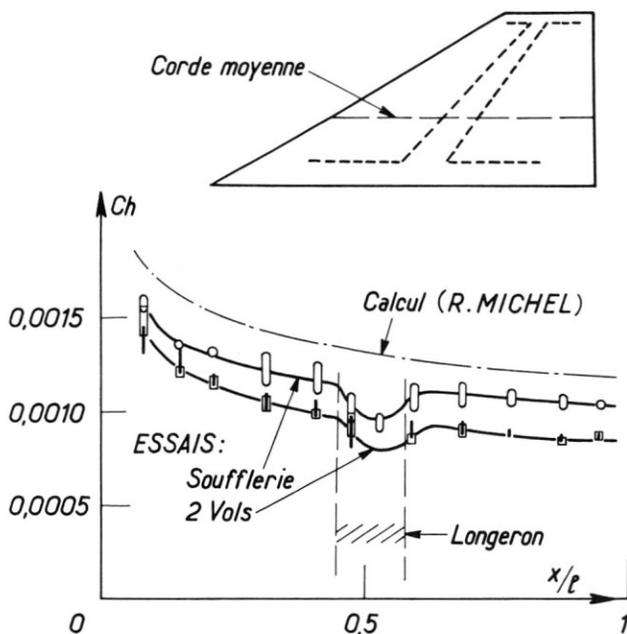


Figure 19. Coefficients de transfert mesurés en soufflerie et en vol.

Dans le cas de nos essais l'écart entre les résultats de la soufflerie et les résultats de calcul peut s'expliquer si l'on reconsidère la forme classique du facteur d'analogie de Reynolds  $S = P_r^{-2/5}$ .

Cette relation empirique est en effet discutable, les expériences sur lesquelles cette estimation est fondée remontant à une époque où les méthodes de mesure thermique étaient assez rudimentaires.

Une tentative d'estimation théorique de ce facteur, basée sur la combinaison des équations globales de la quantité de mouvement et de l'énergie, est proposée par R. Michel [12].

Cette tentative conduit, dans le cas de la plaque plane, à un facteur d'analogie  $S$  voisin de 1.14, plus proche de la valeur  $P_r^{-2/5} = 1.10^*$  proposée par von Karman, que de la valeur plus usuelle  $P_r^{-2/5} = 1.24$ , utilisée ici. La différence entre les deux déterminations est importante, et les présents résultats expérimentaux seraient en faveur de la valeur  $S \sim 1.1$ .

Rappelons que R. Legendre a proposé en 1950 [13] une évaluation du facteur d'analogie qui interprétait les résultats expérimentaux pour les liquides ( $3 < P_r < 85$ ); l'interpolation de la formule aux nombres de Prandtl inférieurs à 1 donne la valeur  $S \sim 1.06$ .

\*  $P$  = nombre de Prandtl =  $\mu C_p / \lambda = 0.725$  pour l'air aux températures considérées.

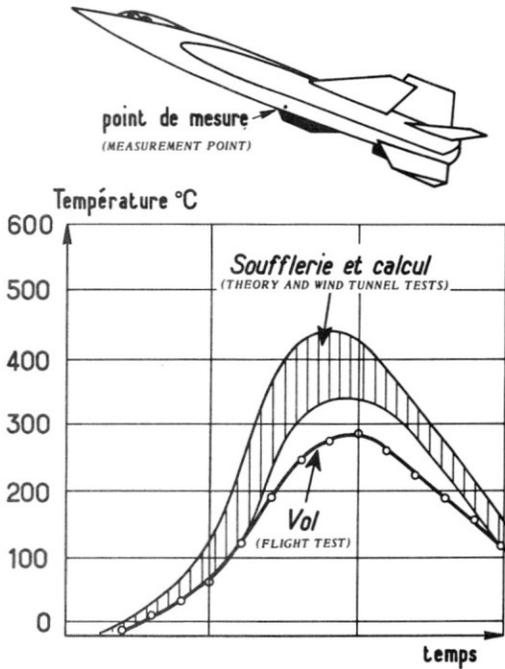


Figure 20. Températures mesurées sur l'avion X-15, Ref. 11.

Il est d'ailleurs possible de tenir compte de l'influence d'un gradient de pression  $dp/dx$  même faible, sur le facteur d'analogie: le calcul, dont les principes sont exposés dans Ref. 12, a été effectué dans le cas particulier de l'aile considérée ( $e/l = 3.25$  pourcent) et le résultat met en évidence une influence sensible du faible gradient longitudinal de pression qui règne sur des ailes aussi minces. Les valeurs numériques trouvées figurent sur le Tableau 2 et la Fig. 21 montre que l'accord entre les résultats obtenus en soufflerie et les prévisions théoriques devient alors excellent.

**TABLEAU 2**  
**FACTEUR D'ANALOGIE AVEC GRADIENT DE PRESSION A  $M = 2$ ;**  
**PROFIL CIRCULAIRE  $e/l = 3.25\%$**

abscisse $x/l$	0	0.1	0.2	0.3	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1
$s$	1.14	1.126	1.11	1.095	1.082	1.076	1.074	1.073	1.072	1.071	1.070

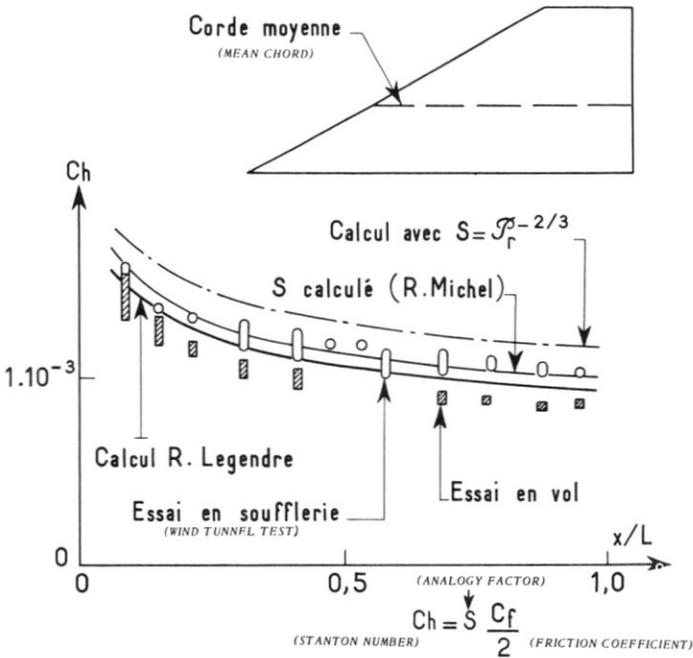


Figure 21. Coefficients de transfert de chaleur calculés et mesurés, influence du facteur d'analogie  $S$ .

## CONCLUSIONS

Une série d'essais a été organisée en vue d'obtenir des mesures précises des nombres de Stanton sur des ailes en delta de  $60^\circ$  de flèche, dans des conditions très voisines, en soufflerie à  $M = 2$  et en vol à  $M = 2.15$ ; les nombres de Reynolds ont atteint 24 millions.

Ces mesures ont été comparées entre elles, et avec les formules empiriques usuelles dans l'étude de la couche limite turbulente sur plaque plane; les conclusions suivantes ont été tirées:

1. Les nombres de Stanton mesurés en soufflerie ont été systématiquement inférieurs de 10 à 15 pourcent aux valeurs calculées selon les méthodes de Van Driest ou de R. Michel.
2. Cet écart a été retrouvé exactement sur une aile rectangulaire de référence essayée dans les mêmes conditions, ce qui démontre que la flèche au bord d'attaque n'entraîne, pour les épaisseurs relatives et pour les incidences de vol d'un avion de transport supersonique, aucune réduction de l'échauffement cinétique.

3. On peut annuler cet écart entre soufflerie et calcul en adoptant un facteur d'analogie  $S = 2(Ch/C_f)$ , tenant compte du gradient longitudinal de pression suivant une méthode de calcul proposée par R. Michel [12], au lieu de la valeur empirique  $S = P^{-2/3}$  utilisée généralement.
4. Les deux essais en vol utilisés dans le cadre de ce programme ont fourni des coefficients de transfert de chaleur systématiquement inférieurs à ceux mesurés en soufflerie. Cette divergence inexplicée entre soufflerie et vol confirme les observations identiques faites récemment par la N.A.S.A. sur l'avion X-15.
5. Enfin les essais en vol comme les essais en soufflerie ont montré que les coefficients de transfert de chaleur, mesurés dans une couche limite turbulente, sont identiques que la transition soit naturelle ou déclenchée par des rugosités au bord d'attaque.

### REFERENCES

1. Carter, H. S., "Heat Transfer on the Lifting Surfaces of a 60° Delta Wing at Angle of Attack for Mach Number 1.98," N.A.C.A. R.M. L56C23.
2. Swanson, A. G., and C. B. Rumsey, "Aerodynamic Heating of a Wing as Determined from a Free-Flight Rocket-Model Test to Mach Number 3.64," N.A.C.A. R.M. L56F11a.
3. Strass, H. K., and E. W. Stephens, "Aerodynamic Heating of a Thin Wing, at Mach Numbers up to 2.67 from Free-Flight," N.A.C.A. R.M. L57F06.
4. Stephens, E. W., "Free-Flight Investigation to Determine the Aerodynamic Heating of a Wing at Mach Numbers up to 2.22," N.A.S.A. Memo 12-15-58L.
5. Flamand, "Étude de l'échauffement cinétique sur l'avion N.A. 1500-02 'Griffon,'" *Science et Technique Aéronautiques et Spatiales* (septembre-octobre 1962), vol. 5.
6. Bernard, J. J., et J. Genot, "Influence d'un puits de chaleur sur l'échauffement d'une paroi mince," *La Recherche Aéronautique*, 94 (mai-juin 1963).
7. Zakheim, J., "Trajectographe O.N.E.R.A. Précisions atteintes. Possibilités d'amélioration par l'adjonction d'un répondeur," *La Recherche Aéronautique*, 93 (mars-avril 1963).
8. Michel, R., "Couches limites turbulentes et calcul pratique des couches limites en fluide compressible," O.N.E.R.A. T.P. no. 25 (1963).
9. Van Driest, E. R., "The Problem of Aerodynamic Heating," *Aeronautical Engineering Review* (October 1956).
10. Dunn, M. G., "Effects of Three-Dimensional Roughness Elements on Boundary-Layer Transition and Aerodynamic Heating," *J. Spacecraft and Rockets* (January-February 1964).
11. Toll, T. A., and J. Fischel, "The X15 Project—Results and New Research," *Astronautics and Aeronautics* (March 1964).
12. Michel, R., et N. Duc-Lam, "Frottement et transfert de chaleur turbulents en écoulements bi- et tri-dimensionnels," 11ème Congrès International de Mécanique Appliquée, Munich (septembre 1964).
13. Legendre, R., "Film turbulent dans les conduites; confirmation de l'hydraulique par la transmission de la chaleur," *La Houille Blanche*, no. spécial (mai 1950).

## COMMENTAIRE

PROF. A. VAN DER NEUT (*Technical University, Delft, Netherlands*): *Première question*: Je me demande si la différence entre les courbes du coefficient de transfert selon les essais en soufflerie et les essais en vol a son origine dans la turbulence de la soufflerie et l'absence de turbulence en vol.

*Deuxième question*: Comment explique-t-on la baisse des courbes expérimentales dans la région du longeron? Il s'agit sans doute d'une conséquence de la méthode d'interprétation des essais, car on ne peut pas attendre que le coefficient de transfert soit réduit en réalité. La diminution apparente du flux de chaleur de la couche limite signifie que l'on a sous-estimé, en évaluant les mesures, le transport de chaleur dans la structure. Pourtant, on a supposé que la résistance thermique entre le revêtement et le longeron soit nulle. Or, je ne vois pas l'explication que je voudrais connaître.

## REPONSE

*Première question*: La différence entre les résultats de la soufflerie et ceux des vols nous préoccupe et de nouveaux essais en soufflerie et en vol sont prévus pour la confirmer. Il est bien possible que la turbulence en soufflerie ait une influence, mais les théories proposées jusqu'ici ne réservent pas de rôle au niveau de turbulence, qui paraît ne régir que le déclenchement plus ou moins rapide de la transition.

*Deuxième question*: La baisse des courbes expérimentales au droit du longeron provient bien, comme le pense le Professeur Van der Neut, du transport de chaleur vers cet élément, fuite négligée par le calcul.

Les courbes expérimentales ont été présentées sous cette forme pour mettre en évidence l'ordre de grandeur, et le caractère localisé de cette fuite.

## COMMENTAIRE

C. H. E. WARREN (*Royal Aircraft Establishment, Farnborough, England*): I do not understand the authors' assertion that it is necessary to restrict heat-transfer determinations in flight to intervals over which the velocity and altitude are nearly constant. In the present experiment the accelerations are such as not to violate the assumption that the calorimeter wall is thermally thin. One advantage of the free-flight technique in our view is its capacity to give an appraisal of the variation of aerodynamic phenomena, including heat transfer, over a range of Mach number through the use of trajectories involving a continuous variation of velocity.

The flight data should give directly recovery temperature, and hence recovery factor, on two occasions, namely, shortly after burn-out of the first and third stage motors when the aerodynamic heat flux is zero. Have the authors attempted to extract this information, and if so, is it compatible with the measuring accuracies quoted?

## REPONSE

1. Il est exact qu'un vol dans des conditions de Mach variables peut donner des indications sur les variations du coefficient de transfert en fonction du nombre de Mach, mais en pratique le lissage nécessaire des courbes de température obtenues par points discrets, et dans des conditions génératrices variables, se révèle très difficile et résulte toujours en une précision médiocre sur les pentes, qui conduisent aux coefficients. C'est en vue d'améliorer la précision des mesures que les expériences présentées ont visé délibérément le vol à vitesse et altitude aussi constantes que possible.

2. Pourvu que les pertes par conduction et rayonnement soient faibles, ce qui est généralement admis, la température de paroi mesure la température de frottement athermane lorsque le flux est nul ( $d\theta/dt = 0$ ).

Dans le cas des présents tirs, cette circonstance est évidemment rencontrée aux deux instants signalés par M. Warren: (a) Peu après l'arrêt du premier propulseur  $M = 1.13$ , où la température de paroi mesurée est  $62^\circ\text{C}$  et la température athermane  $T_f$ , calculée avec un facteur de récupération  $r = 0.9$ , est  $60^\circ\text{C}$ , soit  $2^\circ\text{C}$  de différence. (b) Après l'arrêt du propulseur de croisière, vers  $M = 1.79$ , la température de paroi mesurée est  $109^\circ\text{C}$ , et la température athermane calculée est  $112^\circ$ , d'où une différence de  $3^\circ\text{C}$ .

Cette dispersion est bien la somme des dispersions admises au Tableau 1 sur les mesures de  $T_f$  et  $T_p$ .

## COMMENTAIRE

F. O'HARA (*Royal Aircraft Establishment, Bedford, England*): One of the main difficulties of obtaining reliable flight measurements of heat-transfer coefficients was the accurate determination of the free-stream static temperature from meteorological measurements. Could an indication be given of the accuracy with which the free-stream static temperature was known in the flight tests described in the paper, and also of the corresponding band of uncertainty for the values of the heat transfer coefficient  $C_L$ .

## REPONSE

La précision estimée du sondage météorologique est de  $\pm 1^\circ\text{C}$ ; cette estimation a pu être contrôlée grâce aux sondes embarquées\* qui ont mesuré directement la température d'arrêt.

Cette dispersion ne constitue donc pas la contribution la plus importante à la dispersion finale sur le Ch.

\* Tir D6 effectué après le Congrès ICAS, avec des sondes d'arrêt d'un type perfectionné mis au point à l'O.N.E.R.A.