



ECOLE D'INGENIEURS DE GENEVE

LES NOTES TECHNIQUES DU CMEFE

**ANALYSE DE COUCHES LIMITEES ET  
MINIMISATION DE LA TRAINEE**

Patrick Haas, Prof. HES

CMEFE-NT-02

Mars 2000



CMEFE – Groupe de compétences en mécanique  
des fluides et procédés énergétiques  
Ecole d'ingénieurs de Genève  
7, route du Pont-Butin  
CH 1213 Petit- Lancy

info@cmefe.ch  
<http://www.cmefe.ch>

Tél. 022 54 62 660  
Fax 022 54 62 661



## SOMMAIRE

Ce document a pour but de présenter de façon succincte une méthode permettant d'obtenir des formes optimales au sens de la traînée et du bruit. De par l'approche choisie, sa mise en oeuvre est simple et permet d'aboutir à des formes ayant un minimum d'influence sur la construction de l'objet en question.

Les modèles PAN2D et ACL proposés par le CMEFE sur la base de cette méthode, permettent de réaliser ce travail à l'aide d'environnements informatiques de type micro-système. Les coûts rattachés à leurs application sont donc très bas, ce qui permet notamment de pouvoir proposer cette méthode dans des situations où elle n'est traditionnellement pas envisagée.

Dans la pratique, cette méthode a montré que les gains sur la traînée peuvent aller jusqu'à 30%, et qu'elle est une manière efficace d'aborder le problème de la génération de bruit.

## NOTATION

$C_p$	Coefficient de pression $C_p = (p - p_{ref}) / (1/2 \rho U^2)$
$d$	Longueur caractéristique de l'écoulement (m)
$H$	Facteur de forme $H = \delta^* / \theta$
$R$	Rayon (m) (selon figure 2.1)
$Re$	Nombre de Reynolds $Re = (U \cdot d) / \nu$
$U$	Vitesse de l'air (m/s)
$\delta^*$	Epaisseur de déplacement (m)
$\theta$	Epaisseur de quantité de mouvement (m)
$\nu$	Viscosité cinématique de l'air ( $m^2/s$ )

## 1. OPTIMISER UNE FORME: DANS QUEL BUT ?

L'écoulement d'un fluide autour d'un corps a de nombreuses conséquences pratiques, notamment

1. La génération d'une distribution de pression pouvant atteindre dans certaines conditions des valeurs élevées
2. La génération de forces et moments
3. La génération de turbulence et de vorticités qui peuvent avoir un caractère fortement instationnaire, ce qui conduit à la génération de bruit

Dans le cadre d'une situation donnée certains de ces phénomènes aérodynamiques peuvent être recherchés. D'autres au contraire sont indésirables, par exemple, dans le cadre de l'étude d'un véhicule automobile ou ferroviaire : la traînée, la force latérale et le bruit. Dans tous les cas ces phénomènes sont interdépendants, et il est difficile de faire varier l'un d'eux sans que les autres soient également modifiés. On devra donc chercher un compromis, ce qui conduit généralement à une optimisation de la géométrie.

L'aspect aérodynamique d'une construction joue dans les domaines du transport, un rôle important. Il est vivement conseillé, si ce n'est de rechercher à grands frais des performances, de prendre au moins garde aux phénomènes aérodynamiques indésirables pouvant avoir lieu dans un écoulement.

Les chapitres suivants présentent une méthode permettant de minimiser les grandeurs suivantes :

- La traînée
- Le bruit et les instabilités générés par l'écoulement

## 2. ASPECTS PHYSIQUES DE L'OPTIMISATION DE FORME

Soit un corps ayant la forme suivante :

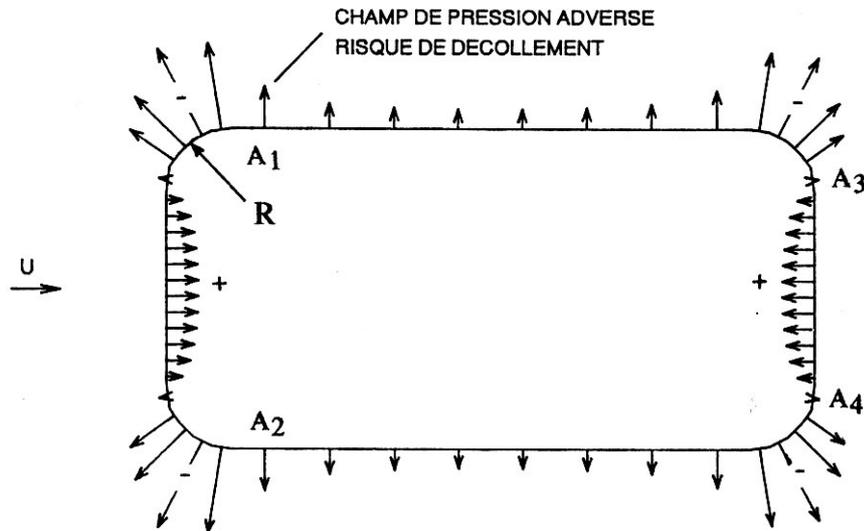


Figure 2.1 Géométrie envisagée et distribution de pression (irrotationnel)

Pour la géométrie ci-dessus, nous pouvons distinguer deux types de régions. Les premières où se produit essentiellement de la traînée de pression (faces avant et arrière), et les secondes, où se produit uniquement de la traînée de frottement (faces supérieure, inférieure et latérales). La méthode proposée sera appliquée aux régions du premier type.

Dans la distribution de pression ci-dessus, il existe le long de la surface du corps des régions pour lesquelles le champ de pression est adverse. C'est-à-dire qu'une particule de l'écoulement passe d'une valeur faible de la pression, à une valeur plus élevée (sens inverse au sens naturel,  $dP/ds > 0$ ). Désignons ces régions par les lettres  $A_i$ . Pour les régions  $A_2$  et  $A_4$ , il est assez difficile d'intervenir sans augmenter considérablement l'encombrement du corps, les variations de pression étant très fortes. Par contre, pour les régions  $A_1$  et  $A_3$ , la traînée peut facilement être réduite à son minimum, en mettant aux coins en question un rayon suffisant. On peut également montrer que lorsque ce rayon est grand, la variation de la pression est moins forte, et inversement.

Une analyse de la traînée de ce corps en fonction du rayon  $R$  nous montrerait qu'il existe un rayon critique  $R_c$  au delà duquel la traînée ne varie plus. On dit que la forme est optimale pour ce rayon, car elle correspond au meilleur volume intérieur du corps et à la traînée la plus faible (voir figure 2.2).

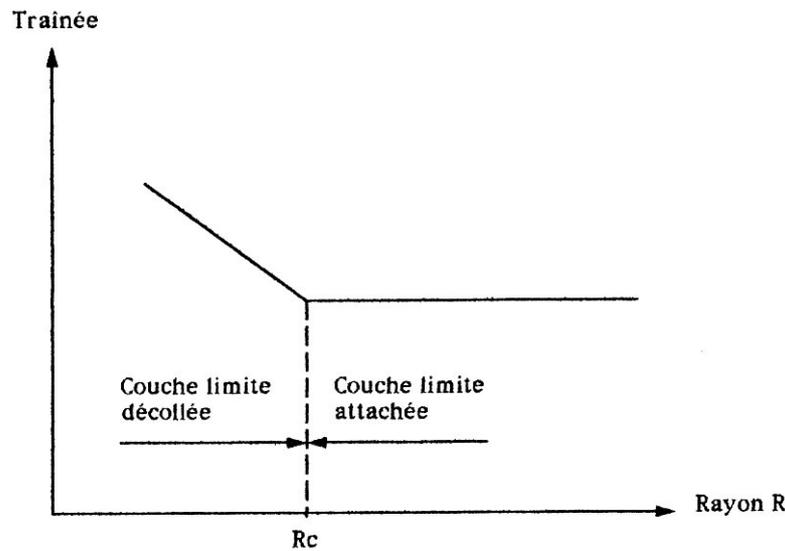


Figure 2.2 : Evolution de la traînée en fonction du rayon R

L'existence de ce rayon critique est due au comportement de l'écoulement dans la région en question. Pour un rayon plus faible que le rayon critique  $R_c$ , la variation de la pression est forte et ne peut être supportée par la couche limite, ce qui a pour conséquence le décollement de l'écoulement, donnant naissance à une recirculation (voir figure 2.3). La pression à la surface du corps en aval du point de décollement est alors très fluctuante, ce qui se traduit par un bruit intense dans cette région. De plus, les effets de ce décollement sur la distribution de pression autour du corps sont tels, qu'il y a une forte production de traînée. Pour un tel rayon des effets aérodynamiques indésirables se produisent.

Par contre, pour un rayon plus grand ou égal au rayon critique, la variation de pression peut être supportée par la couche limite, et l'écoulement reste collé. Le niveau de bruit reste alors acceptable et la traînée est minimale.

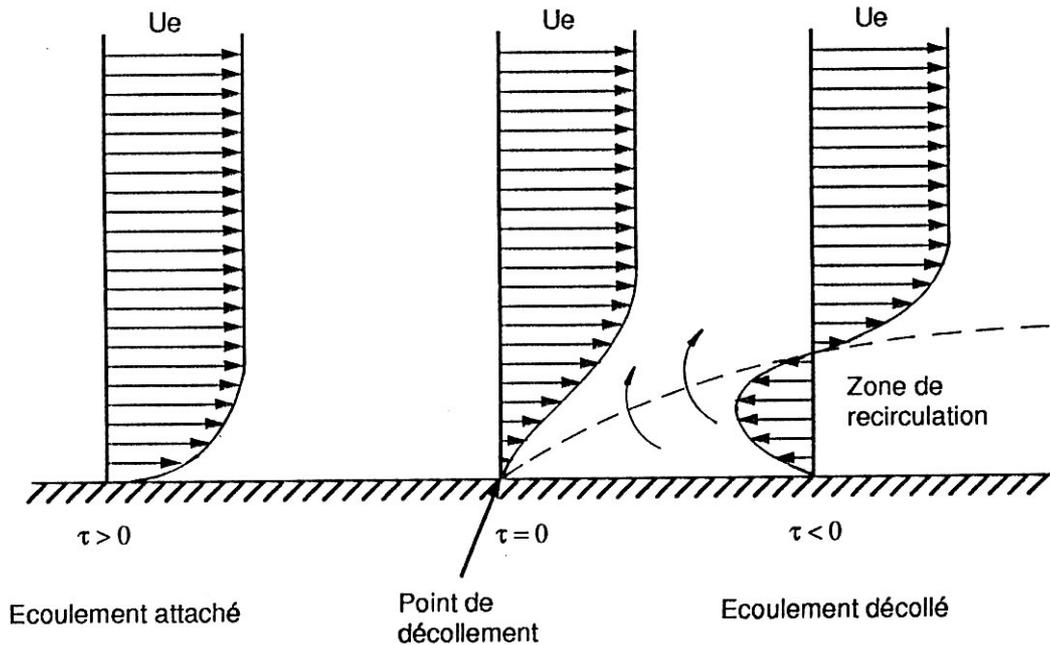


Figure 2.3 : Décollement d'une couche limite.

### 3. CHOIX D'UNE APPROCHE D'ANALYSE

On sait aujourd'hui que les phénomènes cités précédemment sont liés à la viscosité du fluide. L'optimisation d'une forme requiert donc l'étude d'un écoulement visqueux.

Une telle étude n'est pas simple et les approches existantes ont chacune leurs avantages et leurs inconvénients. La table 3.1 fait ressortir que les atouts d'une analyse de couche limite à partir des résultats obtenus avec un modèle d'écoulement irrotationnel (f) est efficace.

Sur la base de cette idée, le CMEFE a développé un modèle d'écoulement irrotationnel, ainsi qu'un modèle d'analyse de couche limite baptisés respectivement PAN2D et ACL. Le premier de ces modèles est d'une conception traditionnelle, il ne sera pas présenté dans ce document (réf. 7. 14 et 1). En revanche, le deuxième modèle est un problème plus délicat, c'est la raison pour laquelle nous allons le présenter.

	Approche	Exactitude	Délais	Coûts	Application
(a)	Théorique	Bonne	Moyens	Moyens	Se limite souvent à des cas triviaux.
(b)	Essais sur maquette	Bonne	Longs	Elevés	Problèmes d'échelle très importants pour l'analyse proposée.
(c)	Essais sur véhicule maquillé placé au vent naturel (grandeur réelle).	Excellente	Longs	Elevés	Disponibilité du véhicule et du site.
(d)	Numérique : volumes ou éléments finis	Bonne	Courts	Moyens	Nécessite des moyens de calcul performants. Nombres de Reynolds difficiles à atteindre.
(e)	Numérique : couplage fort visqueux / non-visqueux	Excellente	Courts	Moyens	Faibles puissances de calculs.
(f)	Numérique : Ecoulement irrotationnel + analyse de couche limite	Excellente	Courts	Faibles	Pas de prédiction des forces et des moments.

Table 3.1 : Comparaison des approches existantes pour l'analyse proposée (ne doit pas être utilisée pour d'autres types d'analyses).

#### 4. LE MODELE ACL

ACL est le modèle développé par le CMEFE pour analyser les couches limites à des nombres de Reynolds élevés.

L'algorithme du modèle est présenté à la figure 4.1. Une fois le champ de pressions (ou de vitesses) calculé à l'aide du modèle d'écoulement irrotationnel PAN2D, l'analyse de la couche limite est effectuée en commençant au point d'arrêt (vitesse nulle) à l'aide de méthodes intégrales (réf. 5, 6, 10 et 18). Dans le but de déterminer les points de transition et de décollement (laminaire et turbulent), différents critères ont été choisis. Ces critères sont à la base des résultats obtenus et c'est la raison pour laquelle ils ont fait l'objet d'une attention toute particulière.

Ces critères sont les suivants:

Critère de décollement laminaire : Selon Thwaites (réf. 18), Curle et Skan (réf. 5)

Décollement lorsque:  $H > 3,55$

Critère de transition : Selon Cebeci-Smith (réf. 3)

$$(Re_{\theta})_{trans} = 1,174 (1 + 22400/(Re_s)_{trans}) (Re_s)_{trans}^{0,46}$$

Le modèle permet également de fixer la transition à un endroit désiré.

Critère de décollement turbulent : Selon Kline, Bardina et Strawn (réf. 11)

Couche limite attachée	$H < 2.2$
Décollement intermittent	$H = 2.7$
Décollement complet	$H > 4.0$

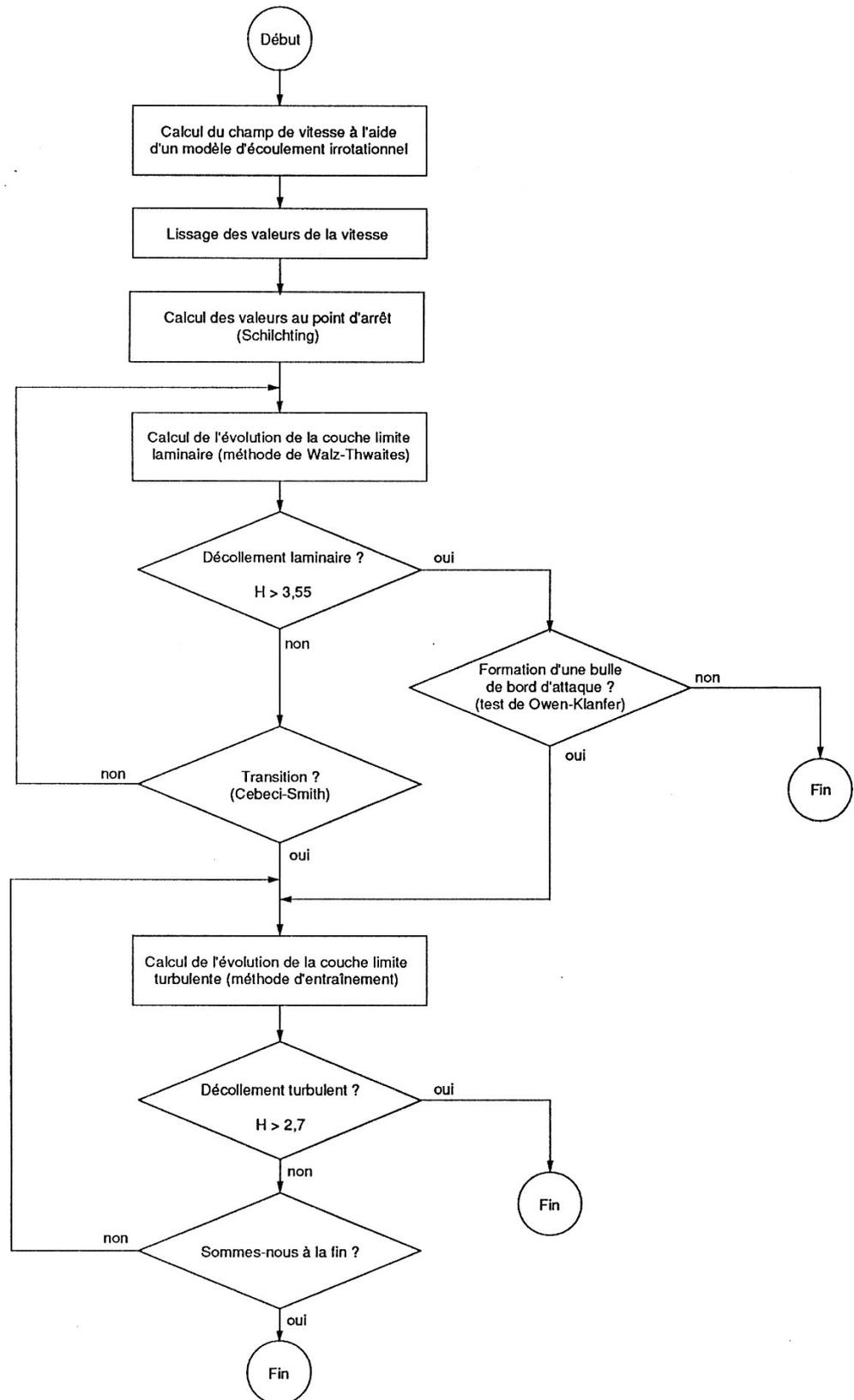


Figure 4.1 : Algorithme du modèle.

La validation du modèle a été réalisée, d'une part pendant la réalisation d'un modèle de couplage (réf. 7), sur un profil d'aile NACA 4412 à l'aide de valeurs d'origine expérimentale fournies par Hastings et Williams (réf. 18). Puis, d'autre part, par comparaison des résultats obtenus sur un cylindre infini en translation. On sait pour ce dernier que si le nombre de Reynolds est inférieur à 450'000, l'écoulement décolle entre 80 et 90 degrés (dans la couche limite laminaire). Ce régime de vitesse est appelé premier régime. Tandis que pour des valeurs supérieures du nombre de Reynolds, la transition a lieu avant cette angle, et le décollement se produit aux environs de 120 à 130 degrés (dans la couche limite turbulente).

Les figures 4.2 et 4.3 montrent les résultats obtenus. On peut observer sur ces figures une bonne corrélation entre les valeurs calculées et les valeurs expérimentales. On notera cependant que le décollement laminaire dans le cas du cylindre premier régime (figure 4.3 a) se produit un peu trop en aval (après 90 degrés).

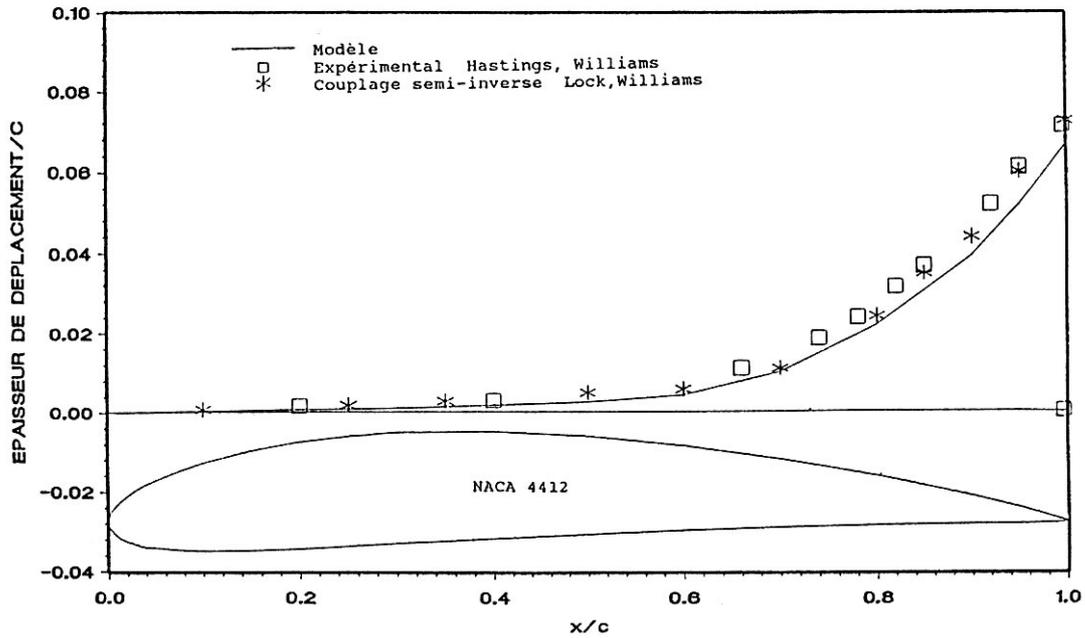


Figure 4.2 : Profil NACA 4412, épaisseur de déplacement, incidence 12.15 deg.,  $Re = 4'200'000$ .

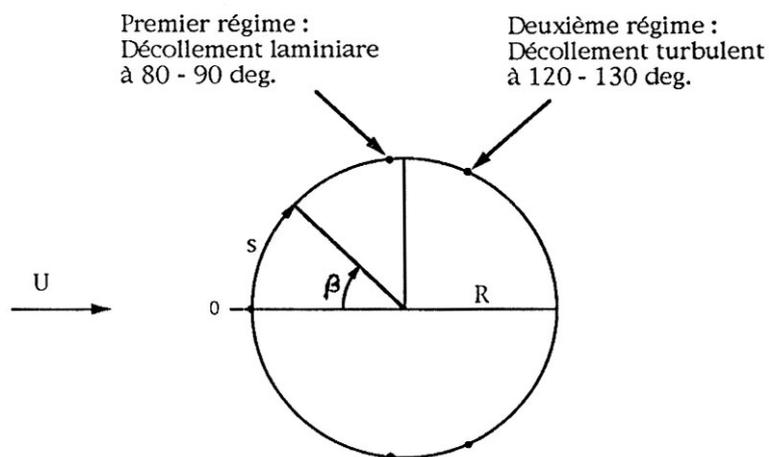


Figure 4.3 a : Cylindre, notation

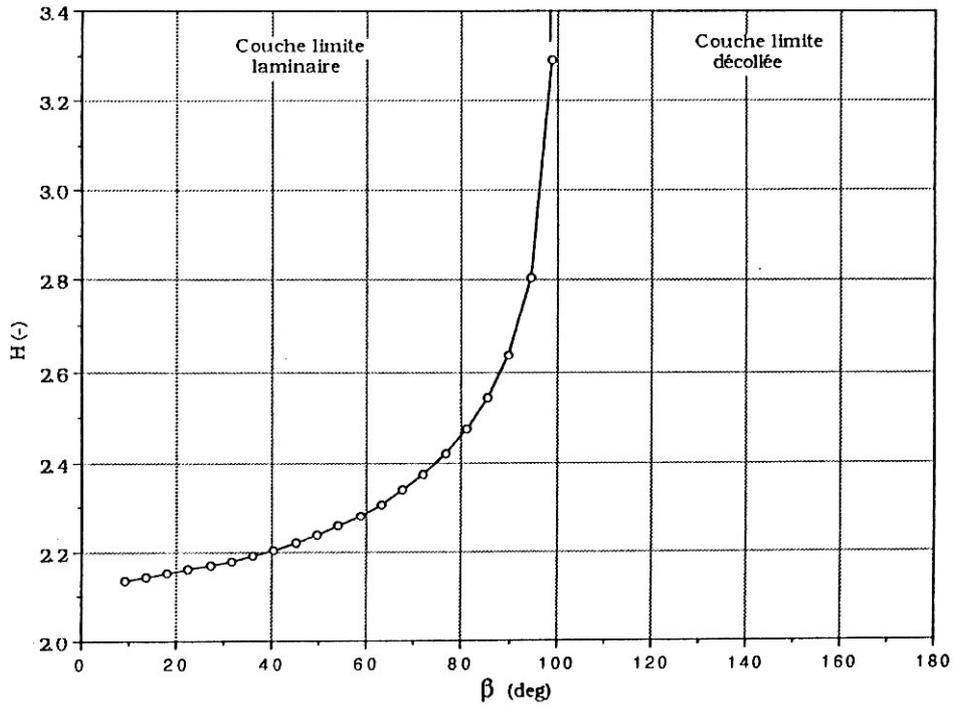


Figure 4.3 b : Cylindre, premier régime,  $Re = 47'000$

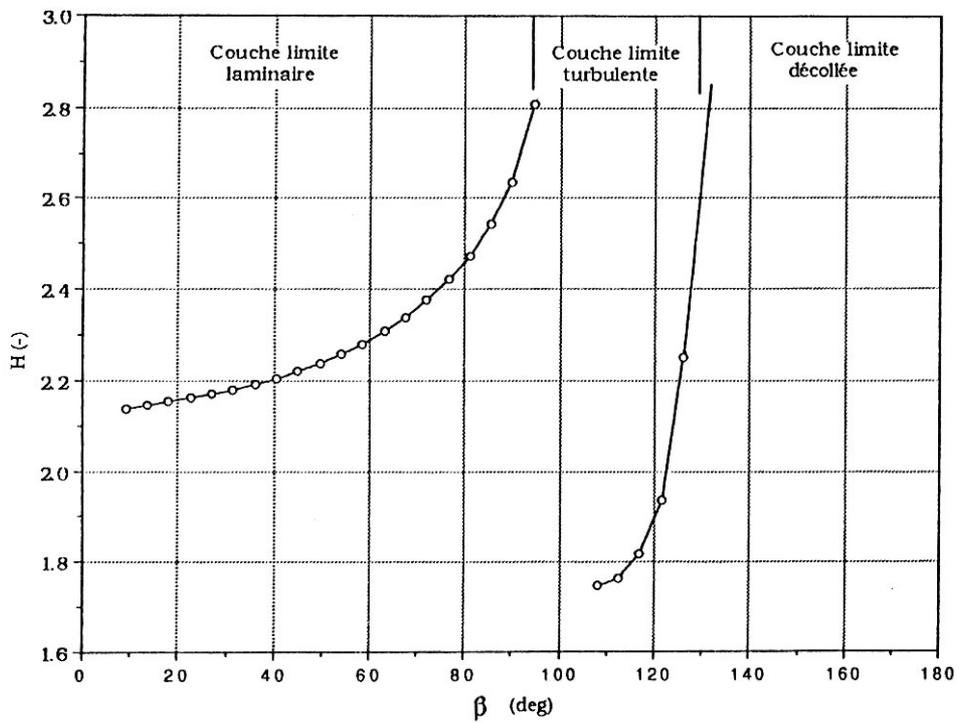


Figure 4.3 c : Cylindre, second régime,  $Re = 1'400'000$

## 5. EXEMPLE D'APPLICATION ET MARCHE A SUIVRE

Soit le corps proposé à la figure 2.1. nous nous proposons d'optimiser la traînée et le bruit généré par l'écoulement autour de celui-ci.

Les étapes suivantes sont à réaliser :

1. Réaliser un modèle du corps pour différents rayons (tableau de points avec leurs coordonnées).
2. Calculer le champ de vitesses (ou de pressions) à l'aide d'un modèle d'écoulement irrotationnel (PAN2D) pour chacun des rayons envisagés.
3. Lisser les valeurs obtenues afin d'obtenir un grand nombre de points
4. Analyser la couche limite à l'aide du modèle ACL
5. Modifier les rayons du corps et recommencer au point 2. Itérer jusqu'à obtenir les rayons critiques.

Dans le cas du corps proposé à la figure 2.1, les résultats obtenus sont les suivants :

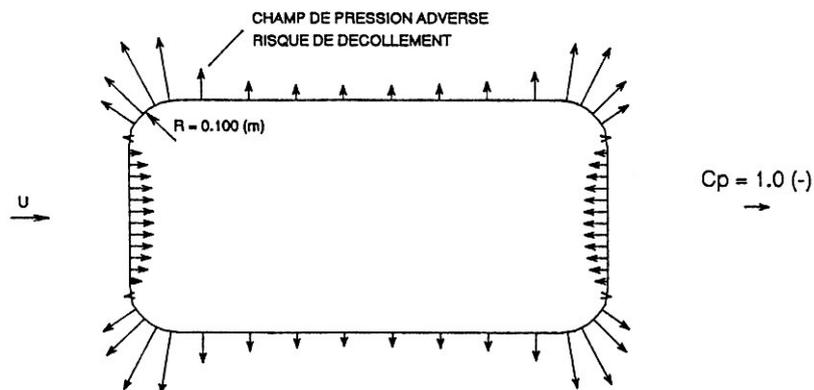


Figure 5.1 : Champ de pression obtenu pour  $R = 100$  (mm),  
 $C_p = (P - P_{ref}) / (1/2 \rho U^2)$

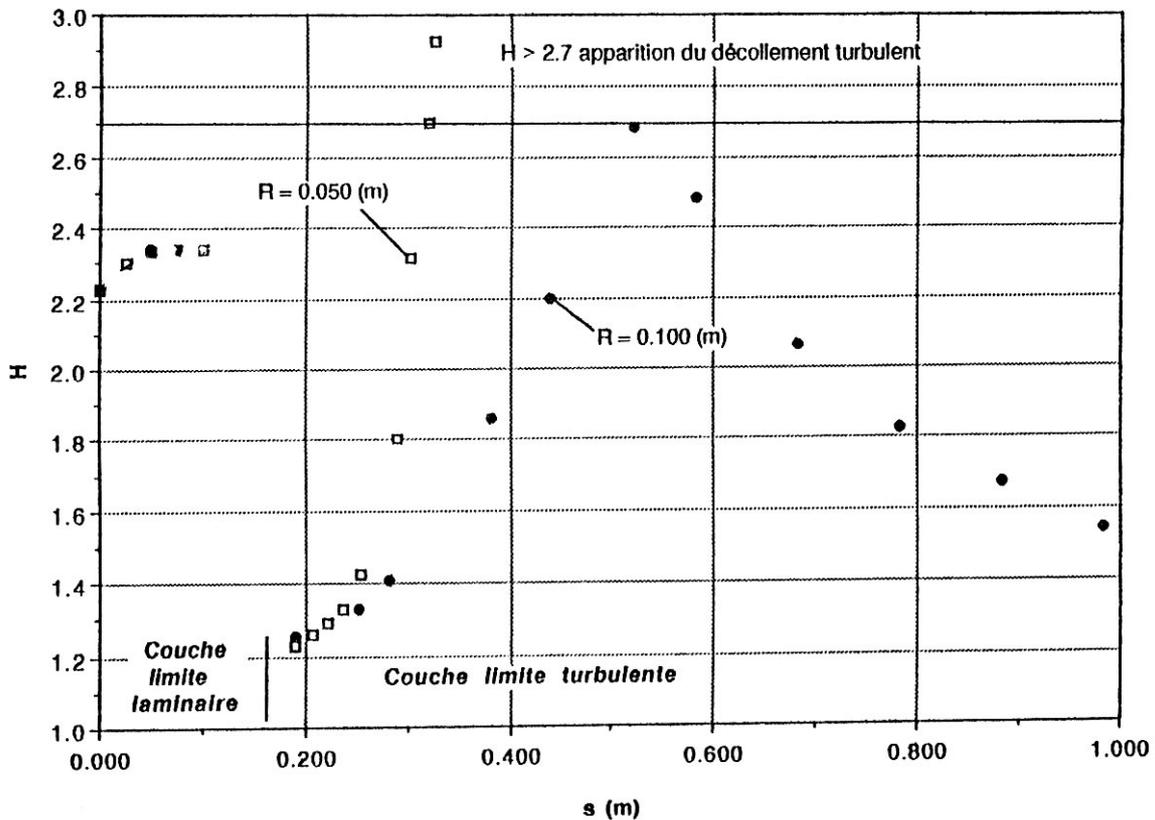


Figure 5.2: Résultats de l'analyse de couche limite :  
Evolution du facteur de forme  $H$

La figure 5.2 exprime l'évolution du facteur de forme (épaisseur de déplacement / épaisseur de quantité de mouvement) en fonction de la distance (à compter du point d'arrêt). Ce facteur étant à la base des critères de décollement énoncés au chapitre 4, nous allons pouvoir déterminer si il y a présence de décollement et à quel endroit.

Cette figure montre qu'avec rayon de 50 (mm). un décollement laminaire est présent aux environs de 0.3 mètres ( $H$  atteint des valeurs supérieures à 3,55). Ce rayon est donc plus petit que le rayon critique.

Par contre, pour un rayon de 100 (mm), les critères de décollements laminaire et turbulent ne sont jamais satisfaits, et il n'y a donc pas de décollement. Un point de transition est présent. On voit toutefois que la limite imposée par le critère de décollement turbulent ( $H = 2,1$ ) n'est pas atteinte, mais de justesse, ce qui nous laisse croire que ce rayon est très proche du rayon critique. Un rayon de 100 (mm) sera donc choisi.



## 6. CONCLUSIONS

La méthode proposée dans ce document est une approche qui permet de minimiser les phénomènes aérodynamiques indésirables.

En choisissant la géométrie optimale telle que définie, c'est-à-dire en choisissant les plus petits rayons permettant à l'écoulement de rester attaché, les phénomènes aérodynamiques indésirables seront évités et l'aspect utilitaire du corps sera peu détérioré. La construction de grands rayons dans un véhicule n'est souvent pas facile à réaliser. Le fait d'avoir des rayons petits est généralement synonyme de simplicité de construction, et donc de maîtrise des coûts, les performances du véhicule restant élevées.

Genève, le 12 mars 2000.

Patrick Haas  
Ingénieur de recherche

## 9. REFERENCES

1. BRISTOW, D. R., "Development of panel methods for subsonic analysis and design" NASA-CR-3234, 1980.
2. CEBECI, T. et BRADSHAW, P., "Momentum transfer in boundary layers", McGraw-Hill and Hemisphere, New York, 1977.
3. CEBECI, T. et SMITH, A.M.O., " Analysis of turbulent boundary layers", Academic Press, New York, 1974.
4. CURLE, N., "A two-parameter method for calculating the two-dimensional incompressible laminar boundary layer", Journal of the Royal Aeronautical Society, February, 1967.
5. CURLE, N. et SKAN, S. W., "Approximate methods for predicting separation properties of laminar boundary layers", Aero. Quart., August, 1957.
6. GREEN, J. E., WEEKS, D. J., et BROOMAN, J. W. P., "Prediction of turbulent boundary layers and wakes in compressible flow by a lag-entrainment method", ARC R&M 3791, 1977.
7. HAAS. P.. "Résolution d'écoulements visqueux par couplage fort". Mémoire de Maîtrise ès Sciences Appliquées, Ecole Polytechnique de Montréal, Novembre 1990.
8. HASTINGS, R. C. et WILLIAMS, B. R., "Studies of the flow field near a NACA 4412 airfoil at nearly maximum lift" , Aeronautical Journal, vol. 91, pp. 29-44, 1987.
9. HEAD, M. R., "Entrainment in the turbulent boundary layer", ARC R&M 3152, 1958
10. HEAD. M. R. et PATEL. V. C., "Improved entrainment method for calculating turbulent boundary layer development". ARC R&M 3643. 1970.
11. KLINE, S. J., BARDINA, J. G. et STRAWN, R. C., "Correlation of the detachment of two-dimensional turbulent boundary layers", AIAA Journal, vol. 21, pp. 68-73, 1983.
12. LOCK. R. C. et WILLIAMS. B. R.. "Developments in computational methods for high- lift aerodynamics", Aeronautical Journal. August/September 1988. pp. 265-288.
13. MICHEL, R., "Etude de la transition sur les profils d'ailes; établissement d'un critère de détermination de point de transition et calcul de la traînée de profil incompressible", ONERA Rept. 1/1578A, Paris, 1951.

14. MORAN, J., "An introduction to theoretical and computational aerodynamics", John Wiley, 1984.
15. OWEN, P. R., et KLANFER, L., ARC CP 220, 1953.
16. RYHMING, I.L., "Dynamique des fluides", Presses Polytechniques Romandes, 1985.
17. SCHLICHTING, H., "Boundary layer theory" , McGraw-Hill, 1979 (édition originale Grenzschicht theorie", G. Braun GmbH, Karlsruhe, 1951).
18. THWAITES, B., "Incompressible aerodynamics", Dover, 1987 (édition originale Clarendon Press, Oxford, 1960).
19. WADCOCK, A. J., "Flying hot-wire anemometry for the study of two-dimensional turbulent separation on a NACA 4412 airfoil at maximum lift", Ph.D. Thesis, California Institute of Technology, 1978.
20. WINTER, K. G. et GAUDET, L., "Turbulent boundary layer studies at high Reynolds numbers at Mach numbers between 0.2 and 2.8", ARC R&M 3712, 1970.