

ICAS Paper No. 68-42

ACTION D'UNE VARIATION BRUSQUE DE PRESSION SUR
UNE COUCHE LIMITE TURBULENTE ET APPLICATION AUX
PRISES D'AIR A COMPRESSION SUPERSONIQUE INTERNE

by

Jean Delery et Bernard Masure
National d'Etudes et de Recherches
Aerospatiales (ONERA)
Chatillon, France

The Sixth Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences

DEUTSCHES MUSEUM, MÜNCHEN, GERMANY / SEPTEMBER 9-13, 1968

Preis: DM 2.00

ACTION D'UNE VARIATION BRUSQUE DE PRESSION SUR UNE COUCHE LIMITE
TURBULENTE ET APPLICATION AUX PRISES D'AIR HYPERSONIQUES

J. Détery et B. Masure
O.N.E.R.A.
92 - Châtillon - France

Résumé

Le fonctionnement de la prise d'air d'un statoréacteur hypersonique donne lieu à des phénomènes complexes d'interaction entre des couches limites et des détentes rapides ou des ondes de choc.

La présente communication expose les résultats essentiels d'une étude systématique du comportement d'une couche limite turbulente épaisse soumise à des gradients de pression intenses et localisés créés par une discontinuité de paroi ou un choc.

Cette étude a été menée sur les plans expérimental et théorique et a permis de mettre au point des méthodes de calcul qui donnent des résultats satisfaisants.

INFLUENCE OF A SHARP PRESSURE VARIATION ON
A TURBULENT BOUNDARY LAYER AND APPLICATION
TO HYPERSONIC AIR INTAKES

Summary

During the operation of the air intake of a hypersonic ramjet appear complex interaction phenomena between boundary layers and rapid expansions or shock waves. This paper shows the main results of the systematic study of the behaviour of a thick turbulent boundary layer submitted to the intense and localized pressure gradients created by a step at the wall or by a shock wave. This study has been carried out experimentally and theoretically, and has led to the development of computation methods which appear to be satisfactory.

Notations

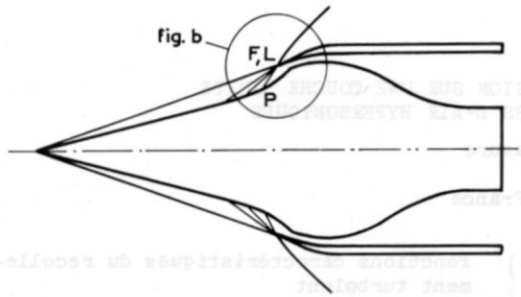
P_s : pression statique
 P_p : pression pariétale
 P_1 : pression de décollement
 P'_i : pression Pitot
 $P_{i\infty}$: pression génératrice à l'infini amont
 δ : épaisseur de la couche limite
 δ^* : épaisseur de déplacement
 δ^{**} : épaisseur de quantité de mouvement
 S : abscisse comptée le long de la paroi
 Y : ordonnée comptée perpendiculairement à la paroi
 d : distance définissant la position du choc incident
 Ψ : angle de recollement

$\bar{\Psi}$: } fonctions caractéristiques du recollement turbulent
 $\frac{\partial \Psi}{\partial C_q}$: }

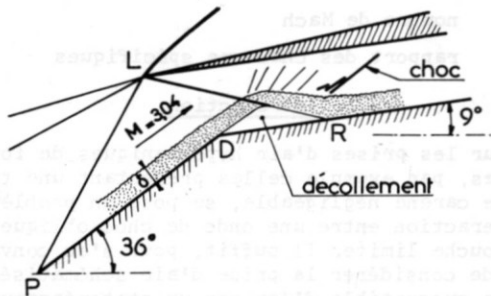
C_q : coefficient d'injection généralisé
 l : longueur totale de mélange
 M : nombre de Mach
 γ : rapport des chaleurs spécifiques

I. Introduction

Pour les prises d'air hypersoniques de formes simples, par exemple celles présentant une traînée de carène négligeable, se pose un problème d'interaction entre une onde de choc oblique et une couche limite. Il suffit, pour s'en convaincre, de considérer la prise d'air schématisée Fig 1a susceptible d'équiper un statoréacteur hypersonique, à combustion supersonique, volant à un nombre de Mach de 7 : la compression supersonique est obtenue, tout d'abord, par un choc conique, suivie d'une compression isentropique créée par une rampe faisant suite au cône. Au nombre de Mach d'adaptation, le choc conique et les ondes de compression isentropique convergent en un point F voisin du bord d'attaque L de la lèvre d'entrée de la carène. L'écoulement, qui aborde l'entrée d'air, est alors sensiblement uniforme en aval de la dernière onde de compression PL issue de la rampe (Voir Fig 1b). Dans le cas envisagé ici, le nombre de Mach en aval de PL est voisin de 3 et la déflection égale à 36°. La recherche d'un compromis où entrent en jeu les notions d'efficacité, de compatibilité aérodynamique et de traînée d'onde de la carène, conduit à imposer une brusque déviation de 27° qui provoque un choc oblique de forte intensité. Sous l'effet du saut de pression résultant, la couche limite, qui se développe le long de la rampe de recompression, décolle, le point de séparation tendant généralement à se fixer dans la région du point D où la paroi présente un changement de direction brutal. Un tel décollement, si son extension est importante, peut gêner considérablement, sinon empêcher, l'amorçage de la prise d'air et altérer gravement ses performances. De plus, la couche limite, dont la nature est turbulente en extrémité de rampe, occupe environ le quart de la hauteur de captation et représente ainsi une part notable de l'écoulement capté. Il est donc essentiel, pour la conception d'une telle prise d'air, de pouvoir disposer de résultats expérimentaux et de méthodes de calcul permettant de prédire le comportement d'une couche limite turbulente épaisse soumise à une discontinuité de pression intense. Bien que le modèle de prise d'air hypersonique évoqué soit de révolution, on peut admettre, qu'au niveau de la section d'entrée, l'écoulement est localement plan, la distance à l'axe étant grande par rapport à la dimension radiale de la zone considérée. En consé-



a. Schéma de la prise d'air



b. Schéma de l'écoulement dans la section d'entrée

Fig. 1 - Prise d'air hypersonique

à compression supersonique externe

quence, l'étude de ces phénomènes a été effectuée à l'ONERA sur une configuration bidimensionnelle. Les résultats essentiels de cette étude sont présentés dans cette communication : en premier lieu est examiné le cas, relativement simple, d'un écoulement avec couche limite turbulente qui subit une détente rapide provoquée par une discontinuité de paroi; en second lieu, est envisagé le cas, plus complexe, où un choc, tombant en avant de la discontinuité, fait décoller la couche limite.

II. Etude locale de la détente rapide d'une couche limite turbulente

II.1. Configuration étudiée

Le montage utilisé pour cette étude est constitué d'une plaque plane, d'envergure 150 mm, montée dans le prolongement de la paroi inférieure d'une tuyère supersonique produisant un écoulement uniforme de nombre de Mach égal à 3,04. Le fluide est de l'air à température modérée ($\gamma = 1,4$). La plaque présente au niveau d'un point D (Voir Fig 2b) un changement de direction de 27 degrés qui provoque une détente brusque de l'écoulement supersonique.

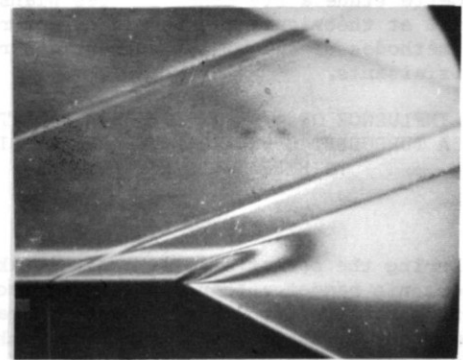
Immédiatement en amont de D, la couche limite est turbulente, son épaisseur δ est de 13 mm, le nombre de Reynolds Re_{δ}^{**} , calculé avec l'épaisseur de quantité de mouvement, est de 26 200 et le rapport de la température de paroi à la température de frottement est égal à 0,9.

La strioscopie interférentielle de l'écoulement, présentée Fig 2a, permet de faire les observations suivantes :

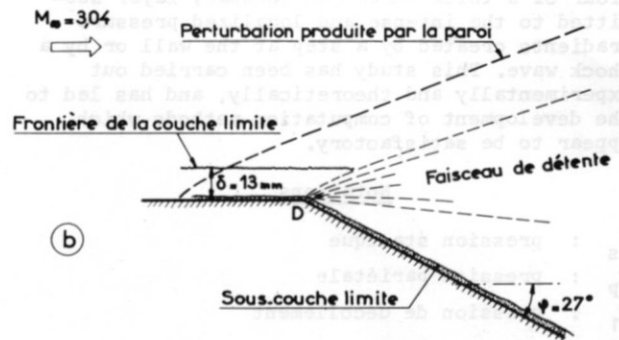
- le faisceau de détente semble issu d'un point très voisin de D et se propage au travers de la couche limite où l'incurvation des ondes, sous l'effet du gradient de nombre de Mach, apparaît nettement.

- la frontière de la couche limite, qui est très marquée avant détente, devient par la suite indiscernable. En revanche une zone à très fort gradient de masse spécifique est visible au voisinage immédiat de la paroi.

Ces faits suggèrent l'idée de distinguer, dans la couche limite détendue, deux régions : une zone externe où les variations de vitesse et de masse spécifique sont comparables à celles existant dans l'écoulement non visqueux et une sous-couche où ces variations sont beaucoup plus rapides par suite du rôle prépondérant qu'y joue la viscosité.



(a)



(b)

Fig. 2 - Détente de la couche limite

- a. Strioscopie interférentielle de l'écoulement
- b. Schéma de l'écoulement

II.2. Résultats expérimentaux

Fig 3 est portée l'évolution du rapport de la pression statique P_p mesurée le long de la paroi à la pression génératrice à l'infini amont $P_{i\infty}$. On notera, qu'en aval de D, cette répartition s'écarte notablement du niveau théorique corres-

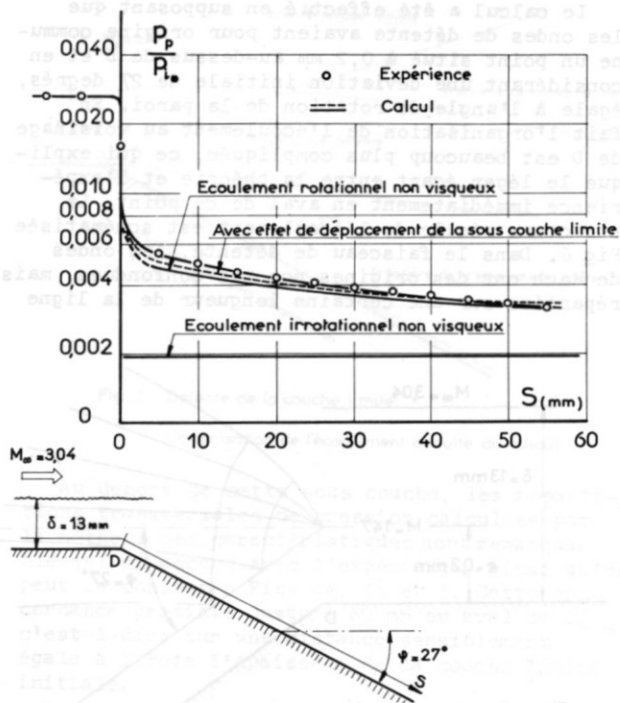


Fig. 3 - Détection d'une couche limite
Répartition de pression à la paroi

pendant à une détente de l'écoulement extérieur à la couche limite selon un processus de Prandtl-Mayer.

Des sondages de pression ont été effectués normalement à la paroi pour plusieurs stations en aval du point D. Sur la Fig 4a sont représentées les répartitions de pression Pitot P_i mesurées à 2, 10, 20, 30, 40 et 60 mm de D.

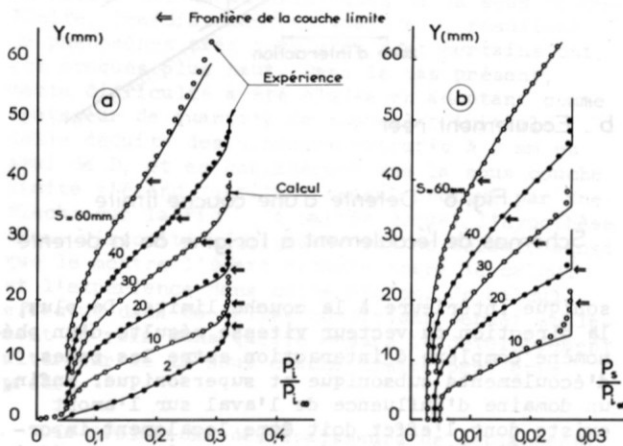


Fig. 4 - Détection de la couche limite - Sondages transversaux

La représentation agrandie de la partie inférieure de ces sondages, tracée Fig 5, montre l'existence d'une zone à très fort gradient de vitesse au voisinage immédiat de la paroi et confirme ainsi l'interprétation de la visualisation strioscopique.

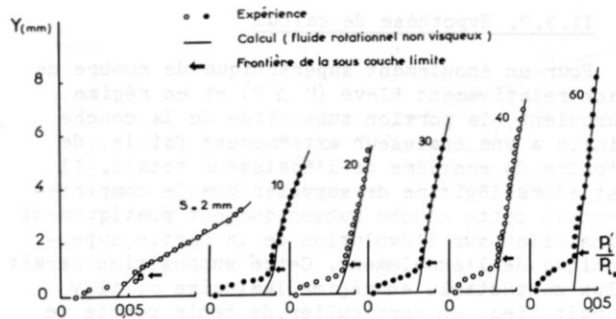


Fig. 5 - Détente d'une couche limite
Explorations Pitot près de la paroi

Fig 4b sont portés les sondages correspondants de pression statique qui montrent l'existence, au travers de la couche limite, d'un gradient de pression transversale important pour les positions les plus proches de D. Il est évident que les méthodes classiques de calcul d'une couche limite ne sont pas valables dans ce domaine.

II.3. Interprétation théorique

II.3.1. Généralités

Le phénomène de détente rapide d'une couche limite est l'objet, depuis quelques années, de nombreux travaux théoriques et expérimentaux. Ces études sont principalement axées sur le problème des conditions de formation du proche sillage et s'appliquent au cas d'une couche limite qui décolle au droit d'un culot. Les méthodes de calcul proposées sont fondées sur l'hypothèse, qu'au cours du processus de détente rapide, qui accompagne le décollement, les forces de viscosité peuvent être négligées devant les forces d'inertie. La couche limite est ainsi assimilée localement à un écoulement rotationnel de fluide non visqueux. Ce point de vue, adopté initialement par CARRIERE et SIRIEIX [1] en 1960, a été repris et développé par WEINBAUM et WEISS [2, 3, 4] qui l'ont appliqué au problème du proche sillage laminaire. Sur le plan expérimental, une étude très détaillée de ce phénomène a été effectuée par HAMA [5] qui s'est plus particulièrement attaché à mettre en évidence les conditions d'apparition du "lip-shock".

Le cas de la détente rapide d'une couche limite restant au contact d'une paroi a été envisagé, pour le régime laminaire, par ZAKKAY, TOBA et KUO [6]. Ces auteurs traitent le problème en distinguant dans la couche limite deux portions : une couche externe où l'écoulement peut être considéré comme non visqueux mais rotationnel et, au voisinage de la paroi, une sous couche où la viscosité intervient de façon prépondérante. Toutefois, dans la méthode de calcul proposée, le détail du processus de détente ainsi que l'influence du gradient transversal de pression sont ignorés.

Dans la présente étude la méthode de ZAKKAY et al est appliquée au cas turbulent en utilisant pour le calcul de la portion de couche limite supposée non visqueuse une méthode plus évoluée.

II.3.2. Hypothèse de calcul

Pour un écoulement supersonique de nombre de Mach relativement élevé ($M > 2$) et en régime turbulent, la portion subsonique de la couche limite a une épaisseur extrêmement faible, de l'ordre du centième de l'épaisseur totale. Il est alors légitime de supposer que le comportement de cette couche subsonique est pratiquement sans effet sur l'évolution de la partie supersonique de l'écoulement. Cette supposition serait plus contestable en régime laminaire où il y aurait lieu, en particulier, de tenir compte de l'interaction de l'aval vers l'amont qui se produit au niveau de D, ainsi que le montrent les travaux de HAMA, WEISS et NELSON [7].

On peut admettre également que, dans la majeure partie de la portion supersonique de la couche limite, les termes de viscosité et de tension turbulente sont négligeables devant les forces de pression et d'inertie au cours du processus de détente rapide. En conséquence, cette fraction de l'écoulement peut être calculée de façon rigoureuse par la méthode des caractéristiques en fluide rotationnel, comme le suggère WEINBAUM.

Au voisinage immédiat de la paroi, l'hypothèse d'une viscosité nulle est évidemment en défaut. Il faut donc distinguer dans la couche limite une portion que nous appellerons sous couche limite où les forces de viscosité jouent un rôle prépondérant et qui, en conséquence, doit être calculée par une autre méthode. En aval du point D, l'épaisseur de cette sous couche, ainsi que l'indiquent les sondages (Fig 5), est voisine de 1 mm et est supérieure à celle de la portion subsonique. L'examen des courbes tracées Fig 4b montrent que, sur cette épaisseur, le gradient de pression statique est pratiquement nul. On peut donc envisager de calculer le développement de la sous couche limite en utilisant une méthode classique basée sur l'intégration de l'équation de KARMÁN.

II.3.3. Résultats de calcul

Dans l'exemple étudié, la portion supérieure de la couche limite a été calculée en partant d'une caractéristique issue d'un point situé à 0,2 mm de la paroi où le nombre de Mach est déjà égal à 1,47. Les conditions sur cette caractéristique, pression statique, pression génératrice, ont été déduites d'un sondage de l'écoulement effectué immédiatement en amont de D. Le fluide est supposé isenthalpique et son rapport des chaleurs spécifiques constant égal à 1,4. En outre il est admis, qu'avant détente, le vecteur vitesse est partout parallèle à la paroi. Pour tenir compte approximativement de la portion de couche limite négligée, la paroi en aval de D a été décalée de 0,2 mm.

La répartition de pression pariétale donnée par ce calcul est en bon accord avec l'expérience, ainsi qu'on peut le constater Fig 3. Ce résultat montre que l'écart, mentionné au § II.2., entre l'évolution de pression mesurée et le niveau théorique correspondant à la détente d'un écoulement irrotationnel non visqueux est dû essentiellement au gradient d'entropie introduit par la couche limite.

Le calcul a été effectué en supposant que les ondes de détente avaient pour origine commune un point situé à 0,2 mm au-dessus de D et en considérant une déviation initiale de 27 degrés, égale à l'angle de rotation de la paroi. En fait l'organisation de l'écoulement au voisinage de D est beaucoup plus compliquée, ce qui explique le léger écart entre la théorie et l'expérience immédiatement en aval de ce point. La structure réelle de l'écoulement est schématisée Fig 6. Dans le faisceau de détente, les ondes de Mach ont des origines, non pas confondues, mais réparties sur une certaine longueur de la ligne

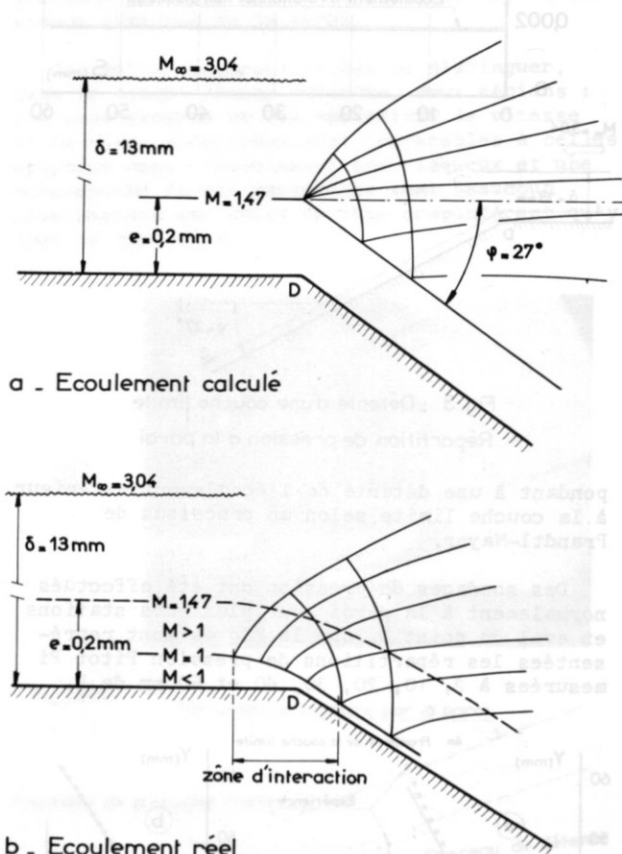


Fig. 6 Détente d'une couche limite

Schémas de l'écoulement à l'origine de la détente

sonique intérieure à la couche limite. De plus, la direction du vecteur vitesse résulte d'un phénomène complexe d'interaction entre les zones d'écoulements subsonique et supersonique. Enfin, un domaine d'influence de l'aval sur l'amont existe dont l'effet doit être localement important, même si son étendue est extrêmement réduite dans le cas turbulent.

L'organisation générale de l'écoulement calculé est représentée Fig 7 où sont tracées la première et la dernière caractéristiques du faisceau de détente, la frontière de la couche limite (qui est une ligne de courant dans le cadre des hypothèses admises), ainsi que celle de la sous couche limite.

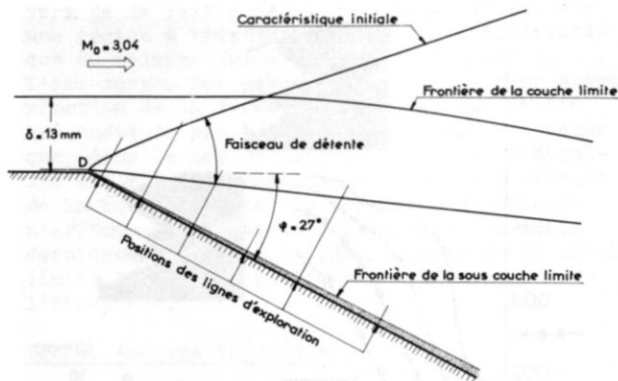


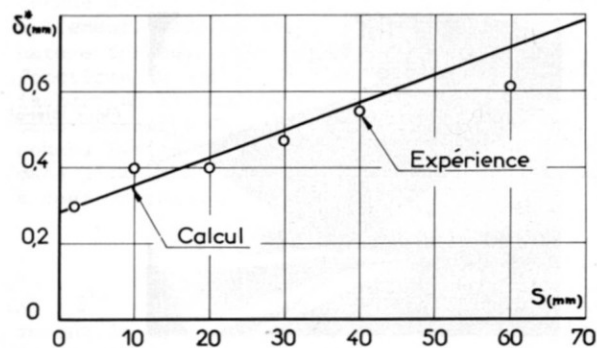
Fig. 7 - Détente de la couche limite

Organisation de l'écoulement déduite du calcul

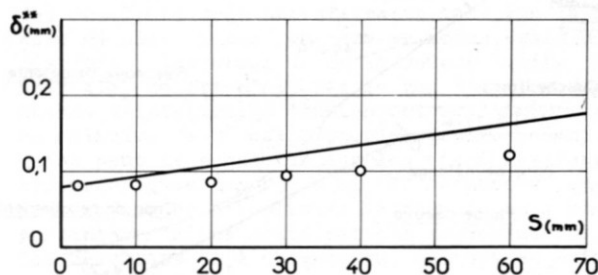
Au dehors de cette sous couche, les répartitions transversales de pression calculées par la méthode des caractéristiques sont remarquablement en accord avec l'expérience, ainsi qu'on peut le constater Figs 4a, 4b et 5. Cette concordance persiste jusqu'à 60 mm en aval de D, c'est-à-dire sur une distance sensiblement égale à 5 fois l'épaisseur de la couche limite initiale.

Le développement de la sous couche limite a été déterminé par la méthode de MICHEL [8] en prenant comme conditions à la frontière celles résultant du calcul précédent et caractérisées par la courbe de pression représentée Fig 3. L'effet du gradient transversal externe de pression génératrice a été négligé. Cette simplification semble raisonnable si l'on en juge d'après les courbes de la Fig 5 qui montrent que la pression Pitot évolue peu rapidement à l'extérieur de la sous couche. Le choix des valeurs initiales, à partir desquelles l'équation de KARMAN peut être intégrée, pose un problème difficile. En effet, les caractéristiques de la sous couche limite, immédiatement en aval de D, résultent de phénomènes très complexes dont certains ont été évoqués plus haut. Dans le cas présent, cette difficulté a été éludée en adoptant comme épaisseur de quantité de mouvement initiale celle déduite des sondages exécutés à 2 mm en aval de D, et en considérant que la sous couche limite s'étend jusqu'au niveau, indiqué par une flèche sur la Fig 5, à partir duquel l'hypothèse d'une viscosité négligeable est en défaut, ainsi que le montre l'écart notable entre le calcul et l'expérience dans cette région. Un calcul effectué dans de telles conditions permet seulement de voir dans quelle mesure le développement ultérieur de la sous couche limite peut être prédit.

Les évolutions des épaisseurs de déplacement et de quantité de mouvement calculées sont représentées Figs 8a et 8b où sont également portés les points expérimentaux. Les valeurs mesurées ont été déterminées à partir des sondages de pression en plaçant la frontière de la sous couche limite au niveau du coude que présentent les explorations de pression Pitot près de la paroi (Voir Fig 5). L'accord relativement bon entre le calcul et l'expérience montre que la sous couche est effectivement turbulente, ainsi qu'il a été supposé.



a. Epaisseur de déplacement



b. Epaisseur de quantité de mouvement

Fig. 8 - Détente d'une couche limite

Epaisseurs caractéristiques de la sous couche limite

Une nouvelle détermination de l'écoulement supposé non visqueux a été effectuée en corrigeant la paroi de l'épaisseur de déplacement de la sous couche limite. La courbe de pression obtenue, tracée Fig 3, se rapproche de l'expérience. Toutefois, au voisinage de D un écart subsiste par suite des effets locaux mentionnés plus haut.

Les résultats très satisfaisants, obtenus dans le cas d'une simple détente, permettent d'envisager l'application des méthodes de calcul présentées au problème plus complexe de l'interaction d'un choc et d'une couche limite.

III. Etude de l'interaction d'une onde de choc et d'une couche limite turbulente en aval d'une discontinuité de paroi

III.3. Configuration étudiée

En pratique, pour la prise d'air envisagée, l'onde de choc issue de la lèvre de la carène tombe dans la région du point D, où la paroi présente une discontinuité, et provoque le décollement de la couche limite.

L'étude sera limitée au cas où le décollement se fixe en D. La visualisation strioscopique et le schéma présentés Fig 9 montrent l'organisation de l'écoulement pour une telle configuration. En aval de D se forme une zone de fluide mort, sensiblement isobare, sur laquelle le choc incident est réfléchi en un faisceau de détente. L'écoulement décollé recolle sur la paroi au voisinage du point R en se recomprimant au travers d'une série d'ondes qui se focalisent en un choc.

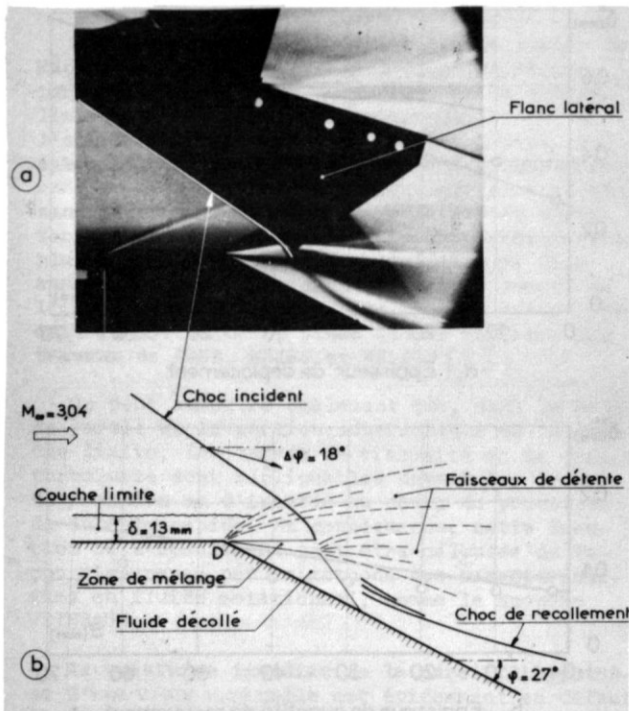


Fig.9 Interaction choc-couche limite

- a. Strioscopie de l'écoulement
- b. Schéma de l'écoulement

Selon l'intensité du choc incident, sa position et l'angle de déviation de la paroi, le décollement en D s'accompagne d'une compression ou d'une détente. Seul le deuxième cas (Fig 9a), qui se prête plus aisément au calcul, sera étudié ici.

III.2. Résultats expérimentaux

La géométrie de la paroi, les caractéristiques de l'écoulement supersonique ainsi que celles de la couche limite sont les mêmes que pour l'étude présentée précédemment.

Le choc incident est produit par une plaque plane à bord d'attaque aigu, d'envergure 120 mm, placée sous une incidence de 18 degrés. Cette plaque est munie de flancs latéraux dont le but est d'éviter le décollement de la couche limite des parois de la soufflerie.

Les répartitions de pression pariétale ont été relevées pour plusieurs positions du choc incident et sont représentées Fig 10. Lorsque l'importance de la région décollée augmente, une zone isobare apparaît qui s'étend progressivement.

Pour la position du choc la plus reculée, correspondant à l'étendue décollée maximale, des explorations transversales de pression ont été effectuées à différentes stations en aval de D (10, 20, 40 et 60 mm). Les profils de pression Pitot obtenus sont reportés Fig 11. Sur les trois premières courbes (10, 20 et 40 mm) on remarquera la zone à pression constante au tra-

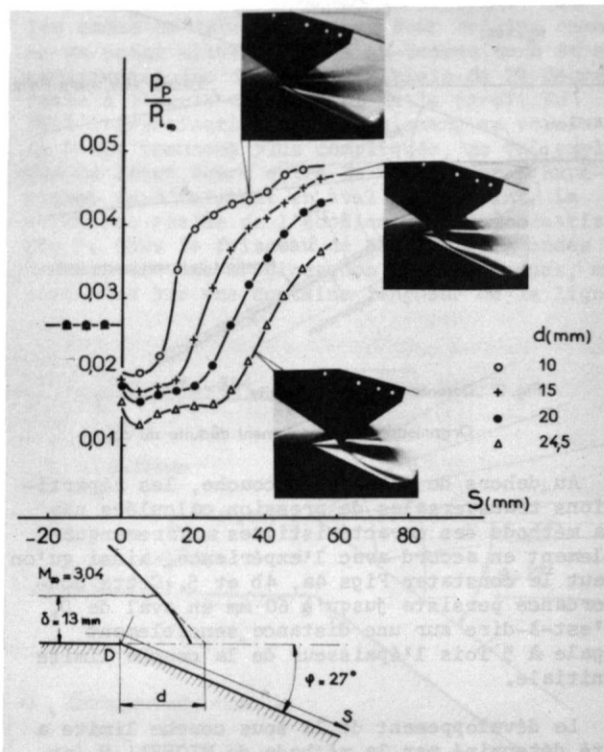


Fig.10 Interaction choc-couche limite - Répartitions de pression à la paroi en fonction de la position du choc

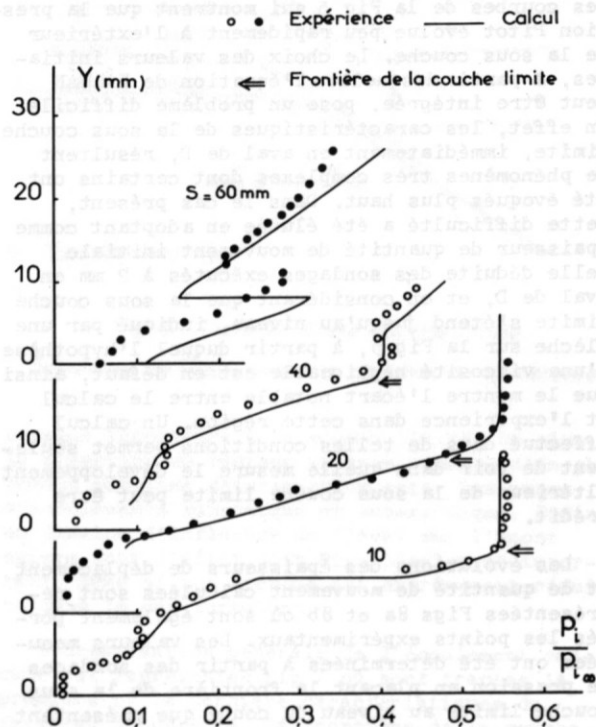


Fig.11 Interaction choc-couche limite Sondages transversaux

vers de la partie décollée à laquelle succède une région à très fort gradient, caractéristique du mélange qui s'établit au contact de l'eau-morte. Sur ces courbes, la position approximative de la frontière de la couche limite est indiquée par une flèche. On peut constater que, dans le cas présent où la longueur décollée est relativement faible devant l'épaisseur de la couche limite, le processus de mélange n'affecte que la portion inférieure de cette dernière, la partie la plus externe de la couche limite "ignorant" pratiquement l'existence de l'eau-morte.

III.3. Analyse théorique

III.3.1. Généralités

En régime laminaire, l'interaction d'un choc et d'une couche limite a été étudiée notamment par LEES et REEVES [9] qui ont proposé une théorie basée sur une méthode intégrale postulant l'existence d'une famille de profils de vitesse à un paramètre. En turbulent, il n'existe à ce jour, aucune méthode analogue permettant de traiter ce problème bien que, récemment, ALBER et LEES [10] aient proposé une technique intégrale s'appliquant au proche sillage turbulent.

Toutefois, si le point de décollement est fixé, le problème de l'interaction est analogue à celui du recollement en aval d'une marche quand la frontière de l'écoulement externe décollé est déviée par une perturbation localisée et concentrée (Voir Fig 12). Or, en régime turbulent, le phénomène de recollement a fait l'objet de nombreux travaux [11 - 12 - 13 - 14] à partir desquels a été bâtie une théorie globale, semi-empirique, qui permet de prédire la pression de la zone isobare décollée ainsi que la longueur approximative de décollement.

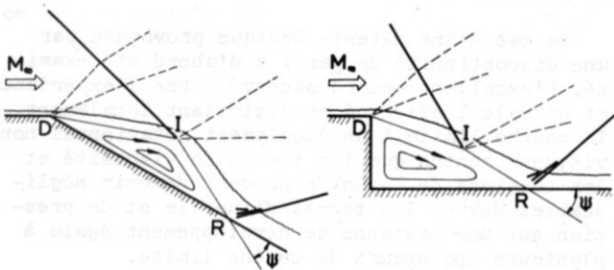


Fig.12 Analogie des problèmes d'interaction et de recollement

Nous allons rappeler, très brièvement, les principes fondamentaux de cette théorie et tenter son application au cas présent.

Considérons un écoulement supersonique décollé, à couche limite turbulente, qui recolle sur une paroi en subissant une déviation Ψ . La théorie du recollement turbulent impose à Ψ de satisfaire la relation :

$$\Psi = \bar{\Psi} + \frac{\partial \bar{\Psi}}{\partial C_q} \cdot C_q$$

connue sous le nom de critère angulaire de recollement. Pour un gaz isenthalpique et de nature donnée, $\bar{\Psi}$ et $\frac{\partial \bar{\Psi}}{\partial C_q}$ sont des fonctions du nombre de Mach sur la frontière isobare de l'écoulement décollé. Le coefficient sans dimension C_q caractérise les effets de couche limite initiale et d'injection de masse dans l'eau-morte. En l'absence d'injection, il a pour expression :

$$C_q = \frac{\delta^{**}}{\ell}$$

où δ^{**} est l'épaisseur de quantité de mouvement de la couche limite initiale et ℓ la longueur totale de mélange [15].

La théorie du recollement turbulent donne des résultats très satisfaisants tant que la zone décollée a une longueur au moins égale à dix fois l'épaisseur δ de la couche limite initiale, ce qui n'est pas le cas pour les domaines d'interaction étudiés ici où l'importance relative de δ est bien plus grande, ainsi qu'on peut le constater sur les visualisations stroboscopiques des Fig 9 et 10. Néanmoins, on peut envisager d'appliquer la théorie en y apportant certaines modifications suggérées par les résultats déjà obtenus qui mettent en évidence les faits suivants :

- sur une distance modérée, la viscosité a un effet négligeable sur le développement de la majeure partie de la couche limite lorsque celle-ci est soumise à des gradients de pression intenses et localisés.

- lors d'un décollement, le processus de mélange n'affecte à l'origine que la portion inférieure de la couche limite et se développe entièrement à l'intérieur de celle-ci sur une distance égale à plusieurs épaisseurs δ .

En conséquence, le critère de recollement sera appliqué à un écoulement rotationnel incluant la plus grande partie de la couche limite, le reliquat, d'importance relative très faible, étant assimilé à un effet perturbateur pris en compte par le coefficient C_q .

La validité de cette hypothèse a été contrôlée en calculant, par la méthode des caractéristiques, le champ aérodynamique de la configuration de décollement pour laquelle des sondages de pression transversaux ont été effectués (position du choc incident repérée par $d = 24,5$ mm). Pour ce calcul, la pression dans la zone décollée a été imposée égale à la valeur mesurée et a été considérée comme "non visqueuse" la portion de couche limite située, en D, à une distance de la paroi supérieure à 1 mm. L'organisation de l'écoulement calculé est représentée Fig 13, où ont été tracés le choc incident, le choc de recollement, la frontière de la couche limite et les faisceaux de détente issus de D et du point d'impact du choc incident sur la frontière isobare de la zone décollée.

Les profils théoriques de pression Pitot sont représentés Fig 11. Pour les trois premières positions (à 10, 20 et 40 mm en aval de D), l'accord avec l'expérience peut être considéré comme satisfaisant. En revanche pour la dernière position, qui se trouve au-delà du recollement,

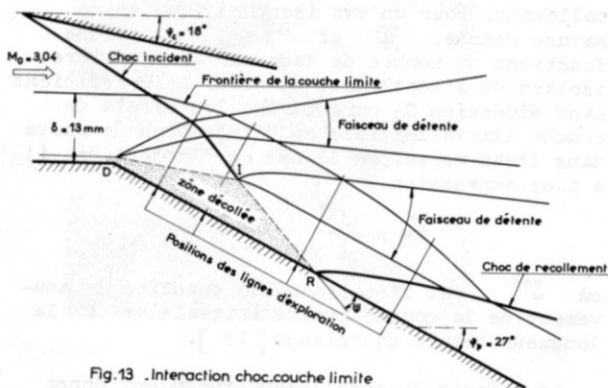


Fig. 13 . Interaction choc.couche limite

Organisation de l'écoulement déduite du calcul

l'écart est notable. Cette différence vient du fait qu'en R la recompression ne s'effectue pas au travers d'un choc unique attaché à la paroi, mais progressivement. Ces résultats encourageants permettent d'envisager favorablement l'application de la théorie du recollement turbulent.

Le principe de calcul est le suivant : pour une valeur, fixée a priori, de la pression de décollement P_1 , la partie de l'écoulement supposée isentropique est calculée par la méthode des caractéristiques afin d'obtenir les conditions à la frontière de l'eau-morte (nombres de Mach), la longueur de mélange DIR et l'angle de recollement Ψ (Voir Fig 13). A partir de ces résultats et en considérant un nombre de Mach moyen le long de DIR (de part et d'autre de I les nombres de Mach, dans le cas présent, diffèrent d'environ 5%) les fonctions Ψ et $\frac{\delta\Psi}{\delta C_q}$, caractéristiques du recollement, ainsi que le terme de perturbation C_q sont calculés. On en déduit la valeur que devrait avoir l'angle de recollement Ψ si la pression P_1 choisie était la solution du problème. Le calcul est recommencé jusqu'à ce que les deux valeurs de Ψ ainsi obtenues coïncident.

La confrontation avec l'expérience des résultats donnés par cette méthode est présentée Fig 14 où est portée l'évolution de la pression de décollement P_1 en fonction de la position du choc incident. L'écart entre les deux courbes est en moyenne de 15% et tend à diminuer lorsque, l'étendue de la zone décollée augmentant, une région isobare de longueur appréciable s'établit. Le fait que les valeurs expérimentales soient systématiquement inférieures à celles calculées peut être attribué à un effet d'aspiration dû aux phénomènes marginaux. En effet, l'envergure de la plaque produisant le choc étant inférieure à celle de la veine, la pression sur les bords du montage est plus basse que celle de la zone décollée.

La méthode qui vient d'être présentée offre ainsi la possibilité de prédire, avec une précision relativement bonne, l'étendue du décollement d'une couche limite turbulente soumise à un choc, lorsque le point de décollement D est connu a priori (par exemple fixé à une discontinuité de paroi). Elle a été confrontée avec l'expérience dans le cas où en D se forme une détente, mais elle peut également s'appliquer lorsque le dé-

collement s'accompagne d'un choc, configuration qui ne diffère de la précédente que par une plus grande complexité dans le calcul de la partie de l'écoulement supposée non visqueuse.

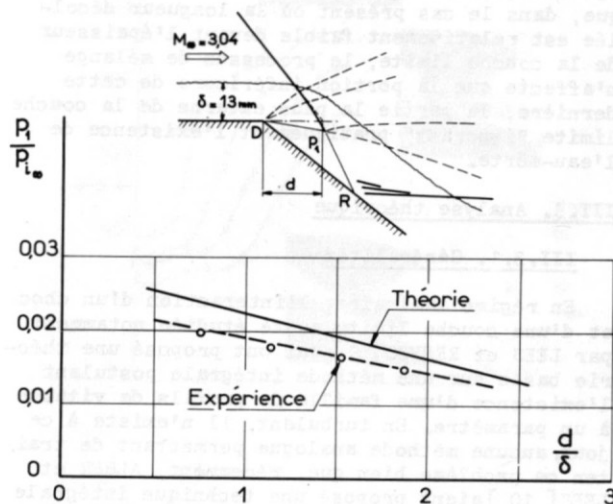


Fig. 14 . Interaction choc-couche limite

Pression de décollement en fonction de la position du choc

IV. Conclusion

Pour une prise d'air hypersonique à compression supersonique externe destinée à un statoréacteur à combustion supersonique la couche limite représente une fraction importante de l'écoulement capté. Au voisinage de la section d'entrée, cette couche limite, généralement turbulente, peut être soumise à des gradients de pression intenses et localisés.

Le cas d'une détente brusque provoquée par une discontinuité de paroi a d'abord été examiné. L'excellent accord observé entre l'expérience et un calcul effectué en assimilant localement la couche limite à un écoulement rotationnel non visqueux montre que les forces de viscosité et les tensions de Reynolds peuvent devenir négligeables devant les termes d'inertie et de pression sur une distance de développement égale à plusieurs épaisseurs de couche limite.

La viscosité n'intervient de façon prépondérante que dans un étroit domaine au contact de la paroi le long de laquelle se développe une sous couche limite. Le comportement de cette sous couche au niveau du point origine de la détente échappe pour le moment à l'analyse, mais son évolution ultérieure peut être prédite de façon satisfaisante par une méthode classique, basée sur l'intégration de l'équation de KÁRMÁN.

Le cas où la couche limite décolle sous l'effet d'un choc tombant à courte distance en aval de la discontinuité de paroi a été ensuite envisagé. Lorsque l'étendue du décollement est faible, les résultats expérimentaux montrent que l'on peut également distinguer dans le fluide deux régions : une zone extérieure où l'écoulement est pratiquement isentropique et rotation-

nel, et une zone intérieure où la viscosité joue un rôle essentiel et se manifeste par les phénomènes de mélange avec l'eau-morte et de recollement. Une méthode de calcul permettant de prédire la pression de la zone décollée et l'étendue du décollement est proposée pour le cas où le point de séparation est connu à priori. Cette méthode conduit à des résultats dont la comparaison avec l'expérience est encourageante.

Références

- [1] CARRIERE P. et SIRIEIX M. - Facteurs d'influence du recollement d'un écoulement supersonique.
Xème Congrès International de Mécanique Appliquée, Stresa (1960).
- [2] WEINBAUM S. - Rapid expansion of a supersonic boundary-layer and its application to the near wake.
A.I.A.A. Journal, Vol. 4, n° 2, pp.217-226.
- [3] WEISS R.F. - The near wake of a wedge.
Avco Everett Research Lab., Research Rept. 197 (Décembre 1964).
- [4] WEISS R.F. et WEINBAUM S. - Hypersonic boundary-layer separation and the base flow problem.
A.I.A.A. Journal, Vol. 4, n° 8, pp.1321-1330.
- [5] HAMA F.R. - Experimental investigation of wedge base pressure and lip shock.
Jet Propulsion Laboratory, Technical Rept. 32-1033 (Décembre 1966).
- [6] ZAKKAY V., TOBA K. et KUO T.J. - Laminar, transitional and turbulent heat transfer after a sharp convex corner.
A.I.A.A. Journal, Vol. 2, n° 8, pp.1389-1395
- [7] WEISS R.F. et NELSON W. - Upstream influence of the base pressure.
A.I.A.A. Journal, Vol. 6, n° 3, pp. 466-471
- [8] MICHEL R. - Couches limites turbulentes et calcul pratique des couches limites en fluide compressible.
Cours professé à l'ENSA et T.P. ONERA n°25 (1963).
- [9] LEES L. et REEVES B.L. - Supersonic separated and reattaching laminar flows : I. General theory and application to adiabatic boundary-layer-shock wave interaction.
A.I.A.A. Journal, Vol. 2, n° 10, pp.1907-1920.
- [10] ALBER I.E. et LEES L. - Integral theory for supersonic turbulent base flows.
A.I.A.A. Paper, n° 68-101.
- [11] KORST H., PAGE R. et CHILDS M. - A theory for base pressure in transsonic and supersonic flow.
University of Illinois, M.E. - T.N. 392-1 (1955).
- [12] CARRIERE P. et SIRIEIX M. - Résultats récents dans l'étude des problèmes de mélange et de recollement.
XIème Congrès International de Mécanique Appliquée - Munich (1964) et T.P. ONERA n° 165.
- [13] SIRIEIX M., MIRANDE J. et DELERY J. - Expériences fondamentales sur le recollement turbulent d'un jet supersonique.
Réunion de Spécialistes AGARD - Rhode-St-Genèse (Mai 1966) - AGARD C.P. n°4 (1966) et T.P. ONERA n° 326.
- [14] SIRIEIX M., DELERY J. et MIRANDE J. - Recherches expérimentales fondamentales sur les écoulements séparés et applications.
VIII Symposium Polonais de Dynamique des Fluides - Tarda (Septembre 1967) et T.P. O.N.E.R.A. n° 520.
- [15] SIRIEIX M. et SOLIGNAC J.L. - Contribution à l'étude expérimentale de la couche de mélange turbulent isobare d'un écoulement supersonique.
Réunion de spécialistes AGARD - Rhode-St-Genèse (Mai 1966) - AGARD C.P. n° 4 (1966) et T.P. ONERA n° 327.