

# ETUDE EXPERIMENTALE DE L'ECHAUFFEMENT AERO-DYNAMIQUE DE CYLINDRES CIRCULAIRES EN ATTAQUE OBLIQUE DANS UN ECOULEMENT SUPERSONIQUE

G. B. DIEP

Laboratoire d'Aérodynamique, Centre National de la Recherche Scientifique, Paris

(Reçu le 2 Janvier 1963)

**Résumé**—On a déterminé, sur des cylindres en attaque oblique placés dans un écoulement supersonique ( $M_\infty = 2,42$ ), les répartitions des pressions statiques, des nombres de Mach en dehors de la couche limite et des températures de frottement.

Les facteurs thermiques pariétaux varient peu avec l'azimut, augmentent avec l'angle de flèche mais plus que ne le prédit la théorie.

## NOTATIONS

$x$ ,	abscisse de la section droite contenant le point considéré, comptée le long de la génératrice de séparation à partir du point le plus en amont;	$f$ ,	conditions pour lesquelles le flux de chaleur est nul partout;
$y$ ,	distance du point considéré à la surface du cylindre;	$p$ ,	conditions à la paroi;
$e$ ,	épaisseur du cylindre;	$s$ ,	conditions sur la génératrice de séparation du cylindre;
$D$ ,	diamètre du cylindre;	$\sigma$ ,	conditions pour la sonde.
$\alpha$ ,	angle d'azimut entre le plan axial où se trouve le point considéré et le plan de symétrie de l'écoulement;		
$\beta$ ,	angle de l'axe de la sonde de pression d'arrêt avec l'axe du cylindre;		
$\gamma$ ,	rapport des chaleurs spécifiques;		
$Pr$ ,	nombre de Prandtl;		
$p$ ,	pression;		
$C_p$ ,	coefficient de pression;		
$M$ ,	nombre de Mach;		
$T$ ,	température;		
$r$ ,	facteur thermique pariétal.		

## Indices

0,	conditions génératrices;
$\omega$ ,	conditions à l'arrêt;
$\infty$ ,	conditions à l'infini amont;
$e$ ,	conditions à l'extérieur de la couche limite extrapolées à la paroi;

## 1. INTRODUCTION

LA DÉTERMINATION du facteur thermique pariétal sur un obstacle placé dans un écoulement d'air rapide est souvent délicate, à cause de la difficulté à mesurer la température de frottement  $T_f$ , c'est-à-dire la température pariétale qu'aurait l'obstacle s'il était parfaitement isolant et non rayonnant. Les matériaux utilisés ont une conductibilité thermique non négligeable, et l'on est amené à déterminer cette température de frottement par des moyens indirects.

Le moyen utilisé ici pour l'étude de cylindres en attaque oblique dans un écoulement supersonique consiste à mesurer les températures pariétales  $T_p$  de cylindres creux en plexiglas d'épaisseur  $e$  différentes, placés dans les mêmes conditions d'attaque et d'écoulement. On peut obtenir les températures de frottement  $T_f$  en extrapolant les températures pariétales pour une épaisseur nulle, à condition qu'il n'y ait aucun transfert de chaleur à l'intérieur du cylindre par

convection et par conduction, ce qui est facile à obtenir en y faisant le vide.

Pour calculer les facteurs thermiques pariétaux, il nous faut également les températures  $T_e$  en dehors de la couche limite. Pour cela, nous avons déterminé les nombres de Mach  $M_e$  en dehors de la couche limite à l'aide de sondes de pression d'arrêt.

## 2. DESCRIPTION ET METHODES DE MESURE

2.1. Les expériences ont été effectuées à la Soufflerie Supersonique du Laboratoire d'Aérodynamique du Centre National de la Recherche Scientifique. C'est une soufflerie à aspiration, du type continu, à veine rectangulaire. Le nombre de Mach  $M_\infty$  est égal à 2,42. Un thermocouple placé dans la chambre de tranquillisation de la soufflerie, mesure la température génératrice  $T_0$  qui est constante et toujours voisine de 30°C. Le nombre de Reynolds, fondé sur le diamètre des cylindres ( $D = 10$  mm) est de l'ordre de  $10^5$ .

2.2. Les cylindres circulaires à essayer sont logés dans des manchons fixés à la paroi extérieure de la veine. Leurs angles de flèche sont respectivement: 36°, 43°, 50°, 57° et 64°. Les cylindres peuvent tourner librement autour de leur axe; on repère l'angle d'azimut  $\alpha$  dont ils ont tourné à l'aide d'un cadran fixé sur les manchons. Des plaques de garde triangulaires dont l'angle d'ouverture est de 45° sont fixées sur les manchons à une certaine distance (8 mm) de la paroi de la veine (Fig. 1). Leur but est d'éliminer les perturbations dues à la couche limite de la paroi de la veine.

2.3. L'étude de la distribution des températures pariétales se fait pour une série de trois cylindres circulaires creux en plexiglas, de même diamètre extérieur ( $D = 10$  mm), mais d'épaisseurs différentes ( $e = 1,5; 3$  et  $4,5$  mm). A l'intérieur des cylindres, un vide de l'ordre de 25 à 30  $\mu$  de mercure est assuré de façon à éliminer la convection naturelle et à diminuer la conduction thermique dans l'air.

La mesure des températures pariétales est effectuée à l'aide de 4 thermocouples manganine-constantan placés à différentes abscisses. Les fils, de 0,2 mm de diamètre, sont soudés à l'argent bout à bout, et sont fixés, de part et d'autre de la soudure, le long d'une génératrice sur une longueur de 7 mm pour chacun d'eux,

et cela afin que la conduction thermique le long des fils ne perturbe pas les indications thermométriques.

Pour chaque azimut  $\alpha$  d'un thermocouple, on enregistre l'écart de température entre ce thermocouple et une soudure froide placée dans un vase de Dewar à température connue. Le régime permanent est atteint au bout de 10 à 15 min. La température à l'équilibre  $T_p$  est une fonction de l'épaisseur  $e$ , de l'azimut  $\alpha$ , de l'abscisse longitudinale  $x$  et de l'angle de flèche  $A$ . Les Figures 2, 3, 4, 5 et 6 donnent les rapports des températures mesurées sur les trois cylindres à la température génératrice pour différentes valeurs de l'abscisse réduite  $x/D$  et les angles de flèche respectifs  $A = 36^\circ, 43^\circ, 50^\circ, 57^\circ$  et  $64^\circ$ .

2.4. L'étude de la distribution des pressions statiques se fait à l'aide d'un cylindre en laiton de même diamètre extérieur que les cylindres en plexiglas. Les prises de pression statique sont constituées par des trous de 0,3 mm de diamètre. La Figure 7 montre les répartitions du coefficient de pression

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{(1/2) \gamma p_\infty M_\infty^2}, \quad (1)$$

pour différents angles de flèche.

2.5. Pour déterminer la température  $T_e$  en dehors de la couche limite, il faut connaître en plus de la pression statique, la pression totale en dehors de la couche limite. En effet, cette pression totale change d'une ligne de courant à l'autre, car l'onde de choc devant un cylindre en attaque oblique de longueur finie n'est pas parallèle aux génératrices du cylindre.

Pour mesurer cette pression totale, on utilise des microsondes d'arrêt en verre dont l'extrémité a un diamètre extérieur de 0,2 mm à 0,5 mm. L'axe de la sonde est placé dans un plan  $H$  qui est, d'une part, perpendiculaire au plan méridien  $\pi$  passant par l'extrémité de la sonde et, d'autre part, parallèle à l'axe du cylindre; l'axe de la sonde fait un angle  $\beta$  avec l'intersection des plans  $H$  et  $\pi$  (Fig. 8).

On fait varier la distance  $y$  de la microsonde au cylindre. On mesure la pression de la sonde  $p_\sigma$  en fonction de  $y$ . Sa variation n'est pas négligeable, ce qui rend difficile la détermination de la valeur  $p_{\sigma e}$  de cette pression à la frontière

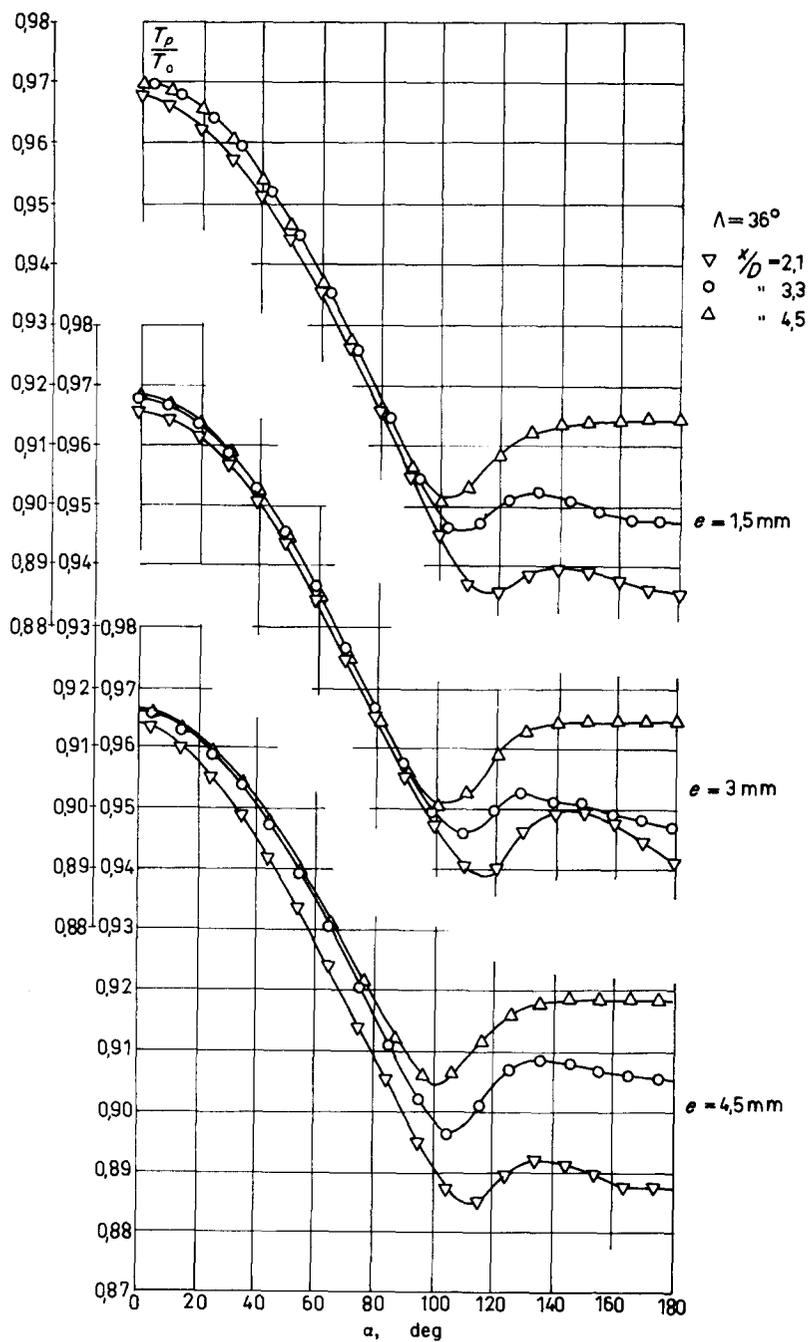


FIG. 2. Rapports des températures pariétales des trois cylindres et de la température génératrice en fonction de  $\alpha$  pour trois abscisses réduites et un angle de flèche  $\Lambda = 36^\circ$ .

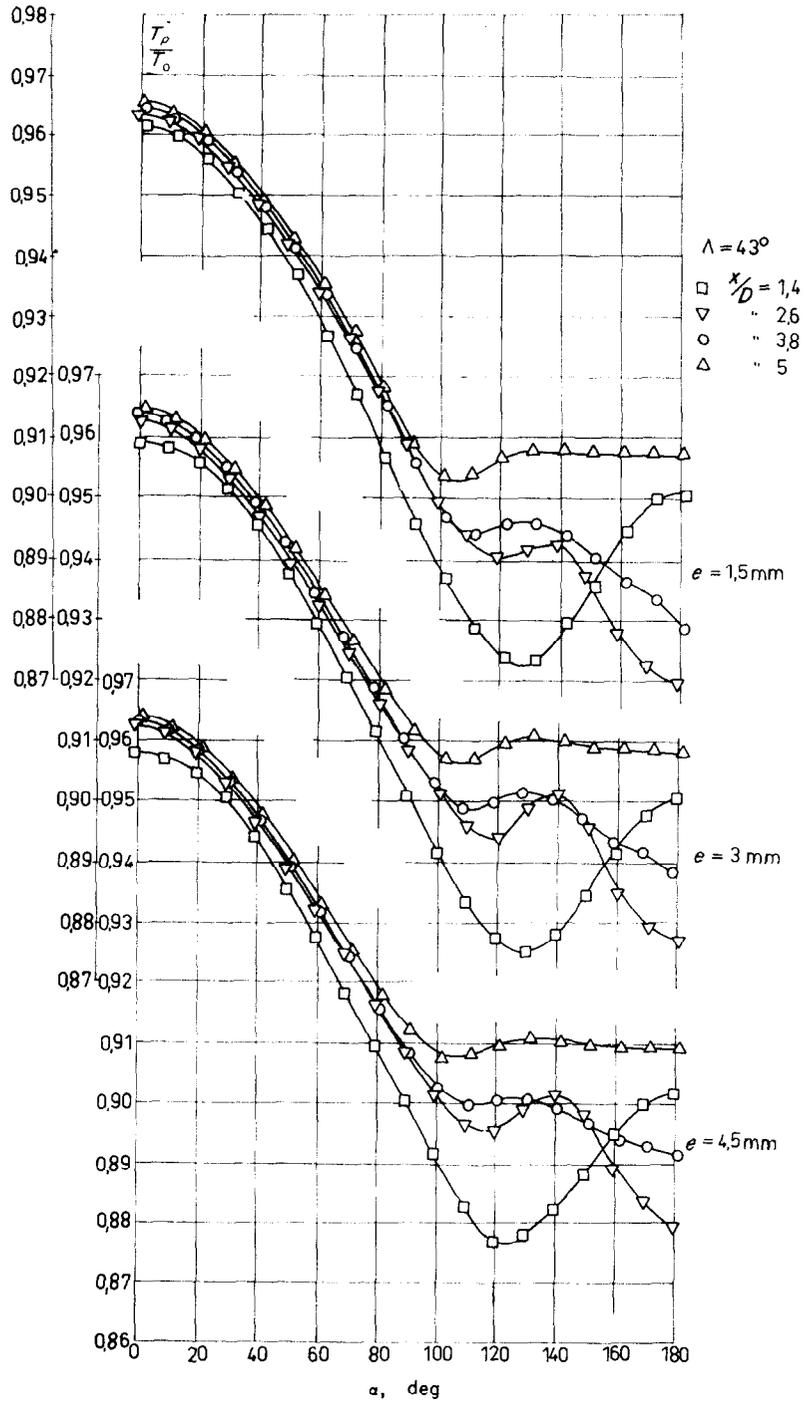


FIG. 3. Rapports des températures pariétales des trois cylindres et de la température génératrice en fonction de  $\alpha$  pour quatre abscisses réduites et un angle de flèche  $\Lambda = 43^\circ$ .

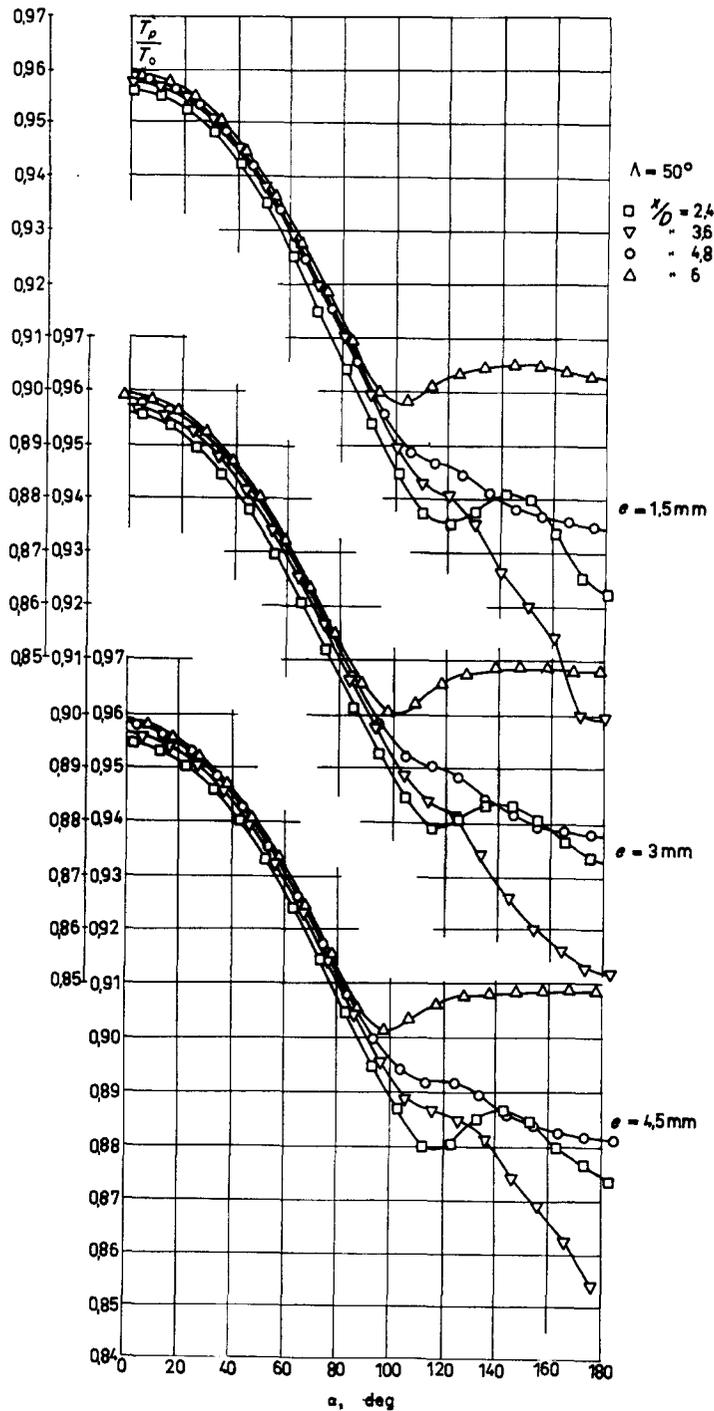


FIG. 4. Rapports des températures pariétales des trois cylindres et de la température génératrice en fonction de  $\alpha$  pour quatre abscisses réduites et un angle de flèche  $\Lambda = 50^\circ$ .

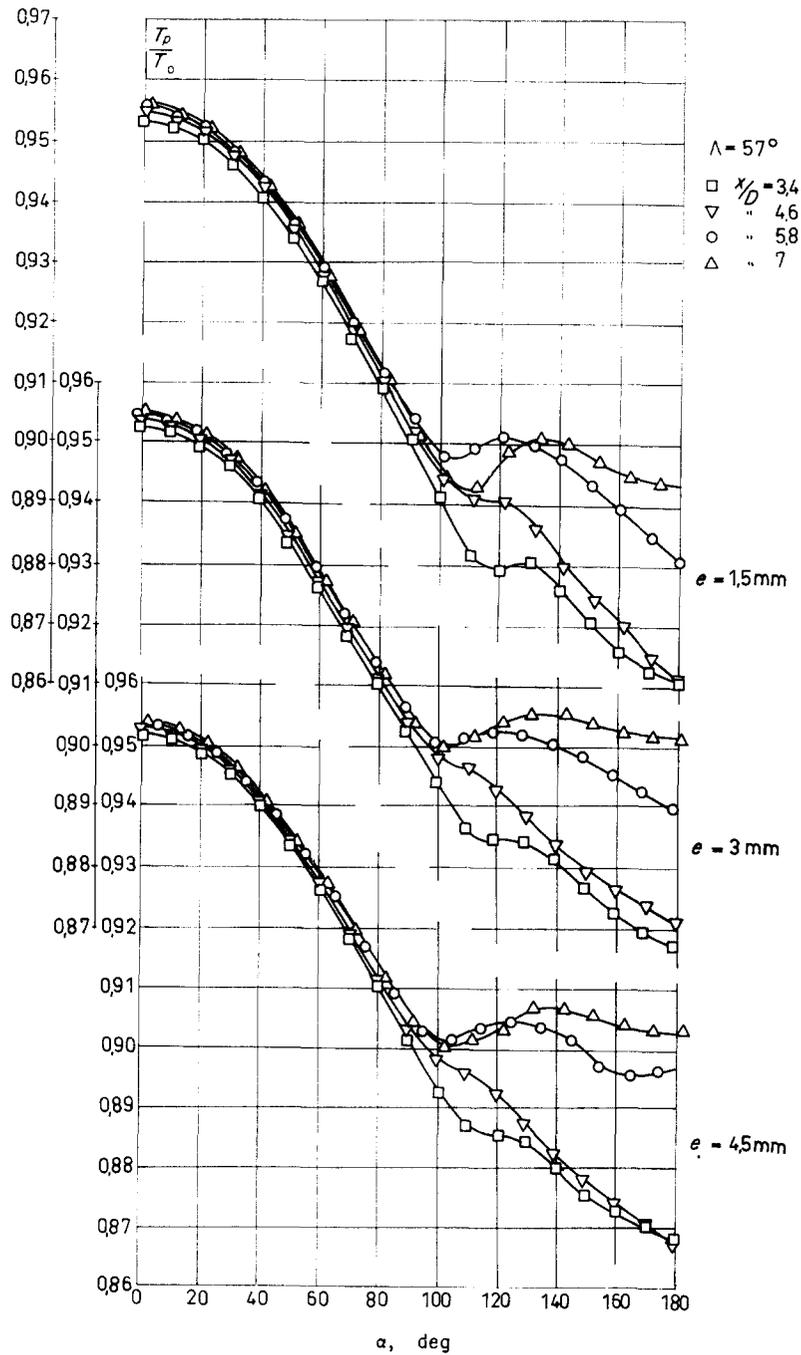


FIG. 5. Rapports des températures pariétales des trois cylindres et de la température génératrice en fonction de  $\alpha$  pour quatre abscisses réduites et un angle de flèche  $\Lambda = 57^\circ$ .

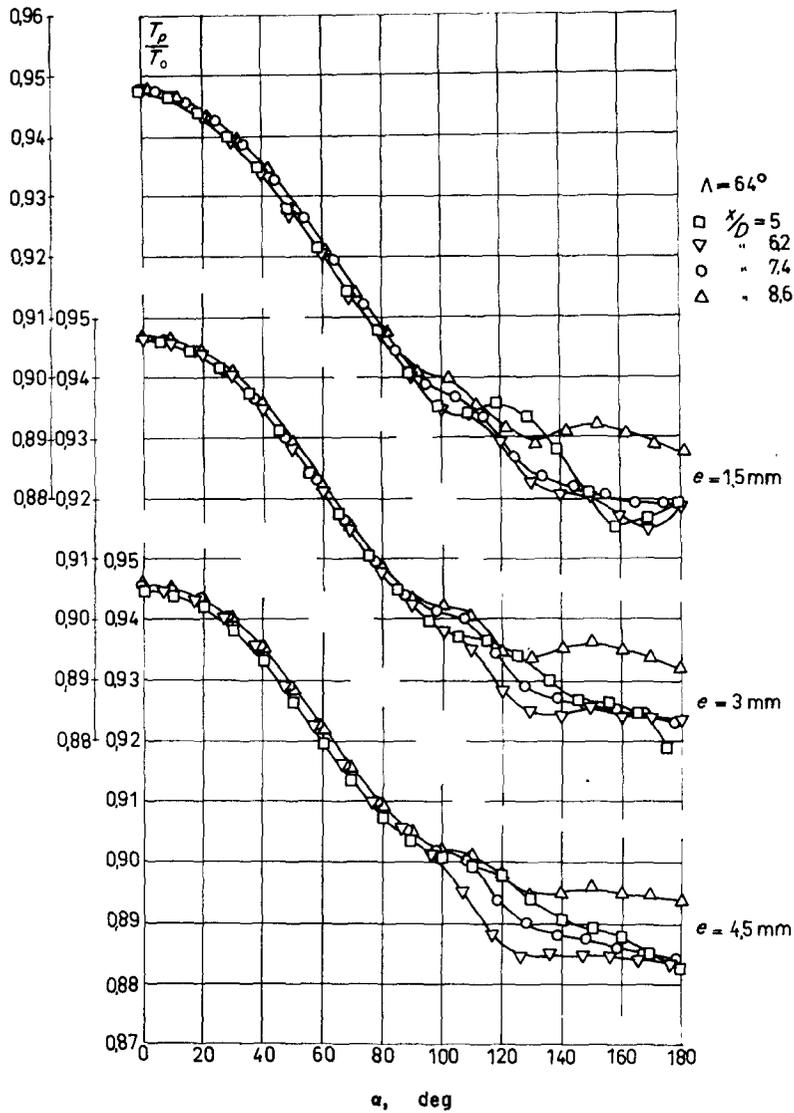


FIG. 6. Rapports des températures pariétales des trois cylindres et de la température génératrice en fonction de  $\alpha$  pour quatre abscisses réduites et un angle de flèche  $\Lambda = 64^\circ$ .

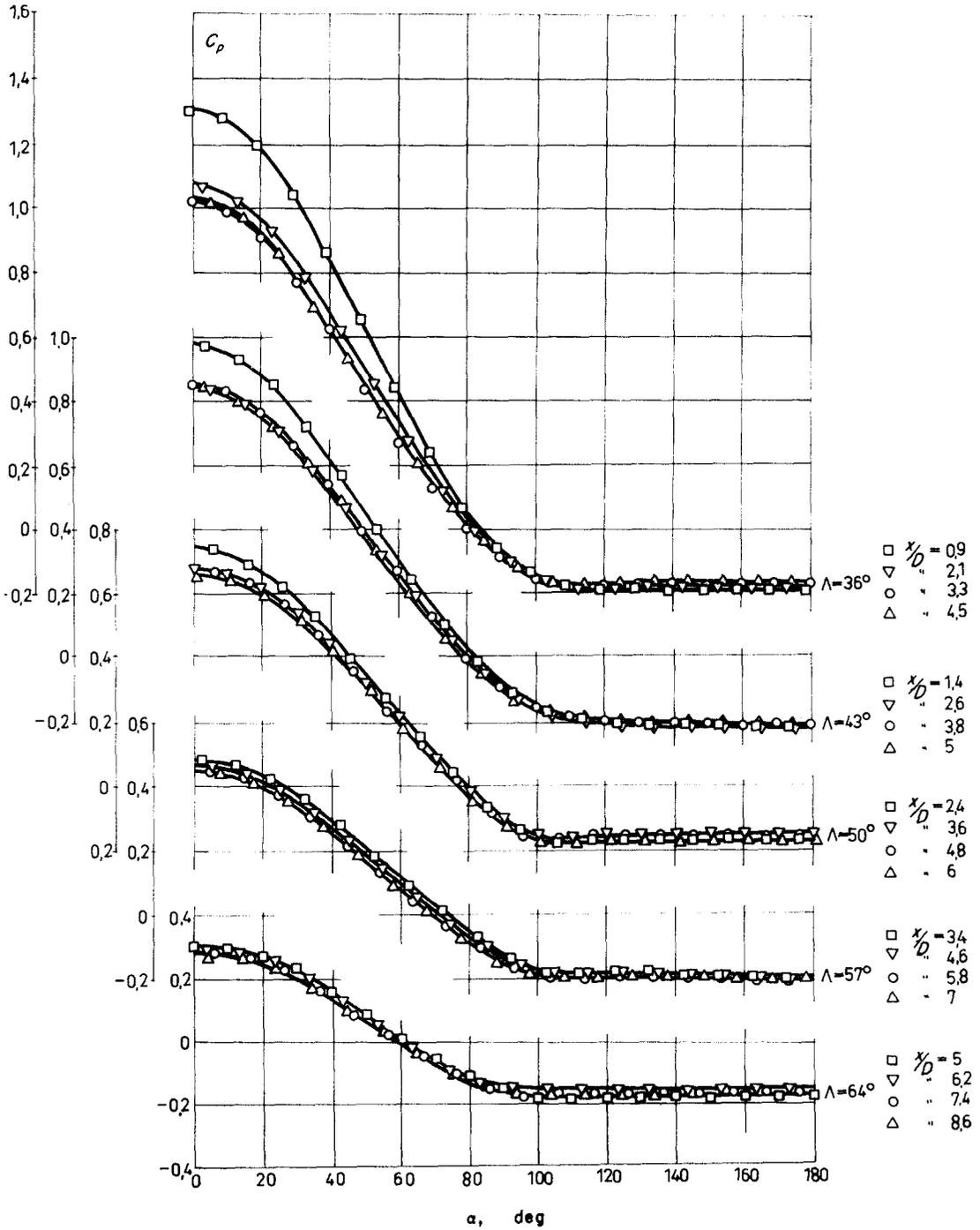


FIG. 7. Répartitions du coefficient de pression  $C_p$  en fonction de  $\alpha$  pour différentes valeurs de l'abscisse réduite et les angles de flèche  $\Lambda = 36^\circ, 43^\circ, 50^\circ, 57^\circ$  et  $64^\circ$ .

- GS génératrice de séparation
- PS plan de symétrie
- C cylindre circulaire
- Q plaque de garde
- m microsonde

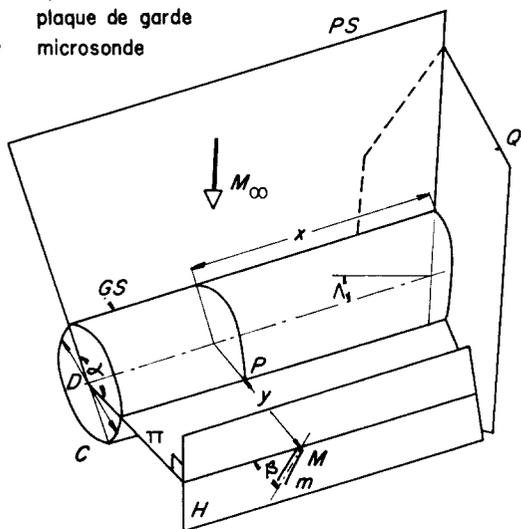


FIG. 8. Schéma donnant les paramètres géométriques attachés à la microsonde.

de la couche limite. Nous prendrons pour cette valeur, par hypothèse, l'extrapolation de  $p_\sigma$  à la paroi du cylindre ( $y = 0$ ) (Fig. 9). On répète le même processus pour différents angles d'attaque  $\beta$  de la microsonde et différents azimuts  $\alpha$ . La Figure 10 représente une famille de courbes d'ordonnées  $p_{\sigma e}/p_{0\infty}$  et d'abscisses  $\alpha$ , dont le paramètre est  $\beta$ . L'enveloppe de cette famille donnera les valeurs des maximums de  $p_{\sigma e}/p_{0\infty}$ , c'est-à-dire le rapport de la pression d'arrêt extrapolée à la paroi  $p_{we}$  et de la pression génératrice  $p_{0\infty}$ .

L'ensemble de toutes les valeurs de  $p_{we}/p_{0\infty}$  se trouve représenté sur la Fig. 11.

### 3. RESULTATS

3.1. En extrapolant les températures pariétales  $T_p$  mesurées pour différentes épaisseurs, vers une épaisseur nulle, on obtiendra une température qui est, par définition, la température de frottement  $T_f$ . On a représenté, sur la Fig. 12, les rapports  $T_f/T_0$  jusqu'à un angle  $\alpha = 120^\circ$ . Dans la zone du sillage, les valeurs des températures ne sont pas parfaitement

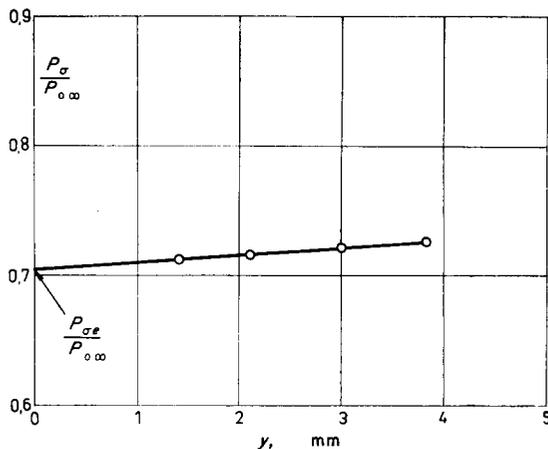


FIG. 9. Rapport  $p_\sigma/p_{0\infty}$  en fonction de  $y$  pour  $\Lambda = 36^\circ$ ,  $x/D = 4,5$ ,  $\alpha = 40^\circ$  et  $\beta = 25^\circ$ .

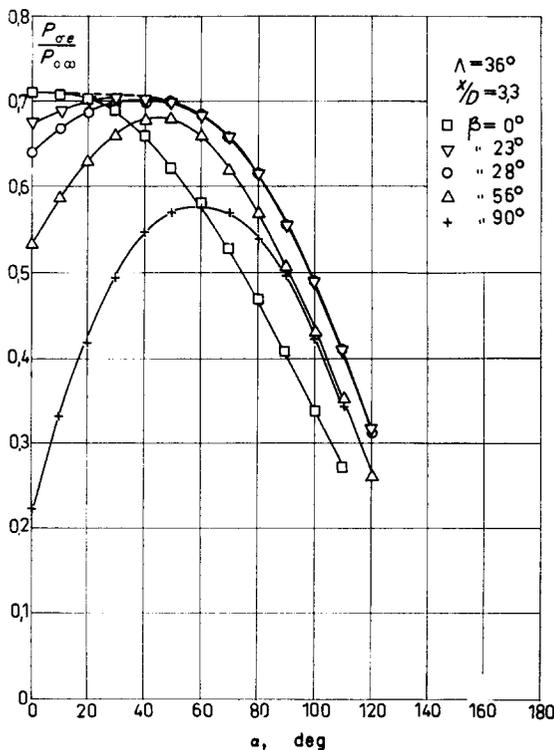


FIG. 10. Famille de courbes  $p_{\sigma e}/p_{0\infty}$  en fonction de  $\alpha$  avec différents angles d'attaque  $\beta$ , pour  $x/D = 3,3$  et  $\Lambda = 36^\circ$ .

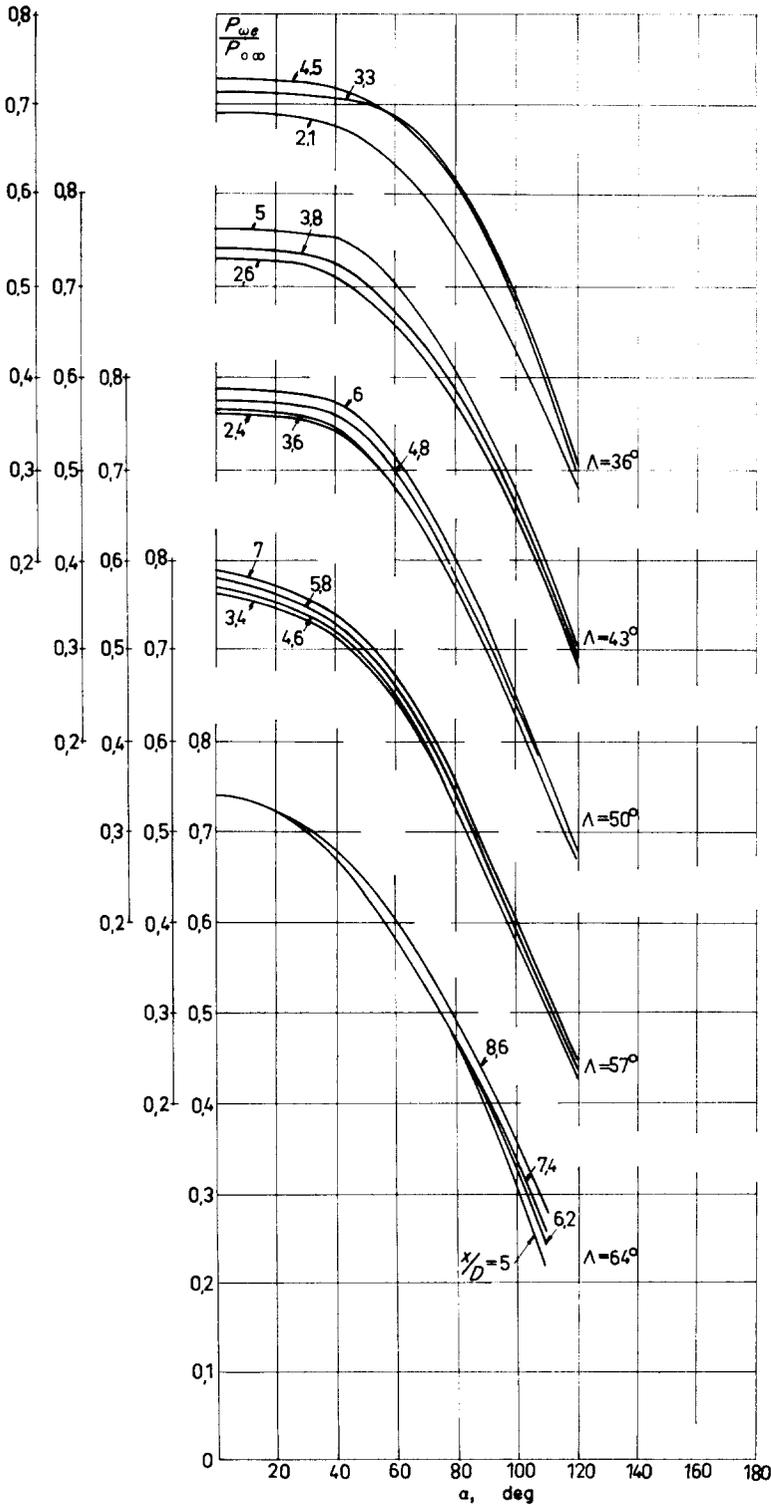


FIG. 11. Rapports des pressions d'arrêt en dehors de la couche limite  $p_{we}$  à la pression génératrice  $p_{0\infty}$  en fonction de  $\alpha$ , pour différentes valeurs de l'abscisse réduite et les angles de flèche  $\Lambda = 36^\circ, 43^\circ, 50^\circ, 57^\circ$  et  $64^\circ$ .

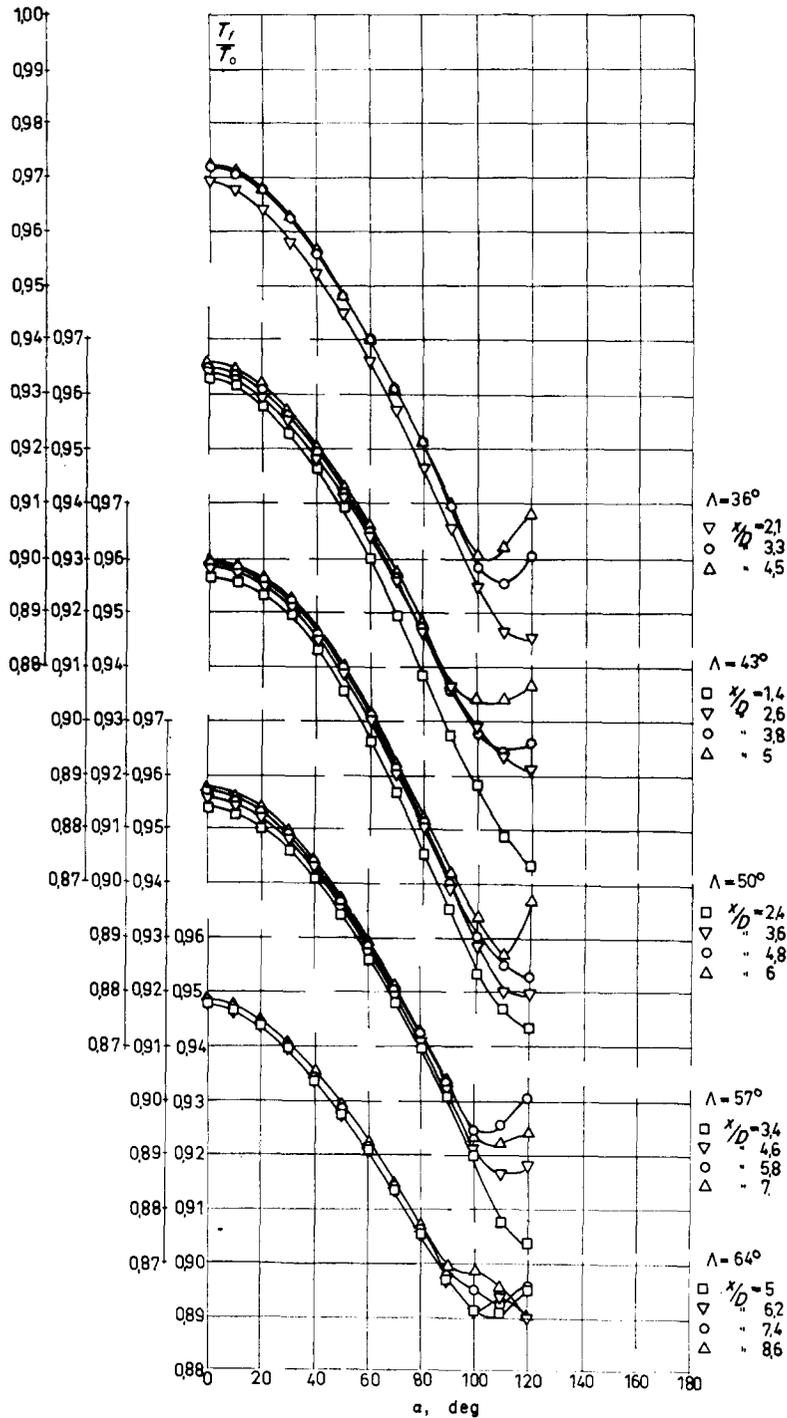


FIG. 12. Rapports des températures de frottement  $T_f$  à la température génératrice  $T_0$  en fonction de  $\alpha$ , pour différentes valeurs de l'abscisse réduite et les angles de flèche  $\Lambda = 36^\circ, 43^\circ, 50^\circ, 57^\circ$  et  $64^\circ$ .

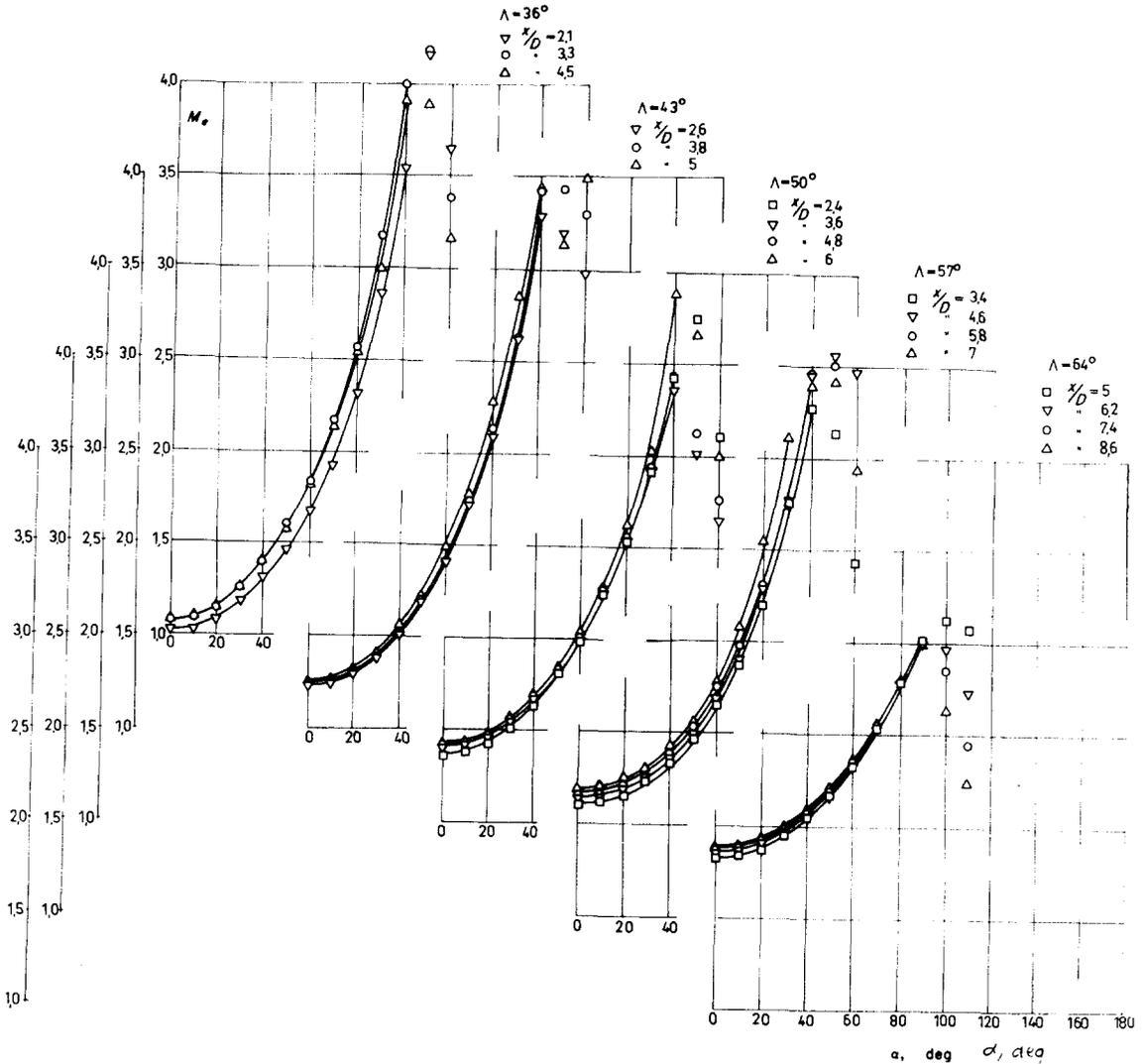


FIG. 13. Nombres de Mach en dehors de la couche limite en fonction de  $\alpha$  pour différentes valeurs de l'abscisse réduite et les angles de flèche  $\Lambda = 36^\circ, 43^\circ, 50^\circ, 57^\circ$  et  $64^\circ$ .

reproductibles et on n'arrive pas à faire une extrapolation précise.

3.2. Puisque l'on connaît le rapport,  $p/p_{0\infty}$ , des pressions statiques et de la pression génératrice à l'infini amont et celui,  $p_{\omega e}/p_{0\infty}$ , de la pression d'arrêt en dehors de la couche limite et de cette pression génératrice, on peut former l'expression:

$$\frac{p}{p_{\omega e}} = \frac{p}{p_{0\infty}} \cdot \frac{p_{0\infty}}{p_{\omega e}} \quad (2)$$

On s'aperçoit ainsi que l'écoulement devant la microsonde est supersonique. On calcule alors le nombre de Mach  $M_e$  à l'aide de la formule de Rayleigh. Les valeurs de  $M_e$  sont représentées sur la Fig. 13.  $M_e$  est une fonction croissante de  $\alpha$  et de  $\Lambda$ .

La température  $T_e$  en dehors de la couche limite est alors donnée par la relation:

$$T_e = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_e^2 \right)^{-1} \quad (3)$$

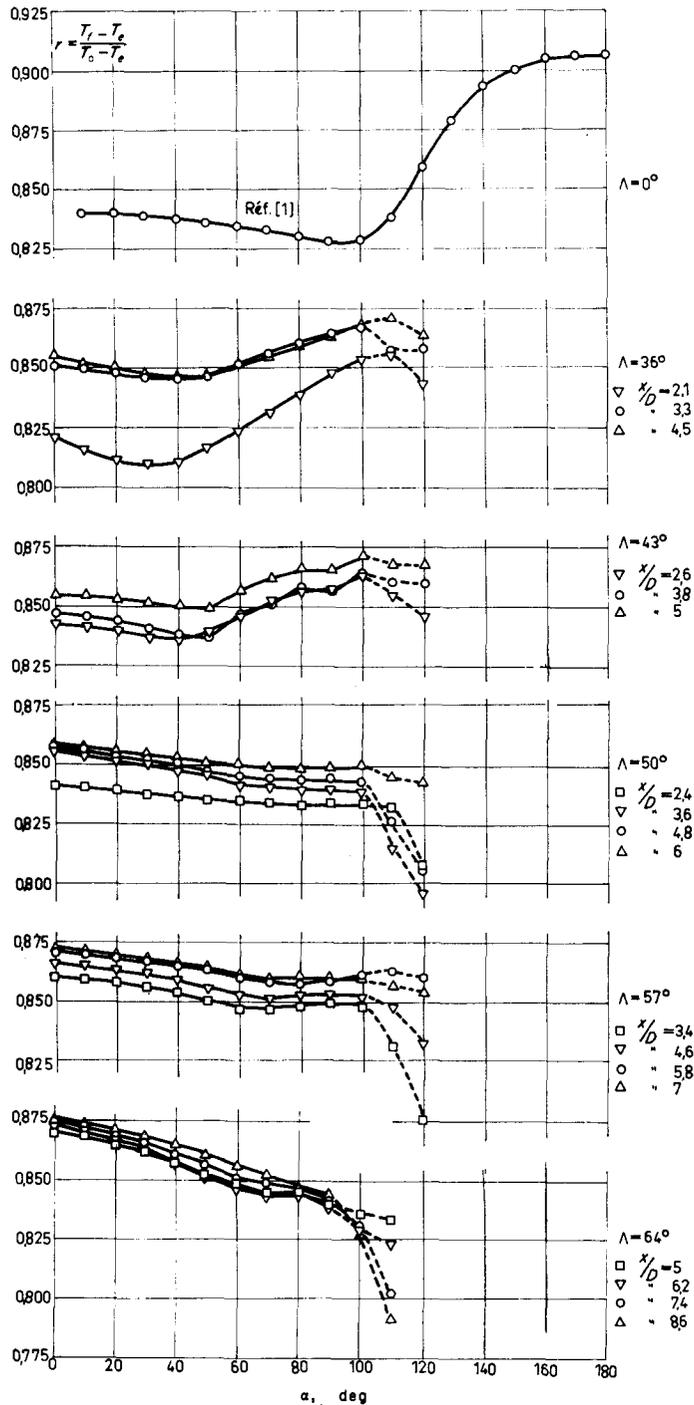


FIG. 14. Facteurs thermiques pariétaux en fonction de  $\alpha$  pour différentes valeurs de l'abscisse réduite et les angles de flèche  $\Lambda = 36^\circ, 43^\circ, 50^\circ, 57^\circ$  et  $64^\circ$ .

3.3. Le facteur thermique pariétal  $r$  est, par définition, le rapport de l'échauffement dû au frottement à l'échauffement d'arrêt:

$$r = \frac{T_f - T_e}{T_0 - T_e} \quad (4)$$

La Figure 14 représente les répartitions du facteur thermique pariétal en fonction de l'azimut  $\alpha$ , pour différentes valeurs de l'abscisse réduite  $x/D$  et différents angles de flèche  $\Lambda$ .

Les facteurs thermiques pariétaux varient très peu avec l'angle  $\alpha$  comme dans le cas des cylindres en attaque droite en écoulement supersonique [1]. Ils augmentent avec l'angle de flèche, mais beaucoup plus que ne le prévoit la théorie de Reshotko et Beckwith [2] valable seulement au voisinage de la ligne de séparation de cylindres indéfinis en flèche. Ceci peut s'expliquer par l'hypothèse d'une superposition de tourbillons de Görtler à la couche limite laminaire qui produiraient une dissipation

d'énergie supplémentaire. Ces tourbillons ont été prévus théoriquement pour la couche limite sur des cylindres en flèche et observés sur des ailes en flèche [3].

#### REMERCIEMENTS

Ce travail a été fait sous la direction de M. le Professeur Edmond A. Brun. Il a également bénéficié des conseils de M. Bernard Le Fur, Maître de Recherches au C.N.R.S. que je remercie très vivement.

#### BIBLIOGRAPHIE

1. E. A. BRUN, G. B. DIEP et L. MALAVARD, Détermination expérimentale des facteurs thermiques pariétaux. *J. Rech. C.N.R.S.* **55**, (juin 1961).
2. E. RESHOTKO et I. E. BECKWITH, Compressible laminar boundary layer over a yawed infinite cylinder with heat transfer and arbitrary Prandtl number. *N.A.C.A. TR* 1379 (1958).
3. N. GREGORY, J. T. STUART et W. S. WALKER, On the stability of three-dimensional boundary layers with application to the flow due to a rotating disk. Symposium on boundary layer effects in aerodynamics, National Physical Laboratory, 31 March-1 April 1955.

**Abstract**—Static pressure distributions, Mach numbers external to boundary layer and recovery temperatures have been determined on yawed cylinders in supersonic flow ( $M_\infty = 2.42$ ).

Recovery factors vary little with azimuth angles, grow with yaw angle but less than predicted by theory.

**Zusammenfassung**—Für einen schräg angeströmten Zylinder in einer Überschallströmung ( $M_\infty = 2,42$ ) wurden die Verteilung des statischen Druckes, die Machzahl ausserhalb der Grenzschicht und die Temperatur infolge der Reibung bestimmt.

Die thermischen Wandfaktoren ändern sich wenig über den Umfang, sie wachsen mit dem Pfeilwinkel. Die von der Theorie geforderten Werte überschreiten sie nicht.

**Аннотация**—Определяются распределения статических давлений, чисел Маха вне пограничного слоя и температур трения для косообтекаемых цилиндров в сверхзвуковом лотке ( $M_\infty = 2,42$ ). Коэффициенты теплообмена на стенке мало меняются с азимутом, возрастая с углом отклонения, но не более чем это предсказывается теорией.