

# MESURES DE FLUX THERMIQUES DANS UN ÉCOULEMENT HYPERSONIQUE DE GAZ RAREFIE\*

J. ALLEGRE, J.-C. FESTINGER et G. HERPE

Laboratoire d'aérodynamique 4ter, route des Gardes, 92-Meudon, France

(Reçu le 23 juin 1969)

**Résumé**—En écoulement de gaz raréfié, les faibles niveaux de flux de chaleur convectés à la surface des maquettes nécessitent l'emploi de sondes thermométriques de très grande sensibilité. Les présentes mesures ont été réalisées au moyen de fluxmètres à température de surface, un dispositif analogique permettant d'enregistrer directement la valeur du flux.

Des résultats relatifs à l'échauffement des plaques planes et des ailes Delta, placées en incidence variable dans un écoulement de forte interaction visqueuse à Mach 8, sont présentés et comparés aux lois théoriques qui tiennent compte des effets combinés d'émoussement, d'incidence et de déplacement de couche limite.

## NOTATIONS

$a$ ,	diffusivité;	$\varepsilon$ ,	$= \gamma - 1/\gamma + 1$ ;
$C$ ,	constante de Chapman-Rubens;	$\lambda$ ,	conductivité;
$e$ ,	épaisseur du bord d'attaque;	$\xi$ ,	abscisse réduite [2];
$E$ ,	tension électrique;	$\bar{\chi}$ ,	$= M^3(C/R_{ex})^{1/2}$ paramètre d'interaction visqueuse;
$i$ ,	incidence;	$\chi_{ex}$ ,	$= \varepsilon[0,664 + 1,73 T_p/T_0]\bar{\chi}$ .
$I$ ,	intensité;		
$k$ ,	coefficient de traînée du bord d'attaque;		
$K_{ex}$ ,	$= M^3 \varepsilon k e/x$ ;		
$M$ ,	nombre de Mach;		
$q$ ,	densité de flux de chaleur;		
$R$ ,	résistance électrique;		
$R_{ex}$ ,	nombre de Reynolds basé sur l'abscisse du modèle;		
$St$ ,	nombre de Stanton;		
$t$ ,	temps;		
$T_0$ ,	température génératrice de l'écoulement;		
$T_p$ ,	température pariétale du modèle;		
$x$ ,	abscisse comptée à partir du bord d'attaque du modèle;		
$Z$ ,	ordonnée réduite du choc [2];		
$\alpha$ ,	coefficient thermique;		
$\gamma$ ,	rapport des chaleurs spécifiques;		
$\Gamma$ ,	paramètre aérodynamique [2];		

## 1. INTRODUCTION

L'ÉTUDE de véhicules spatiaux évoluant à des vitesses de plus en plus grandes a conduit au développement des recherches sur la couche limite aux températures élevées. Ces recherches exigent notamment la connaissance des valeurs des transferts de chaleur à la paroi.

De nombreux travaux ont porté sur les caractéristiques aérodynamiques d'un planeur hypersonique lors de sa rentrée dans les couches denses de l'atmosphère; néanmoins, l'ensemble du sujet est loin d'être parfaitement défini à de faibles nombres de Reynolds de l'écoulement. La présente étude, réalisée sous la direction du Prof. E. A. Brun, constitue une contribution supplémentaire, portant sur les caractéristiques thermiques de corps portants plans. Ces corps sont constitués de plaques planes et d'ailes Delta, placés en incidence variable dans un écoulement hypersonique à Mach 8 caractérisé par un régime de forte interaction visqueuse.

\* Etude réalisée sous contrat DRME n° 15-67.

Les effets d'éroussissement et d'incidence, s'ajoutant aux effets de viscosité, sont mis en évidence dans les valeurs mesurées des flux de chaleur. Les conditions expérimentales, simulées par la soufflerie SR2 du laboratoire d'Aérodynamique, sont voisines de celles qui existent à une altitude de 60 km environ.

## 2. L'INTERACTION FORTE

Définir l'écoulement hypersonique d'un fluide visqueux autour d'une plaque plane est un problème classique de la mécanique des fluides. Il a fait l'objet de nombreuses études au cours des dernières années. Les premiers travaux remontent à 1949 au centre de recherche de Langley de la NASA et, en 1952, Lees publia la première analyse théorique de l'interaction entre la couche limite et l'écoulement non visqueux. Depuis, un grand nombre de travaux, tant théoriques qu'expérimentaux, sont consacrés à définir en détail l'écoulement hypersonique autour de corps portants.

Dans un article paru en 1961, Cheng [1] a décrit les effets de trois importants paramètres sur des écoulements hypersoniques autour de corps élancés; ce sont l'effet de déplacement de la couche limite, l'influence de l'épaisseur du bord d'attaque et l'effet de l'incidence. Posant comme hypothèse l'existence d'un choc courbe fort et une valeur du rapport  $\gamma$  des chaleurs spécifiques proche de l'unité, Cheng a développé une théorie valable pour un corps de faible épaisseur. Kemp [2], plus récemment a modifié la théorie présentée par Cheng, dans le cas où  $\gamma$  n'est plus voisin de l'unité.

Dans le cas de la plaque plane, Cheng et Kemp montrent que l'écoulement est régi selon l'équation différentielle :

$$(Z - \Gamma \xi)(ZZ') - \sqrt{(ZZ')} = 1$$

où :

$Z$  représente une ordonnée réduite du choc à l'abscisse réduite  $\xi$  calculée à partir du bord d'attaque de la plaque,

$\Gamma$  est un paramètre qui dépend du rapport  $\gamma$  des chaleurs spécifiques du gaz, du nombre de

Mach  $M$  de l'écoulement, de l'incidence  $i$  et de l'épaisseur  $e$  du bord d'attaque des maquettes.

Le nombre de Stanton s'écrit :

$$St = A \frac{2,656 \gamma^{\frac{1}{2}} \chi_e^6}{M^3 e [0,664 + 1,73 T_p/T_0] K_e^3} \frac{(ZZ')}{\sqrt{(ZZ')}}$$

avec

$$A = 1 \text{ dans la théorie de Cheng,}$$

et

$$A = \frac{(\gamma + 1)^6}{2^6 \gamma^{\frac{1}{2}}} \text{ dans l'analyse de Kemp.}$$

La résolution de l'équation générale sur ordinateur a permis de comparer les résultats expérimentaux aux valeurs théoriques déduites de l'analyse de Cheng et de Kemp.

## 3. ETUDE QUALITATIVE

La détermination des flux de chaleur en soufflerie a été grandement améliorée par l'utilisation de maquettes à peau mince dans laquelle sont implantés des thermocouples. Toutefois, si la précision obtenue par ce procédé est satisfaisante à des nombres de Reynolds élevés, l'étude détaillée des phénomènes est toujours pénalisée par la limitation du nombre de thermocouples et par la difficulté de disposer ces derniers aux emplacements désirés.

L'intérêt de connaître la cartographie complète des flux a conduit à rechercher d'autres moyens permettant la mise en évidence immédiate des zones à fort gradient thermique et en particulier des points chauds. Une méthode de révélation globale des échauffements fondée sur la propriété qu'ont les peintures thermosensibles de changer de teinte lorsqu'un certain niveau de température est atteint a été mise en oeuvre à la Boeing Aircraft Corporation par R. J. Sartell et G. C. Lorenz [3].

La méthode des peintures thermosensibles peut convenir dans le cadre de flux de chaleur élevés; par contre, dans le cadre de la présente étude, il n'a été possible d'obtenir, par cette méthode que des résultats qualitatifs en raison

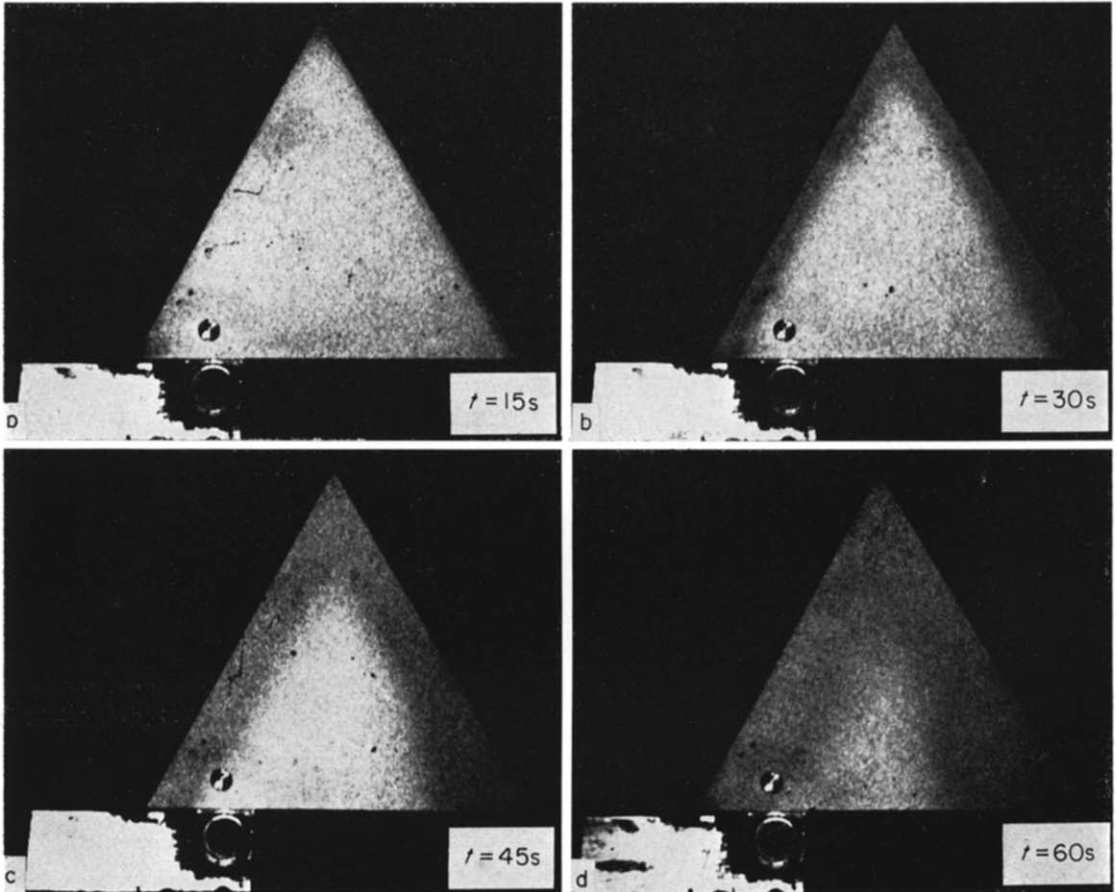


FIG. 1. Evolution de l'isotherme 65°C en fonction du temps d'exposition de la maquette dans l'écoulement.

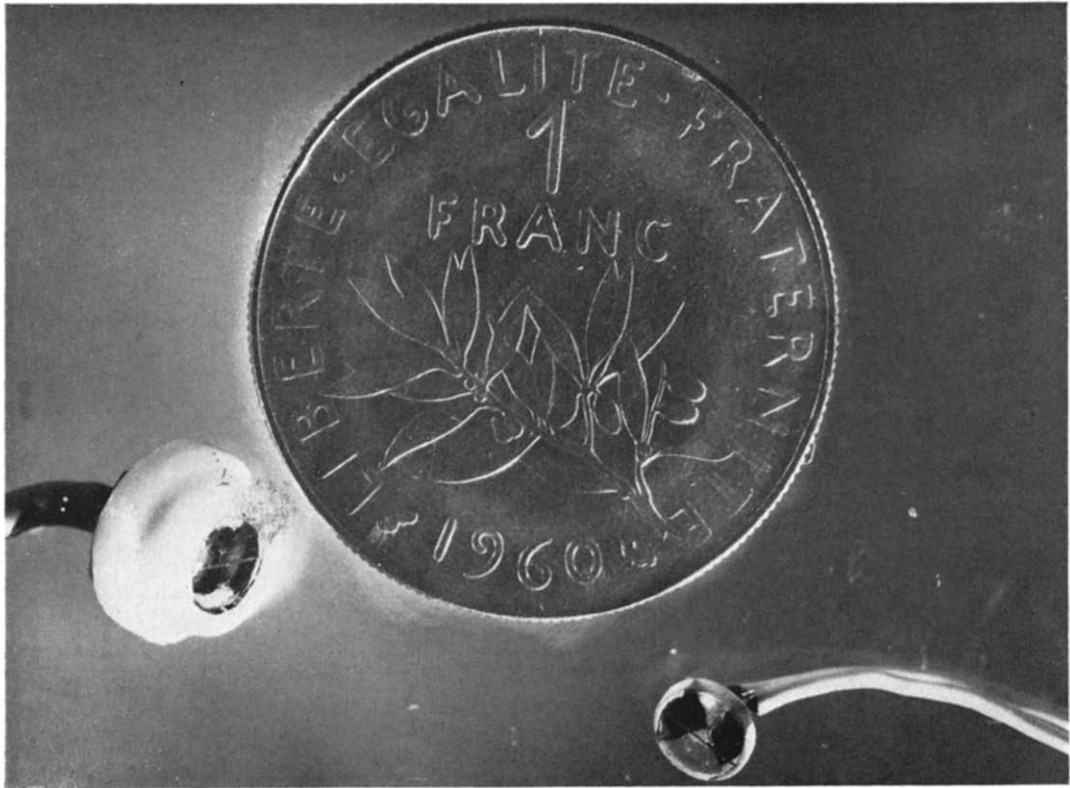


FIG. 2. Fluxmètres à film de platine.

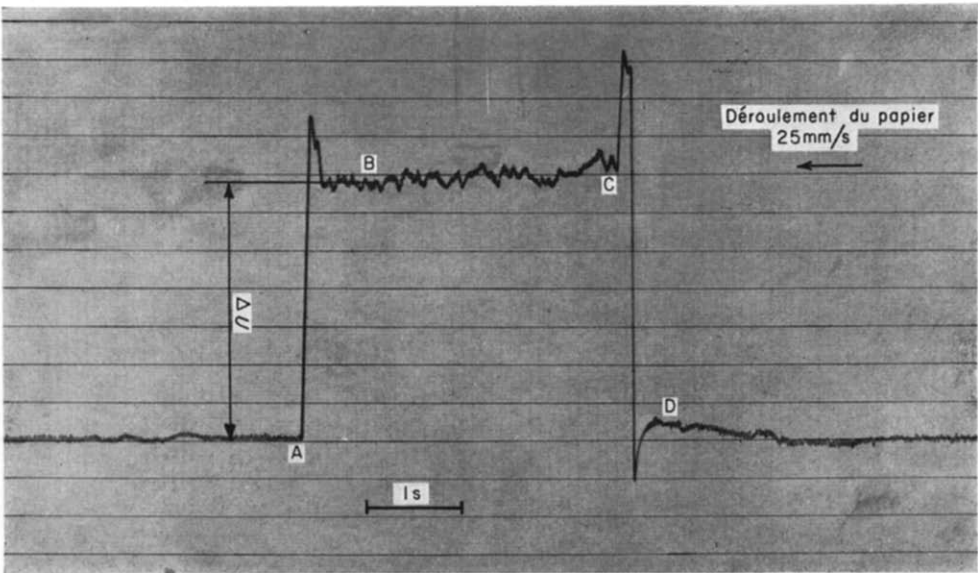


FIG. 4. Enregistrement du flux.

des très faibles valeurs des flux convectés. La Fig. 1 donne l'évolution de l'isotherme 65°C, 15, 30, 45 et 60s après l'introduction de la maquette dans l'écoulement.

#### 4. LE FLUXMETRE A TEMPERATURE DE SURFACE

Les thermomètres à film mince ont été souvent utilisés avec succès pour la mesure de flux de chaleur dans les tubes à choc et les souffleries hypersoniques. Ce type de thermomètre consiste en une couche mince de matériau conducteur (platine, or ou rhodium) déposée sur une surface isolante (quartz, pyrex, silice, etc. . .).

A cause de sa faible capacité thermique, de sa faible épaisseur et de sa grande conductivité, le film est porté à la même température que son support. La résistance du film indique par conséquent la température de surface du support. L'histogramme de la température de surface ainsi obtenu, associé à l'hypothèse de propagation unidimensionnelle de la chaleur dans le matériau, est suffisant pour déterminer le flux de chaleur appliqué au droit du film. En supposant que la variation de température de la surface est faible comparée à la température du gaz, la relation entre la densité de flux de chaleur  $q(t)$  et la température de la surface s'écrit :

$$q(t) = \frac{\lambda}{2\sqrt{(\pi a)}} \left[ \frac{2T(t)}{\sqrt{t}} + \int_0^t \frac{T(t) - T(\tau)}{(t - \tau)^{\frac{3}{2}}} d\tau \right]$$

où  $t$  est le temps,  $\lambda$  la conductivité et  $a$  la diffusivité du support isolant.

Si le film mince, de résistance initiale  $R_0$  et de coefficient thermique  $\alpha$ , est traversé par un courant constant  $I$ , la densité de flux de chaleur a alors pour expression :

$$q(t) = \frac{\lambda}{2\alpha I R_0 \sqrt{(\pi a)}} \left[ \frac{2E(t)}{\sqrt{t}} + \int_0^t \frac{E(t) - E(\tau)}{(t - \tau)^{\frac{3}{2}}} d\tau \right]$$

où  $E(t)$ , mesuré sur un enregistreur oscillographique, est la variation de la tension aux bornes du film lorsqu'un flux lui est appliqué. En général, le traitement de cette équation se fait sur machine, mais R. F. Meyer [4] a décrit un circuit analogique qui permet de mesurer directement le transfert de chaleur. Ce type d'appareil a récemment été utilisé avec succès par Crabol et Scagnetti [5, 6].

#### 5. LES MESURES DE FLUX DE CHALEUR EN SOUFFLERIE A BASSE DENSITE

La sonde étant constituée d'un dépôt métallique sur un support isolant, les mesures sont conditionnées par les propriétés de chacun de ces matériaux. La couche métallique doit être suffisamment robuste pour ne pas subir d'érosion au cours de mesures répétées. De plus, le coefficient thermique du métal et sa résistance doivent être suffisamment élevés pour entraîner une bonne sensibilité du capteur. Notons que le coefficient thermique  $\alpha$  diffère de celui d'une résistance de platine normale par suite des propriétés particulières des couches minces et varie d'une sonde à l'autre.

Les sondes employées, dont la description a été donnée récemment par Maulard [7], se présentent sous la forme d'un cylindre en silice de 4 mm de diamètre et de 1 mm de hauteur (Fig. 2). Les sondes sont protégées à leur périphérie par des manchons en téflon, ce qui facilite leur démontage des maquettes en limitant le risque de rupture ou de dégradation du film de platine. L'épaisseur de la couche de platine a une valeur inférieure au micron; dans ces conditions, le temps de réponse de ce film thermométrique est négligeable en regard à la constante de temps de l'ensemble mécanique d'introduction des maquettes dans le jet.

Pour ce qui est le principe de la mesure de flux, on tient compte de l'analogie qui existe avec l'équation de diffusion des charges électriques dans un milieu à résistance et capacité distribuées. La Fig. 3 représente le circuit analogique utilisé, dont la constante de temps est égale à 0,1 s.

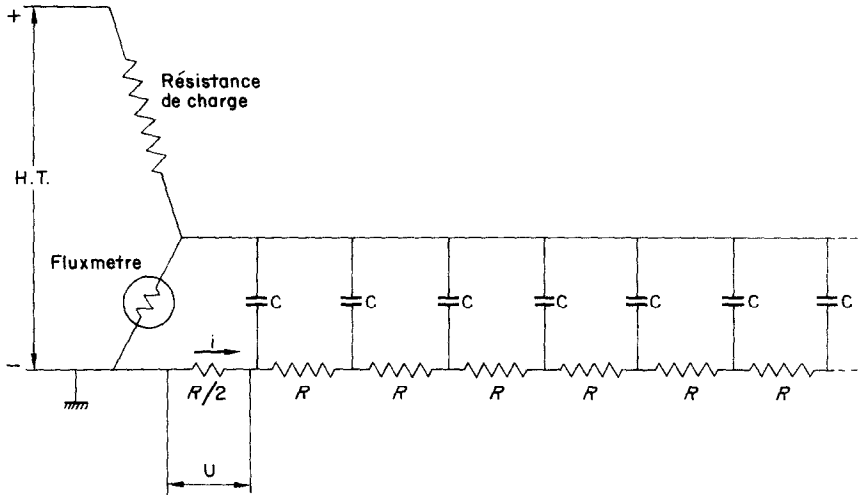


FIG. 3. Circuit analogique de mesure de flux.

Dans le cadre des présentes expériences compte-tenu des très faibles niveaux de flux de chaleur à mesurer, compris entre  $0,03$  et  $0,4 \text{ W/cm}^2$ , la tension issue du calculateur est amplifiée, puis filtrée avant d'être enregistrée.

La Fig. 4 donne un exemple d'enregistrement du flux. Le point A correspond à l'instant initial d'introduction de la maquette dans le jet alors que le point C représente le début de la phase de sortie de la maquette de l'écoulement. Le fluxmètre étant soumis à l'écoulement (intervalle BC), le flux engendré est quasiment constant, à l'exception de deux maximums perceptibles, d'une part, lors de l'introduction, et, d'autre part, lors de la sortie de la maquette de l'écoulement. Ces maximums peuvent résulter à la fois du passage de la maquette à la frontière du noyau utile et de la couche limite de l'écoulement, et également de l'inertie mécanique de l'enregistreur galvanométrique qui peut expliquer notamment le minimum de signal observé en fin de sortie de maquette (point D).

#### 6. L'ECHAUFFEMENT DES PLAQUES PLANES

Les résultats antérieurs de mesures de flux sont peu nombreux. Nous citons les travaux de Cheng [1], Kemp [2] et Harvey [8] réalisés en régime de forte interaction, et plus récemment

ceux de Vas [9] et Nagamatsu [10] effectués dans la région voisine du bord d'attaque avec phénomène de glissement à la paroi.

En incidence nulle, la distribution du nombre de Stanton sur l'axe d'une plaque plane effilée est donnée, sur la Fig. 5, en fonction de l'abscisse

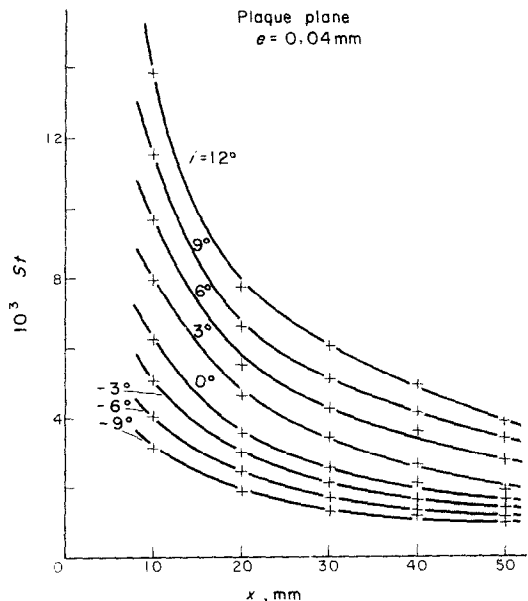
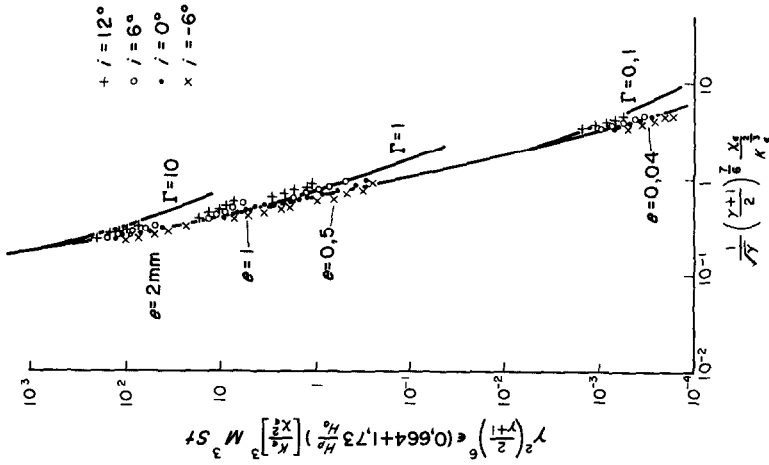
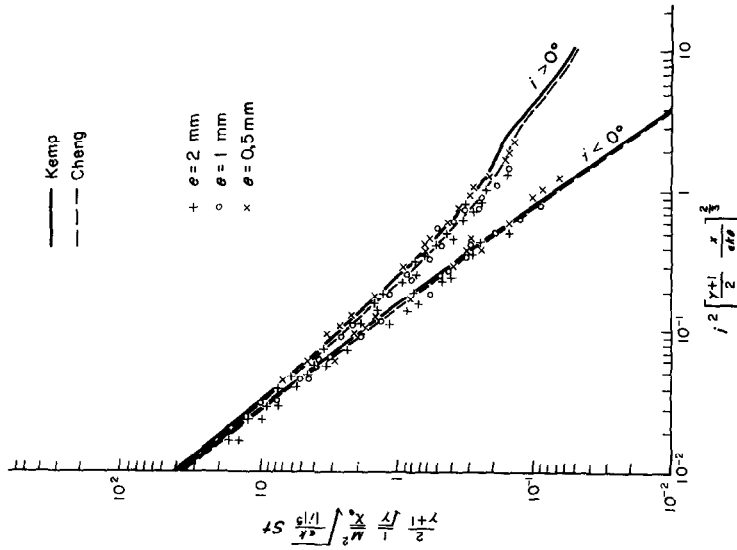


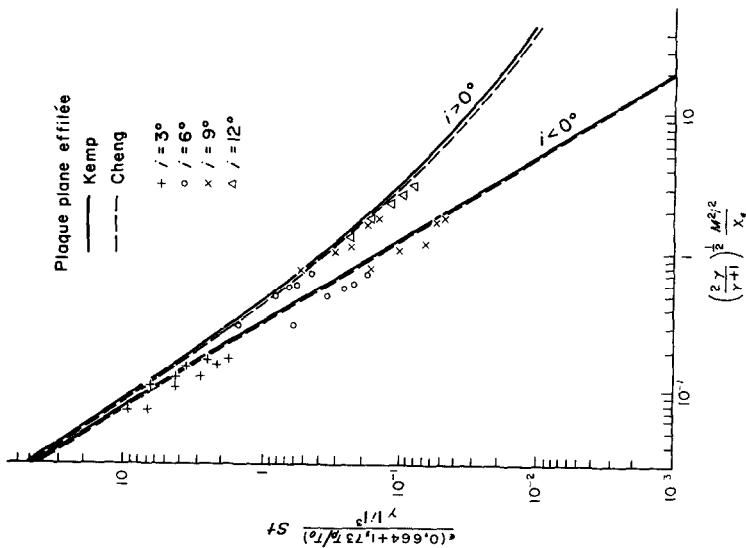
FIG. 5. Distribution du nombre de Stanton sur une plaque plane en incidence.



(a) Effet d'incidence sans émoussement.



(b) Effets d'émoussement et d'incidence.



(c) Effets d'émoussement d'incidence et de déplacement.

FIG. 6. Comparaison des résultats expérimentaux sur une plaque plane avec les lois théoriques.



mesurée à partir du bord d'attaque de la plaque, et pour huit incidences comprises entre  $-9$  et  $+12$ .

Les effets d'incidence sont représentés sur la Fig. 6(a) où les résultats expérimentaux sont comparés aux courbes de Cheng et à la théorie modifiée de Kemp.

Dans le cas où les effets d'incidence et d'érousement sont pris en considération, les résultats sont comparés aux courbes théoriques sur la Fig. 6(b); contrairement à ce qui avait été trouvé dans le cadre d'une étude sur la distribution des pressions pariétales, l'écart entre les points expérimentaux et la théorie est relativement réduit.

Lorsque la théorie tient compte à la fois des effets d'incidence, d'érousement et de déplacement de la couche limite, Fig. 6(c), l'accord entre la théorie et les points expérimentaux est satisfaisant.

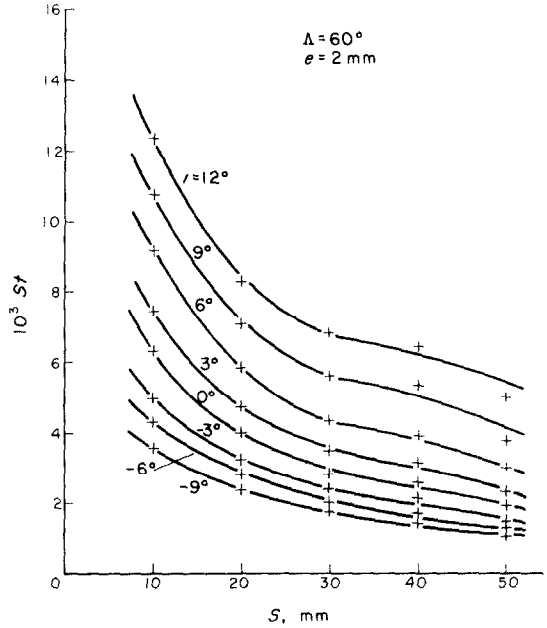
7. L'ECHAUFFEMENT DES AILES DELTA [14, 15]

Il convient de noter quelques travaux antérieurs relatifs aux ailes delta. Les études expérimentales de Paulsen et Schadt [11], de Bertram [12] et de Murray et Stallings [13] ont été réalisées à des nombres de Mach compris entre 5 et 20 dans des écoulements non raréfiés.

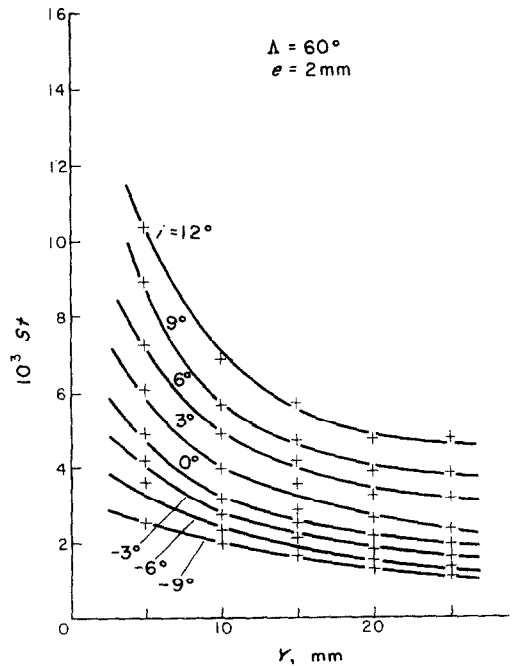
A plus faible densité, il n'existe pratiquement aucun résultat concernant la distribution des flux thermiques sur des ailes Delta en incidence.

La présente étude des flux de chaleur a porté sur deux familles d'ailes, de flèches respectives  $60^\circ$  et  $70^\circ$ , de corde égale à 60 mm, avec quatre épaisseurs de bord d'attaque fixées à 2, 1, 0,5 et 0,04 mm. Les relevés ont été pris, d'une part, sur l'axe des maquettes, et, d'autre part, perpendiculairement au bord d'attaque et sur une perpendiculaire au bord d'attaque coupant l'axe de l'aile à 50 mm de l'apex.

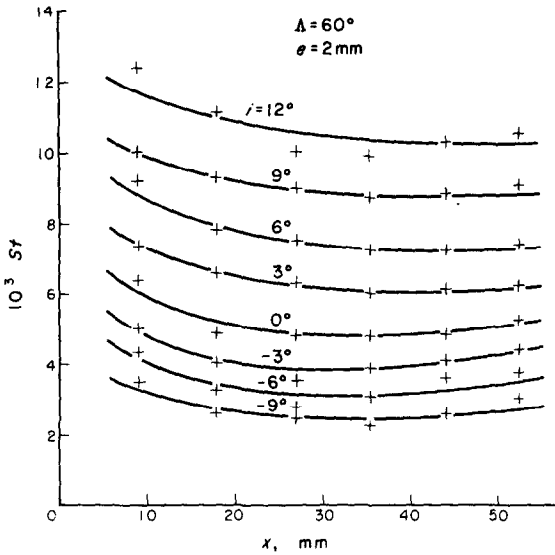
La distribution du nombre de Stanton mesuré le long de l'axe de l'aile de flèche  $60^\circ$  est portée sur la Fig. 7(a), les angles d'incidence étant compris entre  $-9$  et  $12$ . La Fig. 7(b) montre la distribution du flux de chaleur perpendiculairement au bord d'attaque de l'aile; sur la



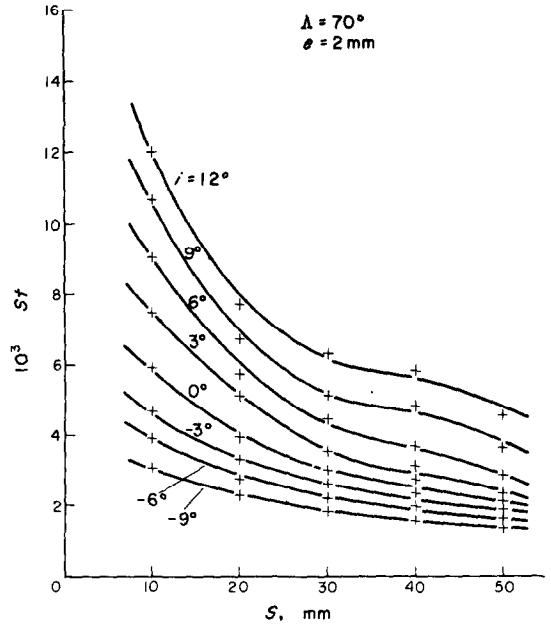
(a) Le long de l'axe.



(b) Perpendiculairement au bord d'attaque.



(c) Parallèlement au bord d'attaque.



(a) Le long de l'axe.

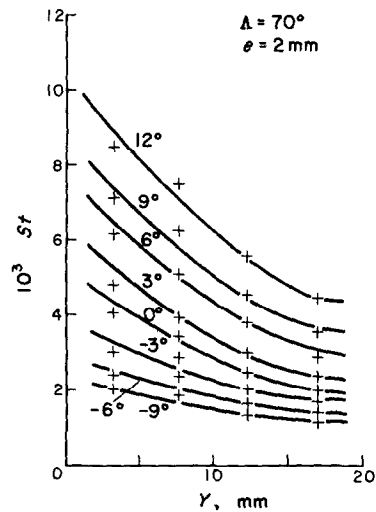
FIG. 7. Distribution du nombre de Stanton sur une aile Delta de 60° de flèche.

Fig. 7(c) est représentée la distribution du nombre de Stanton, mesuré parallèlement au bord d'attaque de l'aile de 60° de flèche; le point situé le plus en amont sur l'aile est localisé sur l'axe à 10 mm de l'apex de l'aile. Dans le cas de l'aile de 70° de flèche, les Figs. 8(a)–8(c) donnent respectivement la distribution du nombre de Stanton le long de l'axe, perpendiculairement au bord d'attaque et enfin parallèlement au bord d'attaque de l'aile.

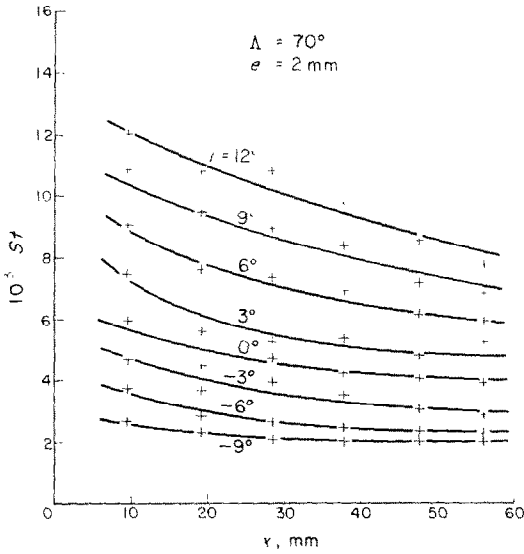
En incidence nulle, les valeurs du nombre de Stanton sur les ailes Delta sont comparées, sur la Fig. 9(a), aux résultats sur la plaque plane, ainsi qu'à des travaux antérieurs expérimentaux et théoriques.

Les effets d'incidence sont représentés sur la Fig. 9(b) où les points expérimentaux sont comparés aux courbes de Cheng et de Kemp valables en écoulement bidimensionnel.

Dans le cas où les effets d'incidence et d'érousement sont pris en considération, les résultats sur l'axe des ailes Delta sont comparés aux courbes théoriques sur la Fig. 9(c). L'écart entre les points expérimentaux et la théorie est relativement réduit.



(b) Perpendiculairement au bord d'attaque.



(c) Parallèlement au bord d'attaque.

FIG. 8. Distribution du nombre de Stanton sur une aile Delta de 70° de flèche.

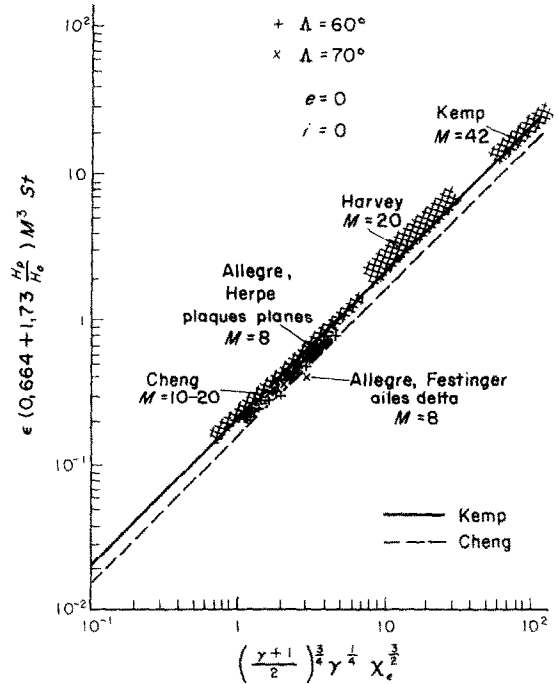
Lorsque la théorie tient compte à la fois des effets d'incidence, d'émoussement et de déplacement de la couche limite Fig. 9(d), l'accord entre la théorie et les points expérimentaux reste satisfaisant, ce qui confirme la validité de certaines conclusions de Metcalf [16] sur le caractère bidimensionnel de l'écoulement le long de l'axe d'une aile Delta placée en incidence faible.

Pour des raisons de clarté, on n'a présenté, sur les Figs. 9(c) et 9(d) que les résultats relatifs aux ailes Delta de 60° de flèche.

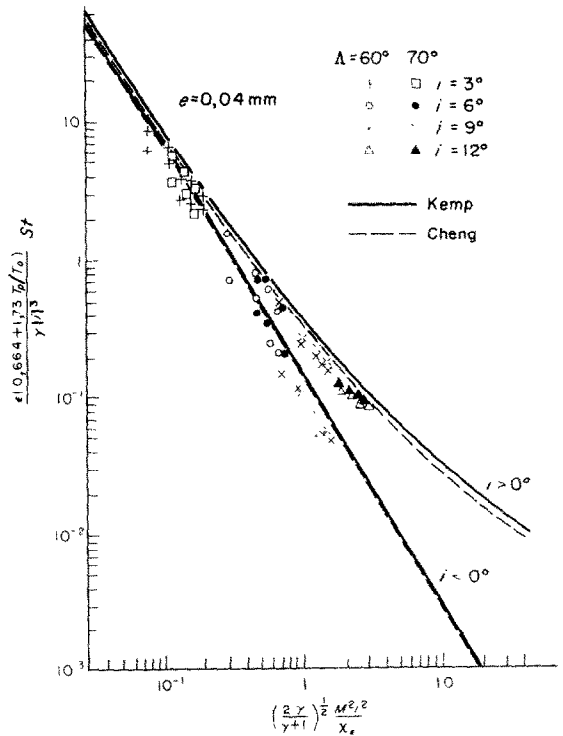
8. CONCLUSIONS

Dans le cadre de l'étude expérimentale de planes placées en incidence dans un écoulement de forte interaction, on a comparé le flux de chaleur aux valeurs théoriques déduites de la théorie approchée de Cheng et des lois modifiées de Kemp. L'accord entre théorie et expérience est satisfaisant pour l'ensemble des résultats.

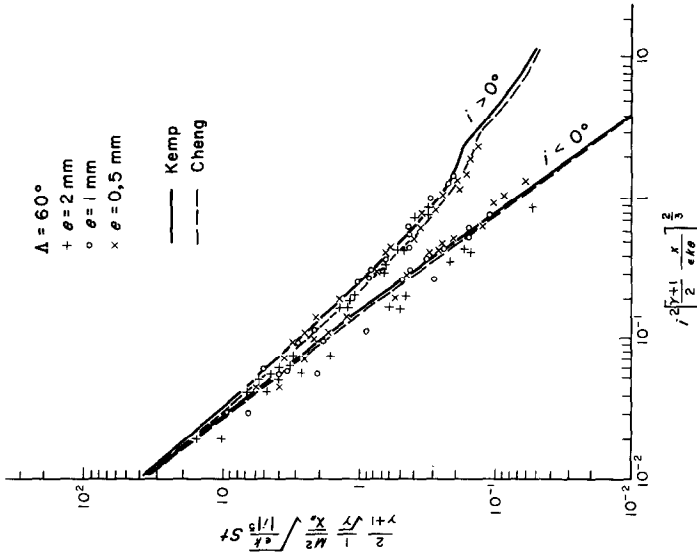
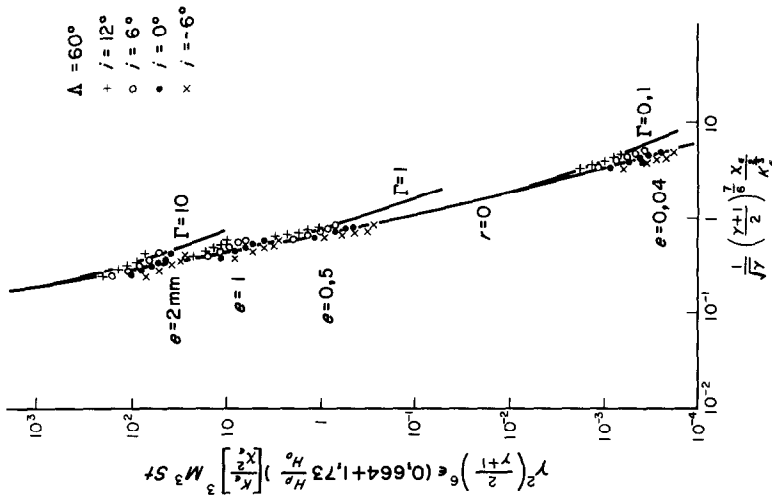
Le flux mesuré selon l'axe des ailes Delta a été comparé, comme pour la plaque plane, aux valeurs théoriques. Ici encore, l'accord reste satisfaisant. Comme Metcalf l'a souligné, il



(a) En incidence nulle.



(b) Effet d'incidence sans émoussement.



(c) Effets d'émoussement et d'incidence.

(d) Effets d'émoussement, d'incidence et de déplacement.

Fig. 9. Comparison des résultats sur l'axe des ailes Delta aux lois théoriques en bidimensionnel.

semble que, dans la plage des faibles incidences considérées, l'évolution de l'écoulement sur l'axe soit régie d'après les lois bidimensionnelles.

#### REFERENCES

1. H. G. CHENG, J. GORDON HALL, T. C. GOLIAN et A. HERTZBERG, Boundary-layer displacement and leading-edge bluntness effects in high temperature hypersonic flow, *J. Aero/Space Sci.* **28**, (5) (1961).
2. J. H. KEMP, JR., Hypersonic viscous interaction on sharp and blunt inclined plates, *AIAA Fluid and Plasma Dynamics Conferences*. Los Angeles. AIAA Paper no. 68-720 (24-26 juin 1968).
3. R. J. SARTELL et G. C. LORENZ, A new technique for measurements of aerodynamic heating distributions on models of hypersonic vehicles, *Proceedings of the 1964 Heat Transfer and Fluid Mechanics Institute*. Stanford Univ. Press (1964).
4. R. F. MEYER, A heat-flux-meter for use with thin film surface thermometers, Report LR-279, National Research Lab., Ottawa, Canada (avril 1960).
5. J. CRABOL et M. SCAGNETTI, Sondes thermométriques à film de platine à réponse rapide, *Rech. Aérospat.* no. 97 (dec 1963).
6. J. CRABOL et M. SCAGNETTI, Mesures des flux de chaleur pendant la phase d'allumage d'une propergol solide, *Rech. Aérospat.* no. 123 (avril 1968).
7. J. MAULARD, Les fluxmètres thermiques à température superficielle pour tubes à choc, *Rech. Aérospat.* no. 126 (oct 1968).
8. W. D. HARVEY, Effects of leading edge bluntness on pressure and heat-transfer measurements over a flat plate at a Mach number of 20, NASA TN-D-2846 (1965).
9. I. E. VAS, C. IACAVAZZI, G. CARLOMAGNO et S. M. BOGDONOFF, Effect of body inclination on the merging of hypersonic low density flow over sharp two-dimensional linear bodies, Rapport interne no. 24, Princeton Univ. Gas Dynamics Laboratory (1968).
10. H. T. NAGAMATSU, J. A. WEIL et R. E. SHEER, Heat transfer to flat plate in high temperature rarefied ultrahigh Mach number flow, *ARS JI* (avril 1962).
11. J. PAULSEN et G. SCHADT, A study of the pressure and heat transfer distribution on highly swept slab delta wings in supersonic flow, AIAA Paper 66-130, *3rd Aerospace Sciences Meeting* (janv 1966).
12. M. H. BERTRAM et P. E. EVERHART, An experimental study of the pressure and heat transfer distribution on a 70° swept slab delta wing in hypersonic flow. NASA TR-R-153 (1963).
13. W. MURRAY et R. STALLINGS, Heat transfer and pressure distributions on 60° and 70° swept delta wings having turbulent boundary layers, NASA-TN-D-3644 (oct 1966).
14. J. ALLEGRE et J.-C. FESTINGER, Mesures de pressions pariétales et de flux thermiques dans un écoulement hypersonique aux faibles nombres de Reynolds, *C.R. Hebd. Seanc. Acad. Sci., Paris*, série A, séance du 5 mai 1969.
15. J.-C. FESTINGER, Etude d'un écoulement hypersonique raréfié autour d'ailes delta, Thèse de Docteur-Ingénieur, Paris (avril 1969).
16. S. C. METCALF et C. J. BERRY, Boundary layer interaction effects in low density supersonic flow, *Rarefied Gas Dynamics, Fifth Symposium*, Section III-2, pp. 1087-1106.

#### HEAT FLUX MEASUREMENTS IN A HYPERSONIC RAREFIED GAS FLOW

**Abstract**—In rarefied gas flow, measurements of low heat rates throughout the surface of models require high sensitivity heat probes. Presented results have been obtained by means of a thin film surface thermometer; an analog device enables the heat flux to be recorded directly.

Heat transfer results are concerning flat plates and Delta wings located with angle of attack in a strong interaction regime at Mach 8; experimental data are compared with theoretical curves taking into account boundary-layer displacement, incidence and leading-edge bluntness effects.

#### MESSUNGEN VON WÄRMESTRÖMEN IN EINEM HYPERSONISCH STRÖMENDEN VERDÜNNTEN GAS

**Zusammenfassung**—Messungen geringer Wärmeströme an der Modelloberfläche erfordern in Strömungen mit verdünnten Gasen hochempfindliche Wärmesonden. Die gezeigten Ergebnisse sind mittels eines Dünnfilm-Oberflächenthermometers erhalten worden, eine Analoganordnung ermöglicht es, den Wärmestrom direkt aufzuzeichnen.

Die Wärmeübergangsergebnisse betreffen ebene Platten und Delta-Flügel, die mit Anstellwinkel im Strömungsbereich starker Wechselwirkung bei Mach 8 gehalten werden. Die experimentellen Daten werden mit theoretischen Kurven verglichen, wobei Grenzschichtverdrängung, Anstellereffekte und Wirkungen der stumpfen Vorderkante berücksichtigt sind.

## ИЗМЕРЕНИЕ ТЕПЛООВОГО ПОТОКА В ГИПЕРЗВУКОВОЙ СЖИЖЕННОЙ СТРУЕ ГАЗА

**Аннотация**—Для измерения малых тепловых потоков через поверхность модели в потоке разреженного газа нужны высокочувствительные датчики. Приведенные результаты получены с помощью тонкопленочного поверхностного термометра и аналогового устройства, позволяющего непосредственно измерять тепловой поток. Результаты по теплообмену относятся к плоским пластинам и стреловидным крыльям, расположенным под углом атаки в режиме сильного взаимодействия при числе Маха, равном 8. Экспериментальные данные сравниваются с теоретическими кривыми, учитывающими смещение пограничного слоя, а также влияние наклона и затупления передней кромки.