

FACTEURS AGISSANT SUR LA TRANSITION DE LA COUCHE LIMITE AUX VITESSES HYPERSONIQUES

R. MICHEL

Office National d'Etudes et des Recherches Aéronautiques

SOMMAIRE

L'exposé est consacré à la présentation et à la discussion de résultats expérimentaux préliminaires obtenus à un nombre de Mach voisin de 7, dans une soufflerie à nombre de Reynolds unitaire élevé. La visualisation et le calcul des couches limites ont permis de déterminer les limites de la région de transition sur des ogives et des cônes-cylindres de différents angles à la pointe. La variation de l'angle à la pointe et en conséquence celle des gradients de pression établis sur l'avant corps, entraînent une variation considérable du nombre de Reynolds de transition basé sur les conditions locales. La longueur de la région de transition est de l'ordre de grandeur du parcours laminaire; un épaissement très important de la couche limite s'y produit; le frottement apparent dans la région de transition est largement supérieur au frottement turbulent.

NOTATIONS

- x = coordonnée longitudinale comptée depuis la pointe
- R = rayon de la partie cylindrique des maquettes
- r = rayon local des ogives
- L = longueur de la partie ogivale
- α_s = demi-angle au sommet
- ρ = masse spécifique
- ν = viscosité cinématique
- U_∞, M_∞ = vitesse et nombre de Mach à la pointe des modèles
- U_e, M_e = vitesse et nombre de Mach locaux sur les modèles
- p_{i0} = pression d'arrêt génératrice de la soufflerie
- p_{i1} = pression d'arrêt en aval de l'onde de choc de tête
- T_{i0} = température génératrice
- δ = épaisseur de la couche limite
- δ_2 = épaisseur de quantité de mouvement
- cf = coefficient de frottement

INTRODUCTION

Nous présentons dans cet exposé les premiers résultats d'une étude expérimentale systématique destinée à analyser à partir d'expériences effectuées en soufflerie, les principaux facteurs pouvant agir sur la transition de la couche limite dans les problèmes pratiques posés aux grandes vitesses.

La plus grave des difficultés auxquelles se heurte l'étude expérimentale de la transition en soufflerie supersonique, est sans doute l'influence du niveau de pression et de température génératrices, qui se traduit, tous autres facteurs tenus constants, par une augmentation appréciable du nombre de Reynolds de transition avec le nombre de Reynolds unitaire de la soufflerie. Une explication plausible de ce phénomène a été apportée par les expériences de Laufer et Vrebalovich;¹ celles-ci montrent en effet qu'une turbulence importante peut être diffusée par les couches limites turbulentes des parois de la veine; liée à l'épaisseur de déplacement de ces couches limites, son intensité diminue lorsque le nombre de Reynolds unitaire augmente; les expériences de la référence 1 montrent aussi qu'elle augmente rapidement avec le nombre de Mach.

Il semble donc nécessaire, pour analyser valablement la transition et les facteurs qui l'influencent, d'effectuer les essais en soufflerie à des nombres de Reynolds unitaires d'autant plus élevés que le nombre de Mach est plus grand. Cette raison nous avait déjà conduit, dans une étude antérieure au nombre de Mach 3 à utiliser une soufflerie à pression génératrice élevée;² pour les recherches actuelles, envisagées à un nombre de Mach de l'ordre de 7, elle a justifié l'aménagement spécial d'une soufflerie à très haute pression génératrice, dont la valeur a atteint sensiblement 200 atmosphères.

Les résultats présents, comme ceux de la référence 2 ont ainsi l'intérêt d'avoir été obtenus à des nombres de Reynolds unitaires très largement supérieurs à ceux mis en jeu dans les travaux publiés jusqu'ici; à titre d'exemple les conditions actuelles et celles de la référence 2, sont situées Fig. 1, relativement aux con-

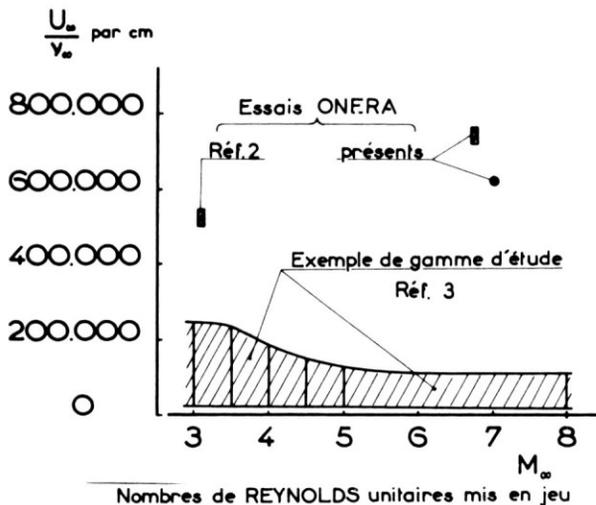


Fig. 1.

ditions d'une étude importante, effectuée³ par Potter et Whitfield et qui correspondent assez bien aux valeurs des nombres de Reynolds unitaires le plus souvent mis en jeu dans les résultats publiés sur la transition aux différents nombres de Mach.

Comme dans la référence 2, le programme expérimental porte sur l'influence des gradients de pression et de la forme géométrique pour des obstacles de révolution. Les recherches effectuées comportent la détermination expérimentale de la région de transition sur les corps ogivo-cylindriques d'une famille déjà étudiée;² à titre comparatif et pour juger de l'influence d'une détente brutale se produisant à l'épaule, elles ont été complétées par l'étude de cônes-cylindres ayant même angle à la pointe que les ogives précédentes.

Le présent rapport comporte la description de la technique utilisée pour déterminer les limites de la région de transition, la présentation et la discussion des valeurs observées pour les nombres de Reynolds de transition, et leur comparaison avec les résultats obtenus au nombre de Mach 3.

TECHNIQUE EXPERIMENTALE

Les expériences ont été effectuées dans une soufflerie pilote à veine libre du Laboratoire de Mécanique des Fluides de l'ONERA à Chalais-Meudon, aménagée pour donner un nombre de Mach de 7 dans une veine circulaire de diamètre 140 mm.

Pour obtenir la très haute pression génératrice recherchée et la température nécessaire à $M = 7$, on utilise une compression produite par le déplacement lent d'un piston dans un cylindre de grande longueur qui précède le collecteur.⁴

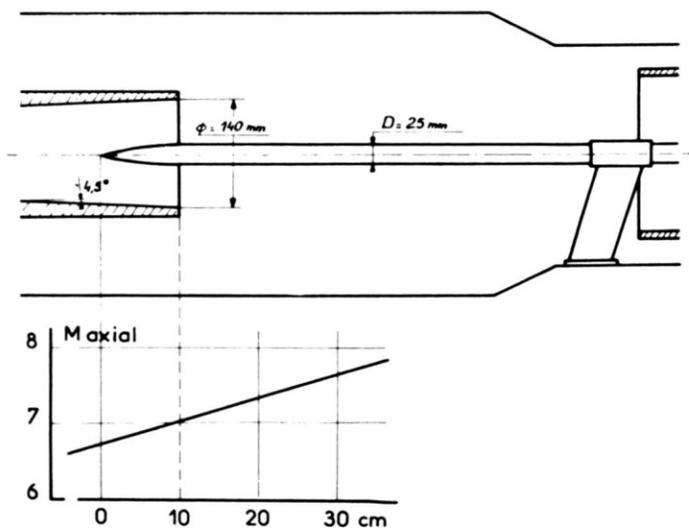


Schéma du montage expérimental

Les essais ont été effectués à une pression génératrice de 170 à 200 bars et à une température génératrice de 680 à 690°K. La durée des rafales a été en moyenne d'une demi-seconde, la mesure étant faite 0.2 seconde après l'amorçage; dans ces conditions on a pu contrôler que l'échauffement des maquettes était négligeable et que leur température de paroi demeurait pratiquement égale à l'ambiante; le rapport de la température de paroi à la température génératrice a été en moyenne 0.43.

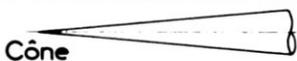
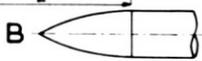
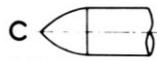
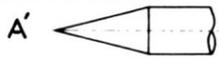
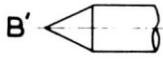
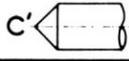
Un schéma du montage expérimental est représenté Fig. 2. Une tuyère conique existante, de demi-angle 4.5° a été utilisée. Les maquettes, alignées suivant l'axe de la veine, ont été placées de façon que la transition ait lieu, dans le champ de striescopie, quelque peu en aval du plan de sortie de la tuyère. Pour chaque obstacle, on désignera par M_∞ le nombre de Mach sur l'axe de la tuyère, à l'abscisse de la pointe avant.

Un tableau des caractéristiques géométriques principales des corps étudiés et des conditions d'essai relatives à chacun d'eux est donné Fig. 3; l'étude porte sur un cône de demi-angle 5° et sur deux familles de corps de révolution à nez pointu.

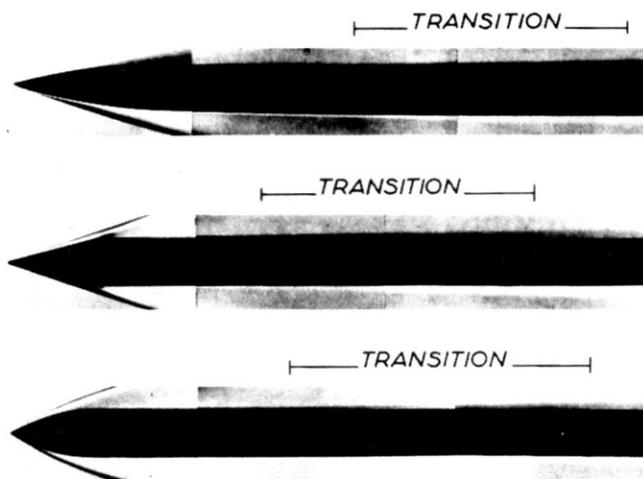
La première famille, déjà étudiée² au nombre de Mach 3 est composée de corps ogivo-cylindriques définis par l'équation générale:

$$\frac{r}{R} = 2\frac{x}{L} \left[1 - \left(\frac{x}{L}\right)^2 + \frac{1}{2} \left(\frac{x}{L}\right)^3 \right]$$

Trois allongements différents ont été mis en jeu pour l'ogive qui précède le cylindre, ceci permettant par une variation de l'angle à la pointe et de l'onde de

	$\frac{L}{D}$	L cm	$\frac{\alpha_s}{2}$ deg.	P_{t_0} bars	P_{t_1} bars	T_{t_0} °K	M_∞
 Cône		25	5	172	171,5	680	7
 A	4	10	14,04	186,5	131,5	680	6,75
 B	2	5	26,57	196	41,6	680	6,75
 C	1	2,5	45	199	9,4	690	6,75
 A'	2	5	14,04	191	135	680	6,75
 B'	1	2,5	26,57	196	41,6	680	6,75
 C'	0,5	1,25	45	199	9,4	690	6,75

Corps étudiés et conditions d'essai



*Exemples de visualisations strioscopiques
de la couche limite.*

Fig. 4.

choc qui lui est attachée, d'obtenir des pressions d'arrêt et des nombres de Mach locaux différents sur la partie cylindrique.

La seconde famille est composée de trois cônes-cylindres dont les angles à la pointe sont égaux à ceux des corps précédents.

Pour ces six modèles, le diamètre D du cylindre est de 25 mm; les maquettes sont en acier.

La détermination des limites de la zone de transition est basée essentiellement sur une visualisation strioscopique de la couche limite. Trois exemples des clichés obtenus sont donnés Fig. 4; ils montrent qu'un épaissement considérable de la couche limite se produit à ces nombres de Mach et à ces nombres de Reynolds. Il a été possible de mesurer avec une assez bonne précision l'épaisseur de la couche limite; on exposera plus loin comment la comparaison de cette mesure avec les valeurs calculées pour la couche limite laminaire amont et pour la couche limite turbulente aval, a permis de déterminer le début et la fin de la région dans laquelle s'effectue la transformation de la couche limite.

RESULTATS ET DISCUSSION

DISTRIBUTIONS DU NOMBRE DE MACH LOCAL SUR LES CORPS

La Fig. 5 donne les distributions du nombre de Mach local sur les sept modèles; elles proviennent d'un calcul que quelques mesures de pression locales ont sensiblement confirmé, et qui a comporté les deux phases suivantes:

La théorie des caractéristiques a d'abord été appliquée à chaque corps pour déterminer la distribution des nombres de Mach locaux dans le cas d'un écoulement amont uniforme, au nombre de Mach M_∞ correspondant à l'abscisse de la

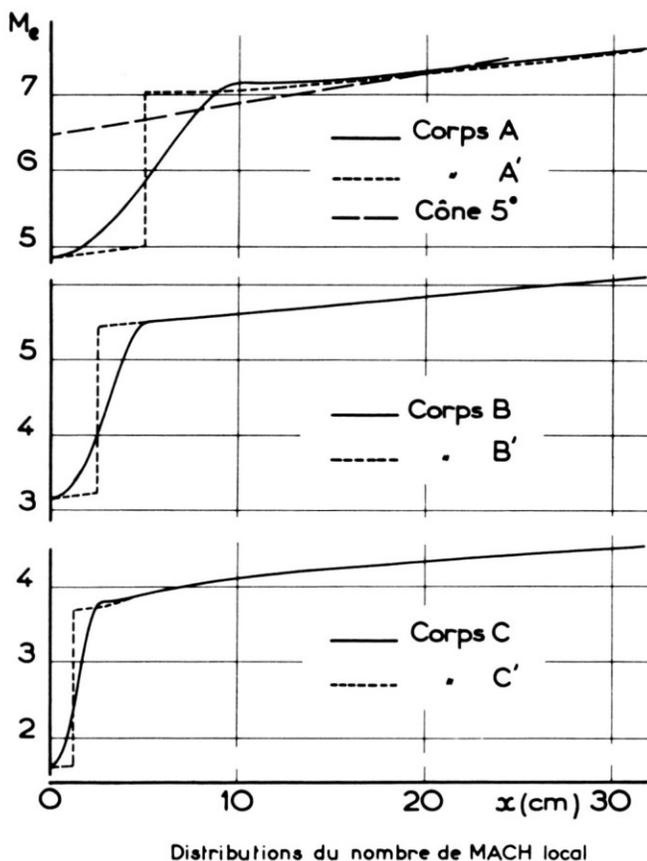


Fig. 5.

pointe de chaque maquette; celui-ci est de 6.75 pour les ogives et les cônes-cylindres; il est de 7 pour le cône. A ce nombre de Mach la théorie des caractéristiques donne un résultat qui diffère peu de celui obtenu par l'approximation choc-détente, propriété utilisée dans la seconde phase du calcul.

Deux corrections destinées à tenir compte des effets de l'écoulement de source de la tuyère conique ont été appliquées ensuite; la première est relative à l'accroissement de la vitesse depuis l'abscisse de la pointe et à l'augmentation correspondante de l'angle de Prandtl-Meyer, suivant l'axe de la tuyère conique; il a été admis que la même augmentation devait être appliquée en chaque point à l'angle de Prandtl-Meyer correspondant à l'écoulement local autour de chaque modèle. La seconde correction est relative à l'effet directionnel de l'écoulement de source; il a encore été admis que l'angle de Prandtl-Meyer local, se trouvait augmenté en chaque point des modèles, de l'angle sous lequel le point est "vu" depuis le col de la tuyère.

Les distributions de la Fig. 5 présentent l'allure générale attendue pour de tels corps; des gradients de pression négatifs intenses sont présents sur la partie ogivale des corps de la première famille, alors qu'une détente brutale a lieu à

l'épaulement des cônes-cylindres. Sur la partie cylindrique, l'effet de source de la tuyère conique assure un écoulement régulièrement accéléré; la variation de l'angle à la pointe s'y manifeste par un changement très appréciable du nombre de Mach local qui couvre ainsi au début de la transition une gamme s'étendant de 4.15 à 7.30.

DÉTERMINATION DES LIMITES DE LA RÉGION DE TRANSITION

Les clichés obtenus dans les conditions indiquées, ont permis de mesurer sur chaque maquette, l'épaississement de la couche limite lors du phénomène de transition; les Figs. 6 et 7 donnent pour les différents corps l'évolution suivant l'abscisse, de l'épaisseur de la couche limite.

Sont également représentées, l'épaisseur de la couche limite laminaire calculée depuis la pointe, et l'épaisseur calculée de la couche limite turbulente qui se raccorde en aval à celle de la couche limite observée. Ces calculs ont été effectués d'après une méthode développée.⁵ Basée sur l'équation de von Kármán, la méthode conduit à l'épaisseur de quantité de mouvement; l'épaisseur en laminaire en a été déduite dans l'hypothèse d'un profil de vitesses transformé du

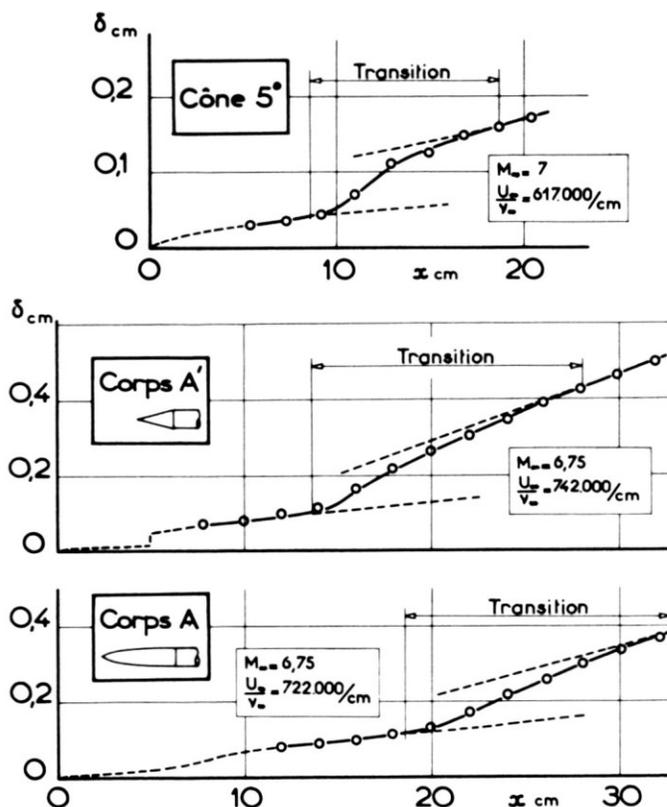


Fig. 6.

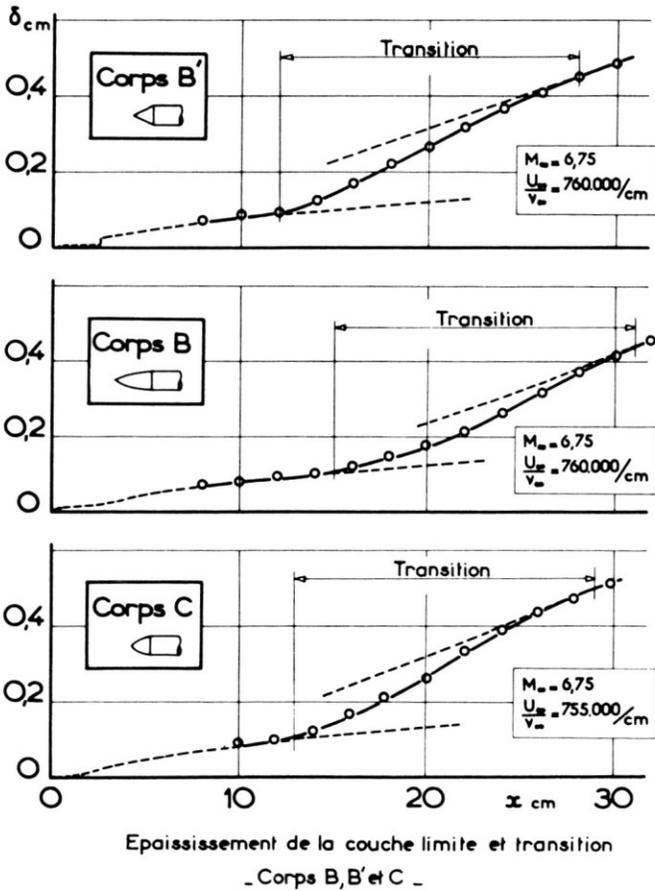


Fig. 7.

profil polynomial du 6ème degré de Polhausen; en turbulent un profil de vitesses en puissance a été utilisé. Il est tenu compte dans ces calculs des variations du nombre de Mach local sur l'avant corps et sur la partie cylindrique.

Les Figs. 6 et 7 montrent que l'épaisseur observée est en accord sensible avec l'épaisseur calculée pour la couche limite laminaire jusqu'en un point assez bien défini, qui doit être considéré comme le début de la région de transition; l'épaisseur calculée pour la couche limite turbulente rejoint l'épaisseur observée à partir d'un point dont la définition est moins bien précisée, mais qui doit être considéré comme représentant la fin de la région de transition.

NOMBRES DE REYNOLDS DE TRANSITION

Les résultats de transition s'interprètent à partir de valeurs de nombres de Reynolds qui peuvent être formés soit avec l'abscisse x , soit avec une épaisseur caractéristique de la couche limite, celle-ci étant très généralement l'épaisseur de quantité de mouvement. La Fig. 8 reproduit donc d'abord les épaisseurs de

quantité de mouvement calculées pour la couche limite laminaire le long des modèles et les nombres de Reynolds correspondants basés sur l'écoulement local.

La Fig. 9 donne ensuite pour les ogives et les cônes-cylindres, les nombres de Reynolds de l'abscisse de début et de fin de transition formés avec les conditions correspondant d'une part au nombre de Mach M_∞ et d'autre part au nombre de Mach local; elle donne aussi le nombre de Reynolds de l'épaisseur de quantité de mouvement au début de la transition. Pour le cône les valeurs correspondantes sont les suivantes:

Début de transition			Fin de transition	
$\frac{U_\infty x}{\nu_\infty}$	$\frac{U_e x}{\nu_e}$	$\frac{U_e \delta_2}{\nu_e}$	$\frac{U_\infty x}{\nu_\infty}$	$\frac{U_e x}{\nu_e}$
(millions)	(millions)		(millions)	(millions)
5,30	5,55	880	11,50	10,45

L'examen de la Fig. 9 montre d'abord que des valeurs élevées du nombre de Reynolds de l'abscisse de transition sont obtenues lorsque celui-ci est basé sur

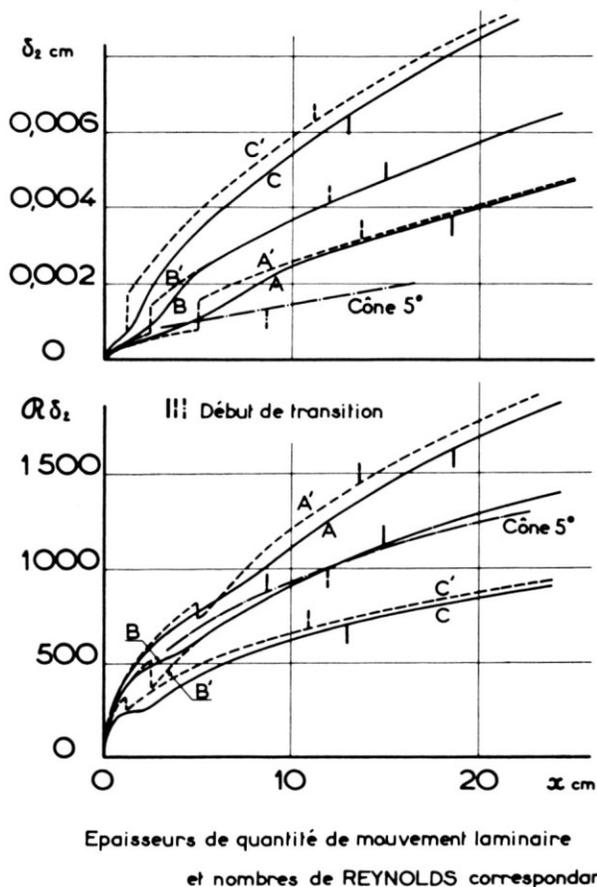


Fig. 8.

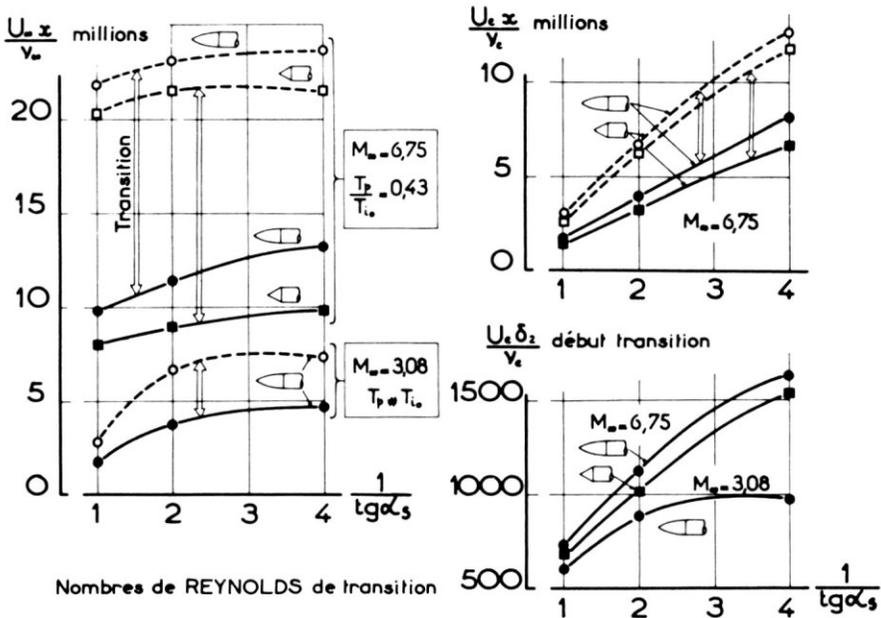


Fig. 9.

les conditions correspondant à M_∞ ; elles sont très largement supérieures à celles observées² au nombre de Mach 3.08.*

La transition s'étend sur une distance considérable puisqu'elle est dans tous les cas de l'ordre de grandeur de la longueur du parcours laminaire.

Enfin, les nombres de Reynolds de transition des ogives-cylindres et des cônes-cylindres sont nettement supérieurs à ceux du cône, ce qui semble indiquer une influence appréciable des gradients de pression établis sur les avant-corps; des transitions légèrement plus avancées sur les cônes-cylindres semblent dues à un épaissement un peu plus rapide de la couche limite laminaire.

L'influence des avant-corps apparaît plus clairement pour les nombres de Reynolds basés sur les conditions locales; les valeurs obtenues sont alors d'autant plus inférieures aux valeurs précédentes que l'angle à la pointe est plus grand; l'augmentation de l'allongement se traduit ainsi par un accroissement considérable du nombre de Reynolds de transition, phénomène également observé au nombre de Mach 3.

Le graphique relatif au nombre de Reynolds de l'épaisseur de quantité de mouvement au début de la transition conduit à des observations comparables; on notera cependant que la différence entre les résultats à $M_\infty = 6.75$ et à $M_\infty = 3.08$ augmente lorsque l'angle à la pointe diminue; observons que la différence entre les nombres de Mach locaux auxquels a lieu la transition augmente en même temps.

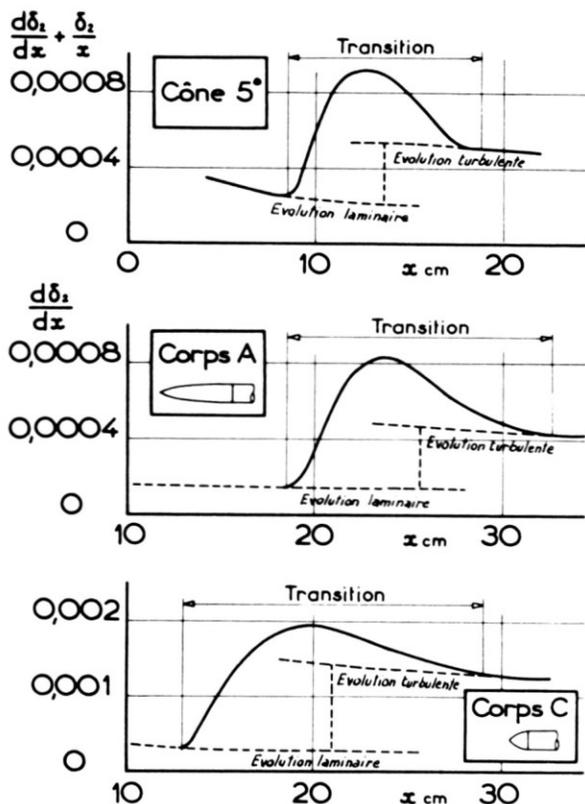
* Les essais au nombre de Mach 3.08 avaient été effectués dans le cas d'un flux de chaleur à la paroi sensiblement nul, alors qu'un flux de chaleur négatif traverse la paroi dans les essais actuels. Cependant les résultats publiés montrent que l'influence du flux de chaleur sur la transition doit être faible aux nombres de Mach assez élevés considérés dans le cas présent.

FROTTEMENT APPARENT DANS LA RÉGION DE TRANSITION

Les Figs. 6 et 7 montrent que dans tous les cas, l'épaississement de la couche limite dans la région de transition est si rapide qu'il dépasse largement celui que subirait une couche limite turbulente. Ce résultat valable pour l'épaisseur de la couche limite l'est également selon toutes probabilités pour l'épaisseur de quantité de mouvement; la théorie montre en effet que le rapport δ_2/δ d'une couche limite laminaire, dans les conditions actuelles, diffère très peu de celui d'une couche limite turbulente; nous supposons qu'il se conserve pour une couche limite de transition.

L'équation de von Kármán permet alors de relier le coefficient de frottement à la paroi à l'épaisseur de quantité de mouvement et à sa dérivée; on a :

$$\frac{cf}{2} = \frac{d\delta_2}{dx} + \frac{\delta_2}{r} \frac{dr}{dx} + \delta_2 \frac{H + 2 - Me^2}{U_e} \frac{dU_e}{dx}$$



Terme principal du frottement apparent dans la région de transition

Fig. 10.

Une estimation du coefficient de frottement dans la région de transition a donc été effectuée à partir de cette formule.† Trois exemples du résultat obtenu sont donnés Fig. 10; il est très évident que le frottement résultant de l'équation de von Kármán dans la région de transition est nettement supérieur au frottement turbulent comme le laissait prévoir l'épaississement rapide de la couche limite.

Cet effet semble à première vue pouvoir influencer gravement le bilan de la résistance de frottement et probablement celui du flux de chaleur à la paroi. Il faut souligner cependant que l'équation de von Kármán, obtenue par intégration des équations de Navier-Stokes, fait comme elles l'hypothèse que la variation longitudinale des termes de turbulence peut être négligée, hypothèse évidemment des plus discutables dans une région de transition. Le résultat d'une application de l'équation de von Kármán doit être considéré comme un frottement "apparent" qui peut comporter éventuellement, avec le frottement à la paroi un terme supplémentaire provenant de la dérivée longitudinale de l'intensité turbulente.

CONCLUSIONS

Des expériences effectuées en soufflerie à nombre de Reynolds unitaire élevé et relatives à différentes formes de corps de révolution à nez pointu ont montré que l'influence favorable des gradients de pression négatifs établis sur les avant-corps est encore importante au nombre de Mach 7.

Elles ont confirmé que la région de transition atteint, à nombre de Mach élevé, des étendues considérables qui sont ici de l'ordre de grandeur de l'étendue du parcours laminaire.

Elles montrent enfin qu'un épaississement important de la couche limite a lieu lors de la transition; le frottement apparent qui en résulte dépasse assez largement celui d'une couche limite turbulente.

BIBLIOGRAPHIE

1. Laufer, J., et T. Vrebalovich, "Stability of a Supersonic Laminar Boundary Layer on a Flat Plate," Jet Propulsion Lab, CIT Pasadena, Report No. 20-116, Décembre 1958.
2. Michel, R., "Localisation de la transition par perturbation de la couche limite en régime supersonique," Rapport Agard No. 271, Avril 1960.
3. Potter, J. L., et J. D. Whitfield, "Effects of Unit Reynolds Number, Nose Bluntness, and Roughness on Boundary Layer Transition," Rapport Agard No. 256, Avril 1960.
4. Rebuffet, P., "Souffleries hypersoniques de recherches de l'ONERA," 4ème Congrès Aéronautique Européen, Cologne, Septembre 1960, Technique et Science Aéronautiques No. 3, 1961.
5. Michel, R., "Développement de la couche limite dans une tuyère hypersonique," Congrès Agard de Rhode St. Genese Belgique, Avril 1962.

† Le rapport H de l'épaisseur de déplacement à l'épaisseur de quantité de mouvement y étant inconnu, le terme dû au gradient de la vitesse extérieure n'a pu être pris en compte; dans le cas présent il représente au maximum 20% du bilan total.

DISCUSSION

Discussor: H. de l'Estoile, Direction Des Recherches et Moyens D'Essais

Vous avez montré sur des exemples, que, dans la zone de transition, le gradient d'épaississement de la couche limite était plus grand que le gradient turbulent, et vous en déduisez que le coefficient de frottement local—dans cette zone—peut être plus grand que le coefficient de frottement turbulent.

En admettant alors l'analogie de Reynolds, ceci conduirait au fait que le nombre de Stanton, caractérisant les échanges thermiques à la paroi, devrait être plus grand que le nombre de Stanton calculé à la même abscisse pour un écoulement turbulent.

A ma connaissance, les résultats expérimentaux concernant la distribution des nombre de Stanton sur des corps de révolution n'ont pas mis en évidence un tel résultat.

Ne pensez-vous pas qu'une telle anomalie provienne du fait que vos études n'ont porté que sur des corps pointus, alors que les résultats expérimentaux auxquels je fais allusion concernent des corps émoussés?

Author's reply to discussion:

Il faut bien souligner que ce que l'on a appelé "frottement apparent" est simplement la dérivée de l'épaisseur de quantité de mouvement; elle n'est égale au coefficient de frottement à la paroi que si l'équation de Karman est exacte. C'est sans doute la validité même de cette équation qui est en cause dans la région du transition et l'évolution réelle du frottement à la paroi y demeure donc inconnue.

Il ne semble pas que cet effet soit spécialement relatif à des corps pointus; il apparaît également sur le cylindre creux de Potter et Whitfield c'est à dire pour un écoulement de plaque plane.

Pour des corps émoussés, il me semble qu'on doit également le retrouver si la transition se produit suffisamment en aval, dans la partie franchement supersonique de l'écoulement. Une transition prématurée, se produisant sur l'avant corps peut éventuellement ne pas donner lieu à cet effet, compte tenu des faibles valeurs du nombre de Mach et de la faible étendue de la région de transition. De toute façon, le fait que le nombre de Stanton mesuré ne dépasse pas la valeur turbulente ne peut prouver que l'épaississement rapide évoqué n'a pas lieu puisque l'équation des quantités de mouvement sous sa forme classique peut être mise en doute.

Discussor: H. H. Pearcey

Firstly, I should like to congratulate M. Michel on obtaining some excellent experimental results in such an elegant manner, and on delivering such a lucid lecture.

One of the very interesting and important results that he has brought out is the substantial increase in the length of the transition region as Mach number is increased up into the hypersonic regime. I am sure that he has given much thought as to why this occurs. It has been suggested that it is associated with a basic change in the velocity profile of the laminar layer. Thus, at low speeds and low supersonic speeds, the rapid change in velocity gradient occurs relatively near the surface and this is where the

instabilities in the laminar layer are initiated. Transition is complete when the resulting disturbances have spread inwards to the surface itself, and this occurs in a relatively short streamwise distance. Now, as Mach number is increased, the change in velocity gradient and the initiation of the instabilities move progressively above the surface. The disturbances might then be expected to require a greater streamwise distance in which to spread into the surface and so to complete the transition process. What are M. Michel's views on this suggestion?

Author's reply to discussion:

Les expériences, et notamment, la mesure faite par Potter et Whitfield de la turbulence dans la couche limite lors de la transition montrent en effet que la distance de la paroi à laquelle est observé le maximum d'agitation, augmente considérablement avec le nombre de Mach.

Il serait sans doute intéressant d'essayer de relier à ce phénomène celui de l'augmentation de l'étendue de la transition. L'explication de Mr. Pearce en est qualitativement séduisante. Quantitativement cependant, elle devait faire intervenir le processus de propagation et d'amplification des perturbations dans la région de transition, ce qui risque fort d'être hors de portée des possibilités théoriques actuelles.

Nous avons cherché à faire intervenir des considérations plus globales, basés sur une compatibilité entre les épaisseurs caractéristiques du laminaire et du turbulent lors de la transition. L'évolution avec le nombre de Mach de ces épaisseurs caractéristiques conduit alors à une transition dont l'étendue doit augmenter considérablement avec le nombre de Mach.

Discussor: Korkegi, TCEA

Comme vous le savez, dans les écoulements hypersoniques, contrairement aux écoulements aux vitesses supersoniques, le bord d'attaque ou le nez d'un missile peut avoir une influence considérable sur les répartitions de pression axiales et de ce fait sur la transition de la couche limite.

Ceci est un effet important qui vient s'ajouter aux autres paramètres influençant la transition.

Avez vous eu l'occasion d'étudier l'influence de cet effet?

Author's reply to discussion:

Dans le cas présent, et pour disposer d'une solution théorique pour l'écoulement extérieur, on a au contraire cherché à éviter les influences parasites d'une mauvaise géométrie ou d'un émoussement de la pointe; c'est l'une des raisons pour lesquelles l'étude a été menée sur des corps de révolution où ces influences sont moins graves qu'en écoulement plan.

Une étude de corps à nez arrondi est prévue, mais elle concerne des géométries bien définies, et des formes se rattachant plutôt au problème de l'engin hypersonique à rayon de nez important.

Discussor: A. Walz, Technische Hochschule Karlsruhe

M. Michel expliqua le déclin de la Reynolds-Zahl au moment du saut de régime avec l'augmentation de la Mach-Zahl, en même temps que l'accroissement du degré de turbulence dans l'expérience de canal à vent. Le fait que ce résultat est sûr, ainsi que le changement du profil de vitesse de la couche limite laminaire avec la Mach-Zahl, est bien connu. D'après les calculs exacts (par exemple L. Crocco) le profil de vitesse avec l'augmentation de la Mach-Zahl est moins différent de celui de Blasius que dans le cas des écoulements incompressibles et présente un point de retournement. De tels profils de vitesse sont bien connus pour une Reynolds-Zahl donnée, mais ils sont instables par rapport au profil de Blasius. Il est donc déjà en raison de ce changement du profil de vitesse avec l'augmentation de la Mach-Zahl à attendre une diminution de la Reynolds-Zahl au moment du saut de régime.

Author's reply to discussion:

En fluide compressible, l'influence du profil des températures de couche limite est sans doute aussi importante que celle du profil des vitesses. Une preuve en a été apportée récemment par une théorie d'instabilité laminaire de Lees et Reshotko, dans laquelle sont reconsidérés les termes de dissipation et les termes comportant les fluctuations de la conductibilité thermique. Lees et Reshotko trouvent que le nombre de Reynolds critique d'instabilité augmente très rapidement après $M = 3$. Les résultats présentés obtenus à Reynolds unitaire élevé montrent aussi que le nombre de Reynolds de transition augmente nettement entre $M = 3$ et $M = 7$.

Discussor: Felix E. Nagel, Melpar, Inc.

J'aimerais féliciter l'auteur pour cette très intéressante présentation. Il y a un aspect étroitement lié: le maintien de l'écoulement laminaire par aspiration de la couche limite. Ce dispositif est bien connu pour l'écoulement subsonique, où le point de transition à l'écoulement tourbillonnaire est déplacé vers l'amont avec la réduction de la traînée et l'augmentation du coefficient de portance maximum réalisable. À ma connaissance, il n'a pas été proposé pour l'écoulement supersonique. Sans doute, la stabilisation de l'écoulement est beaucoup plus difficile à réaliser et, en raison des grandes différences de pression et des vitesses élevées, les exigences de puissance seraient plus élevées que pour l'écoulement subsonique. Pourrions-nous avoir les commentaires de l'auteur?

Author's reply to discussion:

Le maintien d'une couche limite laminaire sur les parois des souffleries supersoniques paraît effectivement être une solution tentante pour obtenir de faibles niveaux de turbulence et pour aboutir à des résultats expérimentaux de transition comparables à ceux du vol.

L'aspiration de la couche limite des parois est aussi le procédé auquel on peut songer pour y parvenir. Elle se heurte cependant à de graves difficultés techniques qui ne sont pas dues seulement aux grandes différences de pression et à la puissance nécessaires (difficulté d'avoir une couche limite laminaire dès l'entrée du collecteur, effets de coin dans les veines rectangulaires, perturbations dues à la porosité des parois, etc. . .). Nous ne connaissons pas d'exemple où cette aspiration des couches limites ait été réalisée.