

---

# Efficiency and Kinetic Heating of Aerodynamic Control Devices in Hypersonic Flow

PH. POISSON-QUINTON ET R. CERESUELA

*Chef de la Division Aérodynamique Appliquée*

*Chef de Groupe de Recherches Aérodynamiques*

*ONERA, 92, Chatillon, France*

---

## ABSTRACT

One of the most difficult problems to be encountered during a piloted lifting re-entry or during the flight of future hypersonic aeroplanes deals with the very strong viscous interactions and heating in the regions of the control devices.

An experimental preliminary study of this problem, on a basic zero-sweep flat plate, in the R3, Mach 10 facility of ONERA is presented in this paper.

Three types of control systems (elevator, spoiler and jet) were compared using pressure and wall temperature measurements (thermocouples) as well as schlieren flow visualisation and visual heating detection.

The leading-edge bluntness effect has been investigated with and without transition-promoting strips, at a constant Reynolds number of  $2.3 \times 10^6$  (ten-inch plate).

Measurements on the central chord line were carried out for various angles of attack, elevator deflections, spoiler heights and jet thrusts to obtain an integrated value of the aerodynamic and thermal loads.

Results of these particular tests exhibit for each of the three types of controls a nearly linear relationship between the aerodynamic and the thermal loads; the most efficient of these devices being the jet for a given thermal load.

The use of thermosensitive paints on a plastic support permitted a quantitative evaluation of the local heating rates to supplement the discreet thermocouple measurements; the detailed maps obtained compare favourably with the thermocouple measurements.

## RÉSUMÉ

Un des problèmes les plus difficiles dans l'étude d'un corps de rentrée planant ou d'un avion hypersonique est relatif à la prévision de l'efficacité des gouvernes de pilotage et à l'échauffement considérable qu'elles subissent.

En vue de mieux comprendre ces phénomènes, une étude expérimentale a été entreprise, à un nombre de Mach 10, sur une simple plaque plane sans effet de flèche, dans la soufflerie R3-Chalais de l'ONERA.

— trois types de gouverne (élevon, spoiler et jet), ont été comparés à partir de l'analyse des mesures de pressions et températures (thermocouples), et de l'observation par strioscopie et par peinture thermo-sensible.

— l'influence de l'émoussement de bord d'attaque a été étudié avec et sans déclenchement artificiel de la transition dans la couche limite, à un nombre de Reynolds constant de  $2.3 \times 10^6$  rapporté à la longueur de la plaque.

Les mesures le long de la corde centrale ont été effectuées pour différentes valeurs du braquage d'élevon, de hauteur de spoiler et de poussée du jet normal à la paroi, pour des incidences variables; on en déduit par intégration les charges aérodynamiques et thermiques; dans cette configuration bi-dimensionnelle particulière, on a trouvé une relation sensiblement linéaire entre l'efficacité et l'échauffement, le contrôle par jet étant le plus efficace pour une charge thermique donnée.

L'utilisation de peintures thermo-sensibles sur un support plastique a permis une évaluation quantitative des flux thermiques qui recoupe et complète les mesures effectuées par thermocouples.

## 1. INTRODUCTION

1.1. Dans l'étude d'un véhicule de rentrée planante ou d'un avion hypersonique l'un des problèmes les plus préoccupants est relatif aux organes de pilotage: les gouvernes sont intéressées en effet par un écoulement très complexe où coexistent souvent des couches limites épaisses susceptibles de décollements importants et des gradients d'entropie intenses liés aux nez et bords d'attaque émoussés; le braquage des gouvernes s'accompagne d'échauffements locaux et parfois considérables.

L'étude aérothermodynamique en devient inextricable<sup>(2,3)</sup> lorsqu'on cherche à étudier directement le cas réaliste d'une gouverne montée sur un véhicule particulier; c'est pourquoi la plupart des chercheurs se sont d'abord penchés sur des configurations simples pour mieux comprendre les aspects fondamentaux du fonctionnement d'une gouverne dans un écoulement hypersonique.

C'est dans cet esprit que la présente étude expérimentale a été entreprise à un nombre de Mach de 10, afin de comparer les efficacités et les échauffements de plusieurs types de gouvernes; l'accent a été mis ici sur l'étude de l'efficacité globale plutôt que sur l'analyse détaillée de l'écoulement au voisinage de ces gouvernes, analyse qui a déjà fait l'objet de nombreuses recherches de base.

1.2. Parmi ces publications, les suivantes sont en rapport direct avec cette étude: — Holloway *et al*<sup>(1)</sup> ont étudié, à  $M=6$ , l'écoulement sur une plaque plane sans incidence munie de gouvernes braquées jusqu'à constituer des obstacles francs (marches). Ils ont mis en lumière plusieurs points importants pour les études ultérieures: par exemple, l'inefficacité de plaques latérales destinées à assurer le caractère bidimensionnel de l'écoulement, mais qui, en réalité, le perturbent par la présence de leur propre couche limite et en empêchent par ailleurs l'observation strioscopique. Ils ont également montré que les flux mesurés sous une couche limite naturellement turbulente, ou rendue telle par des obstacles (sphères) même très importants, étaient assez voisins pour pouvoir espérer des mesures significatives en transition déclenchée; ils ont enfin vérifié que le flux de chaleur moyen dans un décollement laminaire, évalué par Chapman en supersonique modéré, restait, à  $M=6$ , relié au flux juste avant le décollement par le rapport simple: 0.56 (*Voir* la réf. 3).

— une étude expérimentale analogue de Putnam<sup>(5)</sup>, mais limitée à des mesures de pressions sur plaque plane à bord d'attaque aigu et sans incidence, a été effectuée à  $M=10$ , en écoulement laminaire. L'influence de l'envergure (allongement) des gouvernes  $y$  est étudiée, et on montre qu'un allongement de 4 suffit à obtenir un écoulement assez voisin d'un écoulement bidimensionnel, même en présence d'importants décollements. Les conditions de décollement de la couche limite laminaire, exprimées sous la forme du paramètre:

$$\beta^{1/2} \cdot Kp_{\text{plateau}}$$

proposé par Chapman<sup>(4)</sup> et repris par Erdos et Pallone<sup>(6)</sup> — prolongent bien, jusqu'à  $M=10$ , les courbes proposées par ces auteurs jusqu'à  $M=7$ .

— Miller et Hyman<sup>(7)</sup> ont également étudié les décollements d'une couche limite laminaire devant les gouvernes braquées (toujours sur plaque plane à bord d'attaque aigu et sans incidence) de  $M=8$  à  $M=22$ ; cette étude a comporté des mesures de pressions et de flux dans la zone décollée, évalué par Chapman en supersonique modéré.

— Needham<sup>(8)</sup> a effectué à  $M=10$  des mesures fines de transfert de chaleur et de pressions dans les décollements laminaires devant une gouverne braquée, et a montré que la répartition des flux de chaleur présentait, au niveau du décollement, une allure caractéristique qui en fait un critère de décollement bien plus précis que ceux basés sur les mesures de pression ou l'examen strioscopique, particulièrement en hypersonique.

— ces mesures ont été complétées récemment, par Needham and Stollery<sup>(9)</sup> à  $M = 7.5-10$  et 15, par des sondages de vitesse dans la zone décollée; Holden<sup>(10)</sup> a proposé une analyse théorique qui rend compte des distributions de pressions et de flux mesurées dans les décollements laminaires.

La recherche expérimentale la plus systématique, allant de la plaque plane à une forme complète de planeur hypersonique, et de  $M = 5$  à  $M = 21$ , est celle de Kaufman, Meckler et Hartofilis<sup>(11)</sup>: à partir de l'examen d'un grand nombre de résultats où apparaît toujours le rôle prépondérant de décollements laminaires, les auteurs tirent la conclusion que les caractéristiques des gouvernes étaient '... hautement non linéaires, en partie du fait d'importantes régions décollées dès qu'on braque les gouvernes (...); il y'a peu d'espoir pour des solutions prochaines autres qu'empiriques'.

1.3. Toutes ces études ont été précieuses pour définir un premier programme de recherches expérimentales permettant la comparaison de plusieurs types de gouvernes (élevon, spoiler et jet) montées à l'arrière d'une plaque plane sans flèche, et essayées dans les mêmes conditions de nombres de Mach et de Reynolds (pour l'instant  $M_0 = 10$  et  $Re_L = 23 \times 10^6$ ); on a cherché en outre à préciser l'influence de l'incidence de la plaque plane, du déclenchement artificiel de la transition dans la couche limite et de l'émoussement du bord d'attaque sur l'efficacité et l'échauffement de ces gouvernes. Cette étude expérimentale n'étant pas terminée, il est encore trop tôt pour en présenter une synthèse complète; cependant les premiers résultats acquis conduisent à d'utiles remarques, qui font l'objet de la présente communication.

#### NOTATION

$M_0$  nombre de Mach d'essai

$$\beta = \sqrt{(M_0^2 - 1)}$$

$V_0$  vitesse d'essai

$p_0$  pression statique de référence

$$K_p = \frac{p - p_0}{\frac{1}{2} \gamma \cdot p_0 \cdot M_0^2} \quad \text{coefficient de pression}$$

$$Re_x = \frac{V_0 x}{\nu_0} \quad \text{nombre de Reynolds}$$

$$q_0 = \frac{\rho_0 V_0^2}{2} \quad \text{pression cinétique de référence}$$

$p_i$  pression génératrice

$T_i$  température génératrice, en °K



- $p'_i$  pression d'arrêt derrière choc droit ( $p'_{i0}$  dans l'écoulement non perturbé)
- $x$  abscisse depuis le bord d'attaque
- $y$  ordonnée au-dessus de la plaque
- $L$  longueur de référence de la plaque (entre le bord d'attaque et le spoiler)

$$\Delta C_z = \frac{\Delta R_z}{q_0 L_{\text{réf}}} = \frac{1}{L_{\text{réf}}} \int_0^{L_{\text{réf}}} \frac{p}{\frac{1}{2} \rho_0 \gamma M_0^2} ; \quad (L_{\text{réf}} = L, L' \text{ ou } L'')$$

- $R/L$  rayon relatif du bord d'attaque
- $h/L$  hauteur relative des spoilers
- $\alpha^0$  braquage de l'élevon
- $i^0$  incidence de la plaque ( $i > 0$  en compression)
- $j^0$  angle de dérapage de la plaque

$$\dot{q} = \frac{dq}{dt} \text{ flux de chaleur, Watt/cm}^2 \text{ (mesuré par thermo-couple sur la plaquette calibrée de 0.5 mm d'épaisseur)}$$

$$h = \frac{\dot{q}}{T_f - T_p}$$

$Ch = \text{Nb. de Stanton théorique: calculé (théorie de R. Michel}^{(17)})$

$$= \text{Nb. de Stanton expérimental} = \frac{\dot{q}}{\rho \cdot V \cdot C_p \cdot (T_f - T_p)}, \text{ avec}$$

- $\rho V$  débit masse local à l'extérieur de la couche limite
- $C_p$  chaleur spécifique de l'air
- $T_f$  température de frottement athermane
- $T_p$  température de la paroi

- $p_{ij}$  pression génératrice du jet
- $T_{ij}$  température génératrice du jet (ici,  $T_{ij} = 288^\circ\text{K}$ )

$$M_j = V_j \cdot \sqrt{\left(\frac{\rho_j}{\gamma p_j}\right)}, \text{ nombre de Mach du jet (ici, } M_j = 1, p_j = 0.528 \rho_{ij})$$

- $e$  largeur de la fente
- $b''$  envergure de la fente
- $L''$  longueur de la plaque (entre le B.A. et la fente)
- $S_j$  surface du jet =  $e \times b''$

$$S_{\text{réf } j} = \text{surface de référence} = L'' b''$$

$C_T$  coefficient de poussée du jet:

$$= \frac{\rho_j \cdot S_j \cdot V_j^2}{q_0 \cdot S_{\text{réf } j}} + \frac{(p_j - p_0) S_j}{q_0 \cdot S_{\text{réf } j}} = (1.056 + 0.754) \frac{p_{ij}}{p_0} \cdot \frac{1}{M_0^2} \cdot \frac{e}{L''}$$

$$= 1.81 \frac{p_{ij}}{p_0} \cdot \frac{1}{M_0^2} \cdot \frac{e}{L'} \quad (\text{en supposant: } p_j - p_0 \sim p_j).$$

## 2. METHODES EXPERIMENTALES

L'étude expérimentale de l'efficacité et de l'échauffement de gouvernes a été entreprise sur une plaque plane spécialement conçue pour permettre l'interchangeabilité rapide des différentes configurations; les essais ont été exécutés à Mach 10 dans la soufflerie R3 de Chalais-Meudon.

### 2.1. Soufflerie

La soufflerie à rafales R3 de Chalais<sup>(12)</sup> réalise un écoulement en jet libre à  $M_0=9.95$  à la sortie d'une tuyère contournée de 0.34 m de diamètre; les conditions génératrices adoptées pour l'ensemble de cette étude sont les suivantes:

- pression génératrice  $p_i = 120$  atmosphères
- température génératrice  $T_i = 1050^\circ\text{K}$ , d'où un nombre de Reynolds par mètre de 9.2 millions (soit  $Re_L = 2.3 \times 10^6$ , rapporté à la longueur de référence de la plaque:  $L = 0.25$  m). L'élément principal de cette installation est un réchauffeur à effet Joule situé immédiatement à l'amont de la tuyère: l'air comprimé traverse une série de tubes en Inconel chauffés électriquement et cet air est évacué à l'atmosphère pendant l'établissement d'un régime stable [température/pression]; à ce moment une vanne spéciale à ouverture rapide permet l'admission de l'air dans la tuyère; l'amorçage très rapide ainsi obtenu (inférieur à 1/100e de seconde) est essentiel pour l'obtention de bonnes mesures de flux: les mesures par thermocouples sont ainsi exploitées pendant les premiers dixièmes de seconde de l'essai, ce qui permet d'éliminer les erreurs liées aux fuites thermiques par conduction à travers la paroi mince de la plaque.
- Le temps de rafale est limité à 3 secondes environ pour les mesures de flux par thermocouples, mais peut atteindre 10 secondes pour les mesures de pression (incidence variable) ou 7 secondes pour les prises de vues cinématographiques destinées à l'observation des changements de teinte des peintures thermo-sensibles.

### 2.2. Maquette

La plaque plane est montée sur un support à incidence variable logé dans une grande chambre d'expérience, entre la sortie de la tuyère et la reprise du jet libre par un diffuseur (Fig. 1).

La maquette est constituée par une plaque plane épaisse, de 0.2 m de

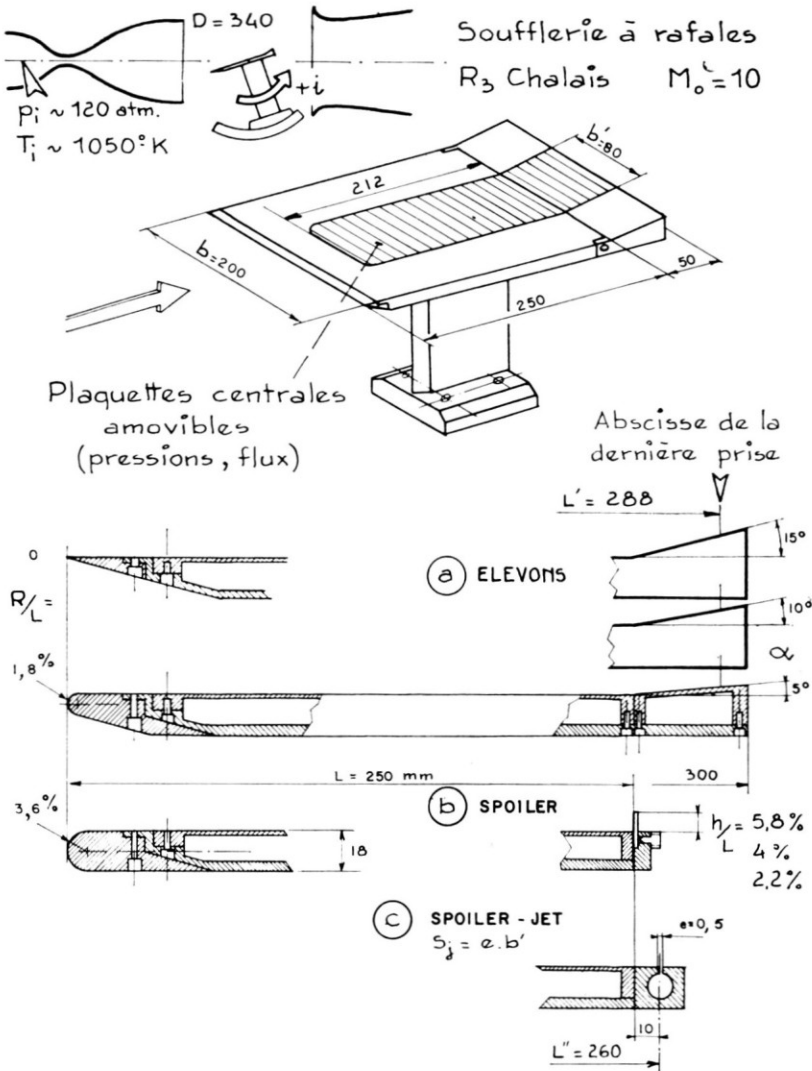


FIG. 1 — Montage expérimental pour l'étude des gouvernes en hypersonique

largeur et de 0.25 à 0.30 m de longueur; ces dimensions sont suffisantes pour éviter, à  $10^\circ$  d'incidence, que les perturbations marginales n'atteignent la zone centrale de la plaque où sont effectuées les mesures, tout en étant compatibles avec un amorçage correct de la soufflerie.

Des plans de démontage sur cette plaque permettent d'étudier successivement :

- 3 bords d'attaque, d'émoussesments  $R/L$  croissants de 0 à 3.6 %;
- 3 types de gouverne :

(a) Elevons classiques, braqués à  $0^\circ/5^\circ/10^\circ$  et  $15^\circ$ ; leur allongement de 4 est suffisant pour pouvoir considérer que l'écoulement dans l'axe de la plaque est pratiquement bidimensionnel<sup>(5)</sup>.

(b) Spoilers pleins, occupant également toute l'envergure, avec des hauteurs relatives de 2.2-4 et 5.8%.

(c) Jet sonique débouchant d'une fente perpendiculaire à la paroi, intéressant 40% de l'envergure, et de largeur relative  $e/L=0.19\%$ .

### 2.3. Mesures

2.3.1. Les mesures de pressions et de flux ont été limitées à une ligne centrale, et effectuées sur des plaquettes interchangeables (Fig. 2) équipées respectivement de:

— 15 micro capteurs de pression ONERA à self-inductance, à très court temps de réponse,

— 15 thermo-couples à fils de chromel/alumel de 0.1 mm, montés par sertissage sur une plaquette en acier, dont l'épaisseur a été calibrée à 0.5 mm.

— revêtement plastique en silastène de 3 mm d'épaisseur, sur lequel sera appliquée une couche de peinture thermo-sensible; les lignes repères transversales sont utilisées lors du dépouillement quantitatif des échauffements locaux (voir ref. 7).

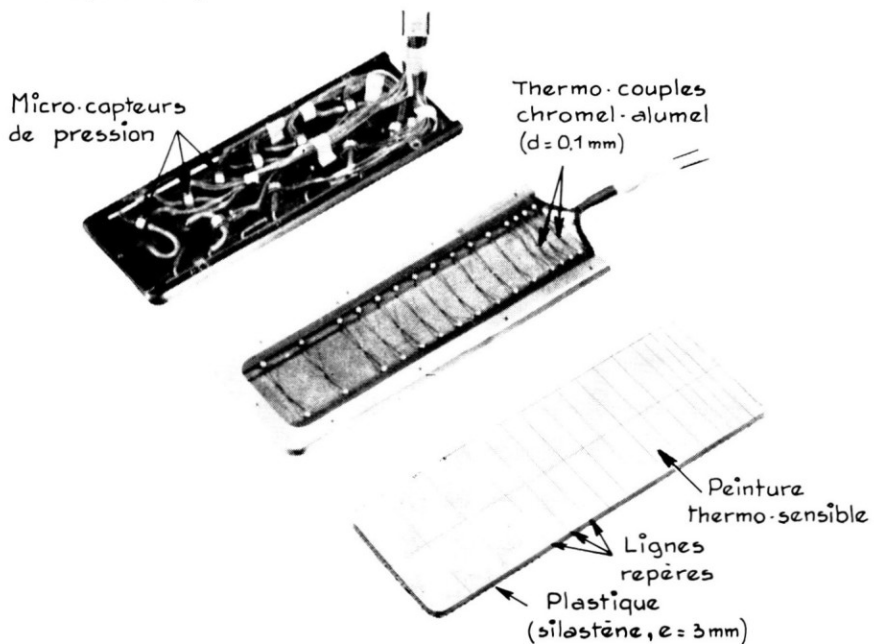


FIG. 2 — Plaquettes interchangeables équipées pour la mesure des pressions et des flux sur la plaque plane

En outre le bloc central des élévons est équipé de 5 capteurs de pression ou de 5 thermocouples pour les 4 braquages considérés; par contre, aucune mesure n'a été effectuée sur la face amont du spoiler, ni en arrière de celui-ci.

2.3.2. Les 4 méthodes d'analyse utilisées dans cette étude sont présentées à titre d'exemple pour une configuration particulière (spoiler plein de 6% sur la plaque lisse à bord d'attaque aigu, placée à 10° d'incidence) sur la Fig. 3: strioscopie, peinture thermo-sensible, mesures des flux et des pressions sont

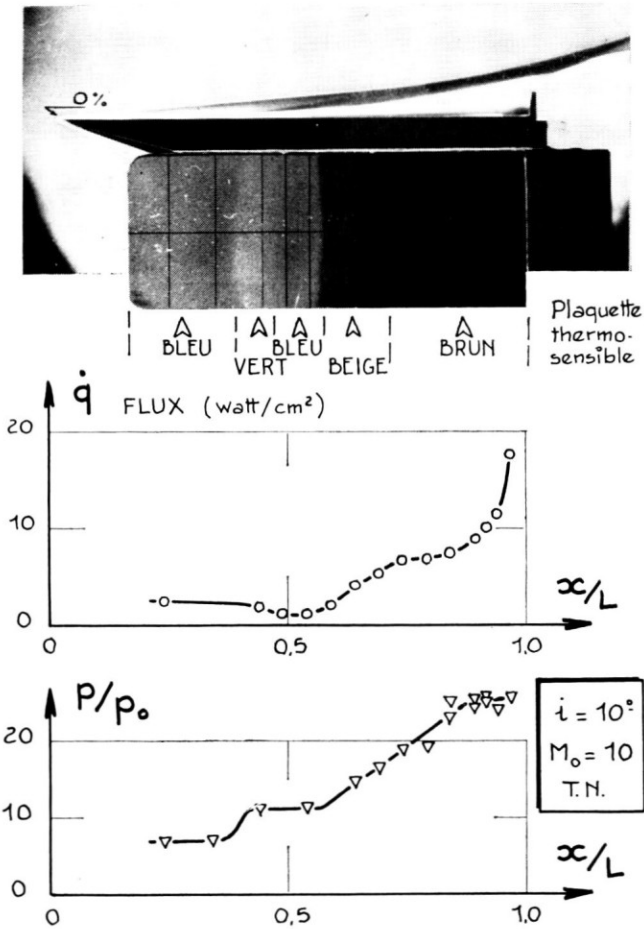


FIG. 3 — Exemple des 4 méthodes d'analyse utilisées: strioscopie, peinture thermo-sensible, thermo-couples et pressions, pour l'étude de l'interaction d'une gouverne (spoiler de 6%L)

en bon accord pour préciser le début du décollement laminaire (teinte verte initiale, minimum de flux, plateau de pression).

### 3. ETUDE DE L'ELEVON

Les pressions et flux de chaleur ont été mesurés sur la plaque et sur l'élevon pour des braquages modérés compris entre  $0^\circ$  et  $15^\circ$ ; avant de présenter leur efficacité aérodynamique, il est utile d'analyser rapidement l'influence des différents paramètres: rayon de bord d'attaque, braquage, incidence de la plaque, déclenchement de la transition.

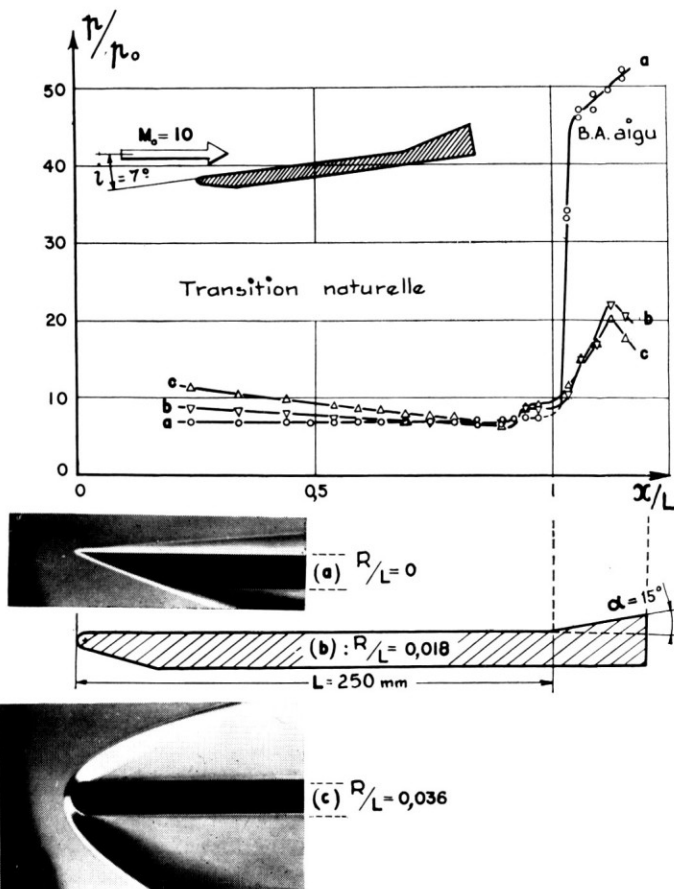


FIG. 4 — Pressions sur la plaque équipée d'un élevon pour les 3 rayons de bord d'attaque; incidence:  $i = 7^\circ$ , braquage de  $15^\circ$

3.1. Influence de l'é moussment du bord d'attaque

La Fig. 4 présente les répartitions de pressions obtenues avec un éle von braqué à 15°, pour une incidence de 7° de la plaque lisse†; l'é moussment du bord d'attaque induit sur l'avant de la plaque un champ de pressions élevées bien connu mais aussi une réduction du niveau des surpressions sur l'éle von; cette perte considérable d'efficacité, d'ailleurs sensiblement la même pour des é moussments variant du simple au double, est liée à l'augmentation d'entropie à travers le choc détaché au nez de la plaque.

On notera également que le maximum de pression, qui signale le recollement

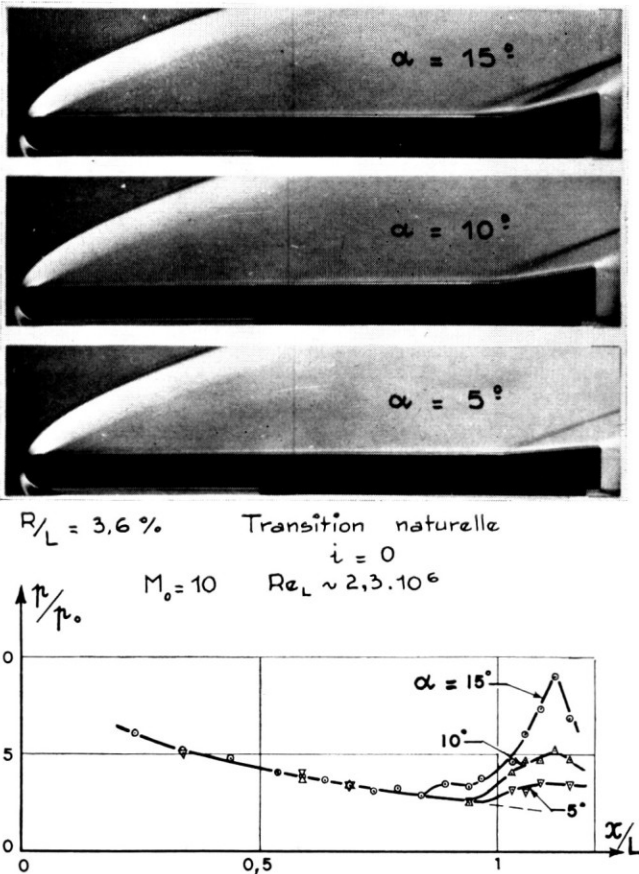


FIG. 5 — Influence du braquage de l'éle von sur les pressions en arrière du bord d'attaque é moussé à l'incidence nulle

† L'absence de rugosité sera notée par T.N. qui évoque une transition naturelle éventuelle; les essais avec rugosités au bord d'attaque sont repérés par T.D.

ment sur l'élevon, n'est pas encore atteint ici avec le bord d'attaque aigu, mais qu'il est bien précisé avec les bords d'attaque émoussés.

### 3.2. Influence du braquage d'élevon

L'exemple donné sur le Fig. 5 est relatif à la plaque munie du plus gros rayon de bord d'attaque et placée à incidence nulle en transition naturelle: le braquage croissant de  $5^\circ$  à  $15^\circ$  entraîne une extension du décollement laminaire en amont de la charnière, mais le recollement est toujours bien précisé sur l'élevon; on notera également la bonne fidélité des mesures de pressions en amont du décollement pour les 3 essais; ce niveau de pression est d'ailleurs en bon accord avec la loi de corrélation de Cherniy.†

### 3.3. Influence de l'incidence

Toujours dans le cas du bord d'attaque arrondi et en transition naturelle, la Fig. 6 présente l'augmentation du niveau des pressions sur la plaque équipée de l'élevon à  $15^\circ$ , pour des incidences croissantes; on note que la distance de décollement en amont de la charnière varie très peu avec l'incidence.

### 3.4. Influence du déclenchement artificiel de la transition

Dans les conditions génératrices actuelles, les nombres de Reynolds sont trop faibles pour espérer observer une zone de transition naturelle sur la plaque plane, même dans le cas du bord d'attaque aigu‡. En vue d'étudier le comportement d'une gouverne en écoulement turbulent, on a cherché à rendre turbulente la couche limite au moyen d'obstacles isolés (sphères) placés juste en arrière du bord d'attaque; leur dimension, nombre et emplacement ont été choisis en tenant compte des essais systématiques effectués par Mac Cauley<sup>(14)</sup> à  $M=10$  sur des ogives coniques ayant différents degrés d'émoussement, et Holloway<sup>(2)</sup> sur une plaque plane à bord d'attaque aigu à  $M=4.8$  et  $6$ . Ici, un diamètre de sphère de  $1.9$  mm et un pas de  $5$  mm, ont été adoptés, la rangée de billes étant disposée à  $20$  mm en arrière du bord

† Cette loi de corrélation<sup>(13)</sup> relie les surpressions en arrière d'un bord d'attaque émoussé en fonction du paramètre:  $(x/D)/(Cx.M_0^3)$ ;  $Cx=1.25$  est le coefficient de traînée du bord d'attaque cylindrique.

‡ Une étude très complète de la transition sur plaque plane, effectuée dans le tunnel C. de A.E.D.C. (Tulhahoma)<sup>(15)</sup> montre qu'à  $M=10$  et pour un nombre de Reynolds unitaire très voisin de celui obtenu ici ( $Re=7.2 \times 10^6$  par mètre), les nombres de Reynolds de transition sont approximativement  $Re_t=8 \times 10^6$  avec un bord d'attaque aigu; l'expérience montre que l'émoussement du bord d'attaque entraîne un recul du point de transition explicable par la réduction des nombres de Reynolds locaux.



d'attaque aigu (ou à 20 mm en arrière du point sonique sur les bords d'attaque émoussés).

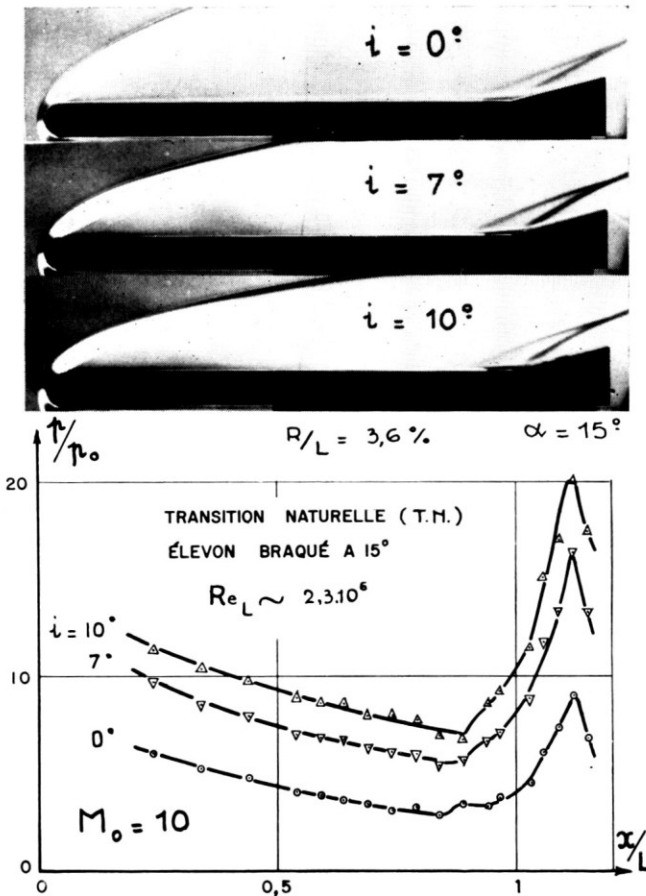


FIG. 6 — Influence de l'incidence de la plaque sur les pressions, pour un braquage de l'élevon de  $15^\circ$

(a) Cas du bord d'attaque aigu: La strioscopie de la plaque à incidence nulle (Fig. 7) met en évidence la perturbation de l'écoulement au voisinage du bord d'attaque et la réduction sensible du décollement devant l'élevon braqué à  $15^\circ$  lorsque la transition est artificiellement déclenchée par la rangée de billes; cependant le champ de pression en amont du décollement reste pratiquement identique et la recompression sur l'élevon est plus élevée avec la transition déclenchée, mais le niveau de pression maximum reste inférieur à celui prévu par le calcul en fluide parfait; on peut donc soup-

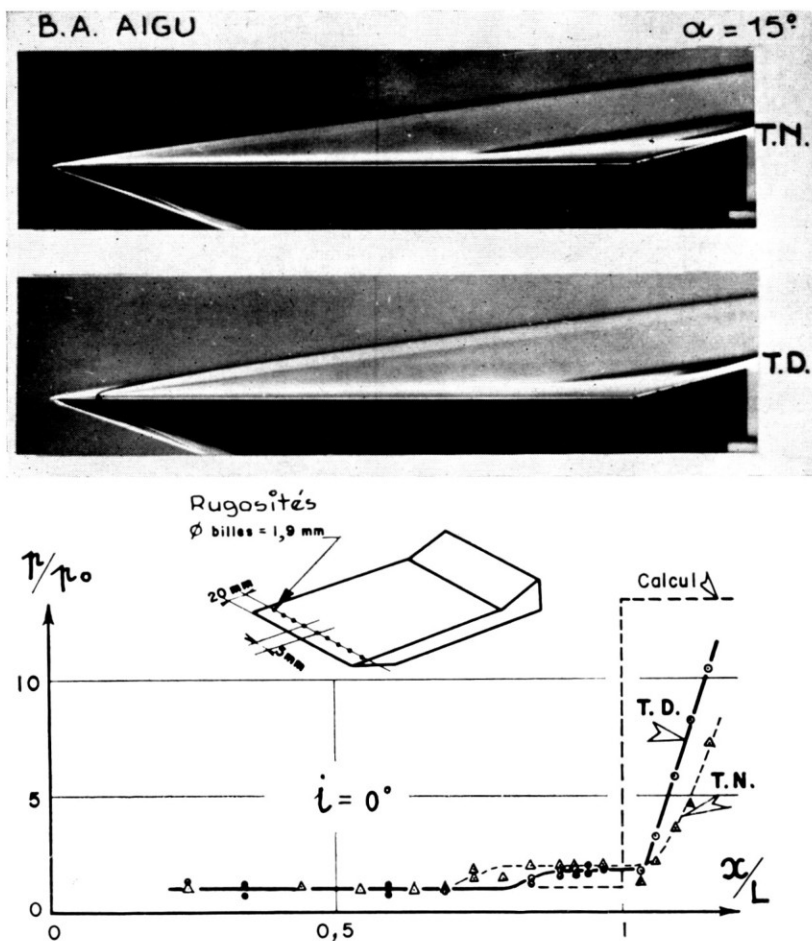


FIG. 7 — Influence du déclenchement artificiel de la transition en présence du bord d'attaque aigu à incidence nulle et en présence de l'élevon braqué à  $15^\circ$

çonner que le bord de fuite de l'élevon se situe en amont du point critique de la zone de recollement défini par Sirieix et Delery<sup>(16)</sup>: Ce point est celui à l'aval duquel on peut modifier arbitrairement le profil de la paroi sans perturber la configuration de la zone décollée; ici, par contre, la détente de l'écoulement au bord de fuite intervenant en amont de ce point critique, agirait sur la zone décollée et abaisserait sa pression.

A  $10^\circ$  d'incidence (Fig. 8), la hauteur des billes est telle qu'elles débordent de l'onde de choc de bord d'attaque et entraînent en aval une perturbation sensible, puisque la recompression sur l'élevon est moins élevée qu'en

B.A. AIGU

$\alpha = 15^\circ$

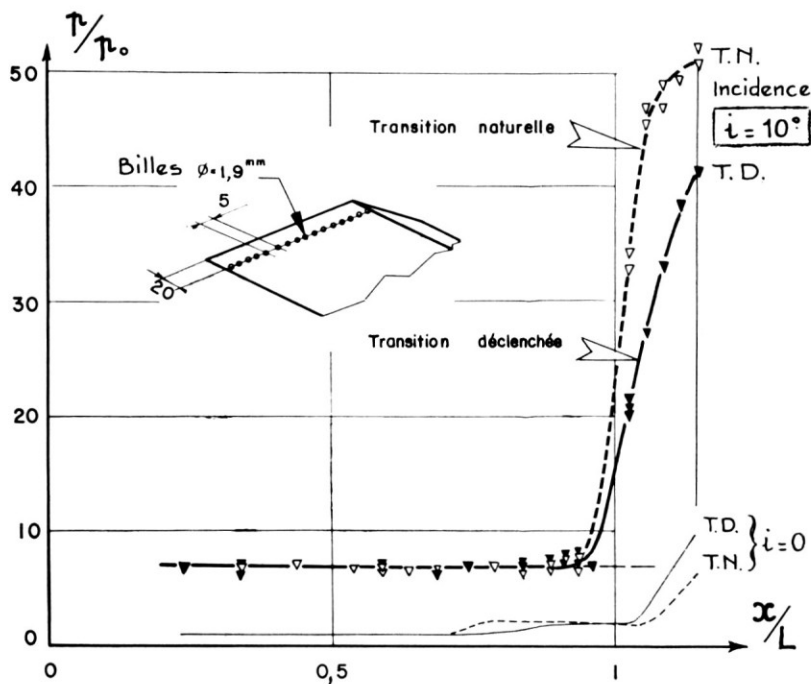
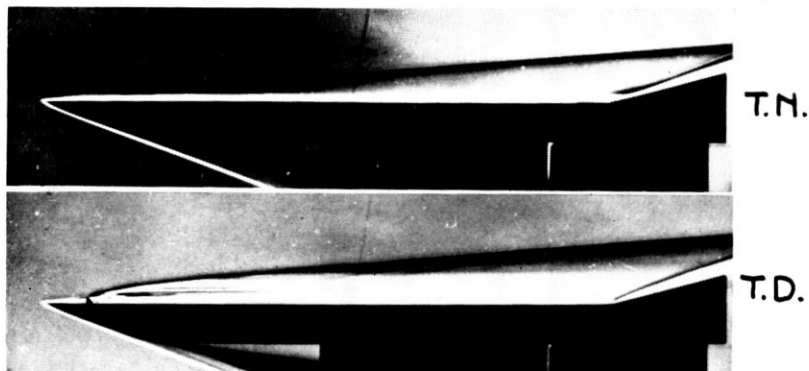


FIG. 8 — Influence de l'incidence de la plaque sur la recompression en transition naturelle et déclenchée, en présence du bord d'attaque aigu

transition naturelle à l'inverse de l'incidence nulle; en fait, les billes jouent ici le rôle d'un véritable émoussement de bord d'attaque. L'influence perturbatrice des rugosités à grande incidence est retrouvée par l'analyse des flux de chaleur mesurés par thermo-couples (Fig. 9): en amont de l'élevon, le niveau des flux est normalement augmenté puisque l'écoulement est maintenant turbulent et il est d'ailleurs rejoint par le flux mesuré en T.N. au niveau de la charnière; par contre, sur l'élevon lui-même, la répartition des flux est pro-

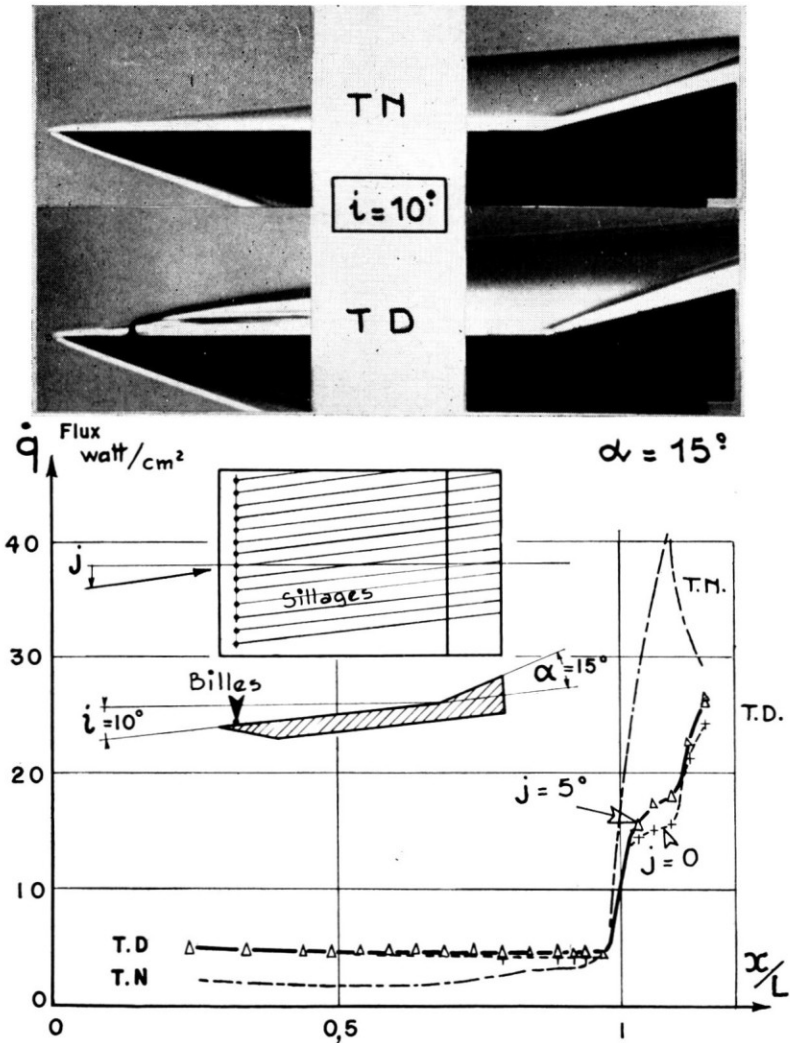


FIG. 9 — Influence du déclenchement de la transition sur les flux mesurés avec bord d'attaque aigu, et à l'incidence de  $10^\circ$

fondement perturbée par les rugosités, dont les sillages s'inscrivent sous forme d'une discontinuité très sensible; pour vérifier si cet accident n'était pas fortuitement lié au sillage d'une bille placée juste dans le plan des thermocouples, la plaque a été mise en dérapage de  $5^\circ$ : on vérifie que les flux mesurés dans ces conditions sont très voisins.

On note enfin qu'en transition naturelle le flux passe par un maximum au milieu de l'élevon puis rejoint à l'arrière le niveau obtenu en transition déclenchée.

Les coefficients de transfert de chaleur (nombres de Stanton)  $Ch$  correspondant à cette configuration, avec bord d'attaque aigu et élevon braqué à  $15^\circ$ , ont été calculés par la théorie de R. Michel<sup>(17)</sup> puis comparés à ceux déduits des essais (Fig. 10) en se référant aux conditions aérodynamiques locales ( $\rho.v.$ ) de l'écoulement (nombres de Mach locaux  $M_1 = 9.95$  et  $6.6$  respectivement pour les incidences de  $0^\circ$  et  $10^\circ$ ):

— à incidence nulle (Fig. 10(a)), et en transition naturelle, les nombres de Stanton mesurés sont très voisins du calcul, à l'avant de la plaque, puis ils présentent une décroissance caractéristique dans le décollement laminaire avant de remonter au niveau de la charnière; en T.D., le décollement est sensiblement réduit et le flux passe par un minimum juste en amont de la charnière pour remonter à un niveau supérieur à celui estimé par un calcul simplifié, négligeant en particulier l'influence des choc et décollement sur le développement de la couche limite.

— à  $10^\circ$  d'incidence (Fig. 10(b)), et en T.N., l'augmentation de  $Ch$  vers le milieu de la plaque indique l'apparition d'une zone transitionnelle; en T.D., les  $Ch$  varient peu sur la plaque, ce qui permet de supposer un écoulement turbulent bien établi en arrière des rugosités, mais le niveau mesuré est sensiblement inférieur au calcul†; au voisinage de la charnière, les  $Ch$  mesurés en T.N. et T.D. sont très voisins, ce qui confirme les observations faites à  $M = 4.8$  et  $6$  par Holloway<sup>(2)</sup>; enfin, sur l'élevon, les nombres de Stanton mesurés en transition naturelle excèdent sensiblement ceux estimés en écoulement turbulent par le calcul simplifié. Les  $Ch$  mesurés en T.D. sur l'élevon reflètent évidemment la grave perturbation provenant du sillage des billes.

(b) *Cas du bord d'attaque émoussé.* La Fig. 11 compare les répartitions de pressions obtenues en T.N. et T.D. avec le bord d'attaque émoussé à  $0^\circ$  et  $10^\circ$  d'incidence: dans les deux cas, le déclenchement de la transition fait pratiquement disparaître le décollement en amont de l'élevon braqué à  $15^\circ$ , et également la pointe de surpression au milieu de l'élevon, indicative du recollement; le niveau identique à l'extrémité de l'élevon, prouve que l'écoulement est turbulent dans les deux cas.

† Cet écart notable entre les  $Ch$  turbulents mesurés et calculés a déjà été constaté, notamment sur l'avion hypersonique expérimental  $X-15$ ,<sup>18</sup> et au cours d'essais comparatifs en vol et en soufflerie à  $M = 2$  effectués par l'ONERA.<sup>19</sup>

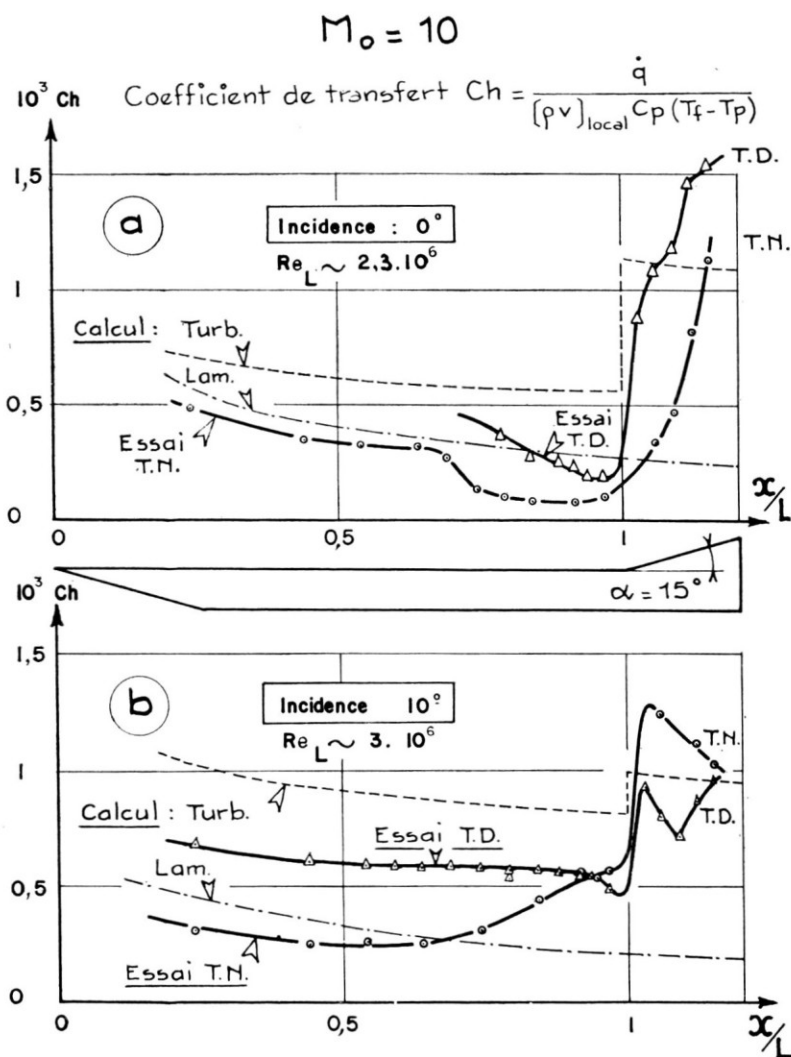


FIG. 10 — Comparaison des coefficients de transfert de chaleur calculés et mesurés; influence de l'incidence et du déclenchement de la transition en présence du bord d'attaque aigu, pour les incidences de  $0^\circ$  et  $10^\circ$

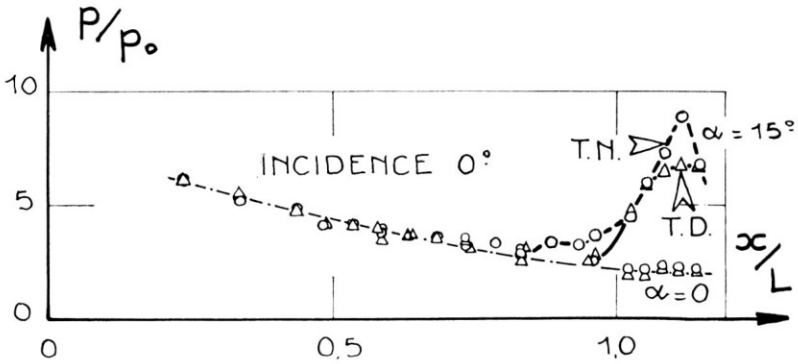
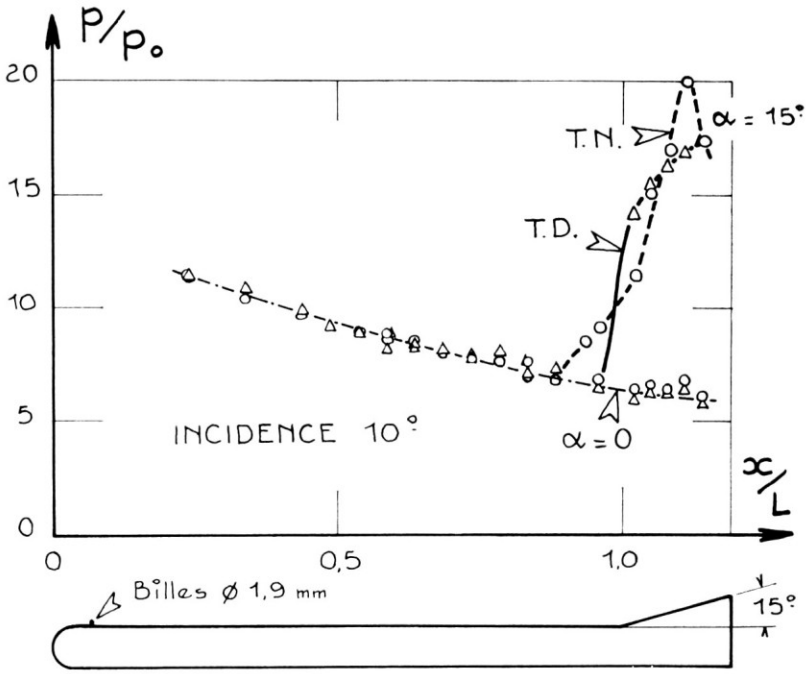


FIG. 11 — Influence du déclenchement de la transition en présence du bord d'attaque émoussé sur les pressions mesurées à  $i = 0^\circ$  et  $10^\circ$

L'influence de la transition déclenchée sur les flux mesurés dans le cas du bord d'attaque émoussé est beaucoup moins sensible qu'avec le bord d'attaque aigu; la comparaison des Figs. 12(a) et (b) met seulement en évidence la réduction du décollement laminaire (minimum de flux en T.N.), mais le niveau des flux sur l'élevon est identique; on a enfin rappelé le niveau des flux obtenus avec bord d'attaque aigu pour montrer l'influence considérable de l'émoussement.

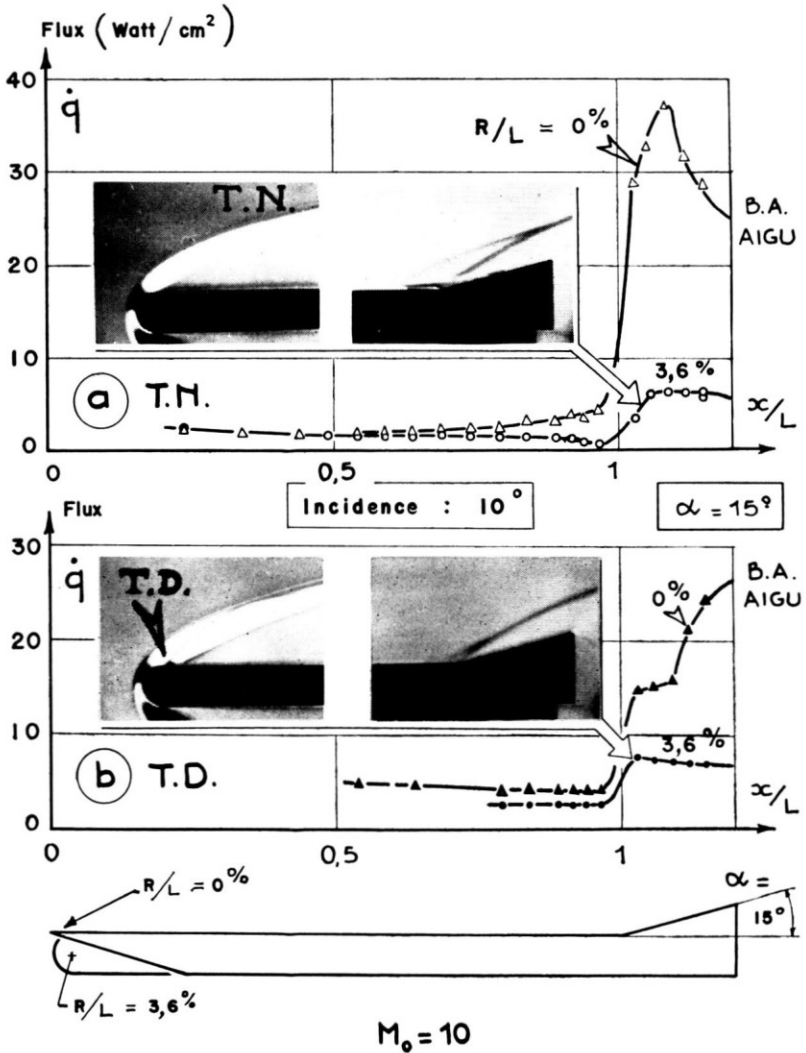


FIG. 12— Influence de l'émoussement du bord d'attaque sur l'échauffement au voisinage de l'élevon, en transitions naturelle et déclenchée



3.5. Efficacité de l'élevon déduite de l'intégration des pressions

Les répartitions de pressions mesurées ont été intégrées le long de la corde pour définir selon le schéma de la Fig. 13, un coefficient de portance  $\Delta C_z$  considéré comme représentant l'effet bidimensionnel de gouverne; on notera que l'intégration a été arrêtée à la dernière prise de pression, dont l'abscisse  $L'$  a été adoptée ici comme longueur de référence.

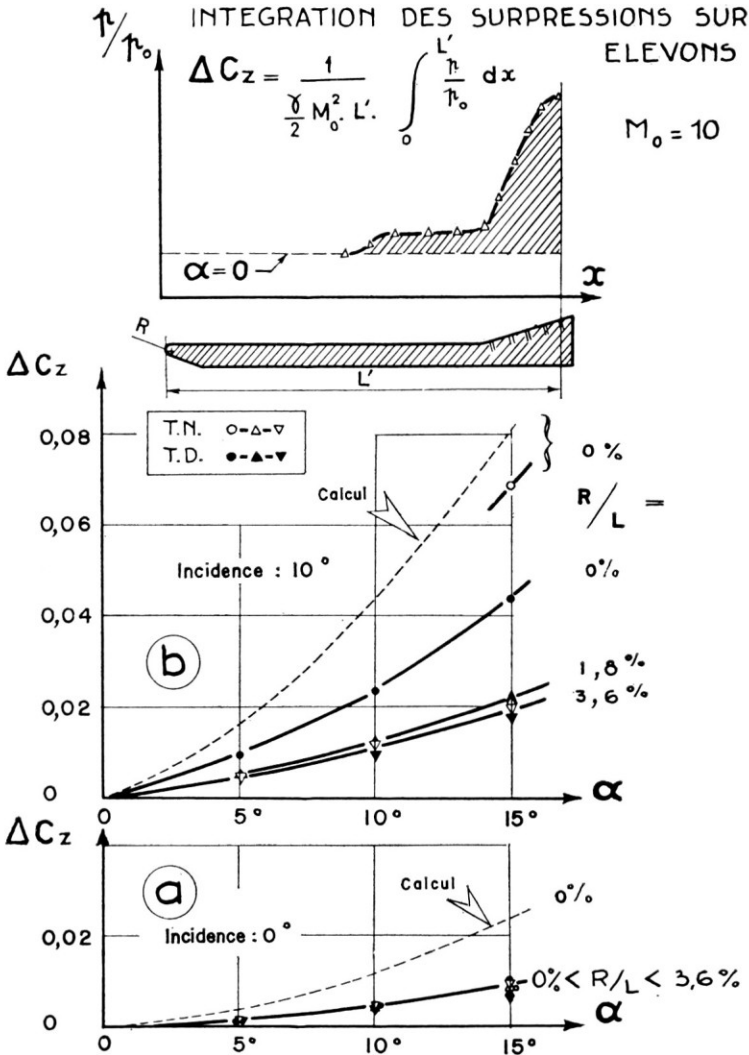


FIG. 13 — Portance due au braque de l'élevon à partir de l'intégration des surpressions; influence du braquage d'élevon, de l'émoussement et de la transition déclenchée sur l'efficacité aérodynamique

Les résultats ainsi obtenus à  $0^\circ$  et  $10^\circ$  d'incidence pour les 3 types de bord d'attaque sont présentés, sur les Figs. 13(a) et (b), en fonction du braquage de l'élevon :

— à incidence nulle, l'influence du déclenchement de la transition et de l'érousement de bord d'attaque apparaît négligeable et l'efficacité est inférieure à la moitié de celle calculée,

— à  $10^\circ$  d'incidence, le calcul surestime encore l'efficacité mesurée avec bord d'attaque aigu; par ailleurs l'érousement entraîne une diminution considérable de l'efficacité de l'élevon. Enfin le déclenchement de la transition réduit

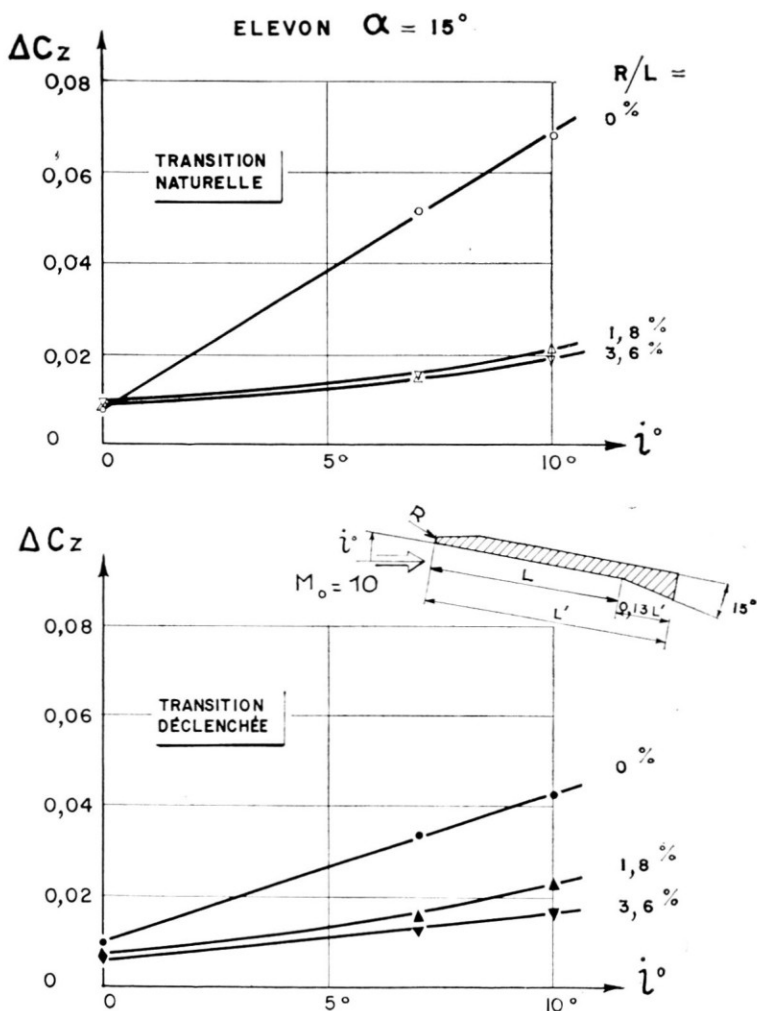


FIG. 14 — Influence de l'incidence sur l'efficacité d'élevon

notablement l'efficacité dans le cas du bord d'attaque aigu (on a vu plus haut que les billes jouent le rôle d'un écoulement) alors qu'il ne la modifie pratiquement pas avec les bords d'attaque émoussés. L'influence de l'incidence sur l'efficacité est analysée sur la Fig. 14 pour un braquage de  $15^\circ$  sur l'élevon : l'effet d'incidence est nettement plus favorable avec le bord d'attaque aigu qu'avec les bords d'attaque émoussés et cette tendance est plus accentuée en transition naturelle qu'en transition déclenchée en raison de l'aggravation de la perturbation liée aux rugosités lorsque l'incidence augmente. En fait, la réduction d'efficacité constatée, notamment en incidence, derrière un bord d'attaque arrondi, s'explique très bien en considérant la perte de pression totale subie par l'écoulement qui a traversé le choc détaché devant un tel arrondi ; la prévision de cet effet est possible dans le cas bidimensionnel à partir de la méthode des caractéristiques, et un tel calcul est en cours à l'ONERA ; pour les cas réels de planeurs hypersoniques en incidence élevée, un tel calcul n'est pas actuellement disponible. On peut toutefois prévoir que leur efficacité, régie par l'effet d'écoulement sera fortement variable avec le nombre de Mach.

#### 4. ETUDE DU SPOILER

L'étude du décollement de la couche limite en amont d'une 'marche' a donné lieu à de nombreuses recherches fondamentales aux grandes vitesses ;

L'utilisation du spoiler pour le pilotage présente des avantages (absence de moment de charnière, simplicité) mais aussi des inconvénients (seuil dans l'efficacité, lié à la hauteur de la couche limite, traînée prohibitive, échauffement excessif) ; dans l'étude préliminaire actuelle deux aspects importants n'ont pas été abordés : le bilan de traînée et l'échauffement propre du spoiler, et on s'est borné à analyser la variation de portance et l'échauffement induits sur la plaque plane en fonction de la sortie du spoiler ; comme pour l'élevon, les influences de l'incidence, de l'écoulement du bord d'attaque et du déclenchement de la transition ont été examinées.

##### 4.1. Influence de l'écoulement

Les pressions et les flux mesurés en transition naturelle à l'incidence de  $10^\circ$  sont présentés sur la Fig. 15 pour une sortie de spoiler représentant 6% environ de la longueur de la plaque, munie respectivement des bords d'attaque aigu et émoussé :

— en arrière du bord d'attaque aigu, le décollement laminaire entraîne une brusque augmentation de pression, suivi du 'plateau' classique, puis d'une recompression progressive liée à la transition et au recollement turbulent ; les pressions dans la zone décollée passent du simple au double, d'où des

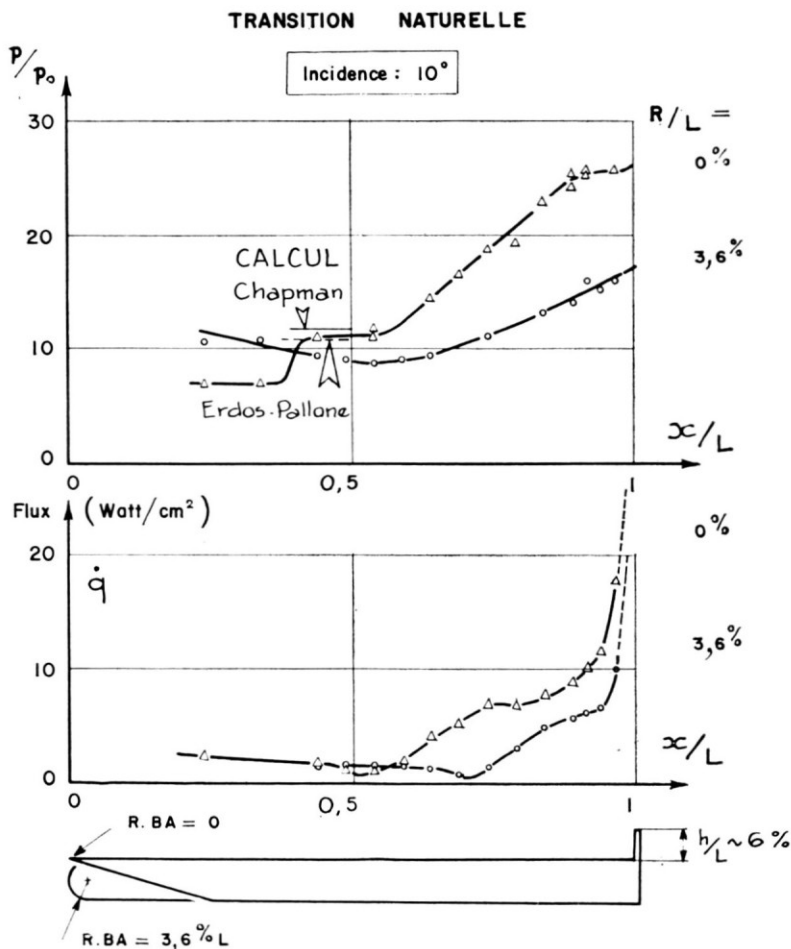


FIG. 15 — Pressions et flux à l'amont d'un spoiler; influence de l'érousement du bord d'attaque

mouvements de convection à vitesse quasi-sonique, qui expliquent les flux importants mesurés au voisinage du spoiler.

— en arrière du bord d'attaque érouse, l'évolution des pressions est trop continue pour qu'elle permette de localiser le décollement; par contre, le flux mesuré présente un minimum caractéristique qui constitue un excellent critère de décollement, ainsi que l'ont établi les travaux de Holden, Needham et Stollery<sup>(8, 9, 10)</sup>.

Les coefficients de pression 'plateau' calculés à partir des prévisions respectives de Chapman (plaque athermane)<sup>(4)</sup> et de Erdos et Pallone (Calcul tenant compte du flux de chaleur)<sup>(6)</sup>, avec le nombre de Mach effectif sur la

plaque à  $i = 10^\circ$  ( $M_1 = 6.6$ ), encadrent bien la valeur expérimentale actuelle.

#### 4.2. Influence du déclenchement de la transition

La Fig. 16, relative à la configuration à bord d'attaque émoussé avec  $10^\circ$  d'incidence montre que le déclenchement de la transition entraîne une réduction de l'étendue du décollement, mais surtout une augmentation notable

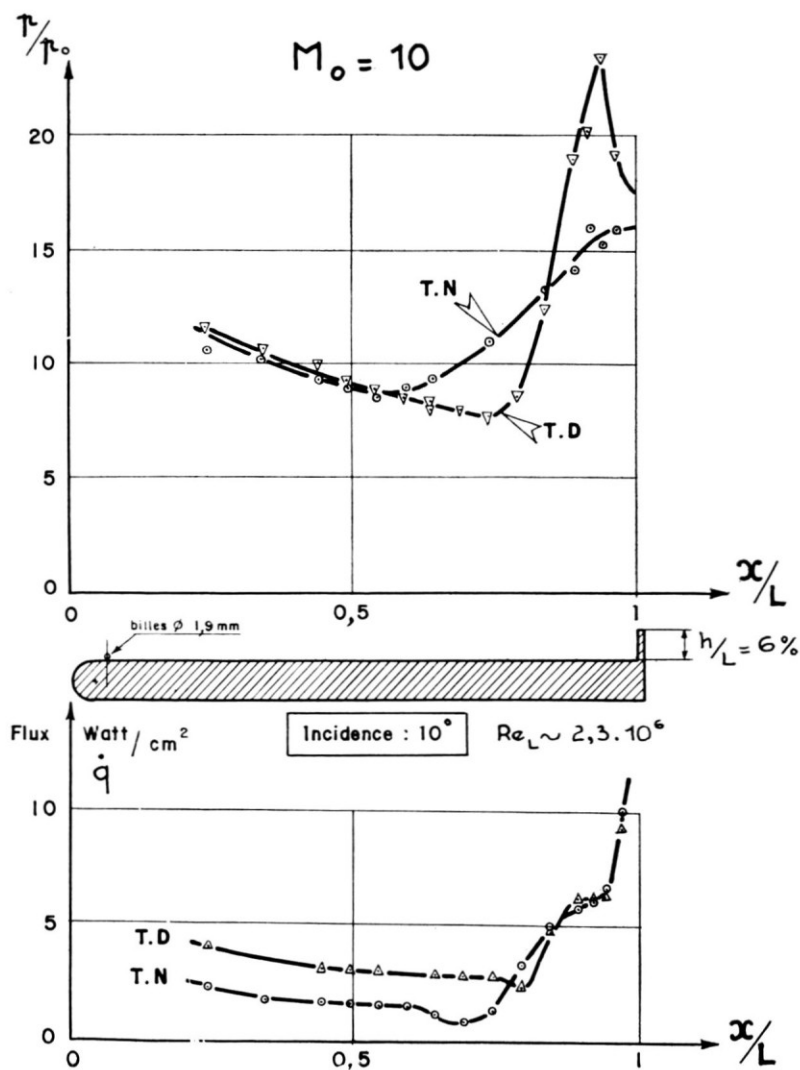


FIG. 16 — Influence du déclenchement de la transition sur les pressions et les flux devant un spoiler avec le bord d'attaque émoussé

de la surpression au voisinage du spoiler; l'égalité des flux dans cette région suggère l'existence d'un décollement turbulent sur le spoiler aussi bien en transition naturelle que déclenchée.

### 4.3. Influence du nombre de Mach

Sur la Fig. 17, on a comparé les répartitions de pression obtenues avec le spoiler de 6% de hauteur, avec bord d'attaque aigu, incidence nulle et transition naturelle, respectivement à  $M=10$  et  $M=17$ ; ces derniers résultats, obtenus récemment dans la soufflerie Hotshot ARC1 de l'ONERA, montrent l'importance de l'interaction visqueuse et également la recompression beaucoup plus élevée obtenue dans la zone décollée, dont l'extension est difficile à préciser sur la strioscopie; les rapports de pression sont très voisins

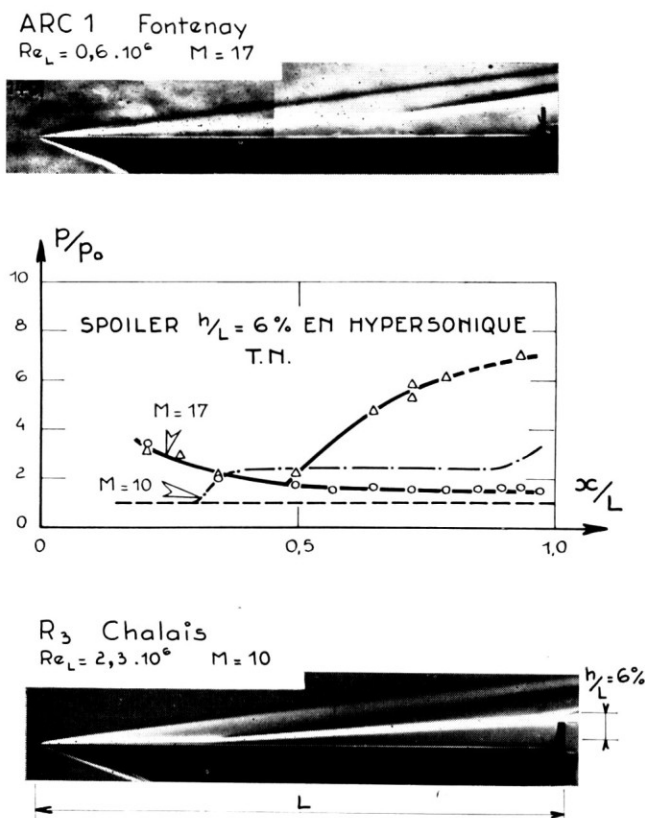


FIG. 17 — Comparaison des répartitions de pression devant un spoiler aux nombres de Mach  $M_0 = 10$  et 17

de ceux mesurés à  $M=16$  dans le Hotshot de la Sté Boeing sur une plaque plane munie d'un spoiler de 6.25% de hauteur<sup>(7)</sup>.

4.4. Efficacité du spoiler déduite de l'intégration des pressions

Les répartitions de pressions en amont du spoiler ont été intégrées comme pour les élevons (voir Fig. 13). La Fig. 18 fournit l'évolution de l'accroissement

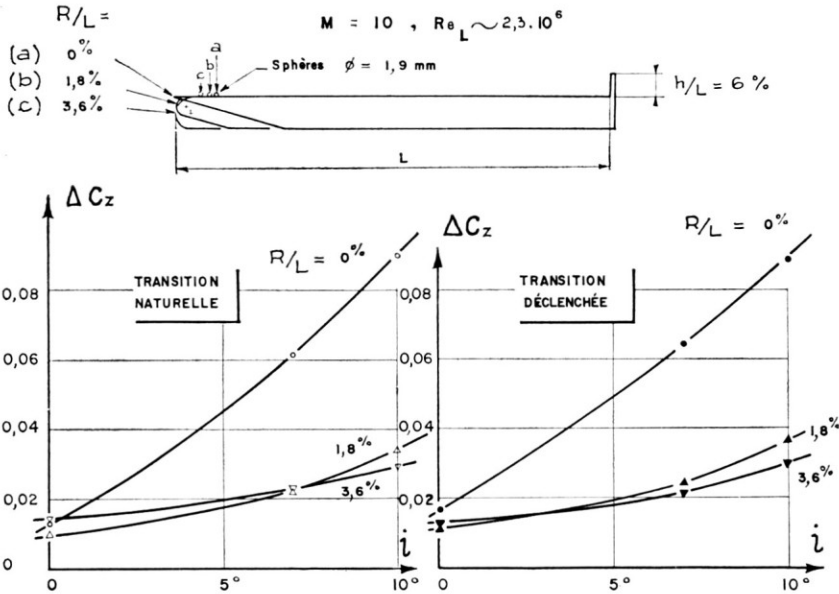


FIG. 18 — Accroissement de portance due à la sortie du spoiler de 6% de hauteur, mesuré à  $M_0=10$ , en fonction de l'incidence; influence de l'émoussement du bord d'attaque et de la transition déclenchée

de portance bidimensionnelle  $\Delta C_z$  en fonction de l'incidence pour le spoiler de 6% de hauteur:

— comme pour l'élevon, l'émoussement du bord d'attaque réduit sensiblement l'effet favorable de la mise en incidence; mais, contrairement au cas de l'élevon, le déclenchement de la transition a peu d'influence sur l'efficacité du spoiler.

L'influence de la hauteur du spoiler est analysée sur la Fig. 19 aux incidences  $0^\circ$  et  $10^\circ$ :

— Le tracé des courbes n'a pas été prolongé jusqu'à l'origine compte-tenu de l'existence probable d'un seuil d'efficacité, d'ailleurs difficile à préciser ici;  
 — l'émoussement du bord d'attaque réduit considérablement l'efficacité;

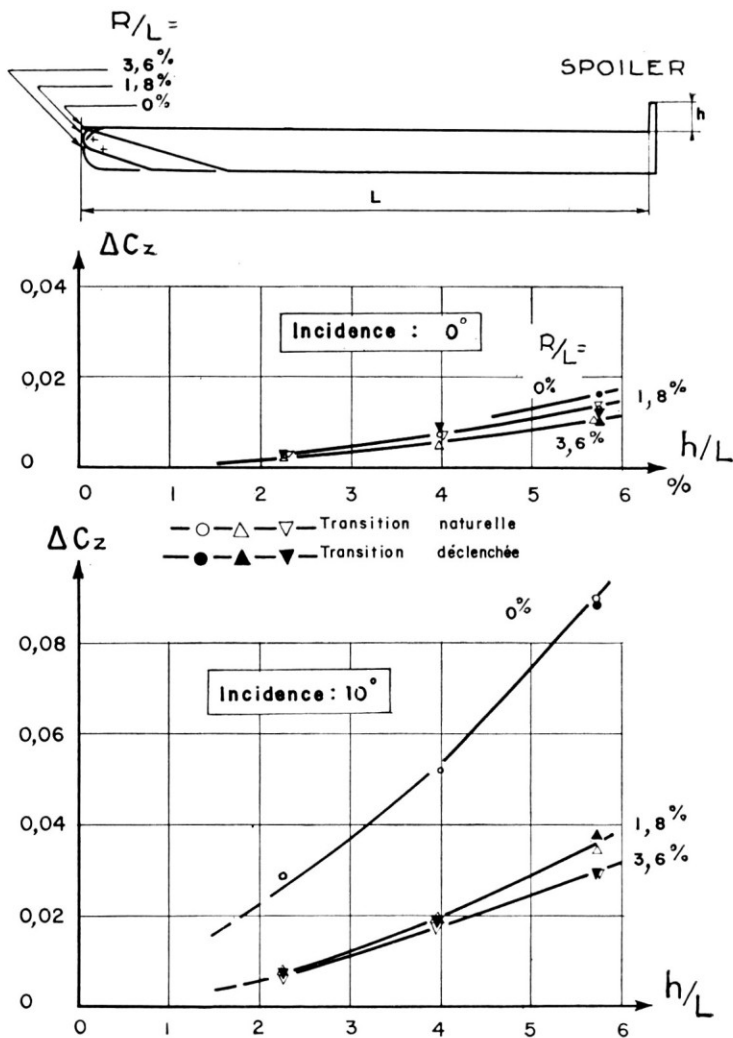


FIG. 19 — Influence de la hauteur du spoiler sur l'efficacité pour différents émoussements, à  $i = 0^\circ$  et  $10^\circ$  d'incidence

enfin la transition imposée par une rangée de billes au bord d'attaque ne modifie pratiquement pas l'allure des courbes.

A partir des courbes  $(\Delta C_z, h/L)$  relatives à la plaque plane à bord d'attaque aigu (Fig. 20(a)), on a défini une pente moyenne pour 3 incidences  $0^\circ$ ,  $7^\circ$  et  $10^\circ$ ; ces pentes ont été comparées, en fonction du nombre de Mach (Fig. 20(b)), à celles déduites d'essais supersoniques antérieurs (ONERA, Princeton) et hypersoniques à ARC1 ( $M_0 = 17$ ); les mesures actuelles ( $M_0 = 10$ ) à  $7^\circ$  et  $10^\circ$



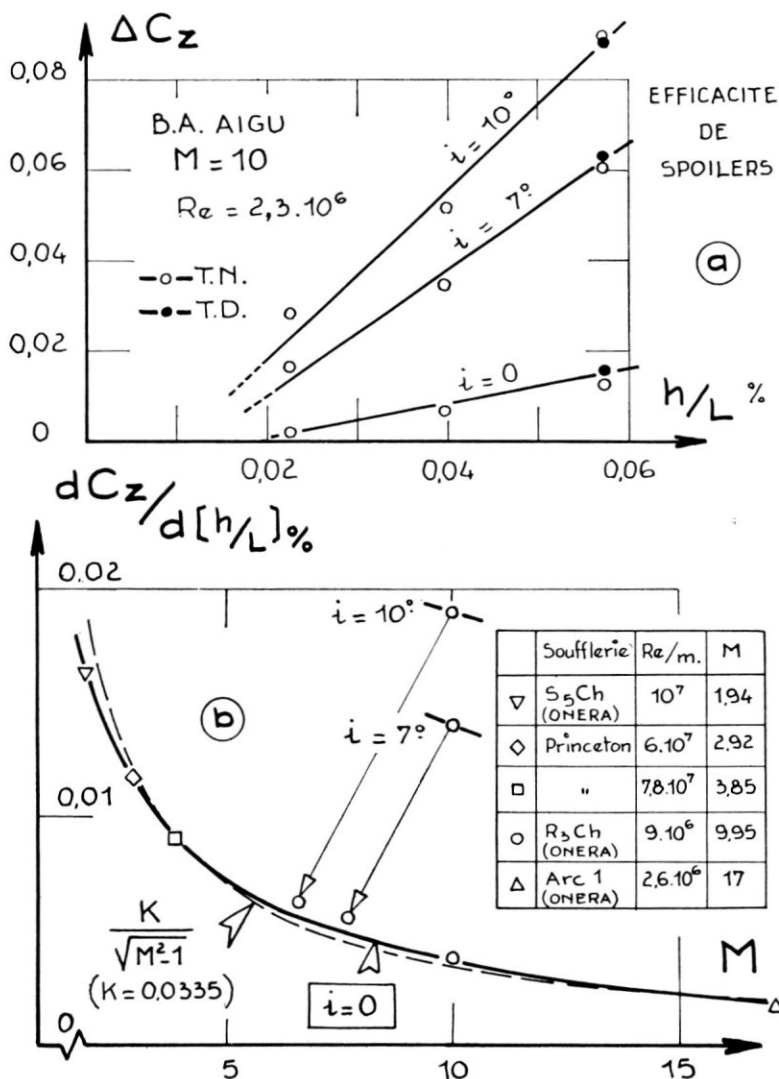


FIG. 20 — Efficacité relative d'un spoiler en fonction du nombre de Mach

ont été interprétées, pour le calcul du  $\Delta C_z$ , en considérant le nombre de Mach effectif sur la plaque en arrière du choc oblique attaché au bord d'attaque (soit  $M_1 = 7,68$  et  $6,6$ , respectivement).

Dans ces conditions, l'évolution en fonction du nombre de Mach est assez bien représentée par l'expression :

$$\frac{dC_z}{d(h/L)} = \frac{K}{\beta}$$

l'analogie de cette formule avec celle d'Ackeret suggère l'assimilation de l'effet de spoiler à une variation d'incidence (ici,  $\Delta h/L = 1\%$  correspond à  $\Delta i \sim 0.5^\circ$ ).

### 5. ETUDE DU JET

Les recherches sur le contrôle de la portance d'une aile par un jet au bord de fuite ont été d'abord orientées vers l'hypersustentation en subsonique par effet 'jet — flap', puis vers l'effet 'spoiler' aux grandes vitesses (pour la stabilisation en roulis d'un engin, par exemple); enfin de nombreuses recherches ont été consacrées récemment à ce sujet en hypersonique, particu-

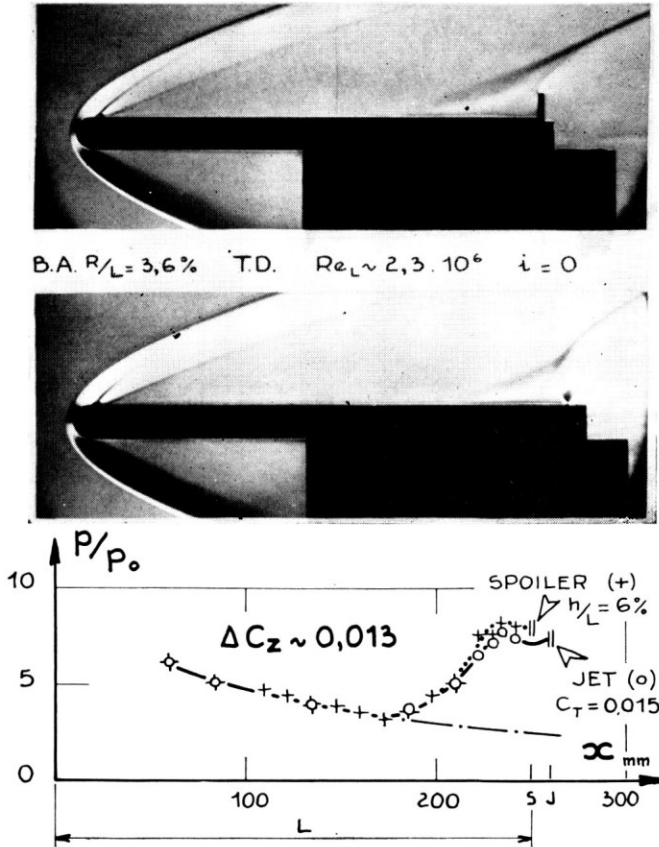


FIG. 21 — Analogie des écoulements sur la plaque à bord d'attaque émoussé en présence d'un spoiler ou d'un jet ayant la même efficacité aérodynamique

lièrement aux Etats-Unis, en vue des applications possibles aux véhicules satellisables (même chaîne de pilotage pour le contrôle d'attitude dans l'espace et le pilotage au cours de la rentrée d'orbite).

5.1. Il était intéressant dans le cadre de cette étude exploratoire sur les gouvernes hypersoniques, de comparer directement le fonctionnement d'un spoiler classique et d'un jet débouchant perpendiculairement à la paroi; la Fig. 21 montre que, lorsque ces deux types de gouvernes sont comparées à iso-efficacité  $\Delta C_z$ , la visualisation du décollement et les répartitions de pressions sont tout à fait semblables.

5.2. Le schéma de la Fig. 22 illustre l'allure de l'écoulement tourbillonnaire à l'intérieur du décollement, et la position des 3 ondes de choc principales; il explique également l'existence d'un deuxième minimum de flux entre les 2 tourbillons (le premier minimum permettant de localiser la naissance du décollement). Le déclenchement de la transition en arrière du bord d'attaque émoussé réduit sensiblement la longueur du décollement mais augmente à la fois les pressions et les flux, dont les maxima, au voisinage immédiat du jet, n'ont pu être précisés ici.

5.3. *L'influence du coefficient de poussée* sur les pressions et les flux en arrière du bord d'attaque émoussé, à l'incidence nulle, est présentée sur la Fig. 23; le coefficient de poussée a été calculé pour un jet sonique d'air comprimé à la pression  $p_{ij}$  — (voir Fig. 25(a)): l'accroissement du coefficient de poussée entraîne une extension du décollement, en amont du jet; il s'en suit une augmentation d'ensemble du niveau des surpressions et un décalage vers l'avant du point de flux minimal correspondant au début du décollement; ces minima de flux mesurés sont en bon accord avec la prévision de Chapman<sup>(3)</sup>.

Tous les essais ont été effectués avec une seule largeur de fente ( $e/L'' = 1.9 \times 10^{-3}$ ), mais une étude récente de la NASA sur une plaque plane à bord d'attaque aigu à  $M_0 = 6$ <sup>(20)</sup> a montré que la largeur de la fente d'où sort un jet sonique n'intervenait pas sur l'évolution de l'efficacité aérodynamique relative  $\Delta C_z/C_T$ , ce qui justifie l'adoption du paramètre  $C_T$ :

La Fig. 24(a) illustre cette étude systématique de la NASA, et montre que l'efficacité relative diminue pour des coefficients de poussée croissants, comme en subsonique et en supersonique<sup>(22)</sup>.

L'intégration des surpressions sur la plaque à bord d'attaque émoussé, à  $M_0 = 10$  a permis de déduire l'évolution de  $\Delta C_z$  en fonction de  $C_T$ , représentée ici en coordonnées logarithmiques, sur la Fig. 24(b), pour  $i = 0^\circ$  et  $10^\circ$  en transition déclenchée; on y a ajouté les résultats obtenus dans l'étude précédente à  $M_0 = 6$  de la NASA<sup>(20)</sup> et dans une étude analogue de l'AEDC à  $M_0 = 5$ <sup>(21)</sup>: il apparaît clairement que la portance augmente sensiblement comme le coefficient de poussée à la puissance 0.7; bien que les 3 conditions

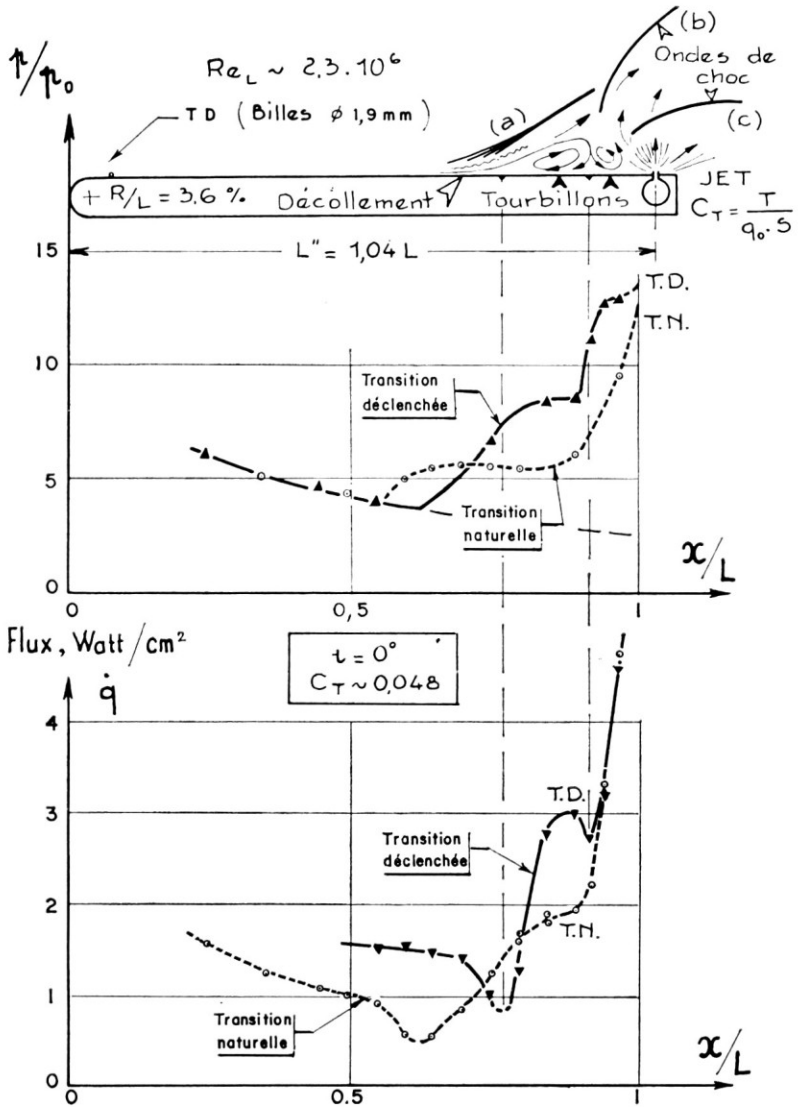


FIG. 22 — Influence du déclenchement de la transition sur les pressions et les flux mesurés sur la plaque en présence d'un jet au bord de fuite

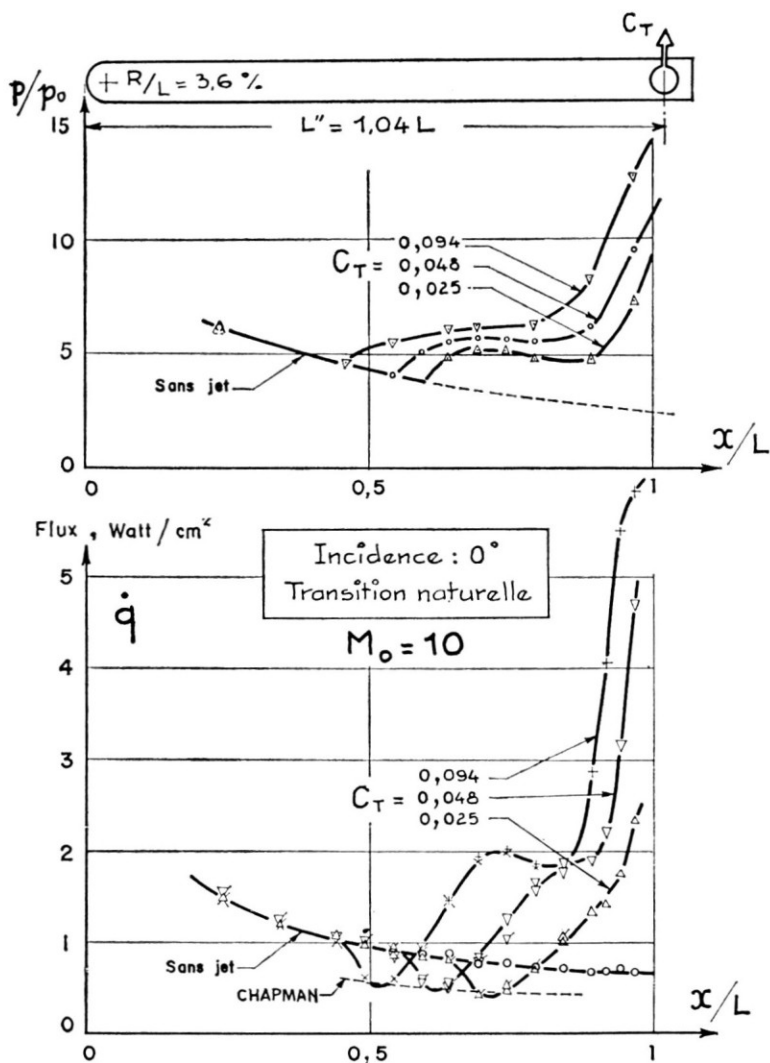


FIG. 23 — Influence du coefficient de poussée du jet sur les pressions et les flux

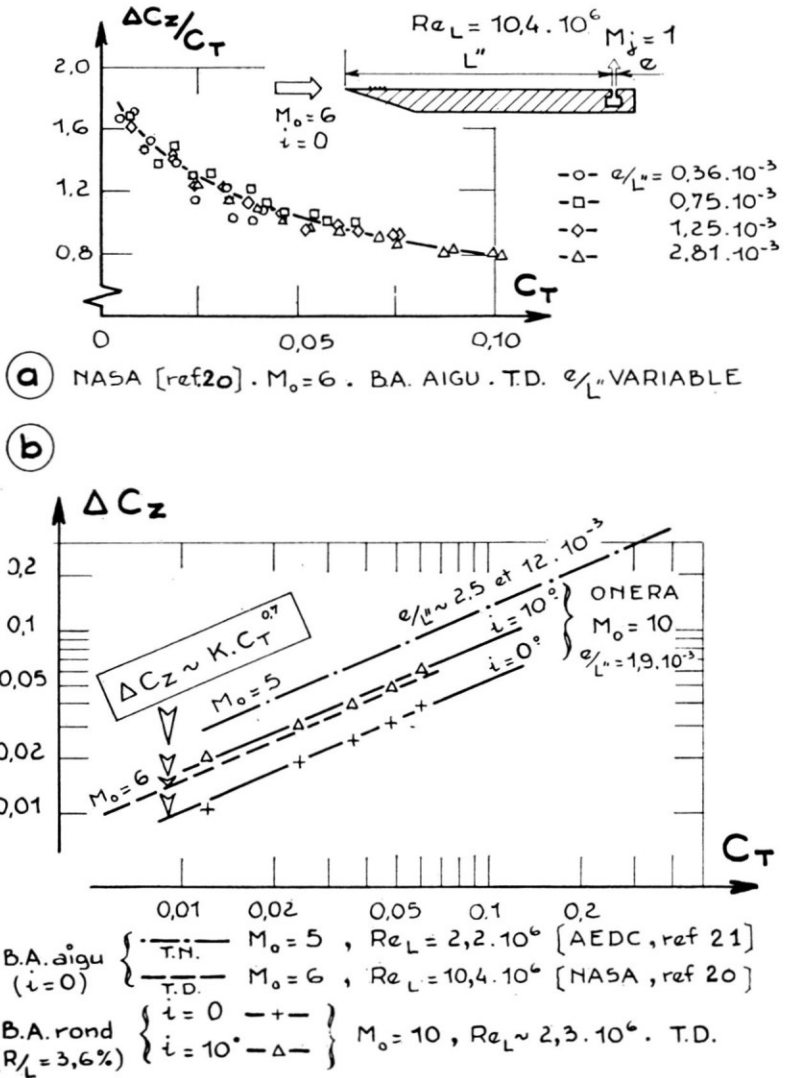


FIG. 24 — Efficacité d'un spoiler-jet en fonction du coefficient de poussée.  
 (a) étude de la N.A.S.A. à  $M_0=6$  pour des largeurs de fente variables  
 (b) synthèse de résultats d'essais à  $M_0=5, 6$  et  $10$

d'essais et les configurations de bord d'attaque soient différentes, ce graphique suggère cependant que l'efficacité aérodynamique d'un spoiler jet diminue à des nombres de Mach croissants.

— L'amplification de poussée (Fig. 25(a)) est le paramètre représentatif du gain de contrôle possible, avec ce type de gouverne, par rapport à un pilote

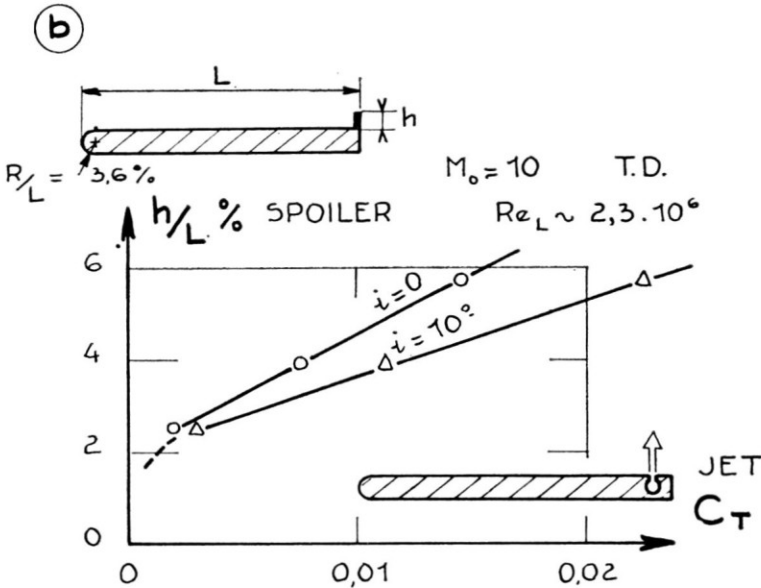
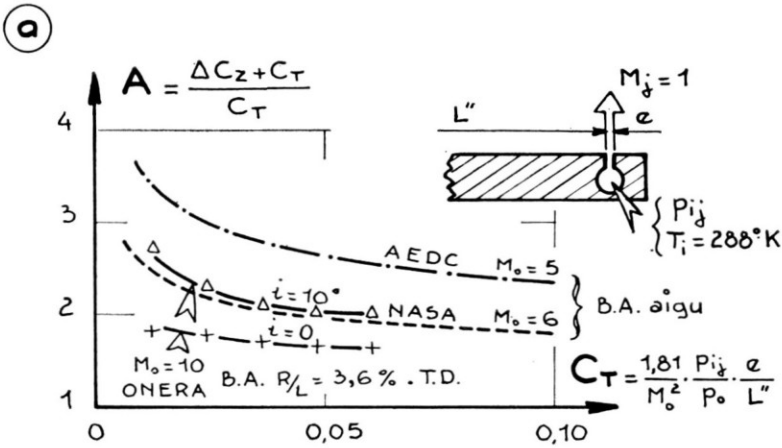


FIG. 25 — (a) amplification de la poussée du jet en fonction du coefficient de poussée à  $M_o = 5, 6$  et  $10$ . (b) corrélation entre la hauteur du spoiler et la poussée du jet donnant la même efficacité

par jet ne bénéficiant pas d'une interaction aérodynamique favorable (fonctionnement dans le vide spatial:  $A = 1$ ); on retrouve ici que cette amplification diminue à nombre de Mach croissant, mais augmente avec la mise en incidence de la surface interagissante (ce qui correspond en fait à une diminution du nombre de Mach effectif en amont du décollement).

5.4. *Efficacité comparée du spoiler classique et du jet*: A partir des lois d'efficacité obtenues avec transition déclenchée en arrière du bord d'attaque émoussé, il est intéressant d'établir une corrélation entre la hauteur du spoiler et l'intensité du jet fournissant le même gain de portance  $\Delta C_z$ ; les courbes de la Fig. 25(b) montrent qu'à un coefficient de poussée donné, la hauteur du spoiler équivalente diminue pour des incidences croissantes.

## 6. SYNTHÈSE SUR LES EFFICACITÉS ET LES CHARGES THERMIQUES

En conclusion de cette étude expérimentale préliminaire à  $M_0=10$ , on a cherché à comparer les 3 types de gouverne sous le double aspect de leur efficacité et de la charge thermique qu'elles entraîneraient sur la structure de l'aile:

6.1. En ce qui concerne l'efficacité aérodynamique, on a comparé, sur la Fig. 26, les gains de portance obtenus en transition naturelle ou déclenchée, en fonction de l'incidence de la plaque munie du bord d'attaque émoussé:

- on note d'abord que l'effet d'incidence est favorable dans tous les cas;
- le déclenchement artificiel de la transition est défavorable pour l'élevon, sans influence pour le spoiler plein, et très favorable pour le jet;
- le braquage de  $15^\circ$  de l'élevon correspond à une hauteur effective, à la dernière prise, de  $h/L' = 3.55\%$  (voir Fig. 13); à égalité de hauteur relative et pour  $i=10^\circ$ , l'élevon fournit une portance supérieure de 30% environ à celle du spoiler plein.

6.2. *Tentative de corrélation entre l'efficacité et l'échauffement d'une gouverne*. Les flux thermiques mesurés ont été intégrés suivant le croquis indiqué sur la Fig. 27; on a ainsi obtenu une évaluation quantitative de la charge thermique supplémentaire  $\Delta Q$  imposée à la structure par l'effet de gouverne; à cette charge thermique exprimée en Watts, par centimètre d'envergure, correspond un accroissement de portance  $\Delta R_z$  (en deca-Newtons par cm d'envergure).

Pour les configurations à bord d'attaque émoussé,  $\Delta Q$  a été porté en fonction de  $\Delta R_z$  en séparant les essais en transition naturelle et déclenchée sur les Figs. 27(a) et (b): ces graphiques suggèrent l'existence d'une relation sensiblement linéaire entre l'efficacité aérodynamique et l'échauffement de la paroi au voisinage des gouvernes.

On observe d'autre part que les points relatifs aux 2 incidences extrêmes ( $0^\circ$  et  $10^\circ$ ) sont sur une même droite issue de l'origine et que le classement des gouvernes en charge thermique pour une efficacité donnée n'est pas la même en T.N. et en T.D.: le déclenchement artificiel de la transition est favorable pour le spoiler et le jet alors qu'il est défavorable pour l'élevon;



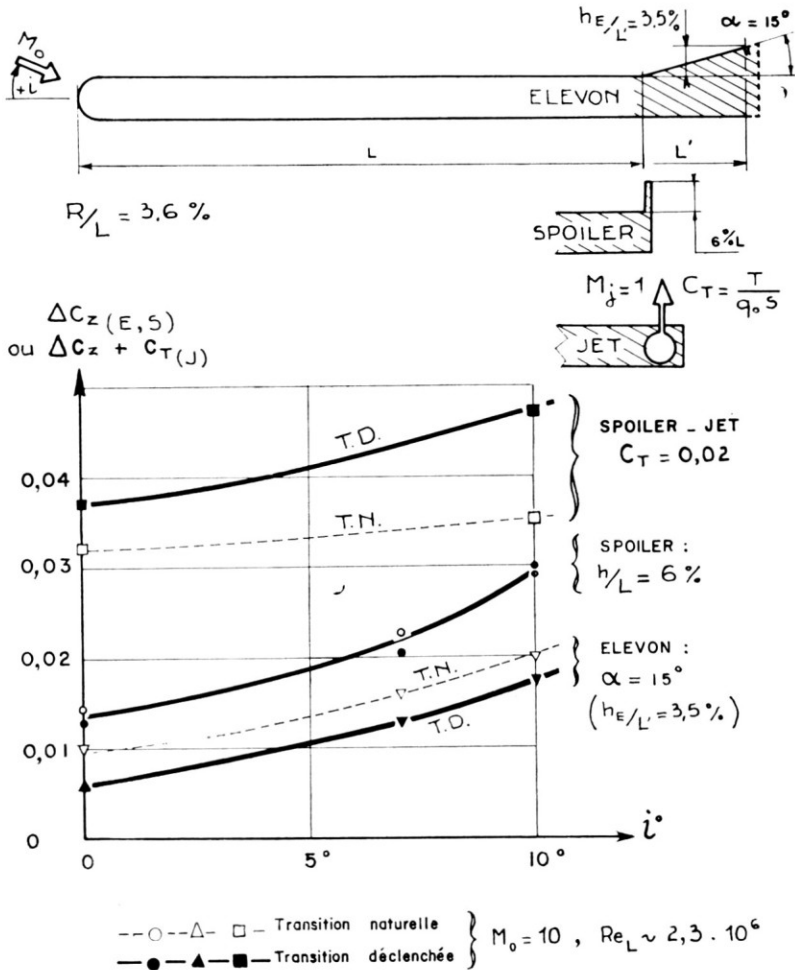


FIG. 26 — Efficacité comparée des 3 types de gouverne en fonction de l'incidence, avec et sans déclenchement de la transition, en présence du bord d'attaque émoussé

enfin, dans tous les cas, le contrôle par jet conduit à la plus faible charge thermique pour une efficacité donnée; il convient de rappeler que le tracé relatif au spoiler plein ne tient pas compte de la charge thermique intense qu'il subit lui-même.

Il est évident que cette corrélation empirique, dégagée de résultats peu nombreux et dans des conditions particulières ( $M$  et  $Re$  constants, aile sans flèche), ne prétend pas avoir une portée générale; elle doit cependant susciter des recherches plus systématiques dans un domaine étendu de nombres de Mach et de Reynolds, en y incluant d'ailleurs l'effet de flèche.

Soufflerie R<sub>3</sub>Ch : M<sub>0</sub> = 10 , p<sub>i</sub> = 120 atm , Re<sub>L</sub> ~ 2,3.10<sup>6</sup>

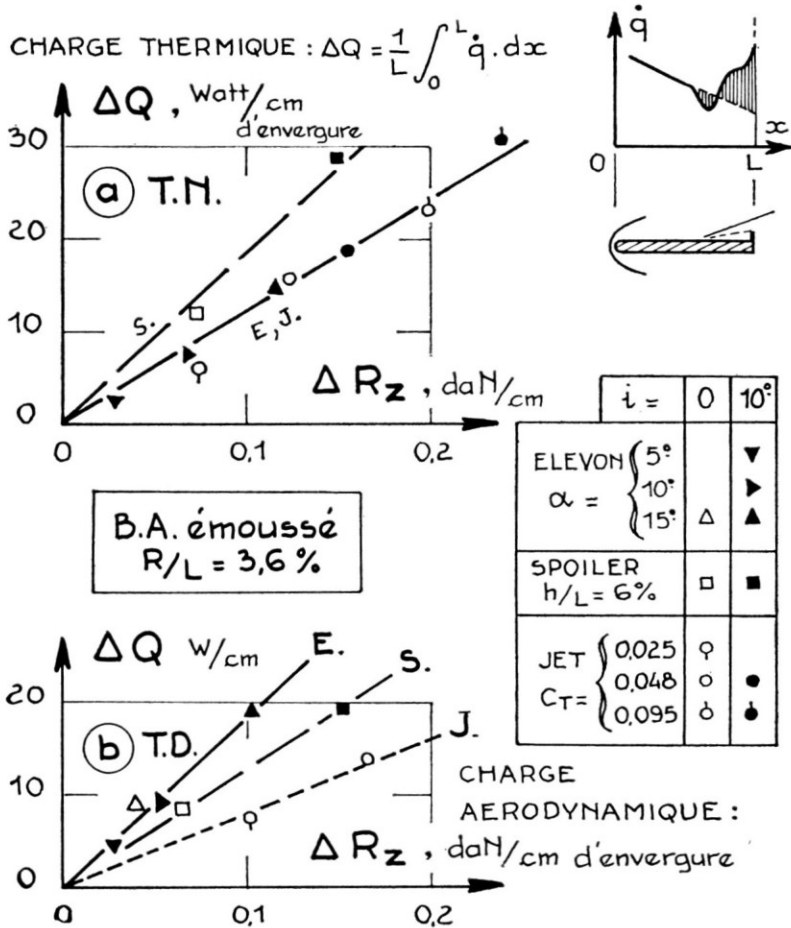


FIG. 27 — Corrélation empirique entre l'efficacité aérodynamique des gouvernes et l'échauffement global correspondant, avec transition naturelle (a) ou déclenchée (b) en présence du bord d'attaque émoussé

7. MESURE DE FLUX PAR PEINTURES THERMO-SENSIBLES

L'utilisation des peintures thermo-sensibles pour révéler les échauffements sur des maquettes essayées dans des souffleries hypersoniques, et l'analyse

quantitative des résultats à partir de films d'étalonnage (réalisés sur des sphères où l'on sait calculer les flux de chaleur laminaires), ont été proposées par les chercheurs de la Sté Boeing à l'occasion de l'étude thermique du projet X20 Dynasoar.

Cette technique a été transposée par l'ONERA<sup>(24)</sup> pour les essais dans la soufflerie hypersonique R3 de Chalais à  $M_0=10$  en utilisant pour les maquettes un matériau plastique au lieu d'une céramique; le *silastène* a été choisi car il assure un moulage plus facile, avec un excellent état de surface joint au respect des cotes initiales; ses caractéristiques de faible diffusivité thermique autorisent une bonne exploitation quantitative des flux.

Dans le cas des faibles flux thermiques attendus sur une plaque plane, l'étalonnage antérieur par sphère témoin ne couvrait pas un domaine suffisant, et cet étalonnage a été complété à l'aide de flux plus faibles mesurés sur la plaque plane munie de thermocouples au début des présents essais; la méthode consiste à relever les instants où se produisent les changements de teinte successifs† à des emplacements où les coefficients de passage  $h$  ont été préalablement déterminés par thermocouples. On a ainsi établi le réseau de la Fig. 28.

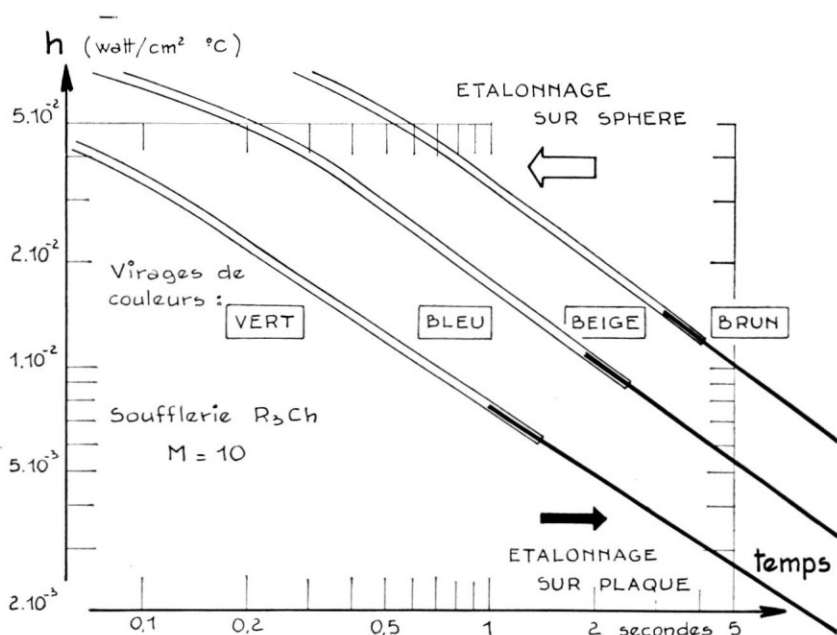


FIG. 28 — Courbes d'étalonnage de la peinture thermo-sensible sur une sphère et sur une plaque plane, pour l'exploitation quantitative des films en couleurs

† Pour les présents essais on a utilisé une peinture dont les virages successifs observés sont: du vert au bleu vers  $120^{\circ}\text{C}$ , du bleu au beige vers  $200^{\circ}\text{C}$ , du beige au marron foncé vers  $300^{\circ}\text{C}$ .

L'exploitation pratique de ce réseau est présentée sur la Fig. 29 pour deux configurations à bord d'attaque arrondi, avec spoiler et éleveur, en transition naturelle et déclenchée. Outre le bon accord quantitatif constaté, la méthode a l'intérêt de préciser l'augmentation des flux au voisinage du spoiler et à l'articulation de l'éleveur, où il n'est pas possible de disposer des thermocouples. L'examen des plaques obtenues a permis en outre de constater que

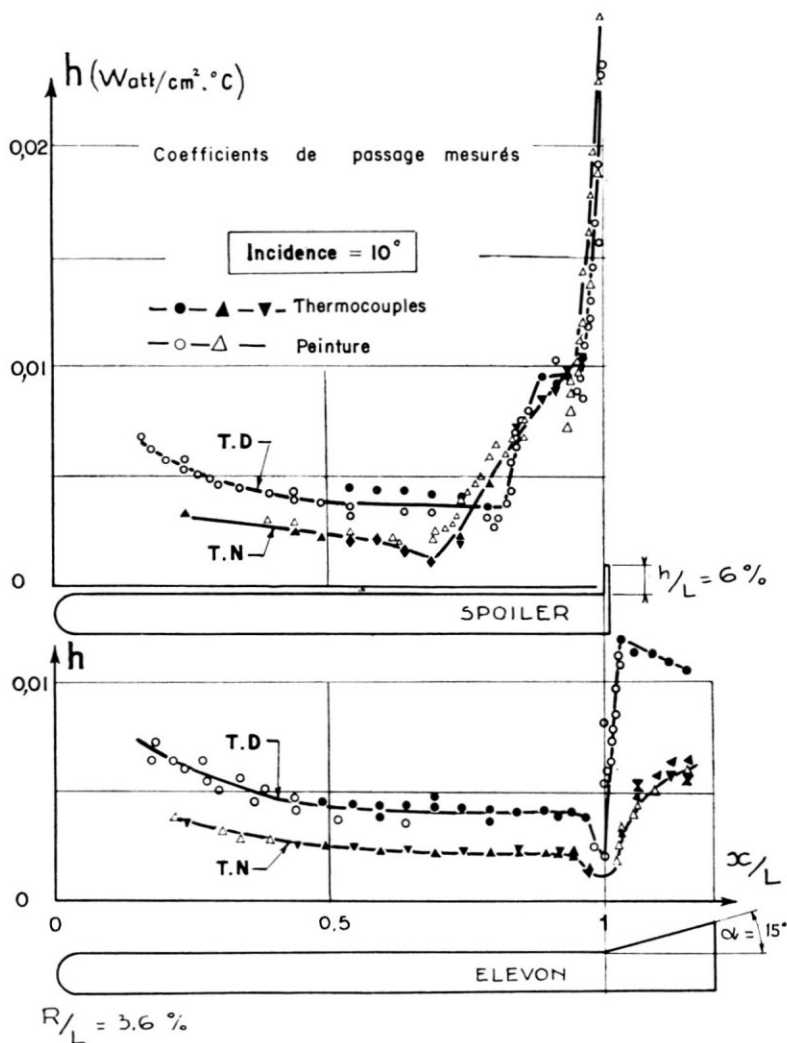


FIG. 29 — Comparaison des coefficients de passage mesurés par thermocouples ou évalués par peinture thermo-sensible; cas du spoiler et de l'éleveur sur la plaque à bord d'attaque émoussé, à  $10^\circ$  d'incidence

les lignes de changement de teinte étaient bien perpendiculaires au plan de symétrie ce qui constitue une bonne présomption du caractère bidimensionnel de l'écoulement. L'intérêt de la méthode est évident dans le cas de maquettes de formes complexes (planeurs de rentrée<sup>(2, 3)</sup>, pratiquement irréalisables avec un revêtement métallique d'épaisseur parfaitement calibrée, et destinées à recevoir des thermocouples dont le nombre toujours trop faible ne fournit pas de vue d'ensemble de la carte des flux.

## 8. CONCLUSIONS

En vue de comparer leur efficacité et l'échauffement qu'elles entraînent, on a étudié 3 types de gouvernes (élevon, spoiler et jet) sur une plaque plane sans flèche en hypersonique, dans la soufflerie R3 de Chalais, à un nombre de Mach de 10 et à un nombre de Reynolds constant de 2.3 millions (rapporté à la longueur de la plaque); on a en outre, étudié l'influence:

- de l'émoussement du bord d'attaque,
- d'une transition de la couche limite, imposée par des rugosités,
- de l'incidence de la plaque.

L'analyse de l'écoulement a été effectuée à partir de mesures de pressions et de températures suivant l'axe longitudinal de la plaque ainsi que par des visualisations strioscopiques; l'utilisation de peintures thermo-sensibles sur un revêtement plastique a confirmé le caractère bidimensionnel de l'écoulement sur la plaque et permis, en outre, une évaluation quantitative des flux locaux, qui confirment et précisent les mesures par thermocouples;

Bien que les résultats actuellement obtenus soient fragmentaires, on peut en dégager certaines conclusions:

- En ce qui concerne le déclenchement artificiel de la transition, on vérifie qu'il est possible de l'obtenir à ce nombre de Mach, au moyen d'une rangée d'obstacles sphériques de dimensions assez importantes, disposés en arrière du bord d'attaque; l'expérience montre cependant que ces obstacles perturbent sensiblement l'écoulement au voisinage de la gouverne lorsqu'ils débordent dans l'écoulement potentiel, comme c'est le cas ici lors de la mise en incidence de la plaque à bord d'attaque aigu; d'une manière générale, le déclenchement de la transition ainsi obtenu réduit l'efficacité mesurée de l'élevon, il est sans influence sur celle du spoiler plein, et augmente au contraire l'efficacité du spoiler-jet.

- la mise en incidence accroît toujours l'efficacité des 3 types de gouvernes.
- L'émoussement du bord d'attaque conduit toujours à une diminution de l'efficacité des gouvernes, en particulier aux grandes incidences.

Les répartitions de surpression et de flux sur les gouvernes ou à leur voisinage évoluent considérablement avec les paramètres évoqués ci-dessus, ce qui interdit actuellement toute généralisation des résultats obtenus

L'ordre de grandeur des flux mesurés sur la plaque avec bord d'attaque aigu, est assez bien retrouvé par le calcul à partir des théories classiques de la couche limite laminaire; cependant le calcul relatif au cas turbulent conduit à des flux plus élevés que ceux mesurés.

— une corrélation empirique a été tentée entre l'efficacité des gouvernes et le supplément d'échauffement de structure qu'elles entraînent: cette corrélation empirique, basée sur les quelques résultats actuellement acquis, semble indiquer une relation linéaire entre efficacité et échauffement.

Les quelques résultats expérimentaux présentés ici encouragent la poursuite de cette étude dans un plus large domaine de nombres de Mach et de Reynolds, en y ajoutant l'étude de l'effet de flèche; mais il est clair que seul un grand effort de recherche sur le plan fondamental permettra d'interpréter des résultats.

#### REMERCIEMENTS

Les Auteurs remercient pour leur collaboration active MM. Ponteziere et Betremieux, de la Direction de l'Aérodynamique de l'ONERA, qui ont dirigé et exploité les essais à Mach 10.

#### REFERENCES

- (1) HOLLOWAY, P. F., STERRETT, J. R., CREEKMORE, H. S., 'An investigation of heat transfer within regions of separated flow at a Mach number of 6., N.A.S.A. D-3074, Nov. 1965.
- (2) HOLLOWAY, P. F., STERRETT, J. R., 'Effect of controlled surface roughness on boundary layer transition and heat transfer at Mach number of 4, 8 and 6.' N.A.S.A. T.N.-2054, April 1964.
- (3) CHAPMAN, D. R., 'Theoretical analysis of the heat transfer in a region of separated flow.' N.A.S.A. T.N.-3792, 1956.
- (4) CHAPMAN, D. R., KUEHN, D. M., LARSON, H. K., 'Investigation of Separated Flows in Supersonic and Subsonic Streams with Emphasis on the Effect of Transition.' N.A.C.A.— Report 1356, 1958.
- (5) PUTNAM, LAWRENCE E., 'Investigation of the effects of ramp-span and deflection angle on laminar boundary layer separation at Mach 10-03.' N.A.S.A. T.N. D-2833, May 1965.
- (6) ERDOS, J., PALLONE, A., 'Shock boundary layer interaction and flows separation.' *Proceedings of the 1962 Heat Transfer and Fluid Mechanics Institute.*
- (7) MILLER, D. S., HYMAN, R., CHILDS, M. E., 'Mach 8 to 22 studies of flow separation due to deflected control surfaces.' *A.I.A.A. Journal*, Vol. 2 No. 2, Feb. 1964.
- (8) NEEDHAM, DAVID A., 'A heat transfer criterion for the detection of incipient separation in hypersonic flow.' *A.I.A.A. Journal*, Vol. 3 No. 4, April 1965.
- (9a) NEEDHAM, D. A., STOLLERY, J. L., 'Hypersonic studies of incipient separation and separated flows.' AGARD Specialists Conference on Separated flows. Rhode St. Genèse (Mai 1966) — AGARD proc. No. 4.

- (9b) NEEDHAM, D. A., STOLLERY, J. L., 'Boundary layer separation in hypersonic flow.' A.I.A.A. paper 66-455 — Los Angeles, June 1966.
- (10) HOLDEN, M. S., 'Theoretical and experimental studies of separated flows induced by shock-wave-boundary layer interaction.' AGARD Specialists Conference on Separated flows. Rhode St. Genèse (Mai 1966) — AGARD proc. No. 4.
- (11a) KAUFMAN, L. G., MECKLER, L., HARTOFILLIS, S. A., 'An investigation of flow separation and aerodynamic controls at hypersonic speeds.' A.I.A.A. paper No. 65-753, Nov. 1965.
- (11b) KAUFMAN, L. G., MECKLER, L., HARTOFILLIS, S. A., 'Heat transfer measurements at Mach 8 on an aerodynamically controllable winged re-entry configuration.' U.S.A.F.— F.D.L.— T.D.R. 64-142, Septembre 1964.
- (12) REBUFFET, P., WAGNER, J. D., CHEVALLIER, J. P., 'Souffleries hypersoniques de Recherches de Chalais-Meudon.' ONERA — Note Technique No. 83, 1965.
- (13) CHERNIY, G. G., *Introduction to hypersonic flow*. Traduit et édité par Ronald F. Probstein, Academic Press, 1961.
- (14) MCCAULEY, W. D., SAYDAH, A., BEUCHE, J., 'The effect of controlled three-dimensional roughness on hypersonic laminar boundary layer transition.' A.I.A.A. paper 66-26, Janv. 1966.
- (15) DEEM, R. E., ERICKSON, C. R., MURPHY, J. S., 'Flat plate boundary layer transition at hypersonic speeds.' U.S.A.F.— F.D.L.— T.D.R. 64-129, Octobre 1964.
- (16) SIRIEIX, M., MIRANDE, J., DELERY, J., 'Expériences fondamentales sur le recollement turbulent d'un jet supersonique.' AGARD Specialists conference on Separated flows. Rhode St. Genèse (Mai 1966). — AGARD Proc. No. 4.
- (17) MICHEL, R., 'Couches limites, frottement et transfert de chaleur.' ONERA — TP No. 25, 1963.
- (18) LARSON, HOWARD K., 'The hypersonic shape.' *Space Aeronautics*, Sept. 1965.
- (19) CERESUELA, R., MARGUET, R., VAUCHERET, X., 'Echauffement cinétique d'une maquette schématique d'avion de transport supersonique.' *Proc. du 4ème Congrès ICAS*, Paris, 1964.
- (20) STERRETT, J. R., BARBER, J. B., 'A theoretical and experimental investigation of secondary jets in a Mach 6 free stream with emphasis on the structure of the jet and separation ahead of the jet' (NASA, Langley). AGARD Conf. proc. No. 4 on Separated flow, May 1966.
- (21) STRIKE, W. T., SCHUELER, C. J., 'Interactions produced by sonic lateral jets located on surfaces in a supersonic stream.' A.E.D.C.— T.D.R.— 63-22, 1963.
- (22) POISSON-QUINTON, Ph., JOUSSERAUDOT, P., 'Influence du soufflage au voisinage du bord de fuite sur les caractéristiques aérodynamiques d'une aile aux grandes vitesses.' *9th International Congress of Applied Mechanics*, Bruxelles, 1956. ONERA, La Rech. Aeron. No. 56, Févr. 1957.
- (23) CERESUELA, R., 'Etude aérodynamique d'un corps de rentrée portant, en hypersonique.' Comm. No. 66-040 à la réunion annuelle WGLR/DGRR, Bad Godesberg, Oct. 1966.
- (24) CERESUELA, R., BETREMIEUX, A., CADARS, J., 'Mesure de l'échauffement cinétique dans les souffleries hypersoniques au moyen de peintures thermosensibles.' *La Rech. Aeron.* No. 109, Nov.-Déc. 1965.

## DISCUSSION

*J. L. Stollery* (Aero Dept., Imperial College, London): May I add my congratulations. There was enough meat in this paper to keep many of us happy for weeks!

Could you clarify one point in the film? You showed the flow over a sharp-edged flat plate with up elevon and as the incidence of the plate was decreased (i.e. nose down) the length of the separated region decreased. Now this was presumably due to the change of incidence moving transition forward and so inhibiting separation? Had the flow remained perfectly laminar at all incidence the trend would have been for the separated length to increase as the plate was tilted nose down. Do you agree?

My next point concerns side-plates. Did you use them and what is your opinion of their effect? Finally the elevon you used had a small chord. Have you investigated the effect of increasing the flap chord on the flow pattern?

*Ph. Poisson-Quinton and R. Ceresuela*: (1) For the first question, we agree that, for a completely laminar boundary-layer, the separation length must increase with Reynolds number augmentation, i.e. with the flat plate angle-of-attack for a given stagnation pressure; but, in this case we think that we have in fact a transitional boundary-layer due to the increase of the Reynolds number and the decrease of the Mach number with incidence; this was proved by the heat transfer measurements at a  $10^\circ$  angle-of-attack (T. N. Sharp leading-edge, on Fig. 9).

(2) With regard to side-plates, we think that they lead to a perturbation due to their own boundary-layer, and they make the schlieren analysis impossible; so we have decided to work without end-plates; but we know that, in this case, we have not a perfect two-dimensional flow along the centre of our flat plate.

(3) We agree with Dr. Stollery about the insufficient length of our elevon: the flap was not long enough to insure that, in every configuration, we have reached the critical re-attachment point, defined by Sirieix<sup>(16)</sup>, as being the point downstream of which any change of the shape (or of the length) of the flap does not alter the separation/reattachment process upstream.

The Authors thank Dr. Stollery for his very interesting comments, and wish to acknowledge his contribution in this field of research, at the Imperial College, which has been most appreciated before and during the work done at ONERA.