Quelques aspects de la réduction de traînée

A few techniques of drag reduction

J. Cousteix

Chef du D.E.R.A.T., ONERA/CERT — Toulouse

On présente quelques techniques étudiées actuellement pour réduire la traînée de frottement. Une première classe de techniques repose sur le maintien du régime laminaire. Une seconde classe repose sur l'utilisation de manipulateurs de couche limite : insertion dans la couche limite de lamelles ou de profils parallèlement à la paroi (LEBU), parois rainurées (riblets).

This paper presents a few techniques which are presently studied to reduce the skin friction drag. A first category of techniques is based on the laminar flow control. A second category is based on the use of boundary layer manipulators : insertion in the boundary layer of thin plates or airfoils parallel to the wall (Large Eddy Break Up devices), grooved walls (riblets).

1. Introduction

Les divers moyens imaginés pour réduire la traînée des avions s'appuient d'abord sur une bonne connaissance de l'aérodynamique générale de l'avion et aussi sur une connaissance plus détaillée des problèmes relatifs à la transition laminaire-turbulent de la couche limite et de ceux relatifs à l'évolution de la turbulence.

On se limitera dans cet article à présenter quelques-uns des procédés actuellement étudiés pour réduire la traînée de frottement.

D'une façon générale, il y a, d'une part, les moyens qui visent à entretenir le régime laminaire aussi longtemps que possible et, d'autre part, ceux qui visent à diminuer le frottement turbulent.

Le contrôle de la laminarité de la couche limite est naturellement fondé sur l'analyse des facteurs agissant sur la transition. La connaissance de l'influence de ces facteurs repose sur une base théorique, la théorie de la stabilité des écoulements laminaires et sur une base expérimentale qui permet d'ébaucher les critères nécessaires à la détermination effective du point de transition.

Lorsque le nombre de Reynolds est très élevé, il est difficile de conserver le régime laminaire sur un parcours intéressant. Alors, on cherche plutôt à agir sur le frottement turbulent. Un premier procédé consiste à insérer des lamelles ou des profils à l'intérieur de la couche limite turbulente parallèlement à la paroi. Un second procédé consiste à installer une paroi sur laquelle de minuscules sillons sont tracés dans le sens de l'écoulement.

1. Calcul de la position de la transition sur une aile en flèche et influence d'une aspiration pariétale répartie DL : décollement laminaire; L : transition par instabilité longitudinale; T : transition par instabilité transversale.

2. Insertion de lamelles dans la couche limite pour réduire la traînée.

3. Cycle de production de turbulence. Evolution des phénomènes dans un système d'axes entraîné avec l'écoulement (d'après Praturi-Brodkey).

4. Evolutions longitudinales de l'épaisseur de déplacement δ_1 et de l'épaisseur de quantité de mouvement θ

● sans lamelle
○ avec lamelle ($e/\delta_0 = 0,007$; $h/\delta_0 = 0,3$; $\ell/\delta_0 = 0,75$)

2. La transition laminaire-turbulent

En écoulement bidimensionnel incompressible, le passage de la couche limite de l'état laminaire à l'état turbulent a fait l'objet d'un grand nombre d'études expérimentales qui ont permis d'en préciser les mécanismes principaux [1]. De plus, l'effet de nombreux paramètres a été mis en évidence [1] : gradient de pression, aspiration pariétale, turbulence de l'écoulement extérieur, courbure longitudinale de la paroi, rugosité de la paroi, compressibilité de l'écoulement, tridimensionnalité, ... La liste de tous ces paramètres suffit à montrer que le nombre de Reynolds est loin d'être le seul paramètre caractéristique du problème.

Actuellement, l'outil le plus utilisé pour étudier théoriquement la transition est la théorie de la stabilité linéaire. Il est bon de signaler quand même qu'une approche très prometteuse et qui est en plein développement consiste à analyser le phénomène de transition à l'aide de la résolution numérique directe des équations de Navier-Stokes.

La procédure mathématique de la théorie de stabilité consiste à faire un développement des équations de Navier-Stokes en petites perturbations et à analyser les modes propres de ces perturbations qui évoluent dans la couche limite. Suivant la forme de la distribution de vitesse dans la couche limite et le nombre de Reynolds la caractérisant, le calcul montre que les perturbations sont amorties ou amplifiées. Cette théorie retrace tout à fait correctement la forme et l'évolution des ondes d'instabilité naturelle dans la couche limite mais elle ne permet pas de prévoir le point de début de transition. La détermination de ce point repose d'une part sur le calcul de l'amplification des ondes les plus instables dans la couche limite et, d'autre part, sur un critère expérimental d'après lequel la transition débute lorsque l'amplification atteint un seuil critique e^n [2, 3] où n est un facteur qui dépend notamment de l'intensité de la perturbation de l'écoulement.

Les connaissances expérimentales et théoriques évoquées ci-dessus débouchent sur des techniques d'optimisation de profils d'ailes. L'un des objectifs est de définir des profils ayant une traînée aussi faible que possible. En fait, la définition complète d'un profil résulte d'un compromis entre de nombreux paramètres car il est clair que, hormis la traînée, le profil doit conserver de bonnes caractéristiques de portance, de moment, etc.

La réduction de la traînée peut être réalisée en jouant sur la forme du profil d'aile de façon à bénéficier de l'effet stabilisant d'un gradient de pression négatif sur une partie importante de l'extrados à partir du bord d'attaque. Mais, pour assurer une portance acceptable, une recompression sur l'arrière du profil est nécessaire et elle risque d'entraîner des décollements indésirables.

Une autre technique, appelée active, consiste à aménager une aspiration pariétale de la couche limite à l'aide soit de parois poreuses, soit de parois à fentes. Le mécanisme agissant est double car la modification de la forme de la distribution de la vitesse dans la couche limite et la réduction de son épaisseur concourent à retarder l'apparition de la transition.

La figure 1 montre un exemple de calcul de la position de la transition pour différents taux d'aspiration pariétale [4]. La figure 1 montre également l'effet de la tridimensionnalité de l'écoulement dans la couche limite. Pour une valeur fixée du taux de turbulence, on constate une

avancée rapide de la transition vers le bord d'attaque. Ce mouvement est provoqué par une instabilité de l'écoulement transversal dans la couche limite qui déplace le point de transition vers des zones où l'écoulement étant accéléré, la couche limite serait restée laminaire si elle était bidimensionnelle. Ce phénomène est très important pour le dessin des ailes en flèche à laminarité étendue.

3. Manipulation de couche limite

Les procédés tendant à maintenir le régime laminaire ne sont raisonnablement concevables que si le nombre de Reynolds n'est pas trop grand, c'est-à-dire sur les ailes ou sur les parties avant de fuselage. Sur un fuselage entier, les nombres de Reynolds sont si élevés que les recherches sont plutôt tournées vers des tentatives de réduction du frottement turbulent [5].

Une technique consiste à insérer des lamelles ou des profils à l'intérieur de la couche limite turbulente parallèlement à la paroi (figure 2). L'une des explications du mécanisme d'action de ces dispositifs est liée au processus de la production de turbulence dans la couche limite. Grossièrement, on peut dire que la couche limite est composée de deux régions : une région interne où la production et la dissipation de turbulence sont intenses et une région externe où la turbulence est entretenue par l'excédent d'énergie turbulente produit dans la région interne et transporté par des mouvements turbulents. Schématiquement, la structure d'une couche limite turbulente est reliée à un cycle de mouvements comprenant d'abord des éjections de fluide à partir d'une zone proche de la paroi et ensuite un entraînement de fluide extérieur dû aux grosses structures dans la partie externe (figure 3) [6]. À l'aide de mesures de corrélations de vitesses en deux points, il a été montré que l'un des effets du manipulateur et du sillage qu'il crée est de couper la communication entre les régions interne et externe de la couche limite et donc de modifier le cycle de production de la turbulence [7].

L'effet de l'insertion d'une lamelle dans une couche limite turbulente se développant en écoulement uniforme a été contrôlé par des mesures à l'aide de l'anémométrie à fil chaud [8]. La vitesse de l'écoulement extérieur est 24 ms^{-1} et, au droit du manipulateur, les caractéristiques de la couche limite sont : épaisseur physique $\delta_0 = 17 \text{ mm}$, nombre de Reynolds formé avec l'épaisseur de quantité de mouvement $R_\theta \approx 2\,500$. L'ensemble des paramètres géométriques définissant le manipulateur n'a pas été optimisé. Cependant, pour $e/\delta_0 = 0,007$, $h/\delta_0 = 0,3$, $l/\delta_0 = 0,75$, un léger gain de traînée (de l'ordre de 2 %) a été obtenu à l'abscisse $X/\delta_0 = 50$: ce résultat a été déduit de la mesure de l'épaisseur de quantité de mouvement θ (figure 4) qui, en l'absence de variations de la pression statique, représente directement la traînée (ceci suppose, en particulier, d'être assez loin du manipulateur pour pouvoir négliger les variations de pression induites par celui-ci). On constate que les courbes $\theta(x)$ avec et sans manipulateur se croisent : au droit du bord de fuite du manipulateur, le surépaississement est lié à la traînée propre du corps inséré ; la diminution de la pente s'explique par la réduction locale du coefficient de frottement.

5. Evolution des profils de vitesse longitudinale U/U_e
 ● sans lamelle ○ avec lamelle

6. Evolution des profils de l'intensité longitudinale de turbulence $(\overline{u'^2})^{1/2}/U_e$
 ● sans lamelle ○ avec lamelle

7. Evolution des profils de la tension turbulente $-\overline{u'v'}/U_e^2$
 ● sans lamelle ○ avec lamelle

Le développement du sillage du manipulateur, centré autour de $h = 5$ mm, est nettement visible sur les profils de vitesse (figure 5). Progressivement, ce sillage s'estompe et se mélange à l'ensemble de l'écoulement.

L'évolution des profils de l'intensité longitudinale de turbulence est plus intéressante à analyser (figure 6). Au voisinage immédiat du bord de fuite du manipulateur ($X/\delta_0 = 0,3$), on observe un accroissement de cette intensité de turbulence mais, plus en aval, ($X/\delta_0 = 1,2$ et $X/\delta_0 = 3,8$), on observe au contraire une diminution. Une explication possible est que la turbulence créée par le manipulateur a une échelle de longueur ℓ beaucoup plus petite que celle de la turbulence préexistant dans la couche limite. Or, le taux de dissipation est de la forme $\varepsilon = u^3/\ell$. Il s'ensuit que la décroissance de la turbulence est plus rapide avec que sans manipulateur et il n'est pas contradictoire d'observer une réduction de l'intensité de turbulence.

L'effet est plus spectaculaire sur les profils de la tension turbulente apparente $-\overline{u'v'}/U_c^2$ (figure 7); même au voisinage du manipulateur, ceux-ci sont perturbés sur environ 60 % de l'épaisseur de couche limite. La diminution de la tension est très forte sous le sillage du manipulateur et, à certaines stations ($X/\delta_0 = 0,3$, $X/\delta_0 = 1,2$), cette tension s'annule. Ces mesures mettent clairement en évidence le rôle joué par le sillage sur le processus de réduction de la turbulence et, par conséquent, sur celui de la réduction de la traînée de frottement.

Des essais de calcul de l'effet des manipulateurs ont été réalisées en résolvant les équations de Navier-Stokes moyennées avec comme modèle de turbulence, un modèle $k - \varepsilon$ ou un modèle avec équation de transport pour les tensions de Reynolds. Qualitativement, ces modèles reproduisent bien les résultats expérimentaux, mais ils ne sont pas tout à fait suffisants pour qu'ils soient réellement des outils permettant d'optimiser les dispositifs de réduction de traînée.

Un second procédé activement étudié pour réduire la traînée de frottement consiste à modifier la géométrie de la paroi en creusant de minuscules sillons dans le sens de l'écoulement (figure 8). Plusieurs types de surface ont été essayées par des couches limites de plaque plane. Des mesures de l'épaisseur de quantité de mouvement ont été réalisées et ont permis d'en déduire les variations du coefficient de traînée défini pour la partie de la surface équipée de rainures; la valeur de référence est celle déterminée en paroi lisse. Un ensemble de résultats expérimentaux obtenus est représenté sur la figure 9 pour les géométries $S = h$, $S = 2h$ et $S = 3h$. Les variations relatives de traînée sont portées en fonction de la profondeur h^+ exprimée en variables de paroi ($h^+ = hU_c/\nu$; $U_c = \sqrt{\tau_p/\rho}$; τ_p = contrainte de frottement pariétal). On constate que pour des valeurs de h^+ inférieures à 15, des gains significatifs de traînée ont été enregistrés.

Des mesures détaillées de l'écoulement dans la couche limite en aval de la paroi rainurée ont été réalisées. On observe qu'il n'y a pratiquement pas de changement sur la structure de la turbulence dans la partie extérieure de la couche limite. De fait, le mécanisme d'action des parois rainurées n'est pas encore bien connu. L'une des explications avancées est la formation, dans le creux des sillons, d'un écoulement à faible vitesse qui conduirait à un faible frottement alors que, sur les crêtes, il y aurait un frotte-

ment plus intense; le gain de traînée résulterait simplement d'un bilan positif lorsque la géométrie est appropriée. L'effet éventuel sur la turbulence ne serait qu'une conséquence et non pas la cause de la variation du frottement. Si une telle hypothèse était correcte, des gains de traînée pourraient être observés même en couche limite laminaire; de fait, des premiers résultats de calcul par résolution des équations de Navier-Stokes semblent indiquer qu'il en est ainsi.

8. Parois rainurées pour réduire la traînée de frottement.

9. Coefficient de traînée relatif à la portion de paroi rainurée.

4. Conclusions

L'amélioration des connaissances dans le domaine de la transition laminaire-turbulent et dans celui de la turbulence ont permis d'imaginer et de définir des dispositifs destinés à réduire la traînée des avions. Différents moyens envisagés, actifs ou passifs, ont pour but d'agir sur la transition ou sur la structure de la turbulence. Des résultats positifs ont été obtenus, au moins sur le papier ou dans des conditions de laboratoire.

Des méthodes de prévision existent pour déterminer l'influence des divers facteurs agissant sur la transition. Il faut bien remarquer que ces méthodes reposent en grande partie sur un ensemble important de résultats expérimentaux; il convient d'être prudent dans leur application et de ne les utiliser que dans le cadre suivant lequel elles ont été établies.

Dans le domaine de la réduction de frottement turbulent à l'aide de manipulateurs, le recours à l'expérience reste le moyen d'étude privilégié car des progrès restent à réaliser pour que les méthodes de calcul deviennent des outils d'optimisation.

Références

- [1] ARNAL D. — *Description and prediction of transition in two-dimensional, incompressible flow* — AGARD Report N° 709 Special Course on Stability and Transition of Laminar Flow (1984).
- [2] SMITH A.M.O., GAMBERONI N. — *Transition, pressure gradient and stability theory* — DOUGLAS Aircraft Co. Rpt. ES 26388, EL SEGUNDO, California (1956).
- [3] VAN INGEN J.L. — *A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region* — Univ. of Tech., Dpt. of Aero. Eng., Rept. UTH 74, DELFT (1956).
- [4] MICHEL R., COUSTOLS E., ARNAL D. — *Transition calculations in three-dimensional flows* — *Symposium on Numerical and Physical Aspects of Aerodynamic Flows*, Long Beach, California (1985).
- [5] BUSHNELL D.M. — *Turbulent drag reduction for external flows* — *Special Course on Aircraft Drag Prediction and Reduction* — AGARD-R-723 (1985).
- [6] PRATURI A.K., BRODKEY R.S. — *A stereoscopic visual study of coherent structures in turbulent shear flow* — *J. Fluid Mech.*, Vol. 89, Part 2 (1978).
- [7] BLACKWELDER R.F., CHANG S.I. — *Length scales and correlations in a LEBU modified turbulent boundary layer* — *AIAA* 86-0287 (1986).
- [8] COUSTOLS E., COUSTEIX J. — *Réduction du frottement turbulent : modérateurs de turbulence* — *La Recherche Aéronautique*, N° 1986-2.

Adresse de l'auteur

Monsieur J. Cousteix
chef du DERAT
ONERA/CERT
2, avenue Edouard Belin
31055 Toulouse Cedex