

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

MAXIMISATION DE LA LAMINARITÉ D'UN PROFIL D'AILE PAR
OPTIMISATION DE LA FORME DE L'EXTRADOS

LAURENCE PAGÈS

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES

(GÉNIE MÉCANIQUE)

DÉCEMBRE 2007



Library and
Archives Canada

Bibliothèque et
Archives Canada

Published Heritage
Branch

Direction du
Patrimoine de l'édition

395 Wellington Street
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

395, rue Wellington
Ottawa ON K1A 0N4
Canada

Your file Votre référence

ISBN: 978-0-494-36927-2

Our file Notre référence

ISBN: 978-0-494-36927-2

NOTICE:

The author has granted a non-exclusive license allowing Library and Archives Canada to reproduce, publish, archive, preserve, conserve, communicate to the public by telecommunication or on the Internet, loan, distribute and sell theses worldwide, for commercial or non-commercial purposes, in microform, paper, electronic and/or any other formats.

The author retains copyright ownership and moral rights in this thesis. Neither the thesis nor substantial extracts from it may be printed or otherwise reproduced without the author's permission.

AVIS:

L'auteur a accordé une licence non exclusive permettant à la Bibliothèque et Archives Canada de reproduire, publier, archiver, sauvegarder, conserver, transmettre au public par télécommunication ou par l'Internet, prêter, distribuer et vendre des thèses partout dans le monde, à des fins commerciales ou autres, sur support microforme, papier, électronique et/ou autres formats.

L'auteur conserve la propriété du droit d'auteur et des droits moraux qui protègent cette thèse. Ni la thèse ni des extraits substantiels de celle-ci ne doivent être imprimés ou autrement reproduits sans son autorisation.

In compliance with the Canadian Privacy Act some supporting forms may have been removed from this thesis.

Conformément à la loi canadienne sur la protection de la vie privée, quelques formulaires secondaires ont été enlevés de cette thèse.

While these forms may be included in the document page count, their removal does not represent any loss of content from the thesis.

Bien que ces formulaires aient inclus dans la pagination, il n'y aura aucun contenu manquant.

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

MAXIMISATION DE LA LAMINARITÉ D'UN PROFIL D'AILE PAR
OPTIMISATION DE LA FORME DE L'EXTRADOS

présenté par : PAGÈS Laurence

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

M. PELLETIER Dominique, Ph.D., président

M. PARASCHIVOIU Ion, Ph.D., membre et directeur de recherche

M. TRIFU Octavian, Ph.D., membre et codirecteur de recherche

M. LAURENDEAU Éric, Ph.D., membre

A Guillaume ...

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur de recherche, M. Paraschivoiu, pour m'avoir accueillie au sein de son groupe de recherche, pour m'avoir supportée financièrement et pour m'avoir donné l'opportunité de travailler sur ce projet.

Je remercie vivement mon codirecteur de recherche, M. Trifu pour sa gentillesse, sa disponibilité et l'aide précieuse qu'il m'a accordée tout au long de ma maîtrise.

Je remercie également ma famille pour m'avoir soutenue tout au long de ma scolarité et m'avoir permis de réaliser mon projet de venir vivre au Canada.

Enfin, je remercie Guillaume pour sa présence et son support de tous les jours, sans qui je n'aurais jamais réussi à mener à terme ce travail.

RÉSUMÉ

De nos jours, la consommation de carburant est un problème majeur dans plusieurs domaines d'activité. En aéronautique, réduire la consommation de carburant signifie en réalité réduire la traînée et/ou augmenter l'efficacité énergétique des moteurs. Pour des vitesses subsoniques, un moyen de réduire la traînée est de maximiser la région de l'aile où l'écoulement est laminaire. Cet objectif est l'objet de nombreuses recherches sur le contrôle de l'écoulement laminaire. Ce type de contrôle a été étudié en profondeur depuis les années 1940 et les techniques de contrôle ont beaucoup évolué : des études de conception de profils laminaires, on est passé aux techniques de contrôle par succion pour aboutir à de nouvelles techniques utilisant des profils adaptables.

Cette étude se situe dans ce dernier domaine de recherche. Son but est d'optimiser la forme de l'extrados d'un profil d'aile afin de contrôler la position du point de transition de la couche limite. Ainsi l'objectif principal de cette étude est d'obtenir un outil numérique d'optimisation permettant de déterminer les formes optimales d'une peau flexible, positionnée sur une portion de l'extrados d'un profil d'aile, induisant un recul de la position du point de transition. Cette optimisation a été réalisée pour diverses conditions de vol (vitesse, nombre de Reynolds, angle d'incidence), mais uniquement pour des vitesses subsoniques incompressibles.

La conclusion principale de cette étude est qu'il est possible de reculer la transition sur l'extrados vers le bord de fuite en modifiant la géométrie d'une portion de l'extrados.

L'optimisation a permis d'étendre la région de l'extrados où le gradient de pression est favorable à l'écoulement, de repousser la transition jusqu'à 20% de la corde par rapport à sa position sur le profil non modifié, de réduire la traînée jusqu'à 18% tout en gardant les variations (par rapport aux coefficients obtenus sur le profil non modifié) des coefficients de portance et de moment inférieures à 0.01. Les déplacements de la zone flexible ont été raisonnables, ce qui rend ce concept réalisable en utilisant des technologies actuelles.

En outre, étant donné que les optimisations ont été réalisées sur des profils initialement conçus pour être laminaires, l'un en régime subsonique, l'autre en régime transsonique, les

résultats de cette étude montrent qu'il est même possible d'améliorer la laminarité de ces profils en utilisant cette approche de géométrie adaptable.

ABSTRACT

Today, fuel consumption is a major issue in many areas of activity. In aeronautics, reducing fuel consumption means reducing drag. In subsonic regimes this is done by maximizing the laminar regions on the aircrafts' main components, especially on the wing. That is the aim of laminar flow control studies. Laminar flow control has been widely investigated since 1940's and the techniques used evolved from natural laminar airfoil design to suction and then to morphing shapes.

This study falls under this last category and aims at optimizing the shape of the upper surface of the airfoil in order to control the transition location. Indeed the main objective of this study is to get a numerical tool able to determine, using an optimization method, the shapes of a portion of the upper surface, made of flexible material, that will make the transition point move backwards. This optimization will be done for various given flight conditions (velocity, Reynolds number, angle of attack) but only for subsonic incompressible regimes.

The main conclusion of this study is that it is possible to delay transition by modifying the shape of only a portion of the airfoil's upper surface using a flexible skin.

The optimization enabled to extend the favourable pressure gradient region, to move the transition location backwards by up to 20% of the chord, to decrease the drag by up to 18% while keeping a C_L and C_M variations less than 0.01. The constraints were respected and the displacements were reasonable which makes this concept applicable with available technologies.

Moreover, since the optimizations have been performed on an airfoil which has been designed to be laminar at subsonic speeds and on an airfoil which has been design to be laminar at transonic speeds, this study shows that it is still possible to delay further the transition even on such an airfoil by using this morphing shape approach.

TABLES DES MATIÈRES

Dédicace	iv
Remerciements	v
Résumé	vi
Abstract	viii
Tables des matières.....	ix
Liste des symboles	xii
Liste des tableaux.....	xiv
Liste des figures	xv
Liste des Annexes	xix
Introduction.....	1
Chapitre I : Principes de réduction de la traînée et de contrôle de la couche limite.....	3
I.1. Définition de la traînée	3
I.2. Définition de la couche limite.....	4
I.3. Contrôle de couche limite	6
<i>I.3.1 Conception de profil laminaire</i>	<i>7</i>
<i>I.3.2 Utilisation de profils adaptables</i>	<i>11</i>
Chapitre II : Méthodologie de l'étude	15
II.1. Contexte.....	15
II.2. Profil d'aile.....	15
<i>II.2.1 Description du profil.....</i>	<i>15</i>
<i>II.2.2 Modélisation de la peau flexible.....</i>	<i>17</i>
i. Spline cubique.....	17
ii. Fonction B-spline	19
II.3. Optimisation	20

II.3.1 Choix de la méthode d'optimisation.....	20
II.3.2 Algorithmes génétiques.....	21
Chapitre III : Outils d'aérodynamique.....	24
III.1. Code XFOIL.....	24
III.1.1 Description	24
i. Calcul non-visqueux/visqueux	25
ii. Prédiction de la transition.....	26
III.1.2 Tests.....	27
III.2. Code Euler 2D	32
III.2.1 Description	32
III.2.2 Tests.....	32
III.3. Code HS	41
III.3.1 Description	41
III.3.2 Tests.....	46
III.4. CLDF	49
III.4.1 Description	49
III.4.2 Tests.....	50
III.5. Couplage HS-CLDF	51
III.5.1 Description	51
III.5.2 Algorithme de couplage.....	52
III.5.3 Tests.....	53
i. Prédiction de la transition	53
ii. Couplage non-visqueux/visqueux.....	56
Chapitre IV : Optimisation et Résultats.....	63
IV.1. Description de l'outil numérique d'optimisation.....	63
IV.1.1 Principe.....	63
IV.1.2 Processus d'optimisation	64
i. Variables d'optimisation.....	64
ii. Couplage.....	65
iii. Fonction "fitness" /Fonction objectif.....	65

iv. Fin de l'optimisation	66
IV.2. Résultats.....	67
<i>IV.2.1 Optimisation avec zone flexible s'étendant de 7%c à 65%c, modélisée par spline cubique</i>	68
i. Paramètres de l'optimisation	68
ii. Cas 1 - $Re = 3.3654$ millions, $Mach = 0.3$ et $\alpha = 0^\circ$	70
iii. Cas 2 - $Re = 3.3654$ millions, $Mach = 0.3$ et $\alpha = -0.5^\circ$	74
iv. Cas 3 - $Re = 3.3654$ millions, $Mach = 0.3$ et $\alpha = 1.5^\circ$	78
v. Conclusion	83
<i>IV.2.2 Optimisation de la zone flexible s'étendant de 3%c à 70%c, modélisée par spline cubique</i>	83
i. Paramètres de l'optimisation	83
ii. Cas 4 - $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = 0.5^\circ$	84
iii. Cas 5 - $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = 1.5^\circ$	88
iv. Cas 6 - $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = -0.5^\circ$	90
v. Conclusion	93
<i>IV.2.3 Optimisation avec zone flexible s'étendant de 3%c à 70%c, modélisée par B-spline</i>	93
i. Paramètres de l'optimisation	94
ii. Cas 4bis - $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = 0.5^\circ$	94
iii. Cas 5bis - $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = 1.5^\circ$	97
iv. Conclusion.....	100
IV.3. Conclusion	100
Conclusion	101
Références	104
Annexes	108

LISTE DES SYMBOLES

Re	Nombre de Reynolds
ρ	Masse volumique
μ	Viscosité dynamique
T	Température
P	Pression
$Mach$	Nombre de Mach
α	Angle d'attaque ($^{\circ}$)
C_L	Coefficient de portance
C_D	Coefficient de moment
C_M	Coefficient de moment (de tangage)
C_p	Coefficient de pression
X_{tru}	Abscisse du point de transition sur l'extrados (%c)
N	Facteur N dans la méthode e^N
N_{crit}	Valeur de N qui définit la position de la transition
δ	Épaisseur de la couche limite
δ^*	Épaisseur de déplacement de la couche limite
c	Corde du profil (m)
U	Norme de la vitesse de l'écoulement

U	Vecteur de la vitesse de l'écoulement
U_x ou u	Composante horizontale de la vitesse de l'écoulement
U_y ou v	Composante verticale de la vitesse de l'écoulement

Indices

e	Valeur à la frontière de la couche limite
w	Valeur à la paroi solide

LISTE DES TABLEAUX

Tableau IV.1. Coordonnées des points de contrôle fixes.....	68
Tableau IV.2. Coordonnées des points de contrôle mobiles.....	68
Tableau IV.3. Comparaison des résultats - Cas 1.....	72
Tableau IV.4. Comparaison des résultats - Cas 2.....	76
Tableau IV.5. Comparaison des résultats - Cas 3.....	81
Tableau IV.6. Coordonnées des points de contrôle fixes.....	84
Tableau IV.7. Comparaison des caractéristiques du profil optimisé et du profil de référence - Cas 4.....	86
Tableau IV.8. Comparaison des caractéristiques du profil optimisé et du profil de référence - Cas 5.....	89
Tableau IV.9. Comparaison des caractéristiques du profil optimisé et du profil de référence - Cas 6.....	92
Tableau IV.10. Comparaison des résultats - Cas 4bis.....	96
Tableau IV.11. Comparaison des résultats - Cas 5bis.....	99

LISTE DES FIGURES

Figure I.1. Explication physique de l'épaisseur de déplacement [3]	5
Figure I.2. Exemple de distribution de pression "cible"	8
Figure I.3. Schéma de la polaire d'un profil laminaire	10
Figure II.1. Schéma du profil adaptable (Profil NLF(1)-0416)	16
Figure II.2. Discrétisation d'une fonction pour approximation.....	17
Figure III.1. Amplitude des ondes de perturbation dans la couche limite.....	26
Figure III.2. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 0^\circ$	28
Figure III.3. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 6^\circ$	28
Figure III.4. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil S825, $Re = 2$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 0^\circ$	29
Figure III.5. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil S825, $Re = 2$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 4.04^\circ$	30
Figure III.6. Comparaison de la position du point de position prédit par XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, $Re = 1$ million et $Mach = 0.1$	31
Figure III.7. Comparaison de la position du point de position prédit par XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, $Re = 2$ millions et $Mach = 0.1$	31
Figure III.8. Maillage 160x32 obtenu avec le mailleur initial	33
Figure III.9. Détail de la Figure III.8 présentant la zone non maillée en aval du bord de fuite	33
Figure III.10. Maillage 160x32 obtenu avec le mailleur modifié	34
Figure III.11. Détail de la Figure III.10 présentant le maillage près du profil	34
Figure III.12. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D avec ceux obtenus avec le code XFOIL - Profil NACA0012, $Mach = 0.2$, $\alpha = 0^\circ$	36
Figure III.13. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D après 7000 itérations, avec ceux obtenus avec le code XFOIL- Profil NACA4415, $Mach = 0.3$ et $\alpha = 0^\circ$	36
Figure III.14. Évolution du résidu pour la simulation présentée sur la Figure III.13	37

Figure III.15. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D après 7000 itérations avec ceux obtenus avec le code XFOIL- Profil WTEATE1, Mach = 0.3 et $\alpha = 0^\circ$	37
Figure III.16. Évolution du résidu de la simulation présentée sur la Figure III.15	38
Figure III.17. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D avec ceux obtenus avec un autre code numérique non-visqueux - Profil NACA0012, Mach = 0.8 et $\alpha = 1.25^\circ$	39
Figure III.18. Évolution du résidu pour la simulation présentée sur la Figure III.7	39
Figure III.19. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D avec ceux obtenus avec un autre code numérique basé sur les équations d'Euler et utilisant la méthode de Jameson-Schmidt-Turkel - profil NACA 0012, Mach = 0.8 et $\alpha = 0^\circ$	40
Figure III.20. Évolution du résidu de la simulation présentée sur la Figure III.19	40
Figure III.21. Angles et systèmes de coordonnées liés au panneau j.	43
Figure III.22. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil NACA0012, Mach = 0.2 et $\alpha = -0.5^\circ$	47
Figure III.23. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil NACA4415, Mach = 0.3 et $\alpha = 1^\circ$	47
Figure III.24. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil WTEATE1, Mach = 0.3 et $\alpha = 3^\circ$	48
Figure III.25. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil NLF416(1) à Mach 0.2, Incidence -0.5°	48
Figure III.26. Comparaison des résultats obtenus avec CLDF avec la solution théorique de Blasius	50
Figure III.27. Comparaison des résultats obtenus avec CLDF avec la solution théorique de Blasius	51
Figure III.28. Logigramme du couplage HS-CLDF	53
Figure III.29. Comparaison de la position du point de position prédit par HS-CLDF avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, Re = 1 million et Mach = 0.1	54
Figure III.30. Comparaison de la position du point de position prédit par HS-CLDF et XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, Re = 4 millions et Mach = 0.1	55
Figure III.31. Résultats de HS-CLDF- Profil NACA0012, Re = 4.1594 millions, Mach = 0.2 et $\alpha = 2^\circ$	56

Figure III.32. Comparaison entre HS-CLDF et XFOIL - Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$	57
Figure III.33. Vitesse de transpiration sur l'extrados calculées par XFOIL et CLDF - Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$	58
Figure III.34. Vitesse de transpiration sur l'intrados calculées par XFOIL et CLDF- Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$	58
Figure III.35. Résultats de HS-CLDF - Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$	60
Figure III.36. Comparaison des résultats de HS-CLDF avec XFOIL - Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$	60
Figure III.37. Vitesse de transpiration sur l'extrados calculées par XFOIL et CLDF - Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$	61
Figure III.38. Vitesse de transpiration sur l'intrados calculées par XFOIL et CLDF- Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$	61
Figure IV.1. Schéma de la peau flexible avec les points de contrôle.....	64
Figure IV.2. Comparaison des profils – Cas 1.....	70
Figure IV.3. Variations de la peau flexible – Cas 1	71
Figure IV.4. Comparaison des distributions de pression - Cas 1	73
Figure IV.5. Comparaison des courbes du facteur N - Cas 1	74
Figure IV.6. Comparaison des profils – Cas 2.....	75
Figure IV.7. Variations de la peau flexible – Cas 2	75
Figure IV.8. Comparaison des distributions de pression - Cas 2	77
Figure IV.9. Comparaison des courbes du facteur N - Cas 2	78
Figure IV.10. Comparaison des profils – Cas 3.....	79
Figure IV.11. Variations de la peau flexible – Cas 3.....	79
Figure IV.12. Comparaison des distributions de pression - Cas 3.....	82
Figure IV.13. Comparaison des courbes du facteur N - Cas 3.....	82
Figure IV.14. Comparaison des profils – Cas 4.....	85
Figure IV.15. Variation de la peau flexible – Cas 4.....	86
Figure IV.16. Comparaison des distributions de pression – Cas 4.....	87
Figure IV.17. Comparaison des profils – Cas 5.....	88

Figure IV.18. Variation de la peau flexible – Cas 5	89
Figure IV.19. Comparaison des distributions de pression – Cas 5	90
Figure IV.20. Comparaison des profils – Cas 6	91
Figure IV.21. Variation de la peau flexible– Cas 6	91
Figure IV.22. Comparaison des distributions de pression – Cas 6	92
Figure IV.23. Comparaison des profils – Cas 4bis	95
Figure IV.24. Variation de la peau flexible– Cas 4bis	95
Figure IV.25. Comparaison des distributions de pression -Cas 4bis	97
Figure IV.26. Comparaison des profils – Cas 5bis	98
Figure IV.27. Variation de la peau flexible– Cas 5bis	98
Figure IV.28. Comparaison des distributions de pression - Cas 5bis	99

LISTE DES ANNEXES

Annexe I. Modélisation de la zone flexible	108
I.1. Interpolation par splines cubiques.....	108
I.2. Interpolation par courbe B-spline.....	109
Annexe II. Fonctionnement du code HS-CLDF	110
II.1. Fichiers d'entrée.....	110
II.2. Déroulement du calcul.....	111
II.3. Fichiers de sortie.....	113
Annexe III. Outil d'optimisation.....	115
III.1. Routine Usrfun	115
III.2. Fonctionnement.....	116
Annexe IV. Résultats sur le NLF(1)-0416	120

INTRODUCTION

De nos jours, la diminution constante des réserves de carburant fossile ainsi que les changements climatiques engendrés par la pollution due aux gaz à effet de serre, dont des émissions importantes accompagnent la combustion d'hydrocarbures, deviennent un problème de plus en plus critique pour la société. La consommation de carburant constitue une part très importante de l'activité industrielle mondiale et par là même, a un impact très important sur l'économie. Pour prendre un exemple dans le domaine de l'aéronautique, la consommation de carburant d'un avion de ligne commercial représente jusqu'à 50% du coût direct d'opération.

L'un des défis technologiques majeurs des études aéronautiques est de réduire la traînée d'un avion puisque, étant une force qui s'oppose au mouvement de l'avion, cette dernière est la cause principale de consommation de carburant. En effet, une étude [1] a montré qu'une réduction de traînée de 20% résultait en une économie de carburant d'environ 18%. Concrètement, cette réduction de carburant signifie une économie financière considérable et une réduction importante des émissions de gaz toxiques. En effet, une autre étude a démontré [2] qu'une réduction de 3% de la traînée de frottement d'un avion commercial long courrier induit une économie d'environ 152 000 dollars par an. En terme de réduction des émissions de gaz à effet de serre [1], pour une compagnie commerciale qui effectue un trajet quotidien entre Los Angeles et New-York, une réduction de la traînée de 10% s'accompagne d'une réduction de dioxyde carbone et de dioxyde d'azote de 10% et 15% respectivement. Ces chiffres montrent qu'il est crucial de trouver des moyens techniques de réduire la traînée et c'est donc un des sujets principaux de la recherche en aéronautique.

En régime subsonique, la traînée de frottement représente environ 50% de la traînée totale d'un avion. De plus la traînée de frottement d'une couche limite laminaire est cinq à dix fois inférieure à la traînée de frottement d'une couche limite turbulente. Ainsi si l'on arrive à prolonger la zone laminaire sur une aile d'avion (c'est-à-dire repousser le point de transition laminaire-turbulent vers le bord de fuite) on devrait arriver à réduire la traînée

de frottement. En outre, selon Cebeci *et al.* [2], l'aile d'un avion produit environ 20% de la traînée de frottement, donc réduire la traînée de frottement sur une aile devrait avoir un impact important sur la traînée totale. Contrôler la position du point de transition est un des objectifs majeurs des recherches sur le contrôle de l'écoulement dans la couche limite (l'autre étant le contrôle de la séparation-décrochage). Il y a plusieurs manières de réaliser ce contrôle et il a été choisi ici de modifier la géométrie du profil afin d'agir sur la transition laminaire-turbulent. Ce mémoire porte sur le contrôle de la couche limite par modification de la forme de la paroi de l'extrados d'un profil d'aile.

L'étude présentée ici s'inscrit dans un projet de recherche qui vise à construire une maquette de soufflerie avec une partie flexible posée sur l'extrados actionnée par des actionneurs. La forme de cette peau flexible sera modifiée en temps réel afin de maximiser la région laminaire quand les conditions de vol (nombre de Mach, nombre de Reynolds et angle d'incidence) changent.

Le but de l'étude est de réaliser un outil numérique permettant d'obtenir la forme de la peau flexible optimale (qui recule au maximum la transition laminaire-turbulent) pour des conditions données. A cause du caractère non-linéaire et implicite des équations décrivant le mouvement des particules du fluide, il est impossible d'obtenir une formule analytique précise de la position du point de transition. En conséquence il n'est pas possible de formuler une équation analytique représentant l'objectif de l'optimisation. Il est donc nécessaire d'adjoindre à l'optimiseur un outil aérodynamique capable de donner la position du point de transition pour des conditions d'entrées données (géométrie du profil, nombre de Mach, nombre de Reynolds et angle d'incidence).

Dans un premier chapitre, une revue des techniques de contrôle de couche limite laminaire utilisant une modification géométrique du profil/corps sera réalisée. Dans un second chapitre, on présentera la méthodologie de l'étude. Ensuite, on décrira plusieurs outils aérodynamiques permettant de calculer numériquement la position du point de transition. Puis, on expliquera l'outil numérique total permettant d'obtenir les formes optimales et on donnera des exemples concrets d'optimisations réalisées avec cet outil. Enfin, des conclusions et des recommandations s'ajouteront à la fin de ce mémoire.

CHAPITRE I : PRINCIPES DE RÉDUCTION DE LA TRAÎNÉE ET DE CONTRÔLE DE LA COUCHE LIMITE

I.1. DÉFINITION DE LA TRAÎNÉE

Comme nous l'avons déjà mentionné, réduire la traînée est une des préoccupations majeures de la recherche en aéronautique.

La force de traînée est constituée de plusieurs composantes :

- traînée de frottement (due aux pertes d'énergie causées par le frottement entre le fluide et la surface solide),
- traînée de forme ou traînée de pression (liée à la distribution de pression sur le contour du corps),
- traînée induite par la portance,
- traînée d'onde (pour les régimes supercritiques - où la vitesse dans l'écoulement dépasse localement la vitesse du son - pour lesquels apparaissent des ondes de chocs accompagnées de variation brutales des paramètres de l'écoulement et donc de pertes d'énergie),
- traînée d'équilibrage.

La traînée de frottement est liée à la viscosité du fluide : le frottement ralentit la vitesse près de l'obstacle pour lui permettre de diminuer jusqu'à la valeur zéro sur l'obstacle. Cette zone où la vitesse varie est appelée la « couche limite ». Ce comportement visqueux est caractérisé par un nombre adimensionnel, le nombre de Reynolds (Re).

$$Re = \frac{\rho L U}{\mu}$$

(I-1)

où L est une longueur caractéristique de l'écoulement, U est la vitesse de l'écoulement, μ et ρ sont respectivement la viscosité dynamique et la masse volumique du fluide.

Ce nombre représente le rapport des forces d'inertie aux forces visqueuses.

Ainsi, pour des petites vitesses, correspondant donc à des petits nombres de Reynolds (lorsque ρ et L ne sont pas trop grands et μ pas trop petit) les phénomènes visqueux sont prépondérants sur tous les autres phénomènes. Lorsque la vitesse augmente autour du profil, la couche limite passe d'un état laminaire (où toutes les couches de fluide sont parallèles) à un état turbulent (les couches de fluide se mélangent et la dissipation d'énergie augmente). Ainsi la traînée de frottement turbulente est cinq à dix fois supérieure à la traînée de frottement laminaire. Les aérodynamiciens cherchent donc à maximiser cette région où la couche limite est laminaire pour réduire la traînée en régime subsonique. Cela s'appelle le contrôle de couche limite laminaire.

I.2. DÉFINITION DE LA COUCHE LIMITE

La couche limite a été définie par Prandtl en 1904 comme une mince zone adjacente à la surface aérodynamique dans laquelle sont concentrés tous les effets visqueux. Il existe deux couches limites d'épaisseur généralement distincte : la couche limite de vitesse et la couche limite de température. Par abus de langage lorsque l'on parle de couche limite il s'agit en général de la couche limite de vitesse et ce sera le cas par la suite dans ce mémoire.

Sur la paroi, à cause du frottement du fluide, la vitesse tangentielle est nulle, ce qui est traduit mathématiquement par une condition de non-glissement. La vitesse augmente ensuite lorsque l'on s'éloigne de la paroi pour atteindre finalement la valeur de la vitesse de l'écoulement non perturbée notée généralement U_e dans le cas d'une plaque plane. Dans le cas d'un écoulement sur un profil aérodynamique, U_e dépend de l'abscisse où l'on calcule l'épaisseur de la couche limite et est la valeur de la vitesse calculée à la paroi à cette abscisse avec un calcul non-visqueux. L'épaisseur de la couche limite de vitesse δ est définie comme étant la distance à la paroi à laquelle la vitesse tangentielle du fluide a la valeur $U = 0.99U_e$. De manière analogue on peut définir une épaisseur de couche limite de température. Pour plus d'informations concernant la couche limite de température on pourra consulter la référence [3].

Une quantité de la couche limite de vitesse importante à considérer et qui sera utilisé dans la suite du mémoire est l'épaisseur de déplacement.

$$\delta^*(x) = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{\rho U}{\rho_e U_e}\right) dy$$

(I-2)

L'indice e indique que la valeur de la grandeur est prise à la frontière de la couche limite.

x et y sont les coordonnées dans un repère dont l'un des axes est tangent et l'autre est normal à la paroi.

On peut expliquer ce que représente physiquement cette épaisseur de déplacement en s'intéressant au cas de la plaque plane.

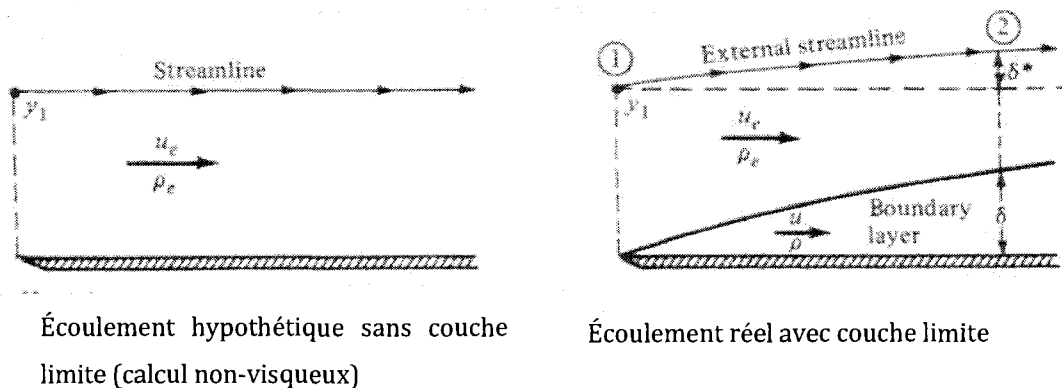


Figure I.1. Explication physique de l'épaisseur de déplacement [3]

Sur le schéma de gauche de la Figure I.1, on peut voir l'écoulement hypothétique non-visqueux. Une ligne de courant passant par un point d'ordonnée y_1 est alors droite et parallèle à la surface de la plaque.

Sur le schéma de droite de la Figure I.1, on peut voir l'écoulement réel : à cause de la couche limite, l'écoulement est ralenti et cela retarde l'écoulement principal. Ainsi la ligne de courant passant par le point d'ordonnée y_1 , situé hors de la couche limite, est déviée vers le haut (elle s'éloigne de la plaque) d'une distance δ^* .

En conclusion, l'épaisseur de déplacement estime le déficit global du débit dû à la couche limite.

I.3. CONTRÔLE DE COUCHE LIMITE

La conservation du caractère laminaire de la couche limite et le retard de la transition laminaire-turbulent s'obtiennent en rendant plus négative la courbure du profil de vitesse à la paroi. Reshotko [4] a démontré que cette courbure vérifie la relation suivante :

$$\mu_w \frac{\partial^2 u}{\partial y^2}(0) = \frac{\partial P}{\partial x} + \left(\rho v_w - \frac{\partial \mu}{\partial T} \frac{\partial T}{\partial y}(0) \right) \frac{\partial u}{\partial y}(0)$$

(I-3)

où l'indice w indique la valeur de la variable à la paroi.

Pour rendre plus négative la courbure du profil de vitesse $\frac{\partial^2 u}{\partial y^2}(0)$ on peut agir de trois manières :

- Avoir un gradient de pression favorable $\frac{\partial P}{\partial x} < 0$,
- Créer une vitesse transversale négative à la paroi $v_w < 0$, par aspiration,
- Refroidir la couche limite à la paroi $\frac{\partial T}{\partial y} > 0$, (car d'après la loi de Sutherland $\frac{\partial \mu}{\partial T} > 0$).

Le contrôle de la couche limite a été étudié en profondeur depuis les années 1940 et plusieurs techniques de contrôles ont été développées suivant les trois principes expliqués précédemment. On peut ainsi distinguer deux types de contrôle :

- le contrôle dit « passif » qui sert à contrôler la couche limite mais sans agir directement dessus : il s'agit de la conception de profils avec une région laminaire la plus étendue possible (ce qui revient à étendre la région où le gradient de pression est favorable au maximum) pour des conditions données (conception de « profils naturellement laminaires »),
- le contrôle dit « actif » où l'on réagit à l'écoulement pendant le vol.

Traditionnellement, le contrôle actif de la couche limite consistait à agir sur l'écoulement pour le garder/rendre laminaire en utilisant des techniques comme l'aspiration à la paroi ou le refroidissement de la paroi, ce qui permet de stabiliser la couche limite pendant le vol. Depuis quelques années on développe d'autres techniques qui consistent au contraire à modifier la géométrie du corps volant pour s'adapter à l'écoulement : les profils/corps adaptables.

Nous allons nous intéresser par la suite uniquement au contrôle de la couche limite réalisé par modification de la géométrie du corps/profil. Ceci englobe deux catégories : la conception de profils optimisés pour une condition de vol (« natural laminar airfoils » ou profils naturellement laminaires) et ce qu'on appelle les « morphing airfoils » ou profils adaptables. Pour de plus amples informations concernant les autres techniques de contrôle d'écoulement laminaire le lecteur pourra se référer aux références [5] et [6].

1.3.1 CONCEPTION DE PROFIL LAMINAIRE

Lorsque les études sur la laminarité des profils ont débuté, les chercheurs se sont tout d'abord penchés sur la conception de profils dits « naturellement laminaires » (natural laminar airfoils). Comme on l'a dit précédemment, pour obtenir ces profils on agit sur la distribution de pression. On définit une distribution de pression dite « cible » (qui possède une zone où le gradient de pression est négatif la plus longue possible; cependant cette zone doit être définie avec soin car elle est toujours suivie d'une zone de recompression, qui peut entraîner de la traînée si la recompression est trop brutale, cf. Figure I.2).

Cette approche est utilisée pour la conception de profils supercritiques transsoniques et vise dans ce cas à réduire la traînée d'onde. Elle est également utilisée en régime subsonique. On peut par exemple citer les travaux de Filippone [7], qui a utilisé une version du logiciel aérodynamique XFOIL [8] pour réaliser une conception inverse de profil de pales de rotor d'éolienne. La description de la pression était définie de manière itérative avec un algorithme d'optimisation de Newton et XFOIL calculait la forme du profil associée. Le but de l'optimisation était de minimiser la traînée tout en fixant la valeur du coefficient de portance maximum. Avec cette méthode, il a été possible de parvenir à des traînées très faibles tout en obtenant la portance désirée.

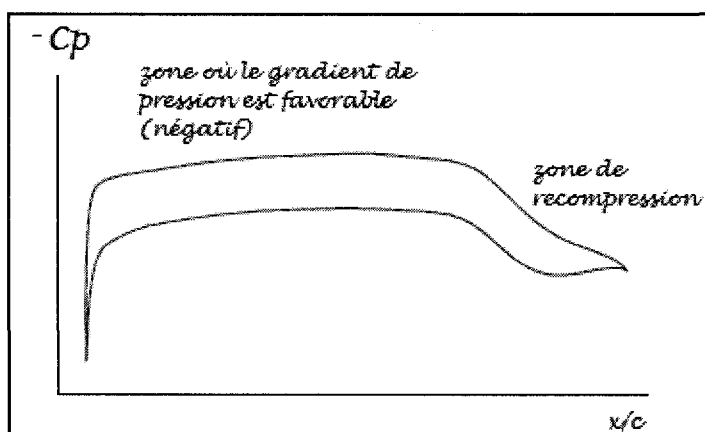


Figure I.2. Exemple de distribution de pression "cible"

D'autres études ont été réalisées essayant de réduire la traînée en repoussant la transition vers le bord de fuite du profil. La transition d'un écoulement laminaire vers un écoulement turbulent est généralement produite par l'amplification de perturbations alors qu'elles se propagent vers le bord de fuite. Il est possible d'analyser le taux d'amplification de ces perturbations en utilisant la théorie de la stabilité linéaire. Cette théorie est basée sur le principe de superposition : on superpose à l'écoulement moyen des petites variations infinitésimales. On analyse ensuite l'évolution des variations et on peut ainsi prédire la transition au moyen de la méthode e^N [9].

Green *et al.* [10] ont développé un outil numérique permettant de concevoir des profils avec une transition apparaissant là où l'utilisateur le spécifie tout en gardant intact les coefficients de portance et de moment. Pour ce faire, ils utilisent une relation simplifiée entre les courbes du facteur N (de la méthode e^N) et la distribution de pression. Sur le profil initial, le code aérodynamique (un solveur Euler couplé avec un modèle de couche limite turbulente) calcule la distribution de pression, les paramètres de la couche limite sont calculés avec un code de couche limite laminaire et enfin les courbes du facteur N sont calculées avec un code de stabilité (COSAL). Le logiciel construit ensuite les courbes du facteur N permettant la transition à l'endroit souhaité et en déduit la distribution de pression cible associée. Cette courbe de pression est ensuite modifiée pour permettre de satisfaire les conditions aérodynamiques imposées et un profil est conçu en utilisant un module de conception de profil (CDISC). Après quelques itérations on a ainsi pu obtenir des profils répondant aux exigences en termes de position de la transition et de paramètres aérodynamiques.

Amoignon *et al.* [11] ont également réalisé des optimisations de la forme d'un profil pour repousser la transition. Des contraintes ont été appliquées sur le profil optimisé par rapport au profil de référence : le volume, la position du bord d'attaque, ainsi que la forme d'une petite portion du bord d'attaque (10% de la corde) sont demeurés inchangés. Pour calculer l'écoulement visqueux, ils ont couplé un solveur Euler compressible non-visqueux avec un code de couche limite compressible. Pour obtenir la transition, la méthode e^N a été utilisée via un code de stabilité utilisant les équations paraboliques de stabilité. Ils ont utilisé une méthode d'optimisation basée sur la méthode du gradient avec état adjoint. L'énergie cinétique des perturbations a été choisie comme fonction objectif et l'optimisation visait à minimiser l'énergie cinétique des perturbations. Ils ont réussi à réduire le coefficient de traînée de 6×10^{-4} tout en maintenant les coefficients de portance et de moment constants.

Driver et Zingg [12] présentent un algorithme d'optimisation qui modifie la géométrie d'un profil entier dans le but de contrôler la transition de la couche limite. Ils ont utilisé un solveur Euler couplé à un code de couche limite (MSES) pour prédire la transition et un algorithme d'optimisation utilisant la méthode des états adjoints basé sur les équations de

Reynolds compressibles. Ils ont pu obtenir des augmentations significatives de l'étendue de la région laminaire principalement sur l'extrados du profil en utilisant différentes fonctions coût d'optimisation (la finesse, le facteur d'endurance, et le coefficient de portance).

Lutz et Wagner [13] ont optimisé un corps axisymétrique semblable à un fuselage dans le but de réduire la traînée volumique pour des régimes incompressibles. Ils n'ont pas modifié directement la géométrie du profil mais la répartition de singularités de type source modélisant le contour du corps et l'écoulement non-visqueux autour de celui-ci. L'optimisation a été réalisée en utilisant un outil d'optimisation hybride et des algorithmes d'optimisation de stratégie évolutive (combinaison d'une méthode du « downhill simplex », d'une méthode de gradient et d'algorithmes génétiques). La transition était déterminée en utilisant une méthode e^N simplifiée.

Toutes ces études montrent qu'il est possible de contrôler la position du point de transition, comme un moyen de réduire la traînée, en modifiant la géométrie du profil.

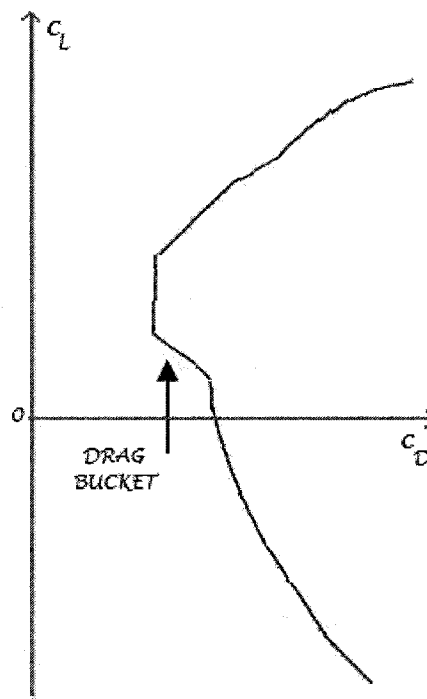


Figure I.3. Schéma de la polaire d'un profil laminaire

Néanmoins, toutes ces optimisations ont été réalisées pour un point de conception défini par un nombre de Mach donné, un nombre de Reynolds donné et une incidence (ou portance) donnée. Il y a alors une zone (le « drag bucket ») pour laquelle la portance est élevée mais la traînée est très faible. Cependant, si l'on s'éloigne assez du point de conception les gains obtenus pourront chuter drastiquement (cf. Figure I.3).

Une première solution à ce problème est d'utiliser une méthode d'optimisation multipoints qui permet de concevoir des profils optimisés pour plusieurs conditions à la fois. Par exemple, Soemarwoto et Labrujere [14] ont conçu un profil optimisé pour deux points de conception. A chacun des points correspondaient un coefficient de portance, un nombre de Mach et un angle d'incidence. Ils ont utilisé un solveur non-visqueux compressible basé sur les équations d'Euler et un modèle de fluide visqueux basé sur la moyenne de Reynolds des équations de Navier-Stokes. L'optimisation a été réalisée en utilisant l'approche des états adjoints. Ils ont été capables de réduire la traînée de 10% et 12% respectivement pour chaque point de conception. Cette technique permet d'améliorer le profil pour chaque point de conception mais ne permet pas de l'optimiser complètement puisqu'il faut faire des compromis entre tous les points de conception considérés.

Une autre solution à ce problème est d'utiliser d'autres types de profils, dit « adaptables » qui ont la propriété de s'adapter à l'écoulement afin de maximiser les performances lorsque les conditions de vol changent.

I.3.2 UTILISATION DE PROFILS ADAPTABLES

Les profils adaptables sont des profils dont la forme peut être modifiée en vol. Pour une revue très complète des profils adaptables (leur efficacité, leur manœuvrabilité, leur poids, leur contrôle, ...), le lecteur pourra se référer à un rapport détaillé de Jacob [15].

Secanell *et al.* [16] ont réalisé une étude sur un profil d'aile adaptable en utilisant une optimisation aérodynamique : ils ont choisi six points de conception représentant chacun une phase de vol. La géométrie du profil était représentée par des B-splines avec onze points de contrôle. Le code d'analyse de l'écoulement était un code visqueux avec un

modèle de turbulence de Spallart-Almaras. L'optimisation était réalisée avec une méthode de programmation séquentielle quadratique et visait à réduire la traînée tout en gardant un coefficient de portance supérieur à une valeur minimale. A l'issue de ces optimisations ils se sont rendus compte que les différences majeures entre les six différents profils optimisés résidaient dans l'épaisseur et la cambrure des profils. Ils ont donc préconisé l'utilisation de deux mécanismes pour modifier le profil en vol : un système gonflable pour modifier l'épaisseur particulièrement au bord d'attaque et un système modifiant la ligne de cambrure. Les conclusions de leur étude sont que cela permettra ainsi d'augmenter l'enveloppe de vol et la manœuvrabilité de l'appareil.

Martins et Catalano [17] ont étudié des profils à cambrure variable pour un avion de transport conçu par l'entreprise Embraer Aircraft afin de réduire la traînée. Toute l'étude était bidimensionnelle. Pour réaliser les calculs aérodynamiques, ils ont utilisé un code non-visqueux basé sur une méthode des panneaux avec une correction de couche limite. La méthode d'optimisation utilisée était la méthode itérative du gradient. Ils ont optimisé deux régions du profil successivement puis simultanément : le bord d'attaque (jusqu'à environ 28% de la corde) et le bord de fuite (zone commençant à environ 36% du bord de fuite) sur l'intrados et l'extrados. La géométrie des zones modifiées du profil était modélisée par une spline cubique. Ils ont réussi à reculer la transition de 30% de la corde et à réduire la traînée de frottement de 24%.

Munday *et al.* [18] ont réalisé expérimentalement une maquette d'aile adaptable testée en soufflerie dans le but de contrôler la séparation laminaire. L'aile était adaptable dans le sens où sa cambrure était modifiée en gonflant et dégonflant de manière oscillatoire des bosses avec des actionneurs piézo-électriques. Avec cette méthode ils ont pu retarder l'apparition de la séparation de 4% de la corde.

Une autre étude des profils à cambrure variable a été réalisée par Edi et Fielding [19] pour un régime de vitesses transsonique. Pour réduire la traînée ils ont utilisé l'aspiration de la couche limite près du bord d'attaque et ont varié la cambrure du profil près du bord de fuite. La région intermédiaire a été optimisée afin d'obtenir un profil laminaire pour un point de conception. L'ajout de ces deux méthodes de contrôle actif de la couche limite permettait d'optimiser les performances de l'avion autour du point de conception du profil

laminaire. La conclusion de leur étude est que ce concept est faisable pour un avion de transport et permettrait ainsi d'augmenter les performances de cet avion.

MacLean [20] a démontré qu'il était techniquement faisable de contrôler l'écoulement sur un profil en modifiant la forme du profil en temps réel. L'analyse aérodynamique a été réalisée à l'aide d'une méthode potentielle des panneaux avec une correction de couche limite calculée par la méthode intégrale. L'optimisation de la géométrie du profil était réalisée à l'aide de la méthode du Simplex. La géométrie était modifiée en utilisant une cambrure variable : le profil est découpé en 4 morceaux et leur cambrure peut être modifiée indépendamment. En temps réel, la distribution de pression était fournie à la boucle de contrôle qui déterminait la distribution de pression à atteindre en fonction des paramètres aérodynamiques désirés (dans les tests réalisés, c'était la portance qui avait une valeur à atteindre) et l'algorithme d'optimisation trouvait la cambrure des 4 morceaux de profil ainsi que l'angle d'attaque permettant d'atteindre cette distribution de pression. Cette méthode peut tout à fait être envisageable pour contrôler la transition de la couche limite.

Enfin des études sont réalisées à l'Université du Kentucky utilisant des profils adaptables pour contrôler la séparation de l'écoulement [21], le flottement et les tourbillons du sillage [22]. Le profil adaptable a une surface oscillante sur l'extrados, actionnée par des actionneurs piézo-électriques. Par ce moyen, ils ont réussi à diminuer l'amplification de l'amplitude des tourbillons du sillage et à diminuer l'amplitude du flottement ainsi qu'à retarder la séparation de l'écoulement.

Cette revue des méthodes de contrôle de l'écoulement n'est pas exhaustive et montre cependant qu'il y a beaucoup de recherches effectuées autour des profils adaptables afin d'améliorer les performances aérodynamiques d'une aile d'avion. Deux techniques principales sont utilisées : la modification de l'épaisseur du profil et la modification de la cambrure du profil. Les modifications du profil sont réalisées au bord d'attaque et/ou au bord de fuite ou alors en utilisant des surfaces oscillantes. Dans tous les cas, les études ont démontré qu'il était possible d'améliorer les paramètres aérodynamiques (traînée, portance, retard de la séparation, ...) en utilisant ce concept

d'aile adaptable. Le projet décrit dans ce mémoire, s'inscrit dans le domaine de recherche sur les profils adaptables.

CHAPITRE II : MÉTHODOLOGIE DE L'ÉTUDE

II.1. CONTEXTE

Dans le chapitre précédent, nous avons présenté les différentes méthodes existant pour diminuer la traînée en modifiant la géométrie du profil d'aile, que ce soit par une optimisation préalable ou en utilisant un concept d'aile adaptable. Concernant l'adaptabilité des profils d'aile, beaucoup d'efforts sont fournis et il semble que ce soit un domaine très prometteur. Ce projet s'inscrit dans ce champ d'étude. Comme nous l'avons mentionné précédemment son originalité réside dans le fait qu'une partie de l'extrados sera composée d'une paroi flexible et sera modifiée en temps réel pour répondre au changement de conditions de l'écoulement.

L'objectif principal de l'étude décrite dans ce mémoire concerne la partie aérodynamique du projet : obtenir un outil numérique capable de fournir les formes de la peau flexible permettant de repousser au maximum la transition de la couche limite laminaire vers une couche limite turbulente. L'étude réalisée ici est bidimensionnelle, à des régimes subsoniques incompressibles (nombre de Mach inférieur à 0.4), et à des faibles incidences $([-1^{\circ}; +2^{\circ}])$.

Nous allons tout d'abord présenter les profils d'ailes sur lesquels les optimisations ont été réalisées, puis la méthode d'optimisation choisie.

II.2. PROFIL D'AILE

II.2.1 DESCRIPTION DU PROFIL

Le profil d'aile destiné à être utilisé pour la maquette du projet est le WTEATE1 [23], profil ayant été étudié à l'Institut de Recherche Aérospatiale (IAR) du CNRC. C'est un profil laminaire, optimisé pour un régime de vitesses transsonique. Ce profil a une épaisseur de 16% et une corde de 0.5 mètres. Puisque l'étude est réalisée à des faibles

nombre de Mach, donc en dehors de son point de conception, on devrait être en mesure d'obtenir des gains sur la position du point de transition.

Dans l'étude présentée dans ce mémoire, on a aussi réalisé des calculs d'optimisation sur le NLF(1)-0416 [24], un profil laminaire optimisé pour un régime de vitesses subsonique, capable d'avoir un faible coefficient de traînée et un coefficient de portance élevé en régime de croisière. La corde du profil considéré est de 1 mètre. Son épaisseur est similaire à celle du profil WTEATE1. On verra ainsi s'il est possible de reculer la transition pour un profil optimisé en régime subsonique.

Afin de repousser la transition vers le bord de fuite du profil, une partie de l'extrados est constituée d'une tôle flexible (cf. Figure II.1) dont la forme doit être modifiée de manière à atteindre la forme optimale déterminée pour les conditions aérodynamiques auxquelles est soumis le profil. Plusieurs étendues de la peau flexible ont été étudiées afin de vérifier leur impact sur l'augmentation de la région laminaire sur l'extrados.

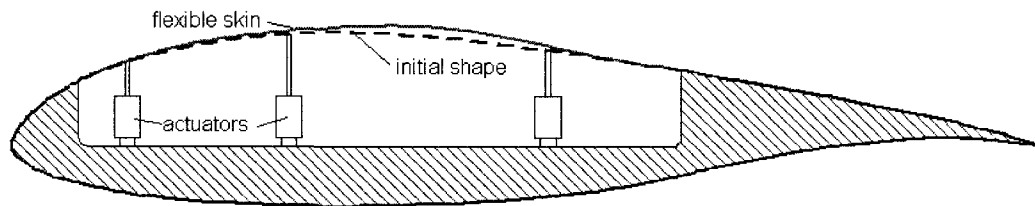


Figure II.1. Schéma du profil adaptable (Profil NLF(1)-0416)

Pour réaliser l'optimisation, il a été nécessaire de modéliser mathématiquement la forme de la peau flexible.

II.2.2 MODÉLISATION DE LA PEAU FLEXIBLE

Deux méthodes d'approximation ont été utilisées pour modéliser la peau flexible : une interpolation par spline cubique et une interpolation avec une courbe B-spline.

i. Spline cubique

L'approximation de la zone flexible a tout d'abord été réalisée avec des splines cubiques car les splines cubiques sont censés représenter correctement les déformations d'une peau réelle faite dans un matériau flexible mais avec une certaine rigidité.

Pour approximer une fonction avec un spline cubique on procède comme suit :

On divise l'intervalle sur lequel on veut approximer la fonction en $N+1$ points $[x_0, x_1, \dots, x_N]$ d'ordonnées $[y_0, y_1, \dots, y_N]$ (cf. Figure II.2).

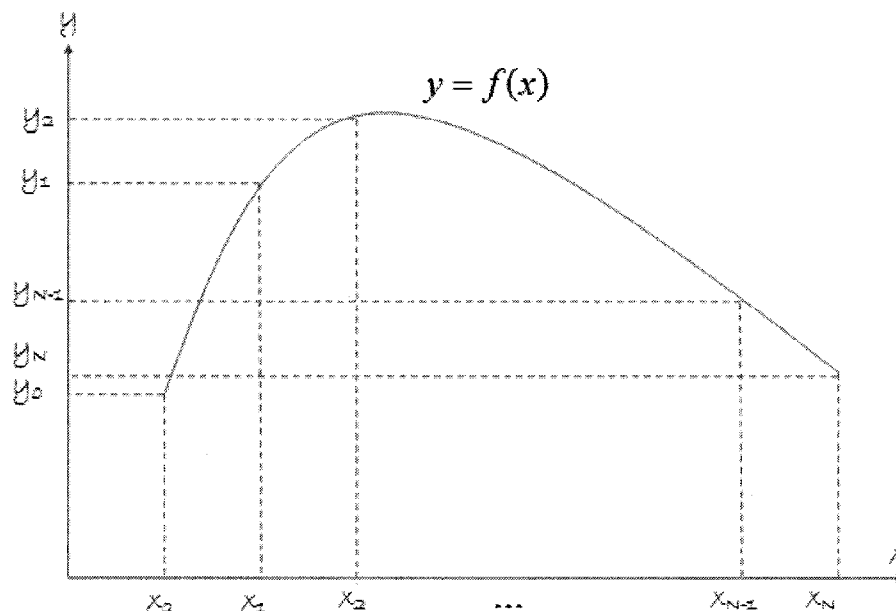


Figure II.2. Discretisation d'une fonction pour approximation

Sur chaque intervalle $[x_i; x_{i+1}]$, ($i = 0..N$), la fonction f est approximée par une fonction polynôme $S_{[i,i+1]}(x)$ d'ordre 3.

$$S_{[i,i+1]}(x) = a_i(x - x_i)^3 + b_i(x - x_i)^2 + c_i(x - x_i) + d_i$$

(II-1)

Sur chaque intervalle $[x_i; x_{i+1}]$, ($i = 0..N$), il y a quatre inconnues à déterminer. Il y a N intervalles, ce qui fait $4N$ inconnues à déterminer.

Pour évaluer ces inconnues, il est nécessaire de posséder $4N$ équations. Sur chaque intervalle il y a deux équations de continuité à chaque bout de l'intervalle :

$$S_{[i,i+1]}(x_i) = y_i$$

(II-2)

Et

$$S_{[i,i+1]}(x_{i+1}) = y_{i+1}$$

(II-3)

Ceci assure que la fonction $S(x)$ qui est la fonction composée de toutes les fonctions $S_{[i,i+1]}(x)$ est continue par morceaux.

On impose ensuite la continuité de la première dérivée et de la deuxième dérivée au changement d'intervalle.

$$S'_{[i,i+1]}(x_{i+1}) = S'_{[i+1,i+2]}(x_{i+1}) \text{ pour } (i = 0..N - 2)$$

(II-4)

Et

$$S''_{[i,i+1]}(x_{i+1}) = S''_{[i+1,i+2]}(x_{i+1}) \text{ pour } (i = 0..N - 2)$$

(II-5)

Ceci fait au total $4N-2$ équations. Il faut donc ajouter deux équations supplémentaires.

On peut choisir d'imposer la dérivée à chaque bout de l'intervalle $[x_0; x_N]$:

$$S'_{[0,1]}(x_0) = f'(x_0) \text{ et } S'_{[N-1,N]}(x_N) = f'(x_N)$$

(II-6)

On peut également choisir d'imposer une dérivée seconde nulle aux extrémités de l'intervalle $[x_0; x_N]$:

$$S''_{[0,1]}(x_0) = 0 \text{ et } S''_{[N-1,N]}(x_N) = 0$$

(II-7)

Dans ce dernier cas on parle de spline cubique naturelle.

On dispose ainsi d'un système à $4N$ équations et $4N$ inconnues qui peut se résoudre assez simplement à l'aide d'une méthode de Gauss.

Les routines d'interpolation par spline cubique utilisées pour approximer la peau flexible sont les routines SPLINE et SPLINT issues de la référence [25]. Elles sont décrites dans l'Annexe I.1.

ii. Fonction B-spline

La modélisation par B-spline utilise une combinaison linéaire de courbes B-spline (Basis Spline). Les B-splines sont la généralisation des courbes de Bézier.

Soient un ensemble de $m+1$ réels ordonnés appelés nœuds $t_0 < t_1 < \dots < t_{m-1} < t_m$ appartenant à $[0; 1]$ on définit la courbe d'interpolation B-spline de degré n comme une courbe paramétrique, $S(t)$, de degré n , composée de fonctions B-spline de degré n , $b_{i,n}(t)$:

$$S(t) = \sum_{i=0}^{m-1} P_i b_{i,n}(t)$$

(II-8)

Les P_i sont appelés points de contrôle.

Les $m+1$ fonctions B-spline sont définies par récurrence :

$$b_{j,0}(t) = \begin{cases} 1 & \text{si } t_j \leq t \leq t_{j+1} \\ 0 & \text{sinon} \end{cases}$$

(II-9)

$$b_{j,n}(t) = \frac{t - t_j}{t_{j+n} - t_j} b_{j,n-1}(t) + \frac{t_{j+n+1} - t}{t_{j+n+1} - t_{j+1}} b_{j+1,n-1}(t)$$

(II-10)

Pour construire une courbe B-spline de degré d (ou d'ordre $d+1$) à partir de $n+1$ points P_i , il est nécessaire de se donner $m+1$ nœuds en respectant la relation $m = n + d + 1$.

La relation (II-10) nous dit que $b_{i,0}(t)$ n'est non nulle que sur l'intervalle $[t_i, t_{i+1}]$.

La relation de récurrence (II-10) indique que $b_{i,1}(t)$ n'est non nulle que sur l'intervalle où au moins l'une des B-spline $b_{i,0}(t)$ ou $b_{i+1,0}(t)$ est non nulle, soit sur les intervalles $[t_i, t_{i+2}]$. Par récurrence, on en déduit que $b_{i,n}(t)$, est non nulle sur l'intervalle $[t_i, t_{i+1+n}]$. On remarque donc, d'après l'équation (II-8), que le point de contrôle P_i n'aura d'influence que sur l'intervalle $[t_i, t_{i+1+n}]$. On peut donc en déduire que déplacer les points de contrôle ne modifiera l'allure de la courbe globale que localement.

Pour plus d'informations concernant les B-splines, le lecteur pourra consulter la référence [26].

Les routines utilisées pour approximer la peau flexible sont les routines présentes dans la librairie IMSL MATH/LIBRARY de Visual Numerics pour Fortran BSINT, BSNAL et BSVAL [27]. Elles sont expliquées brièvement dans l'Annexe I.2.

II.3. OPTIMISATION

II.3.1 CHOIX DE LA MÉTHODE D'OPTIMISATION

Contrairement à toutes les études présentées précédemment qui utilisaient principalement les méthodes d'optimisation du gradient ou des états adjoints, on utilisera un algorithme génétique.

Les raisons de ce choix sont doubles :

- la première est qu'il est plus assuré d'obtenir un extremum global avec un algorithme génétique alors que la méthode des gradients fournit un extremum mais il est difficile de savoir s'il est local ou global;
- la deuxième raison vient du fait qu'il n'est pas nécessaire de calculer des dérivées en utilisant ce type d'algorithme d'optimisation. Il faut seulement calculer la valeur de la fonction objectif de l'optimisation.

D'autre part, le but de l'optimisation est de maximiser la région laminaire, soit de maximiser l'abscisse du point de transition. En raison de la forte non-linéarité des équations des écoulements du fluide ainsi qu'à cause de tous les phénomènes mis en cause lors de la transition, il est impossible d'obtenir une équation analytique prédisant correctement la position de la transition de la couche limite avec précision. Il est donc indispensable de posséder un outil aérodynamique capable d'analyser l'écoulement sur une géométrie donnée et à une incidence, un nombre de Mach et un Reynolds donnés. Dans les diverses études citées précédemment, nous avons vu que plusieurs types de codes aérodynamiques étaient utilisés. Cependant un code non-visqueux avec une correction de couche limite est préférentiellement utilisé dans ce type d'étude avec intégration du code aérodynamique dans le code d'optimisation. Ainsi, un code non-visqueux couplé avec un code d'analyse de la couche limite est beaucoup plus rapide qu'un code Navier-Stokes, même utilisé conjointement avec une méthode d'optimisation des états adjoints. Dans cette étude nous avons donc choisi d'utiliser un code non-visqueux couplé à un code d'analyse de couche limite. L'outil aérodynamique sera présenté dans le Chapitre III :

II.3.2 ALGORITHMES GÉNÉTIQUES

Lorsque l'on veut optimiser une fonction dont on ne connaît pas l'expression analytique et que le nombre de paramètres est important, il peut être particulièrement intéressant de recourir aux algorithmes génétiques. Le processus d'optimisation simule l'évolution d'une population composée d'individus en compétition pour leur survie d'après le processus de sélection naturelle développé par Darwin. En effet, selon la théorie de Darwin, seuls les individus les plus adaptés à leur environnement survivront et se

reproduiront. Les algorithmes génétiques utilisent également des notions de génétique : une solution potentielle est un individu ou un chromosome. Les variables d'optimisation sont alors des gènes (généralement codées en binaire) et les valeurs de ces variables sont des allèles.

Pour utiliser un algorithme génétique, il faut donc :

- une population initiale, générée aléatoirement, la plus représentative possible du domaine des solutions potentielles dans lequel on recherche la solution du problème d'optimisation;
- une fonction d'évaluation des capacités d'adaptation de chaque individu (solution potentielle du problème d'optimisation) : la fonction « fitness » qui correspond généralement à un terme près à la fonction objectif de l'optimisation;
- des opérateurs de sélection des individus les plus adaptés;
- des opérateurs de mutation pour diversifier la population;
- des opérateurs de reproduction pour générer la population suivante.

Pour sélectionner les individus les plus adaptés, il existe plusieurs méthodes. Par exemple on peut citer la méthode dite de tournoi, qui consiste à prendre les individus de la population deux par deux, à comparer leur fonction d'adaptation (la fonction fitness) et à sélectionner le plus adapté. On peut citer également le processus de sélection aléatoire, c'est-à-dire que tous les chromosomes de la population mère ont la même probabilité d'être sélectionnés.

Pour croiser les individus sélectionnés entre eux, la méthode la plus courante en binaire consiste à prendre un nombre aléatoire k compris entre 1 et la longueur de la chaîne (l) de caractère représentant les variables. A partir des chaînes de caractères des deux individus parents, on crée deux nouvelles chaînes par permutation de tous les caractères compris entre les positions $k+1$ et l des chaînes. On peut choisir plusieurs lieux de coupes et échanger les parties de chaînes comprises entre les coupes (croisement multiples).

Enfin, pour augmenter la diversité de la population, on utilise des opérateurs de mutation qui modifient de manière aléatoire et occasionnelle une partie de la population. Le principe

est simple : l'un des gènes des individus de la population concernée est remplacé par une valeur aléatoire (en codage binaire, on remplace les valeurs 1 par 0 et vice versa). Cela permet d'éviter un appauvrissement de la population et d'explorer tout le champ des solutions potentielles afin d'éviter de converger vers un extremum local.

Pour plus d'informations concernant les algorithmes génétiques, le lecteur pourra consulter la référence [28].

CHAPITRE III : OUTILS D'AÉRODYNAMIQUE

L'objectif de l'étude est de concevoir un outil numérique d'optimisation qui aiderait à contrôler la couche limite afin de reculer la position du point de transition laminaire/turbulent sur l'extrados d'un profil. Il était donc nécessaire de posséder un outil numérique permettant de déterminer avec précision la position de ce point. Pour cela, il faut obtenir les paramètres visqueux de l'écoulement. Pour ce faire il a été convenu d'utiliser le couplage de deux codes aérodynamiques : un code non-visqueux qui permettait d'obtenir les caractéristiques non-visqueuses de l'écoulement et un code d'analyse de l'écoulement dans la couche limite qui, à partir des données non-visqueuses permet d'obtenir les paramètres de la couche limite ainsi que la position du point de transition. En effet comme nous l'avons mentionné précédemment, ce type de code est largement utilisé dans des calculs d'optimisation de profil. En effet, la question de la rapidité d'exécution du code est décisive dans un calcul d'optimisation et, bien qu'un code de Navier-Stokes permette d'obtenir des résultats plus précis, il n'est pas aussi rapide qu'un code tel que celui décrit ci-dessus.

Ainsi dans ce chapitre, nous présenterons dans un premier temps le code commercial XFOIL, qui est un code basé sur une interaction non visqueuse-visqueuse, largement utilisé et validé. Puis deux solutions différentes seront étudiées : la première solution consiste en l'utilisation d'un code basé sur les équations d'Euler couplé à un code de couche limite ; la deuxième solution consiste en l'utilisation d'un code basé sur la méthode des panneaux couplé à un code de couche limite. Il est important de préciser que tous les calculs aérodynamiques réalisés dans cette étude sont des calculs bidimensionnels en régime subsonique incompressible (nombre de Mach variant de 0.1 à 0.35).

III.1. CODE XFOIL

III.1.1 DESCRIPTION

Le code XFOIL (v6.96, [29]) est un outil aérodynamique développé en 1986 par Marc Drela, capable d'analyser ou de concevoir des profils aérodynamiques subsoniques. Pour ce projet l'intérêt de ce code est sa capacité à faire des calculs visqueux d'écoulements autour de profils aérodynamiques subsoniques ainsi que sa capacité à prédire la transition laminaire-turbulente de la couche limite. Nous allons par la suite décrire les deux fonctionnalités intéressantes (pour ce projet) de XFOIL : le calcul non-visqueux/visqueux et la détermination de la transition [30].

i. Calcul non-visqueux/visqueux

XFOIL calcule les paramètres non-visqueux de l'écoulement en utilisant une méthode des panneaux basée sur la formulation des lignes de courant avec une répartition linéaire des tourbillons. Un champ de vitesses bidimensionnel est construit par superposition d'un écoulement plan uniforme (non perturbé), d'une distribution de tourbillons sur le profil et d'une distribution de sources sur le profil et le sillage. Le contour du profil et le sillage sont découpés en segments appelés panneaux. Sur le profil, chaque panneau présente une distribution linéaire de tourbillon et une source d'intensité constante et sur le sillage chaque panneau présente une source constante. La fermeture du système d'équations dont les inconnues sont les intensités des sources et des tourbillons se fait grâce à une formulation explicite de la condition de Kutta.

Le développement de la couche limite et le sillage sont décrits par une formulation intégrale de couche limite à deux équations et un critère de transition basé sur la méthode du facteur N . L'obtention d'une solution visqueuse résulte d'une interaction entre l'écoulement potentiel incompressible et les équations de la couche limite via un modèle de vitesse de transpiration [31]. La traînée est déterminée à partir de l'épaisseur de moment calculée au dernier point du sillage.

ii. Prédiction de la transition

Pour prédire la transition, XFOIL utilise une version simplifiée de la méthode e^N [32].

La méthode « e^N » est issue de la théorie d'amplification spatiale des ondes de perturbation basée sur l'équation d'Orr-Sommerfeld. Cette théorie considère que la transition est causée par l'amplification sélective d'ondes d'instabilité infinitésimales (les ondes de Tollmiens-Schlichting) initialement présentes dans l'écoulement. Ces ondes sont produites par divers phénomènes : des ondes acoustiques, des vibrations de la paroi, la turbulence extérieure ou bien encore des irrégularités de la surface. La vie de ces ondes peut grossièrement être divisée en trois phases. Premièrement, les ondes sont générées. Deuxièmement leur amplitude croît de la manière décrite par l'équation d'Orr-Sommerfeld. Troisièmement, l'amplitude des ondes cesse d'être infinitésimale et cela s'accompagne de phénomènes non-linéaires qui annoncent la transition. Ainsi, en résolvant l'équation d'Orr-Sommerfeld, on obtient les amplitudes des ondes instables de Tollmiens-Schlichting. On considère alors que la transition apparaît lorsque le rapport des amplitudes de l'onde la plus instable à la première onde instable atteint une certaine valeur $e^{N_{crit}}$.

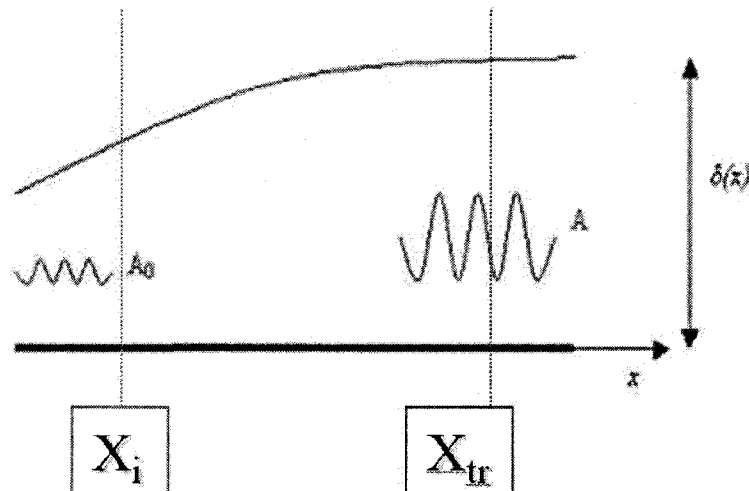


Figure III.1. Amplitude des ondes de perturbation dans la couche limite

Sur la Figure III.1, A_0 est l'amplitude de la première onde instable, A_i est l'amplitude de l'onde la plus instable à une abscisse donnée. En pratique, le facteur d'amplification $N(x) = \ln\left(\frac{A(x)}{A_0}\right)$ est calculé à chaque abscisse et lorsque ce rapport atteint la valeur N_{crit} pour une certaine abscisse, cette abscisse est alors l'abscisse du point de transition X_{tr} .

La valeur du facteur d'amplification critique N_{crit} prend généralement des valeurs entre 8 et 10, valeurs qui sont déterminées expérimentalement et qui sont liées à la turbulence présente dans l'écoulement incident.

Pour résoudre l'équation d'Orr-Sommerfeld, XFOIL utilise une approximation : il considère que le facteur de forme H est constant. Cette approximation est valable tant que l'accroissement d'amplitude des ondes bidimensionnelles de Tollmiens-Schlichting, suivant le modèle d'Orr-Sommerfeld, est le mécanisme dominant responsable de l'apparition de la transition, ce qui est valable pour la plupart des profils usuels. De plus, le choix de N_{crit} étant empirique, cette approximation ne donne pas une grande différence par rapport à la méthode e^N non simplifiée.

III.1.2 TESTS

Afin de valider l'utilisation de XFOIL comme référence pour valider les calculs, nous avons comparé ses résultats avec des données expérimentales obtenues sur des profils d'aile en écoulement subsonique à basse vitesse (incompressible) dans des conditions similaires à celles des essais qui seront réalisés dans la suite de cette étude.

Tout d'abord, nous avons analysé l'écoulement autour d'un profil classique, le NACA0021 [33]. Ce profil a été testé en soufflerie à un nombre de Reynolds de 1.5 millions et un nombre de Mach de 0.2 pour plusieurs angles d'incidence.

Des comparaisons à 0° et 6° d'incidence sont incluses dans ce mémoire. Sur la Figure III.2 et la Figure III.3, on présente la solution non-visqueuse, la solution visqueuse avec transition libre ($N_{\text{crit}} = 6$, qui correspond à une soufflerie plutôt bruitée) et la solution visqueuse avec transition forcée (au bord d'attaque) calculées par XFOIL.

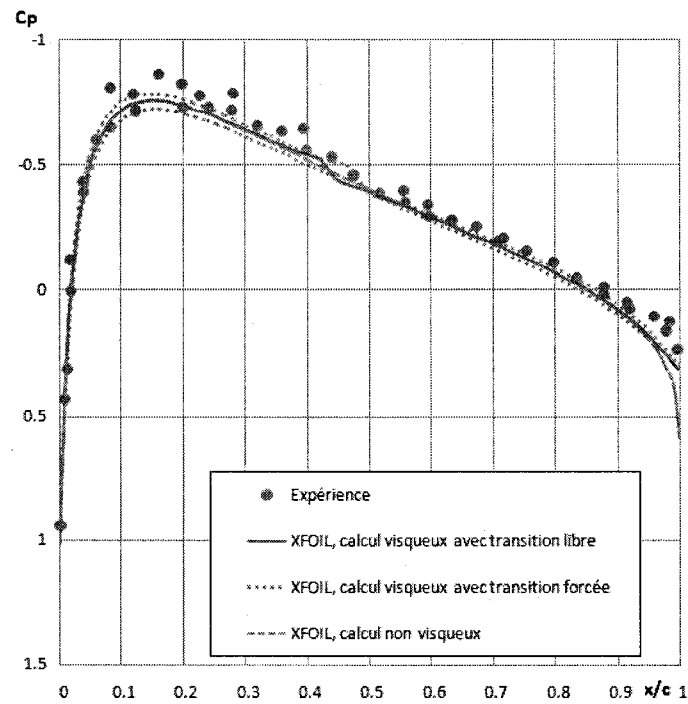


Figure III.2. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 0^\circ$

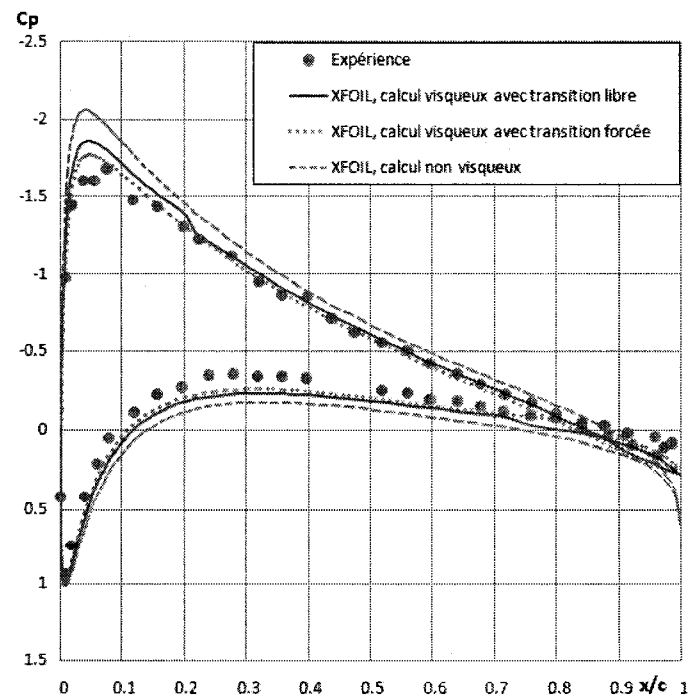


Figure III.3. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 6^\circ$

En effet, comme l'on ne connaît pas le taux de turbulence des souffleries utilisées on ne peut savoir l'endroit où la transition s'est déclenchée expérimentalement.

Sur la Figure III.2 et la Figure III.3, on peut voir que les résultats obtenus avec XFOIL coïncident bien avec les résultats expérimentaux. La concordance est meilleure lorsque la transition est forcée au bord d'attaque.

On a ensuite effectué des comparaisons entre les résultats obtenus par XFOIL et des résultats expérimentaux sur le profil S809 [34]. Des comparaisons à deux angles d'incidence (0° et 4.04°), à un nombre de Reynolds de 2 millions et un nombre de Mach de 0.1 sont présentées sur la Figure III.4 et la Figure III.5.

Comme précédemment, deux calculs visqueux ont été réalisés par XFOIL, un avec transition libre et l'autre avec transition forcée. Comme sur les figures précédentes on peut voir que XFOIL prédit assez fidèlement l'écoulement visqueux.

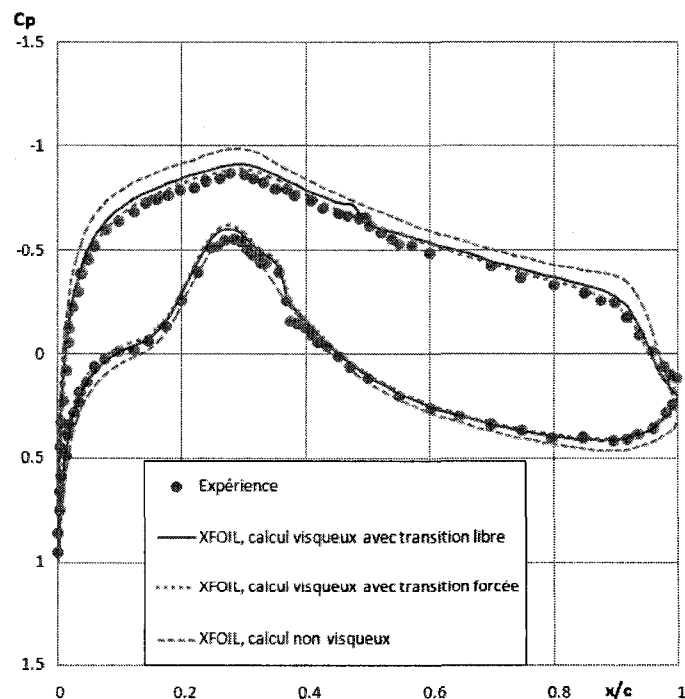


Figure III.4. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil S825, $Re = 2$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 0^\circ$,

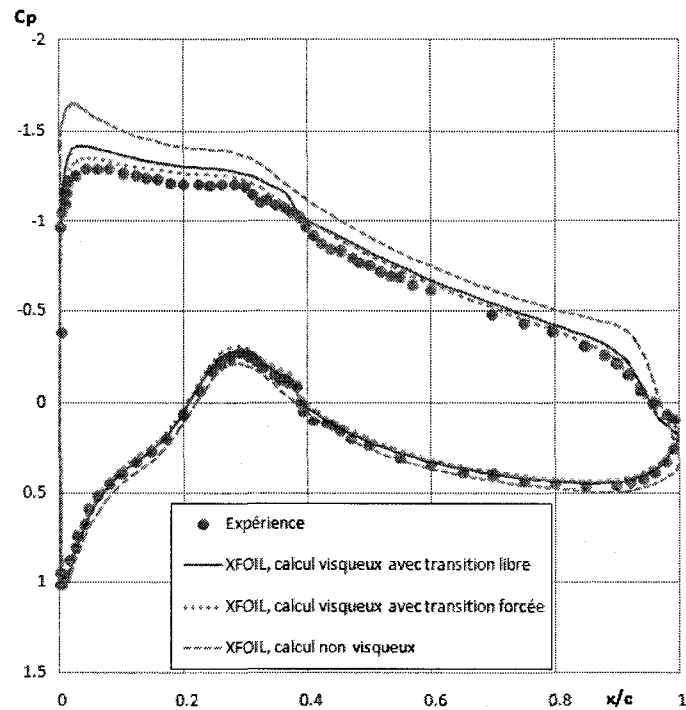


Figure III.5. Comparaison des résultats obtenus avec XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil S825, $Re = 2$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 4.04^\circ$

Nous avons ensuite voulu vérifier la capacité de XFOIL à prédire correctement la transition. Nous avons donc comparé les résultats obtenus par XFOIL avec des résultats expérimentaux obtenus sur le profil laminaire NLF (1)-0416 [24] à $Mach 0.1$ et à des nombre de Reynolds de 1 et 2 millions pour une plage de coefficients de portance de -0.5 à 1.7. En pratique, on n'atteindra pas ces valeurs extrêmes de portance dans cette étude.

On peut voir de ces deux figures (Figure III.6 et Figure III.7) que XFOIL prédit assez bien la position du point de transition avec une tendance à prédire la fin de la zone de transition au lieu du début. Quand la portance devient trop négative, XFOIL s'écarte beaucoup des résultats expérimentaux, mais cette zone correspond à des angles d'incidence fortement négatifs (-6° à -10°) et ils ne seront pas traités dans ce projet.

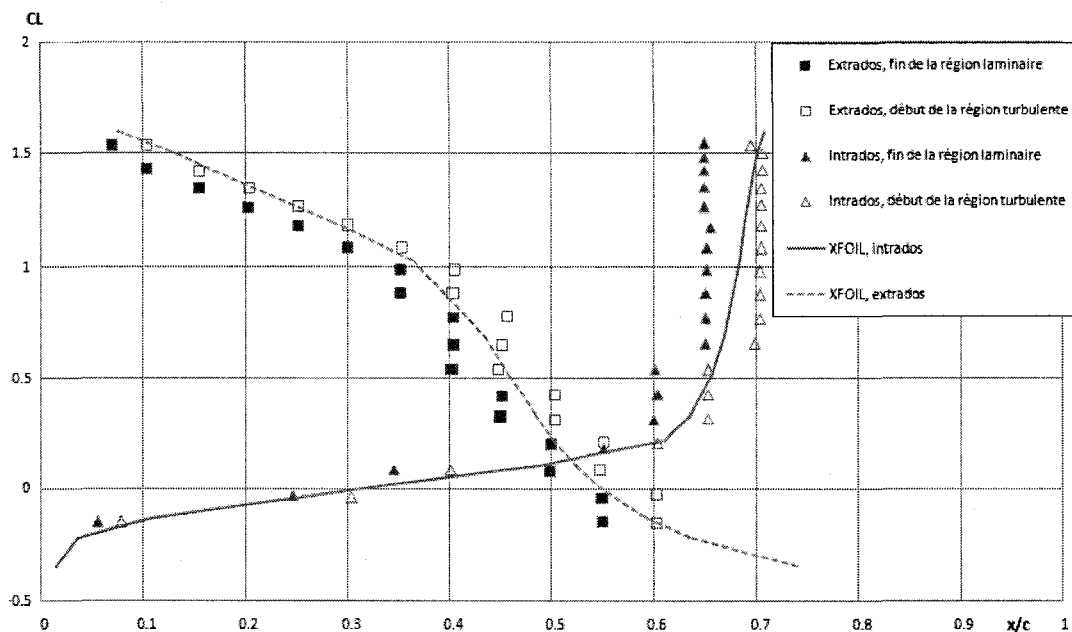


Figure III.6. Comparaison de la position du point de position prédit par XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, $Re = 1$ million et $Mach = 0.1$

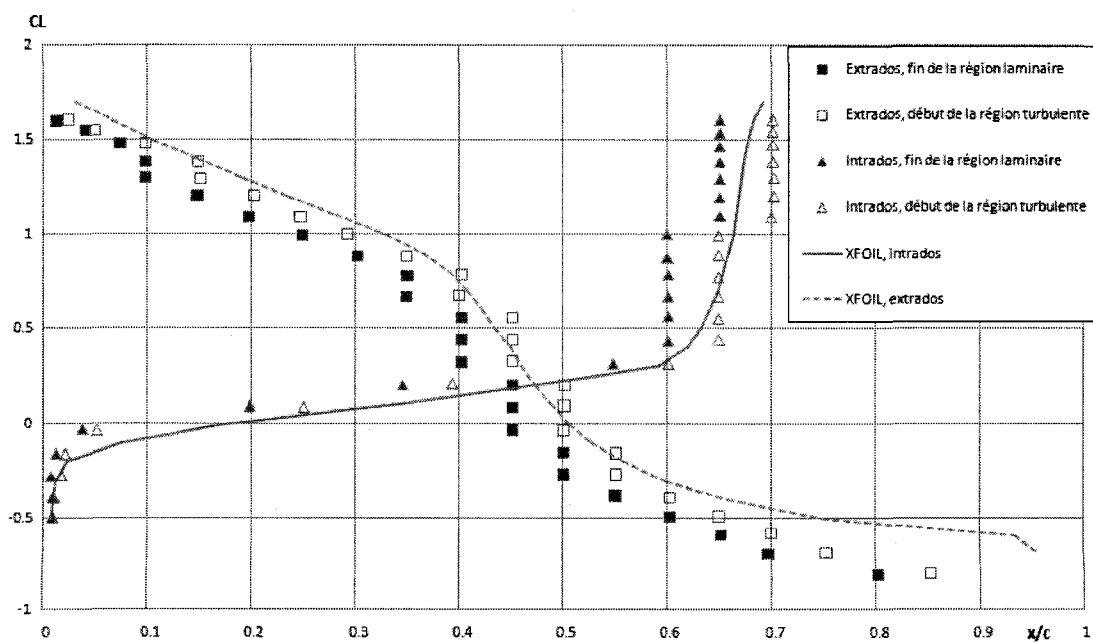


Figure III.7. Comparaison de la position du point de position prédit par XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, $Re = 2$ millions et $Mach = 0.1$

En conclusion de cette étude, on peut dire que XFOIL est un bon outil aérodynamique, comme constaté également par d'autres auteurs ([35]), qui prédit correctement les solutions visqueuses pour des nombres de Mach subsoniques incompressibles. En ce qui concerne la transition, XFOIL est également un très bon outil mais il ne faudra pas utiliser d'incidence trop négative, ce qui ne sera pas le cas dans ce projet. Par la suite on pourra donc comparer les résultats obtenus avec les codes numériques utilisés dans ce projet avec les résultats d'XFOIL.

III.2. CODE EULER 2D

III.2.1 DESCRIPTION

EULER2D est un code aérodynamique résolvant les équations d'Euler en deux dimensions (dont la solution est non-visqueuse) en utilisant le schéma de calcul numérique de Jameson, Schmidt et Turkel [36] (de type centré, par volumes finis et avec viscosité artificielle du deuxième et du quatrième ordre). Les équations sont résolues explicitement dans le temps avec un intégrateur Runge-Kutta. Il est issu d'un code développé à la Chaire J. A. Bombardier dans les années 80, code en trois dimensions, destiné à des calculs transsoniques sur des ailes entières. Ce dernier a subi de multiples modifications pour aboutir à la version actuelle de EULER2D : un code bidimensionnel assorti d'un code de maillage capable de générer des grilles de types O ([37], [38]).

III.2.2 TESTS

Ce code ayant été écrit pour être utilisé pour des cas transsoniques, il n'avait été validé que pour ces cas précis. Ainsi, afin de valider ce code pour des régimes subsoniques des tests numériques ont été entrepris. Des difficultés relatives à la convergence du code ont été rencontrées : les simulations ne convergeaient pas ou très lentement et nécessitaient un très long temps de calcul pour obtenir au final des solutions non convergées. De plus on a pu constater que le code Euler 2D était très sensible aux

paramètres du maillage : par exemple il était capable de donner une solution pour des conditions aérodynamiques données sur une grille donnée, mais si cette grille était affinée en augmentant légèrement le nombre de nœuds, il pouvait tout à fait ne plus réussir le calcul avec les mêmes conditions aérodynamiques sur cette nouvelle grille. On a tout d'abord supposé que ces difficultés venaient d'une erreur dans le mailleur intégré au code EULER2D : en aval du bord de fuite tous les maillages présentent une région non maillée (Figure III.8 et Figure III.9).

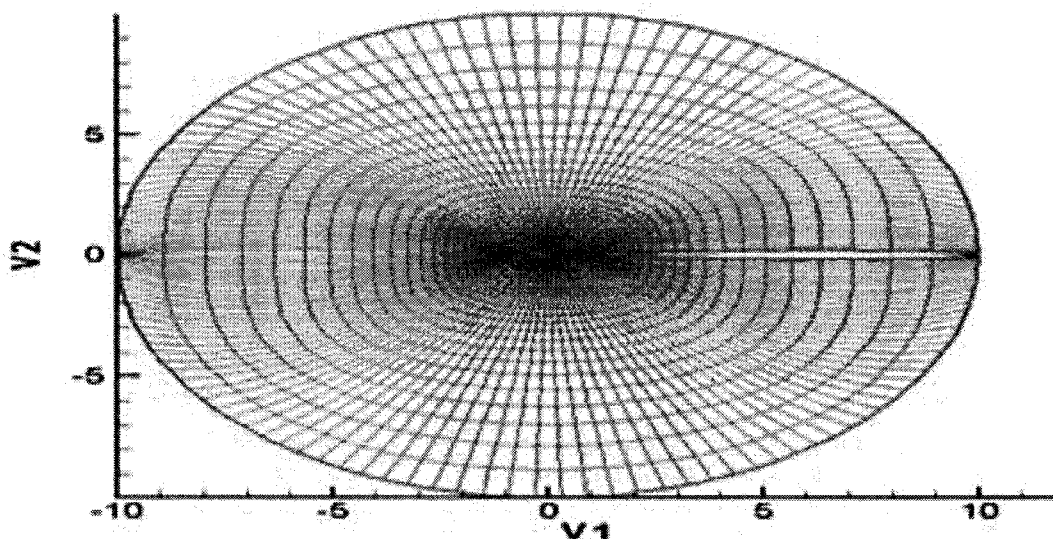


Figure III.8. Maillage 160x32 obtenu avec le mailleur initial

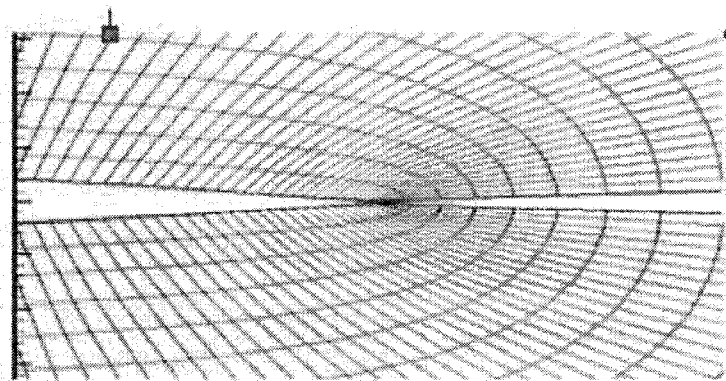


Figure III.9. Détail de la Figure III.8 présentant la zone non maillée en aval du bord de fuite

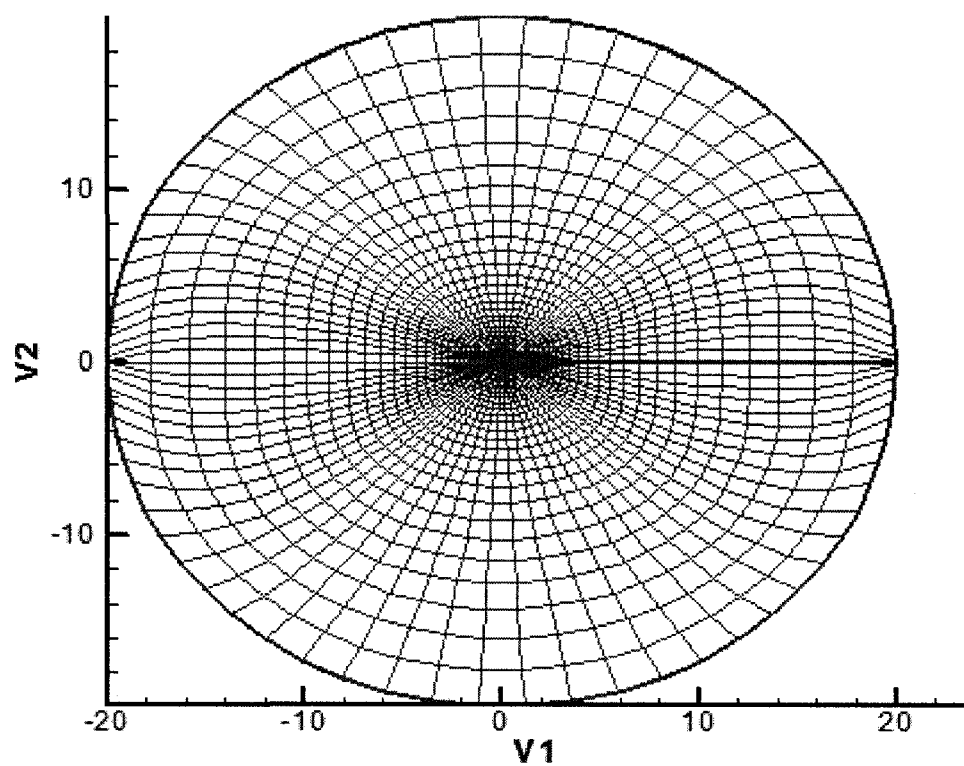


Figure III.10. Maillage 160x32 obtenu avec le mailleur modifié

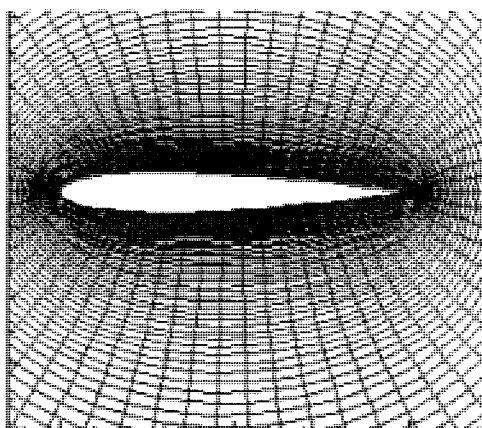


Figure III.11. Détail de la Figure III.10 présentant le maillage près du profil

Les fichiers source du mailleur ont donc été revus avec soin et le problème a été résolu (Figure III.10 et Figure III.11). Le mailleur utilise la méthode de Poisson et permet de créer des grilles de types O-H. Le mailleur du code EULER2D est bien décrit dans la référence [39]. En outre d'autres modifications dans le mailleur ont été réalisées à cette occasion dans le but d'affiner le maillage près du profil : sur les normales au profil, les nœuds sont distribués selon une répartition exponentielle

$$x_{i,j} = \frac{\exp(\beta u) - 1}{\exp(u) - 1}$$

$$\text{Avec } u = \frac{j-1}{n}, j \in [2; n]$$

(III-1)

où n est le nombre de nœuds répartis sur la normale et $x_{i,j}$ est l'abscisse du nœud d'indice (i,j) dans un repère lié à la normale au profil au point sur le profil d'indice i .

A ce stade, les simulations ne convergeaient pas plus rapidement qu'avant de résoudre le problème du mailleur et les résultats obtenus n'étaient donc pas vraiment meilleurs. Pour éliminer totalement l'hypothèse que le problème venait du mailleur, un nouveau mailleur a été codé. Il s'agit d'un mailleur elliptique (codé en utilisant la référence [40]) utilisant une répartition sinusoïdale des nœuds sur le profil et une répartition exponentielle des nœuds sur la normale au profil (cf. Équation (III-1)). Ce nouveau mailleur a été couplé au code EULER2D. Les nouveaux tests réalisés ont tous présentés des problèmes de convergence, indiquant par là que les problèmes de convergence du code devaient avoir une autre origine. En effet le code fonctionnait de manière quasi aléatoire quelles que soient les données d'entrée (taille du maillage, nombre de Mach, angle d'attaque), comme lorsque qu'on utilisait le premier mailleur corrigé. Comme on peut le voir dans les figures suivantes (Figure III.12 à Figure III.16), la fiabilité de la version actuelle du code EULER2D pour des cas subsoniques peut être mise en doute.

Quelques résultats obtenus pour différents profils comme les profils NACA0012, NACA4415 et le profil WTEATE1, utilisé pour le projet, sont donnés ci-dessous.

Dans la Figure III.12, les résultats ont été obtenus en utilisant différentes valeurs pour le nombre de Courant (CFL) et différentes tailles de maillage.

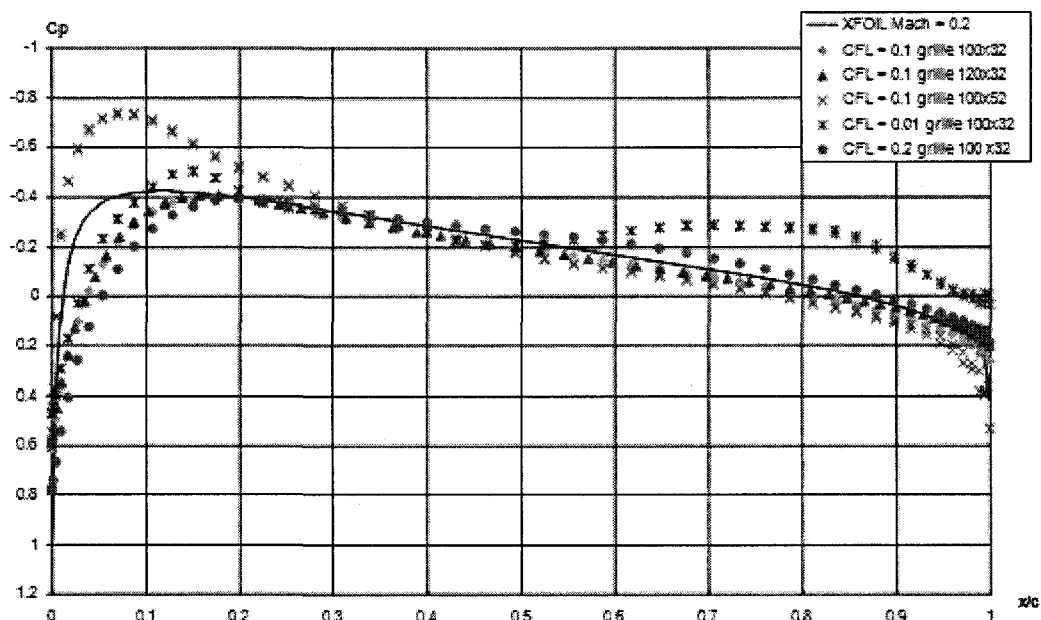


Figure III.12. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D avec ceux obtenus avec le code XFOIL - Profil NACA0012, Mach = 0.2, $\alpha = 0^\circ$

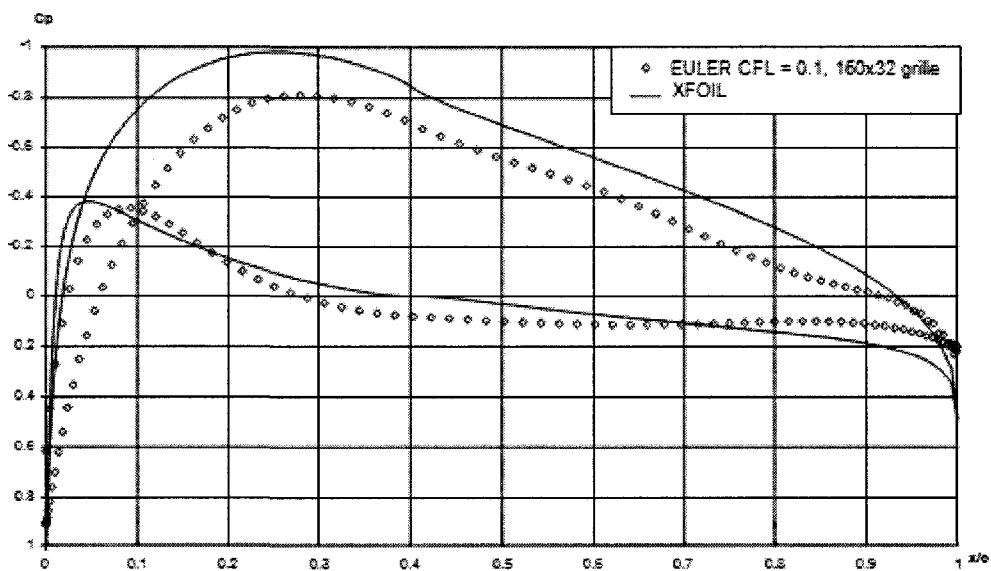


Figure III.13. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D après 7000 itérations, avec ceux obtenus avec le code XFOIL- Profil NACA4415, Mach = 0.3 et $\alpha = 0^\circ$

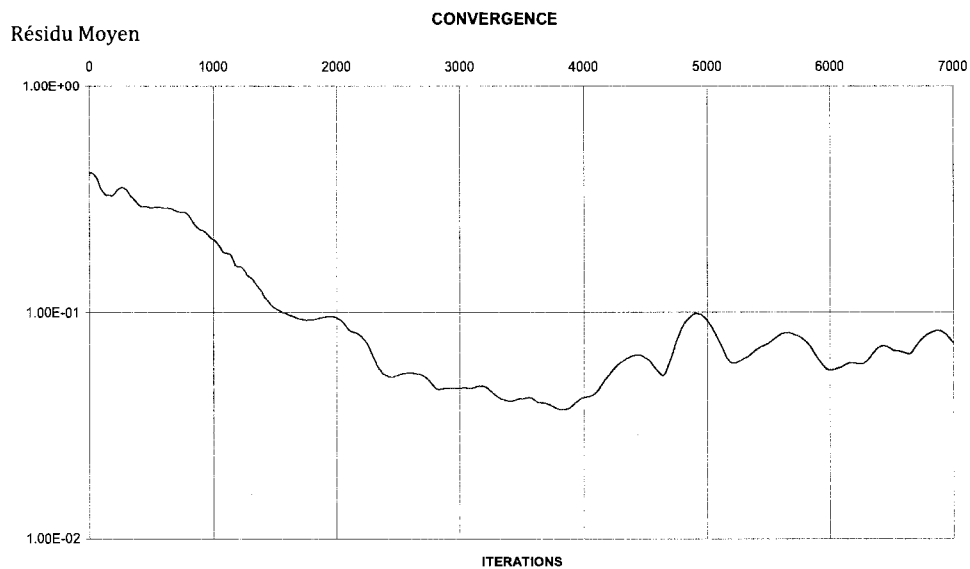


Figure III.14. Évolution du résidu pour la simulation présentée sur la Figure III.13

Le résidu correspond à la moyenne du résidu sur l'équation de continuité.

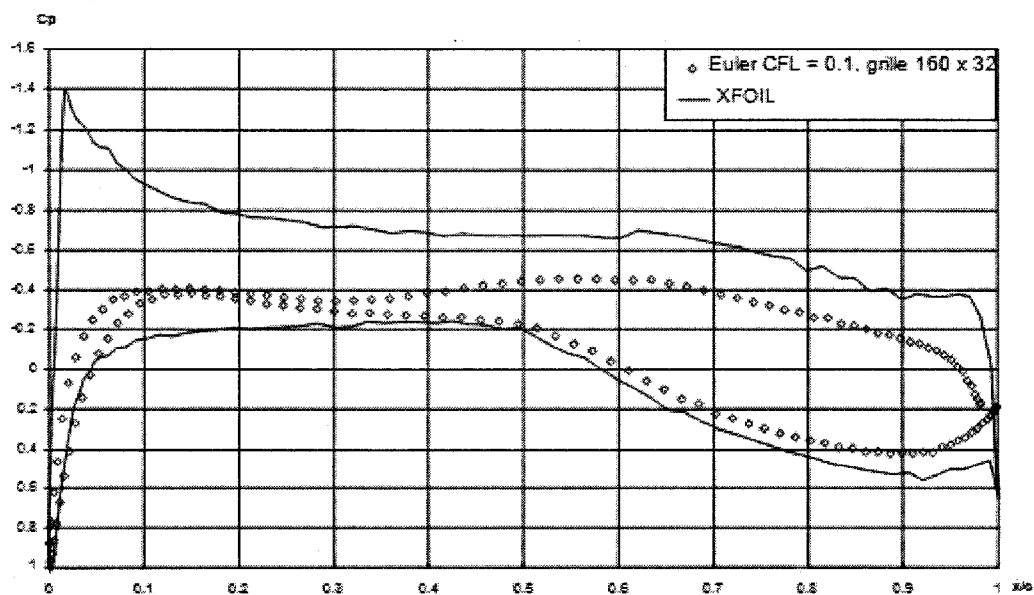


Figure III.15. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D après 7000 itérations avec ceux obtenus avec le code XFOIL- Profil WTEATE1, Mach = 0.3 et $\alpha = 0^\circ$

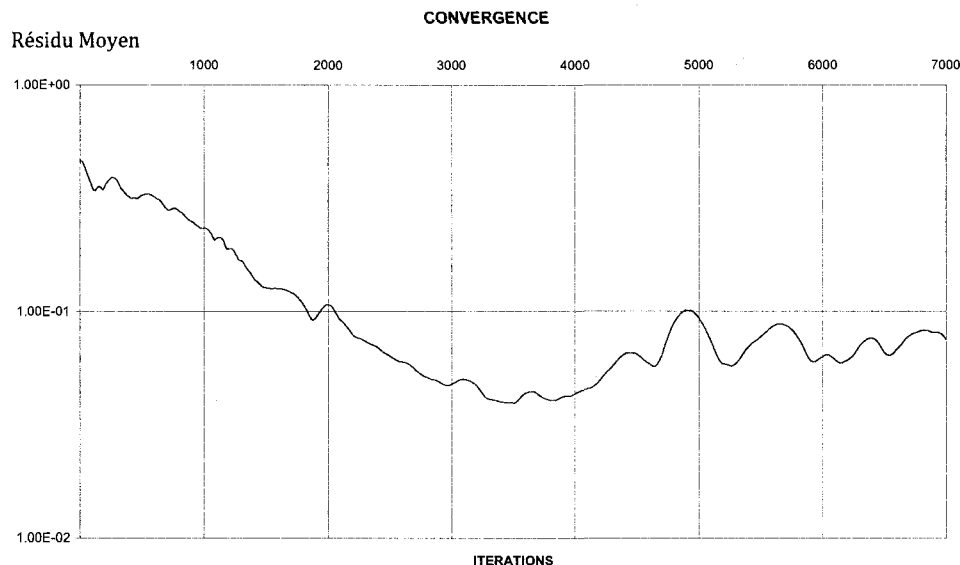


Figure III.16. Évolution du résidu de la simulation présentée sur la Figure III.15

Ces résultats montrent que la version actuelle du code EULER2D n'est pas capable de fournir des résultats acceptables pour les vitesses subsoniques analysées. La convergence n'a pu être obtenue même après plusieurs milliers d'itérations et de plus pour effectuer 7000 itérations il faut une demi-heure sur un système équipé d'un mono processeur P4. Le temps de calcul serait donc un problème supplémentaire pour l'utilisation d'EULER2D dans la boucle d'optimisation.

Étant donné qu'avant cette étude le code avait subi de multiples modifications, on a pensé qu'une erreur non détectée pourrait être à l'origine de son manque de performance. Afin de vérifier ceci, des tests numériques ont été conduits pour des vitesses transsoniques. Les résultats obtenus sont de loin meilleurs que ceux obtenus pour des cas subsoniques incompressibles (voir Figure III.17 à Figure III.20). Comme on peut le voir dans la Figure III.18, le nombre de Courant a , pour ce régime d'écoulement, beaucoup d'influence sur la convergence.

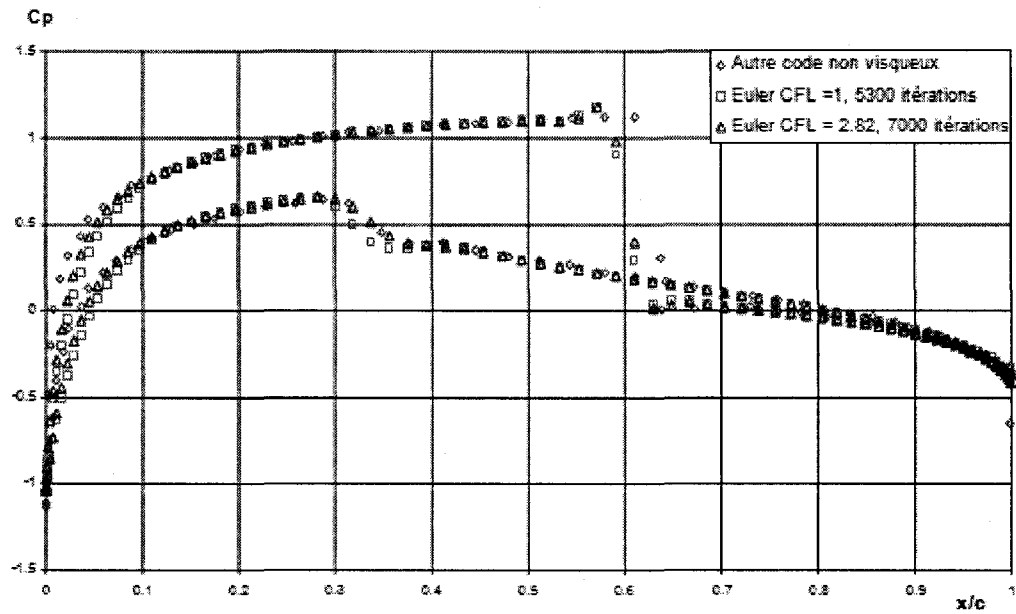


Figure III.17. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D avec ceux obtenus avec un autre code numérique non-visqueux - Profil NACA0012, Mach = 0.8 et $\alpha = 1.25^\circ$

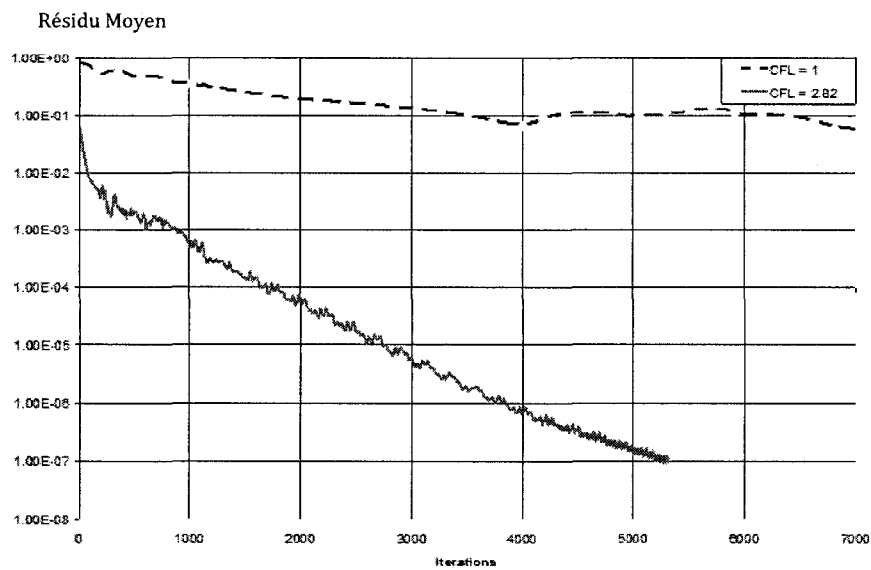


Figure III.18. Évolution du résidu pour la simulation présentée sur la Figure III.7

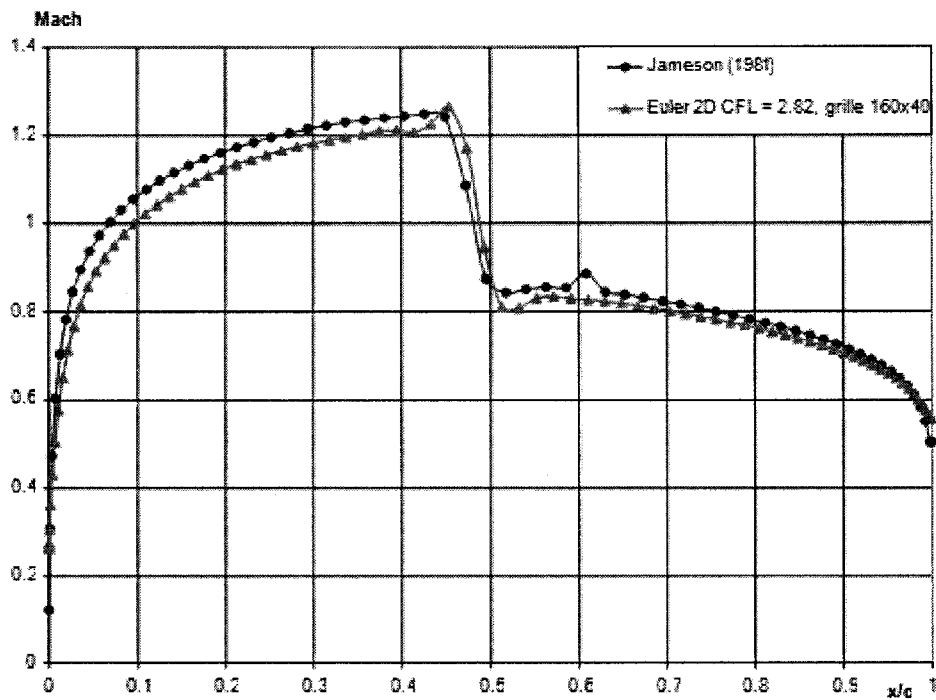


Figure III.19. Comparaison des résultats obtenus avec EULER2D avec ceux obtenus avec un autre code numérique basé sur les équations d'Euler et utilisant la méthode de Jameson-Schmidt-Turkel – profil NACA 0012, Mach = 0.8 et $\alpha = 0^\circ$

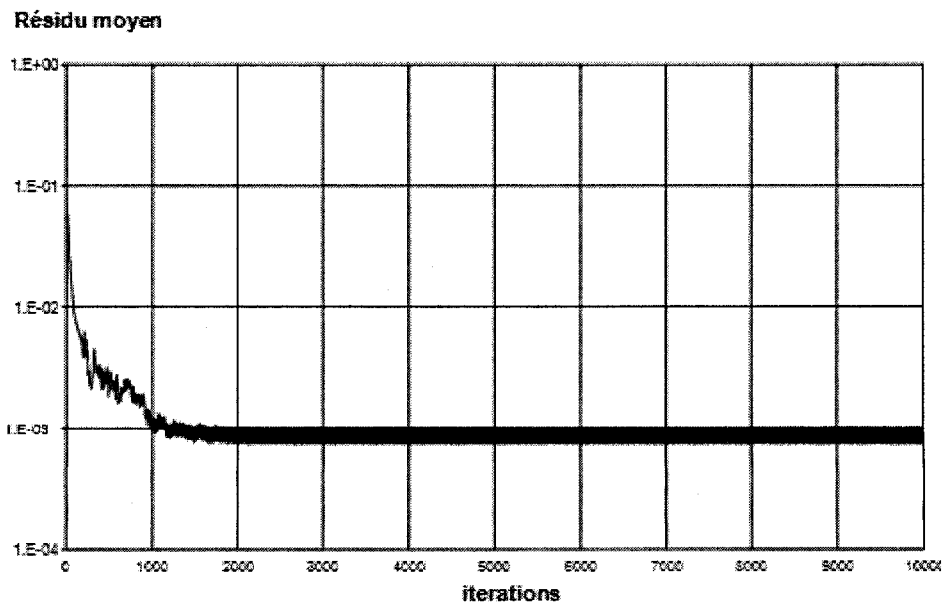


Figure III.20. Évolution du résidu de la simulation présentée sur la Figure III.19

Toutes les comparaisons montrées ici sont réalisées avec des résultats obtenus par d'autres codes non-visqueux. En effet, EULER2D étant un code non-visqueux, on ne pourra jamais obtenir des résultats identiques à des résultats expérimentaux, qui eux, seraient visqueux.

En se basant sur les résultats de tous les tests numériques réalisées on a pu conclure que tel quel, le code EULER2D ne pouvait être utilisé pour remplir les objectifs du projet. Pour identifier les problèmes existants dans le code, il fallait revoir avec soin les fichiers sources. Cependant comme il a été mentionné précédemment, le code EULER2D est un code dérivé d'un code tridimensionnel et a subi beaucoup de transformations. Ainsi cette tâche de vérification risquant de s'avérer longue et ardue, il a été décidé d'utiliser un autre code disponible à la chaire, tout à fait compatible avec les circonstances du projet (calculs subsoniques incompressibles à faible incidence) : le code Hess-Smith décrit dans le prochain paragraphe.

III.3. CODE HS

III.3.1 DESCRIPTION

Le code HS est un code non-visqueux basé sur la méthode des panneaux de Hess et Smith [41]. C'est en fait le code aérodynamique utilisé dans le module de calcul aérodynamique du code Canice2D de simulation du givrage sur les profils d'aile.

Le principe de la méthode des panneaux est basé sur l'équation de Laplace :

$$\Delta\phi = 0$$

(III-2)

où ϕ est le potentiel des vitesses.

Cette équation décrit les écoulements non-visqueux à faible vitesse, soit les écoulements incompressibles irrotationnels également appelés écoulements potentiels. Le potentiel de vitesses obéit à cette équation et ainsi la recherche de solutions de cette équation consiste simplement à trouver des solutions harmoniques satisfaisant les conditions aux limites. En conséquence, on peut utiliser des solutions simples (tourbillons, doublets, sources) en autant qu'elles satisfont les conditions aux limites. En l'absence de viscosité, la paroi n'impose plus de conditions de vitesse nulle. Néanmoins, le fluide ne peut traverser la paroi solide. On applique donc la condition de tangence à la paroi :

$$\mathbf{U} \cdot \mathbf{n} = 0$$

(III-3)

où $\mathbf{n}$ est un vecteur normal à la paroi solide.

De plus, l'équation de Laplace étant linéaire, on peut appliquer le principe de superposition. Ainsi, le profil est approximé par un certain nombre de panneaux assortis de singularités.

Dans la méthode de Hess et Smith, à chaque panneau on associe une source et un tourbillon. L'intensité de la source change d'un panneau à l'autre alors que l'intensité du tourbillon est constante sur tous les panneaux. Les nœuds de calcul sont au centre de chaque panneau.

Si on considère N panneaux, on obtient alors un système composé des N équations de tangence de la vitesse à la surface de chaque panneau :

$$0 = -u_i \sin \theta_i + v_i \cos \theta_i \quad \text{pour } i=1,..N$$

(III-4)

où

- θ_i est l'angle que le panneau i fait avec l'horizontale (cf. Figure III.21),
- u_i et v_i sont les composantes tangentielles et normales (au panneau i), respectivement, de la vitesse au milieu du panneau i .

Or, il y a $N+1$ inconnues (N intensités de sources q_i et une intensité de tourbillon γ). Ainsi il est nécessaire d'avoir une équation qui permet de fermer le système de solutions : la condition de Kutta qui s'applique sur les deux panneaux adjacents au bord de fuite (le panneau 1 et le panneau N).

$$u_1 \cos \theta_1 + v_1 \sin \theta_1 = -u_N \cos \theta_N - v_N \sin \theta_N$$

(III-5)

où

- θ_1 et θ_N sont les angles que font respectivement les panneaux 1 et N avec l'horizontale (cf. Figure III.21),
- u_1, u_N et v_1, v_N sont les composantes tangentielle et normale, respectivement, de la vitesse au milieu du panneau 1 et N , respectivement.

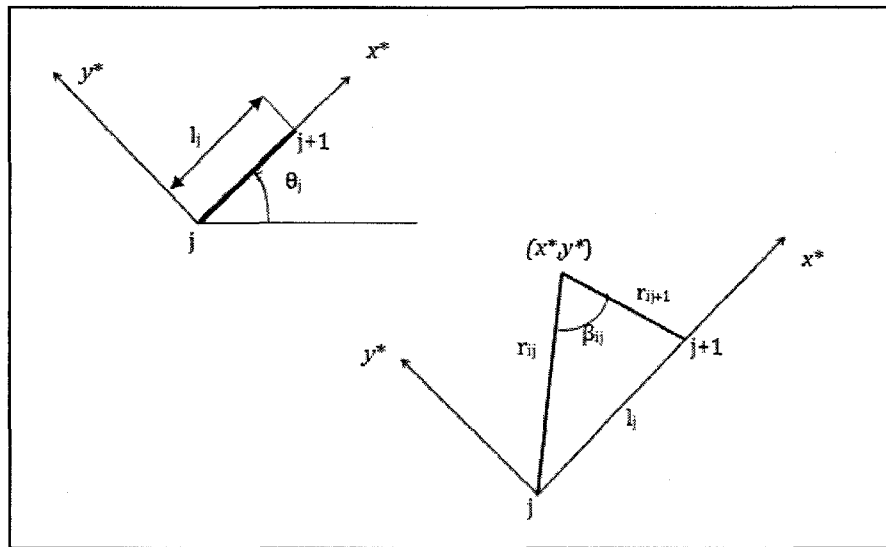


Figure III.21. Angles et systèmes de coordonnées liés au panneau j .

On obtient alors un système d'équations linéaire non-homogène qui permet d'obtenir en solution le vecteur de dimension N des intensités des sources sur chaque panneau et la valeur de l'intensité du tourbillon.

Les vitesses tangentielles sont ensuite calculées en utilisant les relations suivantes :

$$V_{ti} = V_{\infty} \cos(\theta_i - \alpha) + \sum_{j=1}^n \frac{q_j}{2\pi} \left[\sin(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} - \cos(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} \right] + \frac{\gamma}{2\pi} \sum_{j=1}^n \left[\sin(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} + \cos(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} \right] \quad (\text{III-6})$$

où

- V_{∞} est la vitesse de l'écoulement en amont du profil,
- α est l'angle d'incidence,
- θ_i et θ_j sont les angles que font les panneaux i et j avec l'horizontale (cf. Figure III.21),
- β_{ij} est l'angle formée par les segments reliant le centre du panneau i et les extrémités du panneau j,
- r_{ij} et r_{ij+1} sont les distances entre le centre du panneau i et les extrémités du panneau j.

Pour plus de détails sur la méthode Hess-Smith, qui est une des méthodes de panneaux les plus utilisées, on pourra consulter plusieurs bonnes références [41],[42] et[43].

Pour utiliser le code HS par la suite avec un code d'analyse de la couche limite nous avons incorporé une fonction permettant de calculer le sillage. Afin de calculer les coordonnées du sillage une approche simple a été envisagée : celle de considérer le sillage comme une ligne de courant partant du bord de fuite. L'équation du sillage est donc la suivante :

$$\frac{dx}{U_x} = \frac{dy}{U_y} \quad (\text{III-7})$$

où U et V sont les composantes horizontale et verticale de la vitesse, et dx et dy des déplacements l'un horizontal, l'autre vertical.

En pratique pour calculer le sillage nous avons procédé par itération : au bord de fuite nous avons considéré que les composantes des vitesses étaient les moyennes arithmétiques des composantes des vitesses calculées au centre de chacun des deux panneaux adjacents au bord de fuite. Puis nous avons imposé un pas dx et nous avons calculé le dy correspondant. Cela donne le premier point du sillage. Pour calculer le deuxième point il faut calculer les composantes de la vitesse en ce premier point puis avec un dx imposé on en déduit le nouveau dy et ainsi de suite.

Il a fallu donc ajouter dans le code une routine permettant de calculer la vitesse en tout point du domaine. La vitesse en un point du domaine est la superposition de trois champs de vitesses : le champ de vitesses induit par l'écoulement plan de vitesse V_∞ , le champ de vitesses induit par chaque source présente sur chaque panneau et le champ de vitesse induit par chaque tourbillon présent sur chaque panneau.

$$\text{Les vitesses seront donc au point P : } \begin{cases} U_x = V_\infty \cos \alpha + \sum_{j=1}^n q_j u_{sj} + \gamma \sum_{j=1}^n u_{vj} \\ U_y = V_\infty \sin \alpha + \sum_{j=1}^n q_j v_{sj} + \gamma \sum_{j=1}^n v_{vj} \end{cases}$$

(III-8)

où u_{sj} et v_{sj} sont les vitesses induites au point P par la source présente sur le panneau j au point P et u_{vj} et v_{vj} sont les vitesses induites au point P par le tourbillon présent sur le panneau j.

Pour calculer les vitesses induites par la source et le tourbillon du panneau j, on va utiliser le repère de coordonnées lié au panneau j (cf. Figure III.21) et dénoter par un indice supérieur * les vitesses calculées dans ce repère en gardant à l'esprit les relations suivantes :

$$\begin{cases} u_{sj} = u_{sj}^* \cos \theta_j - v_{sj}^* \sin \theta_j \\ v_{sj} = u_{sj}^* \sin \theta_j + v_{sj}^* \cos \theta_j \end{cases}$$

(III-9)

et

$$\begin{cases} u_{vj} = u_{vj}^* \cos \theta_j - v_{vj}^* \sin \theta_j \\ v_{sj} = u_{sj}^* \sin \theta_j + v_{sj}^* \cos \theta_j \end{cases}$$

(III-10)

Le champ de vitesses induit par un tourbillon unitaire situé sur le panneau j au point P (x^*, y^*), dans le repère lié au panneau j est :

$$\begin{cases} u_{sj}^* = \frac{-1}{2\pi} \ln\left(\frac{r_{ij+1}}{r_{ij}}\right) \\ v_{sj}^* = \frac{\beta_j}{2\pi} \end{cases}$$

(III-11)

Le champ de vitesses induit au point P par une source unitaire située sur le panneau j dans le repère lié au panneau j est :

$$\begin{cases} u_{vj}^* = \frac{\beta_j}{2\pi} \\ v_{vj}^* = \frac{1}{2\pi} \ln\left(\frac{r_{ij+1}}{r_{ij}}\right) \end{cases}$$

(III-12)

Une fois que ces vitesses induites par chaque panneau j dans le repère global sont calculées en utilisant les équations (III-9) à (III-12), on somme sur chaque panneau suivant l'équation (III-8). On obtient ainsi le champ de vitesse à un point P quelconque du domaine.

III.3.2 TESTS

Le code HS a été testé sur quatre profils différents (NACA0012, NACA4415, NLF416-(1), WTEATE1) et les résultats obtenus ont été comparés avec ceux calculés par le solveur aérodynamique XFOIL en mode non-visqueux. Par souci de concision seuls quelques résultats sont présentés. On peut voir que les deux codes donnent des résultats très semblables. (Figure III.23 à Figure III.25). Une amélioration, basée sur une interpolation par spline cubique, a été implémentée dans le code HS permettant à l'utilisateur de modifier facilement le nombre de panneaux à répartir sur la surface du profil.

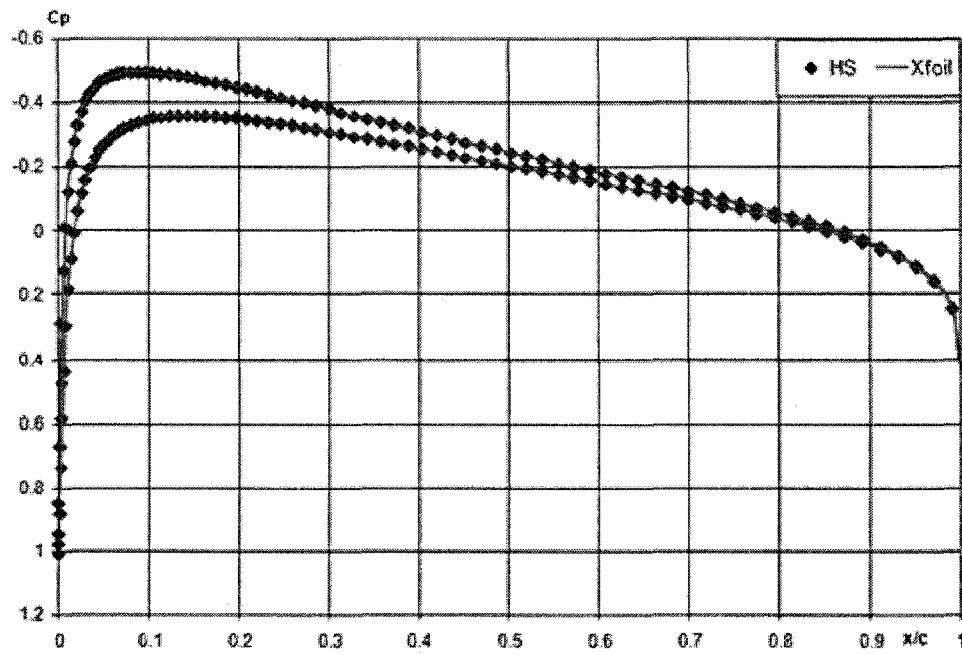


Figure III.22. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil NACA0012, Mach = 0.2 et $\alpha = -0.5^\circ$

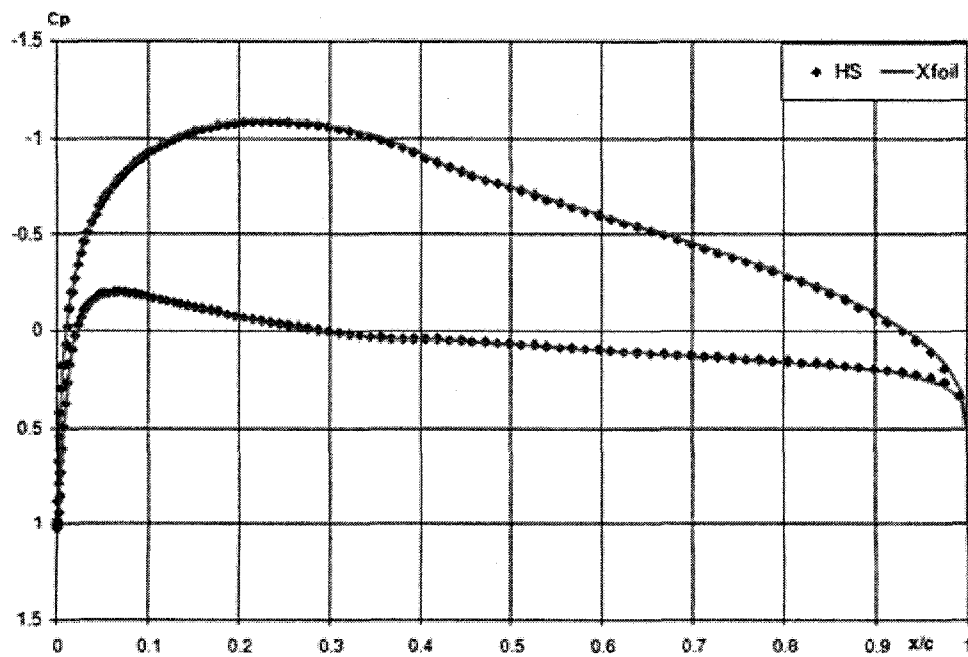


Figure III.23. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil NACA4415, Mach = 0.3 et $\alpha = 1^\circ$

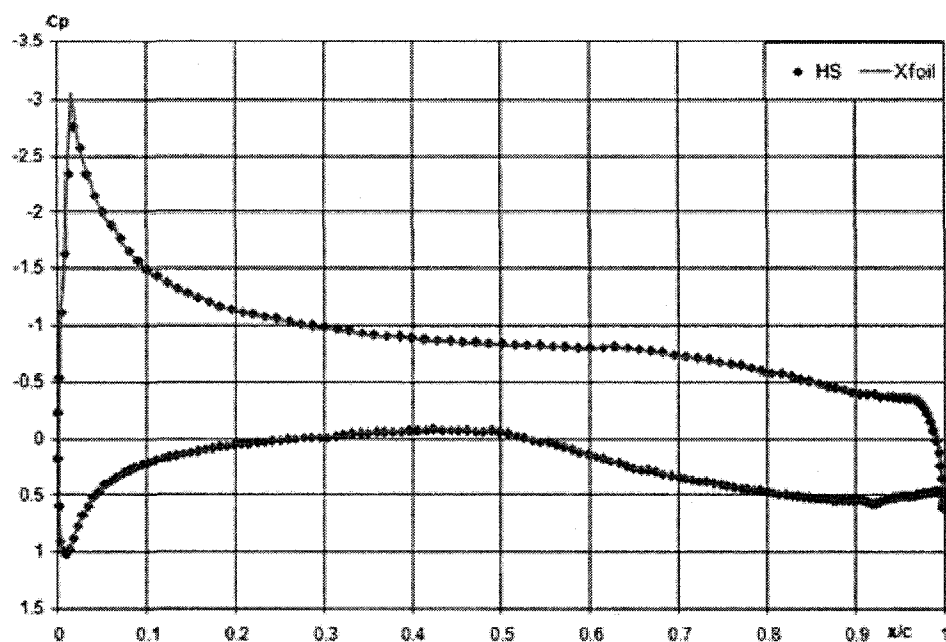


Figure III.24. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil WTEATE1, Mach = 0.3 et $\alpha = 3^\circ$

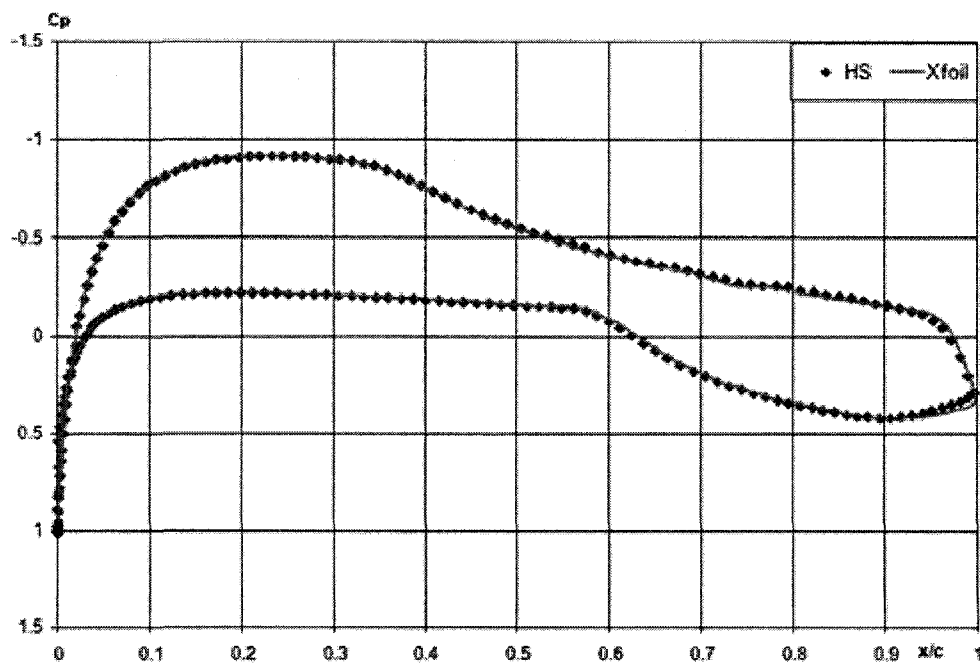


Figure III.25. Comparaison des résultats obtenus avec HS avec ceux obtenus avec XFOIL - profil NLF416(1) à Mach 0.2, Incidence -0.5°

Toutes ces figures (Figure III.22 à Figure III.25) montrent un excellent accord entre les résultats obtenus avec le code HS et ceux obtenus avec le code XFOIL, code qui a déjà été validé par de nombreuses études.

D'autre part, contrairement au code EULER2D, les simulations sont réalisées en quelques secondes sur un ordinateur équipé d'un processeur P4. Ceci constitue un atout très important pour l'utilisation de ce code dans une boucle d'optimisation.

III.4. CLDF

III.4.1 DESCRIPTION

Le code CLDF (Couche Limite à Différences Finies) est un code d'analyse de l'écoulement dans la couche limite développé dans les années 80 par l'ONERA (France). Ce code intègre les équations de la couche limite en utilisant la méthode des différences finies. Il nécessite en fichier d'entrée les valeurs de la vitesse sur le profil obtenues après un calcul non-visqueux. En sortie il donne les paramètres de la couche limite et la position du point de transition.

Le code CLDF prédit la transition à l'aide de quatre critères différents [44]:

- le critère longitudinal « Arnal Habiballah Delcourt », qui prend en compte les influences du taux de turbulence extérieure et du gradient de pression longitudinal,
- le critère longitudinal « Arnal Vialle Jelliti », qui se base sur un calcul approché de l'amplification totale des ondes les plus instables (méthode du facteur N),
- le critère transversal C1, qui compare la valeur locale du nombre de Reynolds basée sur l'épaisseur de déplacement transversal à une valeur critique qui est une fonction du paramètre de forme longitudinal incompressible,
- le critère transversal C2, qui cherche la direction la plus instable de l'écoulement, et compare ensuite le nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de déplacement dans cette direction à une valeur qui est une fonction du taux de turbulence extérieure.

Pour des calculs bidimensionnels seuls les deux premiers critères sont utilisés.

III.4.2 TESTS

Afin de vérifier le code CLDF quelques calculs ont été réalisés d'abord pour l'écoulement laminaire sur une plaque plane. Les résultats sont comparés avec la solution théorique de Blasius [45].

Deux courbes de comparaison sont présentées ici (Figure III.26 et Figure III.27).

Sur ces figures, U_e correspond à la vitesse de l'écoulement non perturbé sur la plaque, c correspond à la longueur de la plaque. Delta est l'épaisseur de la couche limite définie par l'ordonnée à partir de laquelle la vitesse de l'écoulement U vaut 99% de la vitesse de l'écoulement non perturbé U_e .

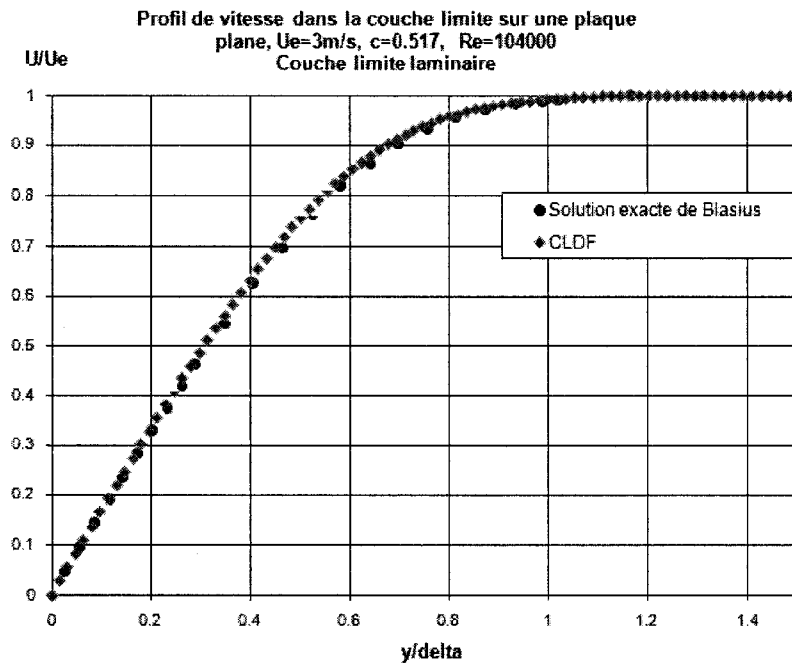


Figure III.26. Comparaison des résultats obtenus avec CLDF avec la solution théorique de Blasius

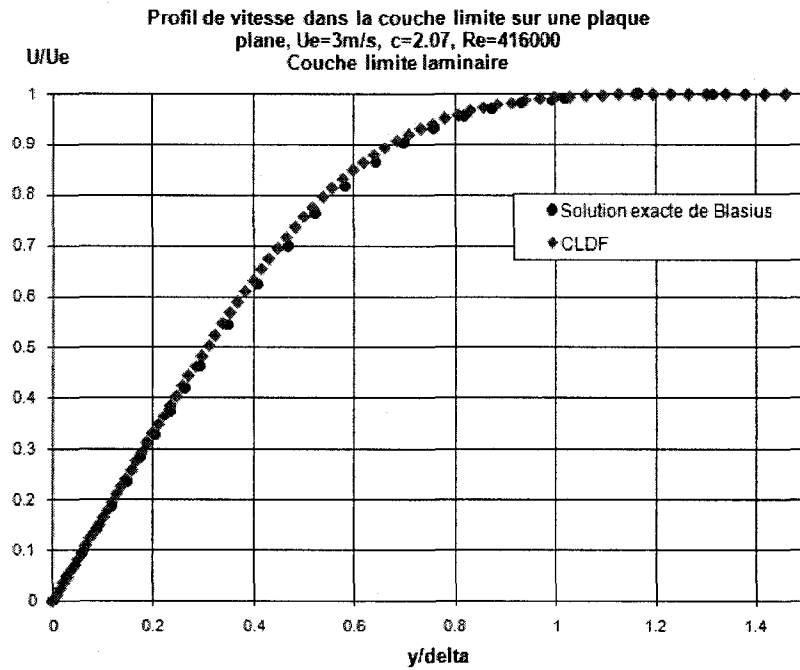


Figure III.27. Comparaison des résultats obtenus avec CLDF avec la solution théorique de Blasius

III.5. COUPLAGE HS-CLDF

III.5.1 DESCRIPTION

Afin d'obtenir un calcul visqueux et la position du point de transition sur le profil il a fallu « coupler » les codes HS et CLDF. Le code HS fournit au code CLDF les valeurs des vitesses sur l'extrados et sur l'intrados à partir du point de stagnation et vers le bord de fuite. CLDF calcule ensuite les paramètres de la couche limite sur l'extrados puis sur l'intrados du profil. La correction de couche limite est ensuite effectuée dans le code HS au moyen de la vitesse de transpiration V^* définie par Lighthill [31]. La vitesse de transpiration est la vitesse correspondant à l'épaisseur de déplacement δ^* .

$$\delta^*(x) = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{U}{U_e}\right) dn \quad \text{et} \quad V^* = \frac{\partial}{\partial s} \int_0^{\delta} (U_e - U) dn = \frac{\partial}{\partial s} (U_e \delta^*)$$

(III-13)

Où s et n sont les directions tangentielle et normale à la paroi du profil à l'abscisse x .

Comme nous l'avons mentionné dans le Chapitre I, δ^* correspond physiquement au déplacement de l'écoulement vers l'extérieur de la couche limite du fait de la réduction débit-masse auprès de la paroi du profil. Ainsi lorsque l'on réalise un calcul non-visqueux sur le nouveau profil (profil initial dont les parois sont déplacées d'une quantité égale à l'épaisseur de déplacement) on obtient les vitesses « visqueuses » de l'écoulement autour du profil initial. En pratique on utilise la vitesse de transpiration qui est beaucoup plus simple à mettre en œuvre dans un couplage : cela revient à considérer que la paroi du profil est perméable et que le fluide à la paroi a une vitesse normale égale à la vitesse de transpiration. En pratique, on modifie uniquement la condition de tangence sur la paroi du profil :

$$U \cdot n = V^*$$

(III-14)

Où U est la vitesse de l'écoulement au point considéré.

Plusieurs itérations peuvent être réalisées, mais dans la pratique, seules 2 ou 3 suffisent [46].

III.5.2 ALGORITHME DE COUPLAGE

Le couplage entre HS et CLDF est réalisé comme il est expliqué dans la Figure III.28.

Il y a deux fichiers d'entrée : « geom.in », qui donne la géométrie du profil, et « control.in » qui donne les paramètres aérodynamiques de l'écoulement.

En sortie on a plusieurs fichiers qui donnent les coefficients de pression pour la solution visqueuse et la solution visqueuse finale ainsi qu'un fichier récapitulatif qui donne les valeurs des coefficients de moment, traînée, portance pour la solution non-visqueuse ainsi que pour toutes les solutions visqueuses itérées. Ce fichier récapitulatif donne en outre les positions des points de transition sur l'extrados et l'intrados pour toutes les solutions visqueuses itérées.

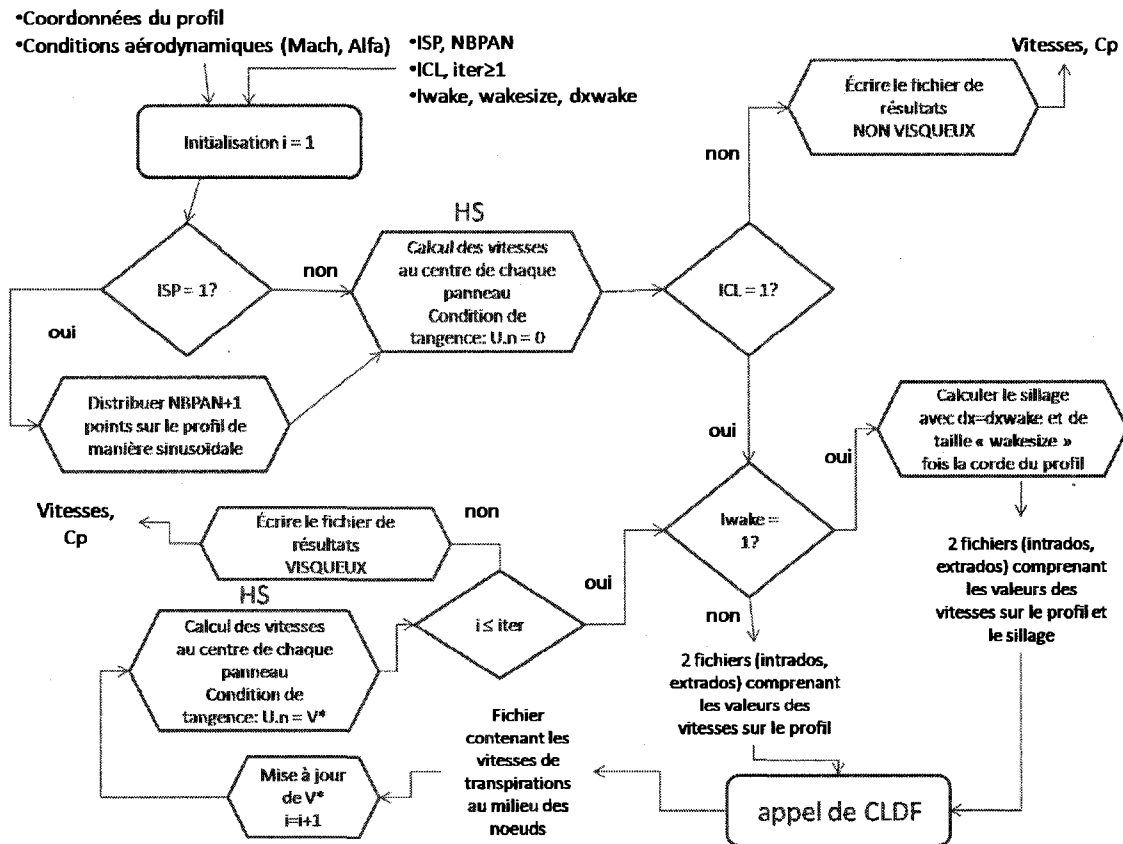


Figure III.28. Logigramme du couplage HS-CLDF

Le fonctionnement du couplage est expliqué plus précisément dans l'Annexe II.

III.5.3 TESTS

i. Prédiction de la transition

On a comparé la prédiction du point de transition du couplage HS-CLDF avec les résultats expérimentaux utilisés précédemment pour valider le code XFOIL sur le profil NLF(1)-0416 à un nombre de Mach de 0.1 et un nombre de Reynolds de 1 million (cf. Figure III.29).

On constate une assez bonne prédiction de la transition sur l'extrados de HS-CLDF avec une tendance à prédire le point de transition comme le début de la zone de transition. Sur l'intrados, en revanche, si la prédiction est correcte jusqu'à des portances de 0.5 elle devient très pessimiste pour des portances supérieures. Cela est important à noter car une portance de 0.5 correspond à une incidence d'environ 0.5° , qui entre dans la plage des incidences à tester lors de ce projet. Cette erreur est due au fait que CLDF ne réussit pas toujours à calculer les paramètres de la couche limite tout le long du profil (les causes d'erreurs, et donc d'arrêts du calcul, sont des vitesses calculées négatives ou un coefficient de friction négatif ce qui peut traduire un décollement laminaire de la couche limite). En effet CLDF n'est pas capable de gérer les situations où un décollement de la couche limite est présent, ce qui peut arriver sur l'intrados, même à un nombre de Reynolds de 1 million.

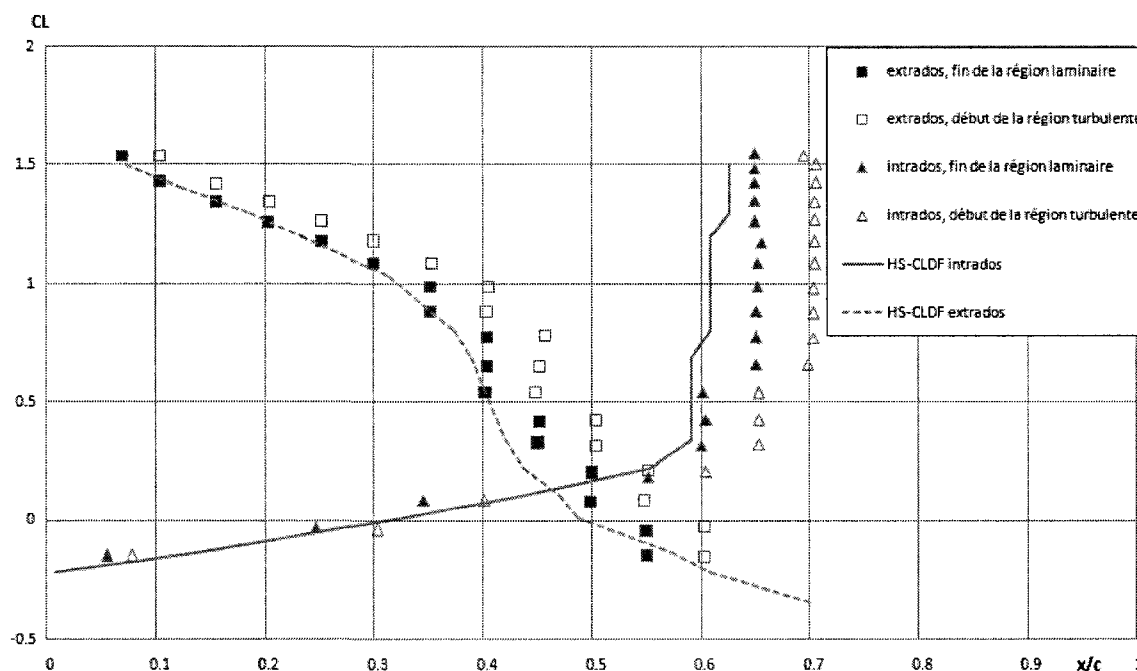


Figure III.29. Comparaison de la position du point de position prédit par HS-CLDF avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, $Re = 1$ million et $Mach = 0.1$

Afin de confirmer cette hypothèse, d'autres calculs ont été réalisés à un nombre de Reynolds de 4 millions (cf. Figure III.30).

Dans ce cas-ci, il n'y a pas eu de décollement laminaire et CLDF a été en mesure d'analyser correctement l'écoulement dans la couche limite. Une solution pour pallier à ce problème de décollement serait d'utiliser une méthode inverse pour traiter le décollement du type de celle décrite dans les références [47] et [48].

D'autre part, sur la Figure III.30, comme précédemment, on constate une tendance à prédire la position du point de transition vers le début de la région de transition. Sur l'extrados les résultats sont corrects et il apparaît sur cette figure que XFOIL a tendance à surestimer la région laminaire par rapport à CLDF. Sur l'intrados néanmoins, les résultats sont de moins bonne qualité et ceci aussi bien pour XFOIL que CLDF.

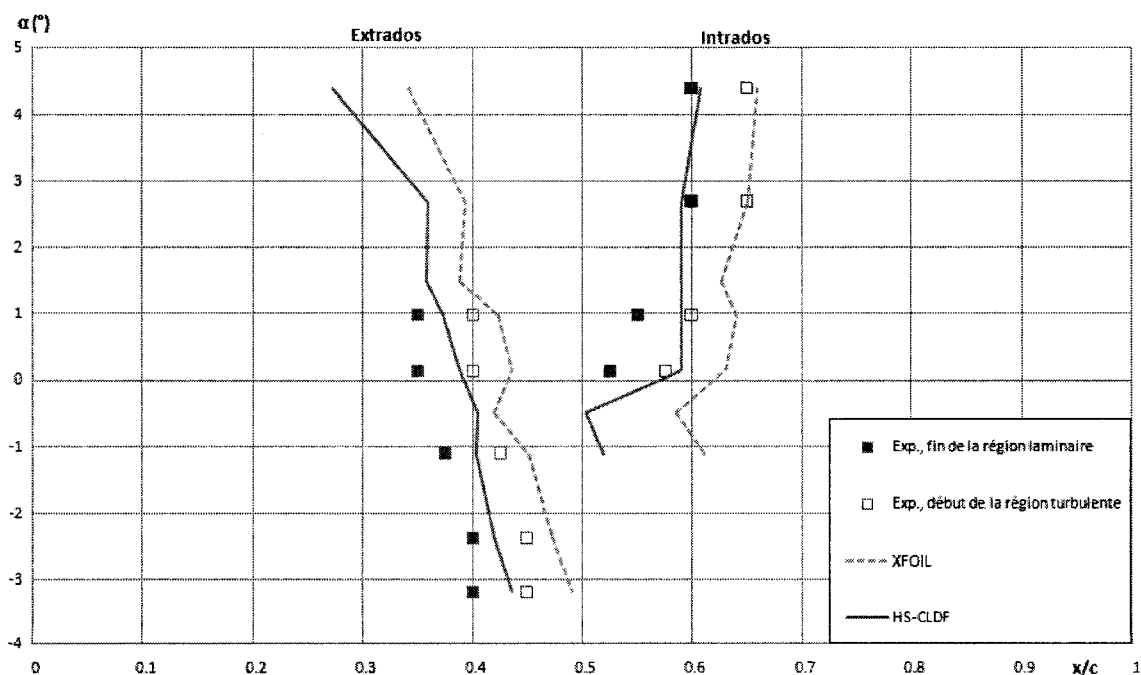


Figure III.30. Comparaison de la position du point de position prédit par HS-CLDF et XFOIL avec des résultats expérimentaux - profil NLF(1)-0416, Re = 4 millions et Mach = 0.1

ii. Couplage non-visqueux/visqueux

Afin de vérifier les résultats donnés par HS-CLDF, plusieurs calculs ont été réalisés et comparés avec XFOIL. Quelques résultats sont présentés ci après, sur les profils NACA0012 et NACA0021.

Sur la Figure III.31, on peut voir la correction de couche limite qui a une influence principalement au bord d'attaque, ce qui était prévisible car le calcul a été réalisé à un nombre de Reynolds relativement grand sur un profil non cambré.

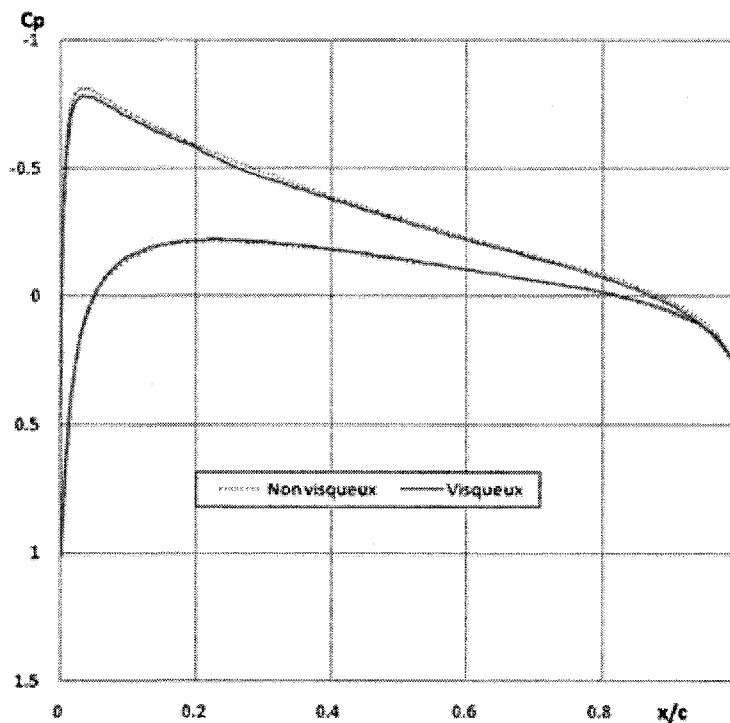


Figure III.31. Résultats de HS-CLDF- Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$

Sur la Figure III.32, on peut voir que les courbes de distribution de pression de XFOIL et HS-CLDF sont quasiment confondues sauf aux endroits où la transition se produit. On verra par la suite (Figure III.33 et Figure III.34) qu'à cet endroit, la vitesse de transpiration

prédite par XFOIL est beaucoup plus importante que celle prédite par CLDF et ceci expliquerait cet écart.

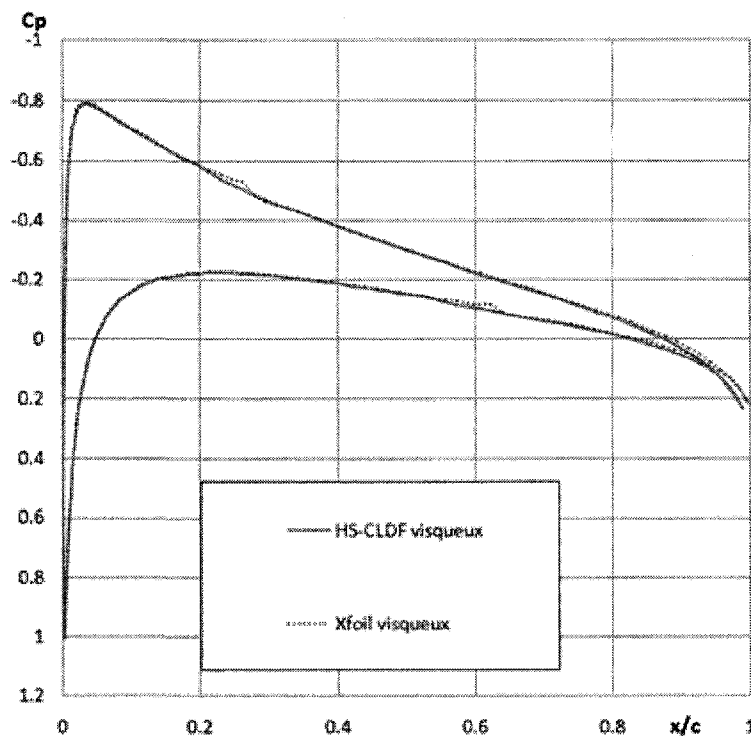


Figure III.32. Comparaison entre HS-CLDF et XFOIL - Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$

On a ensuite comparé les vitesses de transpirations prédites par XFOIL et celles prédites par CLDF. Pour obtenir la vitesse de transpiration prédite par XFOIL, nous avons récupéré les paramètres de couche limite donnés par la fonction DUMP et nous avons ensuite calculé la vitesse de transpiration à l'aide de la formule (III-13) en utilisant une routine d'approximation polynômiale (QDDER) de la librairie IMSL MATH/LIBRARY pour Fortran.

La Figure III.33 et la Figure III.34 présentent les vitesses de transpiration sur l'extrados et l'intrados du profil NACA0012.

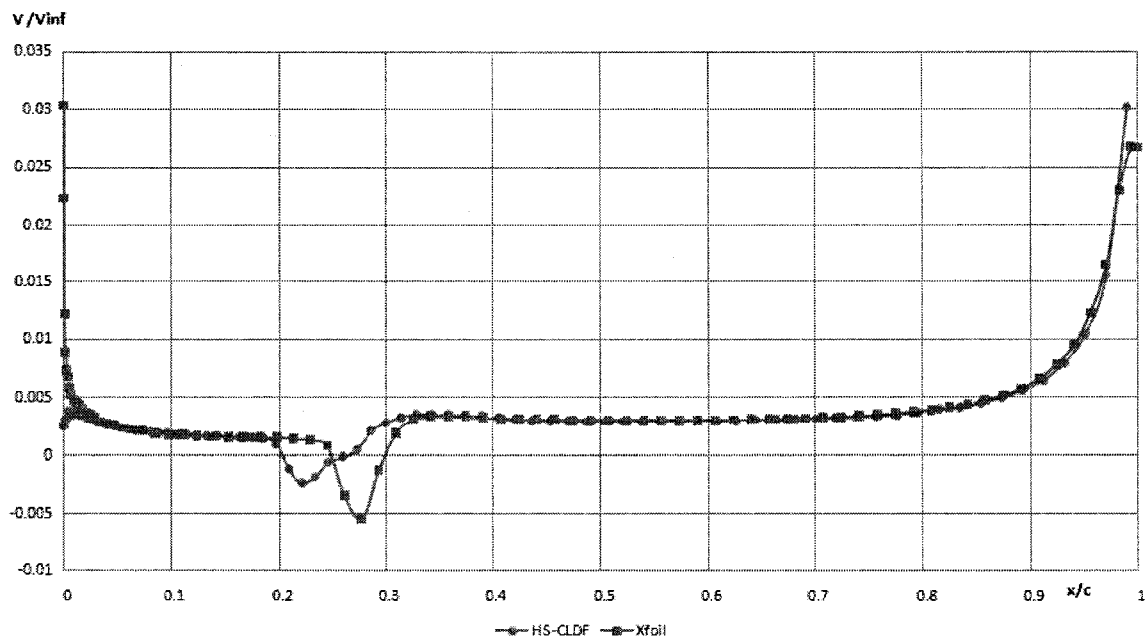


Figure III.33. Vitesse de transpiration sur l'extrados calculées par XFOIL et CLDF - Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$

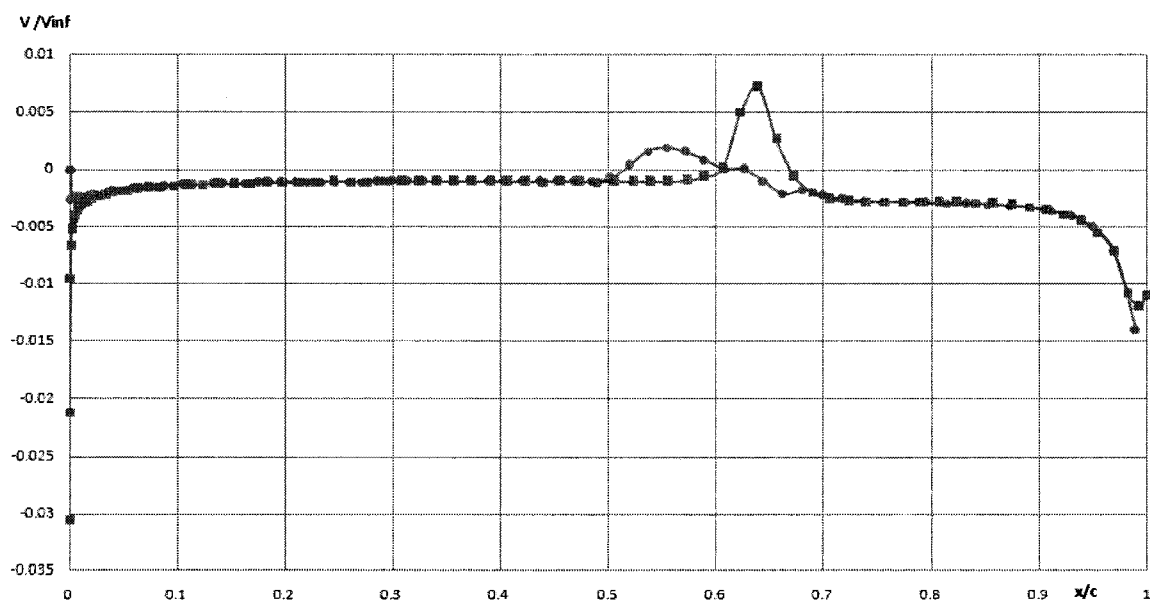


Figure III.34. Vitesse de transpiration sur l'intrados calculées par XFOIL et CLDF- Profil NACA0012, $Re = 4.1594$ millions, $Mach = 0.2$ et $\alpha = 2^\circ$

On remarque sur ces deux figures (Figure III.33 et Figure III.34) que la transition est liée à une augmentation (en valeur absolue) subite de la vitesse de transpiration. Cette augmentation de la vitesse intervient plus tôt pour la vitesse calculée par CLDF que pour celle calculée par XFOIL, ce qui est normal étant données les constatations faites précédemment sur le fait que CLDF prédit plutôt le début de la transition alors que XFOIL prédit plutôt la fin. En outre, cette augmentation est beaucoup plus importante pour XFOIL que pour CLDF (environ le double), ce qui justifie les écarts sur la distribution de pression aux alentours de la transition identifiés précédemment. Néanmoins les courbes sont presque parfaitement superposées.

Voici ensuite les calculs réalisés sur le profil NACA0021. Pour ce cas, on voit clairement que la correction de couche limite n'a pas été effectuée correctement par HS-CLDF (Figure III.35 et Figure III.36). Les courbes de pression pour le calcul visqueux et le calcul non-visqueux sont superposées et si l'on compare la courbe de pression obtenue par le calcul visqueux de HS-CLDF avec celle de CLDF, les courbes ne correspondent pas.

Si l'on regarde ensuite les vitesses de transpiration (Figure III.37 et Figure III.38), on note que de manière analogue aux figures du cas précédent, les courbes se superposent assez bien jusqu'à ce que la courbe de CLDF s'annule. Cette dernière reste nulle ensuite jusqu'au bord de fuite. Ce phénomène est dû au fait que CLDF a arrêté de calculer à cause de l'apparition d'un phénomène de décollement laminaire (vitesse négative, coefficient de friction trop petit). Le fait que la vitesse de transpiration n'est pas calculée jusqu'au bout explique que la correction de couche limite n'ait pas été réalisée correctement.

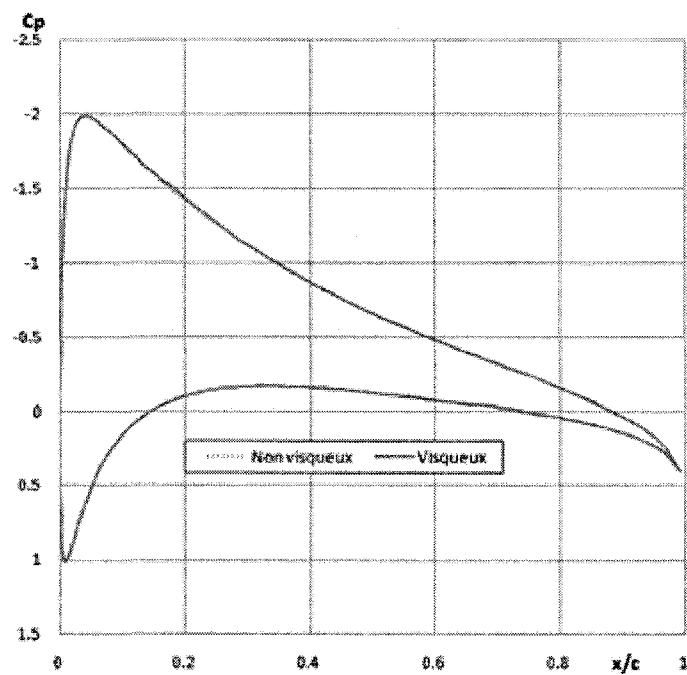


Figure III.35. Résultats de HS-CLDF - Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$

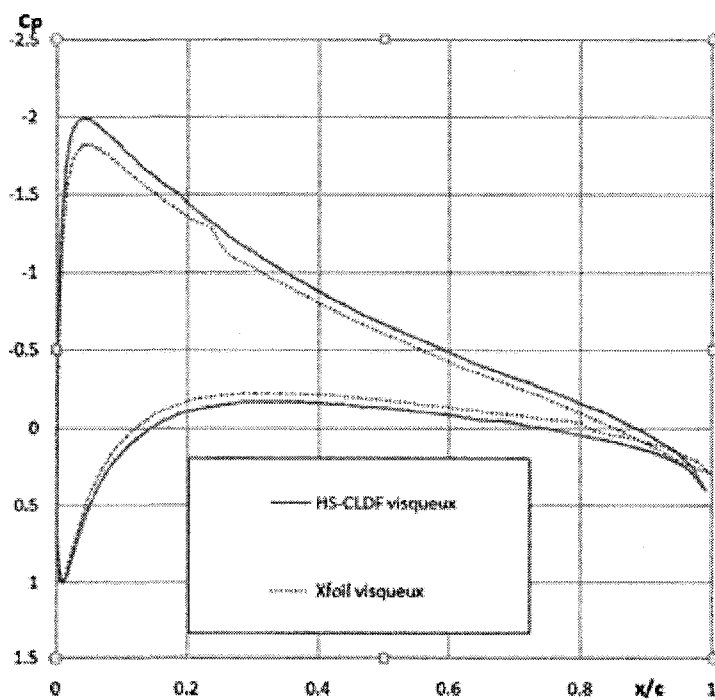


Figure III.36. Comparaison des résultats de HS-CLDF avec XFOIL - Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$

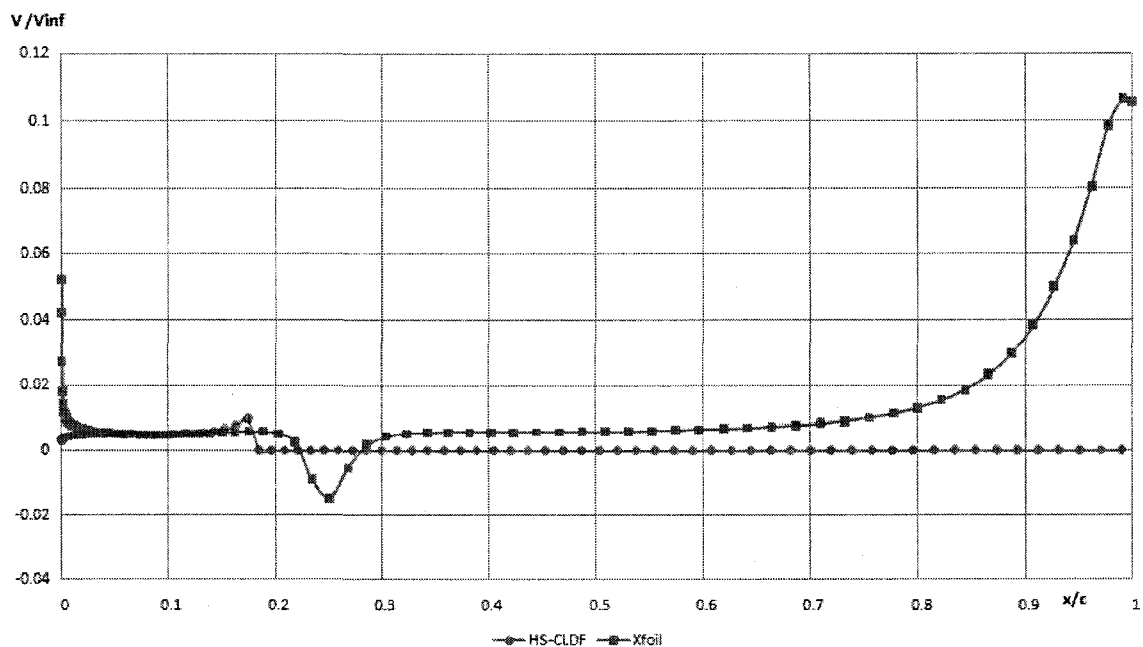


Figure III.37. Vitesse de transpiration sur l'extrados calculées par XFOIL et CLDF - Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$

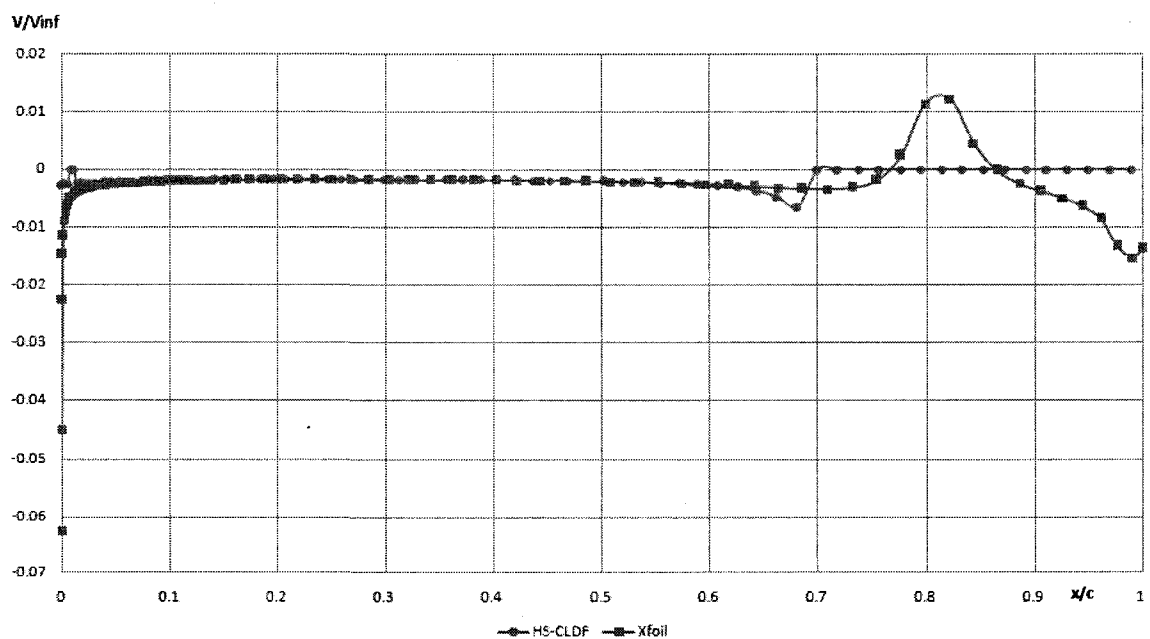


Figure III.38. Vitesse de transpiration sur l'intrados calculées par XFOIL et CLDF- Profil NACA0021, $Re = 1.5$ millions, $Mach = 0.1$ et $\alpha = 6^\circ$

En conclusion on peut dire que CLDF ne semble pas capable de maîtriser les écoulements à bas nombre de Reynolds à cause du fait qu'il utilise une méthode directe pour analyser les paramètres de la couche limite et qu'il ne peut donc pas traiter correctement les phénomènes de décollement laminaire. Afin de résoudre ce problème il faudrait envisager d'ajouter à CLDF une méthode inverse de résolution des équations de la couche limite.

En revanche, lorsqu'il n'y a pas de décollement, CLDF calcule correctement la distribution de vitesses de transpiration et le couplage se fait correctement. Cependant, à cause des problèmes de CLDF mentionnés précédemment, il arrive qu'on ne puisse obtenir de résultats corrects aussi bien pour le calcul du point de transition que pour le calcul des vitesses de transpiration nécessaires au couplage. Ainsi, pour toutes les optimisations réalisées dans ce projet, le code XFOIL a été utilisé.

CHAPITRE IV : OPTIMISATION ET RÉSULTATS

IV.1. DESCRIPTION DE L'OUTIL NUMÉRIQUE D'OPTIMISATION

IV.1.1 PRINCIPE

L'objectif principal de cette étude est, comme nous l'avons déjà mentionné auparavant, de mettre au point un outil numérique capable de fournir les formes optimales d'une peau flexible, positionnée sur l'extrados d'un profil d'aile, permettant de repousser au maximum la transition vers le bord de fuite à des conditions données (angle d'attaque, nombre de Mach et nombre de Reynolds). Cet outil est composé de trois éléments : un code d'optimisation, un code aérodynamique et un module de géométrie qui modélise la peau flexible.

Le code aérodynamique choisi est XFOIL [8]. Les raisons de ce choix sont expliquées dans le chapitre précédent.

Pour modéliser la peau flexible, nous avons utilisé deux outils d'approximation : les splines cubiques et les courbes B-spline.

Enfin pour l'outil d'optimisation, nous avons utilisé un code basé sur les algorithmes génétiques, le code GENIAL [49].

Les étapes que GENIAL effectue pendant le processus d'optimisation sont les suivantes :

1. il génère aléatoirement une population initiale composée « d'individus » (solutions potentielles du problème d'optimisation) qui doit être assez large et variée de manière à bien représenter le domaine des solutions potentielles ;
2. pour chaque individu, il calcule une fonction « fitness » qui évalue sa capacité à survivre pendant le processus d'évolution ;
3. il sélectionne les individus parents et il réalise des mutations et des croisements entre ces individus afin de créer la génération suivante ;
4. il réitère les étapes 2 et 3 jusqu'à ce qu'il ait effectué un certain nombre d'évaluations et qu'on puisse considérer qu'il a atteint un optimum.

IV.1.2 PROCESSUS D'OPTIMISATION

Le but de l'optimisation est de repousser le point de transition de la couche limite sur l'extrados du profil vers le bord de fuite. Cet objectif peut être atteint en modifiant la géométrie de la peau flexible. Cette dernière est modélisée mathématiquement par un spline cubique ou une courbe B-spline passant par des points de contrôle (cf. Figure IV.1). Ces points de contrôle sont fixes (les extrémités de la peau flexible) ou mobiles. La géométrie de la peau flexible est modifiée en changeant les coordonnées des points de contrôles mobiles.

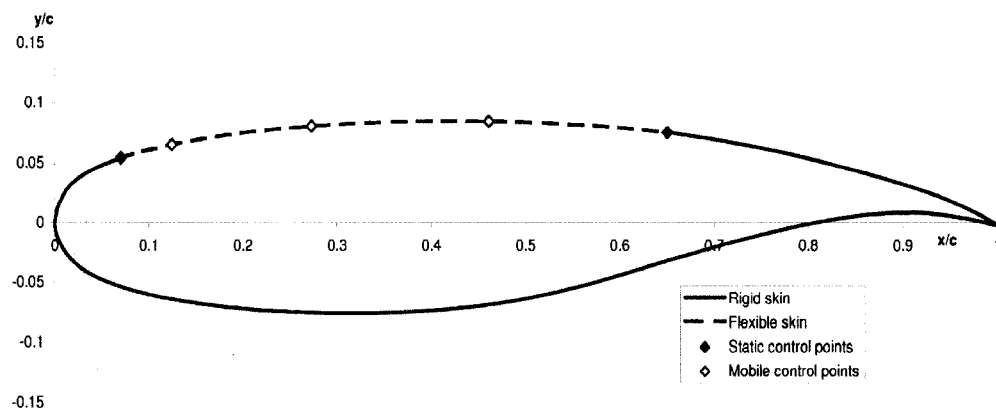


Figure IV.1. Schéma de la peau flexible avec les points de contrôle

i. Variables d'optimisation

Trois types d'optimisation ont été réalisés:

- Optimisation 1 : gardant des abscisses prédéfinies pour les points de contrôle et variant les ordonnées des points de contrôle mobiles. Dans ce cas les variables d'entrées de GENIAL sont les déplacements sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ;
- Optimisation 2 : variant à la fois les ordonnées et les abscisses des points de contrôle mobiles. Dans ce cas les variables d'entrées de GENIAL sont les abscisses et les déplacements sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ;

- Optimisation 3 : variant les ordonnées et les abscisses des points de contrôle mobiles et incluant l'angle d'attaque parmi les variables. En effet, pour cette optimisation, il a fallu ajouter l'angle d'attaque aux variables afin de garder constants les coefficients de portance et de moment. Ce point sera expliqué par la suite. Dans ce cas, les variables d'entrées de GENIAL sont les abscisses et les déplacements sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ainsi que l'angle d'attaque.

Des contraintes de bornes, imposées sur chaque variable, sont fournies à GENIAL qui génère alors des valeurs, pour ces variables, satisfaisant ces contraintes.

ii. Couplage

Une fois que l'optimiseur a attribué une valeur pour chaque variable, ce qui revient à définir un « individu » particulier, les coordonnées des points de contrôle sont fournies à la fonction spline ainsi que les abscisses des points dont on veut déterminer l'ordonnée sur la nouvelle géométrie de la peau flexible. Ensuite les coordonnées du profil modifié sont générées : elles sont obtenues en utilisant les coordonnées du profil de référence pour la zone non flexible et en substituant aux ordonnées des points de la zone flexible les nouvelles ordonnées calculées avec le spline. Elles sont ensuite écrites, avec les paramètres de calcul de l'écoulement (angle d'attaque, nombre de Mach, nombre de Reynolds, Ncrit), dans un fichier d'entrée pour le code aérodynamique XFOIL. XFOIL est ensuite appelé par une commande système implémentée dans le code source de GENIAL pour effectuer les calculs aérodynamiques. Il donne à GENIAL la position du point de transition sur l'extrados et sur l'intrados du profil ainsi que les coefficients de portance, moment et traînée.

iii. Fonction "fitness"/Fonction objectif

Dans toute optimisation, on doit définir une quantité, appelée fonction objectif, qui correspond à ce que l'optimiseur vise à minimiser ou maximiser. Dans cette étude, le but

de l'optimisation est de reculer la position de la transition sur l'extrados du profil en minimisant l'inverse de l'abscisse du point de transition x_{tru} .

GENIAL ne résout en réalité que des problèmes de maximisation. Ainsi, la fonction « fitness » utilisée par GENIAL est l'opposée de la fonction objectif spécifiée par l'utilisateur dans le cas d'une minimisation.

Pour les optimisations 1 et 2, la fonction objectif était :

$$f = \frac{1}{x_{tru}}.$$

(IV-1)

Pour l'optimisation 3, les coefficients de moment et de portance sont « contrôlés ». Ainsi la fonction objectif est :

$$f = \frac{1}{x_{tru}} + k_L |C_L - C_L^{init}| + k_M |C_M - C_M^{init}|$$

(IV-2)

où

C_L et C_M sont les coefficients de moment et de portance de l'individu courant,

C_L^{init} et C_M^{init} les coefficients de moment et de portance du profil de référence (profil initial),

k_L et k_M sont des constantes définies de telle manière que les différences $|C_L - C_L^{init}|$ et $|C_M - C_M^{init}|$ soient inférieures à 0.01. Une étude préliminaire a montré que la valeur 100 était un bon choix à la fois pour k_L et k_M .

iv. Fin de l'optimisation

Une fois que la fonction « fitness » a été calculée pour chaque individu d'une population, les meilleurs individus sont sélectionnés et appariés afin de créer la génération

suivante. Ce processus est répété jusqu'à ce que l'optimiseur obtienne un minimum ou qu'un certain nombre, spécifié par l'utilisateur, d'évaluations de la fonction « fitness » soit effectué. Dans l'Annexe III sont fournis les détails de l'optimisation ainsi que les fichiers d'entrée et de sortie.

IV.2. RÉSULTATS

De nombreux calculs d'optimisation ont été réalisés, mais dans un souci de clarté et de concision seuls quelques résultats représentatifs seront présentés ici.

On présentera ainsi l'influence de l'étendue de la peau flexible ainsi que l'influence de la modélisation mathématique de celle-ci, sur le recul de la transition sur l'extrados du profil.

Dans un premier temps, seront présentés les résultats d'optimisation pour une peau flexible s'étendant de 7% à 65% de la corde du profil, avec une modélisation de la zone flexible par spline cubique, et pour les trois types d'optimisation présentées précédemment.

Par la suite, seule l'optimisation 3 a été réalisée.

Dans un deuxième temps, sera présentée une comparaison, avec les résultats précédents, des résultats d'optimisation pour une peau flexible s'étendant de 3% à 70% de la corde du profil, avec une modélisation de la zone flexible par spline cubique.

Enfin, sera présentée une comparaison, avec les résultats précédents obtenus avec la modélisation par spline cubique de la peau flexible, des résultats obtenus dans les mêmes conditions que précédemment mais avec une modélisation par B-spline de la zone flexible.

Tous les résultats présentés dans cette section ont été obtenus sur le profil WTEATE1. Néanmoins des calculs ont été aussi réalisés sur le profil NLF(1)-0416 pour une peau s'étendant de 7% à 65% de la corde du profil. Ils ont été présentés à la conférence CASI AERO 2007 et, basé sur cette présentation, un article a été soumis au Journal Aéronautique et Spatial du Canada. Cet article est présenté dans l'Annexe IV.

*IV.2.1 OPTIMISATION AVEC ZONE FLEXIBLE S'ÉTENDANT DE 7%*C* À 65%*C*,
MODÉLISÉE PAR SPLINE CUBIQUE*

i. Paramètres de l'optimisation

Chaque optimisation (1, 2 et 3) a été réalisée pour les trois cas présentés ici. Une population de 100 « individus », et 1500 évaluations de la fonction « fitness » ont été nécessaires pour obtenir un minimum. Pour définir le spline sur la zone flexible 5 points de contrôle ont été utilisés, deux fixes (les extrémités, cf. Tableau IV.1) et trois mobiles.

Toutes les grandeurs données ici sont adimensionnées par la corde du profil.

Indice du point de contrôle	Abscisse (x/c)	Ordonnée (y/c)
1	0.070	0.054
5	0.650	0.075

Tableau IV.1. Coordonnées des points de contrôle fixes

Indice du point de contrôle	Abscisse (x/c)	Ordonnée (y/c)
2	0.124	0.066
3	0.273	0.077
4	0.461	0.085

Tableau IV.2. Coordonnées des points de contrôle mobiles

Dans le cas de l'optimisation 1, les points de contrôle ont été fixés de manière à avoir une forme de départ assez proche de la forme du profil de référence. Seule leur ordonnée est modifiée. Leurs coordonnées sur le profil de référence sont données dans le Tableau IV.2.

Il faut noter que dans GENIAL les variables ainsi que leurs contraintes sont données pour un profil avec une corde de 1 mètre. La maquette réalisée aura elle une corde de 0.5 mètres donc les données sous forme graphique se réfèrent à cette échelle.

Les variables utilisées et leurs contraintes (dans GENIAL) sont donc les suivantes :

- Optimisation 1 : les variables sont les variations dy sur les ordonnées des points de contrôle mobiles.

Les contraintes sont $dy_{min} = -4$ mm et $dy_{max} = 10$ mm

Les points de contrôle mobiles ont les abscisses suivantes : $x_2 = 124$ mm ; $x_3 = 273$ mm ; $x_4 = 461$ mm.

- Optimisation 2 : les variables sont les variations dy sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ainsi que les abscisses des points de contrôle mobiles

Les contraintes sont :

- $dy_{min} = -4$ mm et $dy_{max} = 10$ mm
- $x_{min} = 71$ mm et $x_{max} = 649$ mm

- Optimisation 3 : les variables sont les variations dy sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ainsi que les abscisses des points de contrôle mobiles. La variation $d\alpha$ par rapport à l'angle d'attaque initial est également une variable.

Les contraintes sont :

- $dy_{min} = -4$ mm et $dy_{max} = 10$ mm
- $x_{min} = 71$ mm et $x_{max} = 649$ mm
- $d\alpha_{min} = -2^\circ$ et $d\alpha_{max} = 2^\circ$

Les optimisations présentées ont toutes été réalisées à un nombre de Mach de 0.3, un nombre de Reynolds 3.3654 millions et à trois angles d'incidence : 0° , -0.5° et 1.5° . Le facteur N critique, N_{crit} , a été fixé à 7, valeur indiquée par les responsables du laboratoire de l'IAR-CNRC où sera testée la maquette.

ii. Cas 1 - $Re = 3.3654$ millions, $Mach = 0.3$ et $\alpha = 0^\circ$

Le cas 1 a été optimisé pour un nombre de Mach de 0.3, un nombre de Reynolds de 3.3654 millions et un angle d'attaque nul.

La Figure IV.2 donne la forme du profil de référence ainsi que les formes des trois profils obtenus à l'issu des optimisations 1, 2 et 3. On peut voir sur cette figure que les trois profils optimisés présentent une sorte de bosse sur la paroi flexible qui permet d'étendre la zone sur laquelle le gradient de pression est favorable (négatif).

La Figure IV.3 représente les différences entre la peau flexible du profil de référence et celle des profils optimisés. Les déplacements peuvent sembler important mais cela est dû à un effet d'échelle (l'échelle des ordonnées est le millimètre alors que celle des abscisses est le mètre). Les variations des points de contrôle sont dans la limite des contraintes imposées (-2mm ; 5mm) sur le profil de corde 0.5 mètres. A cause de l'approximation par spline cubique cependant, les variations réelles de la peau flexible peuvent être hors des limites même si les déplacements des points de contrôle sont dans les limites imposées.

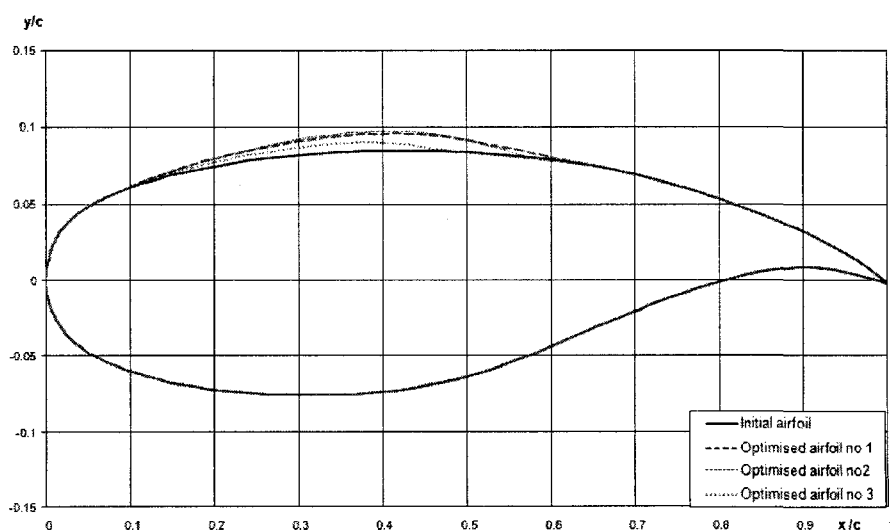


Figure IV.2. Comparaison des profils – Cas 1

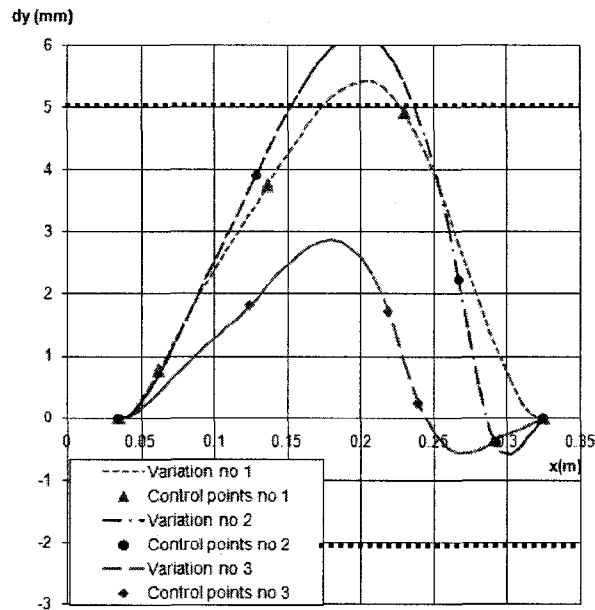


Figure IV.3. Variations de la peau flexible – Cas 1

Les caractéristiques du profil de référence ainsi que celles des profils optimisés sont données dans le Tableau IV.3.

On peut voir que la transition a bien été repoussée sur l'extrados du profil. Le gain sur la transition est plus important pour l'optimisation 2 pour laquelle les ordonnées et les abscisses des points de contrôle varient mais sans contrainte sur les coefficients de portance et de moment.

Pour l'optimisation 3, même si les résultats sont moins bons en termes de gain de transition, celui-ci atteint néanmoins 17.45% de la corde ce qui se traduit par une diminution de la traînée d'environ 14%. Les contraintes sur les coefficients de portance et de moment sont respectées puisqu'il n'y a pas de variation de portance et une variation du coefficient de moment de -0.003. Afin de conserver les valeurs initiales du coefficient de portance et du coefficient de moment, l'angle d'attaque a diminué de 0.2° . En effet, étant donné que seule la géométrie de l'extrados est modifiée, on ne peut pas « compenser » en changeant la géométrie de l'intrados, comme cela est fait dans l'étude [10], pour garder la portance constante. Ainsi, il est nécessaire de pouvoir faire varier l'angle d'incidence pour garder la portance et le moment de tangage constants. La variation de la peau flexible est

très faible (entre 0.1% et 0.4% dépendamment des cas) ce qui rend envisageable de créer une peau élastique mais avec une certaine rigidité.

Paramètres Aéro.	Profil de référence	Optimisation 1		
		Profil Opt.	Variations	
			Δ	%
Xtru (%c)	27.11	48.61	21.5	
C _L	0.4205	0.4668	0.046	11.01
C _D (counts)	68.1	56	-12.1	-17.77
C _M	-0.1269	-0.1338	-0.007	-5.44
L Z F *	291.182	292.167		0.3385
Incidence α (°)	0	0	0	

Paramètres Aéro.	Optimisation 2			Optimisation 3		
	Profil Opt.	Variations		Profil Opt.	Variations	
		Δ	%		Δ	%
Xtru (%c)	50.06	22.95		44.56	17.45	
C _L	0.4668	0.046	11.01	0.4205	0	0
C _D (counts)	55.3	-12.8	-18.8	58.8	-9.3	-13.66
C _M	-0.1333	-0.006	-5.04	-0.1304	-0.003	-2.76
L Z F * (mm)	292.38		0.4117	291.589		0.1399
Incidence α (°)	0	0		-0.213	-0.213	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.3. Comparaison des résultats - Cas 1

La Figure IV.4 présente les distributions de pression sur chacun des profils. On peut remarquer que sur chaque profil optimisé, la région où le gradient de pression est favorable est étendue vers le bord de fuite : il y a une région où la pente de la courbe de pression est négative, ce qui permet à l'écoulement de conserver sa laminarité. On peut également remarquer sur cette figure, que la distribution de pression sur l'intrados n'est pas affectée par l'optimisation, ce qui peut s'expliquer par le fait que les modifications de géométrie apportées à l'extrados sont relativement petites et assez éloignées du bord d'attaque et du bord de fuite.

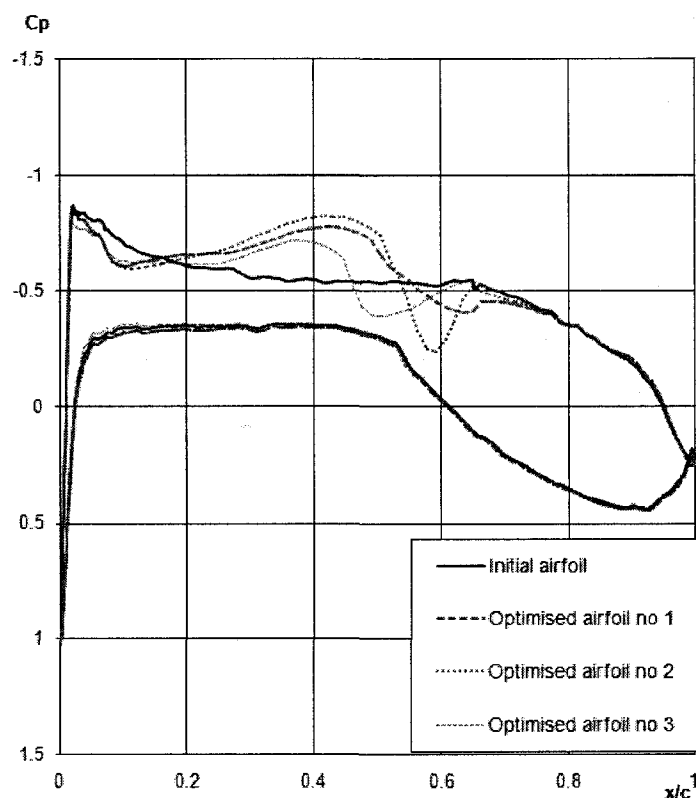


Figure IV.4. Comparaison des distributions de pression - Cas 1

La Figure IV.5 nous montre l'évolution du facteur N le long de l'extrados (pour les courbes à gauche de la figure) et le long de l'intrados (pour les courbes à droite de la figure). La transition de la couche limite est déclenchée lorsque la courbe de N atteint la valeur 7. On

peut noter que pour tous les profils optimisés, les courbes de l'extrados présentent un plateau qui permet de ralentir l'évolution des courbes vers la valeur 7. Ceci est relié à un mouvement vers le bord de fuite du point de transition. Sur l'intrados, sauf pour l'optimisation 3, on ne voit pas de différences importantes entre les courbes des profils optimisés et celle du profil de référence. En ce qui concerne le profil optimisé avec l'optimisation 3, il est normal que les courbes soient différentes, puisque l'angle d'attaque a été modifié et donc par là l'écoulement sur l'intrados.

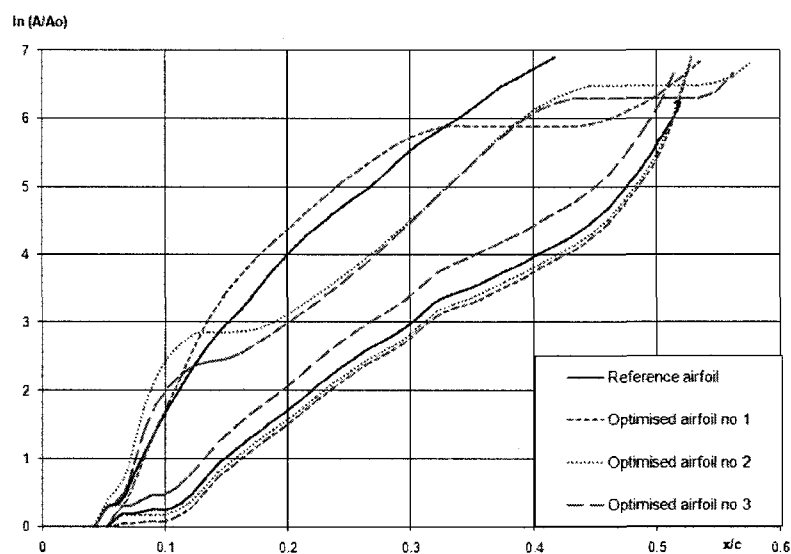


Figure IV.5. Comparaison des courbes du facteur N - Cas 1

iii. Cas 2 - $Re = 3.3654$ millions, $Mach = 0.3$ et $\alpha = -0.5^\circ$

Le cas 2 a été optimisé pour un nombre de Mach de 0.3, un nombre de Reynolds de 3.3654 millions et un angle d'attaque de -0.5° .

Comme pour le cas précédent, on remarque que tous les profils optimisés présentent une sorte de bosse sur l'extrados (cf. Figure IV.6).

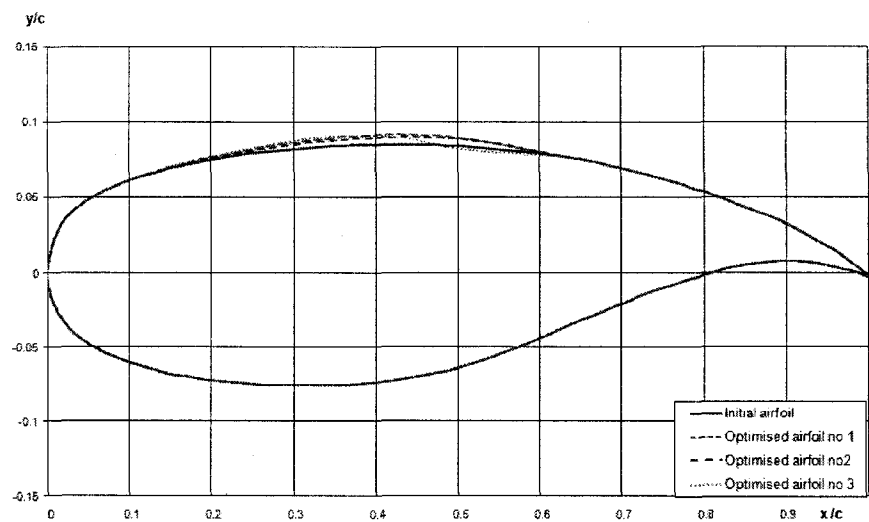


Figure IV.6. Comparaison des profils – Cas 2

Sur la Figure IV.7, on voit que les contraintes sur les déplacements des points de contrôle ont été respectées et que les variations de la peau flexible des profils optimisés par rapport à la peau flexible du profil de référence sont dans ces mêmes limites.

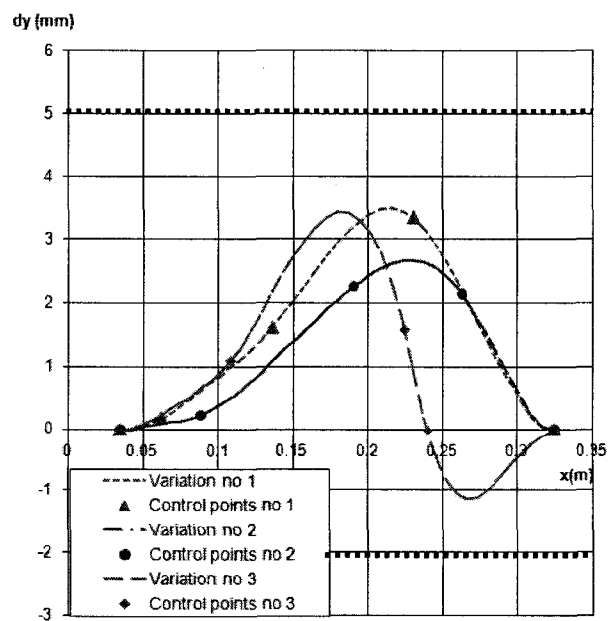


Figure IV.7. Variations de la peau flexible – Cas 2

Paramètres Aéro.	Profil de référence	Optimisation 1		
		Profil Opt.	Variations	
			Δ	%
Xtru (%c)	36.74	51.9	15.16	
C _L	0.373	0.4017	0.029	7.69
C _D (counts)	62.6	54.3	-8.3	-13.26
C _M	-0.1295	-0.1343	-0.005	-3.71
L Z F *	291.182	291.679		0.1708
Incidence α (°)	-0.5	-0.5	0	

Paramètres Aéro.	Optimisation 2			Optimisation 3		
	Profil Opt.	Variations		Profil Opt.	Variations	
		Δ	%		Δ	%
Xtru (%c)	55.61	18.87		45.26	8.52	
C _L	0.4046	0.032	0.4046	0.3731	0	0.03
C _D (counts)	52.1	-10.5	5.21	59	-3.6	-5.75
C _M	-0.1353	-0.006	-0.1353	-0.1303	-0.001	-0.62
L Z F * (mm)	291.541		0.1235	291.669		0.1672
Incidence α (°)	-0.5	0		-0.593	-0.093	

* LZ F : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.4. Comparaison des résultats - Cas 2

Les caractéristiques des profils sont données dans le Tableau IV.4. On peut voir comme précédemment que le gain en transition est plus faible pour l'optimisation 3 que pour l'optimisation 2 mais il est néanmoins de 8.52%, ce qui correspond à une réduction de la traînée d'environ 6%.

Les contraintes sur la portance et le moment sont à nouveau entièrement respectées et les variations de la longueur de la zone flexible sont toujours faibles.

La Figure IV.8 montre les distributions de pression sur les quatre profils. On peut voir qu'il y a, comme précédemment, une zone où la pente des courbes des profils optimisés redevient négative (entre 20% et 50% de la corde suivant les cas), ce qui permet à l'écoulement de rester laminaire.

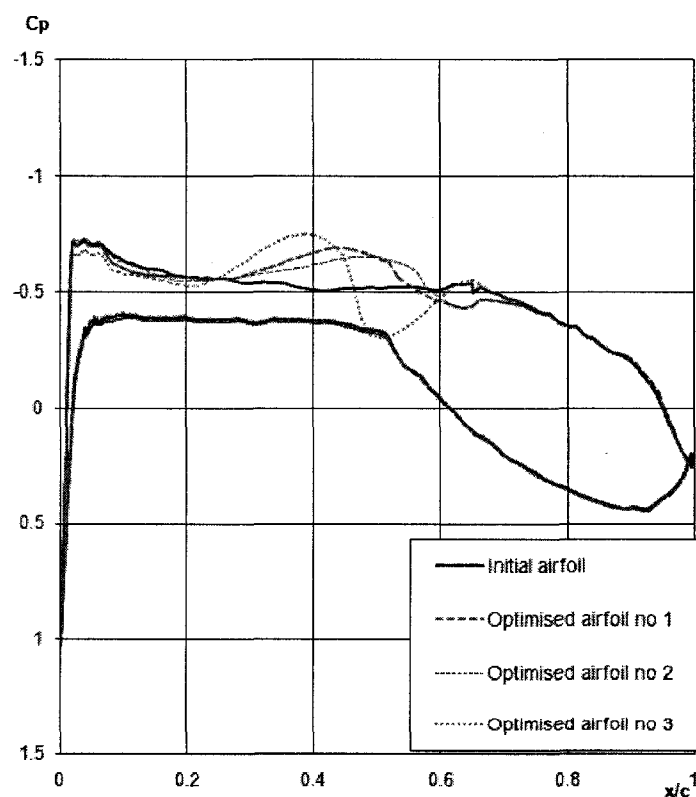


Figure IV.8. Comparaison des distributions de pression - Cas 2

Enfin, la Figure IV.9 montre les courbes du facteur N sur l'extrados des profils (à gauche sur la figure) et sur l'intrados des profils (à droite sur la figure). On peut remarquer que, comme dans le cas antérieur, les courbes sur l'extrados des profils optimisés présentent toutes un palier permettant de ralentir la croissance de N vers la valeur 7 où la transition est déclenchée.

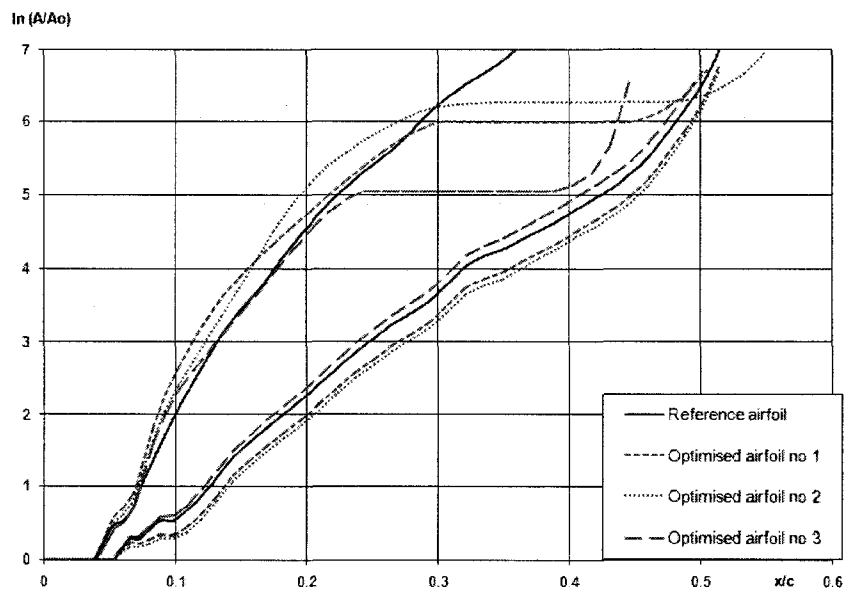


Figure IV.9. Comparaison des courbes du facteur N - Cas 2

iv. Cas 3 - $Re = 3.3654$ millions, $Mach = 0.3$ et $\alpha = 1.5^\circ$

Le cas 3 a été optimisé pour un nombre de Mach de 0.3, un nombre de Reynolds de 3.3654 millions et un angle d'attaque de 1.5° .

La Figure IV.10 présente les profils optimisés ainsi que le profil de référence. On peut remarquer que, contrairement aux cas précédents, les trois profils optimisés présentent tous une sorte de creux sur l'extrados.

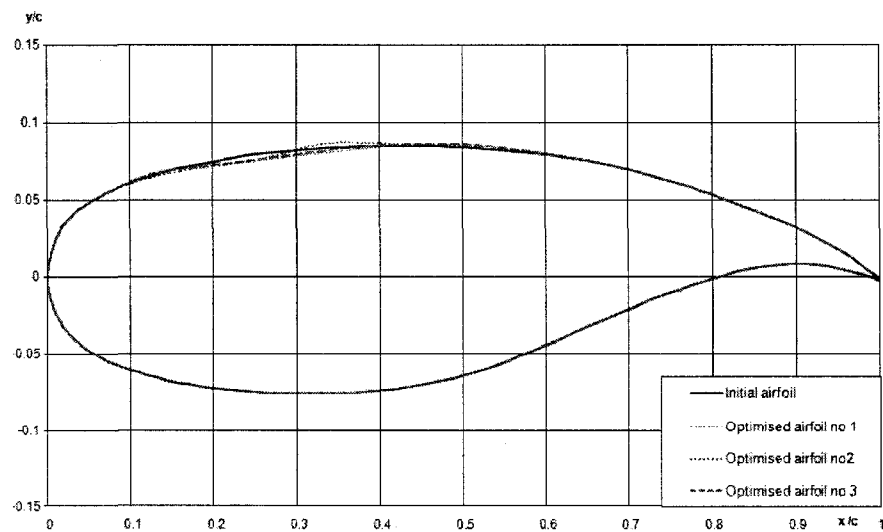


Figure IV.10. Comparaison des profils – Cas 3

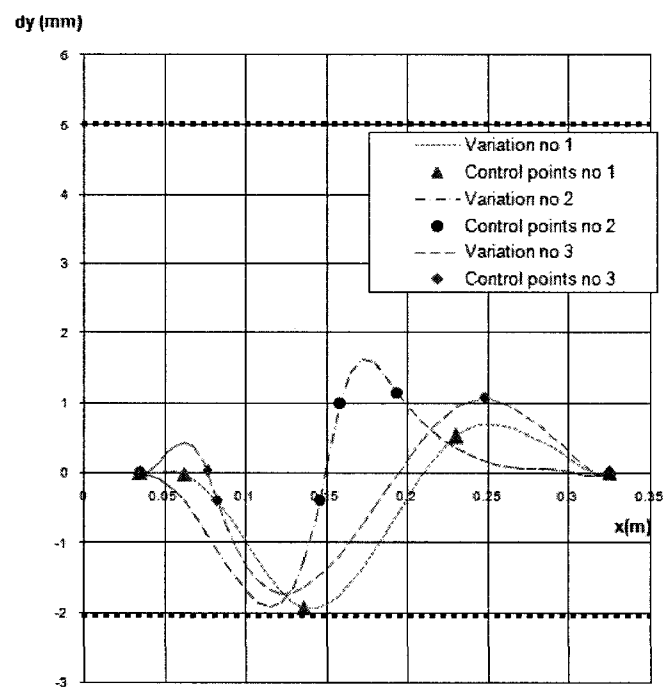


Figure IV.11. Variations de la peau flexible – Cas 3

Ceci est encore plus visible sur la Figure IV.11 qui présente les variations des peaux flexibles optimisées par rapport à celle du profil de référence. On remarque en effet sur cette figure, qu'il y a eu une déflexion négative de la peau flexible dans les trois cas. Ce

phénomène pourrait être dû à la modélisation mathématique de la peau flexible par les splines cubiques. En effet de par la nature même des splines cubiques, qui sont des fonctions continues par morceaux composées d'une succession de polynômes de degré 3, les variations modélisées par ces splines doivent elles aussi avoir une forme cubique. Il doit donc y avoir un point d'inflexion ce qui entraîne qu'une déflexion positive doit s'accompagner d'une déflexion négative.

D'autre part, on note que les contraintes imposées sur les déplacements des points de contrôle sont respectées et qu'elles le sont également par les courbes de variation.

Les caractéristiques des quatre profils sont récapitulées dans le Tableau IV.5. On peut remarquer que, contrairement aux cas précédents, le gain sur la position du point de transition le plus grand a été obtenu pour le profil optimisé par l'optimisation 3. Néanmoins, ce gain est très faible (environ 3% de la corde). Ceci pourrait s'expliquer par le fait que sur le profil initial, la transition sur l'extrados apparaît à environ 10% de la corde. Or la modification du profil n'intervient qu'à partir de 7% de la corde. A cause du caractère parabolique des équations de la couche limite, il est nécessaire d'agir en amont afin de modifier la couche limite. Ainsi, 3% de la corde ne serait pas suffisant pour agir de manière efficace pour reculer la transition.

Paramètres Aéro.	Profil de référence	Optimisation 1		
		Profil Opt.	Variations	
			Δ	%
Xtru (%c)	10.68	11.93	1.25	
C_L	0.5733	0.5757	0.002	0.42
C_D (counts)	81.9	80.6	-1.3	-1.59
C_M	-0.1208	-0.1221	-0.001	-1.08
L Z F *	291.182	291.13		-0.018
Incidence α (°)	1.5	1.5	0	

Paramètres Aéro.	Optimisation 2			Optimisation 3		
	Profil Opt.	Variations		Profil Opt.	Variations	
		Δ	%		Δ	%
Xtru (%c)	11.91	1.23		14.15	3.47	
C_L	0.5792	0.006	1.03	0.574	0.001	0.12
C_D (counts)	80.9	-1	-1.22	78.8	-3.1	-3.79
C_M	-0.1226	-0.002	-1.49	-0.1235	-0.003	-2.24
L Z F * (mm)	291.285		0.0355	291.235		0.0181
Incidence α (°)	1.5	0		1.421	-0.079	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.5. Comparaison des résultats - Cas 3

Si l'on regarde la Figure IV.12, on voit, comme l'on pouvait s'y attendre, que la zone de gradient de pression favorable n'est pas très étendue par rapport au profil de référence sauf dans le cas de l'optimisation 3 où une pente négative de la distribution de pression sur l'extrados est relativement bien visible aux alentours de 10% de la corde.

Enfin, si l'on regarde la Figure IV.13, on note tout d'abord que les courbes du facteur N des quatre profils sont quasiment confondues, que ce soit sur l'extrados ou sur l'intrados. Seule la courbe du facteur N sur l'extrados du profil optimisé par l'optimisation 3 présente un léger palier pour une valeur de N proche du facteur critique, et ce palier est de faible étendue. Cela traduit le fait que la transition est retardée légèrement avec l'optimisation 3 par rapport aux profils résultant des deux autres optimisations.

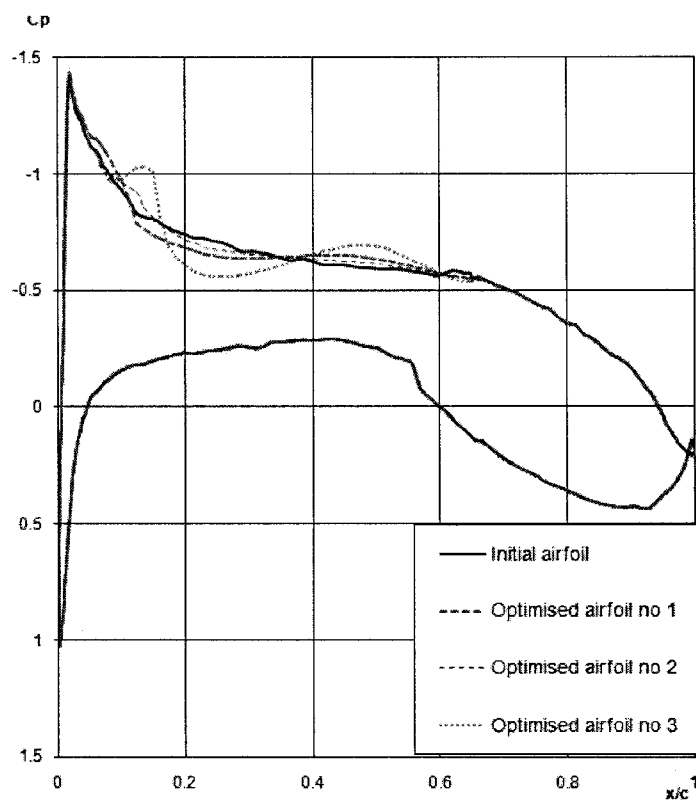


Figure IV.12. Comparaison des distributions de pression - Cas 3

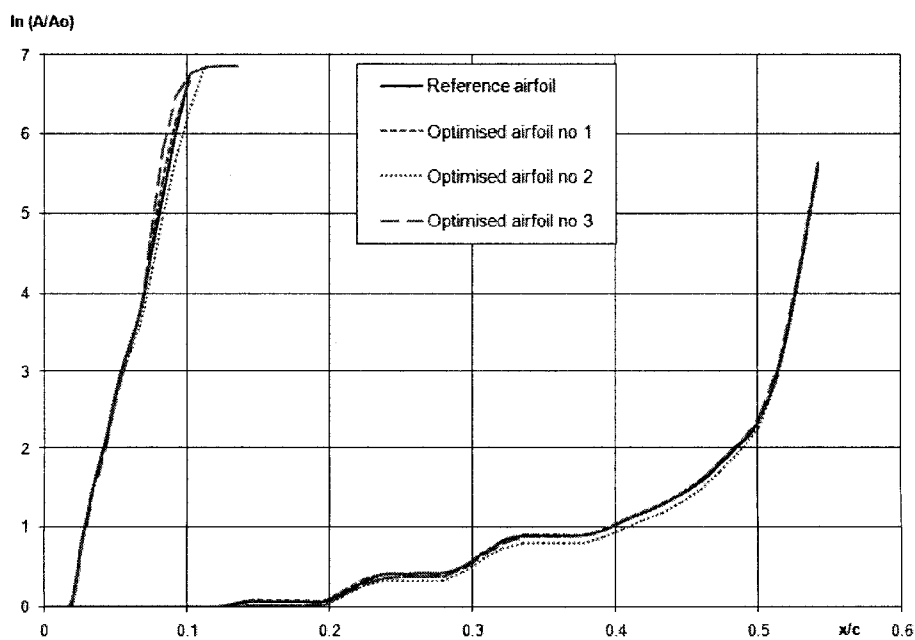


Figure IV.13. Comparaison des courbes du facteur N - Cas 3

v. Conclusion

En conclusion de cette première étude, on peut dire qu'il a été possible de reculer la transition et d'obtenir des reculs significatifs de la transition ainsi que des réductions de traînées importantes (environ 10% selon les cas). On a également pu constater que le fait de modifier les abscisses des points de contrôle (optimisation 2) permettait d'obtenir de bien meilleurs résultats par rapport à l'optimisation avec des points de contrôle fixes en abscisses. En outre, le fait de contraindre les coefficients de moment et de portance à rester constants limite le gain que l'on peut obtenir sur le recul de la transition. D'autre part, quelques difficultés sont apparues pour le cas à 1.5° d'incidence pour lequel, il n'est pas possible d'améliorer réellement la laminarité de l'extrados du profil. Une solution pour remédier à ce problème serait d'utiliser une peau flexible plus longue. C'est ce qui est traité dans la prochaine section.

IV.2.2 OPTIMISATION DE LA ZONE FLEXIBLE S'ÉTENDANT DE 3% c À 70% c , MODÉLISÉE PAR SPLINE CUBIQUE

Dans cette section nous allons étudier l'influence de l'étendue de la peau sur les gains obtenus dans le recul de la transition de la couche limite sur l'extrados. Nous verrons aussi s'il est possible d'améliorer les gains sur la transition pour les cas à incidence de 1.5° .

i. Paramètres de l'optimisation

Comme précédemment, la peau flexible a été modélisée par un spline cubique passant par 5 points de contrôle: deux points fixes (extrémités) et 3 autres points mobiles (en ordonnées et en abscisses).

Les coordonnées des points extrêmes sont données dans le Tableau IV.6.

Dans cette section, seule l'optimisation 3 a été réalisée pour obtenir les profils optimisés présentés. On a réalisé 3000 évaluations de la fonction objectif sur une population de 150 individus.

Indice du point de contrôle	Abscisse (x/c)	Ordonnée (y/c)
1	0.030	0.040
5	0.700	0.070

Tableau IV.6. Coordonnées des points de contrôle fixes

On rappelle que, comme précédemment, les variables et leurs contraintes dans GENIAL sont données pour des profils avec une corde de 1 mètre alors que les résultats graphiques donnés se réfèrent à la maquette de corde 0.5 mètres.

Les variables utilisées et leurs contraintes (dans GENIAL) sont donc les variations dy sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ainsi que les abscisses des points de contrôle mobiles. La variation $d\alpha$ par rapport à l'angle d'attaque initial est également une variable.

Les contraintes sont :

- $dy_{min} = -6 \text{ mm}$ et $dy_{max} = 10 \text{ mm}$
- $x_{min} = 31 \text{ mm}$ et $x_{max} = 699 \text{ mm}$
- $d\alpha_{min} = -2^\circ$ et $d\alpha_{max} = 2^\circ$

Toutes les optimisations présentées dans cette section ont été réalisées pour un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions et 3 angles d'attaque (0.5° , 1.5° et -0.5°) et une valeur pour le facteur N critique (N_{crit}) de 7 puisque les résultats sont destinées à être utilisés pour la maquette qui sera testée dans une soufflerie dont le niveau de turbulence correspond à cette valeur.

ii. Cas 4 - Re = 3.8714 millions, Mach = 0.35 et $\alpha = 0.5^\circ$

Le cas 4 a été optimisé à un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions et une incidence de 0.5° .

La Figure IV.14 présente le profil optimisé et le profil de référence.

On peut voir qu'il y a une variation importante de la peau flexible comportant une bosse suivie d'un creux.

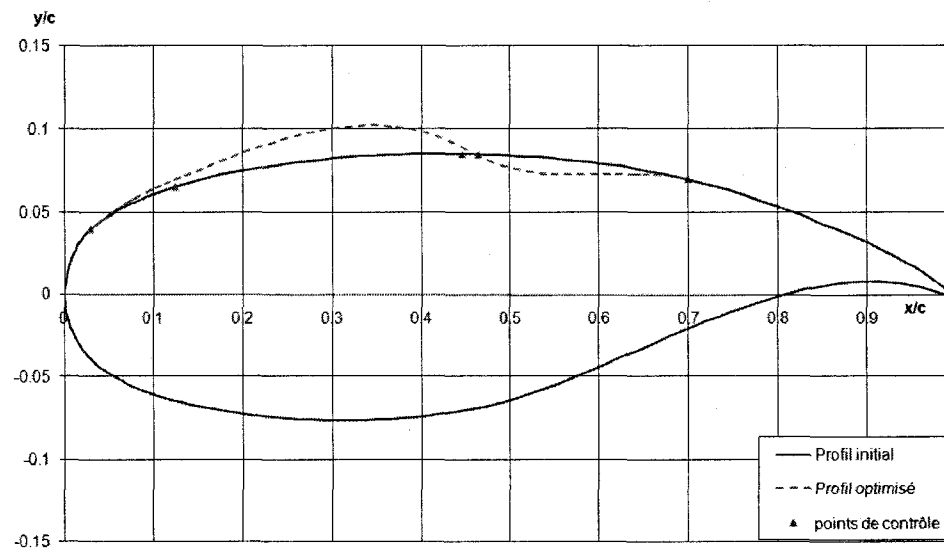


Figure IV.14. Comparaison des profils – Cas 4

La Figure IV.15 présente la variation du profil optimisé par rapport au profil de référence. On voit que, bien que les contraintes soient respectées pour les déplacements des points de contrôle, les variations de la peau flexible sont bien au-delà de ces valeurs limites. Cela vient du fait qu'il y a deux points de contrôle dont les abscisses sont très proches (environ 1 cm) alors que leurs ordonnées sont assez loin (2 mm) ce qui induit une pente très forte du spline. Cette tendance des profils optimisés à avoir une bosse importante près de l'extrados peut s'expliquer par le fait que pour garder le gradient de pression négatif le plus longtemps possible, il est nécessaire que la pente du profil reste positive le plus longtemps possible. Si l'amplitude de la bosse est trop élevée, il y aura alors une forte courbure pour rattraper la forme du profil à l'autre extrémité de la peau flexible. Ceci génèrera une recompression importante accompagnée d'une augmentation de la traînée de forme. Il faut rappeler que les optimisations réalisées dans cette étude n'ont pas pour but direct de réduire la traînée mais de repousser au maximum la position de la transition. Ainsi, ce genre de variations est préconisé, même si potentiellement des variations de ce

type généreraient plus de traînée qu'une forme moins vallonnée mais dont la zone laminaire est moins étendue.

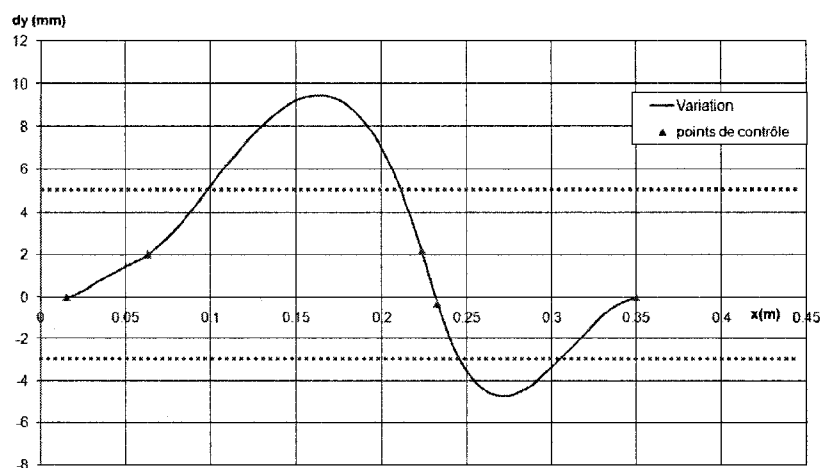


Figure IV.15. Variation de la peau flexible – Cas 4

	Profil de référence	Profil optimisé	Variations	
			Δ	%
Xtru (% c)	15.98	39.97	23.99	
C_L	0.4706	0.4676	-0.003	-0.64
C_D (counts)	73.9	60.7	-13.2	-17.86
C_M	-0.1249	-0.1241	0.001	0.64
LZF *	337.606	340.315		0.8024
Incidence (°)	0.5	0.206	-0.294	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.7. Comparaison des caractéristiques du profil optimisé et du profil de référence - Cas 4

Le Tableau IV.7 donne les caractéristiques du profil de référence et du profil optimisé. On voit sur ce tableau que le profil optimisé permet de reculer la transition d'environ 24% de la corde, ce qui s'accompagne d'une réduction de la traînée de presque 18%. Cela est beaucoup mieux par rapport aux gains obtenus avec l'optimisation 3 pour la peau plus courte. La variation sur la longueur de la peau flexible est plus élevée que celles que l'on

avait observées dans la section précédente (0.8% contre 0.4%) mais cela reste néanmoins une faible valeur.

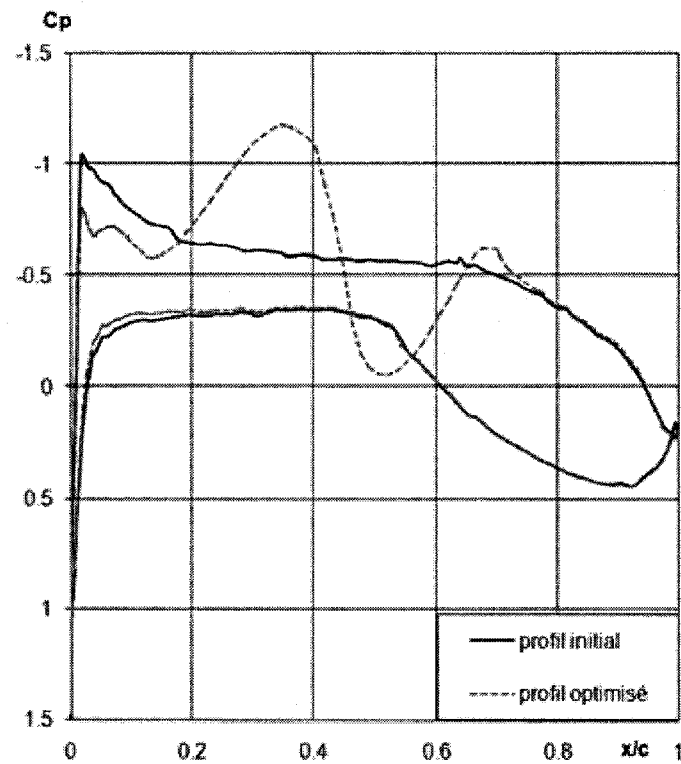


Figure IV.16. Comparaison des distributions de pression – Cas 4

La distribution de pression est visible sur la Figure IV.16. On peut noter l'existence d'une région de la courbe sur l'extrados où la pente est très fortement négative et ce sur une grande portion du profil (environ 30% de la corde). Cela permet de conserver la laminarité de l'écoulement plus longtemps et ainsi de reculer le point de transition vers le bord de fuite.

iii. Cas 5 - $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = 1.5^\circ$

Le cas 5 a été optimisé pour un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions et une incidence de 1.5° .

La Figure IV.17 présente le profil de référence et le profil optimisé. On remarque l'existence d'une bosse relativement importante sur l'extrados (environ 15% de l'épaisseur maximale du profil de référence).

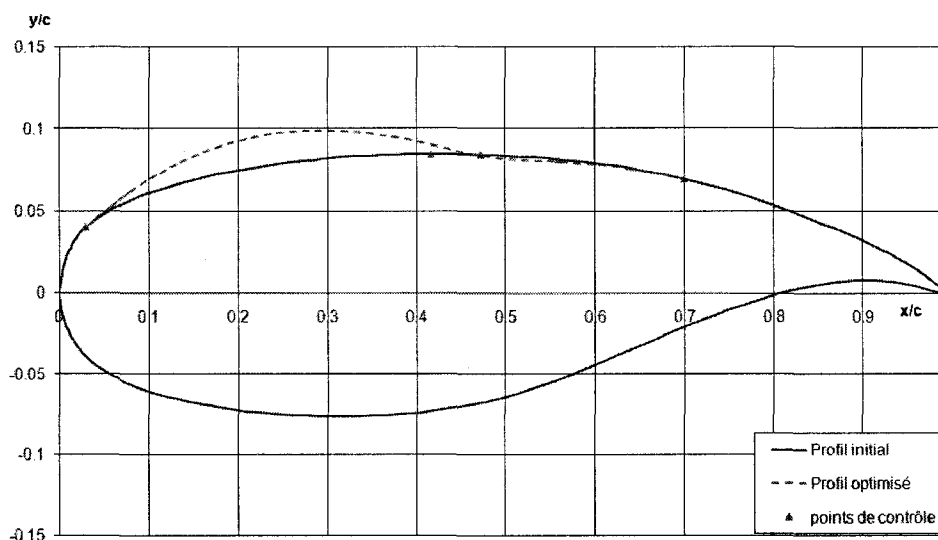


Figure IV.17. Comparaison des profils – Cas 5

Sur la Figure IV.18, qui présente les variations de la peau flexible optimisé par rapport à la peau flexible du profil de référence, on peut noter que, si les déplacements des points de contrôles respectent les contraintes imposées par GENIAL, les variations de la peau flexible par rapport au profil de référence ne sont pas dans ces valeurs limites. Comme nous l'avons déjà mentionné, ceci est dû au caractère cubique du spline modélisant ces variations.

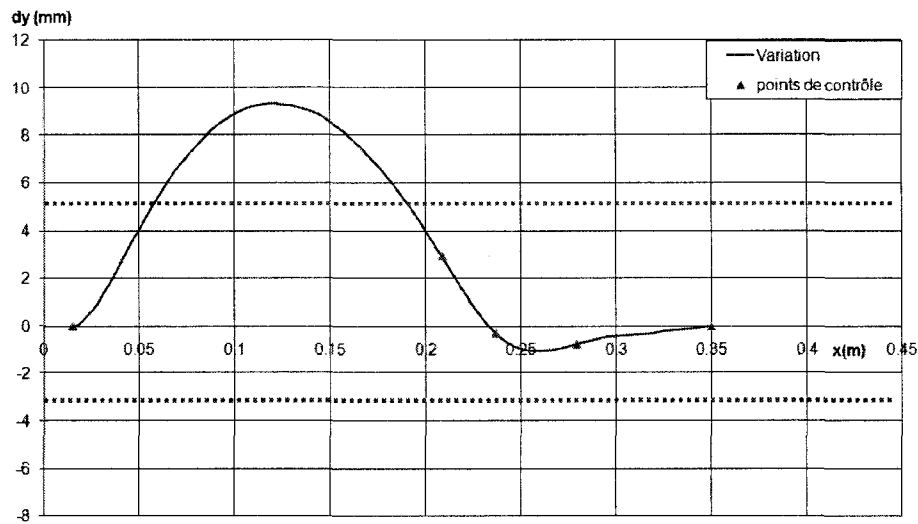


Figure IV.18. Variation de la peau flexible – Cas 5

Le Tableau IV.8 présente les caractéristiques des deux profils. Par rapport au cas à 1.5° d'incidence présenté dans la section précédente, on a obtenu dans ce cas un gain en transition beaucoup plus important (environ 16% de la corde contre 3% de la corde obtenu précédemment). Ceci montre qu'avancer le début de la peau vers le bord d'attaque du profil permet d'augmenter l'extension de la région laminaire même sur les profils à incidence élevée.

	Profil de référence	Profil optimisé	Variations	
			Δ	%
Xtru (% c)	9.75	25.6	15.85	
C_L	0.5785	0.5784	0	-0.02
C_D (counts)	81.1	70.8	-10.3	-12.7
C_M	-0.1212	-0.1211	0	0.08
LZF *	337.606	340.218		0.7734
Incidence ($^\circ$)	1.5	1.106	-0.394	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.8. Comparaison des caractéristiques du profil optimisé et du profil de référence – Cas 5

Comme précédemment, on peut voir sur la Figure IV.19 qui donne les distributions de pression sur les deux profils, qu'il y a une zone avec un fort gradient de pression négatif, ce

qui permet de conserver la laminarité de l'écoulement plus longtemps que sur le profil de référence.

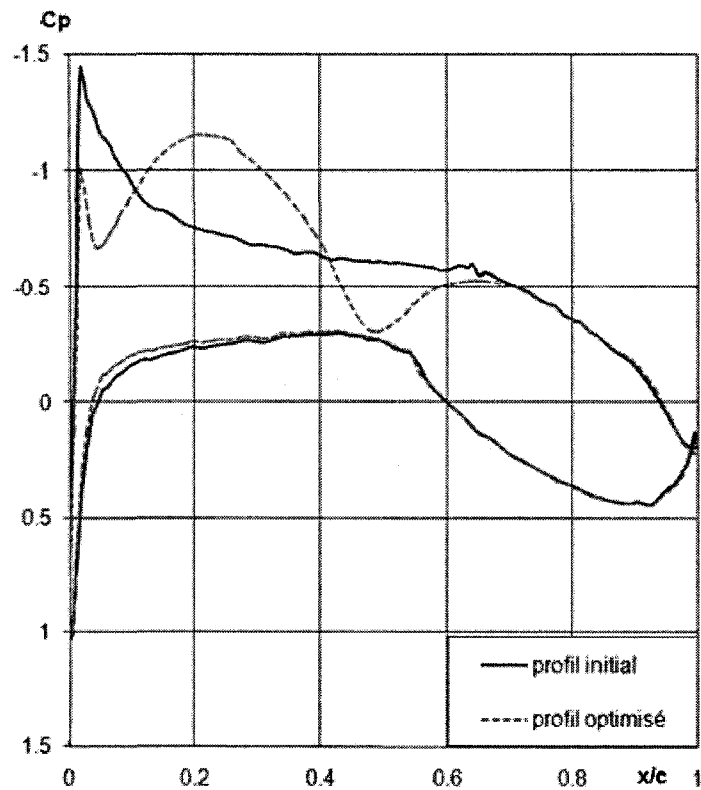


Figure IV.19. Comparaison des distributions de pression – Cas 5

iv. Cas 6 – $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = -0.5^\circ$

Le cas 6 a été optimisé à un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions et une incidence de -0.5° .

La Figure IV.20 compare le profil de référence et le profil optimisé. Comme on l'a remarqué à plusieurs reprises, le profil optimisé présente une bosse sur l'extrados.

Sur la Figure IV.21, on peut voir que par rapport aux deux cas précédents, les variations sont bien moins importantes.

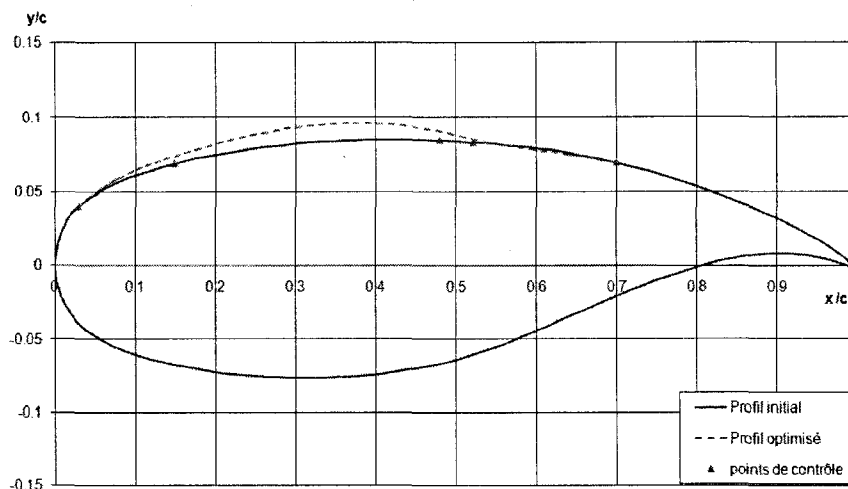


Figure IV.20. Comparaison des profils – Cas 6

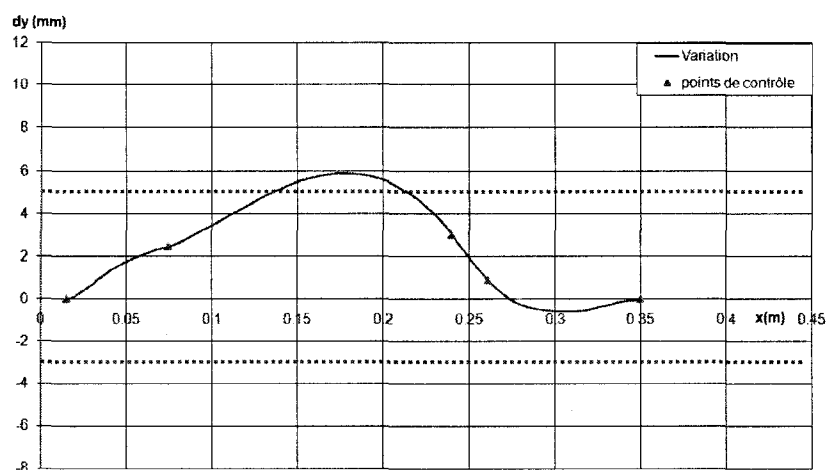


Figure IV.21. Variation de la peau flexible– Cas 6

Dans le Tableau IV.9, on peut voir que la transition a pu être reculée de presque 16% de la corde, ce qui se traduit en une réduction de traînée de presque 12%. Pour maintenir une variation des coefficients de portance et de moment dans la limite imposée (inférieure à 0.01), l'angle d'attaque a varié de -0.265° . La variation de la longueur de la peau flexible est toujours faible (environ 3%).

	Profil de référence	Profil optimisé	Variations	
			Δ	%
Xtru (% c)	32.3	48.19	15.89	
C_L	0.3705	0.3712	0.001	0.19
C_D (counts)	63.6	56.3	-7.3	-11.48
C_M	-0.1298	-0.1318	-0.002	-1.54
LZF *	337.606	338.92		0.3892
Incidence (°)	-0.5	-0.765	-0.265	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.9. Comparaison des caractéristiques du profil optimisé et du profil de référence – Cas 6

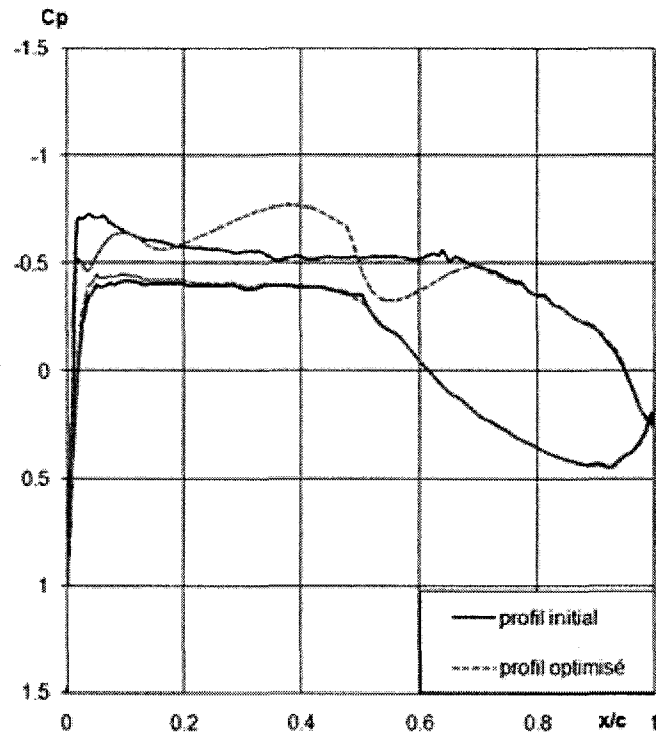


Figure IV.22. Comparaison des distributions de pression – Cas 6

Sur la Figure IV.22, on peut voir, comme précédemment, qu'il y a une région sur l'extrados sur laquelle la pente de la courbe de pression est négative de nouveau, ce qui permet de reculer la transition vers le bord de fuite.

v. Conclusion

Dans cette section, on a pu se rendre compte que l'extension de la peau flexible de 4% de la corde vers le bord d'attaque permettait d'obtenir de meilleurs gains en transition tout en gardant un coefficient de portance et un coefficient de moment contrôlés. En outre, on a même été en mesure d'obtenir un recul du point de transition d'environ 18% de la corde alors qu'on obtenait seulement 3% avec la peau débutant à 7% de la corde. On a pu également noter que le fait d'augmenter l'étendue de la peau vers le bord d'attaque avait moins d'impact sur l'optimisation des profils pour des incidences négatives. En effet, pour ces incidences, le profil de référence a déjà naturellement une transition assez loin du bord d'attaque donc que le début de la peau soit à 7% de la corde ou à 3% de la corde n'influe pas beaucoup sur le recul du point de transition (celui-ci est d'environ 15% dans les deux configurations).

Cependant un problème se pose, celui de la modélisation de la peau en utilisant des splines cubiques. On a essayé d'augmenter le nombre de points de contrôle en supposant que le problème venait du fait que la peau était trop longue pour être modélisée par un spline ne passant que par 5 points. Cependant, cela n'a pas résolu le problème et l'a même empiré en présentant des variations de la peau oscillantes. Ces variations étant difficile à réaliser en pratique, il a fallu trouver un autre moyen pour modéliser la région flexible. On a alors utilisé l'interpolation par courbe B-spline qui a la propriété de modifier plus localement la géométrie. C'est ce qui est présenté dans la section suivante.

IV.2.3 OPTIMISATION AVEC ZONE FLEXIBLE S'ÉTENDANT DE 3% C À 70% C , MODÉLISÉE PAR B-SPLINE

Dans cette section on présente les résultats d'optimisation obtenus en modélisant la peau flexible par une courbe B-spline d'ordre 5.

i. Paramètres de l'optimisation

Les optimisations ont été réalisées exactement dans les mêmes conditions que celles présentées dans la section précédente. Seul le modèle d'approximation mathématique de la peau flexible a été changé. La courbe B-spline passe par 4 points de contrôles : deux points fixes (les extrémités) et deux points mobiles (en abscisses et ordonnées).

Les variables utilisées et leurs contraintes (dans GENIAL) sont donc les variations dy sur les ordonnées des points de contrôle mobiles ainsi que les abscisses des points de contrôle mobiles. La variation $d\alpha$ par rapport à l'angle d'attaque initial est également une variable.

Les contraintes sont :

- $dy_{min} = -6 \text{ mm}$ et $dy_{max} = 10 \text{ mm}$
- $x_{min} = 31 \text{ mm}$ et $x_{max} = 699 \text{ mm}$
- $d\alpha_{min} = -2^\circ$ et $d\alpha_{max} = 2^\circ$

Toutes les optimisations présentées dans cette section ont été réalisées pour un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions, deux angles d'attaque (0.5° et 1.5°) et une valeur pour le facteur N critique (N_{crit}) de 7 puisque les résultats sont destinées à être utilisés pour la maquette qui sera testé dans une soufflerie dont le niveau de turbulence correspond à cette valeur. Chaque optimisation a réalisé 3000 évaluations de la fonction objectif sur une population de 150 individus.

ii. Cas 4bis – Re = 3.8714 millions, Mach = 0.35 et $\alpha = 0.5^\circ$

Ce cas a été réalisé comme précédemment, à un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions et une incidence de 0.5° .

La Figure IV.23 compare les formes optimisées obtenues avec les deux modèles. On voit que la forme du profil optimisé en utilisant des B-splines ne comporte pas d'oscillation.

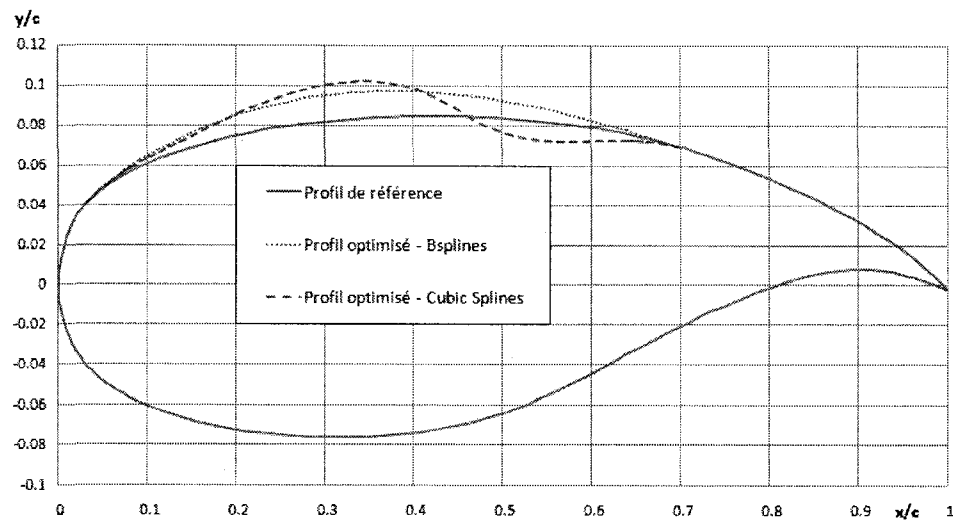


Figure IV.23. Comparaison des profils – Cas 4bis

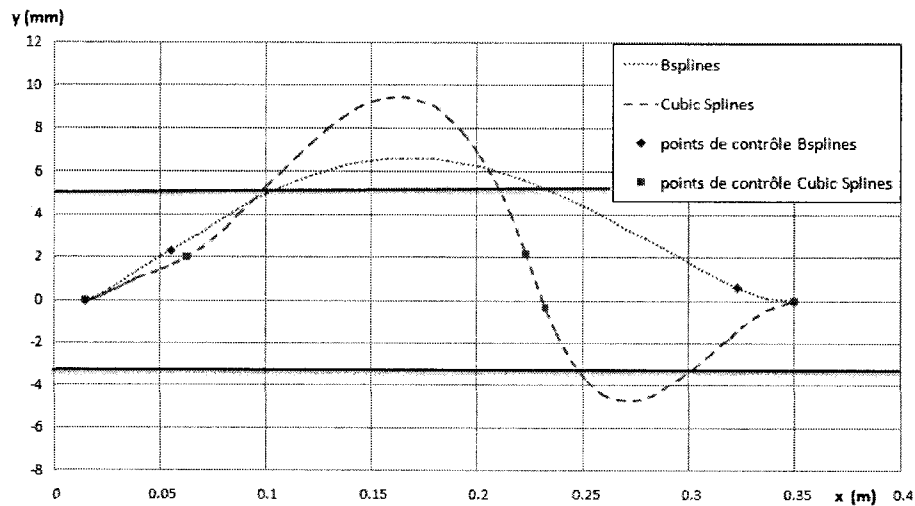


Figure IV.24. Variation de la peau flexible– Cas 4bis

La Figure IV.24 montre les variations de la peau flexible dans les deux cas de profils optimisés. La forme donnée par la courbe B-spline est une forme beaucoup plus réalisable techniquement, même si elle dépasse légèrement les limites imposées. D'après le Tableau IV.10, on peut voir que la variation de la peau est presque moitié moindre avec la modélisation par B-spline qu'avec celle par spline cubique.

D'autre part, dans ce tableau, on peut voir qu'on a réussi à reculer la transition vers le bord de fuite de 31% de la corde, ce qui fait une réduction de la traînée de presque 19%, ce qui constitue une réduction importante.

Paramètres	Profil de référence	Profil optimisé			Profil optimisé		
		Splines Cubiques			B-splines		
		Valeurs	Variations		Valeurs	Variations	
			Δ	%		Δ	%
Xtru (%c)	15.98	39.97	23.99		47.41	31.43	
C _L	0.4706	0.4676	-0.003	-0.64	0.4701	-0.001	-0.11
C _D	73.9	60.7	-13.2	-17.86	55.1	-18.8	-25.44
C _M	-0.1249	-0.1241	0.001	0.64	-0.1353	-0.01	-8.33
LZF *	337.606	340.315		0.8024	339.287		0.4977
Incidence $\alpha(^{\circ})$	0.5	0.206	-0.294		-0.129	-0.629	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.10. Comparaison des résultats - Cas 4bis

Ensuite, si l'on compare les distributions de pression (cf. Figure IV.25), on peut voir que la pente de la région où le gradient de pression est favorable est moins forte pour l'optimisation avec les B-splines que pour l'optimisation avec les splines cubiques. Cependant cette zone s'étend sur une plus grande surface de l'extrados ce qui explique que la transition soit reculée plus dans le cas des B-splines.

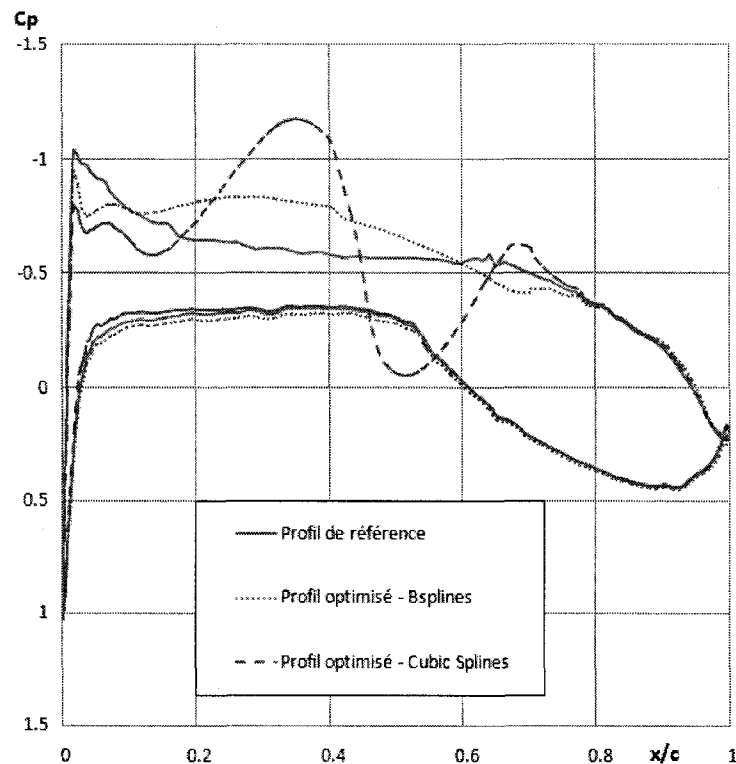


Figure IV.25. Comparaison des distributions de pression -Cas 4bis

iii. Cas 5bis – $Re = 3.8714$ millions, $Mach = 0.35$ et $\alpha = 1.5^\circ$

Ce cas a été optimisé pour un nombre de Mach de 0.35, un nombre de Reynolds de 3.8714 millions et une incidence de 1.5° .

La Figure IV.26 et la Figure IV.27 montrent de manière analogue au cas précédent que l'approximation par une courbe B-spline donne des courbes de variations beaucoup moins oscillantes et du coup beaucoup plus réalisables.

De plus, si l'on regarde le Tableau IV.11, on voit qu'on obtient un recul de la transition plus poussé avec l'approximation de la peau flexible par une courbe B-spline.

Enfin, si l'on regarde la Figure IV.28, on s'aperçoit, comme précédemment que la courbe de pression a une région à pente négative plus douce qui permet de retarder l'apparition de la transition plus longtemps.

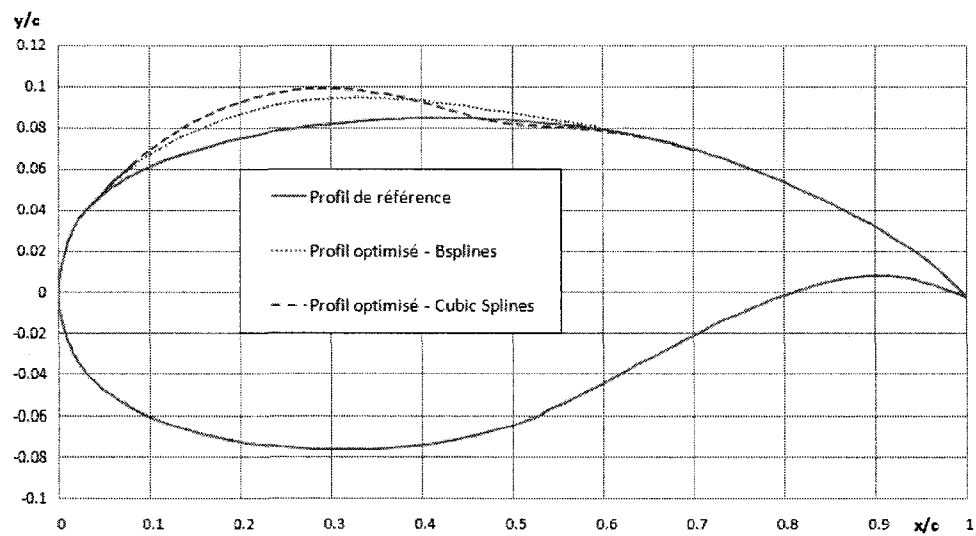


Figure IV.26. Comparaison des profils – Cas 5bis

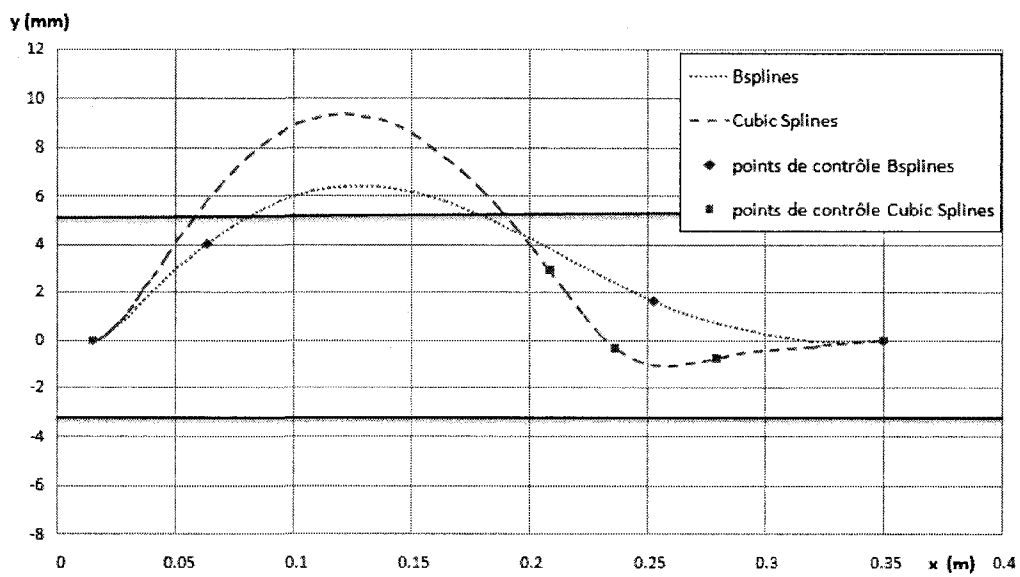


Figure IV.27. Variation de la peau flexible– Cas 5bis

Paramètres	Profil de référence	Profil optimisé			Profil optimisé		
		Splines Cubiques			B-splines		
		Valeurs	Variations		Valeurs	Variations	
	Valeurs		Δ	%		Δ	%
Xtru (%c)	9.75	25.6	15.85		28.48	18.73	
C_L	0.5785	0.5784	0	-0.02	0.5787	0	0.03
C_D	81.1	70.8	-10.3	-12.7	68	-13.1	-16.15
C_M	-0.1212	-0.1211	0	0.08	-0.1261	-0.005	-4.04
LZF *	337.606	340.218		0.7734	339.273		0.4937
Incidence $\alpha(^{\circ})$	1.5	1.106	-0.394		1.042	-0.458	

* LZF : Longueur de la Zone Flexible

Tableau IV.11. Comparaison des résultats - Cas 5bis

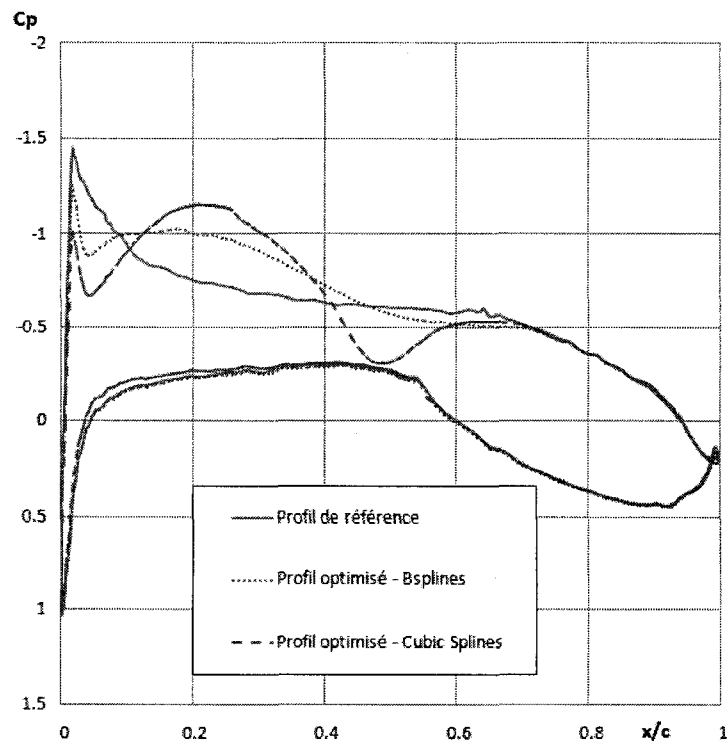


Figure IV.28. Comparaison des distributions de pression - Cas 5bis

iv. Conclusion

Dans cette section, on a pu voir que l'utilisation d'une approximation par une courbe B-spline de la peau flexible permettait d'obtenir des formes plus réalisables technologiquement pour la peau flexible tout en augmentant la région laminaire sur l'extrados de l'ordre de 30% de la corde.

IV.3. CONCLUSION

Ce chapitre a mis en évidence la possibilité d'augmenter la région laminaire sur l'extrados d'un profil en modifiant une portion de l'extrados du profil. On a montré qu'il était également possible de garder constants la portance et le moment de tangage. Ceci est nécessaire afin d'éviter de perdre ce qui a pu être gagné par la réduction de la traînée, par l'utilisation de systèmes visant à conserver l'équilibre de l'avion (par exemple la traînée induite par l'empennage lors d'une compensation du moment de tangage). On a également montré qu'en augmentant l'extension de la peau flexible vers le bord d'attaque, il était possible de reculer encore plus la transition. Néanmoins, il ne faut pas l'amener trop près du bord d'attaque non plus car alors il est difficile de modéliser la peau à cet endroit à cause de la forte courbure du profil. Enfin, on a montré qu'une modélisation basée sur une approximation par une courbe B-spline était assez efficace pour représenter la peau flexible.

D'autre part, l'outil d'optimisation mis au point est un code robuste. En effet, on a pu trouver un optimum quelles que soient les données entrées (tout en restant en régime subsonique incompressible avec des faibles angles d'incidence). En outre, le code est relativement rapide : environ trente minutes sont nécessaires sur un ordinateur équipé d'un processeur double cœur avec une mémoire ram de 2 Gigabits pour réaliser une optimisation avec 3000 évaluations et une population de 150 individus

Il faudrait maintenant pour parfaire cette analyse disposer d'un modèle réel de la peau flexible qui permettrait de réaliser les optimisations en ayant des formes qu'on saurait être réalisables.

CONCLUSION

Lors de cette étude, un outil numérique capable de donner les formes optimales d'un profil, pour des conditions données (nombre de Mach, angle d'incidence, nombre de Reynolds), a été développé. Ces formes optimales permettent de reculer au maximum l'apparition de la transition de la couche limite, sur l'extrados du profil, d'un état laminaire vers un état turbulent.

On rappelle que le profil à optimiser est constitué d'une partie fixe et d'une zone flexible qui est une portion de l'extrados. Ainsi, lors des optimisations, on optimise uniquement la géométrie de la zone flexible. Cette approche est assez compatible avec la réalité car sur une aile d'avion, il y a des restrictions en termes de surface disponible à cause de tous les mécanismes présents dans l'aile. De plus les optimisations sont réalisées en régime subsonique incompressible pour des petits angles d'attaque $[-2^\circ; 2^\circ]$.

Afin de réaliser cet outil, plusieurs étapes ont été nécessaires.

Une revue de la littérature a tout d'abord été réalisée pour s'informer sur l'état d'avancement des techniques de contrôle de couche limite utilisant une modification de géométrie. A l'issue de cette étude, on a conclu qu'il existait beaucoup de travaux de recherche dans ce domaine mais que l'optimisation des profils se faisait en général sur le profil entier et non une portion de l'extrados, comme c'est le cas pour cette étude. On a également remarqué que les outils numériques aérodynamiques, utilisés pour calculer les paramètres de l'écoulement visqueux, étaient, dans la plupart des cas, un code non-visqueux avec une correction de couche limite.

Ainsi, plusieurs codes numériques aérodynamiques capables de prédire la transition ont été étudiés et testés. Tous ces codes étaient des codes non-visqueux dotés d'une correction de couche limite. On a étudié les codes suivants : un code basé sur les équations d'Euler, un code des panneaux et un code d'analyse de la couche limite (CLDF) et enfin un code largement utilisé, XFOIL. Le code finalement choisi pour les calculs d'optimisation de cette étude a été le code XFOIL.

Ensuite, il a fallu modéliser mathématiquement la zone flexible. Pour cela, deux types d'approximation ont été étudiées : l'approximation avec des splines cubiques et celle avec des B-splines. La modification de la géométrie de la région flexible est réalisée en modifiant les coordonnées des points (appelés points de contrôle) par lesquels passe le spline. On a comparé ces deux approximations et on a démontré au cours de ce mémoire que les courbes B-spline étaient plus adaptées pour modéliser de manière réaliste les variations de la portion flexible. Ceci est un point essentiel car une étude expérimentale doit être réalisée en soufflerie à partir de ces résultats.

Enfin, l'outil numérique d'optimisation a pu être développé. Il est constitué d'un code d'optimisation (le code GENIAL, basé sur des algorithmes génétiques), du code XFOIL et des modèles de peau flexible (spline cubique et courbe B-spline).

Des optimisations ont alors été réalisées visant à minimiser l'inverse de l'abscisse du point de transition de la couche limite sur l'extrados du profil.

On a tout d'abord étudié trois types d'optimisations qui différaient par leur fonction objectif (incluant ou non un contrôle des coefficients de portance et de moment) ainsi que par les variables utilisées (abscisses et ordonnées des points des points de contrôle ou uniquement ordonnées des points de contrôle en ayant au préalable fixé leur abscisse). Au terme de cette étude, on a conclu qu'il était avantageux de déplacer les points de contrôle du spline en incluant leur abscisse dans les variables d'optimisation. Le contrôle des coefficients de portance et de moment réduisait le gain obtenu sur le recul de la position du point de transition mais permettait néanmoins de reculer la transition jusqu'à 15% de la corde. On a également constaté des difficultés à augmenter la zone laminaire pour des angles d'incidence de 1.5° . En augmentant la longueur de la peau de 58% de la corde à 67% de la corde, on a été en mesure d'obtenir des gains du recul de la transition jusqu'à 19% de la corde en utilisant une approximation B-spline pour la région flexible, tout en maintenant constants les coefficients de portance et de moment.

L'outil d'optimisation développé s'est avéré assez robuste : il n'y a eu aucun problème pour obtenir des solutions.

En conclusion, cette étude a permis de démontrer la faisabilité d'un contrôle actif de la couche limite en reculant le point de transition de la couche limite sur l'extrados, en ne modifiant la géométrie de l'extrados que sur 67% de la corde. On a pu obtenir des réductions de traînée jusqu'à 16% en optimisant des profils qui, il faut le rappeler, sont des profils conçus pour être laminaires.

A la suite de cette étude, une base de données sera réalisée, mettant en relation des conditions aérodynamiques (Mach, Reynolds et incidence) et une forme de peau flexible, qui permettra, lors des tests de la maquette en soufflerie, de vérifier la possibilité de contrôle du point de transition par modification de la forme d'une portion de la paroi de l'extrados.

Trois axes de recherche pourraient être étudiés dans le futur:

- Inclure le coefficient de traînée parmi les termes de la fonction objectif pour vérifier si cela permettrait de réduire l'amplitude des variations puisqu'il faudrait alors trouver un compromis entre obtenir la zone laminaire la plus étendue possible sans être pénalisé par la traînée de forme ;
- Utiliser les B-splines différemment : modifier la position des nœuds et non des points de contrôle ce qui permettrait de modifier la géométrie très localement
- Utiliser un autre solveur aérodynamique, le code HS-CLDF après avoir réglé le problème de traitement du décollement laminaire par CLDF en utilisant une méthode inverse de résolution des équations de la couche limite.

RÉFÉRENCES

- [1] N. DeJong Okamoto, J. Rhee, et N. J. Mourtos, "Educating students to understand the impact of engineering solutions in a global / societal context", in *Proceedings of the 8th UICEE Annual Conference on Engineering Education*, Kingston, Jamaica, 2005.
- [2] T. Cebeci, J. P. Shao, F. Kafyeke, et E. Laurendeau, in *Computational fluid dynamics for engineers: from panel to Navier-Stokes methods with computer programs*. Long Beach, Calif.: Horizons Publishing ; Springer, 2005, pp. 1-6.
- [3] J. D. Anderson, "Introduction to Boundary Layers," in *Fundamentals of aerodynamics*, 3rd ed. Boston: McGraw-Hill, 2001, pp. 787-802.
- [4] E. Reshotko, "Boundary-layer stability and transition", *Annual review of fluid mechanics*, vol. 8, pp. 311-349, 1971.
- [5] R. D. Joslin, "Overview of laminar flow control," Langley Research Center, Hampton, Virginia TP-1998-208705, October 1998.
- [6] D. M. Bushnell, "Aircraft drag reduction-a review", *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G (Journal of Aerospace Engineering)*, vol. 217, 2003.
- [7] A. Filippone, "Airfoil inverse design and optimization by means of viscous-inviscid techniques", *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 56, pp. 123-136, 1995.
- [8] M. Drela, "XFOIL version 6.96", 2001. [En ligne]. Disponible: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>. [Récupéré le 29 Novembre 2006]
- [9] T. Cebeci, J. P. Shao, F. Kafyeke, et E. Laurendeau, in *Computational fluid dynamics for engineers : from panel to Navier-Stokes methods with computer programs*. Long Beach, Calif.: Horizons Publishing ; Springer, 2005, pp. 253-256.
- [10] B. E. Green, J. L. Whitesides, R. L. Campbell, et R. E. Mineck, "Method for the constrained design of natural laminar flow airfoils", *Journal of Aircraft*, vol. 34, No. 6, pp. 706-712, 1997.
- [11] O. Amoignon, J. Pralits, A. Hanifi, M. Berggren, et D. Henningson, "Shape optimization for delay of laminar-turbulent transition", *AIAA Journal*, vol. 44, 5, pp. 1009-1024, 2006.
- [12] J. Driver et D. W. Zingg, "Numerical aerodynamic optimization incorporating laminar-turbulent transition prediction", *AIAA Journal*, vol. 45, No. 8, pp. 1810-1818, 2007.
- [13] T. Lutz et S. Wagner, "Numerical shape optimization of natural laminar flow bodies", in *Proceedings of the ICAS, Congress, 21st*, Melbourne, Australia, 1998.

- [14] B. I. Soemarwoto et T. E. Labrujere, "Airfoil design and optimization methods: Recent progress at NLR", *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, vol. 30, No. 2, pp. 217-228, 1999.
- [15] J. D. Jacob, "On the fluid dynamics of adaptive airfoils", in Proceedings of the 1998 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, Anaheim, CA, USA, 1998.
- [16] M. Secanell, A. Suleman, et P. Gamboa, "Design of a morphing airfoil using aerodynamic shape optimization", *AIAA Journal*, vol. 44, No. 7, pp. 1550-1562, 2006.
- [17] A. L. Martins et F. M. Catalano, "Drag optimization for transport aircraft Mission Adaptive Wing," *Journal of the Brazilian Society of Mechanical Sciences and Engineering*, vol. 25, pp. 1-8, 2003. [En ligne]. Disponible: http://www.scielo.br/scielo.php?script=sci_arttext&pid=S1678-58782003000100001&nrm=iso [Consulté le 09 Novembre 2007]
- [18] D. Munday, J. D. Jacob, et G. Huang, "Active Flow Control of Separation on a Wing with Oscillatory Camber", AIAA Paper No. 2002-0413, in Proceedings of the 40th AIAA Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, USA, 2002.
- [19] P. Edi et J. P. Fielding, "Civil-Transport Wing Design Concept Exploiting New Technologies", *Journal of Aircraft*, vol. 43, No. 4, pp. 932-940, 2006.
- [20] B. J. MacLean, "Towards an adaptive variable-cambered airfoil", Ph. D., University of Utah, Salt Lake City, Utah, USA, 1997.
- [21] N. J. Pern, J. D. Jacob, et R. P. LeBeau, "Characterization of Zero Mass Flux Flow Control for Separation Control of an Adaptive Airfoil", in Proceedings of the 36th Fluid Dynamics Conference, San Francisco, CA, USA, 2006.
- [22] N. J. Pern et J. D. Jacob, "Aerodynamic flow control using shape adaptive surfaces", in Proceedings of the 1999 ASME Design Engineering Technical Conferences, Las Vegas, NV, USA, 1999.
- [23] B. Eggleston, R. J. D. Poole, D. J. Jones, et M. Khalid, "Thick supercritical airfoils with low drag and natural laminar flow", *Journal of Aircraft*, vol. 24, 6, pp. 405-411, 1987.
- [24] D. M. Somers, "Design and experimental results for a natural-laminar-flow airfoil for general aviation applications", *NASA Technical Paper 1861*, 1981.
- [25] W. H. Press, S. A. Teukolsky, W. A. Vetterling, et B. P. Flannery, *Numerical Recipes in Fortran 77, Second Edition*, Cambridge University Press, 1992. Disponible: <http://www.nrbook.com/a/bookfpdf/f3-3.pdf> [Consulté le 11 Novembre 2007]
- [26] C. de Boor, *A practical guide to Splines*. New-York: Springer-Verlag, 1978.
- [27] IMSL, "IMSL MATH/LIBRARY, User's manual, version 3.0" Visual Numerics, 1994.

- [28] D. E. Goldberg, *Genetic Algorithms in Search, Optimization, and Machine Learning*, 1st ed. Boston: Addison-Wesley Professional, 1989.
- [29] M. Drela, "XFOIL" [En ligne]. Disponible: <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>. [Consulté le 29 November 2006]
- [30] M. Drela, "XFOIL: An analysis and design system for low Reynolds number airfoils", *Lecture Notes in Engineering*, vol. 54, pp. 1-12, 1989.
- [31] M. J. Lighthill, "On displacement thickness", *Journal of Fluid Mechanics*, vol. 4, pp. 383-392, 1958.
- [32] M. Drela et M. B. Giles, "Viscous-inviscid analysis of transonic and low reynolds number airfoils", *AIAA Journal*, vol. 25, No. 10, pp. 1347-1355, 1987.
- [33] W. P. Wolfe et S. S. Ochs, "Characteristics of typical wind turbine airfoils using CFD," Sandia National Laboratories, Albuquerque, New Mexico and Livermore, California SAND96-2345, 1996.
- [34] D. M. Somers, "Design and experimental results for the S825 airfoil," National Renewable Energy Laboratory, Golden, Colorado NREL/SR-500-36346, January 2005.
- [35] H. Aagaard Madsen et A. Filippone, "Implementation and test of the XFOIL code for airfoil analysis and design," Risø-R-644(EN), 1995.
- [36] A. Jameson, W. Schmidt, et E. Turkel, "Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge Kutta time stepping schemes", in Proceedings of the AIAA, Fluid and Plasma Dynamics Conference, 14th, Palo Alto, CA, USA, 1981.
- [37] C. Veilleux, "Prédiction de la traînée des profils aérodynamiques et des ailes opérant en régime transsonique, basée sur la solution des équations d'Euler", M.Sc.A., Ecole Polytechnique de Montréal, Montreal, Canada, 1998.
- [38] S. Major, "Solution of the 3-D Euler equations using a multigrid method ", M.Sc.A., Ecole Polytechnique de Montréal, Montréal, Canada, 1992.
- [39] R. Prunières, "Calcul de l'écoulement moyen autour de profils en régime transsonique, Rapport de Stage" Ecole Polytechnique de Montréal, 2004.
- [40] K. A. Hoffman et S. T. Chiang, *Computational fluid dynamics for engineers*, vol. 1. Wichita: Engineering Education System, 1993.
- [41] J. Moran, *An introduction to theoretical and computational aerodynamics*. New York ; Toronto: Wiley, 1984.
- [42] I. Paraschivoiu, *Aérodynamique subsonique*. Montréal: Éditions de l'École polytechnique de Montréal, 1998.

- [43] T. Cebeci, J. P. Shao, F. Kafyeke, et E. Laurendeau, *Computational fluid dynamics for engineers : from panel to Navier-Stokes methods with computer programs*. Long Beach, Calif.: Horizons Publishing ; Springer, 2005.
- [44] ONERA, "Guide d'utilisateur du code CLDF".
- [45] J. A. Schetz, "Chapter 4. Exact and numerical solutions for laminar constant-property incompressible flows," in *Boundary layer analysis*. Englewood Cliffs, N.J.: Prentice Hall, 1993, pp. 76-126.
- [46] J. Cousteix, "Chapitre X. Notions sur le couplage fluide parfait-couches visqueuses," in *Aérodynamique. Couche Limite Laminaire*. Toulouse: Editions CEPADUES, 1998, pp. 275-295.
- [47] T. Cebeci, "Essential Ingredients of a Method for Low Reynolds-Number Airfoils", *AIAA Journal*, vol. 27, 12, pp. 1680-1688, 1989.
- [48] A. E. P. Veldman, "New, Quasi-simultaneous Method to Calculate Interacting Boundary Layers ", *AIAA Journal*, vol. 19, 1, pp. 79-85, 1981.
- [49] H. Widell, "GENIAL version 1.1", 1998. [En ligne]. Disponible: <http://hjem.get2net.dk/widell/genial.htm>. [Récupéré le 29 Novembre 2006]

ANNEXES

Annexe I. MODÉLISATION DE LA ZONE FLEXIBLE

I.1. INTERPOLATION PAR SPLINES CUBIQUES

Les routines utilisées pour l'interpolation par splines cubiques sont les suivantes :

- **SPLINE** (xa, ya, n, yp1, ypn, y2)
- **SPLINT** (xa, ya, y2, n, x, y)

Paramètres d'entrée

- n est le nombre de points par lesquels on souhaite faire passer le spline,
- xa et ya sont les vecteurs contenant respectivement les abscisses et les ordonnées des points par lesquels on veut faire passer le spline,
- yp1 est la dérivée de la fonction à interpoler à l'abscisse du premier point du vecteur xa,
- ypn est la dérivée de la fonction à interpoler à l'abscisse du dernier point du vecteur xa,
- x est le vecteur des abscisses des points auxquels on veut évaluer les ordonnées avec l'interpolation par spline cubique.

Paramètres de sortie

- y2 est le vecteur des dérivées secondes de la fonction d'interpolation (le spline cubique) aux points d'abscisses contenues dans le vecteur xa. : C'est le résultat de la routine spline,
- y est le vecteur des ordonnées (correspondant aux abscisses du vecteur x) évaluées par le spline cubique.

Pour plus d'informations concernant ces routines, l'utilisateur pourra consulter la référence [25].

I.2. INTERPOLATION PAR COURBE B-SPLINE

Les routines utilisées pour l'interpolation par courbe B-spline, issues de la Librairie IMSL MATH/LIBRARY pour Fortran de Visual Numerics, sont les suivantes :

- **BSNAK**(NDATA, Xdata, Fdata, Korder, Xknot),
- **BSINT**(Ndata, Xdata, Fdata, Korder, Xknot, BScoef),
- **Y=BSVAL**(X, Korder, Xknot, Ncoef, BScoef).

Paramètres d'entrée

- **NDATA** est le nombre de points de contrôle (les $m+1$ P_i)
- **Xdata** et **Fdata** sont les vecteurs contenant respectivement les abscisses et les ordonnées des points de contrôle sur la courbe à approximer
- **Korder** est l'ordre de la courbe B-spline
- **X** est l'abscisse du point auquel on veut évaluer l'ordonnée avec l'approximation par une fonction B-spline

Paramètres de sortie

- **Xknot** est le vecteur des abscisses des nœuds. C'est le résultat de la routine BSNAK.
- **BScoef** est le vecteur des coefficients $b_{i,n}(t)$. C'est le résultat de la routine BSINT.
- **Y** est l'ordonnée correspondant à l'abscisse X évaluée par l'approximation avec une fonction B-spline.

Pour plus d'informations concernant ces routines, le lecteur pourra consulter la référence [27].

Annexe II. FONCTIONNEMENT DU CODE HS-CLDF

II.1. FICHIERS D'ENTRÉE

Les fichiers nécessaires pour l'exécution du code sont HSCLDF.exe (l'exécutable principal), CLDF.exe, Geom.in, Control.in, param3c3d ;

Il y a deux fichiers d'entrée : Geom.in et Control.in

Geom.in

C'est le fichier contenant les données géométriques du profil :

Nlf			Nom du profil
200			Nombre de points définissant le profil
	1.000000	.000000	Coordonnées des points en partant du
	.		bord de fuite vers le bord d'attaque
	.		dans le sens horaire
	.		

Control.in

C'est le fichier contenant les paramètres aérodynamiques de l'écoulement :

***** FLIGHT CONDITIONS *****	Conditions de vol
ANGLE OF ATTACK(deg.)	Angle d'incidence en
-1	degré
Reynolds Number	Nombre de Reynolds
3000000	
FREESTREAM Mach Number	Nombre de Mach
0.1	
***** OPTIONS *****	Options
MODIFICATION NOMBRE DE PANNEAUX (nombre pair)	il faut entrer 1 si on
1 160	souhaite effectuer une
	« repanelisation » du
	profil et utiliser un
	nombre pair de panneaux
***** VISCOUS CALCULATIONS *****	Calcul visqueux
	Il faut choisir 1 si

```
USE OF BOUNDARY LAYER CALCULATION USING
CLDF (YES=1,NO=0)
```

```
1
```

```
Wake calculation (YES=1,NO=0)
```

```
1
```

```
Wakesize (Wake, number of chord)
```

```
2
```

```
critere de transition 1:methode rapide
```

```
2:methode eN 3: les deux
```

```
2
```

```
Pie (pression génératrice en Pascal)
```

```
101300.00
```

```
Tie (température génératrice en Kelvin)
```

```
288.00
```

```
turbext (taux de turbulence extérieur)
```

```
0.0007
```

```
nombre d'iterations
```

```
9
```

l'on souhaite faire un calcul visqueux

Il faut choisir 1 si l'on souhaite inclure le calcul du sillage

Le sillage s'étend du bord de fuite sur une longueur égale à « 2 » fois la corde

Critères de transition (pour CLDF, critère 1 ou 2 de CLDF ou utilisation des deux critères)

Pour CLDF, on peut également modifier certaines valeurs dans le fichier param.3c3d mais il faut le faire avec précaution. Pour des informations concernant ce fichier on pourra consulter le manuel d'utilisateur de CLDF.

II.2. DÉROULEMENT DU CALCUL

Les fichiers d'entrées sont ouverts et lus par HS-CLDF. Toutes les données sont alors stockées.

Étape 1 : Si l'utilisateur a entré 1 pour la « repanelisation », le code interpole la géométrie du profil avec des splines cubiques puis redistribue les nouveaux points en utilisant une distribution cosinuïdale afin d'avoir beaucoup de points aux endroits à forte courbure, principalement près du bord d'attaque.

Étape 2 : Sinon ou une fois que cela est terminé, on appelle la routine de calcul d'écoulement potentiel. On obtient les vitesses au centre de chaque panneau, les distributions de pressions, les coefficients de portance, traînée, moment et les points de stagnation.

Étape 3 : Si l'utilisateur a entré 0 pour le calcul visqueux, le calcul s'arrête là.

Étape 3bis : Si l'utilisateur a entré 1 pour le calcul visqueux, on entre dans la boucle de correction de couche limite.

Si l'utilisateur a entré 1 pour le calcul du sillage, le sillage est calculé est les « nouvelles » coordonnées du système « profil+sillage » sont stockées (comme précédemment, on part de la fin du sillage en passant par le bord de fuite pour rejoindre le bord d'attaque en sens horaire et on rejoint le bord de fuite par l'extrados puis la fin du sillage.

Sinon, ou une fois que c'est terminé, on stocke dans deux fichiers les coordonnées du profil (ou profil+sillage) ainsi que les vitesses horizontales et verticales: un fichier pour l'extrados (inviscide.dat) et un fichier pour l'intrados (inviscidi.dat). La délimitation entre l'intrados et l'extrados est le point de stagnation. En effet, CLDF fait l'analyse de la couche limite à partir d'un point de stagnation. Les coordonnées sont écrites dans le même sens pour les deux fichiers, du bord d'attaque vers le bord de fuite.

Ensuite, une fois ces fichiers écrits, CLDF est appelé par une commande système. Pour chacun des fichiers inviscide.dat et inviscidi.dat il fait le calcul de l'analyse de l'écoulement et HS-CLDF récupère en sortie une distribution des vitesses de transpiration ainsi que la distribution des coefficients de friction, et la distribution d'un entier indiquant l'état de la couche limite (cf. [44]). Une fois ces données stockées, HS-CLDF détermine la position de la transition en pourcentage de la corde et mets à jour la vitesse de transpiration sur tous les panneaux du profil (les valeurs obtenues pour le sillage sont abandonnées : en effet le sillage n'intervient que dans l'analyse de la couche limite et non pas dans le calcul potentiel). Le calcul potentiel est alors à nouveau effectué mais en utilisant une condition de tangence incorporant la vitesse de transition cette fois. A la fin de ce calcul l'exécution du code est terminée sauf si on n'a pas atteint le nombre d'itérations spécifié par l'utilisateur dans le fichier control.in. Si ce n'est pas le cas, on réitère l'étape 3bis.

On peut suivre l'évolution du calcul sur la fenêtre d'exécution du code (cf. Figure ci-dessous)

```

      ATMOSPHERIC AND FLIGHT CONDITIONS:
Geometry tested      : nlf

Angle of attack      : -1.00 [deg]
Freestream velocity  : 33.983 [m/s]      .00 [KEAS]
Ambient temperature  : 14.28 [C]        57.70 [F]
Airfoil chord        : 1.0000 [m]       39.4 [in]
Mach Number          : .10

Reynolds Number      : 3000000.00

Boundary layer calculation : yes

INVISCID CALCULATION

Stagnation point panel 82: x(m) = .0002 y(m) = .0020
Aero. coeff. : Cl = .4265 Cd = -.0013 Cm = -.2243

BOUNDARY LAYER CALCULATION

iteration no      1

Stagnation point panel 82: x(m) = .0002 y(m) = .0020
Aero. coeff. : Cl = .4236 Cd = -.0010 Cm = -.2224

Transition point on the upper side : x = 40.43 % c
Transition point on the lower side : x = 50.29 % c

iteration no      2

Stagnation point panel 82: x(m) = .0002 y(m) = .0020
Aero. coeff. : Cl = .4242 Cd = -.0010 Cm = -.2228

Transition point on the upper side : x = 42.02 % c
Transition point on the lower side : x = 50.29 % c
Pause - Please enter a blank line <to continue> or a DOS command.

Stop - Program terminated.
Press any key to continue

```

Annexe II. Figure 1. Fenêtre d'exécution du code

II.3. FICHIERS DE SORTIE

En sortie, il y a plusieurs fichiers :

profracff.dat donne les coordonnées du profil repanéalisé, si ça a été demandé dans le fichier d'entrée.

Cp.tec et *Cpvisqueux.tec* donnent les coefficients de pression obtenus par le calcul non-visqueux et après la dernière itération respectivement.

Panel.out et *Panel_visqueux.out* donnent les résultats de la méthode des panneaux (intensité des sources et des tourbillons) après le premier calcul non-visqueux et après la dernière itération respectivement.

Output.dat retrace exactement ce qui apparaît dans la fenêtre d'exécution.

Annexe III. OUTIL D'OPTIMISATION

Dans le code GENIAL, il y a une routine appelée USRFUN que l'on peut modifier afin de donner la fonction objectif de l'optimisation. Cette routine est décrite en pseudo langage dans la prochaine section.

Puis on décrira le fonctionnement global du code d'optimisation dans la section suivante.

III.1. ROUTINE USRFUN

Cette routine est appelée à chaque fois que GENIAL crée un nouvel individu (nouveau set de variables).

Au début de la routine, le code assigne des valeurs à chaque variable d'optimisation qui sont les abscisses x_i et la variation sur les ordonnées dy_i des points de contrôle ainsi que la variation sur l'angle d'incidence $d\alpha$. On récupère ensuite les couples (x_i, dy_i) et on les classe par ordre d'abscisse croissant. Ensuite, à l'aide d'une interpolation par spline cubique, on détermine l'ordonnée y_i du point d'abscisse x_i sur le profil de référence. En ajoutant la variation dy_i à chaque y_i on obtient les nouvelles coordonnées des points de contrôles $(x_i; y_i^*)$. Le module d'approximation géométrique de la peau flexible est alors appelé par une commande système. Ce module donne les nouvelles ordonnées des points de la peau flexible grâce à une interpolation de la fonction composée par les points de contrôle ainsi qu'un certain nombre de points positionnés sur la peau rigide avant et après la peau flexible (ceci permet de garantir la continuité de la peau flexible avec le reste du profil). Les coordonnées du nouveau profil sont alors écrites dans un fichier ainsi que la nouvelle valeur de l'angle d'attaque. XFOIL est alors appelé par une commande système. Dans un fichier de sortie, XFOIL donne la position du point de transition sur l'extrados, les coefficients de portance et de moment. La fonction objectif est alors calculée en utilisant ces valeurs.

III.2. FONCTIONNEMENT

Les fichiers nécessaires pour l'exécution du code sont : xa.dat, aero.inp, xfoil.def, entree.inp, geom.inp, spline.exe, xfoil.exe et GENIAL_XFOIL.exe (l'exécutable principal).

Les fichiers d'entrée sont donc :

Xa.dat

```
Y
LOAD
airfoil.dat
```

```
FLOP
G
F
```

C'est le fichier d'entrée de XFOIL pour le calcul sur le profil de référence. La seule chose à modifier est la valeur de l'incidence.

```
OPER
visc
Pacc
xtra.dat
```

```
alfa
-0.5
!
!
!
!
!
cpwr
xfoil-cpairfoil.txt
```

```
quit
```

Aero.inp

```
Données Aérodynamiques
Mach, Reynolds, Alfa
.35 3871400 -0.5
Facteur N pour le calcul de la transition avec Xfoil
7
```

C'est un fichier qui contient les conditions aérodynamiques de l'optimisation. Elles sont utilisées uniquement pour écrire le fichier récapitulatif de sortie initial.dat.

xfoil.def

160	1.0000	0.1500	0.2000	Npan	PPanel	TErat	REFrat
1.0000	1.0000	1.0000	1.0000	XrefS1	XrefS2	XrefP1	XrefP2
10.0000	0.5500	0.0150	0.8000	Size	plotAR	CHsize	ScrnFr
11.0000	8.5000	0.0000	0.0000	Xpage	Ypage	Xmargn	Ymargn
				Lcolor	Lcursor		
1.0000	-2.0000	-0.5000		CPmax	CPmin	CPdel	
0.0900	0.7000	0.0200		XoffAir	ScalAir	BLUwt	
0.0000	1.5000	0.5000		CLmin	CLmax	CLdel	
0.0000	0.0400	0.0100		CDmin	CDmax	CDdel	
-4.0000	10.0000	2.0000		ALmin	ALmax	ALdel	
-0.2500	0.0000	0.0500		CMmin	CMmax	CMdel	
1	0.3500	0.0100		MAtype	Mach	Vaccel	
1	3.8714	7.0000		REtype	Re/10^6	Ncrit	
1.0000	1.0000			XtripT	XtripB		

C'est un fichier pour XFOIL, où il faut modifier le nombre de Mach, le nombre de Reynolds et le facteur N critique auxquels l'optimisation est réalisée.

Entrée.inp

```

>>>EVALUATION MODULE<<<
FUNCTION          USER FUNCTION
WORST FITNESS    100000
PROBLEM TYPE      MINIMIZATION
NUMBER OF VARIABLES 5
-6 10 Y1
-6 10 Y2
31 699 X1
31 699 X2
-2 2 dalfa
NUMBER OF EVALUATIONS 3000
>>>POPULATION MODULE<<<
POPULATION SIZE    150
REPRODUCTION MODEL DUELLING 0.8
PARENT SELECTION METHOD RANDOM
>>>REPRODUCTION MODULE<<<
NUMBER OF OPERATORS 2
RANDOM ARITHMETICAL CROSSOVER 1.0 0.5
DYNAMIC MUTATION    1.0 0.5 3.0
>>>OUTPUT MODULE<<<
FITNESS AND VARIABLE STATISTICS
OPERATOR STATISTICS

```

C'est le fichier d'entrée de GENIAL. Dans ce fichier, on peut modifier le nombre de variables, les contraintes des variables (-6,10), la taille de la population (le maximum est 300) et le nombre d'évaluations.

Geom.inp

C'est le fichier contenant toutes les informations concernant la géométrie du profil.

Les coordonnées du profil sont données en sens horaire en partant du bord de fuite vers le bord d'attaque puis vers le bord de fuite de nouveau.

Fichiers de données Géométriques

corde

1

Npa (Nombre de points total sur le profil) nifw (1er point de la peau flexible), npfw (Nombre de points sur la peau flexible)

202 122 56

Coordonnées du profil X, Y

1.0 -0.002500

.

.

.

1.000000 -0.002500

ns (Nombre de points de contrôle sur la peau flexible)

4

Position de points de contrôle extrêmes

1

56

npmtot (Nombre de points à modifier parmi les points de contrôle)

2

nbpb (nb de points avant la peau flexible utilisés pour le spline), nbpa (nb de points après la peau flexible utilisé pour le spline)

5 5

Dérivées ypl, ypn (ne sont pas prises en compte avec le modèle Bsplines)

0.49888801 -0.2738657

Optimisation avec abscisses fixes (0) ou avec abscisses mobiles (1)

1

Choix: Abscisses (1) ou indices (2) des points de contrôle modifiés

1

Valeurs des abscisses (pour l'optimisation avec abscisses fixes)

0.175

0.44

Lorsque GENIAL a lu tous ces fichiers d'entrée, il fonctionne de la manière indiquée dans la section IV.1.

A la fin de l'optimisation, plusieurs fichiers de sortie sont générés. Les fichiers importants parmi ceux-ci sont les suivants:

- initial.dat (contient les résultats aérodynamiques du profil initial ainsi que les conditions aérodynamiques auxquelles l'optimisation se fait),
- airfoil.dat (contient les coordonnées du profil initial),
- xfoil-cpairfoil.txt (contient la distribution de pression sur le profil initial),
- amod.dat (contient les coordonnées du profil optimisé),
- xfoil-cpamod.txt (contient la distribution de pression sur le profil optimisé),
- entree.out (contient les résultats d'optimisation et surtout les coordonnées des points de contrôles utilisés pour le profil optimisé, la nouvelle incidence ainsi que les paramètres aérodynamiques du profil optimisé),
- xtramod.dat (contient les coefficients de portance, moment, traînée ainsi que la transition du profil optimisé),
- recap.txt (contient les paramètres aérodynamiques du profil de référence et du profil optimisé).

Annexe IV. RÉSULTATS SUR LE NLF(1)-0416

OPTIMIZED LAMINAR FLOW CONTROL ON AN AIRFOIL USING THE ADAPTABLE WALL TECHNIQUE

Laurence Pagès*, Octavian Trifu**, Ion Paraschivoiu†

ABSTRACT

This paper presents a technique of laminar flow control: optimizing the shape of an adaptable region situated on the upper side of an airfoil in order to control the transition location. The objective of the study is to determine, using an optimization code, the shape of a portion of the upper surface made of flexible material that will make the transition point move the farthest backwards. The optimization is performed for various inflow conditions (velocity, Reynolds number, angle of attack) but only for subsonic incompressible regimes. In order to attain the objectives a flow analysis code with transition location prediction capability (Xfoil v. 6.96) was coupled to an optimization code (Genial v. 1.1). Three different objective functions were used and results of the calculations are given (transition location; drag, lift and moment coefficients; shape of the flexible skin; pressure distribution). The optimization was performed on a laminar airfoil and yet with this method the transition point was further moved backwards by up to 10% of the chord and the drag was reduced by up to 9%.

RÉSUMÉ

Cet article présente une technique de contrôle d'écoulement laminaire : l'optimisation de la forme d'une partie adaptable de l'extrados d'un profil aérodynamique afin de contrôler la position du point de transition sur ce profil. Le but de l'étude est de déterminer, par le biais d'un code d'optimisation, la forme d'une portion flexible de l'extrados d'un profil qui permettra un recul maximum de l'apparition de la transition. Cette optimisation est réalisée pour plusieurs conditions (vitesse, nombre de Reynolds, incidence) en régime subsonique. Pour réaliser l'objectif, un code d'analyse d'écoulement capable de prédire la transition (Xfoil v. 6.96) a été couplé à un code d'optimisation (Genial v. 1.1). Trois fonctions coût différentes ont été employées et les résultats obtenus (transition; coefficients de portance, de traînée et de moment; forme de la peau flexible; distribution de pression) sont présentés. L'optimisation a été réalisée sur un profil laminaire et néanmoins la transition a pu être reculée de 10% de la corde et la traînée a pu être réduite de 9%.

Mechanical Engineering Department
École Polytechnique de Montréal
CP 6079 succursale Centre-Ville
Montréal, H3C 3A7, Canada.
(email : laurence.pages@polymtl.ca).

NOMENCLATURE

x_{int}	Abscissa of the transition point on the airfoil upper side
c	Airfoil's chord (m)
C_L	Lift coefficient
C_D	Drag coefficient
C_M	Moment coefficient
Re	Reynolds number
$Mach$	Mach number
α	Angle of attack (°)
C_p	Pressure coefficient
N	Amplification factor
N_{crit}	Critical value of N

INTRODUCTION

TODAY, fossil fuel consumption is a critical issue due to reserve depletion and especially climate change concerns. For example, in aeronautics, fuel consumption represents 50% of the direct cost of operation of a commercial aircraft. Studies have been done and flight tests have demonstrated (DeJong Okamoto et al. 2005) that a 20% drag reduction could result in 18% fuel savings. Those fuel savings translate into considerable money savings and reduction of toxic gas emissions. Indeed Cebeci et al. (2005a) presented that a 3% reduction in the skin friction drag of a typical long range commercial transport aircraft could translate into around \$152,000 savings a year. In terms of gas emissions reduction, (DeJong Okamoto et al. 2005) for a commercial airliner that flies daily between Los Angeles and New-York a 10% reduction in drag could result in a reduction of the emissions of carbon dioxide and nitrous oxide greenhouse gases of respectively 10% and 15%. Therefore drag reduction is now one of the most important research topics in aeronautics.

At subsonic speeds friction drag represents about 50% of total drag. Knowing that turbulent boundary layer friction drag is five to ten times higher than laminar friction drag, a method to reduce drag in subsonic regimes is to maximize the laminar regions on the aircrafts' main components. That is the aim of laminar flow control studies.

* M. A. Sc. Student

** Research Associate

† Professor, Associate Fellow AIAA

Laminar flow control has been widely investigated since 1940's and the techniques used evolved from natural laminar airfoil design to suction and then to morphing shapes. This study falls under the last category and aims at optimizing the shape of the upper surface of the airfoil in order to control the transition location. Indeed the main objective of this study is to determine, using an optimization method, the shapes of a portion of the upper surface made of flexible material that will make the transition point move backwards when flight conditions change.

Among the several papers published on this topic, Driver and Zingg (2007) present an optimization algorithm that changes the entire shape of an airfoil in order to control the boundary layer transition. They used a coupled Euler and boundary layer solver (MSES) to predict transition and a Newton-Krylov discrete-adjoint optimization algorithm based on the compressible Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. They were able to obtain significant improvements using different objective functions (lift-drag ratio, endurance factor and lift coefficient).

Also, Lutz and Wagner (1998) optimized a fuselage-like axisymmetric body in order to reduce the volumetric drag for incompressible regimes. The body shape was not directly optimized but instead a source singularity repartition modeling the body contour and the inviscid flow was optimized using evolutionary strategy optimization algorithms and a hybrid optimizer (combining downhill simplex method, a gradient method and genetic algorithms). The transition location was predicted using an approximated e^N method.

Amoignon et al. (2006) performed shape optimization aiming at delaying the transition on a wing. They used a gradient adjoint-based optimization method in order to reduce the disturbance kinetic energy. They were able to reduce the viscous drag coefficient by up to six counts.

All those studies show that the best way to control transition location (hence the aerodynamic qualities) is through shape optimization performed with an optimization algorithm coupled to a flow analysis tool with transition prediction capability.

According to Cebeci et al. (2005a), the wing produces about 20% of the total friction drag, therefore reducing friction drag on the wing should have a significant impact on the total drag. The present study has been carried out on an airfoil and, unlike the studies cited above, for which the optimization was performed on the full shape of the airfoil/body, here only a portion of the airfoil's upper surface was modified.

A similar approach is studied at the University of Kentucky for flow separation control (Munday et al. 2002).

This paper presents the optimization method that calculates the shapes which maximize the extent of the laminar region on the upper surface of the airfoil. It then gives the results of the optimization performed for various inflow conditions (velocity, Reynolds number, angle of attack) and the conclusions of the work.

METHODOLOGY

Context

The main objective of the study was to set up a numerical tool able to optimally define the shape of the upper surface of an airfoil in order to extend the associated laminar region. In order to achieve this, a portion of the upper surface, extending from 7% to 65% of the chord (Figure 1), was considered as being made of a flexible material and its shape was *optimally modified* so as to delay, as much as possible, the boundary layer transition.

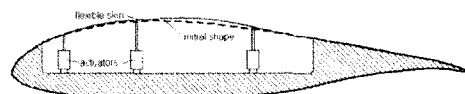


Figure 1. Schematic of the adaptable airfoil

The airfoil used in the study is the NLF(1)-0416 (Somers 1981), a natural laminar flow airfoil, designed for low speeds, able to achieve a high lift coefficient and low drag at cruise conditions. Its maximum relative thickness is 16% and its design cruise lift coefficient is 0.4. A one meter chord was considered.

In order to perform the optimization, it was necessary to mathematically model the shape of the flexible skin and to couple an optimizer with an aerodynamic solver with transition prediction capability.

Geometry modelling

The airfoil has been defined by 200 points with 48 points on the morphing (adaptable) zone. The flexible skin extends from 70 mm to 650 mm and has been modelled with a cubic spline passing through 5 "control points", belonging to the flexible skin zone. At both ends of the morphing zone the continuity of the function and of its first derivative was imposed.

Cubic splines approximation was chosen to represent the flexible skin because it can model fairly well the deformations of a real skin made of a moderately flexible material.

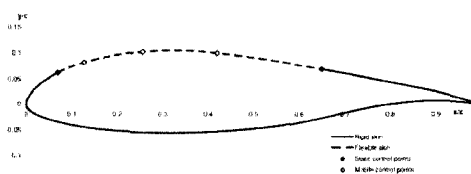


Figure 2. Schematic of the flexible skin with control points

For the optimization purpose the end points are static and the other control points are mobile in both abscissa and ordinate (Figure 2).

In order to check that five points are enough to represent the flexible skin a comparison was made with the

skin defined by 48 points. It has been noted that the differences are quite small. Therefore the assumption that the flexible skin is adequately modelled by the cubic spline with 5 control points is correct.

Aerodynamic solver

The code Xfoil (v. 6.96, (Drela 2006)), an aerodynamic tool able to analyze or design subsonic airfoils, was employed to do the flow analysis. It performs inviscid calculation based on a simple linear vorticity stream function panel method and applies a boundary layer correction to obtain the viscous flow characteristics. Xfoil has the capability to predict the transition location using a simplified version of the e^N method (Cebeci et al. 2005b). This software gives fairly accurate results, in terms of global aerodynamic coefficients and transition prediction, as proven by validations against experimental data.

For the optimization purpose, Xfoil is used to perform the flow field analysis and to predict the transition. To do so it needs the airfoil coordinates, the inflow Mach number, Reynolds number, the angle of attack and the critical value of N (N_{crit}).

In the e^N method, N_{crit} is the value of N for which transition occurs. For a specific case the higher N_{crit} is, the further backwards the transition occurs. Therefore, because of its direct influence on the transition location prediction, N_{crit} must be chosen carefully.

The value of N_{crit} is around 12 to 14 for a plane flying in the atmosphere but for wind tunnel testing N_{crit} is smaller (6 to 10), depending on the turbulence level of the facility.

Since the results obtained from the simulations presented in this paper are going to be validated by wind tunnel tests, the value of N_{crit} for that particular wind tunnel facility was used, which is 7.

Optimization tool

The optimizer that was selected and used is Genial (Widell 1998), a genetic algorithm-based optimization code.

The tasks that Genial is performing during the optimization process can be summarized as follows:

- it generates randomly an initial population of "individuals" that should be wide enough to represent well the entire field of possible solutions,
- for each "individual" it calculates what is called a fitness function which evaluates its ability to "survive" the evolution process,
- between the best individuals it does mutation and crossing over in order to generate the following generation,
- it repeats all the previous steps iteratively until the algorithm converges to an optimum.

Optimization process

The optimization aims at reducing the drag by delaying the transition i.e. moving the transition location towards the rear on the airfoil's upper side.

In order to achieve that, the shape of the flexible skin needs to be modified. That can be done by moving the positions of

the mobile control points defined previously. The control points are moved by changing their coordinates.

Optimization variables

Three kinds of optimization were carried out:

- Optimization 1: Keeping predefined abscissas for the control points and varying the ordinates of the mobile control points.

In this case the input variables of Genial are the displacements on the y direction of the mobile control points.

- Optimization 2: Varying the ordinates and the abscissas of the mobile control points.

In this case the input variables of Genial are the abscissas and the displacements on the y direction of the mobile control points.

- Optimization 3: Varying the ordinates and the abscissas of the mobile control points and including the angle of attack in the variables pool. Indeed for this optimization the angle of attack was added to the variables pool to enable a control of the lift and moment coefficients. In this case the input variables of Genial are the abscissas and the displacements on the y axis of the mobile control points and the angle of attack.

The constraints that are imposed on each variable are given to Genial which generates, for these, values satisfying those constraints.

Coupling

Once the optimizer has assigned a value for each variable, that is defining a particular "individual", the coordinates of the mobile control points along with the coordinates of the static control points are introduced into the spline function that returns 48 points representing the new shape of the flexible skin. Then the coordinates of the modified airfoil, obtained by updating those corresponding to the flexible skin (the 48 points), are generated. Together with the parameters for the flow calculation (Mach number, Reynolds number, incidence, N_{crit}) they are recorded into an input file for Xfoil. Then, Xfoil is called through a system command implemented into Genial source code and does the calculations. It gives Genial the transition location on the upper surface as well as the lift, drag and moment coefficients. Finally Genial calculates the fitness function to evaluate the ability of this "individual" to survive.

Fitness function/Objective function

The fitness function is directly derived from the objective function which is what the optimization aims to minimize or maximize. In this study the effect of the optimization is to move backwards the transition location on the upper surface of the airfoil by minimizing the inverse of the transition point abscissa x_{tr} .

For optimizations 1 and 2 the objective function is just

$$f = \frac{1}{x_{tr}} \quad (1)$$

For optimization 3 the lift and moment coefficients are "controlled" therefore the objective function is

$$f = \frac{1}{x_{iru}} + k_L |C_L - C_L^{init}| + k_M |C_M - C_M^{init}| \quad (2)$$

where

- C_L and C_M are the current lift coefficient and moment coefficient,
- C_L^{init} and C_M^{init} are the lift coefficient and moment coefficient of the reference (initial) airfoil,
- k_L and k_M are constants defined such as the differences $|C_L - C_L^{init}|$ and $|C_M - C_M^{init}|$ be less than 0.01. A preliminary investigation demonstrated that a value of 100 for both k_L and k_M was a good choice.

End of optimization

Once the fitness function has been calculated for each "individual" of a population, the "best individuals" are selected and matched to create the next generation. This process is looped until the optimizer finds a minimum or until it has completed a given number of evaluations.

RESULTS

Optimization settings

Each kind of the three optimizations have been performed for 6 different cases (see Table 1).

For the prediction of transition the critical value of N used in the e^N method is 7, throughout all the calculations. For the optimization a population made of 100 "individuals" was used and 1500 evaluations of the fitness function were performed in order to get a minimum.

The variables and the constraints are the following:

- Optimization 1: the variables are the variations dy on the ordinates of the mobile control points. The constraints are $dy_{min} = -4$ mm and $dy_{max} = 10$ mm. The mobile control points abscissas were chosen within the flexible skin extent: $x_2 = 126$ mm ; $x_3 = 255$ mm ; $x_4 = 419$ mm.

- Optimization 2: the variables are the variations dy on the ordinates of the mobile control points and the abscissas x of the mobile control points.

The constraints are

- $dy_{min} = -4$ mm and $dy_{max} = 10$ mm
- $x_{min} = 71$ mm and $x_{max} = 649$ mm

- Optimization 3: the variables are the variations dy on the ordinates of the mobile control points and the abscissas x of the mobile control points. The variation on the initial angle of attack α is also a variable.

The constraints are

- $dy_{min} = -4$ mm and $dy_{max} = 10$ mm
- $x_{min} = 71$ mm and $x_{max} = 649$ mm

$$\circ \quad \alpha_{min} = -2^\circ \text{ and } \alpha_{max} = 2^\circ$$

In this paper only the results obtained for cases 2, 3 and 4 are presented.

Table 1. Optimization cases

Case	Reynolds number (in millions)	Mach	Incidence ($^\circ$)
1	3.3654	0.30	-0.5
2	3.3654	0.30	0.0
3	3.3654	0.30	1.5
4	2.8384	0.25	-0.5
5	2.8384	0.25	0.0
6	2.8384	0.25	1.5

Case 2

The optimization was done for a Reynolds number of 3.3654 millions, a Mach number of 0.3 and 0.0° of incidence.

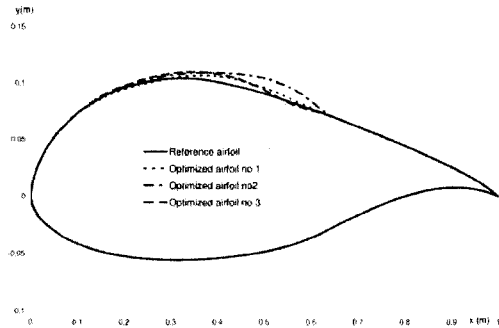


Figure 3. Airfoils shape comparison for case 2

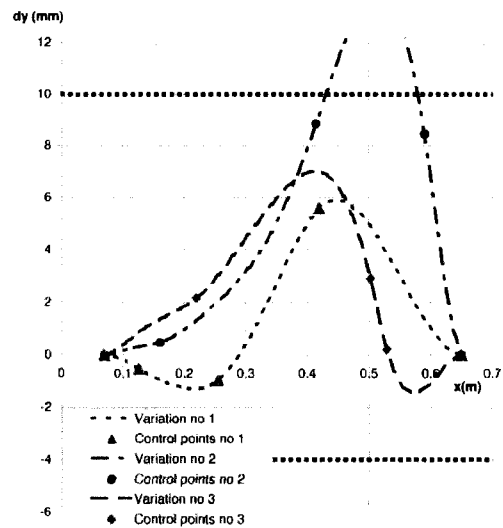


Figure 4. Variations of the flexible skin for case 2

Table 2. Main characteristics comparison for case 2

	Reference airfoil	Optimization 1			Optimization 2			Optimization 3		
		Optimized airfoil	Variations		Optimized airfoil	Variations		Optimized airfoil	Variations	
			Δ	%		Δ	%		Δ	%
xtru (%)	41.57	48.42	6.85		57.86	16.29	5.99	47.56	5.99	
C_L	0.5005	0.5115	0.011	2.2	0.5334	0.033	6.57	0.5004	<10 ⁻³	-0.02
C_D (counts)	55	51.4	-3.6	-6.55	48.3	-6.7	-12.18	52.1	-2.9	-5.27
C_M	-0.1099	-0.1126	-0.003	-2.46	-0.1169	-0.007	-6.37	-0.1108	-0.001	-0.82
Incidence α (°)	0	0	0		0	0		-0.098	-0.098	

Figure 3 gives the shape of the reference airfoil along with the shapes of the three airfoils obtained with optimizations 1, 2 and 3. It can be seen that all the optimized airfoils have a bump on the flexible skin that extends the favourable pressure gradient region.

To get a closer view of the variations of the flexible skin, the plot on Figure 4 shows the difference between the initial flexible skin of the reference airfoil and the optimized flexible skin. Those displacements seem to be large but this is due to a scale effect (the ordinates are scaled in millimetres and the abscissas are scaled in meters).

The variations of the control points are within the imposed boundaries ([-4 mm; 10 mm]). Because of the cubic spline approximation the variations can be outside the boundaries even if the displacements of the control points satisfy the constraints.

The main characteristics of the reference airfoil and the three optimized airfoils are given in Table 2. It can be seen that the transition point was moved backwards on the upper surface.

The gain in transition is greater for optimization 2 for which the abscissas and the ordinates of the mobile points vary but there were no constraints in terms of C_L and C_M .

For optimization 3, the gain in transition is the least of all the optimizations but it is still of 6% of the chord which translates into a 5% decrease in drag. The constraints on C_L and C_D are respected since there is no variation of the lift coefficient and there is a variation of 0.001 for the moment coefficient.

The flexible skin length variation is very small (around 0.3%) therefore such a skin can be manufactured from a flexible but not highly elastic material.

Figure 5 shows the pressure coefficient for each airfoil. It can be observed that for all the optimized airfoils the favourable pressure gradient region is extended: there is a region where the slope of the pressure coefficient is negative, enabling the flow to remain laminar.

It can also be noticed that the pressure coefficient on the lower surface is not affected by the optimization which can be explained by the relatively small modifications of the upper side shape.

Figure 6 shows the evolution of the N factor along the airfoil upper surface. The transition is triggered when N reaches the value of 7.

As one can see, for all the optimized airfoils the curves show a plateau enabling N to grow slower towards the value of 7, which relates to a backward movement of the transition point.

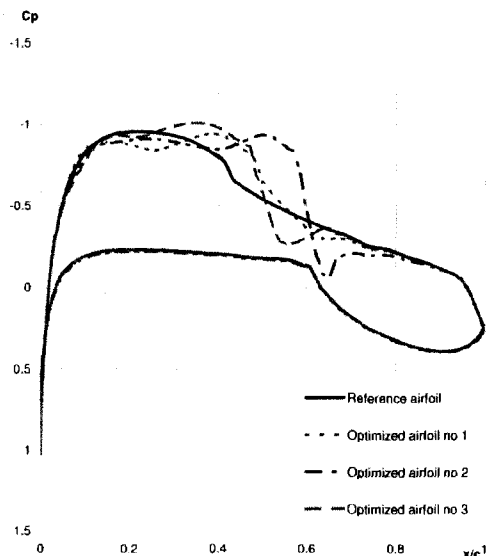


Figure 5. Pressure coefficient comparison for case 2

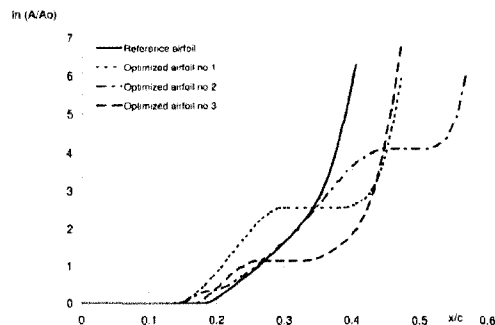


Figure 6. Evolution of the N factor on the upper surface for case 2

Case 3

The optimization was done for a Reynolds number of 3.3654 millions, a Mach number of 0.3 and 1.5° of incidence.

Like for the results of the previous case all the optimized shapes show a bump (see Figure 7).

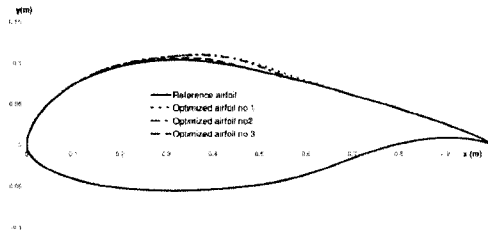


Figure 7. Airfoils shape comparison for case 3

Figure 8 illustrates the variations of the flexible skin for the three optimized airfoils.

The displacements of the control points are within the boundaries imposed by Genial ($[-4 \text{ mm}; 10 \text{ mm}]$) and the curve representing the variations remains within those boundaries.

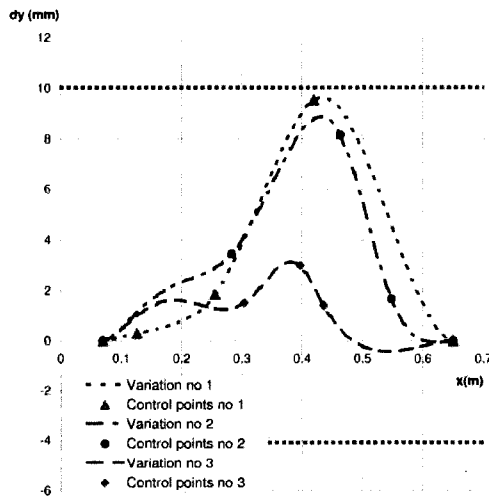


Figure 8. Flexible skin variations for case 3

The main characteristics of the reference airfoil and the three optimized airfoils are presented in Table 3. There is an improvement in the transition location even if for optimization 3 the gain in transition is only 3% of the chord. For optimizations 1 and 2 the drag coefficient has decreased by 8%.

Figure 9 shows the pressure coefficient for all the four airfoils. Like in the previous case the favourable gradient region is extended further downstream than on the reference airfoil. For each optimized airfoil there is a second region beginning around 30% of the chord where the slope of the pressure coefficient curve is negative again. Likewise the pressure coefficient on the lower surface is not changed.

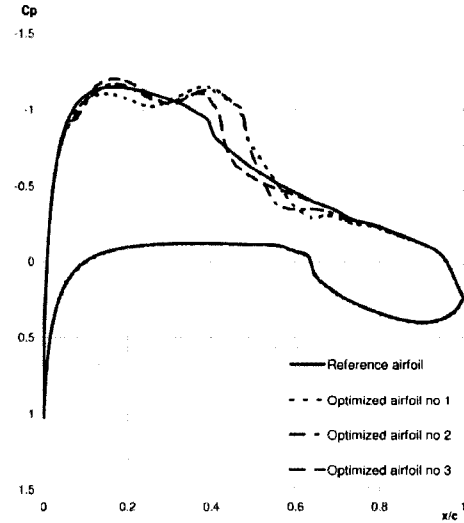


Figure 9. Pressure coefficient comparison for case 3

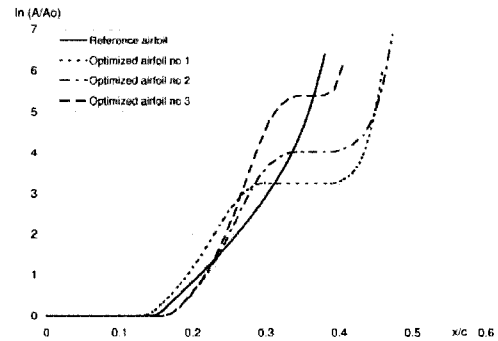


Figure 10. Evolution of the N factor on the upper surface for case 3

Figure 10 shows the evolution of the N factor on the upper surface of the four airfoils. As for the previous case the N factor evolution reaches a plateau for all the optimized airfoils, an evolution related to a delayed transition.

Case 4

The optimization was done for a Reynolds number of 2.8384 millions, a Mach number of 0.25 and -0.5° of incidence.

Again, one can see on Figure 11 that the optimized shapes are characterized by a slight bump on the flexible skin.

Figure 12 represents the displacements of the flexible skin. The variations of the control points are within the imposed boundaries. This is also valid all along the morphing zone.

Table 3. Main Characteristics comparison for case 3

	Reference airfoil	Optimization 1				Optimization 2				Optimization 3			
		Optimized airfoil	Variations			Optimized airfoil	Variations			Optimized airfoil	Variations		
			Δ	%			Δ	%			Δ	%	
x_{tru} (%)	39.05	46.99	7.94			47.41	8.36			41.75	2.7		
C_L	0.687	0.708	0.021	3.06	0.7059	0.019	2.75			0.6865	-0.001	-0.07	
C_D (counts)	58.5	54.1	-4.4	-7.52	53.9	-4.6	-7.86			57.4	-1.1	-1.88	
C_M	-0.1111	-0.115	-0.004	-3.51	-0.1136	-0.003	-2.25			-0.1110	$<10^{-3}$	0.09	
Incidence α ($^\circ$)	1.5	1.5	0		1.5	0				1.46	-0.04		

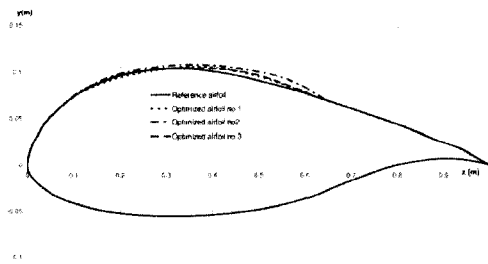


Figure 11. Airfoils shape comparison for case 4

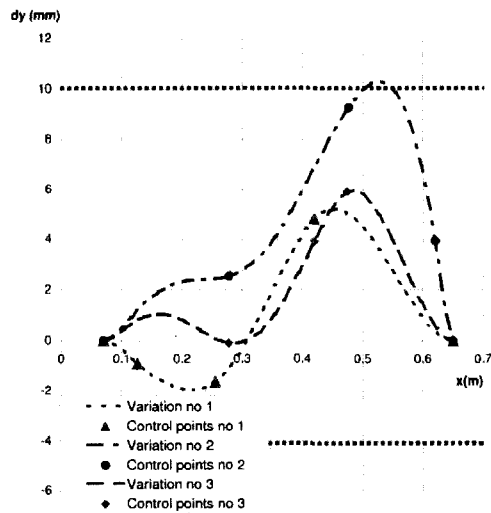


Figure 12. Flexible skin variations for case 4

The main characteristics of the reference airfoil and the three optimized airfoils are presented in Table 4. There is a gain in transition location and a decrease in drag for all optimizations. The gain and the decrease are higher for optimization 2.

However for optimization 3 the gain in transition is around 10% and the drag decrease nears 9%, which are significant improvements. For optimization 3 the lift and moment coefficient variations are within the imposed limits (0.01).

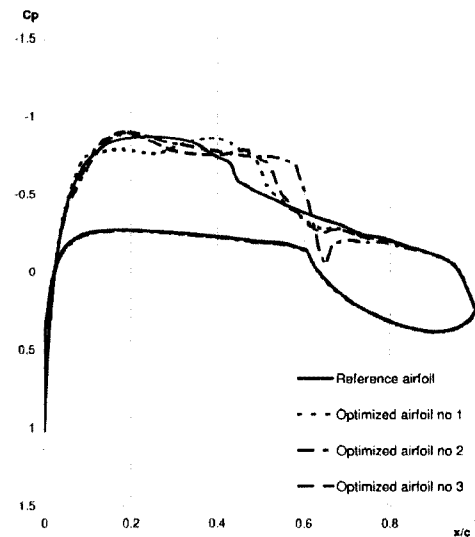


Figure 13. Pressure coefficient comparison for case 4

Figure 13 shows the pressure coefficient for the four airfoils. Like for the other two pressure plots, the optimized airfoils develop a favourable pressure gradient at around 30% of the chord which allows the delay of the transition.

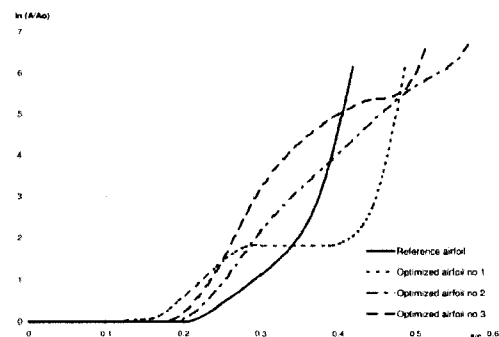


Figure 14. Evolution of the N factor on the upper surface for case 4

Table 4. Main Characteristics comparison for case 4

	Reference airfoil	Optimization 1			Optimization 2			Optimization 3		
		Optimized airfoil	Variations		Optimized airfoil	Variations		Optimized airfoil	Variations	
			Δ	%		Δ	%		Δ	%
xtru (%c)	43.05	49.59	6.54		57.94	14.89		52.33	9.28	
C_L	0.4285	0.4372	0.009	2.03	0.4573	0.029	6.72	0.4286	$<10^{-3}$	0.02
C_D (counts)	55.7	52.7	-3.0	-5.39	48.0	-7.7	-13.82	50.8	-4.9	-8.8
C_M	-0.1076	-0.1101	-0.003	-2.32	-0.1129	-0.005	-4.93	-0.1099	-0.002	-2.14
Incidence α ($^\circ$)	-0.5	-0.5	0		-0.5	0		-0.608	-0.108	

Figure 14 presents the evolution of the N factor on the upper surface of the airfoil.

Unlike the previous cases, for optimizations 2 and 3 the curve does not show a plateau but its slope is significantly less than the slope of the reference airfoil's curve, which is related to a backward movement of the transition point.

CONCLUSION

The main conclusion of this study is that it could be possible to delay transition by modifying the shape of only 48% of the airfoil's upper surface using a "flexible skin" concept.

The optimization enabled to extend the favourable pressure gradient region, to move the transition location backwards by up to 10% of the chord, to decrease the drag by up to 9% while keeping a C_L and C_M variations under 0.01. The constraints were respected and the displacements were reasonable which makes this concept applicable with available technologies.

Moreover, since all the optimizations have been performed on an airfoil which has been designed to be laminar at subsonic speeds, this study shows that it is still possible to delay further the transition even on such an airfoil by using this morphing shape approach.

It would be better to replace the cubic spline modelling by NURBS or B-splines. Actually, one has to stress that using cubic splines might limit the possible gain in transition. Indeed cubic splines are only able to represent a small number of different forms. Moreover the oscillations that represent the shape modifications can be an issue. Unlike cubic splines, B-splines and NURBS are able to reproduce a very large number of different shapes by modifying locally the initial shape (Trépanier et al. 2000).

Another thing that should be investigated is whether or not extending the flexible skin would improve the gain in transition obtained through optimisation.

ACKNOWLEDGMENTS

The authors would like to acknowledge the contribution of Mr. Georges-Henri Simon, from Thales, on whose idea this project was initiated.

The authors would also like to thank NSERC, CRIAQ, Bombardier Aerospace and Thales Canada, Aerospace Division, for their support in performing this study.

REFERENCES

- Amoignon, O., et al. (2006). "Shape optimization for delay of laminar-turbulent transition." *AIAA Journal*, Vol. 44, No. 5, pp. 1009-1024.
- Cebeci, T., et al. (2005a). Computational fluid dynamics for engineers : from panel to Navier-Stokes methods with computer programs, Horizons Publishing ; Springer, Long Beach, Calif., pp. 1-6.
- Cebeci, T., et al. (2005b). Computational fluid dynamics for engineers : from panel to Navier-Stokes methods with computer programs, Horizons Publishing ; Springer, Long Beach, Calif., pp. 253-256.
- DeJong Okamoto, N., Rhee, J., and Mourtos, N. J. (2005). "Educating students to understand the impact of engineering solutions in a global / societal context." 8th UICEE Annual Conference on Engineering Education, Kingston, Jamaica.
- Drela, M. (2006). "XFOIL." Retrieved 29 November, 2006, from <http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/>.
- Driver, J., and Zingg, D. W. (2007). "Numerical aerodynamic optimization incorporating laminar-turbulent transition prediction." *AIAA Journal*, Vol. 45, No. 8, pp. 1810-1818.
- Lutz, T., and Wagner, S. "Numerical shape optimization of natural laminar flow bodies." *ICAS, Congress, 21st*, Melbourne, Australia.
- Munday, D., and Jacob, J. (2002). "Active control of separation on a wing with oscillating camber." *Journal of Aircraft*, Vol. 39, No. 1, pp. 187-189.
- Somers, D. M. (1981). "Design and experimental results for a Natural-Laminar Flow Airfoil for General Aviation Applications." *TP-1861*, NASA.
- Trépanier, J.-Y., Lépine, J. L., and Pépin, F. (2000). "An optimized geometric representation for wing profiles using NURBS." *Canadian Aeronautics and Space Journal*, Vol. 46, No. 1, pp. 12-19.
- Widell, H. (1998). "GENIAL." Retrieved 29 November, 2006, from <http://hjem.get2net.dk/widell/genial.htm>