

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE  
À L'OBTENTION DE LA  
MAITRISE EN GÉNIE, CONCENTRATION PERSONNALISÉE  
M.Ing.

PAR  
BIRLA, George Laurentiu

ÉTUDES DE L'ÉCOULEMENT AÉRODYNAMIQUE SUR UNE AILE FLEXIBLE  
EN UTILISANT LES CODES FLUENT ET XFOIL

MONTRÉAL, LE 25 NOVEMBRE 2008  
© droits réservés de George Laurentiu Birla

CE PROJET A ÉTÉ ÉVALUÉ  
PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Mme Ruxandra Botez, directrice de mémoire  
Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

M. Patrick Terriault, président de jury  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Octavian Trifu, examinateur, jury externe  
Département de génie mécanique à l'École Polytechnique de Montréal

IL A FAIT L'OBJET D'UNE PRÉSENTATION DEVANT JURY ET PUBLIC  
LE 5 NOVEMBRE 2008  
À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

## **REMERCIEMENTS**

Je tiens tout d'abord à adresser mes remerciements et ma gratitude à ma directrice de recherche, Mme Ruxandra Botez, qui m'a offert la possibilité d'approfondir le domaine fascinant de la dynamique de vol computationnelle CFD, en me conseillant et me soutenant tout le projet durant.

Je souhaite aussi remercier mes collègues : Andrei Popov pour sa collaboration et son esprit amical et communicatif qui m'a encouragé depuis le début du projet, Dumitru Popescu qui m'a toujours fourni de nombreuses informations et Paul Silisteau qui a partagé avec moi son expérience en CFD.

Je remercie également ma femme Tania pour son encouragement et son soutien et mon fils Andrei pour sa compréhension et sa patience pendant cette période où j'ai eu peu de temps à accorder à ma famille.

# ÉTUDES DE L'ÉCOULEMENT AÉRODYNAMIQUE SUR UNE AILE FLEXIBLE EN UTILISANT LES CODES FLUENT ET XFOIL

BIRLA, George Laurentiu

## RÉSUMÉ

La maintenance de l'écoulement laminaire sur la plus grande partie de l'extrados d'une aile représente un objectif important dans la conception aérodynamique d'un avion moderne. Cet objectif devrait être accompli dans le cadre du projet global sur l'analyse aérodynamique d'un profil d'une aile équipée d'une peau flexible, d'actionneurs intelligents et des capteurs optiques en utilisant des notions de la dynamique des fluides computationnelle CFD (en anglais : Computational Fluid Dynamics).

Le but de la recherche présentée dans ce mémoire, qui est réalisée dans le cadre du projet global, est de modifier la forme d'un profil laminaire, afin d'obtenir les meilleures caractéristiques aérodynamiques, pour des divers régimes de vol, en déplaçant la position du point de transition, plus proche du bord de fuite.

Dans une première étape, la forme de l'extrados du profil de base, intitulé WTEATE1, a été modifiée pour trouver l'ordre de grandeur des forces appliquées aux actionneurs et des déflections maximales du profil, en obtenant ainsi la famille de profils VARAA. Ensuite, à l'aide d'une méthode d'optimisation, nous avons trouvé la forme optimale du profil correspondante à un régime de vol donné, dans le but de maximiser la longueur de la partie laminaire de l'écoulement. Les profils OPTIM1 ont été ainsi conçus. Le comportement aérodynamique de profils VARAA et OPTIM1 a été analysé.

Les logiciels Xfoil et Fluent ont été utilisés pour calculer les coefficients aérodynamiques de traînée, de portance et de moment, les polaires, ainsi que les positions du point de transition. Les maillages autour des différents profils analysés sous Fluent ont été construits à l'aide du logiciel Gambit. Nous avons étudié seulement le comportement de l'aile dans un écoulement bidimensionnel, subsonique et visqueux.

Les calculs CFD ont été effectués dans le but d'analyser les résultats obtenus par des essais en soufflerie aérodynamique chez CNRC (le Conseil National de Recherche du Canada), ainsi que pour prédire les futurs essais expérimentaux.

# **AERODYNAMIC FLOW STUDY OVER A FLEXIBLE WING**

## **USING FLUENT AND XFOIL CODES**

BIRLA, George Laurentiu

### **ABSTRACT**

In the aerodynamic design of the modern aircraft there is an important objective in keeping the laminar airflow on the most part of the upper surface of the wing. This objective is researched in our global project in which the wing is equipped with a flexible skin, smart actuators and optical sensors, by using Computational Fluid Dynamics codes.

The goal of the research shown in this thesis is to modify the laminar airfoil shape, in order to obtain the best aerodynamic characteristics for different flight regimes, by shifting the transition point position nearest to the trailing edge.

During the first step, the upper surface shape of the reference airfoil WTEATE1 was modified in order to calculate the magnitude of the forces applied on the actuators and the magnitude of maximal deflections of the flexible skin; thus, the VARAA airfoils were obtained. Then, using an optimization method we found the airfoil's optimum shape that corresponds to a certain flight condition in order to maximize the length of the laminar flow over the upper surface. In this way the airfoils OPTIM1 were conceived. The aerodynamic characteristics of airfoils VARAA and OPTIM1 were analyzed. The CFD codes Fluent and Xfoil were used to calculate the aerodynamics coefficients of lift, drag, moment, polars and position of transition point. The different meshes which were used by Fluent were built with the code Gambit. We investigated only the 2D, subsonic and viscous airflow.

We used the CFD results in order to analyse the results obtained in the NRC wind tunnel tests, also to predict the future tests.

## TABLES DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
<b>CHAPITRE 1 PRÉSENTATION GÉNÉRALE DES CODES CFD :</b>	
<b>XFOIL ET FLUENT .....</b>	<b>4</b>
1.1    Introduction .....	4
1.2    Présentation générale des codes avec des panneaux .....	5
1.3    Description du code Xfoil .....	13
1.4    Description du code Fluent .....	16
<b>CHAPITRE 2 PRÉSENTATION DES PROFILS WTEATE1, VARAA</b>	
<b>ET OPTIM1 .....</b>	<b>20</b>
2.1    Le profil laminaire WTEATE1 .....	20
2.2    Les profils VARAA .....	21
2.3    Les profils OPTIM1 .....	25
<b>CHAPITRE 3 RÉSULTATS OBTENUS SUR LE PROFIL WTEATE1 .....</b>	<b>28</b>
3.1    Analyse du comportement aérodynamique du profil WTEATE1 .....	28
3.1.1    Le profil laminaire WTEATE1 .....	28
3.1.2    Description des essais dans une soufflerie pour le profil laminaire WTEATE1 .....	29
3.1.2.1    Le calcul des données de l'air .....	29
3.1.3    Description des simulations CFD pour le profil laminaire WTEATE1 .....	30
3.1.3.1    Les données de l'air ou les conditions de simulation pour Xfoil et Fluent .....	30
3.1.3.2    Les caractéristiques de la simulation à l'aide du logiciel Xfoil .....	31
3.1.3.3    Les données d'entrée sous le logiciel Xfoil .....	31
3.1.3.4    Les caractéristiques de la simulation à l'aide du logiciel Fluent .....	32
3.1.3.5    Les données d'entrée sous le code Fluent .....	33
3.1.3.6    Comparaison des résultats numériques avec les résultats expérimentaux .....	34
3.1.3.6.1    Analyse par Xfoil .....	34
3.1.3.6.2    Analyse des résultats par Fluent .....	39
3.1.4    Conclusions .....	47
<b>CHAPITRE 4 RÉSULTATS OBTENUS SUR LES PROFILS VARAA .....</b>	<b>49</b>
4.1    Résultats des simulations en CFD pour les profils VARAA .....	49
4.1.1    Conditions de la simulation (données de l'air) pour Xfoil et Fluent .....	49
4.1.2    Les résultats obtenus par la simulation à l'aide du logiciel Xfoil .....	50

4.1.2.1	Les caractéristiques de la simulation effectuée à l'aide du logiciel XFOIL .....	50
4.1.2.2	Les données d'entrée sous le logiciel XFOIL .....	51
4.1.3	Les résultats obtenus par la simulation à l'aide du logiciel Fluent .....	55
4.1.3.1	Les caractéristiques de la simulation effectuée à l'aide du logiciel Fluent .....	55
4.1.3.2	Les données d'entrée sous le logiciel Fluent .....	56
4.2	Analyse des coefficients aérodynamiques et des positions de la transition des profils VARAA à l'aide du code XFOIL .....	61
4.2.1	Discussion .....	66
4.2.1.1	La finesse aérodynamique ( $C_L / C_D$ ) .....	67
4.2.1.2	Le coefficient de traînée $CD$ .....	70
4.3	Le calcul des forces pour les profils VARAA .....	79
 CHAPITRE 5 RÉSULTATS OBTENUS SUR LES PROFILS OPTIM 1 .....		90
5.1	Simulations en CFD pour les profils optimisés OPTIM1 et C .....	90
5.1.1	Simulations en XFOIL pour les profils OPTIM1 .....	90
5.1.1.1	Conclusions sur les simulations en XFOIL des profils OPTIM1 .....	96
5.1.2	Les profils OPTIM de type C .....	97
5.1.2.1	Les conditions de simulation (ou les données de l'air) en CFD .....	97
5.1.2.2	Les caractéristiques de la simulation en CFD à l'aide du logiciel XFOIL .....	99
5.1.2.3	Les caractéristiques de la simulation CFD à l'aide du logiciel Fluent .....	104
5.2	Le calcul des forces pour les profils de type C .....	109
 CONCLUSIONS .....		113
 ANNEXE 1 .....		117
ANNEXE 2 .....		118
ANNEXE 3 .....		138
ANNEXE 4 .....		171
 LISTE DE RÉFÉRÉNCES .....		201

## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 2.1 Les profils VARAA (VA) et leurs déflexions à 36% de la corde .....	24
Tableau 4.1 Les données de l'air .....	50
Tableau 4.2 La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = -2^\circ$ .....	73
Tableau 4.3 La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = -1^\circ$ .....	74
Tableau 4.4 La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$ .....	75
Tableau 4.5 La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = 1^\circ$ .....	76
Tableau 4.6 La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = 2^\circ$ .....	77
Tableau 4.7 La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = 3^\circ$ .....	78

Tableau 4.8	La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques $C_D$ , $C_L$ et la finesse aérodynamique $C_L/C_D$ pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque $\alpha = 4^\circ$ .....	79
Tableau 4.9	Les composantes des forces concentrées $F_x$ et $F_y$ pour les profils VARAA à tous les angles d'attaque pour $M = 0.2$ .....	86
Tableau 4.10	Les composantes des forces concentrées $F_x$ et $F_y$ pour les profils VARAA à tous les angles d'attaque pour $M = 0.3$ .....	87
Tableau 4.11	Les composantes des forces concentrées $F_x$ et $F_y$ pour les profils VARAA à tous les angles d'attaque pour $M = 0.35$ .....	88
Tableau 5.1	Profil situé à l'angle d'attaque $\alpha = 0.5^\circ$ pour $M = 0.25$ et $Re = 3$ mil .....	91
Tableau 5.2	Profil situé à l'angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$ pour $M = 0.25$ et $Re = 3$ mil .....	93
Tableau 5.3	Profil situé à l'angle d'attaque $\alpha = 1.0^\circ$ pour $M = 0.25$ et $Re = 3$ mil .....	94
Tableau 5.4	Optimisation effectuée pour $M = 0.3$ , $Re = 3.359$ millions et $\alpha = 0.5^\circ$ .....	95
Tableau 5.5	Les 21 profils de type C optimisés pour des différents $M$ , $Re$ et $\alpha$ .....	97
Tableau 5.6	Les données d'entrée pour les profils optimisés de type C en utilisant les codes Xfoil et Fluent .....	98
Tableau 5.7	Les composantes des forces concentrées $F_x$ et $F_y$ pour les profils optimisés de type C .....	112

## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1 Modélisation par le code des panneaux de l'avion Boeing 747 qui transporte la navette spatiale [4] .....	5
Figure 1.2 Les points de contrôle et les vecteurs de position .....	9
Figure 1.3 La distribution de panneaux sur un profil [6] .....	11
Figure 1.4 Les performances typiques de la couche limite sur un profil placé à un angle d'attaque modéré avec l'augmentation de nombre du Reynolds [7] .....	12
Figure 1.5 La structure de base du Fluent .....	18
Figure 2.1 Le profil WTEA1 (insert no.1) et le profil WTEA2 (insert no.2) .....	20
Figure 2.2 Modification de l'épaisseur du bord de fuite du profil WTEATE1 .....	22
Figure 2.3 Présentations des formes des 17 profils modifiés à partir du profil de base WTEATE_mod1 à l'aide d'un actionneur situé à 36% de la corde .....	23
Figure 2.4 Le profil de base VARAA 0 et les plus déformés profils VARAA -3 et VARAA 13 .....	24
Figure 2.5 Optimisation du profil WTEATE1_m en utilisant les points fixes 1 et 5 et les points de contrôle 2, 3 et 4 .....	26
Figure 3.1 La distribution des coefficients de pression pour Run 28081 et pour $\alpha = -1.39^0$ .....	35
Figure 3.2 La distribution des coefficients de pression pour Run 28081 et pour	

$\alpha = 12.15^0$ .....	35
Figure 3.3 La distribution des coefficients de pression versus la corde pour tous les angles d'attaque $\alpha$ pour le Run 28081 (Re = 6 mil, $M = 0.2$ ) .....	36
Figure 3.4 La variation de $C_L$ , $C_D$ , $C_m$ et $x_{tr}/c$ avec $\alpha$ pour Run 28081 (Re = 6 mil, $M = 0.2$ ) .....	36
Figure 3.5 La distribution des coefficients de pression pour Run 28145 et pour $\alpha = -1.38^0$ .....	37
Figure 3.6 La distribution des coefficients de pression pour Run 28145 et pour $\alpha = 12.30^0$ .....	37
Figure 3.7 La distribution des coefficients de pression versus la corde pour tous les $\alpha$ de Run 28145 (Re = 2 mil, $M = 0.25$ ) .....	38
Figure 3.8 La variation des $C_L$ , $C_D$ , $C_m$ , $x_{tr}/c$ avec $\alpha$ pour Run 28145 (Re = 2 mil, $M = 0.25$ ) .....	38
Figure 3.9 La convergence de résidus pour Run 28081 et pour $\alpha = -1.39^0$ .....	40
Figure 3.10 La convergence de $C_D$ pour Run 28081 et pour $\alpha = -1.39^0$ .....	40
Figure 3.11 La convergence de $C_L$ pour Run 28081 et pour $\alpha = -1.39^0$ .....	41
Figure 3.12 La distribution de coefficients de pression pour Run 28081 et pour $\alpha = -1.39^0$ .....	41
Figure 3.13 La distribution du paramètre $y^+$ versus la corde pour Run 28081 et pour $\alpha = -1.39^0$ .....	42
Figure 3.14 La variation de $C_L$ avec $\alpha$ pour Run 28081 (Re = 6 mil, $M = 0.2$ ) .....	42

Figure 3.15 La variation de $C_L$ en fonction de $C_D$ pour Run 28081 (Re = 6 mil, M = 0.2) .....	43
Figure 3.16 La convergence de résidus pour Run 28145 et $\alpha = -1.38^0$ .....	43
Figure 3.17 La convergence de $C_D$ pour Run 28145 et $\alpha = -1.38^0$ .....	44
Figure 3.18 La convergence de $C_L$ pour Run 28145 et $\alpha = -1.38^0$ .....	44
Figure 3.19 La distribution des coefficients de pression pour Run 28145 et $\alpha = -1.38^0$ .....	45
Figure 3.20 La distribution du paramètre $y^+$ versus la corde pour Run 28145 et $\alpha = -1.38^0$ .....	45
Figure 3.21 La variation de $C_L$ avec $\alpha$ pour Run 28145 (Re = 2 millions et M = 0.25) .....	46
Figure 3.22 La variation de $C_L$ en fonction de $C_D$ pour Run 28145 (Re = 2 millions et M = 0.25) .....	46
Figure 4.1 La distribution des coefficients de pression $C_P$ versus la corde $c$ du profil Varaa-3, pour le cas de vol $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = 0^0$ .....	52
Figure 4.2 La distribution de coefficients de friction $C_F$ versus la corde du profil Varaa-3, pour le cas de vol $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = 0^0$ .....	52
Figure 4.3 Les distributions des coefficients de pression $C_P$ versus la corde du profil Varaa-3 pour les angles d'attaque du cas de vol $M = 0.2$ et $Re = 2.289 * e6$ .....	53
Figure 4.4 La polaire du $C_L$ versus $C_D$ , la variation des $C_L$ et $C_m$ versus $\alpha$ et la variation des positions des points de transition sur la corde pour tous les angles d'attaque pour le cas de vol exprimé par $M = 0.2$ et	

Re = 2.289 e6 .....	53
Figure 4.5 Les courbes des coefficients de portance et de moment $C_L$ et $C_m$ versus l'angle d'attaque $\alpha$ et les courbes de variation de la position relative (xtr / c) du point de transition sur la corde .....	54
Figure 4.6 La convergence des résidus pour le profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et $\alpha = 0^0$ .....	57
Figure 4.7 La convergence des coefficients de traînée $C_D$ pour le profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et $\alpha = 0^0$ .....	57
Figure 4.8 La convergence des coefficients de portance $C_L$ pour le profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et $\alpha = 0^0$ .....	58
Figure 4.9 La convergence des coefficients de moment $C_m$ pour le profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et $\alpha = 0^0$ .....	58
Figure 4.10 La distribution des coefficients de pression $C_P$ calculée en Fluent et en XFOIL pour le profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et $\alpha = 0^0$ .....	59
Figure 4.11 La distribution de paramètre $y^+$ versus la corde du profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et $\alpha = 0^0$ .....	59
Figure 4.12 La distribution des coefficients de friction $C_F$ versus la corde du profil Varaa-3 à $M = 0.2$ et pour $\alpha = 0^0$ .....	60
Figure 4.13 La variation de coefficients de portance $C_L$ versus l'angle d'attaque $\alpha$ du profil Varaa-3 pour $M = 0.2$ .....	60
Figure 4.14 La polaire du $C_L$ versus $C_D$ du profil Varaa-3 pour $M = 0.2$ .....	61
Figure 4.15 La variation des déflexions des profils modifiés VA pour divers angles d'attaque $\alpha$ versus les positions de points de transition .....	62

Figure 4.16	La variation de la position du point de transition avec l'angle d'attaque $\alpha$ pour des profils modifiés VA .....	63
Figure 4.17	La variation du coefficient de portance $C_L$ avec l'angle d'attaque $\alpha$ pour des diverses déflexions des profils modifiés VA .....	64
Figure 4.18	La variation du coefficient de traînée $C_D$ avec l'angle d'attaque $\alpha$ pour des diverses déflexions des profils modifiés VA .....	65
Figure 4.19	La variation de la finesse $C_L / C_D$ avec l'angle d'attaque $\alpha$ pour des diverses déflexions des profils modifiés VA .....	66
Figure 4.20	La peau flexible et les actionneurs de la maquette .....	80
Figure 4.21	Les forces distribuées sur la peau flexible pour le profil Varaa3 au $M = 0.3$ et $\alpha = 4^\circ$ .....	82
Figure 4.22	Détails des forces distribuées sur la peau flexible pour le profil Varaa3, au $M = 0.3$ , $\alpha = 4^\circ$ .....	82
Figure 4.23	La distribution de la pression dynamique sur la corde du profil Varaa 0 pour $M = 0.2$ et $\alpha = -2^\circ$ .....	85
Figure 4.24	La force distribuée $F_x$ sur la direction $x$ versus la corde pour le profil Varaa 0 pour $M = 0.2$ et $\alpha = -2^\circ$ .....	85
Figure 4.25	La force distribuée $F_y$ sur la direction $y$ versus la corde pour le profil Varaa 0 pour $M = 0.2$ et $\alpha = -2^\circ$ .....	86
Figure 5.1	Les distributions des coefficients de pression sur le profil de référence et sur le profil optimisé placés à l'angle d'attaque $\alpha = 0.5^\circ$ pour $M = 0.25$ et $Re = 3$ millions .....	91
Figure 5.2	Comparaison entre les formes du profil de référence (en bleu) et	

du profil optimisé (en rouge). Image agrandie sur l'axe des $y$ .....	92
Figure 5.3 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour $\alpha = 0.5^\circ$ , $M = 0.25$ et $Re = 3$ mil .....	92
Figure 5.4 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour $\alpha = 0^\circ$ , $M = 0.25$ et $Re = 3$ millions .....	93
Figure 5.5 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour $\alpha = 1^\circ$ , $M = 0.25$ et $Re = 3$ millions .....	94
Figure 5.6 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour $\alpha = 0^\circ$ , $0.5^\circ$ et $1^\circ$ , $M = 0.25$ et $Re = 3$ millions .....	95
Figure 5.7 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour $\alpha = 0.5^\circ$ , $M = 0.30$ et $Re = 3.359$ millions .....	96
Figure 5.8 La distribution des coefficients de pression $C_P$ versus la corde du profil C1, pour le cas de vol $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	101
Figure 5.9 La distribution des coefficients de friction $C_F$ versus la corde du profil C1, pour le cas de vol $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	101
Figure 5.10 La distribution des coefficients de pression $C_P$ versus la corde du profil C11 pour le cas de vol $M = 0.275$ , $Re = 3.098 * e6$ , $\alpha = 0.5^\circ$ .....	102
Figure 5.11 La distribution des coefficients de friction $C_F$ versus la corde du profil C11, pour le cas de vol $M = 0.275$ , $Re = 3.098 * e6$ et $\alpha = 0.5^\circ$ .....	102
Figure 5.12 La distribution des coefficients de pression $C_P$ versus la corde du profil C21, pour le cas de vol $M = 0.35$ , $Re = 3.863 * e6$ et $\alpha = 1.5^\circ$ .....	103
Figure 5.13 La distribution des coefficients de friction $C_F$ versus la corde du profil C21, pour le cas de vol $M = 0.35$ , $Re = 3.863 * e6$ et $\alpha = 1.5^\circ$ .....	103

Figure 5.14 La convergence de résidus pour le profil C1 pour $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	105
Figure 5.15 La convergence de $C_D$ pour le profil C1 pour $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	106
Figure 5.16 La convergence de $C_L$ pour le profil C1, $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	106
Figure 5.17 La convergence des coefficients de moment $C_m$ pour le profil C1, $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	107
Figure 5.18 La distribution de coefficients de pression calculée en Fluent et en XFoil pour le profil C1, $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	107
Figure 5.19 La distribution du paramètre $y^+$ pour le profil C1, $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	108
Figure 5.20 La distribution de coefficients de friction pour le profil C1, $M = 0.2$ , $Re = 2.289 * e6$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	108
Figure 5.21 La distribution de la pression dynamique sur la corde du profil C1 pour $M = 0.2$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	110
Figure 5.22 La force distribuée $F_x$ sur la direction $x$ pour le profil C1 pour $M = 0.2$ et $\alpha = -0.5^\circ$ .....	110
Figure 5.23 La force distribuée $F_y$ sur la direction $y$ pour le profil C1 pour $M = 0.2$ et $\alpha = 0.5^\circ$ .....	111

## INTRODUCTION

Ce mémoire fait partie d'un projet d'étude novateur et ambitieux sur la faisabilité d'une aile adaptative, capable de garder son efficacité maximale dans un régime restreint de vol.

Le but du projet global est de modifier la forme de l'extrados du profil laminaire d'une aile équipée d'une peau flexible, afin d'obtenir les meilleures caractéristiques aérodynamiques pour divers régimes de vol. La forme de l'aile sera modifiée à l'aide des actionneurs intelligents qui seront commandés à l'aide d'un dispositif qui utilisera des capteurs optiques et un système de contrôle en boucle fermée. Ce système permettra l'adaptabilité de l'aile en temps réel au régime de vol dans le but d'optimiser ses performances aérodynamiques. Cette optimisation sera réalisée par une technique de contrôle de la couche limite laminaire qui utilise le changement en temps réel de la forme de la paroi. Les déflexions de la peau flexible modifient la position sur la corde du profil pour le point de transition entre l'écoulement laminaire et turbulent. L'objectif visé est de maximiser la longueur de la partie laminaire de l'écoulement, dont de déplacer le point de transition plus proche du bord de fuite du profil et de réduire ainsi le coefficient de traînée de frottement.

Deux codes de la dynamique computationnelle des fluides CFD ont été utilisés pour les calculs des coefficients aérodynamiques: XFOIL qui est un code rapide, basé sur la méthode des panneaux (écoulement non visqueux avec corrections de couche limite) et Fluent, un code qui utilise des volumes finis, mais qui est laborieux, plus compliqué et gourmand en temps de calculs et en ressources informatiques.

L'objectif de ce projet de maîtrise est d'analyser à l'aide de ce deux codes de la CFD (XFOIL et Fluent) l'écoulement autour du profil de référence WTEATE1 et autour des profils dérivés VARAA et OPTIM 1.

Les résultats ont été analysés qualitativement et quantitativement. Du point de vue de la qualité de ces résultats, nous avons comparé les résultats exprimés sous forme des

coefficients aérodynamiques obtenus par les deux codes XFOIL et Fluent. En effet, les différences entre ces résultats sont expliquées par le fait que le code XFOIL considère les deux types d'écoulement (laminaire et turbulent), tandis que le code Fluent considère que l'écoulement est entièrement turbulent.

Dans le premier chapitre, nous avons présenté un sommaire des bases des deux codes de la CFD: le code à panneaux XFOIL et le code à volumes finis Fluent.

Dans le deuxième chapitre, nous avons présentés les profils aérodynamiques utilisés dans cette étude. Les profils VARAA et OPTIM1 ont été obtenus par les équipes de LAMSI et de l'École Polytechnique à partir du profil de base WTEATE1 fourni par les laboratoires du CNRC. Les modalités de conception de ces profils ainsi que les raisons pour lesquelles ils ont été conçus sont aussi présentées.

Au troisième chapitre, nous avons effectué l'analyse du comportement aérodynamique du profil de base utilisé WTEATE1, pour lequel nous avons disposé des données des essais en soufflerie fournies par l'équipe de CNRC. Ces données ont été comparées à celles obtenues numériquement par les simulations CFD (les logiciels XFOIL et Fluent).

Au quatrième chapitre, nous avons réalisé des simulations CFD pour les profils VARAA qui comportent un seul point de déflexion situé sur l'extrados du profil, au milieu de la peau flexible, fournis par l'équipe de LAMSI. L'expérience accumulée pendant l'analyse du comportement aérodynamique du profil WTEATE1 a été utile dans ce chapitre, car nous n'avons pas disposé des données des essais pour les profils VARAA. Une comparaison des résultats fournis en utilisant les deux codes XFOIL et Fluent a été réalisée. De cette manière, les résultats obtenus avec les deux logiciels (XFOIL et Fluent), ont été montrés. Les méthodologies de simulation en CFD pour les profils VARAA ont été appliquées aux profils ultérieurs plus complexes et qui ont présenté des particularités de conception et des conditions des simulations différentes.

Dans le chapitre 5, nous avons présenté l'analyse de résultats obtenus par les codes CFD pour les profils OPTIM1 conçus par l'équipe de l'École Polytechnique. Ces profils comportent trois points mobiles de déflexion situés sur l'extrados, dans la région de la peau flexible. Deux autres points, placés aux buts de la peau, réalisent la liaison entre la partie flexible et la partie rigide de l'extrados et sont maintenus fixes en assurant la condition de continuité du profil. La partie flexible a été modélisée à l'aide des fonctions « *spline* » cubiques pendant le processus de design. Pour la conception des profils, une méthode d'optimisation incluant le code XFOIL a été utilisée afin de modifier la forme du profil dans le but de maximiser la longueur de la partie laminaire de l'écoulement. L'optimisation des caractéristiques aérodynamiques a été réalisée pour un régime de vol restreint, bien défini pour chacun de ces profils.

De cette manière, cette approche est devenue plus réaliste, car le contrôleur va fournir une forme distincte, donc un profil discret pour chaque régime de vol. De nouveau, l'expérience accumulée pendant l'étude des profils VARAA s'était avéré utile, et elle a permis la résolution des problèmes de simulations, principalement en ce qui concerne la génération des maillages, la convergence des solutions et la précision des calculs.

Des conclusions sont ensuite présentées.

Dans la première annexe, les plus significatifs résultats obtenus à l'aide des codes XFOIL et Fluent sont présentés sur un DVD à cause de leur grand volume. Dans les trois annexes suivantes (2, 3 et 4), le fonctionnement des codes XFOIL, Gambit et Fluent est détaillé. Le but de ces détails est de permettre à un autre utilisateur d'apprendre très vite des procédures d'application de ces codes et de susciter son intérêt pour les approfondir et utiliser.

## CHAPITRE 1

### PRÉSENTATION GÉNÉRALE DES CODES CFD XFOIL ET FLUENT

#### 1.1 Introduction

La dynamique de fluides computationnelle (en anglais : Computational Fluid Dynamics, CFD) est une branche de la mécanique des fluides qui utilise des méthodes numériques pour résoudre et analyser les phénomènes spécifiques aux écoulements de fluides [1].

Le travail en CFD exige des solides connaissances dans les deux sous branches ou disciplines: la mécanique de fluides et l'analyse numérique, car des erreurs significatives pourraient être faites par les utilisateurs ayant des lacunes dans l'une ou l'autre de ces disciplines [2].

L'utilisation des codes CFD à volumes finis (comme Fluent, Edge, CFX, Phoenics, Flow 3D) nécessite des grandes ressources de calculs pour l'obtention des résultats assez approximatifs, alors des ressources encore plus grandes de calculs sont nécessaires pour l'obtention des très bons résultats. Ces grandes ressources sont demandées à cause de la grande complexité des équations Navier Stokes qui décrivent les caractéristiques de l'écoulement. Ces équations, gouvernant les écoulements des fluides visqueux, ne peuvent pas être résolues dans un temps de calcul raisonnable dans leur forme complète, alors la forme moyennée par rapport au temps, complétée avec des modèles de turbulence doit être utilisée. Des solutions approximatives (et pas exactes) sont obtenues par cette approche qui utilise des modèles de turbulence dans un temps de calcul plus petit que celui demandé par les équations Navier Stokes complètes, ce qui est avantageux.

Les codes à panneaux ont été appliqués en CFD avec des excellents résultats en termes de rapidité et précision du calcul, mais les codes à volumes finis, plus précis et couvrant une plage plus large des phénomènes de dynamique des fluides, sont présentement plus utilisés.

## 1.2 Présentation générale des codes à panneaux

Ce chapitre représente une synthèse de toutes les références indiquées dans cette section. Les codes à panneaux ont été développés au début des années '60. Leur utilisation a révolutionné les calculs aérodynamiques pour les écoulements potentiels tridimensionnels. De nos jours, ils sont encore utilisés due à leurs qualités, concernant principalement l'exactitude et la vitesse du calcul réalisées avec des ressources informatiques raisonnables. Ces codes à panneaux sont capables de produire des analyses paramétriques pertinentes de nombreuses et complexes configurations d'aéronefs avec la possibilité de prédire les effets d'interférence entre les différentes composantes d'un aéronef [3].

Dans la figure 1.1, un exemple d'utilisation de ce type de méthode est montré. L'écoulement potentiel a été calculé autour d'un hybride composé de l'avion Boeing 747 et de la navette spatiale en 3D. Cette très impressionnante application a déterminé plusieurs entreprises aéronautiques d'utiliser des codes de calcul CFD à panneaux, qui sont devenus des routines dans les processus de design dans la technologie aérospatiale [4].

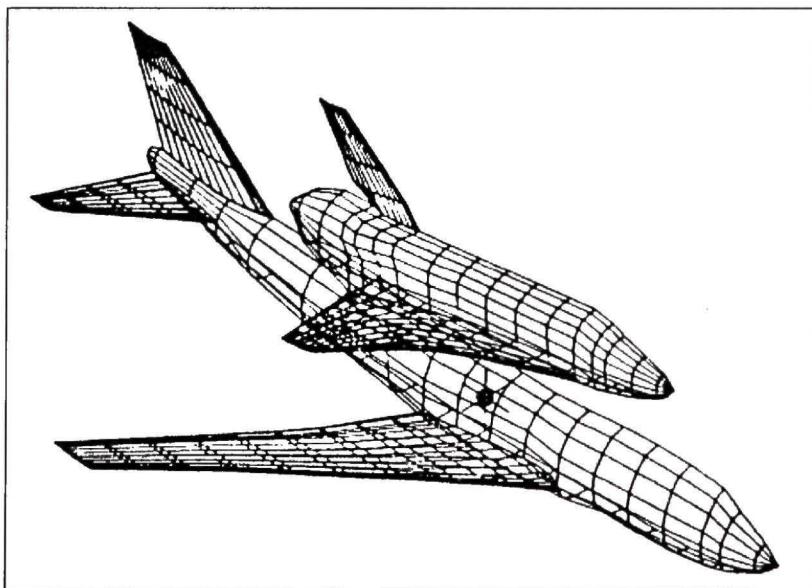


Figure 1.1 Modélisation par le code des panneaux de l'avion Boeing 747 qui transporte la navette spatiale [4]

Les méthodes à panneaux sont des techniques de résolution des écoulements potentiels pour des géométries bidimensionnelles et tridimensionnelles. Les systèmes potentiels sont gouvernés par l'équation de Laplace [5].

L'approche qui est à la base de cette méthode exige que tout le corps autour duquel on étudie l'écoulement soit divisée dans un nombre fini « d'éléments limites » ou des panneaux, qui sont adjacents. Les effets du champ de l'écoulement autour du corps représentent la somme des effets des champs des écoulements élémentaires agissant sur chaque panneau.

Généralement, nous couvrons un corps tridimensionnel (l'avion dans ce cas-ci) avec des panneaux, sur lesquels il existe une distribution inconnue des « singularités » exprimées sous forme des sources ponctiformes, des doublets ou des tourbillons. Ces inconnues sont déterminées à l'aide d'un système d'équations linéaires couplées, générées par l'application de la condition que l'écoulement externe soit tangent aux parois [4]. Cela implique le calcul des vitesses induites dans les points de contrôle sur chaque panneau.

Pour les corps non portants, une distribution de sources sur chaque panneau est suffisante du au fait que la circulation autour d'une source est nulle, pendant que pour les corps portants, les sources et les tourbillons ou leurs équivalents (doublets) sont nécessaires [4].

Pour un écoulement 2D, l'équation de Laplace est :

$$\Delta\psi = \frac{\partial^2\psi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2\psi}{\partial y^2} = 0 \quad (1.2.1)$$

où  $\psi$  est la fonction de courant exprimée en coordonnées cartésiennes définie par :

$$u = \frac{\partial\psi}{\partial y} ; \quad v = -\frac{\partial\psi}{\partial x} \quad (1.2.2)$$

où  $u$  et  $v$  représentent les composantes de la vitesse  $\vec{V}$  pour l'écoulement bidimensionnel. Si nous considérons l'écoulement incompressible et non rotationnel, la vitesse  $\vec{V}$  est la dérivée

d'un potentiel de vitesses  $\varphi$ , alors nous pouvons écrire :

$$\vec{V} = \nabla \varphi \quad \text{et} \quad u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} ; \quad v = \frac{\partial \varphi}{\partial y} \quad (1.2.3)$$

Nous tenons compte de l'équation de continuité suivante :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1.2.4)$$

En remplaçant  $u$  et  $v$  données par les équations (1.2.3) dans l'équation (1.2.4), nous obtenons :

$$\Delta \varphi = \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad (1.2.5)$$

L'équation (1.2.5) montre que le potentiel de vitesses est une fonction harmonique qui satisfait l'équation de Laplace. Pour un écoulement subsonique compressible, dans le cas des petites perturbations, l'équation du potentiel pourrait s'écrire sous une forme linéaire [5] comme suit :

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \varphi}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \varphi}{\partial y^2} = 0 \quad (1.2.6)$$

où  $M_\infty$  est le nombre de Mach dans le courant non perturbé.

En régime incompressible, l'équation du potentiel de vitesses ou l'équation de la fonction de courant et de leurs dérivées (qui produisent le champ de vitesses de composantes  $u$  et  $v$ ) conduisent aux calculs des pressions [3] par l'intermédiaire de l'équation de Bernoulli (1.2.7) :

$$p + \frac{1}{2} \rho (u^2 + v^2) = p_\infty + \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 \quad (1.2.7)$$

d'où le coefficient de pression  $C_p$  est obtenu comme suit :

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2} = 1 - \frac{u^2 + v^2}{V_\infty^2} = 1 - \frac{V^2}{V_\infty^2} \quad (1.2.8)$$

où  $V_\infty$  et  $\rho_\infty$  sont la vitesse respectif la densité du courant non perturbé à l'infini amont,  $V$  (de composantes  $u, v$ ) et  $\rho$  sont la vitesse, respectif la densité du courant perturbé et nous avons considérée que  $\rho_\infty = \rho$  (car le régime est incompressible).

Dans la méthode des panneaux, lorsque l'équation de la fonction de courant sous forme intégrale (1.2.11) est utilisée, des quantités telles que la vitesse ou l'intensité des tourbillons sont impliquées seulement sur la surface, pendant que le potentiel de vitesse  $\varphi$  est calculé pour tout le champ de l'écoulement.

La division de la surface en panneaux permet que l'intégrale soit approximée avec une expression algébrique pour chaque panneau, alors un système d'équations algébriques linéaires est résolu pour les inconnues apparues à la frontière solide (à la surface du profil). Ce système est résolu par des techniques de calcul numériques telles que Gauss ou en utilisant un calcul itératif et moins coûteux [3].

Du au fait que l'équation de Laplace a un caractère linéaire, la solution générale est représentée par la somme des solutions élémentaires (le principe de superposition). Par la superposition des plusieurs solutions simples (intitulées singularités) qui ont des significations physiques, il est possible de bâtir un modèle pour l'écoulement tangent à la surface. Nous utilisons des sources distribuées et des couches de tourbillons comme des singularités.

À l'aide des sources et des tourbillons nous pouvons reproduire chaque écoulement, mais du au fait qu'au centre des tourbillons les vitesses sont singuliers, nous devons nous assurer de bien modéliser l'écoulement dans le noyau du tourbillon, alors nous utilisons des tourbillons  $\gamma_0 ds_0$  d'intensité infinitésimale. La quantité  $ds_0$  est la longueur du petit segment du panneau et  $\gamma_0$  est l'intensité de tourbillon sur l'unité de longueur. Pour un point en espace de coordonnées  $x$  et  $y$  et de vecteur de position  $\bar{r}$ , la fonction de courant due à tous ces

infinitésimaux tourbillons dans ce point peut être écrite comme  $\oint \frac{\gamma_0}{2\pi} \ln(\bar{r} - \bar{r}_0) ds_0$ , et elle est définie sur tous les tourbillons élémentaires placés sur la surface du profil. Les vecteurs de position  $\bar{r}_0$  représentent les points de coordonnées  $x_0$  et  $y_0$  dans lequel les tourbillons ont été placés [3].

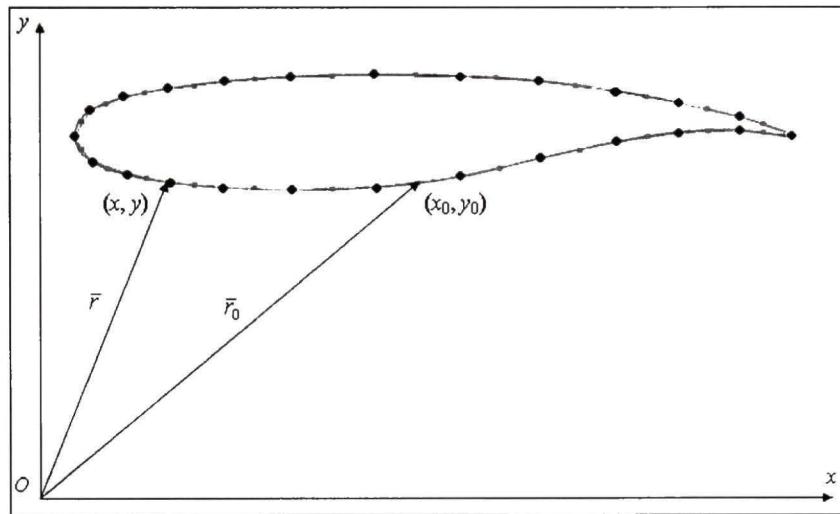


Figure 1.2 Les points de contrôle et les vecteurs de position

L'écoulement libre a une fonction associée à soi-même  $u_\infty y - v_\infty x$  où  $u_\infty$  et  $v_\infty$  sont les composantes de la vitesse  $V_\infty$  de l'écoulement libre, non perturbé. De cette manière, en superposant les effets de l'écoulement libre et les effets des tourbillons, la fonction de courant dans un point quelconque en espace, de vecteur de position  $\bar{r}$  est

$$\psi = u_\infty y - v_\infty x - \frac{1}{2\pi} \oint \gamma_0 \ln(|\bar{r} - \bar{r}_0|) ds_0 \quad (1.2.9)$$

Dans le cas où nous considérons que la frontière solide du profil est elle-même une ligne de courant, la valeur de la fonction de courant dans tous les points de vecteurs de position  $\bar{r}$ , mais situés sur la surface du profil, doit être égale à une constante  $C$ , donc :

$$\psi = u_\infty y - v_\infty x - \frac{1}{2\pi} \oint \gamma_0 \ln(|\bar{r} - \bar{r}_0|) ds_o = C \quad (1.2.10)$$

ou

$$u_\infty y - v_\infty x - \frac{1}{2\pi} \oint \gamma_0 \ln(|\bar{r} - \bar{r}_0|) ds_o - C = 0 \quad (1.2.11)$$

L'intensité de tourbillon  $\gamma_0$  doit être interprétée comme une composante tangentielle de la vitesse seulement en dehors de la surface du profil :  $\gamma_0 ds_0 = V ds_0$  donc  $V = \gamma_0$ , d'où l'équation de Bernoulli (1.2.8) pour le champ de pression à la surface du profil s'écrit sous la forme suivante :

$$C_p = 1 - \frac{\gamma_0^2}{V_\infty^2} \quad (1.2.12)$$

Les conditions à la limite Kutta imposent que la pression en dessus et en dessous du bord de fuite soient égales, ce qui se produit seulement si :

$$\gamma_{\text{dessus}} = -\gamma_{\text{dessous}} \quad (1.2.13)$$

donc lorsque le flux quitte l'extrados et l'intrados dans la même direction (les tourbillons de l'extrados et de l'intrados sont égaux en amplitude et tournent dans des directions opposées). La surface du profil doit être une ligne de courant, donc dans tous les points de contrôle (du milieu de panneau)  $\psi = C$ . La fonction de courant est due à la superposition des effets de l'écoulement libre et des effets des tourbillons  $\gamma_0 ds_0$  qui sont présents dans la couche limite.

Il reste seulement à résoudre l'équation intégrale (1.2.11) et de satisfaire la condition Kutta (1.2.13), dans le but d'obtenir les inconnues : les intensités de tourbillons  $\gamma_0$  et la constante  $C$  [3].

Le calcul numérique exige que le profil soit divisé en  $N$  panneaux définis par un index  $j$ , où  $j = 1$  à  $N$ . À chaque point de contrôle situé au milieu du chaque panneau nous attribuons l'indice  $i$ , avec  $i = 1$  à  $N$  (voir la figure 1.3). Nous considérons que  $\gamma_0$  est constant sur chaque

panneau et alors l'intégrale sur tout le profil peut être approximée par la somme des intégrales sur les  $N$  panneaux. L'équation (1.2.11) devient:

$$u_{\infty}y_i - v_{\infty}x_i - \sum_{j=1..N} \frac{\gamma_{0,j}}{2\pi} \int \ln(|\bar{r}_i - \bar{r}_0|) ds_0 - C = 0 \quad (1.2.14)$$

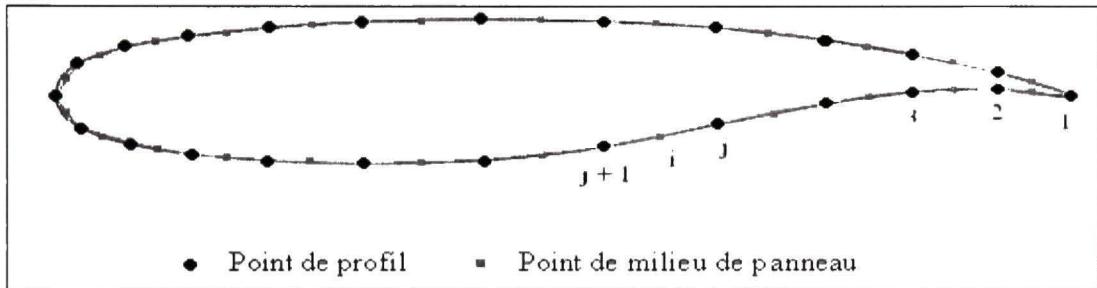


Figure 1.3 La distribution de panneaux sur un profil [6]

L'indice  $i$  se réfère au point de contrôle où l'équation (1.2.14) est appliquée, pendant que l'indice  $j$  se réfère au panneau où la courbe intégrale est évaluée. Les intégrales sur les panneaux individuels dépendent seulement de la forme du panneau (la ligne droite), des points qui limitent ce panneau et du point de contrôle (au milieu du panneau)  $i$  [3]. Cependant, l'intégrale (1.2.14) peut être évaluée analytiquement.

Nous introduisons la notation suivante pour l'influence du panneau  $j$  d'index  $i$ , dénotée par  $A_{ij}$  :

$$A_{ij} = \frac{1}{2\pi} \int \ln(|\bar{r}_i - \bar{r}_0|) ds_0 \quad (1.2.15)$$

Nous remplaçons  $A_{ij}$  donnée par l'équation (1.2.15) dans l'équation (1.2.14) et nous obtenons l'équation suivante:

$$u_{\infty}y_i - v_{\infty}x_i - \sum_{j=1}^N A_{i,j} \gamma_{0,j} - C = 0 \quad (1.2.16)$$

Une telle équation peut s'écrire pour chaque point de contrôle  $i$ , de tous les  $N$  panneaux. La condition Kutta est rajoutée aux équations et nous obtenons :

$$\gamma_{01} + \gamma_{0N} = 0 \quad (1.2.17)$$

où  $\gamma_{01}$  et  $\gamma_{0N}$  sont les intensités des tourbillons élémentaires sur l'intrados respectivement sur l'extrados, au bord de fuite du profil. Ces quantités doivent être égales en valeur absolue et leur sens de rotation doit être contraire. Ainsi, les équations (1.2.16) et (1.2.17) forment un système de  $N + 1$  équations pour lesquelles les inconnues sont : la constante  $C$ , (qui représente la valeur de la fonction de courant sur la surface du profil) et  $N$  valeurs pour l'intensité de tourbillons  $\gamma_{0j}$  [3]. Ce système peut se résoudre d'une manière itérative en utilisant des techniques de calcul numérique comme Gauss-Seidel.

Les codes à panneaux présentent quand même des limitations en pratique. L'hypothèse de l'incompressibilité de l'écoulement limite l'applicabilité de ces codes au régime subsonique, aux nombres de Mach plus petites que 0.3. L'hypothèse de non viscosité des fluides ne permet pas des calculs précis de portance et de moment aérodynamique pour des angles plus élevés que  $5^\circ - 10^\circ$  où le phénomène de séparation de l'écoulement devient important [6].

Par exemple, même pour un angle d'attaque de  $5^\circ$  [7], pour des valeurs du nombre du Reynolds augmentant du gauche à droite, (voir la figure 1.4), les différents écoulements qui montrent la séparation et le rattachement du flux sur l'extrados du profil, ne conviennent pas aux calculs par codes « à panneaux ».

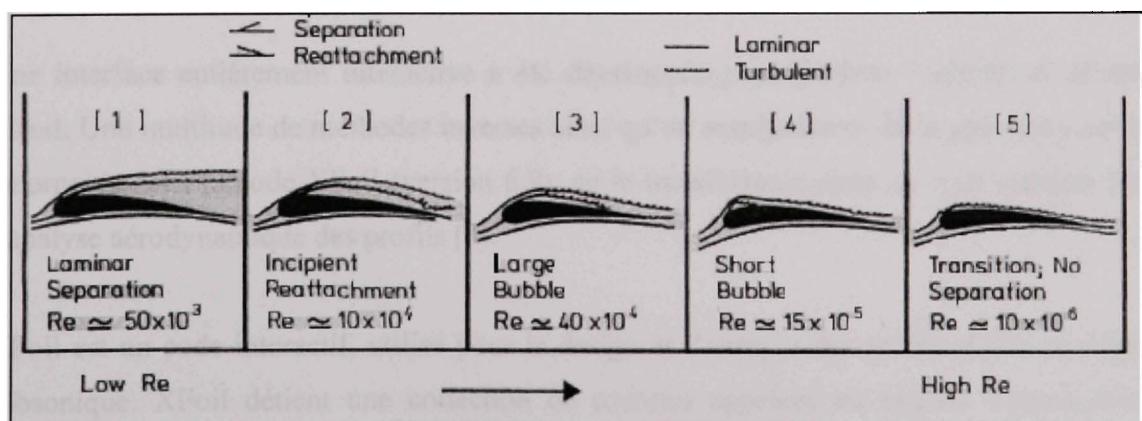


Figure 1.4 L'évolution typique avec l'augmentation de nombre du Reynolds de la couche limite sur un profil placé à un angle d'attaque modéré [7]

Pour des très petites valeurs du nombre de Reynolds et pour des grands angles d'attaque, la séparation de l'écoulement sur l'extrados n'est pas captée par la théorie des écoulements potentiels [6], ainsi aucun décrochage ne peut pas être prédict par les méthodes à panneaux.

Pour les études des écoulements tridimensionnels non visqueux et incompressibles, les codes à panneaux sont faciles à utiliser. Cependant, les écoulements compressibles et visqueux sont étudiés en utilisant les méthodes à panneaux, mais deux corrections doivent être apportées. Des corrections de type Karman-Tsien sont appliquées pour considérer la compressibilité de l'écoulement, et des corrections de viscosité de l'écoulement sont obtenues à partir de la vitesse totale calculée dans chaque point situé sur le profil et sur le sillage. Cette vitesse est incorporées dans des équations visqueuses (couche limite) en produisant un système non linéaire elliptique résolu par la méthode de Newton [8] (le code XFOIL).

### 1.3 Description du code XFOIL

Nous présentons ici une synthèse de guide du code XFOIL conçu par Dr. Mark Drela [8]. XFOIL 1.0 est un code de modélisation à panneaux et a été développé par Dr. Mark Drela en 1986. Le but principal a été de combiner les méthodes à panneaux d'ordre supérieur, précises et rapides, avec les nouvelles méthodes complètement couplées d'interaction visqueux / non visqueux de l'écoulement, utilisées dans le code ISES conçu par Drela et Giles [8].

Une interface entièrement interactive a été développée pour faciliter l'utilisation du code XFOIL. Une multitude de méthodes inverses ainsi qu'un manipulateur de la géométrie ont été incorporés dans le code XFOIL (version 6.9), en le transformant dans un code pratique pour l'analyse aérodynamique des profils [8].

XFOIL est un code interactif, utilisé pour le design et l'analyse des profils d'aile en régime subsonique. XFOIL détient une collection de routines appelées en anglais « menu-driven routines » qui exécutent des multiples fonctions pour :

- *Les analyses non-visqueuses et visqueuses* de l'écoulement autour du profil qui permettent la transition libre, la transition forcée, la séparation transitionnelle de type « bubble», la séparation limitée au bord de fuite, la prédition de la portance et de la traînée jusqu'au  $C_{L_{max}}$  et la correction de compressibilité Karman – Tsien ;
- *Le design et le redesign* du profil à l'aide du curseur ou de la souris par la spécification de la courbe interactive des distributions des vitesses «  $Q_{spec}$  ». Deux types de routines ont été implémentés: *inversion complète* (routine MDES), basée sur une topographie complexe et *inversion partielle* (routine QDES), basée sur une extension d'une méthode de panneaux de Xfoil. La routine *inversion complète* permet un design multi objectif (pour plusieurs régimes de vol). Toute la géométrie du profil est calculée à partir de la distribution de vitesses «  $Q_{spec}$  » sur le contour complet du profil. La routine utilisant l'*inversion partielle* permet un contrôle relativement strict de la géométrie sur des parties du profil. Elle est une simple routine de calcul non visqueux dans laquelle les équations discrètes qui gouvernent l'écoulement sont les mêmes, sauf que, au lieu que les intensités des tourbillons soient inconnues, les coordonnées des nœuds de panneaux sont considérés inconnues, dans les régions où les distributions des vitesses sont prescrites. Seulement une partie du profil est influencée à un certain moment de temps. En permettant que la géométrie des panneaux du profil soit une variable, le problème est non linéaire, mais il peut être résolu par la méthode de Newton ;
- Le re-design du profil suite aux spécifications des nouveaux paramètres géométriques suivants: l'épaisseur maximale et / ou la cambrure, le rayon du bord d'attaque, l'épaisseur du bord de fuite, la nouvelle ligne de cambrure définie par sa géométrie, la nouvelle ligne de cambrure définie par la spécification de changement du chargement aérodynamique et le braquage du volet ;
- La combinaison des profils aérodynamiques ;
- Le calcul de la polaire pour différents nombres de Reynolds et / ou nombres de Mach ;

- L'écriture et la lecture des coordonnées du profil et la sauvegarde des fichiers des polaires ;
- Traçage de la géométrie, de la distribution de pressions et des polaires multiples (en utilisant le logiciel *Versaplot – derivative*) [8].

La *formulation non visqueuse* du code XFOIL utilise une méthode à panneaux simple basée sur une fonction de courant linéaire. Le bord de fuite de faible épaisseur est modélisé à l'aide d'une source - panneau. Le système d'équations est fermé en utilisant la condition explicite Kutta. La correction de compressibilité Karman-Tsien est incorporée en assurant des prédictions de compressibilité acceptables en régime subsonique. En écoulement supersonique, la condition Karman-Tsien n'est plus valide et les résultats se dégradent rapidement lorsque le régime transsonique est présent. Ainsi, les ondes de choc ne peuvent pas être prédites [8].

La *formulation visqueuse* de XFOIL. La couche limite et le sillage sont décrits par une méthode de couche limite avec deux équations intégrales de dissipation et une enveloppe  $e^n$  pour le critère de transition, les deux provenant du code ISES d'analyse et design en régime transsonique. Toute la solution visqueuse (couche limite et sillage) interagit avec l'écoulement potentiel incompressible par l'intermédiaire du modèle de transpiration de la « surface » (provenant du code ISES), ce qui permet le calcul précis pour régions limitées de séparation. La traînée est déterminée à partir de la quantité du mouvement du sillage lointain. Un traitement spécial est utilisé pour le profil qui a le bord de fuite coupé (*blunt*), ce qui offre des résultats plus précis en termes de traînée. La vitesse totale dans chaque point situé sur le profil et sur le sillage, avec les contributions provenant du courant non perturbé, des couches de tourbillons existantes sur le contour du profil et des distributions équivalentes des sources visqueuses, est obtenue par la solution non visqueuse à panneaux avec la correction de Karman-Tsien ajoutée. Cette vitesse est incorporée dans les équations visqueuses (de la couche limite) et le système non linéaire elliptique obtenu est rapidement résolu par la méthode de Newton. Le calcul est très rapide, prenant juste quelques secondes [8].

Si la portance (ou l'angle d'attaque) est spécifiée, alors la trajectoire du sillage pour un calcul visqueux est prise de la solution non visqueuse pour la portance (ou l'angle d'attaque) spécifiée. Même si cette solution n'est pas strictement correcte, car en général les effets de viscosité réduisent la portance et changent la trajectoire du sillage, des corrections n'ont pas été appliquées, car elles augmenteraient le temps de calcul d'une manière non-raisonnable [8].

#### 1.4 Description du code Fluent

Fluent est un logiciel « d'état de l'art », capable de modéliser les écoulements des fluides et le transfert de chaleur pour les domaines comportant des géométries complexes. Il est écrit dans le langage « C », ce qui lui confère de la puissance et de la flexibilité. Une interface interactive permet l'accès de l'utilisateur aux fonctions exigées pour le calcul de la solution et l'affichage des résultats [9].

Fluent est un code commercial de la CFD basé sur la méthode des volumes finis. Les équations gouvernant le comportement du fluide peuvent être résolues à l'aide des différents modèles physiques en régime incompressible ou compressible, non visqueux ou visqueux, laminaire ou turbulent, etc. [10].

Le transfert de chaleur et les écoulements réactifs, la formation des polluants et l'acoustique, se trouvent parmi les phénomènes étudiés à l'aide du Fluent. Les écoulements multiphasiques (incluant la solidification et la fusion), les calculs des solutions sur plusieurs processeurs (en parallèles) et le post-traitement des résultats constituent d'autres capacités du Fluent. La création de la géométrie et la génération du maillage sont effectués en Gambit qui est le logiciel offert avec Fluent, ou par un autre système CAD / CAE qui permet l'importation des maillages générés par d'autres logiciels [9].

La suite (code) Fluent contient les modules suivants :

- Fluent, le solutionneur ;
- PréPDF, le pré-processeur pour la modélisation de la combustion pré-mixée en Fluent ;
- Gambit, le pré processeur pour la modélisation de la géométrie et la génération du maillage ;
- TGrid, le pré-processeur additionnel qui peut générer des maillages 3D à partir des maillages existants de la couche limite ;
- filtres (translateurs) pour l'importation des maillages de la couche limite et des maillages de volume provenant des codes CAD/CAE tels qu'ANSYS, CGNS, I-DEAS, NASTRAN, PATRAN, etc. [9].

La structure de base du code Fluent est présentée dans la figure 1.5. La géométrie et le maillage sont créés par Gambit ou par des codes CAD/CAE. Le maillage (triangulaire, tétraédrique ou hybride) peut être crée avec le pré-processeur TGrid à partir d'un maillage d'une couche limite existant. Une fois que le maillage est lu en Fluent, les autres opérations sont effectuées par le solutionneur. Ce dernier inclut la mise des conditions à la limite, la définition des propriétés du fluide, le calcul de la solution, l'adaptation du maillage, la post procession et la visualisation des résultats [9].

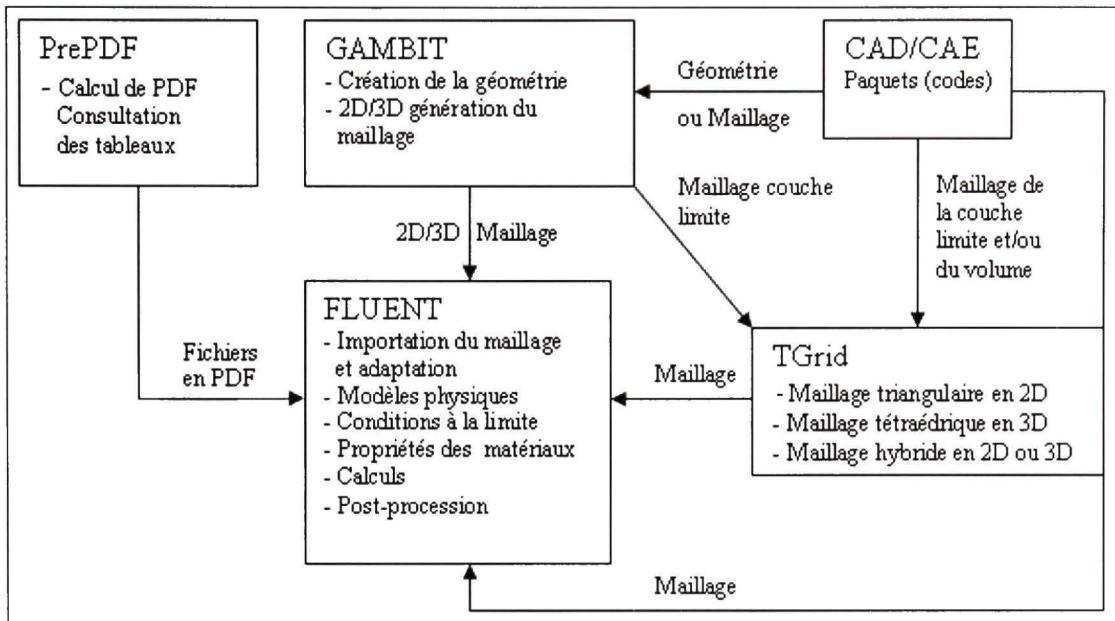


Figure 1.5 La structure de base du Fluent [9]

Fluent est capable d'opérer sous UNIX ou sous Windows. Suite à la résolution des caractéristiques du problème à résoudre, les étapes à suivre sont les suivantes :

- La création de la géométrie du modèle et du maillage, réalisée en Gambit ou dans un système CAD / CAE ;
- Le choix du solveur approprié pour un modèle 2D ou 3D (sélectionné après l'ouverture de la session) ;
- L'importation du maillage (commandée par File menu) ;
- La vérification du maillage (commandée par Grid menu) ;
- La sélection de la formulation du solveur (commandée par Define menu) ;
- Le choix des équations de base pour un écoulement laminaire, turbulent ou non visqueux, pour des réactions chimiques, pour des modèles du transfert de la chaleur, etc. L'identification des modèles additionnels nécessaires – pour des ventilateurs, milieux poreux, échangeurs de chaleur, etc., (commandé par Define menu) ;
- La spécification des propriétés du matériel (commandée par Define menu) ;
- La spécification des conditions à la limite (commandée par Define menu) ;

- L'ajustement des paramètres de contrôle de la solution (commandé par Solve menu) ;
- L'initialisation du champ de l'écoulement (commandé par Solve menu) ;
- Le calcul de la solution (commandé par Solve menu) ;
- L'analyse des résultats (commandée par Display menu, Plot menu, Report menu) ;
- La sauvegarde des résultats (commandée par File menu) ;
- L'adaptation du maillage (commandée par Adapt menu). S'il est nécessaire, nous modifions le maillage [9].

## CHAPITRE 2

### PRÉSENTATION DES PROFILS WTEATE1, VARAA ET OPTIM1

#### 2.1 Le profil laminaire WTEATE1

Au début de la présente étude, les chercheurs du Conseil National de Recherche du Canada ont proposé que le profil de recherche WTEA soit utilisé dans ce projet. Ce profil laminaire a été conçu et optimisé par eux pour être utilisé en régime transsonique; il a été choisi dans notre étude pour analyser le comportement de l'aile flexible soumise à un écoulement subsonique et visqueux.

Initialement, deux versions des profils WTEA ont été proposées : le profil WTEA1 et le profil WTEA2, différenciés par leurs formes de l'intrados et du bord de fuite. Dans la figure 2.1 sont présentés les formes des profils WTEA1 et WTEA2, réalisés par le CNRC pendant les années 80.

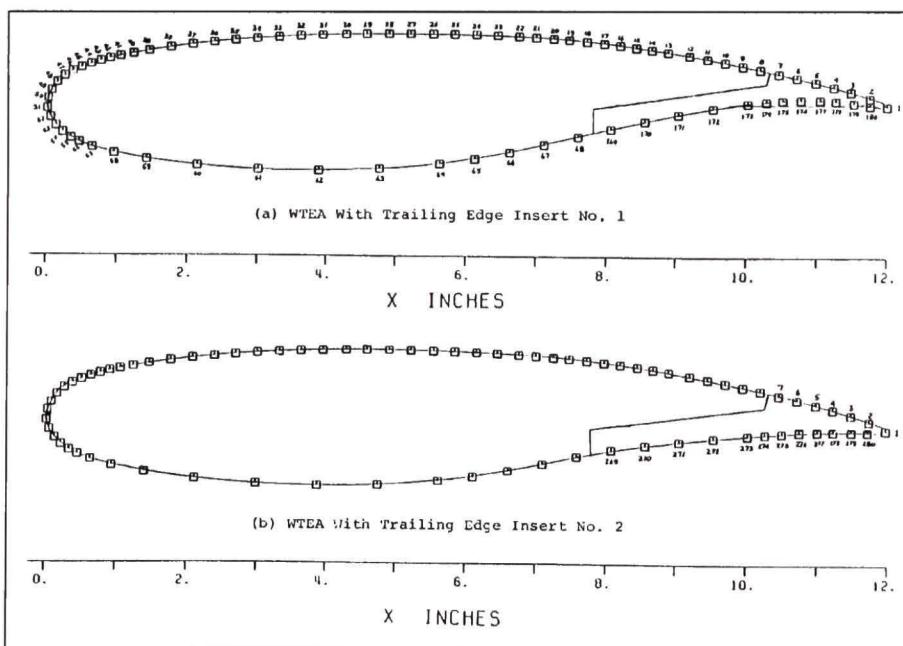


Figure 2.1 Le profil WTEA1 (insert no.1) et le profil WTEA2 (insert no.2)

La partie arrière de la maquette testée dans la soufflerie aérodynamique de CNRC a été construite détachable, dans le but de tester plusieurs configurations des profils dérivés à partir du profil de base.

Le profil WTEA1 qui présente des meilleures qualités aérodynamiques que le profil WTEA2 a été choisi dans notre projet. Nous avons intitulé ce profil WTEATE1 (TE1 = Trailing Edge 1) à cause de la modification de son bord de fuite (en anglais: *trailing edge*). L'épaisseur de son bord de fuite coupé (*blunt*) était d'approximativement 1.52 mm = 0.06 po pour une longueur de la corde de 0.3048 m = 12 pouces = 1 pi.

Nous avons effectué des calculs en dynamique de vol computationnelle (en anglais : *Computational Fluid Dynamics*) pour l'analyse du comportement aérodynamique du profil WTEATE1, présentés dans le Chapitre 3. Nous avons respecté les dimensions du profil introduit dans la soufflerie virtuelle (en utilisant Fluent ou Xfoil) ces dimensions étant celles de la maquette utilisée par les chercheurs de CNRC dans des essais dans leur souffleries réalisés pendant les années 80.

Au cours de ce projet, le profil WTEATE1 a été soumis aux plusieurs modifications du bord de fuite ainsi que de l'extrados. En effet, la forme originale, non altérée, du profil fourni par le CNRC n'a pas été utilisée dans notre projet.

## 2.2 Les profils VARAA

La recherche en aérodynamique ou dans la dynamique des fluides CFD effectuée sur une première génération de profils modifiés intitulés VARAA a été réalisée dans le but d'étudier le déplacement du point de transition vers le bord de fuite sur le profil de l'aile flexible qui sera introduite dans la soufflerie aérodynamique.

Les profils VARAA ont été conçus à partir du profil de base WTEATE\_mod1 par l'équipe du Laboratoire d'Alliages avec Mémoire et des Systèmes Intelligentes LAMSI de l'École de technologie supérieure, partenaire dans ce projet. Ce profil de base WTEATE\_mod1

représente le profil WTEATE1 dont l'épaisseur de son bord de fuite (de 2.5 mm) a été réduite à l'aide du logiciel XFOIL à la valeur de 1 mm pour la corde de la maquette de 500 mm (voir la figure 2.2). Cette modification a été demandée par l'équipe de l'École Polytechnique (partenaire aussi dans ce projet), car elle a facilité l'utilisation de son nouveau code CFD sur ce type de profil.

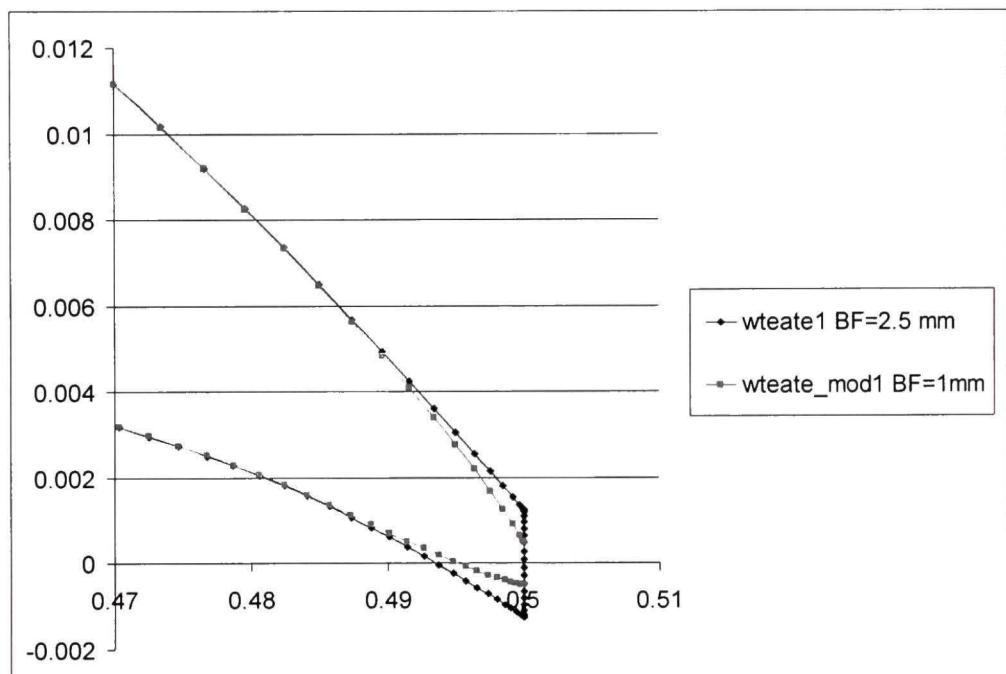


Figure 2.2 Modification de l'épaisseur du bord de fuite du profil WTEATE1

Des déflexions positives et négatives ont été appliquées dans un seul point situé au milieu de la peau flexible sur l'extrados du profil WTEATE\_mod1. De cette manière, un nombre de 17 profils différents (de VARAA – 3 à VARAA 13, voir la figure 2.3) a été obtenu. La forme de la peau flexible, située entre 7% et 65% de la corde, a été modifiée numériquement à l'aide d'un actionneur placé à son milieu, à 36% de la corde à partir du bord d'attaque du profil.

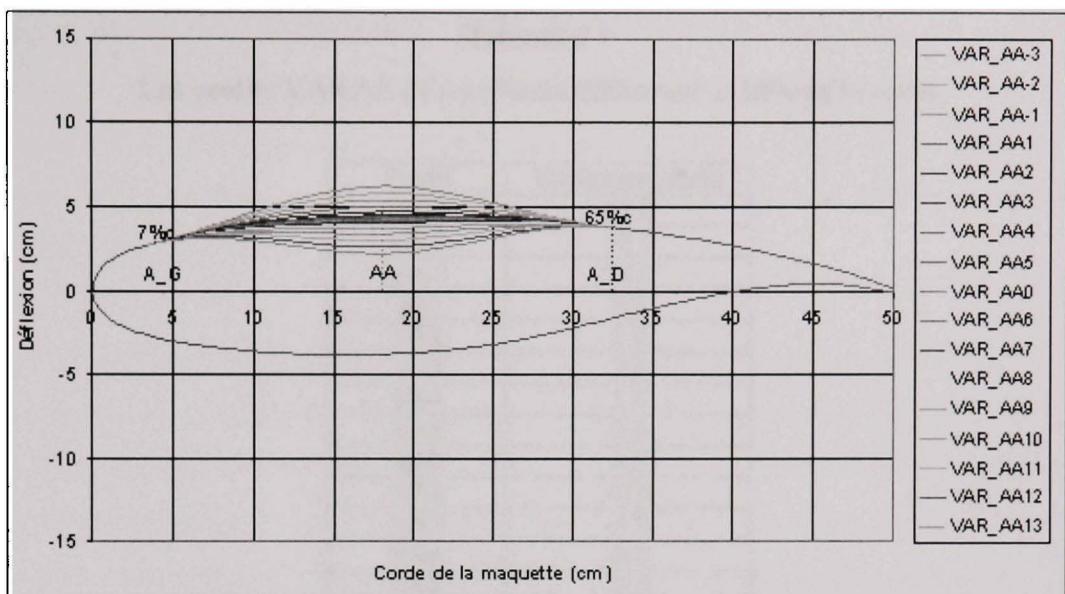


Figure 2.3 Présentations des formes des 17 profils modifiés à partir du profil de base WTEATE\_mod1 à l'aide d'un actionneur situé à 36% de la corde

Tous ces profils ont été modifiés avec le logiciel ProEngineer par l'équipe du laboratoire LAMSI en respectant les conditions de continuité dans les points fixes situés sur l'extrados, correspondants à 7% et 65% de la corde. Le profil non-déformé WTEATE\_mod1 a été intitulé VARAA0. Les valeurs des déflections correspondantes à 36% de la corde pour chaque profil VARAA (abréviées VA) sont présentées dans le tableau 2.1. Les valeurs des déflections maximales des profils sont situées entre -20 mm (VARAA-3) et +20 mm (VARAA13).

Tableau 2.1

Les profils VARAA (VA) et leurs déflexions à 36% de la corde

Profil	Deflexion (mm)
VA-3	20.0
VA-2	16.0
VA-1	12.0
VA1	8.0
VA2	5.0
VA3	3.0
VA4	1.5
VA5	0.5
VA0	0.0
VA6	-0.5
VA7	-1.5
VA8	-3.0
VA9	-5.0
VA10	-8.0
VA11	-12.0
VA12	-16.0
VA13	-20.0

Dans la figure 2.4, nous pouvons voir les différences entre le profil de base non déformé VARAA0 et les plus déformés profils VARAA-3 et VARAA 13.

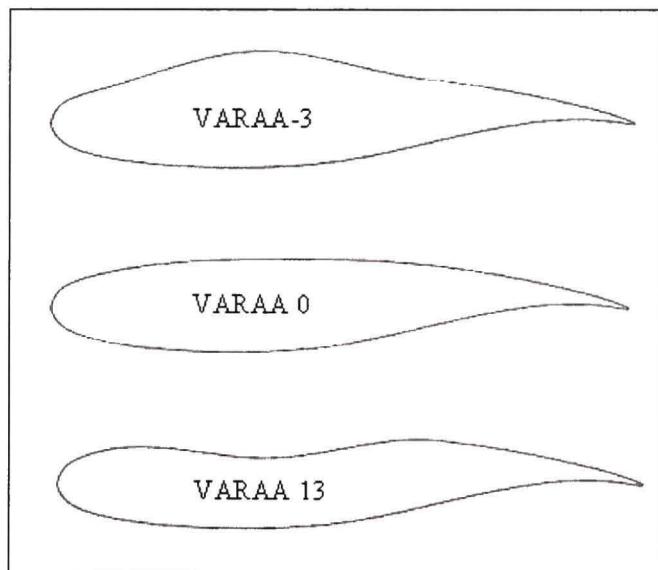


Figure 2.4 Le profil de base VARAA 0 et les plus déformés profils VARAA -3 et VARAA 13

L'analyse des profils VARAA a fourni le point de départ pour la méthodologie de modification de la forme du profil et le calcul des coefficients aérodynamiques du profil de l'aile (le coefficient de portance  $C_L$ , le coefficient de traînée  $C_D$ , le coefficient de moment  $C_m$ , et le coefficient de pression  $C_p$ ). Les forces aérodynamiques ont été calculées à partir des coefficients aérodynamiques.

Le profil variable qui sera introduit dans la soufflerie ne sera pas de type VARAA ; il sera plus complexe en comportant plusieurs points de déflexions pour assurer la continuité de la peau. Nous définissons la forme optimale de la peau (liée aux meilleures caractéristiques aérodynamiques) à chaque régime de vol à l'aide de plusieurs points de déflexion. Une étude du comportement aérodynamique des profils VARAA à l'aide des deux logiciels de la CFD : XFOil et Fluent est présentée dans le Chapitre 4.

### 2.3 Les profils OPTIM1

Le profil WTEATE1\_m a été obtenu à partir du profil de base WTEATE1, dont l'épaisseur de son bord de fuite a été réduite à zéro (bord de fuite pointu) à l'aide du logiciel XFOil. Les profils OPTIM1 réalisés par l'équipe de l'École Polytechnique ont été obtenus en modifiant la forme de l'extrados du profil WTEATE1\_m à l'aide d'une méthode d'optimisation incluant le code XFOil, dans le but de maximiser la zone de l'écoulement laminaire et de déplacer les positions des points de transition vers le bord de fuite de ces profils.

Cette génération des profils donne des plus proches performances de celles requises par le profil final qui sera introduit dans la soufflerie du CNRC. La conception des profils OPTIM1 est différente de la conception des profils VARAA.

Les profils VARAA ont été construits en imposant une déflexion dans un point situé au milieu de la peau flexible, en déterminant les distributions des pressions, et ainsi, les déplacements des points de transition vers le bord de fuite pour retarder la transition du régime laminaire au turbulent. Cependant, l'étude de profils VARAA a été importante

comme point de départ dans ce projet.

L'équipe de l'École Polytechnique a obtenu le profil de référence modifié WTEATE1\_m à partir du profil WTEATE1 dont ses coordonnées ont été fournies par le CNRC (251 points) qui présente les caractéristiques suivantes:

- le bord de fuite a été modifié de « cassé » en « aigu » ;
- le nombre des points de définition du profil a été réduit à 202 ;
- la distribution des points a été modifiée avec le code XFOIL en utilisant l'option PPAR ;
- le contour de la peau flexible (entre 7 % et 65 % de la corde) a été remplacé par une courbe *spline* cubique définie à l'aide de 5 points indiqués (voir les symboles) sur la figure 2.5.

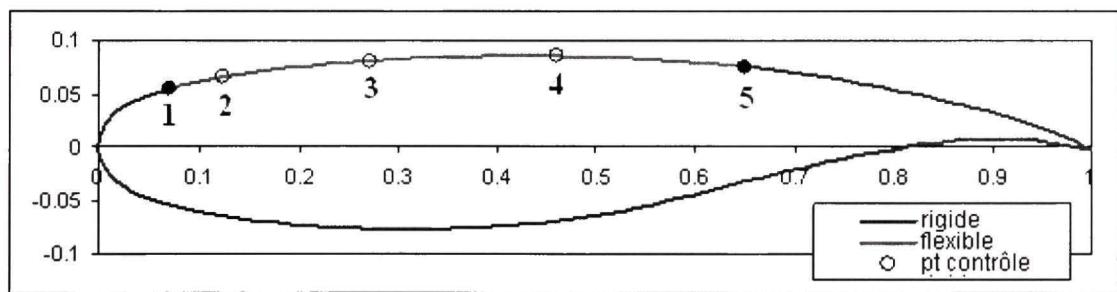


Figure 2.5 Optimisation du profil WTEATE1\_m en utilisant les points fixes 1 et 5 et les points de contrôle 2, 3 et 4

Les coordonnées des points 1 et 5 ont été gardées constantes pendant l'optimisation du profil WTEATE1\_m. Dans ces deux points, la condition de continuité de la courbe « *spline* » pour la première dérivée  $dy/dx$  a été respectée. Les ordonnées des points de contrôle 2, 3 et 4 ont été utilisées comme variables d'optimisation. Avant la modification des positions des points de contrôle, les coordonnées du profil ainsi défini correspondaient aux coordonnées normalisées du profil WTEATE1\_m.

Dans le but de maximiser la position du point de transition sur l'abscisse (la corde), il a fallu trouver la fonction objectif  $F_{obj}$  à minimiser. L'équipe de l'École Polytechnique a considéré

l'inverse de l'abscisse normalisée du point de transition sur l'extrados  $1/x_{tre}$  comme fonction objectif.

La méthode de recherche (en anglais : «*search method*») a été utilisée pour minimiser  $F_{obj}$ . L'avantage de cette méthode est qu'elle ne nécessite pas le calcul des dérivées de  $F_{obj}$  par rapport aux variables d'optimisation et qu'elle est très adéquate dans le cas où le nombre des variables d'optimisation est plus petit que 10. De cette manière, la forme de la partie flexible du profil a été modifiée pour obtenir la plus proche position du point de transition par rapport au bord de fuite.

Les profils OPTIM1 ont été les plus évolués profils étudiés dans cette étape du projet. Les calculs CFD ont mis en évidence dans le Chapitre 5 le comportement aérodynamique de ces profils OPTIM1.

## CHAPITRE 3

### RÉSULTATS OBTENUS SUR LE PROFIL WTEATE1

#### 3.1 Analyse du comportement aérodynamique du profil WTEATE1

##### 3.1.1 Le profil laminaire WTEATE1

Le Conseil National de Recherche Canadien (CNRC) a réalisé les essais aérodynamiques dans sa soufflerie sur le profil laminaire WTEATE1 dans les années 80. Ces chercheurs ont utilisé leur « logiciel maison » pour analyser le comportement aérodynamique du profil.

Dans le 80, avec ce profil, le CNRC a effectué deux types des essais (runs) dans une soufflerie transsonique : un « run » dans la soufflerie pressurisée, un deuxième « run » dans une soufflerie non pressurisée pour 18 angles d'attaque dans chaque cas.

Le choix d'une soufflerie pressurisé a été imposé par la condition d'obtenir un nombre de Reynolds élevé pour une corde réduite et un petit nombre de Mach correspondant à une vitesse subsonique « incompressible ».

Dans le cadre de notre projet, nous avons vérifié les résultats obtenus en soufflerie, en utilisant des logiciels commerciaux de la CFD, XFOIL et Fluent dans ce cas. Cette vérification nous a permis d'établir les modèles numériques nécessaires pour les simulations ultérieures, donc de choisir le nombre et la distribution de panneaux du profil, les paramètres spécifiques du tunnel virtuel (en XFOIL), le modèle de turbulence, le type de solutionneur utilisé et les maillages adéquates, etc. (en Fluent).

### 3.1.2 Description des essais dans une soufflerie pour le profil laminaire WTEATE1

Dans sa soufflerie transsonique, l'équipe de CNRC a réalisé 36 essais, (18 essais par « run » ou groupe) intitulés Run 28081 et Run 28145 selon le nombre de Reynolds, nombre de Mach et l'angle d'attaque  $\alpha$ . L'écoulement est subsonique et la longueur de la corde de la maquette est 0.3048 m = 1 pi. Run 28081 correspond à la soufflerie pressurisée pendant que Run 28145 correspond à celle non pressurisée.

#### 3.1.2.1 Le calcul des données de l'air

Les données de l'air utilisées pour la simulation de l'écoulement dans la soufflerie, les mêmes que celles expérimentales, ont été corrigées pour les conditions du tunnel aérodynamique. Ces corrections sont demandées pour l'écoulement de l'air dans lequel on ne peut plus utiliser les paramètres de l'atmosphère standard considérée comme immobile.

Les valeurs de référence au niveau de la mer pour l'atmosphère standard sont : la vitesse du son  $a_0 = 340.29$  m/s, la température statique  $T_0 = 288.15$  K, la densité  $\rho_0 = 1.225$  kg/m<sup>3</sup>, la pression statique  $p_{s0} = 101350$  Pa, la constante des gaz  $R = 287.0529$  Nm/KgK et l'exposant poly-trophique de l'air  $k = 1.4$ .

Pour le **Run 28081**:  $M = 0.201$ ,  $Re = 6,000,000$

La température de stagnation (« totale ») dans le tunnel  $T_{wt0} = 291.5$  K, nous avons calculé la température de l'air en mouvement,  $T_{wt}$ , la vitesse du son  $a$ , la vitesse  $V$ , la viscosité  $\mu$ , la pression totale  $p_T = p_{wt0}$ , la pression statique  $p_s = p_{wt}$ , la pression dynamique  $Q$ , la densité  $\rho = \rho_{wt}$  et le nombre de Reynolds  $Re$  en utilisant les équations suivantes :

$$T_{wt} = \frac{T_{wt0}}{1 + \frac{(k-1)}{2} M^2} = 289.16 \text{ K} \quad (3.1.2.1.1)$$

$$a = a_0 \sqrt{\frac{T_{wt}}{T_{wt0}}} = 340.29 \sqrt{\frac{289.16}{288.15}} = 340.88 \frac{\text{m}}{\text{s}} \quad (3.1.2.1.2)$$

$$V = a \cdot M = 340.88 \cdot 0.201 = 68.51 \frac{\text{m}}{\text{s}} = 224.77 \frac{\text{ft}}{\text{s}} \quad (3.1.2.1.3)$$

$$\mu = 1.458 \cdot 10^{-6} \frac{T^{1.5}}{T + 110.4} = 1.7943 \cdot 10^{-5} \text{ Pa s} \quad (3.1.2.1.4)$$

$$p_T = \frac{\mu \text{Re}}{Mc \sqrt{\frac{k}{R \cdot T_{wt0}} \cdot \frac{1}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M^2\right)^{\frac{k+1}{k-1}}}}} = 4.4010 \cdot 10^5 \text{ Pa} = 63.88 \text{ psi} \quad (3.1.2.1.5)$$

$$p_s = \frac{p_T}{\left(1 + 0.2 \cdot M^2\right)^{3.5}} = 4.2787 \cdot 10^5 \text{ Pa} = 62.05 \text{ psi} \quad (3.1.2.1.6)$$

$$Q = P_T - P_s = 1.2223 \cdot 10^4 \text{ Pa} = 1.77 \text{ psi} \quad (3.1.2.1.7)$$

$$\rho = \frac{2Q}{V^2} = 5.2072 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \quad (3.1.2.1.8)$$

$$\text{Re} = \frac{\rho V}{\mu} c = \frac{5.2072 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 68.51 \frac{\text{m}}{\text{s}}}{1.7943 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m}^2 \times \text{s}}} \cdot 0.3048 \text{ m} = 6.0609 \cdot 10^6 \quad (3.1.2.1.9)$$

Les mêmes équations ont été employées pour le calcul de paramètres du **Run 28145** où  $T_{wt0} = 295.4 \text{ K}$  est la température de stagnation dans le tunnel dans ce cas.

### 3.1.3 Description des simulations CFD pour le profil laminaire WTEATE 1

#### 3.1.3.1 Les données de l'air ou les conditions de simulation pour XFOIL et Fluent

Pour chaque Run, les données de l'air calculées par la méthodologie décrite ci-dessus sont :

Pour **Run 28081** :  $T = 289.16 \text{ K} = T_{wt}$ ,  $a = 340.88 \text{ m/s}$ ,  $V = 68.51 \text{ m/s}$ ,

$$\mu = 1.7943 \cdot 10^{-5} \text{ Pa*s}, \rho = 5.207 \text{ kg/m}^3, p = 4.27 \cdot 10^5 \text{ Pa} = p_s,$$

$$p_t = 4.401 \cdot 10^5 \text{ Pa}, Re = 6.0609 \cdot 10^6, M = 0.201,$$

Le paramètre spécifique pour le critère de transition  $N_{crit} = 9$ ,

Les angles d'attaque  $\alpha = -5.53^0, -3.79^0, -2.17^0, -1.39^0, -0.54^0, 0.28^0, 1.27^0, 2.00^0, 3.07^0, 4.70^0, 6.63^0, 8.41^0, 10.38^0, 11.34^0, 12.15^0, 13.03^0, 14.36^0$  et  $15.22^0$ .

Pour **Run 28145** :  $T = 291.48 \text{ K} = T_{wt}$ ,  $a = 342.25 \text{ m/s}$ ,  $V = 85.22 \text{ m/s}$ ,

$$\mu = 1.8054 \cdot 10^{-5} \text{ Pa*s}, \rho = 1.4118 \text{ kg/m}^3, p = 1.1631 \cdot 10^5 \text{ Pa} = p_s,$$

$$p_t = 1.2144 \cdot 10^5 \text{ Pa}, Re = 2.0312 \cdot 10^6, M = 0.249,$$

Le paramètre spécifique pour le critère de transition  $N_{crit} = 9$ ,

Les angles d'attaque  $\alpha = -5.30^0, -3.54^0, -1.98^0, -1.38^0, -0.33^0, 0.55^0, 1.35^0, 2.32^0, 3.20^0, 4.05^0, 5.01^0, 5.94^0, 6.80^0, 7.72^0, 8.63^0, 10.49^0, 11.46^0$  et  $12.30^0$ .

### 3.1.3.2 Les caractéristiques de la simulation à l'aide du logiciel XFOIL

Les coefficients aérodynamiques et la position du point de transition ont été calculés avec XFOIL en utilisant la routine OPER (Direct Operating Points) pour un écoulement subsonique et visqueux. Pour le profil de CNRC, une nouvelle distribution de panneaux a été réalisée en utilisant le menu PPAR (Show / Change Panneling) pour obtenir une bonne précision pour les valeurs calculées. Les simulations ont été réalisées avec une corde normalisée (unitaire) pour  $N_{crit} = 9$  correspondant à un tunnel de qualité moyenne.

### 3.1.3.3 Les données d'entrée sous le logiciel XFOIL

Pour la simulation en XFOIL, les données d'entrée suivantes sont suffisantes:

Pour **Run 28081** :  $Re = 6 \cdot 10^6$ ,  $M = 0.2$ ,  $N_{crit} = 9$  et les angles d'attaque  $\alpha = -5.53^0$ ,  $-3.79^0$ ,  $-2.17^0$ ,  $-1.39^0$ ,  $-0.54^0$ ,  $0.28^0$ ,  $1.27^0$ ,  $2.00^0$ ,  $3.07^0$ ,  $4.70^0$ ,  $6.63^0$ ,  $8.41^0$ ,  $10.38^0$ ,  $11.34^0$ ,  $12.15^0$ ,  $13.03^0$ ,  $14.36^0$  et  $15.22^0$ .

Pour **Run 2814** :  $Re = 2 \cdot 10^6$ ,  $M = 0.25$ ,  $N_{crit} = 9$  et les angles d'attaque  $\alpha = -5.30^0$ ,  $-3.54^0$ ,  $-1.98^0$ ,  $-1.38^0$ ,  $-0.33^0$ ,  $0.55^0$ ,  $1.35^0$ ,  $2.32^0$ ,  $3.20^0$ ,  $4.05^0$ ,  $5.01^0$ ,  $5.94^0$ ,  $6.80^0$ ,  $7.72^0$ ,  $8.63^0$ ,  $10.49^0$ ,  $11.46^0$  et  $12.30^0$ .

### 3.1.3.4 Les caractéristiques de la simulation à l'aide du logiciel Fluent

Les simulations sous Fluent ont été réalisées en utilisant un modèle de turbulence Spalart-Allmaras, et le solveur implicite de couplage, pour un écoulement en 2D, non axisymétrique, entièrement turbulent et stationnaire. Le fluide a été considéré gaz idéal visqueux ; la loi de viscosité de Sutherland avec trois coefficients a été utilisée. Une pression opérante nulle a été choisie pour les nombres de Mach plus grandes que 0.1 ; une condition à la limite de type de pression lointaine (FarField) a été choisie.

Les valeurs spécifiques pour chaque « Run » correspondant à un nombre de Mach, une température statique et une pression statique et pour les deux directions des composantes de la vitesse de l'écoulement  $x = \cos \alpha$  et  $y = \sin \alpha$  ont été indiquées dans le menu « Define Menu – Boundary Conditions » pour le taux de viscosité turbulente = 10.

Pour contrôler la solution, un nombre de Courant égal à 5 a été choisi pour assurer la convergence et un schéma de discréétisation de type « Second order upwind » a été sélectionné pour les équations qui gouvernent l'écoulement et ainsi que pour l'équation de la viscosité de turbulence modifiée. Pour le contrôle de la convergence, dans le « Residual Monitors menu », le critère de convergence a été établi à 10e-6 pour couvrir la convergence de toutes les variables. Les valeurs de référence et d'initialisation de la solution ont été calculées pour une pression lointaine (FarField).

Les coefficients aérodynamiques ont été écrits et imprimés (ces options ont été sélectionnées dans le menu « Force Monitors »). Les distributions des coefficients de pression et le paramètre  $y^+$  ont été calculés dans l'étape de post-calcults (*post-processing*), ont été écrits et imprimés.

La qualité du maillage est décrite par le paramètre  $y^+$ . Nous avons choisi des maillages structurés avec un maximum de 85,000 points qui ont été construits à l'aide du code Gambit. La couche limite de chaque maillage a été choisie très attentivement, car la valeur de  $y^+$  a été décidée par la taille de la première maille. Les différents maillages ont été définis par « ref 2 » (le plus grossier) jusqu'à « ref 8 » (le plus raffiné). En Fluent, le paramètre  $y^+$  a été calculé pour tous les maillages ; ses valeurs ont été trouvées entre 30 et 300, à l'intérieur de la zone logarithmique, ce qui a indiqué une qualité acceptable des maillages.

### 3.1.3.5 Les données d'entrée sous le code Fluent

Pour les simulations en Fluent, les données d'entrée suivantes sont suffisantes :

**Pour Run 28081 :**  $p = 427,870 \text{ Pa}$ ,  $T = 289.16 \text{ K}$ ,  $M = 0.201$ ,  $\alpha = -5.53^0, -3.79^0, -2.17^0, -1.39^0, -0.54^0, 0.28^0, 1.27^0, 2.00^0, 3.07^0, 4.70^0, 6.63^0, 8.41^0, 10.38^0, 11.34^0, 12.15^0, 13.03^0, 14.36^0$  et  $15.22^0$ .

**Pour Run 28145 :**  $p = 116,310 \text{ Pa}$ ,  $T = 291.74 \text{ K}$ ,  $M = 0.249$ ,  $\alpha = -5.30^0, -3.54^0, -1.98^0, -1.38^0, -0.33^0, 0.55^0, 1.35^0, 2.32^0, 3.20^0, 4.05^0, 5.01^0, 5.94^0, 6.80^0, 7.72^0, 8.63^0, 10.49^0, 11.46^0$  et  $12.30^0$ .

### 3.1.3.6 Comparaison des résultats numériques avec les résultats expérimentaux

#### 3.1.3.6.1 Analyse par Xfoil

Dans les graphiques suivants, pour les conditions spécifiques à chaque run, nous représentons :

- Les distributions de coefficients de pressions  $C_P$  versus la corde. Les  $C_P$  expérimentaux obtenus dans le tunnel à vent sont représentés par les lignes pointillées en gras, les  $C_P$  obtenus en Xfoil pour un écoulement non-visqueux sont représentés par les petites lignes pointillées et les  $C_P$  obtenus pour un écoulement visqueux sont représentés par les courbes en traits pleins ;
- Les valeurs des coefficients de portance  $C_L$ , de traînée  $C_D$  et de moment  $C_m$  pour chaque angle d'attaque  $\alpha$  ;
- Les polaires du profil  $C_L$  versus  $C_D$  (en traits pleins sont montrées les polaires en Xfoil pour un écoulement visqueux et par symboles sont montrées les polaires obtenues dans le tunnel à vent) ;
- Les positions du point de transition  $x_{tr}$  versus la corde sur l'extrados et sur l'intrados du profil ;

Tous les résultats obtenus par des simulations en Xfoil pour le profil WTEATE1 sont représentés dans l'annexe 1 sur le DVD, à cause de la restriction d'espace. Dans ce sous-chapitre, nous avons affiché ces types de résultats seulement pour Run 28081,  $M = 0.2$ ,  $\alpha = -1.39^\circ$  et  $\alpha = 12.15^\circ$  et pour Run 28145,  $M = 0.2$ ,  $\alpha = -1.38^\circ$  et  $\alpha = 12.30^\circ$ .

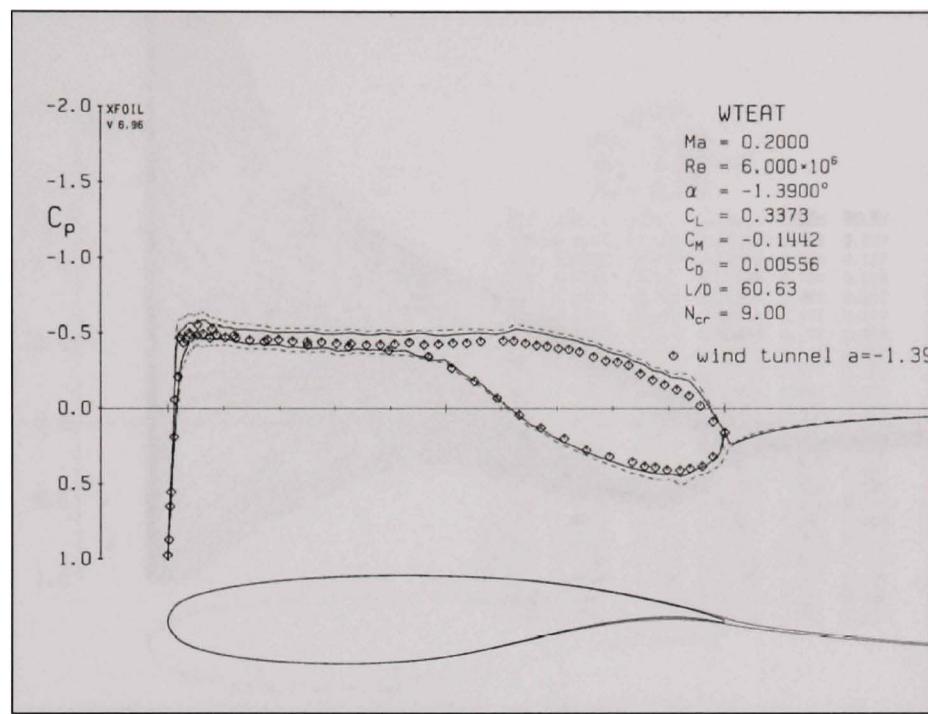


Figure 3.1 La distribution des coefficients de pression pour Run 28081 et pour  $\alpha = -1.39^0$

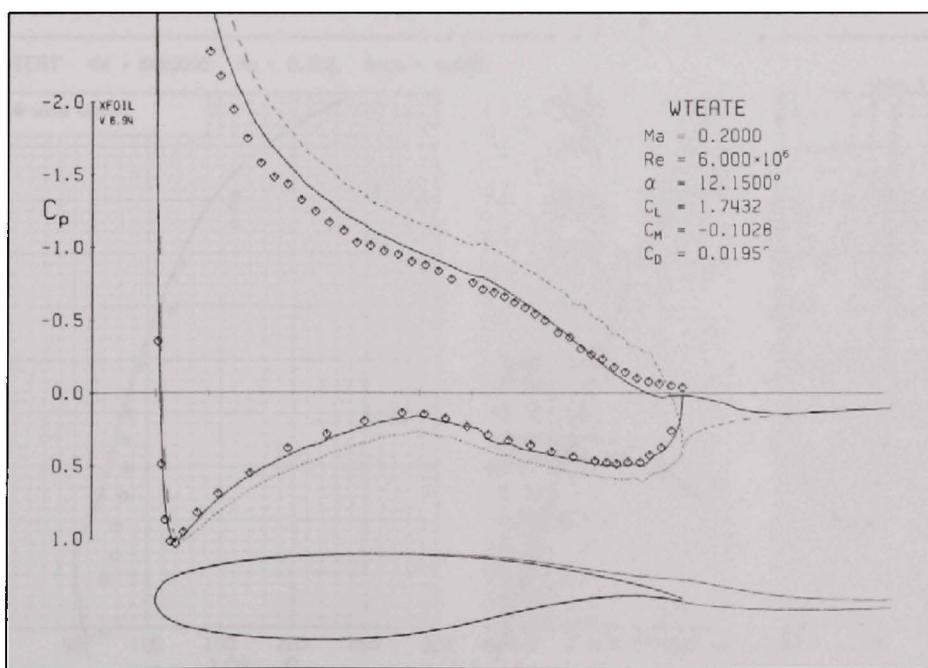


Figure 3.2 La distribution des coefficients de pression pour Run 28081 et pour  $\alpha = 12.15^0$

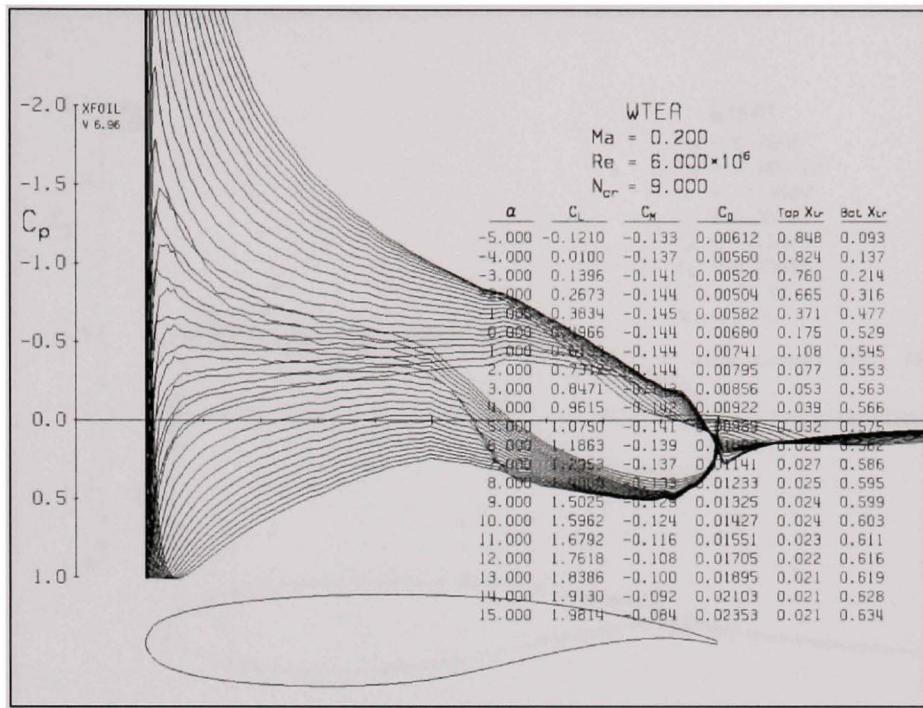


Figure 3.3 La distribution des coefficients de pression versus la corde pour tous les angles d'attaque  $\alpha$  pour le Run 28081 ( $Re = 6$  mil,  $M = 0.2$ )

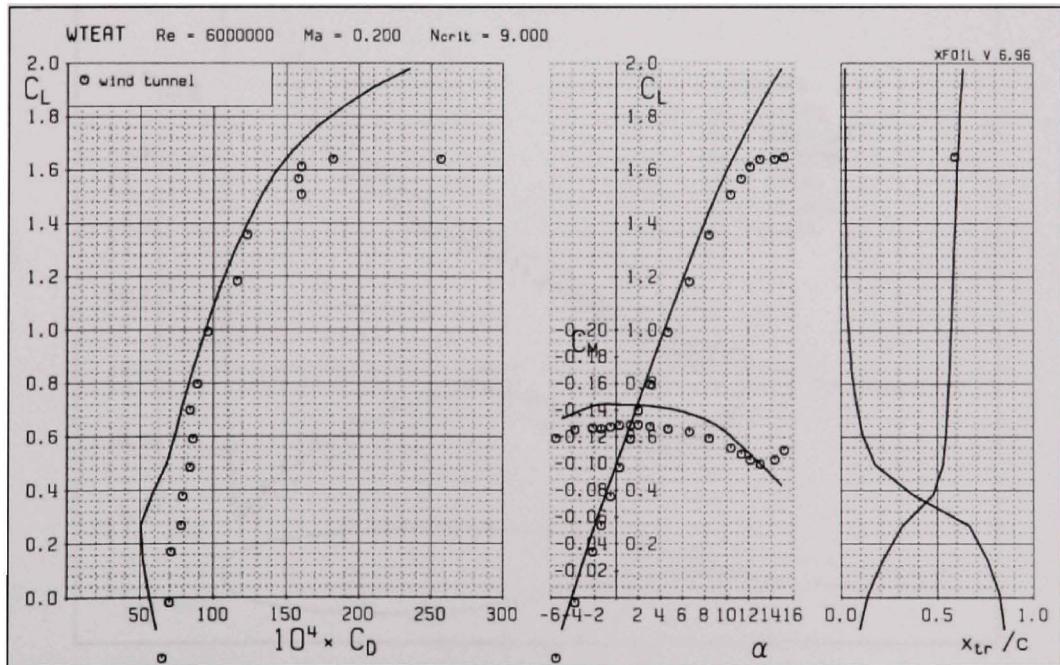


Figure 3.4 La variation de  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_M$  et  $x_{tr}/c$  avec  $\alpha$  pour Run 28081 ( $Re = 6$  mil,  $M = 0.2$ )

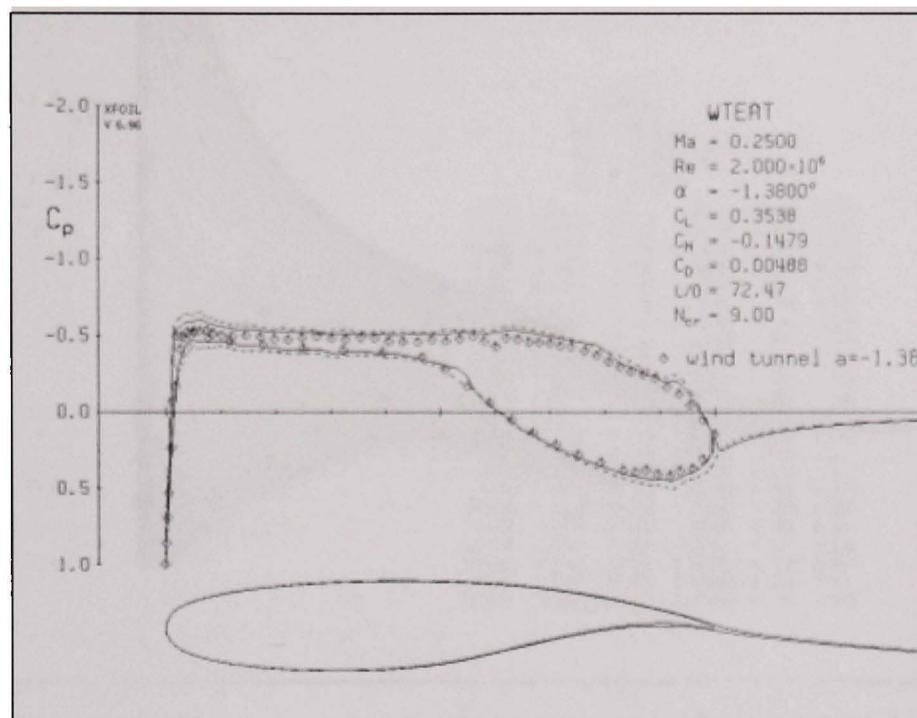


Figure 3.5 La distribution des coefficients de pression pour Run 28145 et pour  $\alpha = -1.38^\circ$

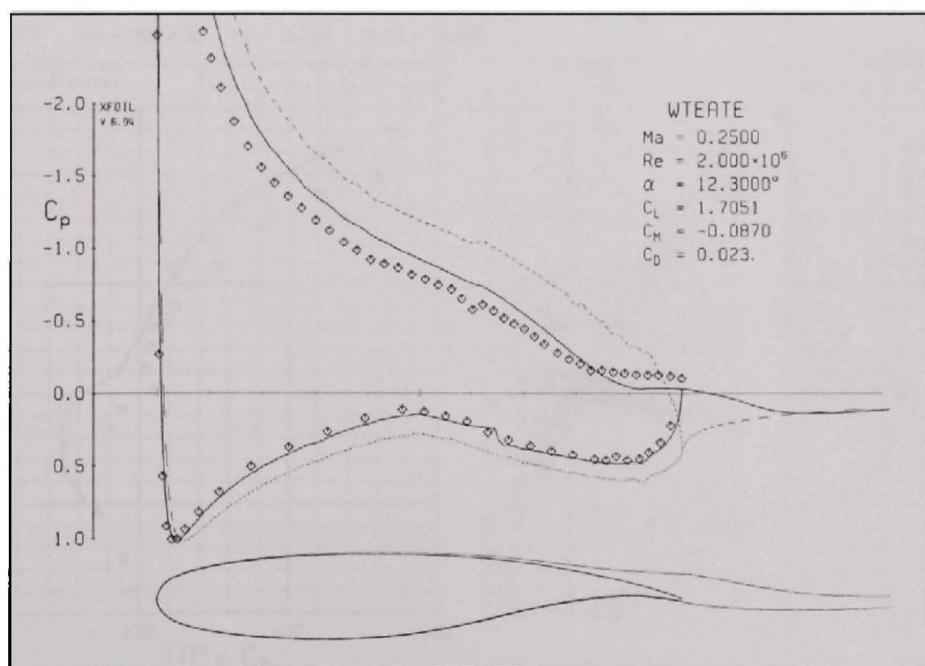


Figure 3.6 La distribution des coefficients de pression pour Run 28145 et pour  $\alpha = 12.30^\circ$

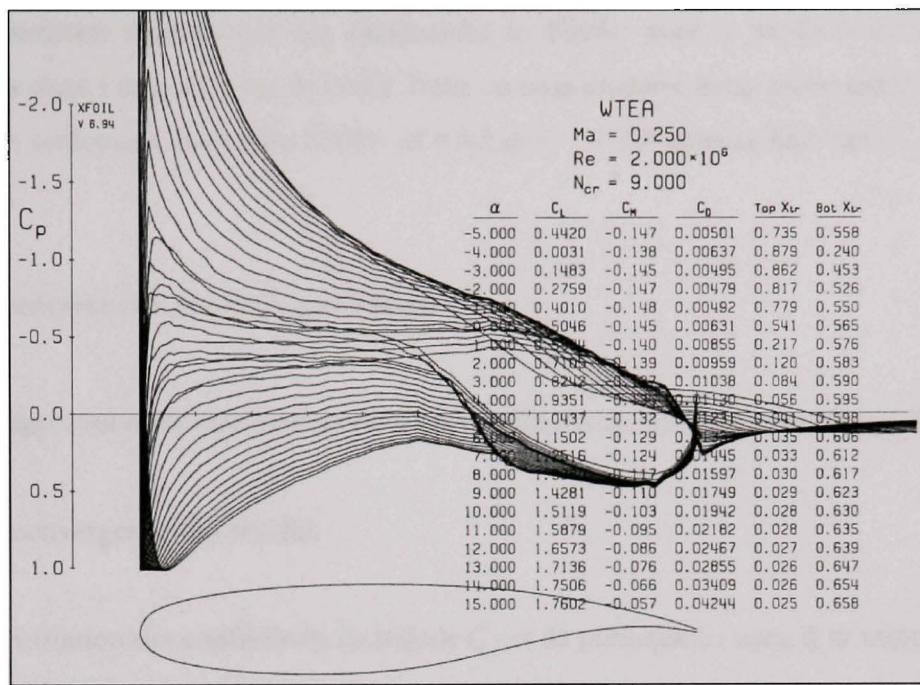


Figure 3.7 La distribution des coefficients de pression versus la corde pour tous les  $\alpha$  de Run 28145 ( $Re = 2$  mil,  $M = 0.25$ )

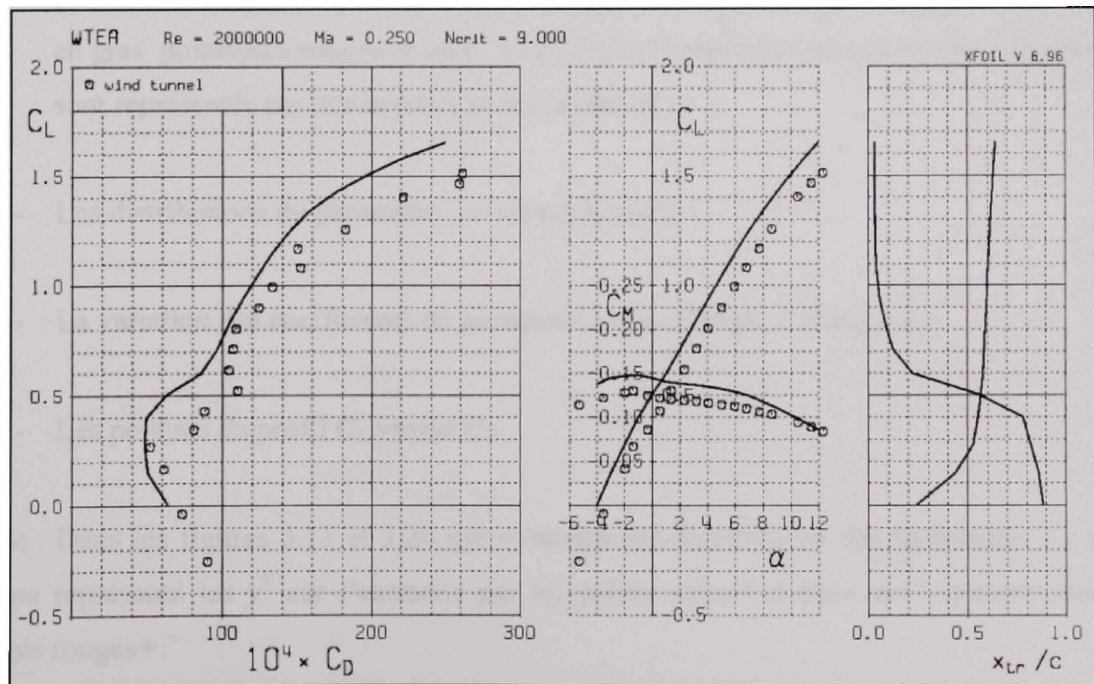


Figure 3.8 La variation des  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$ ,  $x/c$  avec  $\alpha$  pour Run 28145 ( $Re = 2$  mil,  $M = 0.25$ )

Tous les résultats obtenus par des simulations en Fluent pour le profil WTEATE1 sont représentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Dans ce sous-chapitre nous avons affiché ces types de résultats seulement pour Run 28081,  $M = 0.2$  et  $\alpha = -1.39^\circ$  et pour Run 28145,  $M = 0.2$  et  $\alpha = -1.38^\circ$ .

### 3.1.3.6.2 Analyse des résultats par Fluent

Les graphiques suivants représentent pour les conditions spécifiques pour chaque Run:

- La convergence des résidus ;
- La variation des coefficients de traînée  $C_D$  et de portance  $C_L$  avec le nombre des itérations ;
- Les distributions des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde (les CP expérimentaux obtenus dans le tunnel à vent sont représentés par les courbes en gras pointillées rouges et les  $C_P$  calculés en Fluent pour un écoulement visqueux sont représentés par des courbes en traits pleins) ;
- Les distributions du paramètre  $y^+$  versus la corde ;
- La variation des coefficients de portance  $C_L$  avec l'angle d'attaque  $\alpha$  ;
- Les polaires du profil  $C_L$  versus  $C_D$ .

Note : Dans les figures 3.13 et 3.20 qui montrent les distributions des paramètres  $y^+$ , nous avons représenté les  $y^+$  sur l'extrados par les points noirs • et ceux sur l'intrados par les points rouges •.

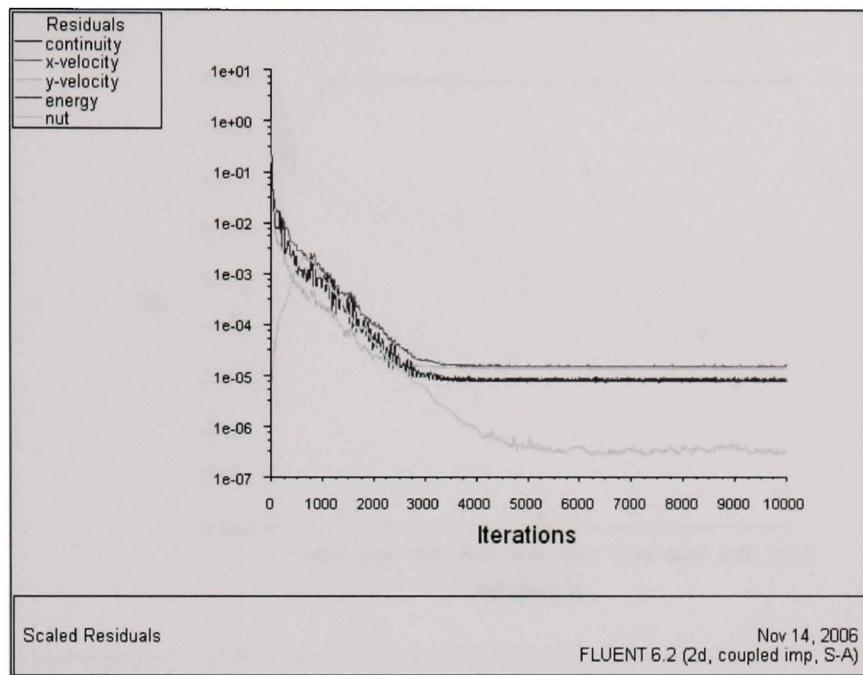


Figure 3.9 La convergence de résidus pour Run 28081 et pour  $\alpha = -1.39^0$

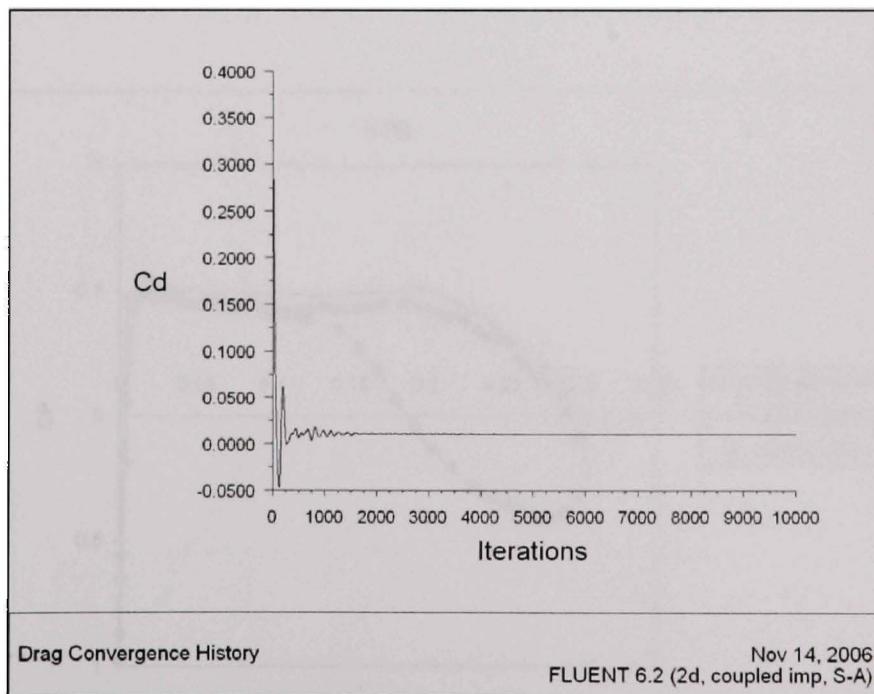


Figure 3.10 La convergence de  $C_D$  pour Run 28081 et pour  $\alpha = -1.39^0$

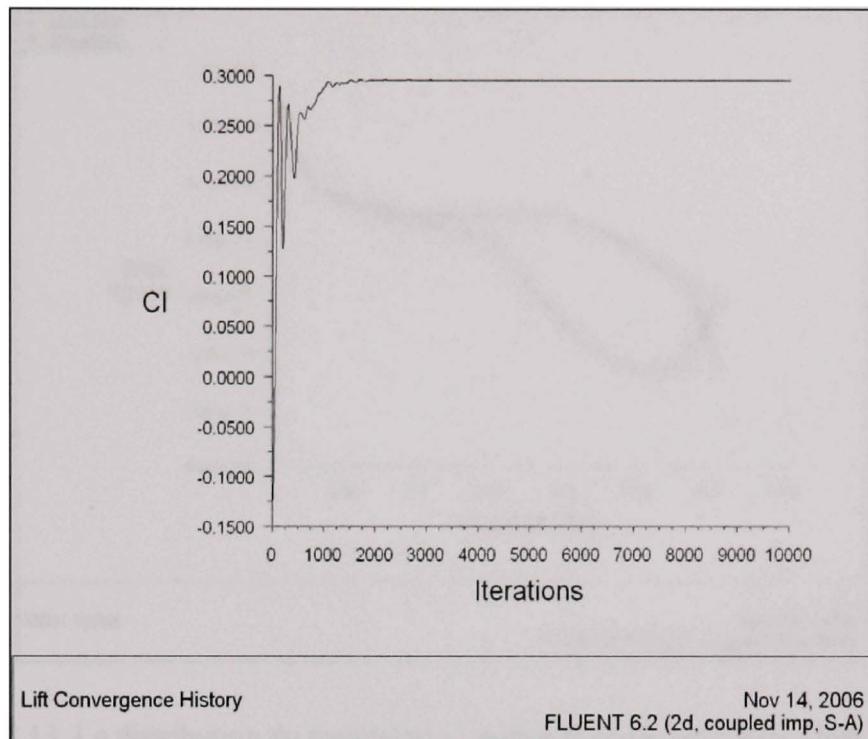


Figure 3.11 La convergence de  $C_L$  pour Run 28081 et pour  $\alpha = -1.39^0$

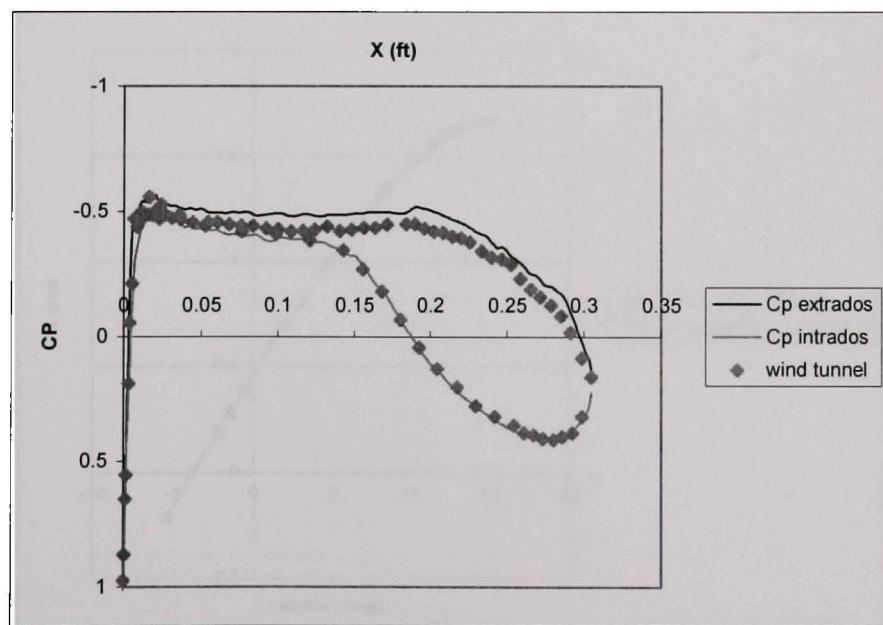


Figure 3.12 La distribution de coefficients de pression pour Run 28081 et pour  $\alpha = -1.39^0$

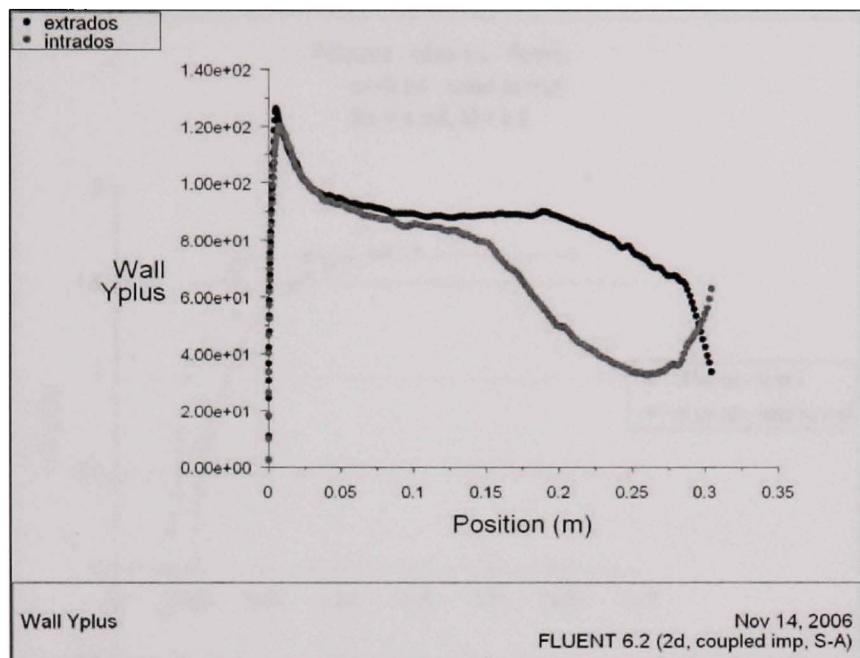


Figure 3.13 La distribution du paramètre  $y^+$  versus la corde pour Run 28081 et pour  $\alpha = -1.39$

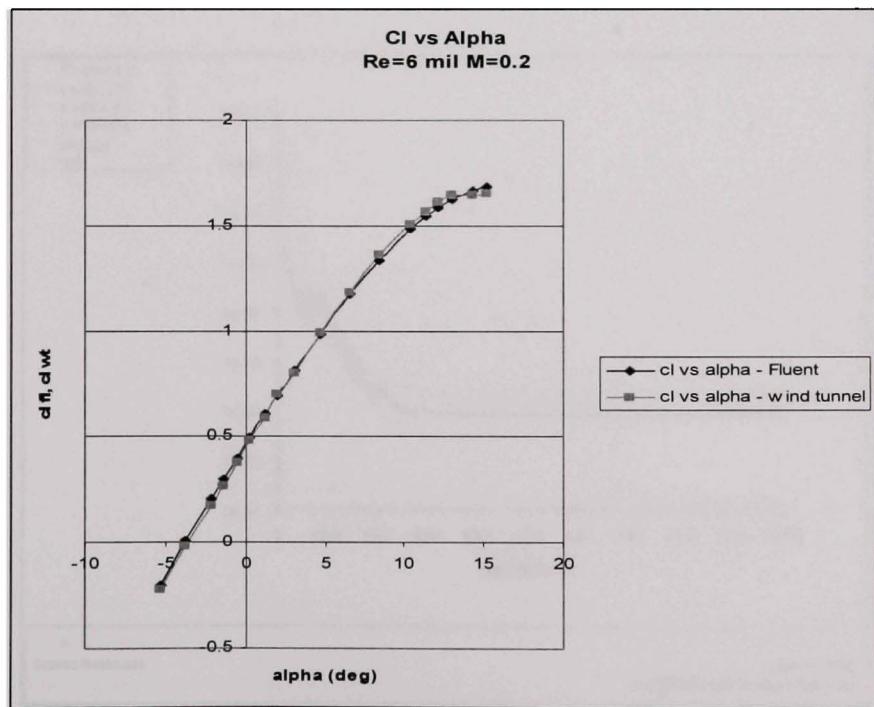


Figure 3.14 La variation de  $C_L$  avec  $\alpha$  pour Run 28081 ( $Re = 6$  mil,  $M = 0.2$ )

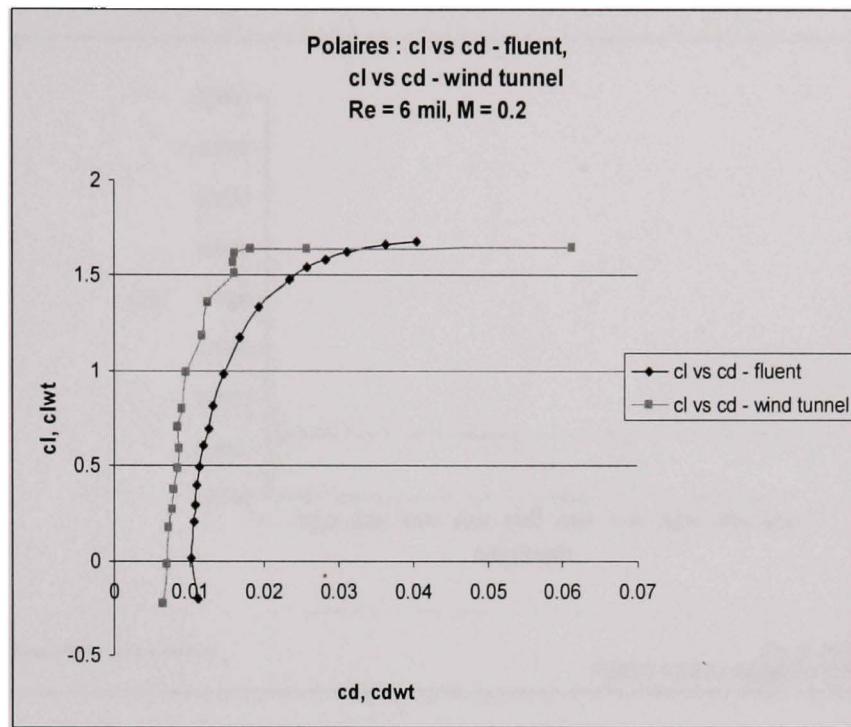


Figure 3.16 La variation de  $C_L$  en fonction de  $C_D$  pour Run 28081 ( $Re = 6$  mil,  $M = 0.2$ )

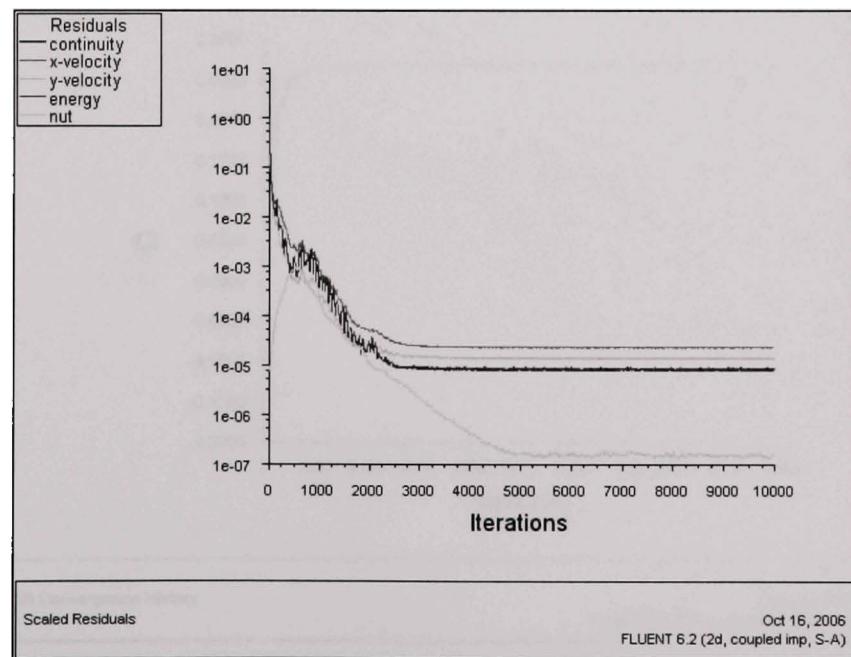


Figure 3.17 La convergence de résidus pour Run 28145 et  $\alpha = -1.38^0$

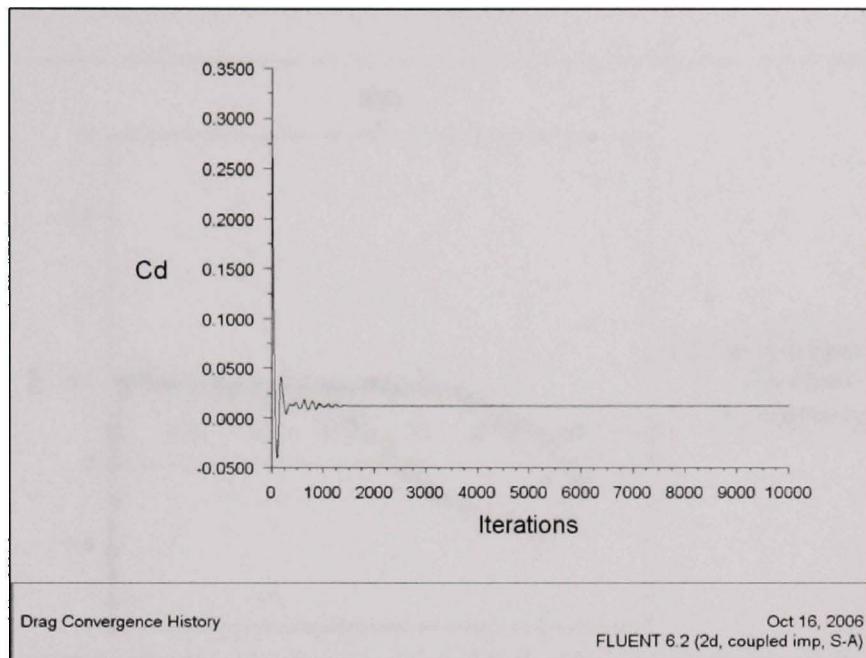


Figure 3.18 La convergence de  $C_D$  pour Run 28145 et  $\alpha = -1.38^0$

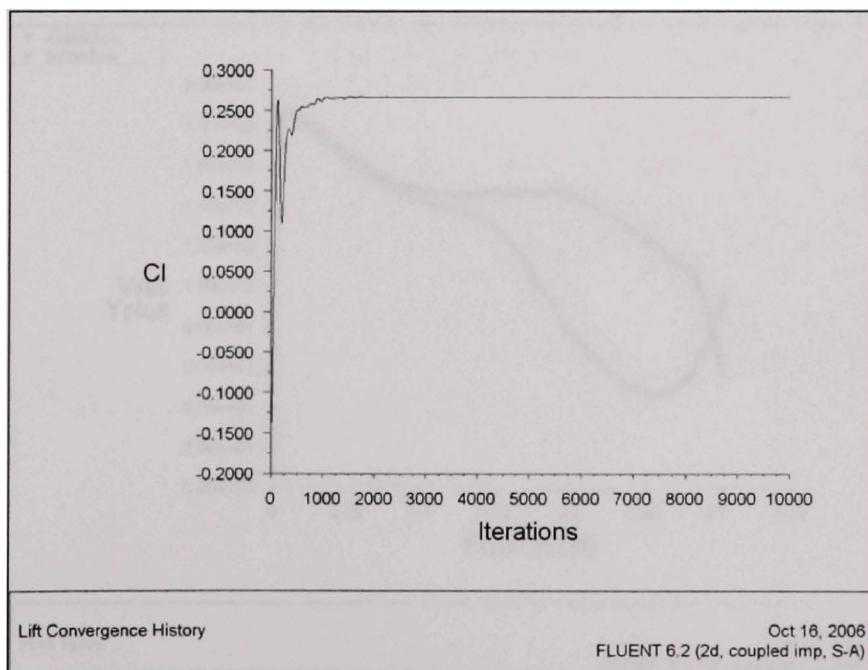


Figure 3.18 La convergence de  $C_L$  pour Run 28145 et  $\alpha = -1.38^0$

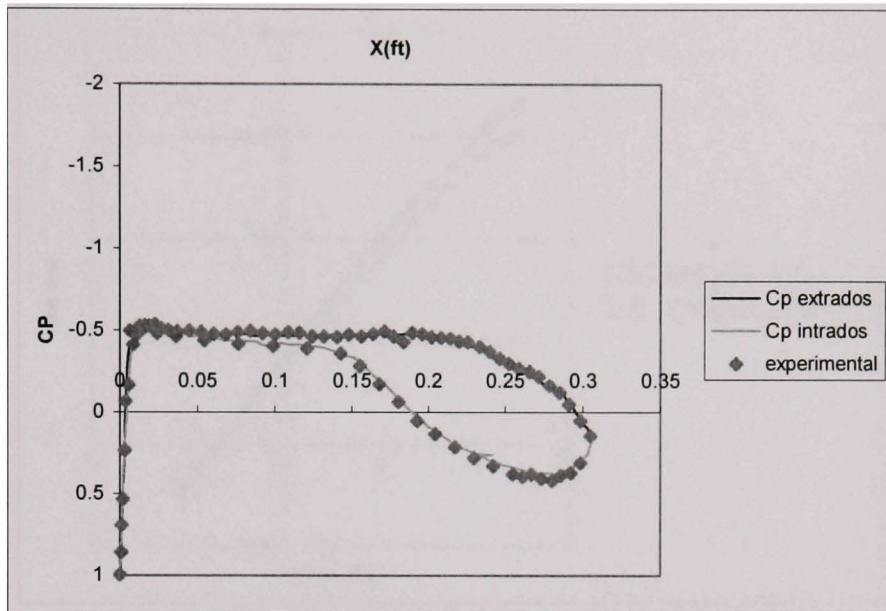


Figure 3.19 La distribution des coefficients de pression pour Run 28145 et  $\alpha = -1.38^0$

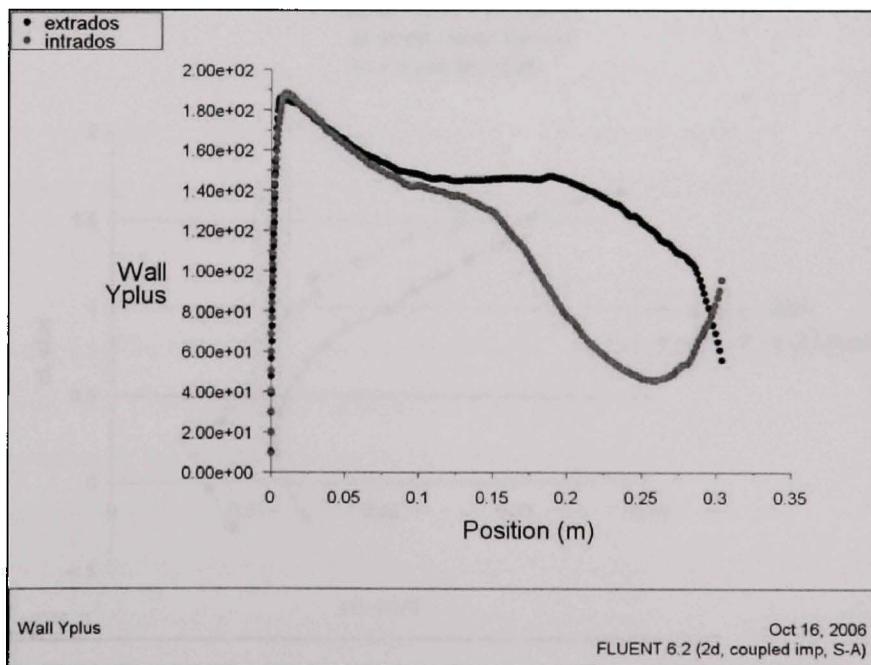


Figure 3.20 La distribution du paramètre  $y^+$  versus la corde pour Run 28145 et  $\alpha = -1.38^0$

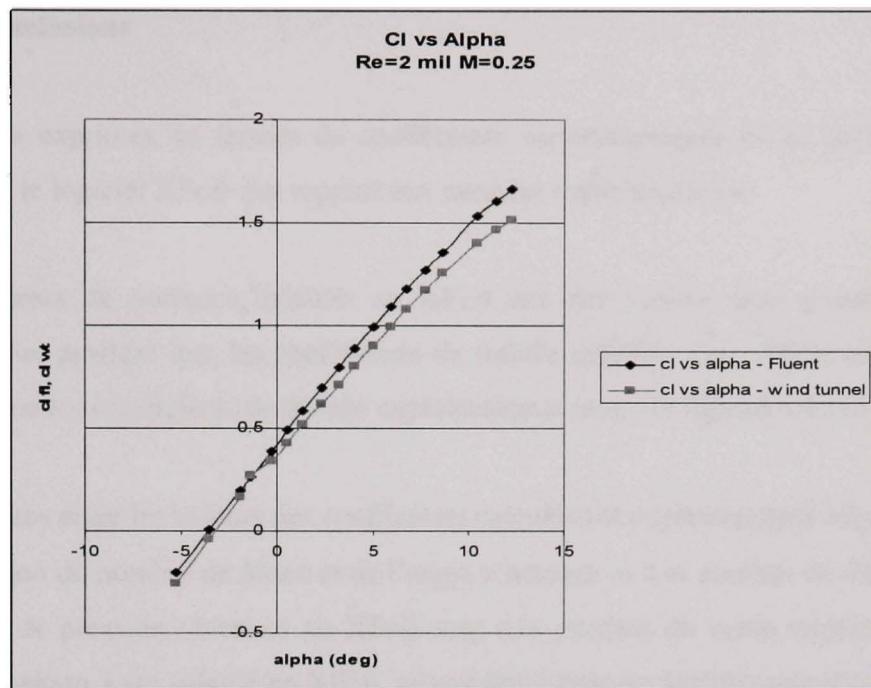


Figure 3.21 La variation de  $C_L$  avec  $\alpha$  pour Run 28145 (Re = 2 millions et  $M = 0.25$ )

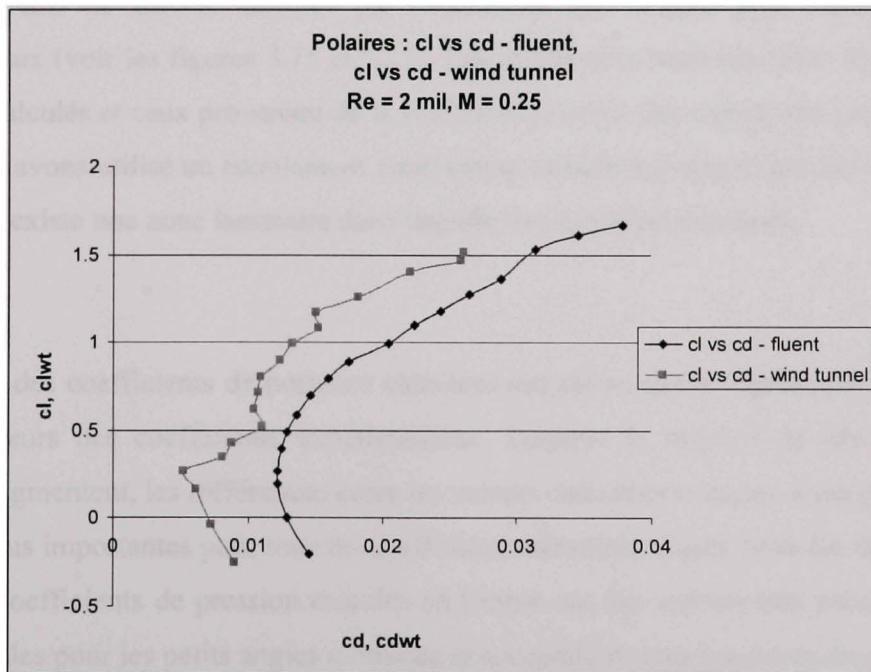


Figure 3.22 La variation de  $C_L$  en fonction de  $C_D$  pour Run 28145 (Re = 2 millions et  $M = 0.25$ )

### 3.1.4. Conclusions

Les résultats exprimés en termes de coefficients aérodynamiques et de pression ont été validés avec le logiciel Xfoil par rapport aux données expérimentales.

Les coefficients de portance calculés en Xfoil ont des valeurs plus grandes que ceux expérimentaux pendant que les coefficients de traînée calculés avec Xfoil ont été trouvés plus petits que les coefficients de traînée expérimentaux (voir les figures 3.4 et 3.8).

Les différences entre les valeurs des coefficients calculées et expérimentaux augmentent avec l'augmentation du nombre de *Mach* et de l'angle d'attaque  $\alpha$ . Les courbes de distributions de coefficients de pression obtenues en Xfoil sont très proches de celles expérimentales. Le point de transition a été calculé en Xfoil, ce qui représente un intérêt majeur pour ce projet, où la position la plus reculée pour ce point serait liée à la réduction du coefficient de traînée.

Les coefficients de traînée calculés par Fluent ont des valeurs plus élevées que ceux expérimentaux (voir les figures 3.15 et 3.22). Les différences trouvées entre les coefficients de traînée calculés et ceux provenant de la soufflerie peuvent être expliquées par le fait qu'en Fluent nous avons utilisé un écoulement entièrement turbulent pendant que dans les essais en soufflerie il existe une zone laminaire dans laquelle la traînée est diminuée.

Les valeurs des coefficients de portance calculées ont été trouvées légèrement plus grandes que les valeurs des coefficients expérimentaux. Lorsque le nombre de Mach et l'angle d'attaque augmentent, les différences entre les valeurs calculées et celles expérimentales sont devenues plus importantes pour tous les coefficients aérodynamiques (voir les figures 3.14 et 3.21). Les coefficients de pression calculés en Fluent ont des valeurs très proches de celles expérimentales pour les petits angles d'attaque et acceptables pour les autres angles.

Les résultats obtenus par Fluent, exprimés en termes de coefficients aérodynamiques et de pression, ont été ainsi validés par rapport aux données expérimentales du profil WTEATE1 fournies par le CNRC.

## CHAPITRE 4

### RÉSULTATS OBTENUS SUR LES PROFILS VARAA

#### 4.1 Résultats des simulations en CFD pour les profils VARAA

Des algorithmes ont été écrits à l'aide des logiciels XFOIL et Fluent pour les études du comportement aérodynamique des profils VARAA présentés dans le chapitre 2.

Ces calculs ont été réalisés pour trois nombres de Mach (0.2, 0.3 et 0.35) et sept angles d'attaque (-2°, -1°, 0°, 1°, 2°, 3° et 4°) pour chacun de ces 17 profils. De cette manière, 714 simulations XFOIL et Fluent (3 M \* 7 α \* 17 profils \* 2 logiciels = 714) ont été effectuées, ce qui a exigé un grand volume de travail. La soufflerie virtuelle considérée a été de type non pressurisée avec un écoulement subsonique visqueux. Les valeurs des déflexions, des nombres de Mach et des angles d'attaque ont été limitées par la condition que la position du point de transition soit localisée dans la région de la peau flexible, la partie qui permet la modification du profil. Une position pour le point de transition placée plus en avant de 7 % de la corde du profil serait inacceptable, car elle serait dès le début en dehors de la zone contrôlable du profil qui est représentée par la peau (voir le chapitre 2).

##### 4.1.1 Conditions de la simulation (données de l'air) pour XFOIL et Fluent

Pour les simulations en dynamique de fluides computationnelle (CFD), les données de l'air ont été corrigées pour les conditions du tunnel aérodynamique virtuel. Ces corrections ont été réalisées à l'aide des mêmes équations (de 3.1.2.1.1 à 3.1.2.1.9) utilisées au chapitre 3, pour l'analyse du comportement aérodynamique du profil WTEATE 1.

Les valeurs de référence au niveau de la mer pour l'atmosphère standard sont : la vitesse du son  $a_0 = 340.29$  m/s, la température « totale »  $T_{wt0} = 288.15$  K, la densité  $\rho_0 = 1.225$  kg/m<sup>3</sup>, la pression « totale »  $p_{s0} = 101350$  Pa, la constante des gaz  $R = 287.0529$  Nm/KgK et

l'exposant polytrophique de l'air  $k = 1.4$ .

Dans ce cas, pour 3 nombres de Mach,  $M = 0.2, 0.3$  et  $0.35$ , nous avons obtenu les paramètres suivants:  $T_{wt}$  = la température de l'air en mouvement [K],  $a$  = la vitesse du son [m/s],  $V$  = la vitesse de l'air [m/s],  $\mu$  = la viscosité dynamique de l'air [Pa\*s],  $\rho$  = la densité de l'air [kg/m<sup>3</sup>],  $p$  = la pression statique [Pa],  $q$  = la pression dynamique [Pa]  $p_T$  = la pression « totale » [Pa] et  $Re$  = le nombre de Reynolds. Les valeurs de ces paramètres sont indiquées dans le tableau 4.1.

Tableau 4.1  
Les données de l'air

$M$	$T_{wt}$ [K]	$a$ [m/s]	$V$ [m/s]	$\mu$ (*e-5) [Pa*s]	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]	$p$ (*e4) [Pa]	$q$ (*e3) [Pa]	$p_T$ (*e5) [Pa]	$Re$ (*e6)
0.20	285.86	338.94	67.78	1.7783	1.2008	9.8538	2.7591	1.013	2.2887
0.30	283.05	337.27	101.18	1.7647	1.1716	9.5192	5.9971	1.013	3.3587
0.35	281.26	336.20	117.67	1.7559	1.1531	9.3095	7.9829	1.013	3.8635

#### 4.1.2 Les résultats obtenus par la simulation à l'aide du logiciel Xfoil

##### 4.1.2.1 Les caractéristiques de la simulation effectuée à l'aide du logiciel Xfoil

Une nouvelle distribution de points de définition a été effectuée pour chaque profil VARAA en utilisant le menu PPAR (Show / Change Panneling). De cette façon, une densité favorable de panneaux et une très bonne précision pour les valeurs calculées ont été obtenues. Les coordonnées du profil ont été normalisées par rapport à sa corde. Le facteur spécifique du critère de transition  $N_{crit} = 7$  a été considéré pour la simulation de l'écoulement dans un tunnel à faible qualité (*dirty tunnel*). Les valeurs de coefficients aérodynamiques de portance  $C_L$ , de traînée  $C_D$ , de moment  $C_m$ , de pression  $C_P$  et de la position du point de transition ont

étés calculées par XFOIL à l'aide de la routine OPER (Direct Operating Points). L'écoulement correspondant aux 3 nombres de Mach a été considéré subsonique et visqueux.

#### 4.1.2.2 Les données d'entrée sous le logiciel XFOIL

Les données d'entrée (les paramètres spécifiques) pour la simulation à l'aide du logiciel XFOIL sont: les nombres de Mach  $M = 0.2, 0.3$  et  $0.35$ ; les nombres de Reynolds  $Re = 2.2887*10^6, 3.3586*10^6$  et  $3.8635*10^6$  et les angles d'attaque  $\alpha = -2^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ$  et  $4^\circ$ .

Pour chaque cas, les résultats sont représentés sous les formes suivantes :

- Les distributions des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde du profil  $c$  représentées pour un écoulement visqueux par des courbes en traits pleins et pour un écoulement non visqueux par des petites lignes pointillées ;
- Les valeurs des coefficients de portance  $C_L$ , de traînée  $C_D$  et de moment  $C_m$  calculées pour chaque angle d'attaque  $\alpha$  ;
- Les variations des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde ;
- Les polaires des coefficients de pression  $C_P$  pour tous les angles d'attaque  $\alpha$  ;
- Les polaires du profil  $C_L$  versus  $C_D$  ;
- Les positions de points de transition sur l'extrados  $Top\_Xtr$  et sur l'intrados  $Bot\_Xtr$ .

Tous les résultats obtenus à partir des simulations XFOIL pour les profils VARAA sont présentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Dans ce sous-chapitre nous avons illustré seulement les résultats obtenus pour le profil Varaa -3 (ayant la déflexion positive maximale) pour le nombre de Mach  $M = 0.2$  et pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$ .

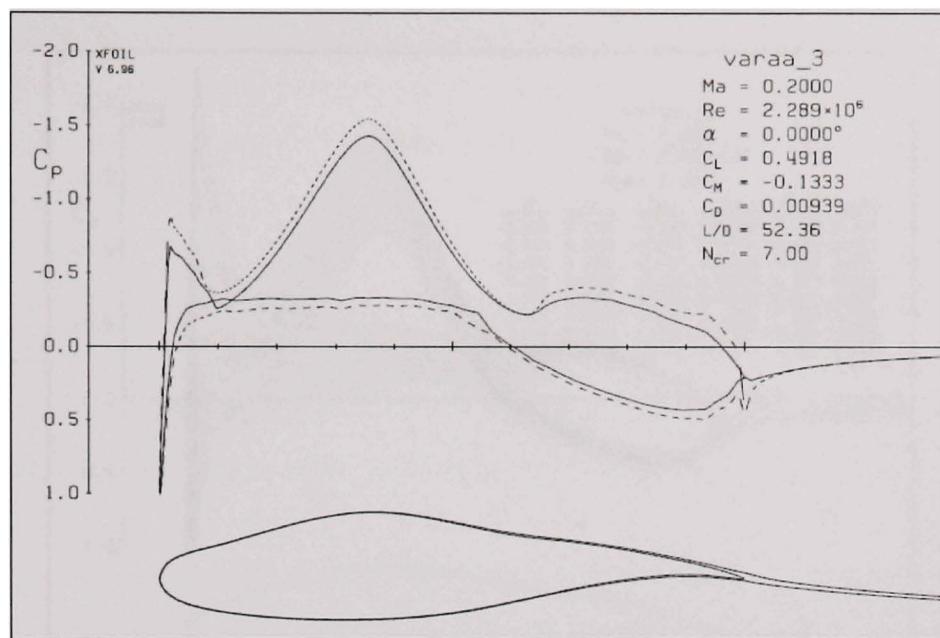


Figure 4.1 La distribution des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde  $c$  du profil Varaa-3, pour le régime de vol  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = 0^\circ$

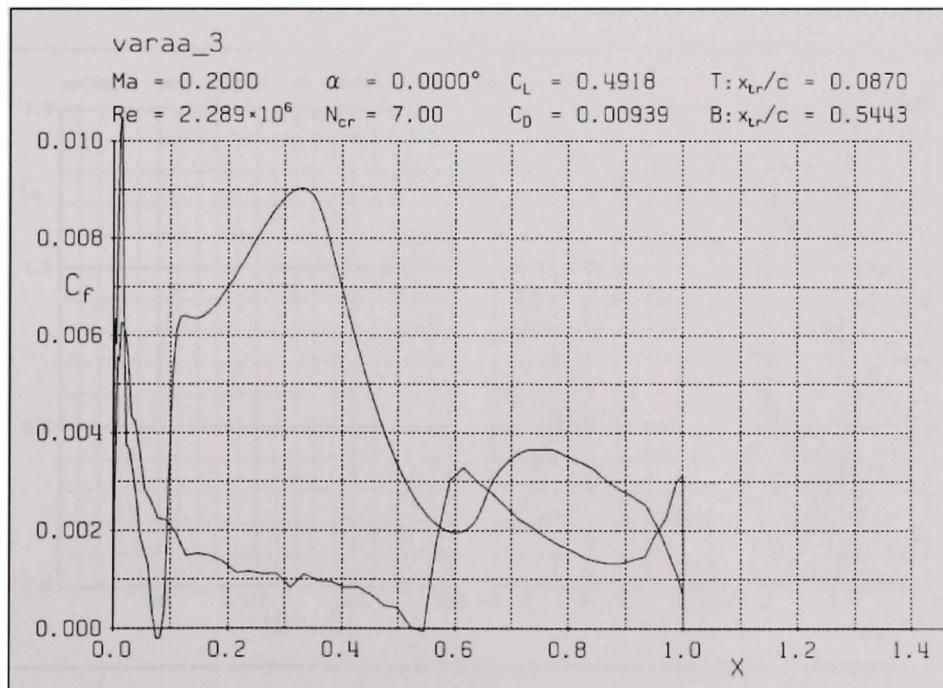


Figure 4.2 La distribution de coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil Varaa-3, pour le régime de vol  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = 0^\circ$

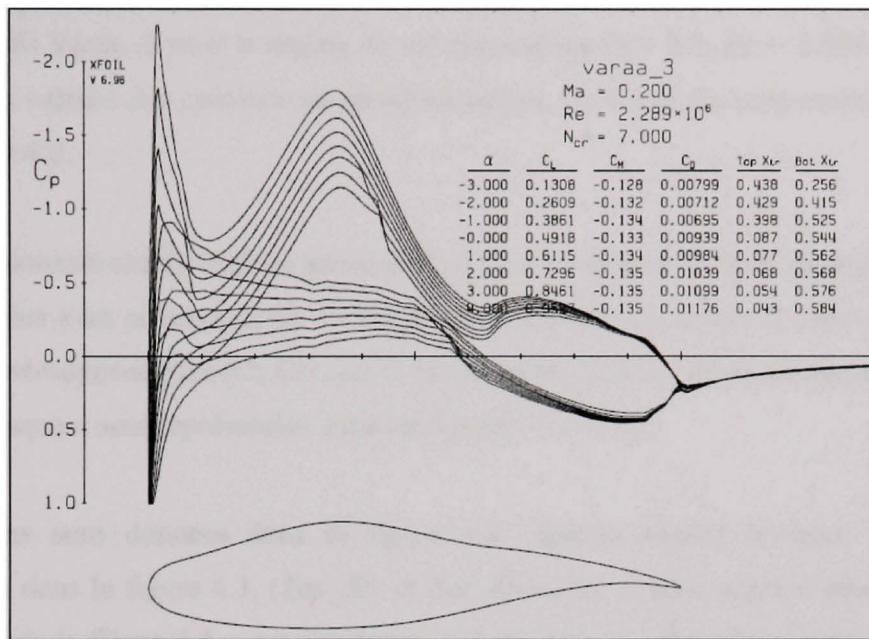


Figure 4.3 Les distributions des coefficients de pression  $C_p$  versus la corde du profil Varaa-3 pour les angles d'attaque du régime de vol  $M = 0.2$  et  $Re = 2.289 * 10^6$

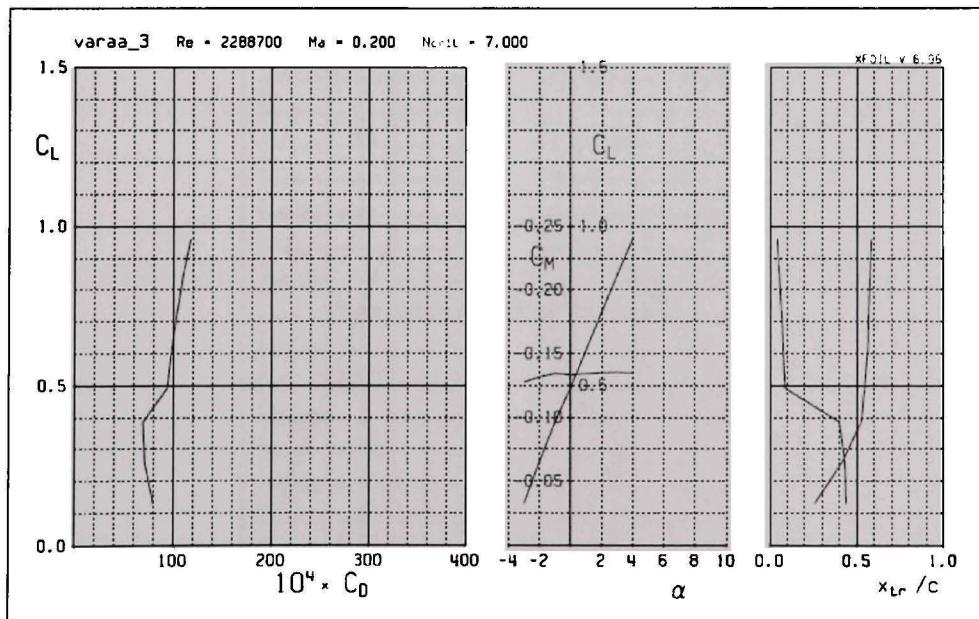


Figure 4.4 La polaire du  $C_L$  versus  $C_D$ , la variation des  $C_L$  et  $C_m$  versus  $\alpha$  et la variation des positions des points de transition sur la corde pour tous les angles d'attaque pour le régime de vol exprimé par  $M = 0.2$  et  $Re = 2.289 * 10^6$

Les variations de coefficients de pression  $C_P$  et des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil Varaa -3 pour le régime de vol exprimé par  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 \text{ e}6$  et  $\alpha = 0^\circ$ , ainsi que les valeurs des coefficients aérodynamiques  $C_L$ ,  $C_D$  et  $C_m$  sont montrées dans les figures 4.1 et 4.2.

Les distributions de coefficients de pression  $C_P$  versus la corde pour tous les angles d'attaque  $\alpha$  (surnommées « les polaires de  $C_P$  »), les polaires du profil  $C_L$  versus  $C_D$ , les variations des coefficients aérodynamiques ( $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$ ) et les positions du point de transition en fonction de l'angle d'attaque  $\alpha$  sont représentées dans les figures 4.3 et 4.4.

Ces positions sont données dans la figure 4.4 (partie droite) et leurs valeurs sont mentionnées dans la figure 4.3, (*Top\_Xtr* et *Bot\_Xtr*) pour chaque angle d'attaque. Dans la partie droite de la figure 4.4, nous constatons que les deux courbes décrivent la variation de la position du point de transition sur la corde. Pour identifier l'appartenance de chaque courbe à l'extrados ou à l'intrados du profil nous effectuons le schéma suivant :

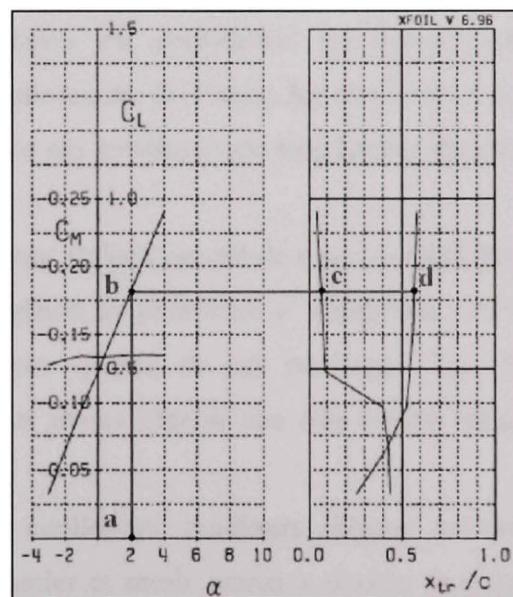


Figure 4.5 Les courbes des coefficients de portance et de moment  $C_L$  et  $C_m$  versus l'angle d'attaque  $\alpha$  et les courbes de variation de la position relative ( $x_{tr} / c$ ) du point de transition sur la corde

Dans la figure 4.5, nous observons que pour l'angle d'attaque  $\alpha = 2^\circ$ , la ligne verticale qui part du point a coupe la courbe «  $C_L$  versus  $\alpha$  » dans le point b. La ligne horizontale qui part du point b coupe les deux courbes qui décrivent les variations des positions des points de transition sur l'extrados et sur l'intrados dans les points c et d, respectivement.

Dans la figure 4.3, toujours pour  $\alpha = 2^\circ$ , les positions du point de transition sur l'extrados et sur l'intrados sont  $Top\_Xtr = 0.068$  et  $Bot\_Xtr = 0.568$  ; ces valeurs sont visibles sur la partie droite de la figure 4.5, dans le point c (correspondant à l'extrados) et dans les points d (correspondant à l'intrados).

#### 4.1.3 Les résultats obtenus par la simulation à l'aide du logiciel Fluent

##### 4.1.3.1 Les caractéristiques de la simulation effectuée à l'aide du logiciel Fluent

Les caractéristiques de la simulation en Fluent sont similaires à celles imposées pour l'analyse du comportement aérodynamique du profil WTEATE1 (voir le chapitre 3). Ces simulations ont été réalisées en considérant un écoulement 2D, non-axisymétrique, entièrement turbulent et stationnaire. En Fluent, les coefficients de moment et de friction ont été calculés. Il faut dire que ces conditions de simulations étaient suffisantes à la réalisation du projet.

Les maillages que nous avons utilisés ont été de type structuré (avec 80,000 nœuds environ). Nous avons obtenu des valeurs du paramètre  $y^+$  comprises entre 30 et 200 qu'elles étaient représentatives de la bonne qualité de ces maillages. En choisissant les distributions adéquates des points, nous avons obtenu une très bonne orthogonalité des mailles.

En modifiant la première maille, les maillages obtenus ont été intitulés `mesh varaa x_4` correspondant au plus grossier et `mesh varaa x_5` pour le plus raffiné (où x est la lettre associée au type du profil). Pour chaque profil VARAA nous avons effectué un minimum de deux maillages, correspondants aux conditions de simulations données.

#### 4.1.3.2 Les données d'entrée sous le logiciel Fluent

Les données d'entrées pour la simulation à l'aide du logiciel Fluent sont: les nombres de Mach  $M = 0.2, 0.3$  et  $0.35$  ainsi que les pressions statiques et leurs températures correspondantes:  $p = 9.8538 \times 10^4$  Pa,  $9.5192 \times 10^4$  Pa et  $9.3095 \times 10^4$  Pa et  $T = 285.86$  K,  $283.05$  K et  $281.26$  K, aux angles d'attaque  $\alpha = -2^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ$ .

Les graphiques suivants représentent :

- La convergence des résidus ;
- Les coefficients de traînée  $C_D$ , de portance  $C_L$  et de moment  $C_m$  versus le nombre des itérations (la convergence de ces coefficients);
- Les distributions des coefficients de pressions  $C_P$  versus la corde;
- Les distributions du paramètre  $y^+$  versus la corde ;
- Les distributions des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde ;
- La variation de coefficients de portance  $C_L$  versus l'angle d'attaque  $\alpha$  ;
- La polaire du  $C_L$  versus  $C_D$ .

Tous les résultats obtenus par des simulations en Fluent pour les profils VARAA sont présentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Dans ce sous-chapitre nous avons montré les résultats obtenus pour le profil Varaa -3 (déflexion positive maximale) pour le nombre de Mach  $M = 0.2$  et pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$ .

Note : Les résultats obtenus en Fluent exprimés sous forme des distributions des coefficients de pression  $C_P$ , du paramètre  $y^+$  et des coefficients de friction  $C_F$  ont été indiquées dans la légende des figures 4.10, 4.11 et 4.12 par des points rouges  $\bullet$  pour l'extrados, par des points verts pour l'intrados et par des points noirs  $\bullet$  pour le bord de fuite du profil.

Dans la figure 4.10, la courbe de  $C_P$  calculée en Fluent a été superposée sur la courbe de  $C_P$  calculée en XFOIL, cette dernière étant indiquée sur le graphique et dans la légende par des points noirs  $\bullet$  pour XFOIL.

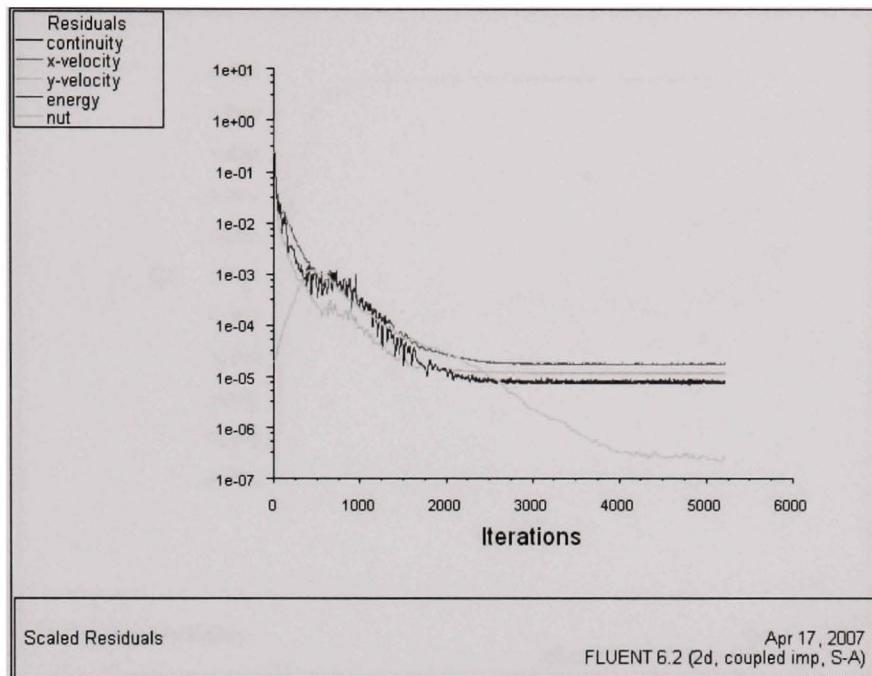


Figure 4.6 La convergence des résidus pour le profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et  $\alpha = 0^0$

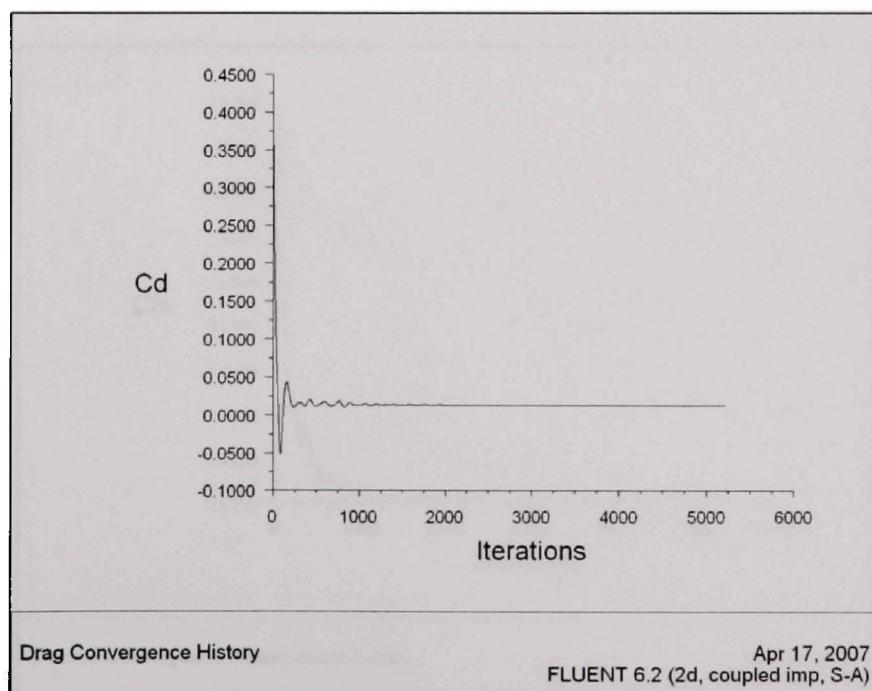


Figure 4.7 La convergence du coefficient de traînée  $C_D$  pour le profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et  $\alpha = 0^0$

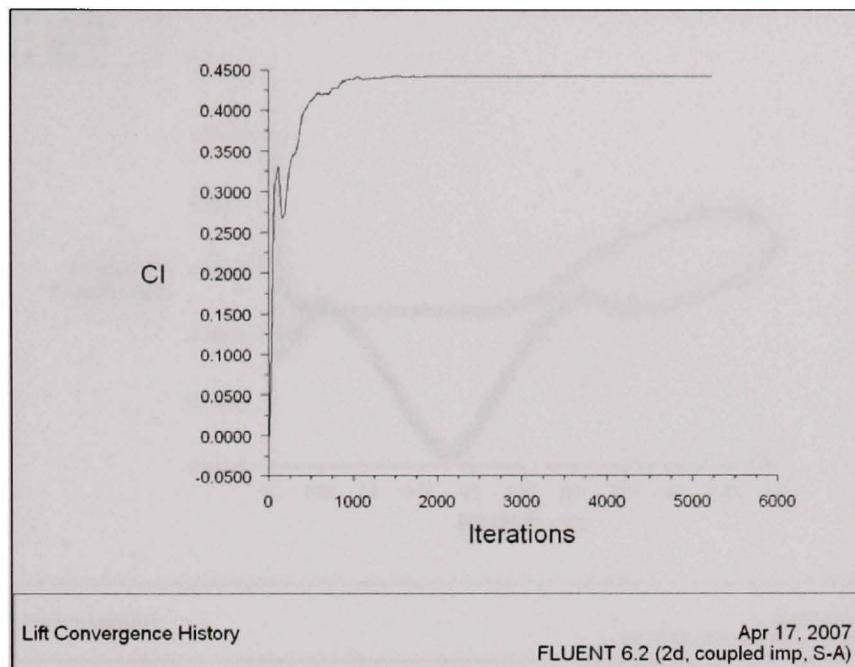


Figure 4.8 La convergence du coefficient de portance  $C_L$  pour le profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et  $\alpha = 0^\circ$

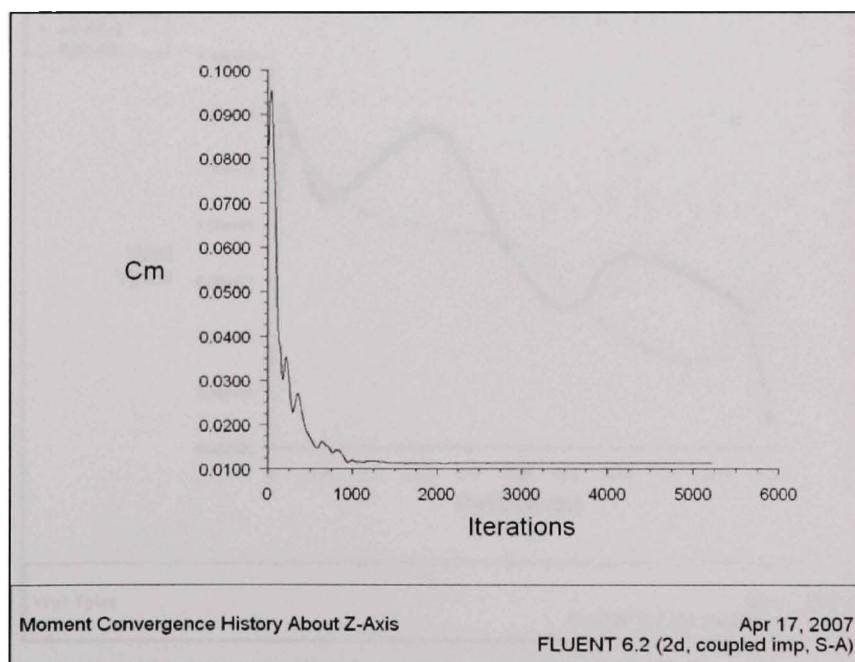


Figure 4.9 La convergence du coefficient de moment  $C_m$  pour le profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et  $\alpha = 0^\circ$

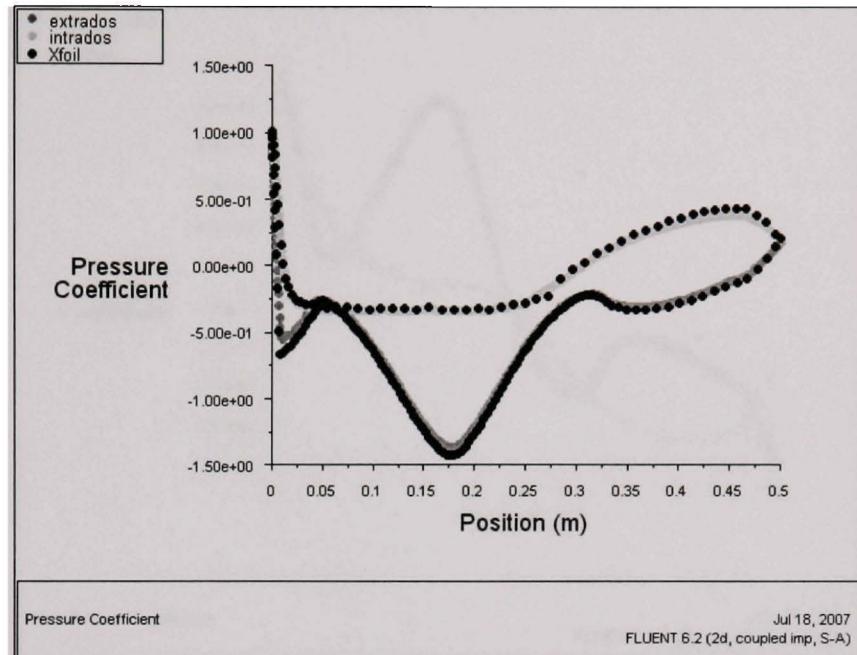


Figure 4.10 La distribution du coefficient de pression  $C_P$  calculée en Fluent et en Xfoil pour le profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et  $\alpha = 0^0$

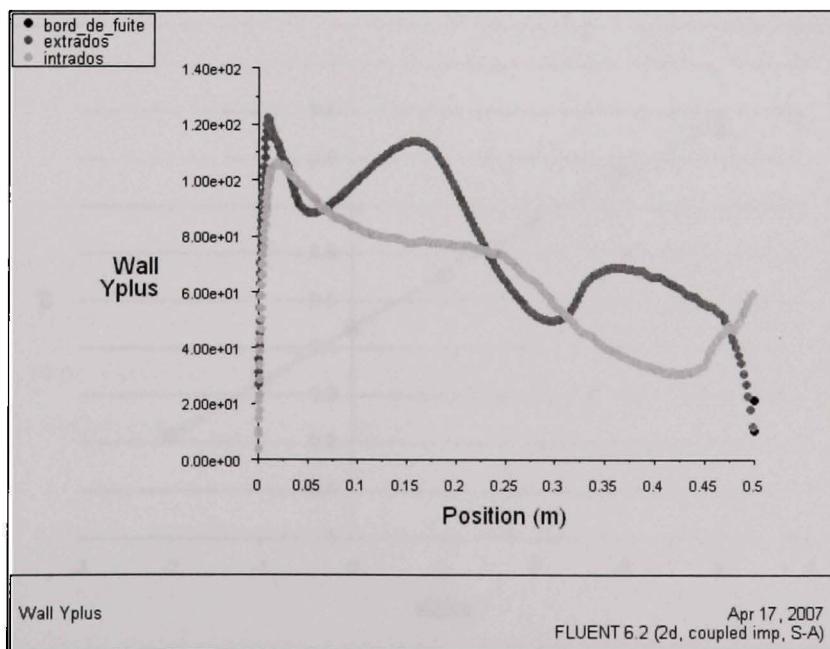


Figure 4.11 La distribution du paramètre  $y^+$  versus la corde du profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et  $\alpha = 0^0$

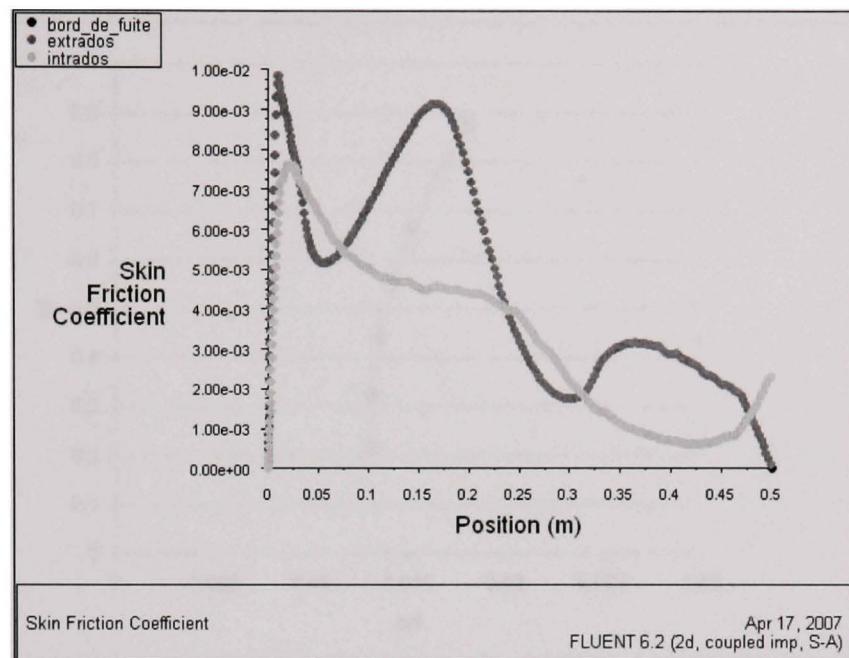


Figure 4.12 La distribution du coefficient de friction  $C_F$  versus la corde du profil Varaa-3 à  $M = 0.2$  et pour  $\alpha = 0$

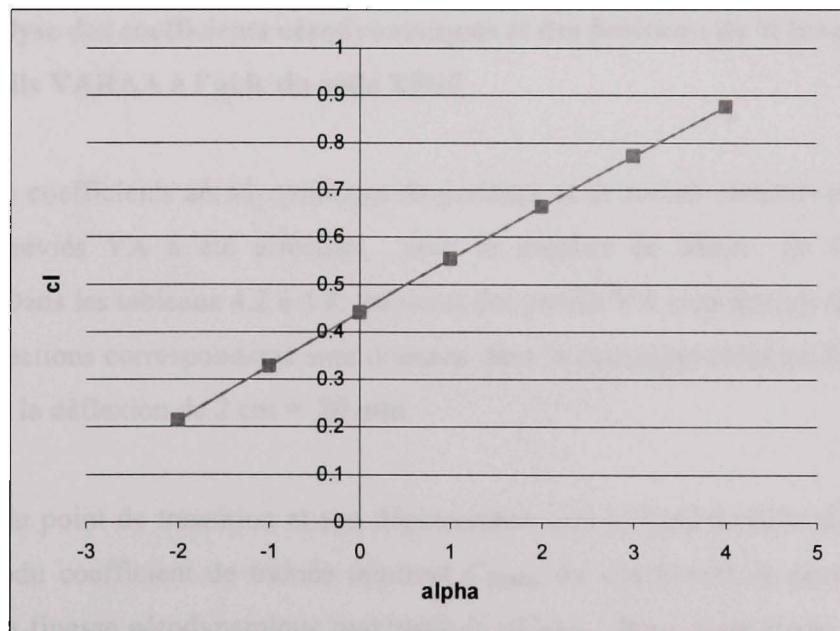


Figure 4.13 La variation du coefficient de portance  $C_L$  versus l'angle d'attaque  $\alpha$  du profil Varaa-3 pour  $M = 0.2$

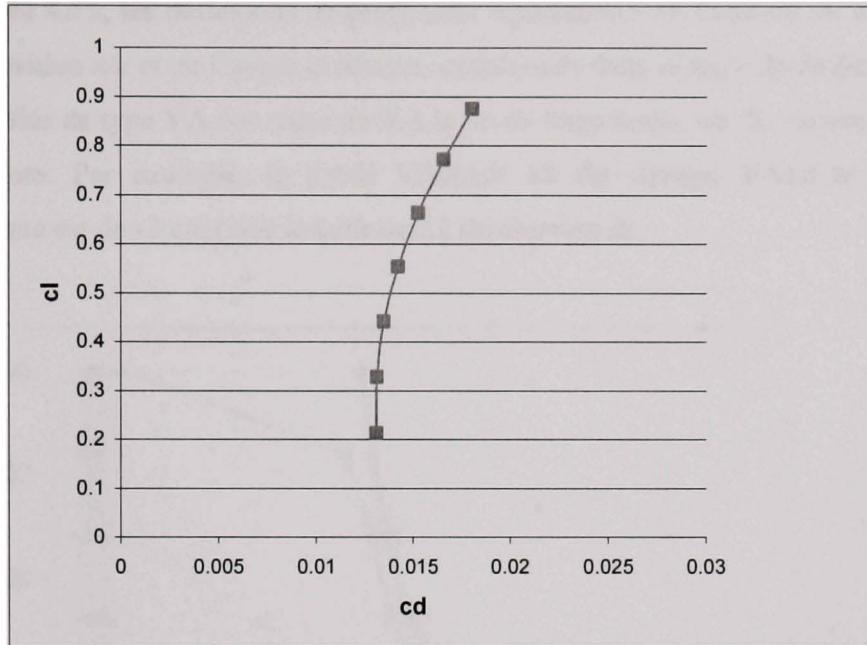


Figure 4.14 La polaire du  $C_L$  versus  $C_D$  du profil Varaa-3 pour  $M = 0.2$

#### 4.2 Analyse des coefficients aérodynamiques et des positions de la transition des profils VARAA à l'aide du code XFOIL

L'analyse des coefficients aérodynamiques de portance et de traînée obtenus pour les profils **VARAA**, abréviés **VA** a été effectuée pour le nombre de Mach de 0.3 en régime subsonique. Dans les tableaux 4.2 à 4.8, les noms des profils **VA** sont donnés dans la colonne 1 et leur déflexions correspondante sont données dans la deuxième colonne. Par exemple, le profil **VA 3** a la déflexion de 2 cm = 20 mm.

La position du point de transition et son déplacement vers le bord de fuite sont dépendants des valeurs du coefficient de traînée minimal  $C_{Dmin}$ , du coefficient de portance maximal  $C_{Lmax}$  et de la finesse aérodynamique maximale  $(C_L/C_D)_{max}$ . Pour notre étude, seulement les valeurs de  $C_{Dmin}$  et  $(C_L/C_D)_{max}$  sont représentatives, car elles caractérisent les performances aérodynamiques de ces profils.

Dans la figure 4.15, les déflexions de profil sont représentées en fonction de la position du point de transition  $x/c$  et de l'angle d'attaque, mentionnés dans la légende de figure 4.15. Les profils modifiés de type VA ont reçus un X à la fin de leurs noms, où X dénote la déflexion correspondante. Par exemple, le profil VARAA 13 est devenu VA13 et la déflexion correspondante est de -2 cm (voir le tableau 2.1 du chapitre 2).

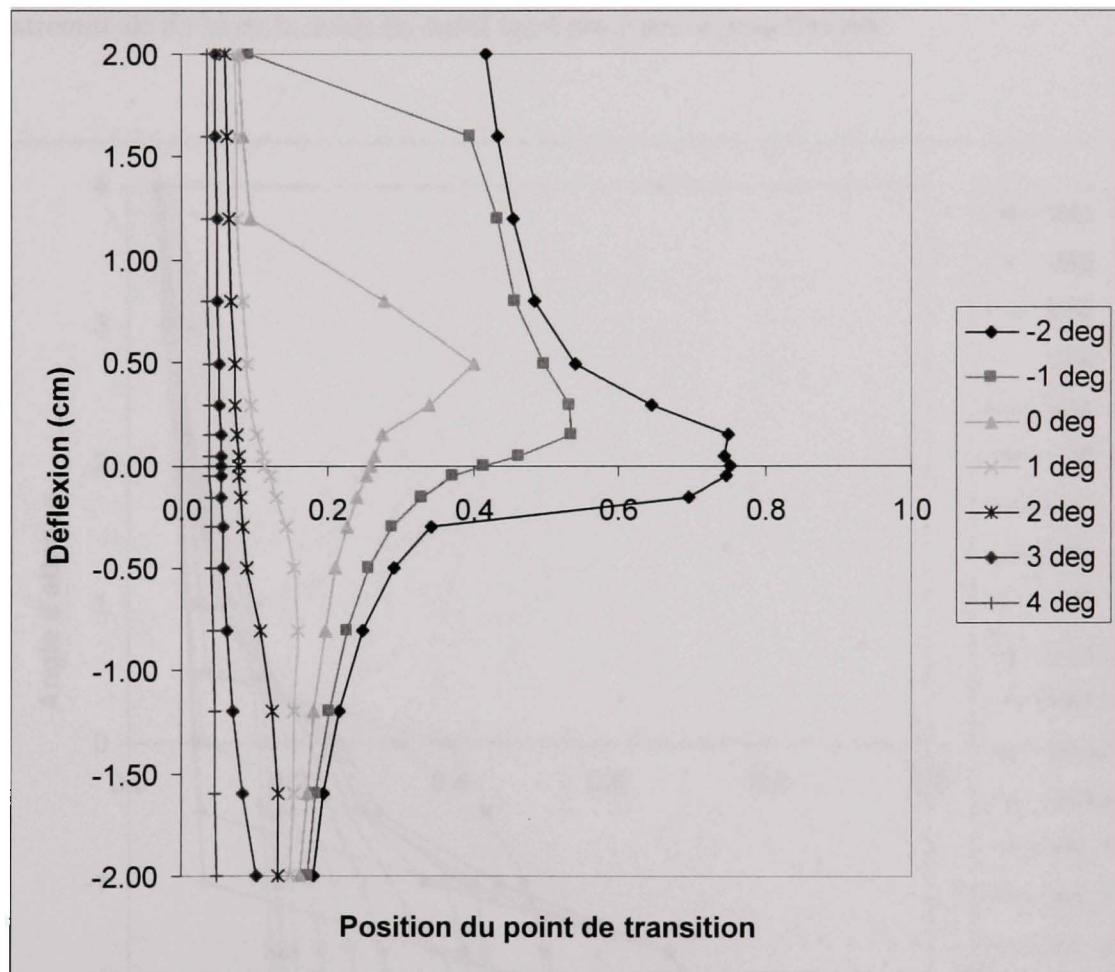


Figure 4.15 La variation de la déflexion des profils modifiés VA pour divers angles d'attaque  $\alpha$  versus la position du point de transition

La figure 4.15 montre que la position du point de transition qui est la plus proche du bord de fuite ( $x/c = 0.7522$ ) est obtenue pour le profil de base VA0, qui a une déflexion nulle (courbe

bleu foncé —◆—) et pour l'angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$  (voir le tableau 4.2). Nous observons que, la position de ce point de transition se trouve en dehors de la peau flexible, comprise entre 7 % et 65 % de la corde ( $75.22\% > 65\%$ ). Pour le profil *VA3* avec la déflexion de 0.3 cm, et pour le même angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$  (voir le tableau 4.2), le point de transition se trouve à une distance de 64.62 % de la corde, à partir du bord d'attaque du profil (voir le tableau 4.2 et la figure 4.16, courbe jaune ). Ce point est le plus proche de l'extrémité de 65 % de la corde du profil étant placé sur la peau flexible.

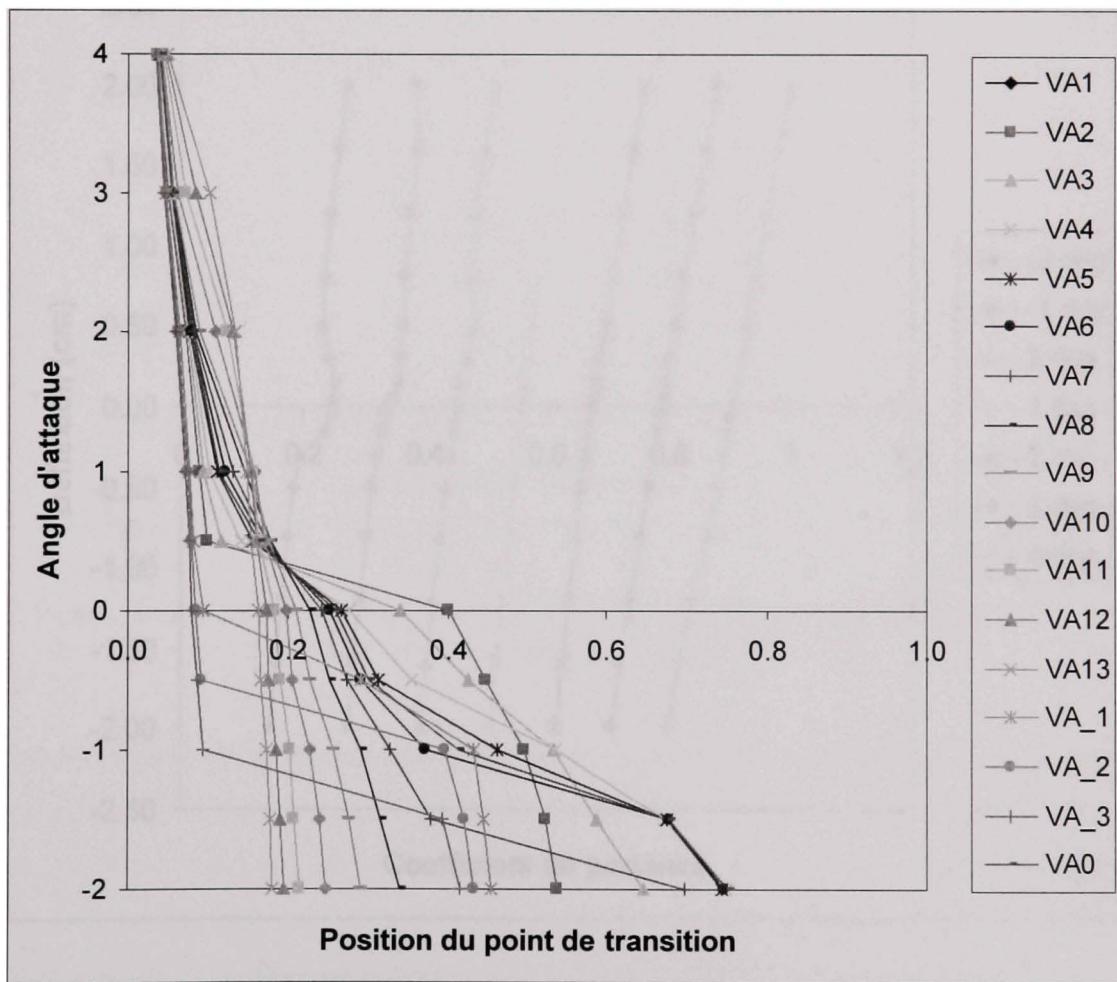


Figure 4.16 La variation de la position du point de transition avec l'angle d'attaque  $\alpha$  pour des profils modifiés VA

Dans le tableau 4.2, nous pouvons voir les coefficients de portance  $C_L = 0.2399$ , le coefficient de traînée  $C_D = 0.0057$  et la finesse  $C_L/C_D = 42.087$  pour le profil VA3, d'une déflexion de 0.30 cm et pour l'angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$ . Ces valeurs peuvent être aussi lues directement sur les courbes bleue foncées (—●—) montrées dans les figures 4.17, 4.18 et 4.19. Ces points sont identifiés dans chaque figure 4.17, 4.18 et 4.19 pour le profil VA3, alors pour la déflexion de 0.30 cm.

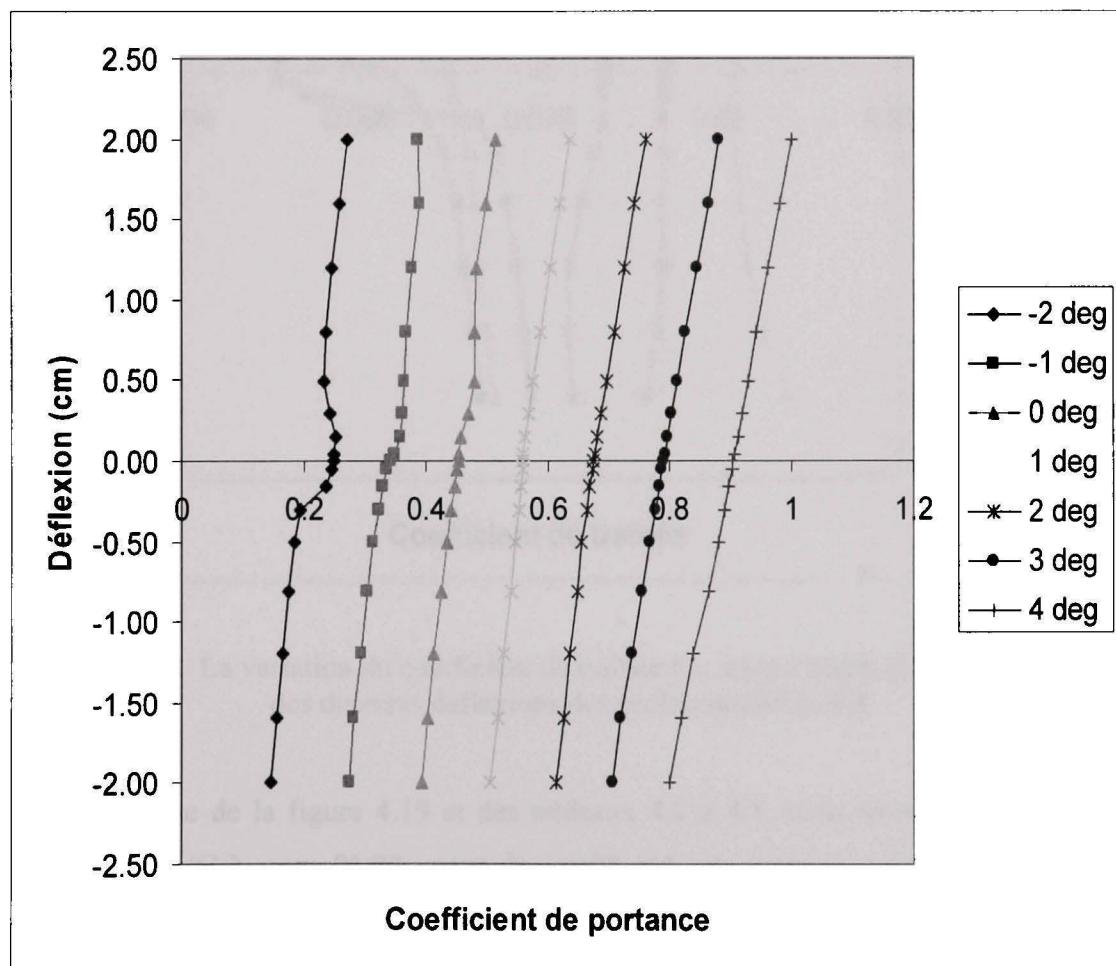


Figure 4.17 La variation du coefficient de portance  $C_L$  avec l'angle d'attaque  $\alpha$  pour des diverses déflexions des profils modifiés VA

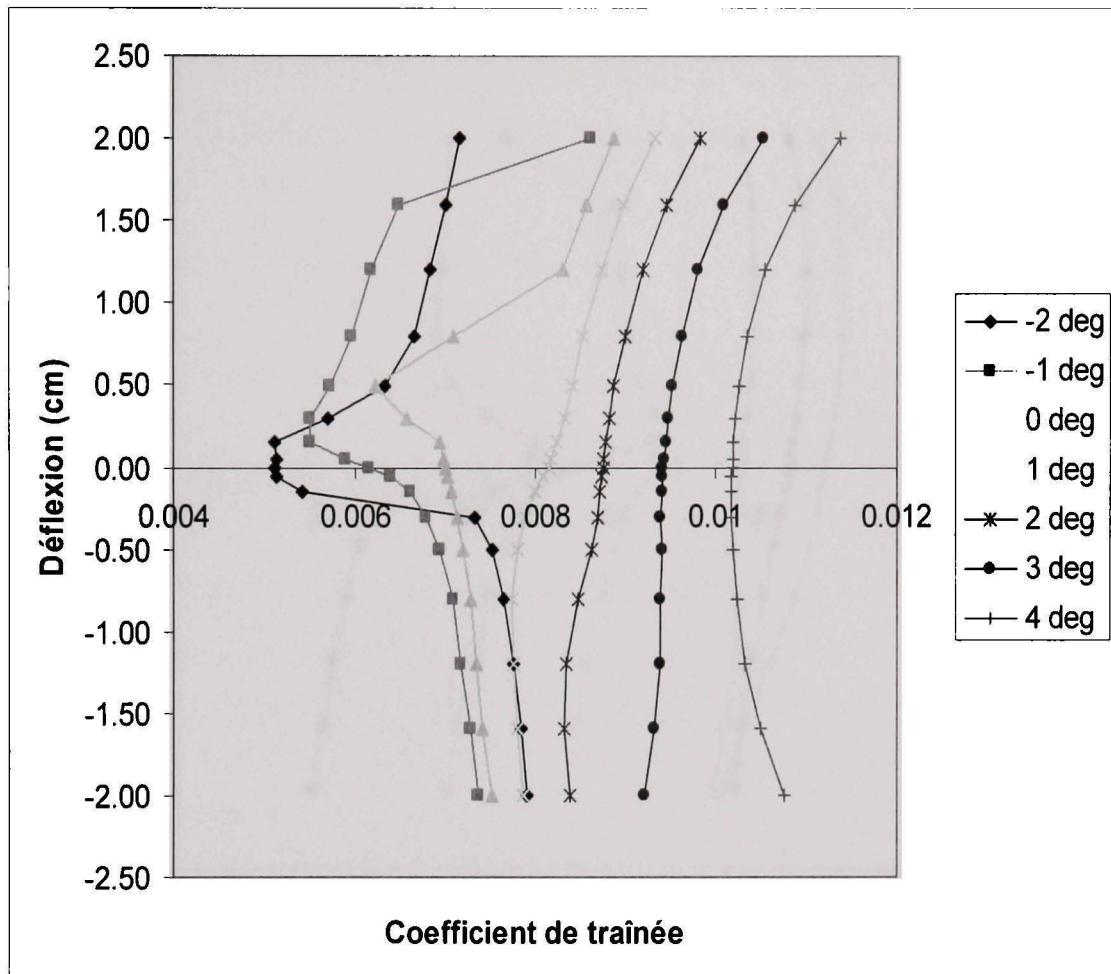


Figure 4.18 La variation du coefficient de traînée  $C_D$  avec l'angle d'attaque  $\alpha$  pour des diverses déflexions des profils modifiés VA

Suite à l'analyse de la figure 4.19 et des tableaux 4.2 à 4.8, nous avons trouvé la finesse maximale  $(C_L / C_D)_{\max} = 91.23$ , pour le profil VA -1 (voir la courbe bleu turquoise foncée —+— dans la figure 4.2.5), avec la déflection de 1.2 cm et pour l'angle d'attaque  $\alpha = 4^\circ$  (voir le tableau 4.8). Le point de transition se trouve à 3.61 % de la corde par rapport au bord d'attaque, le coefficient de portance  $C_L$  est égal à 0.9625 et le coefficient de traînée  $C_D$  est égal à 0.01055 (voir le tableau 4.8).

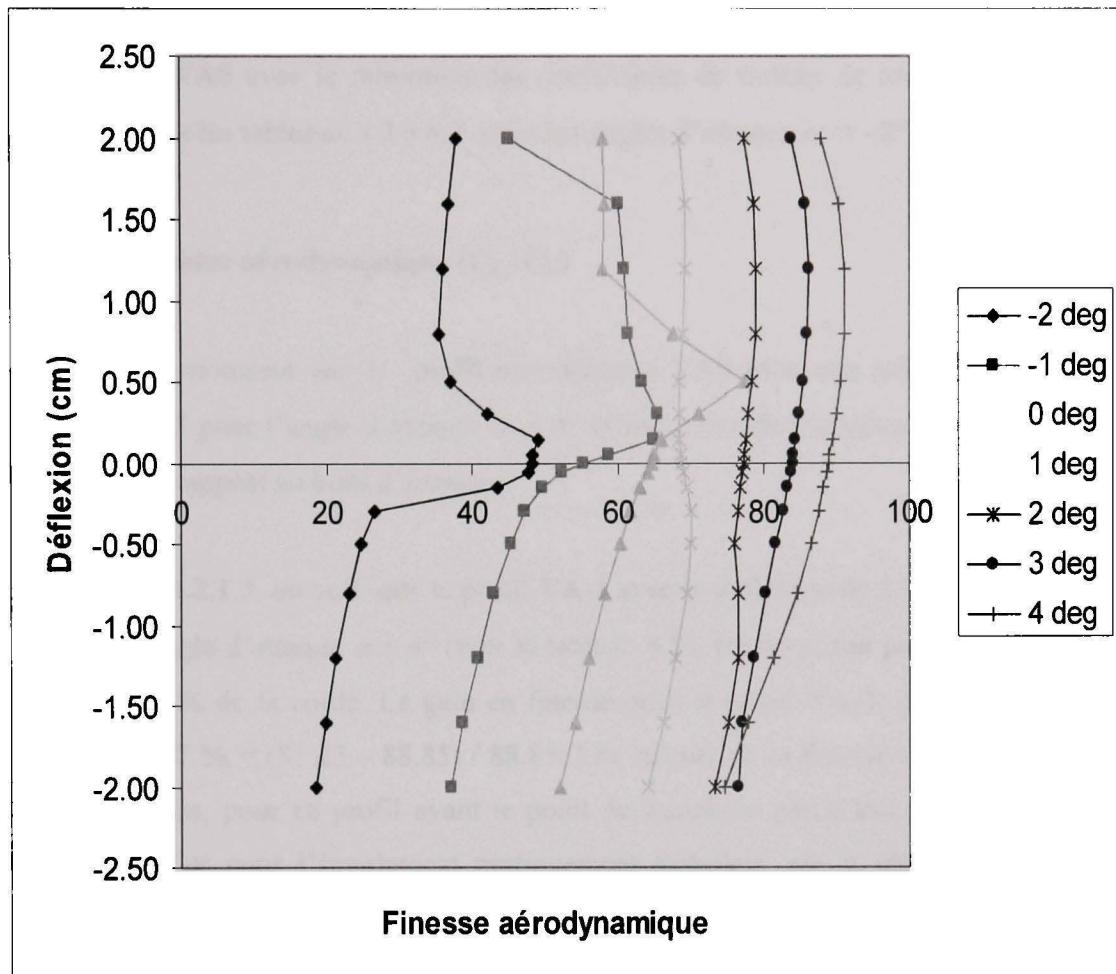


Figure 4.19 La variation de la finesse  $C_L/C_D$  avec l'angle d'attaque  $\alpha$  pour des diverses déflexions des profils modifiés VA

#### 4.2.1 Discussion

Nous considérons la finesse maximale  $(C_L/C_D)_{\max}$  et le coefficient de traînée minimal  $C_{D\min}$  pour l'analyse des performances des profils.

Plus spécifiquement, dans la section 4.2.1.1, nous comparons la finesse aérodynamique du profil de base VA0 (sans aucune défexion) avec le maximum des finesse aérodynamiques pour tous les autres profils mentionnés dans les tableaux 4.2 à 4.8 pour des angles d'attaque

$\alpha = -2^\circ$  à  $\alpha = 4^\circ$ . Dans la section 4.2.1.2, nous comparons les coefficients de traînée du profil de base **VA0** avec le minimum des coefficients de traînée de tous les autres profils mentionnés dans les tableaux 4.2 à 4.8 pour les angles d'attaque  $\alpha = -2^\circ$  à  $\alpha = 4^\circ$ .

#### 4.2.1.1 La finesse aérodynamique ( $C_L / C_D$ )

Le tableau 4.8 montrent que le profil non déformé VA0 avec une nulle déflexion, a une finesse de 88.85 pour l'angle d'attaque  $\alpha = 4^\circ$  et son point de transition se trouve à 3.84 % de la corde par rapport au bord d'attaque.

Dans la figure 4.2.1.5, on voit que le profil **VA-1** avec la déflexion de 1.2 cm, a la finesse de 91.23 pour l'angle d'attaque  $\alpha = 4^\circ$  (voir le tableau 4.8), même si son point de transition est localisé à 3.61 % de la corde. Le gain en finesse pour le profil **VA-1**, par rapport au profil **VA0** est de **2.67 %** =  $(91.23 - 88.85) / 88.85$ . Les valeurs de la finesse aérodynamique ( $C_L / C_D$ ) sont grandes, pour ce profil ayant le point de transition placé très en avant proche du bord d'attaque et pour l'écoulement pratiquement turbulent sur la plus grande partie du profil. Nous observons que, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 4^\circ$ , pour le profil **VA-1** avec sa plus grande finesse aérodynamique, son point de transition se trouve plus proche du bord d'attaque (3.61 %) que pour le profil **VA0** (3.84 %). Le  $C_D$  du profil **VA-1** égal à 0.01055 est plus élevé que le  $C_D$  du profil **VA0** égal à 0.01019 et aussi le  $C_L$  du profil **VA-1** égal à 0.9625 est plus élevé que le  $C_L$  du profil **VA0** égal à 0.9054 (voir aussi le tableau 4.8). Par conséquent, nous pouvons dire que, pour le profil **VA-1** placée à l'angle d'attaque de  $4^\circ$ , la finesse aérodynamique a grandi seulement due à l'augmentation de  $C_L$  ce qui n'est pas important pour notre projet dans lequel nous voulons améliorer les performances aérodynamiques suite à la diminution de  $C_D$ , directement liée au recullement du point de transition.

À partir du tableau 4.7, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 3^\circ$  nous trouvons la finesse pour le profil **VA0** égale à 84.07, pendant que la finesse du profil **VA-1** (avec la déflexion de 1.2 cm) est égale à 86.24. Le gain en finesse du profil **VA-1** par rapport au profil **VA0** est de **2.58 %** =

$(86.24 - 84.07) / 84.07$ . La position du point de transition a été déplacée de 5.42 % à 4.78 % de la corde, proche du bord d'attaque, la longueur de la partie laminaire de l'écoulement étant ainsi diminuée. De nouveau, la finesse aérodynamique du profil **VA-1** a grandi seulement due à l'augmentation de  $C_L$ . De plus, cette position du point de transition (4.78 %) se trouve en dehors de la peau flexible comprise entre 7 % et 65 % de la corde.

À partir du tableau 4.6, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 2^\circ$  nous trouvons la finesse aérodynamique pour le profil **VA0** égale à 77.31, pendant que la finesse aérodynamique du profil **VA-1** (qui a une déflexion de 1.2 cm) est égale à 79.08. Le gain en finesse est de **2.29 %** =  $(79.08 - 77.31) / 77.31$ . La position du point de transition a été déplacée de 7.77 % à 6.48 % de la corde, vers le bord d'attaque, en réduisant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement. Encore une fois, la finesse aérodynamique du profil **VA-1** a grandi seulement due à l'augmentation de  $C_L$ . De nouveau, cette position du point de transition (6.48 %) se trouve en dehors de la peau flexible (< 7 %).

À partir du tableau 4.5, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 1^\circ$  nous trouvons que la finesse pour le profil **VA0** est égale à 68.71, pendant que la finesse du profil **VA9** (qui a une déflexion négative de 0.5 cm) est égale à 70.09. Le gain en finesse est de seulement **2.01 %** =  $(70.09 - 68.71) / 68.71$ . La position du point de transition a été déplacée de 11.32 % à 15.26 % de la corde, vers le bord de fuite sur une distance de **3.94 %** = 15.26 % - 11.32 % de la corde. Le  $C_D$  du profil **VA9** égal à 0.00781 est plus réduit que le  $C_D$  du profil **VA0** égal à 0.00815 et aussi le  $C_L$  du profil **VA9** égal à 0.5474 est plus petit que le  $C_L$  du profil **VA0** égal à 0.56 (voir aussi le tableau 4.5). Nous concluons que, la finesse du profil **VA9** a été augmentée suite à la diminution de  $C_D$  et cette diminution est déterminée par le recullement du point de transition vers le bord de fuite, donc de l'augmentation de la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

À partir du tableau 4.4, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$  nous trouvons que la finesse aérodynamique pour le profil **VA0** est égale à 64.67, pendant que la finesse aérodynamique du profil **VA2** (qui a 0.5 cm de déflexion) est égale à 77.33. Le gain en finesse est de **19.57**

$\% = (77.33 - 64.67) / 64.67$ . Le  $C_D$  du profil **VA2** égal à 0.00621 est plus petit que le  $C_D$  du profil **VA0** égal à 0.00699 et le  $C_L$  du profil **VA2** égal à 0.4802 est plus élevé que le  $C_L$  du profil **VA0** égal à 0.4521 (voir aussi le tableau 4.4), donc la finesse de ce profil a été agrandie suite à l'augmentation de  $C_L$  et à la diminution de  $C_D$ . La position du point de transition a été déplacée de 25.92 % à 39.96 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **14.04 %** = 39.96 % - 25.92 % de la corde, en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

À partir du tableau 4.3, pour l'angle d'attaque  $\alpha = -1^\circ$  nous trouvons que la finesse pour le profil **VA0** est égale à 55.29, pendant que la finesse du profil **VA3** (d'une déflexion de 0.3 cm) est égale à 65.55. Le gain en finesse est de **18.56 %** =  $(65.55 - 55.29) / 55.29$ . La position du point de transition a été déplacée de 41.34 % à 53.33 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **11.99 %** = 53.33 % - 41.34 % de la corde, en augmentant aussi la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

À partir du tableau 4.2, pour l'angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$  nous trouvons que la finesse aérodynamique pour le profil **VA0** est égale à 48.29, pendant que la finesse aérodynamique du profil **VA4** (d'une déflexion de 0.15 cm) est égale à 49.14. Le gain en finesse est de **1.76 %** =  $(49.14 - 48.29) / 48.29$ . La position du point de transition a été déplacée de 74.98 % à 75.22 % de la corde sur une distance de **0.24 %** = 75.22 % - 74.98 % de la corde, vers le bord de fuite, en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement. Le gain en finesse est très petit et nous pouvons observer que cette position (75.22 %) se trouve en dehors de la peau flexible ( $> 65\%$ ).

Pour les profils sur lesquels des déflexions négatives ont été appliquées, les gains en finesse ont été trouvés très petits par rapport au profil non déformé **VA0**. Par exemple, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 1^\circ$  (voir le tableau 4.5), la finesse du profil **VA10** (qui a une déflexion négative de 0.8 cm) est de 69.66, pendant que la finesse du profil non déformé **VA0** est 68.71. Le gain en finesse est **1.38 %** =  $(69.66 - 68.71) / 68.71$ , donc très petit.

Suite à l'analyse des résultats précédents, nous pouvons conclure que le meilleur gain en finesse aérodynamique (**19.57 %**) a été obtenu pour le profil **VA2** placé à un angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$ . La finesse aérodynamique de ce profil a été agrandie suite à l'augmentation de  $C_L$ , mais aussi comme une conséquence de la diminution de  $C_D$ , diminution déterminée par le recullement du point de transition vers le bord de fuite. Le point de transition a été déplacé vers le bord de fuite sur la plus grande distance (**14.04%** de la corde), en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement de 25.92 % à 39.96 % de la corde.

Pendant cette étape, les résultats présentés ont montré la viabilité du concept, car les déflexions des profils ont été appliquées pour augmenter la finesse aérodynamique par le déplacement vers le bord de fuite du point de transition.

#### 4.2.1.2 Le coefficient de traînée $C_D$

Dans la colonne 4 des tableaux 4.2 à 4.8, nous montrons les coefficients de traînée pour chaque profil (avec sa déflexion correspondante au milieu de la peau flexible) pour chaque angle d'attaque  $\alpha$ . Nous sélectionnons le minimum de ces coefficients de traînée (et le profil correspondant pour lequel le coefficient est minimum), et nous calculons le gain en réduction de traînée du coefficient de traînée du ce profil versus le coefficient de traînée du profil de base **VA0**, pour tous les angles d'attaque de  $\alpha = -2^\circ$  à  $4^\circ$ . Les positions des points de transition trouvées pour les profils (avec les plus petits coefficients de traînée) sont comparés avec les positions des points de transition pour le profil non modifié **VA0** pour tous les angles d'attaque de  $\alpha = -2^\circ$  à  $4^\circ$ .

Dans le tableau 4.8, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 4^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.01019, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA7** (qui a 0.15 cm de déflexion négative) est égal à 0.01018. Il faudrait spécifier aussi que la même valeur de 0.01018 a été obtenue pour les coefficients de traînée des profils **VA6** et **VA8** avec des déflexions négatives de 0.05 cm et de 0.30 cm, respectivement. Nous avons trouvé alors pour tous ces 3 profils le même gain en réduction de la traînée de **0.098 %** =

$|0.01018 - 0.01019| / 0.01019$ , donc insignifiant et alors nous pouvons dire qu'il n'existe aucun gain en réduction de la traînée pour cet angle d'attaque. La position du point de transition a été déplacée de 3.84 % (profil **VA0**) à 3.99 % (position du point de transition maximale des profils **VA6**, **VA7** et **VA8**) de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **0.15 %** = 3.99 % - 3.84 % de la corde, en augmentant très peu la longueur de la partie laminaire de l'écoulement. De plus, cette nouvelle position (3.99 %) se trouve en dehors de la peau flexible (< 7 %).

Dans le tableau 4.7, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 3^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.00942, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA13** (avec une déflexion négative de 2.0 cm) est égal à 0.00922. Le gain en réduction de la traînée est de **2.12 %** =  $|0.00922 - 0.00942| / 0.00942$ . La position du point de transition a été déplacée de 5.42 % à 10.14 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **4.72 %** = 10.14 % - 5.42 % en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

Dans le tableau 4.6, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 2^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.00875, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA12** (qui a une déflexion négative de 1.6 cm) est égal à 0.00833. Le gain en réduction de la traînée est de **4.80 %** =  $|0.00833 - 0.00875| / 0.00875$ . La position du point de transition a été déplacée de 7.77 % à 13.05 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **5.28 %** = 13.05 % - 7.77 % en augmentant aussi la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

Dans le tableau 4.5, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 1^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.00815, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA10** (qui a une déflexion négative de 0.80 cm) est égal à 0.00774. Le gain en réduction de la traînée est **5.03 %** =  $|0.00774 - 0.00815| / 0.00815$ . La position du point de transition a été déplacée de 11.32 % à 15.80 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **4.48 %** = 15.80 % - 11.32% en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

Dans le tableau 4.4, pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.00699, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA2** (qui a une déflexion de 0.5 cm) est égal à 0.00621. Le gain en réduction de la traînée est de **11.15 %** =  $|0.00621 - 0.00699| / 0.00966$ . La position du point de transition a été déplacée de 25.92 % à 39.96 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **14.04 %** = 39.96 % - 25.92 %, la longueur de la partie laminaire de l'écoulement étant augmentée.

Dans le tableau 4.3, pour l'angle d'attaque  $\alpha = -1^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.00616, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA4** (qui a une déflexion de 0.15 cm) est égal à 0.00549. Le gain en réduction de la traînée est de **10.87 %** =  $|0.00549 - 0.00616| / 0.00616$ . La position du point de transition a été déplacée de 41.34 % à 53.53 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **12.19 %** = 53.53 % - 41.34 %, en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement.

Dans le tableau 4.2, pour l'angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$  nous trouvons que le coefficient de traînée pour le profil **VA0** est égal à 0.00511, pendant que le coefficient de traînée pour le profil **VA4** (qui a 0.15 cm de déflexion) est égal à 0.00510. Le gain en réduction de la traînée est de seulement **0.195 %** =  $|0.00510 - 0.00511| / 0.00511$ . La position du point de transition a été déplacée de 74.98 % à 75.22 % de la corde, vers le bord de fuite, sur une distance de **0.24 %** = 75.22 % - 74.98 %, en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement. Le gain en réduction de la traînée est très petit et nous observons de nouveau que cette position (75.22 %) se trouve en dehors de la peau flexible ( $> 65\%$ ).

Nous avons observé que les gains en réduction de la traînée pour les profils avec des déflexions négatives par rapport au profil non déformé **VA0** étaient trop petits (voir l'analyse présentée pour les profils **VA6**, **VA7** et **VA8** où le gain en réduction de la traînée de seulement **0.098 %**)

Suite à l'analyse des résultats obtenus dans cette section, le meilleur gain (**11.15 %**) en réduction de la traînée a été obtenu pour le profil **VA2** à l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$ . Le point de transition a été déplacé vers le bord de fuite sur la plus grande distance (**14.04 %** de la corde), en augmentant la longueur de la partie laminaire de l'écoulement de 25.92 % à 39.96 % de la corde.

Nous avons aussi constaté que, la relation entre la diminution de la traînée et le retard de la transition a toujours été respectée, montrant encore une fois la viabilité du concept.

Tableau 4.2

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$

Profil	Deflexion (cm)	$x/c$ (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L/C_D$
VA-3	2.00	41.57	0.00715	0.2702	37.79021
VA-2	1.60	43.20	0.00699	0.2567	36.72389
VA-1	1.20	45.43	0.00683	0.2452	35.90044
VA1	0.80	48.43	0.00665	0.2357	35.44361
VA2	0.50	53.92	0.00633	0.2329	36.79305
VA3	0.30	64.62	0.00570	0.2399	42.08772
VA4	0.15	75.22	0.00510	0.2506	49.13725
VA5	0.05	74.51	0.00513	0.2472	48.18713
VA0	0.00	74.98	0.00511	0.2468	48.29746
VA6	-0.05	74.67	0.00513	0.2446	47.68031
VA7	-0.15	69.67	0.00541	0.2343	43.30869
VA8	-0.30	34.02	0.00733	0.1936	26.41201
VA9	-0.50	28.96	0.00753	0.1849	24.55511
VA10	-0.80	24.69	0.00765	0.1752	22.90196
VA11	-1.20	21.39	0.00776	0.164	21.13402
VA12	-1.60	19.39	0.00785	0.1543	19.65605
VA13	-2.00	18.00	0.00792	0.1455	18.37121

Tableau 4.3

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = -1^\circ$

Profil	Deflexion (cm)	$x/c$ (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L/C_D$
VA-3	2.00	9.22	0.00861	0.3872	44.97096
VA-2	1.60	39.65	0.00647	0.3881	59.98454
VA-1	1.20	43.31	0.00618	0.377	61.00324
VA1	0.80	45.77	0.00596	0.3669	61.5604
VA2	0.50	49.63	0.00572	0.3621	63.3042
VA3	0.30	53.33	0.00550	0.3605	65.54545
VA4	0.15	53.53	0.00549	0.3568	64.99089
VA5	0.05	46.26	0.00589	0.3465	58.82852
VA0	0.00	41.34	0.00616	0.3406	55.29221
VA6	-0.05	37.19	0.00639	0.335	52.42567
VA7	-0.15	32.8	0.00661	0.3285	49.69743
VA8	-0.30	28.88	0.00679	0.3211	47.29013
VA9	-0.50	25.54	0.00693	0.3133	45.20924
VA10	-0.80	22.53	0.00708	0.3032	42.82486
VA11	-1.20	20.08	0.00718	0.2919	40.6546
VA12	-1.60	18.34	0.00729	0.2814	38.60082
VA13	-2.00	17.17	0.00738	0.2722	36.88347

Tableau 4.4

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$

Profil	Deflexion (cm)	x/c (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L/C_D$
VA-3	2.00	7.89	0.00887	0.5134	57.8805
VA-2	1.60	8.38	0.00856	0.4974	58.10748
VA-1	1.20	9.38	0.00830	0.4817	58.03614
VA1	0.80	27.65	0.00708	0.4781	67.52825
VA2	0.50	39.96	0.00621	0.4802	77.32689
VA3	0.30	33.9	0.00657	0.4681	71.2481
VA4	0.15	27.43	0.00693	0.4576	66.03175
VA5	0.05	26.42	0.00697	0.4537	65.09326
VA0	0.00	25.92	0.00699	0.4521	64.67811
VA6	-0.05	25.17	0.00702	0.4498	64.07407
VA7	-0.15	23.99	0.00707	0.4459	63.06931
VA8	-0.30	22.51	0.00713	0.4402	61.73913
VA9	-0.50	20.99	0.00719	0.4332	60.25035
VA10	-0.80	19.61	0.00728	0.4237	58.20055
VA11	-1.20	18.06	0.00735	0.412	56.05442
VA12	-1.60	17.1	0.00742	0.4017	54.13747
VA13	-2.00	16.17	0.00752	0.3915	52.06117

Tableau 4.5

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = 1^\circ$

Profil	Deflexion (cm)	x/c (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L/C_D$
VA-3	2.00	7.16	0.00932	0.6378	68.433476
VA-2	1.60	7.41	0.00898	0.6213	69.187082
VA-1	1.20	7.65	0.00874	0.6046	69.176201
VA1	0.80	8.21	0.00853	0.5885	68.991794
VA2	0.50	8.76	0.00841	0.5768	68.585018
VA3	0.30	9.38	0.00832	0.5693	68.425481
VA4	0.15	10.19	0.00824	0.5643	68.48301
VA5	0.05	10.94	0.00817	0.5612	68.69033
VA0	0.00	11.32	0.00815	0.56	68.711656
VA6	-0.05	11.97	0.00809	0.5587	69.060569
VA7	-0.15	12.98	0.00801	0.5562	69.438202
VA8	-0.30	14.38	0.00789	0.5527	70.050697
VA9	-0.50	15.26	0.00781	0.5474	70.089629
VA10	-0.80	15.8	0.00774	0.5392	69.664083
VA11	-1.20	15.45	0.00776	0.5276	67.989691
VA12	-1.60	15.22	0.0078	0.5168	66.25641
VA13	-2.00	14.82	0.00788	0.5064	64.263959

Tableau 4.6

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = 2^\circ$

Profil	Deflexion (cm)	x/c (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L/C_D$
VA-3	2.00	5.84	0.00983	0.761	77.4161
VA-2	1.60	6.15	0.00946	0.744	78.6469
VA-1	1.20	6.48	0.00919	0.7267	79.0751
VA1	0.80	6.69	0.009	0.7096	78.8444
VA2	0.50	7.24	0.00888	0.6971	78.5023
VA3	0.30	7.37	0.00883	0.6884	77.9615
VA4	0.15	7.55	0.00879	0.6823	77.6223
VA5	0.05	7.7	0.00876	0.6782	77.4201
VA0	0.00	7.77	0.00875	0.6765	77.3143
VA6	-0.05	7.86	0.00874	0.6743	77.151
VA7	-0.15	8.00	0.00872	0.6703	76.8693
VA8	-0.30	8.31	0.00869	0.6644	76.4557
VA9	-0.50	8.87	0.00863	0.6571	76.1414
VA10	-0.80	10.71	0.00848	0.6485	76.4741
VA11	-1.20	12.4	0.00834	0.6379	76.4868
VA12	-1.60	13.05	0.00833	0.627	75.2701
VA13	-2.00	13.19	0.00839	0.6156	73.3731

Tableau 4.7

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = 3^\circ$

Profil	Deflexion (cm))	x/c (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L / C_D$
VA-3	2.00	4.54	0.01052	0.8815	83.7928
VA-2	1.60	4.70	0.01009	0.8642	85.6492
VA-1	1.20	4.78	0.00981	0.846	86.2385
VA1	0.80	4.91	0.00962	0.828	86.0707
VA2	0.50	4.99	0.00953	0.8143	85.446
VA3	0.30	5.08	0.00948	0.8049	84.9051
VA4	0.15	5.28	0.00945	0.7983	84.4762
VA5	0.05	5.38	0.00943	0.7938	84.1782
VA0	0.00	5.42	0.00942	0.7919	84.0658
VA6	-0.05	5.46	0.00941	0.7894	83.8895
VA7	-0.15	5.51	0.00941	0.7848	83.4006
VA8	-0.30	5.61	0.00940	0.778	82.766
VA9	-0.50	5.73	0.00941	0.7688	81.7003
VA10	-0.80	6.23	0.00939	0.7555	80.4579
VA11	-1.20	7.01	0.00939	0.7384	78.6368
VA12	-1.60	8.29	0.00933	0.7192	77.0847
VA13	-2.00	10.14	0.00922	0.7063	76.6052

Tableau 4.8

La variation de la position du point de transition par rapport à la corde, les coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et la finesse aérodynamique  $C_L/C_D$  pour 17 profils modifiés et leurs déflexions correspondantes pour l'angle d'attaque  $\alpha = 4^\circ$

Profil	Deflexion (cm)	x/c (%)	$C_D$	$C_L$	$C_L/C_D$
VA-3	2.00	3.54	0.01136	0.9993	87.96655
VA-2	1.60	3.57	0.01087	0.9814	90.28519
VA-1	1.20	3.61	0.01055	0.9625	91.23223
VA1	0.80	3.6	0.01035	0.9436	91.16908
VA2	0.50	3.64	0.01027	0.9291	90.46738
VA3	0.30	3.73	0.01022	0.9193	89.95108
VA4	0.15	3.79	0.01020	0.9123	89.44118
VA5	0.05	3.82	0.01019	0.9074	89.04809
VA0	0.00	3.84	0.01019	0.9054	88.85182
VA6	-0.05	3.87	0.01018	0.9027	88.67387
VA7	-0.15	3.91	0.01018	0.8978	88.19253
VA8	-0.30	3.99	0.01018	0.8905	87.47544
VA9	-0.50	4.07	0.01019	0.8807	86.42787
VA10	-0.80	4.26	0.01024	0.8657	84.54102
VA11	-1.20	4.45	0.01032	0.8405	81.4438
VA12	-1.60	4.59	0.01051	0.8198	78.0019
VA13	-2.00	4.82	0.01076	0.8023	74.5632

Note : Nous aurons pu exclure les cas avec un petit gain (pour la traînée minimale ou pour la finesse maximale), mais nous avons préféré de présenter les résultats obtenus pour tous les angles d'attaque dans le but d'avoir une image complète sur les performances aérodynamique de ces profils.

#### 4.3 Le calcul des forces pour les profils VARAA

La connaissance du chargement aérodynamique appliqué sur l'aile expérimentale est très importante pour le choix du matériau de la peau flexible et le dimensionnement de la partie variable de l'aile. Pour le calcul du chargement des actionneurs, nous avons besoin des valeurs des forces distribuées sur la surface de la zone flexible. Ainsi, les actionneurs

pourront être dimensionnés (donc choisis) en connaissant la distribution des forces appliquées dans une région bien déterminée autour de chacun d'entre eux.

Le calcul de forces a été réalisé à partir de la différence de pressions appliquées sur la partie extérieure  $p_e$  et intérieure  $p_c$  de la peau flexible. Les valeurs de  $p_e$  varient au long de la partie extérieure en fonction de la forme du profil, des paramètres de l'écoulement et de l'angle d'attaque. La pression intérieure  $p_c$  peut être considérée constante et approximativement égale avec la pression de l'infini en avant  $p_\infty$ .

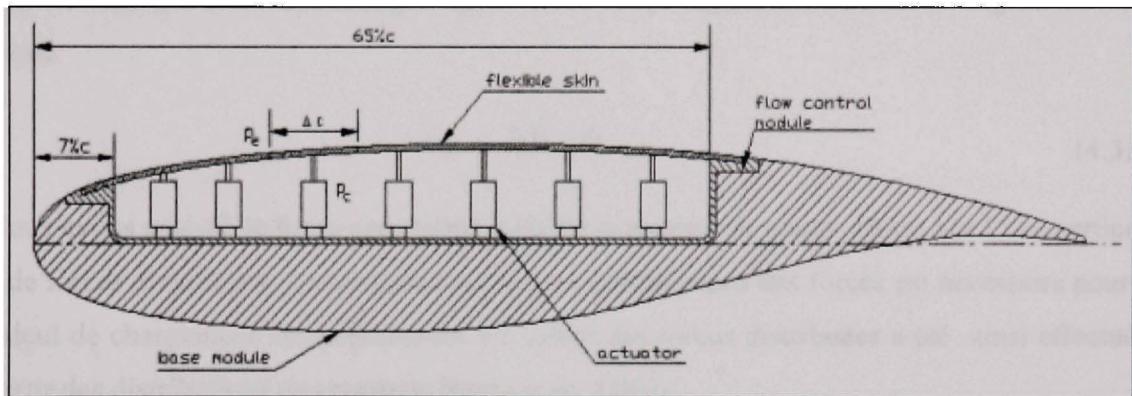


Figure 4.20 La peau flexible et les actionneurs de la maquette

La différence de pression  $\Delta p$  qui actionne sur la peau flexible est :

$$\Delta p = p_e - p_{atm} \quad (4.3.1)$$

La pression atmosphérique est donnée par l'équation suivante :

$$p_{atm} = p_\infty + q \quad (4.3.2)$$

où la pression dynamique  $q$  est :

$$q = \frac{\rho V_\infty^2}{2} \quad (4.3.3)$$

Le coefficient de pression est :

$$C_{pe} = \frac{p_e - p_\infty}{q} = \frac{\Delta p}{q} + 1 \quad (4.3.4)$$

d'où la différence de pressions est :

$$\Delta p = q (C_{pe} - 1) \quad (4.3.5)$$

où  $q$  est la pression dynamique et  $C_{pe}$  est le coefficient de pression sur l'extrados du profil.

La force concentrée de chargement aérodynamique peut être calculée en considérant une pression moyenne  $\Delta \bar{p}$  sur la corde de la peau flexible. La surface de référence  $S_a$  est calculée en effectuant le produit entre la longueur de la courbe de la zone flexible (approximée par une somme de longueurs des petits segments) et une envergure unitaire. Ainsi,

$$F_a = \Delta \bar{p} \cdot S_a \quad (4.3.6)$$

Nous avons calculé la force concentrée comme la somme de composantes sur l'axe verticale  $y$  de forces distribuées. La connaissance de ces composantes des forces est nécessaire pour le calcul de chargement des actionneurs. Le calcul des forces distribuées a été ainsi effectué à partir des distributions de pressions fournies en Xfoil).

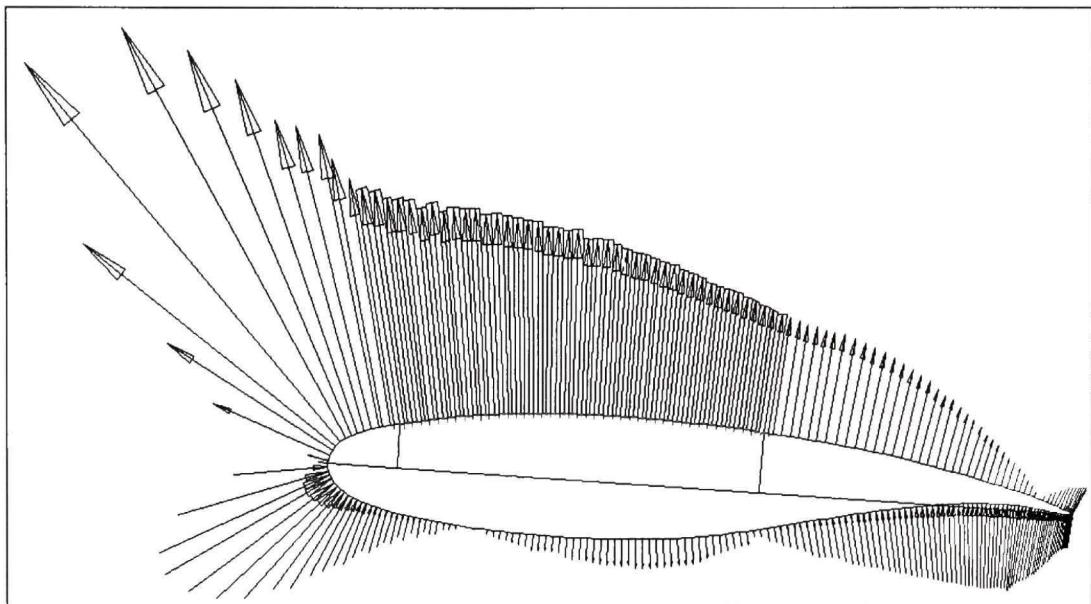


Figure 4.21 Les forces distribuées sur la peau flexible pour le profil Varaa3,  
au  $M = 0.3$  et  $\alpha = 4^\circ$

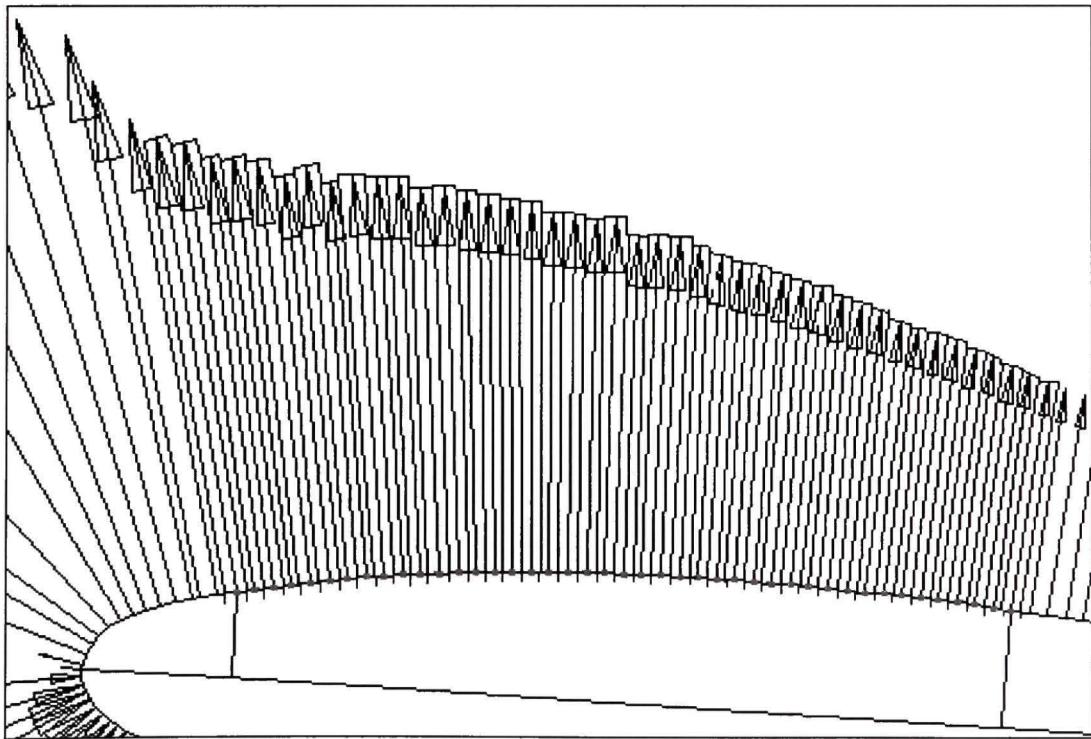


Figure 4.22 Détails des forces distribuées sur la peau flexible pour le profil Varaa3,  
au  $M = 0.3$ ,  $\alpha = 4^\circ$

La surface de référence sur laquelle une force distribuée est appliquée est calculée par le produit entre la longueur du segment qui approxime les petites courbes d'un panneau (compris entre deux petites lignes bleues successives) et l'envergure unitaire. Le point d'application de chaque force distribuée se trouve au milieu de chaque segment (représenté par un point rouge dans la figure 4.22). La force distribuée est calculée par le produit entre une surface de référence et une quantité qui a la dimension d'une pression, en effet la pression dynamique  $q$  multipliée avec le facteur ( $C_{pe}-1$ ) appliquée sur le panneau.

La somme des composantes verticales de ces forces distribuées donne la force concentrée sur la direction verticale  $y$ . La connaissance de la valeur de cette force concentrée est nécessaire pour obtenir le chargement global sur la direction  $y$  de la peau flexible. À l'envers, la somme des composantes horizontales des forces distribuées donne la force concentrée sur la direction horizontale  $x$ . La connaissance de la valeur de ce chargement concentré est nécessaire pour obtenir la force qui doit tendre la peau flexible sur la direction  $x$  pour que celle-ci se maintienne la forme.

Pour tous les profils VARAA au nombre de Mach  $M = 0.3$  et pour tous les angles d'attaque  $\alpha = -2^\circ$  à  $4^\circ$ , nous avons calculé ces forces à partir des distributions des coefficients de pression fournis par Xfoil. Les composantes des forces concentrées sur les directions horizontales et verticales sont intitulées  $F_x$  et  $F_y$ , respectivement; leurs valeurs sont présentées dans les tableaux 4.9, 4.10 et 4.11.

Tous les résultats obtenus pour le calcul des forces sur les profils VARAA sont présentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Dans ce sous-chapitre nous avons affiché ces types de résultats obtenus pour le profil Varaa 0 (de défexion nulle) pour le nombre de Mach  $M = 0.2$  et pour l'angle d'attaque  $\alpha = -2^\circ$ .

Les graphiques suivants représentent :

- La distribution de la pression dynamique  $Q$  versus la corde pour la zone flexible ;
- La distribution des composantes de forces  $F_x$  et  $F_y$  sur la peau flexible versus la corde.

Note: Dans les graphiques, les composantes des forces horizontales  $F_x$  sont représentées aussi dans le plan vertical. Le signe négatif pour les composantes des forces verticales  $F_y$  représente une succion.

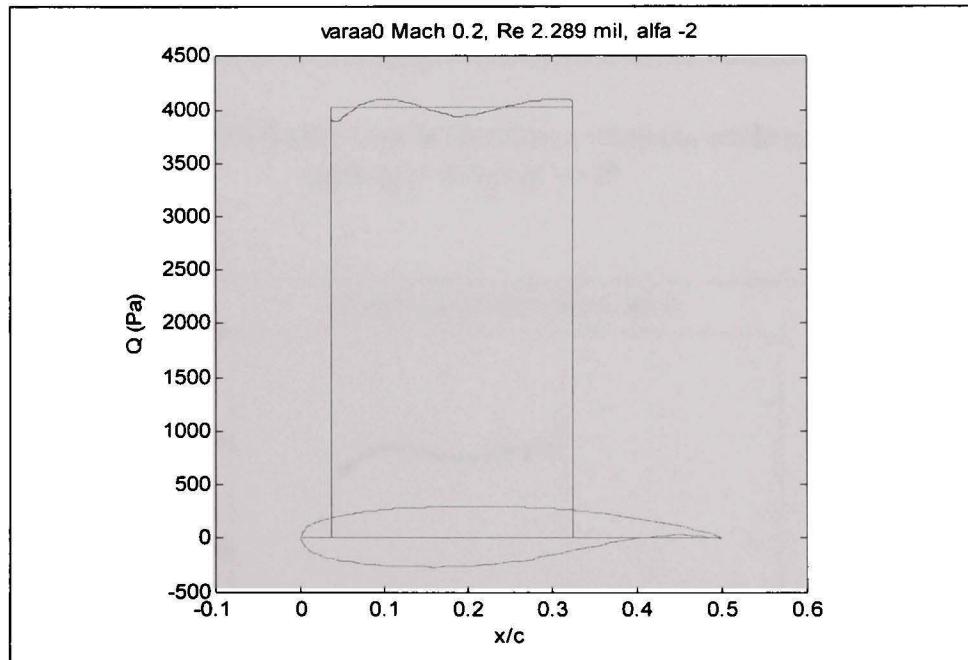


Figure 4.23 La distribution de la pression dynamique sur la corde du profil Varaa 0 pour  $M = 0.2$  et  $\alpha = -2^\circ$

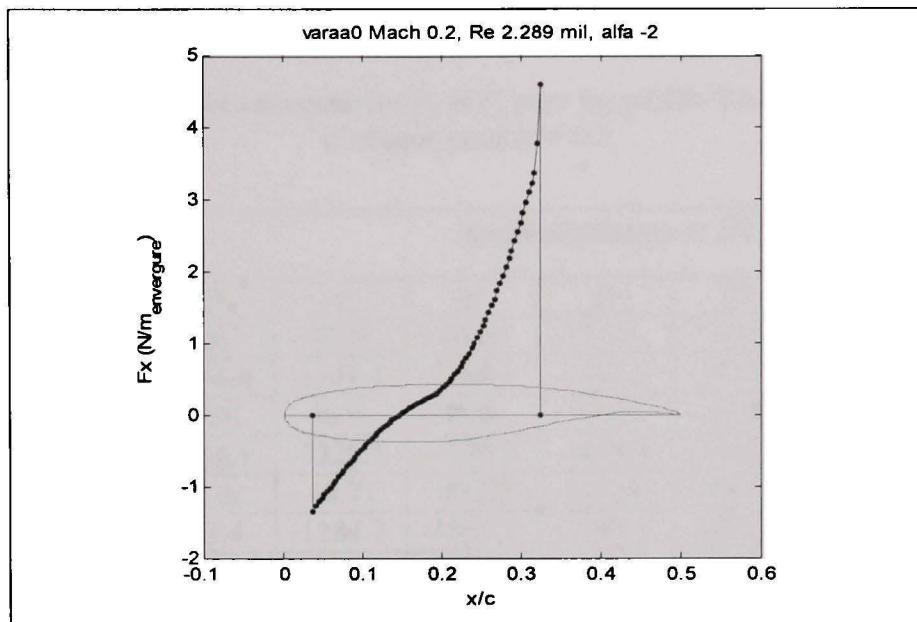


Figure 4.24 La force distribuée  $F_x$  sur la direction  $x$  versus la corde pour le profil Varaa 0 pour  $M = 0.2$  et  $\alpha = -2^\circ$ .

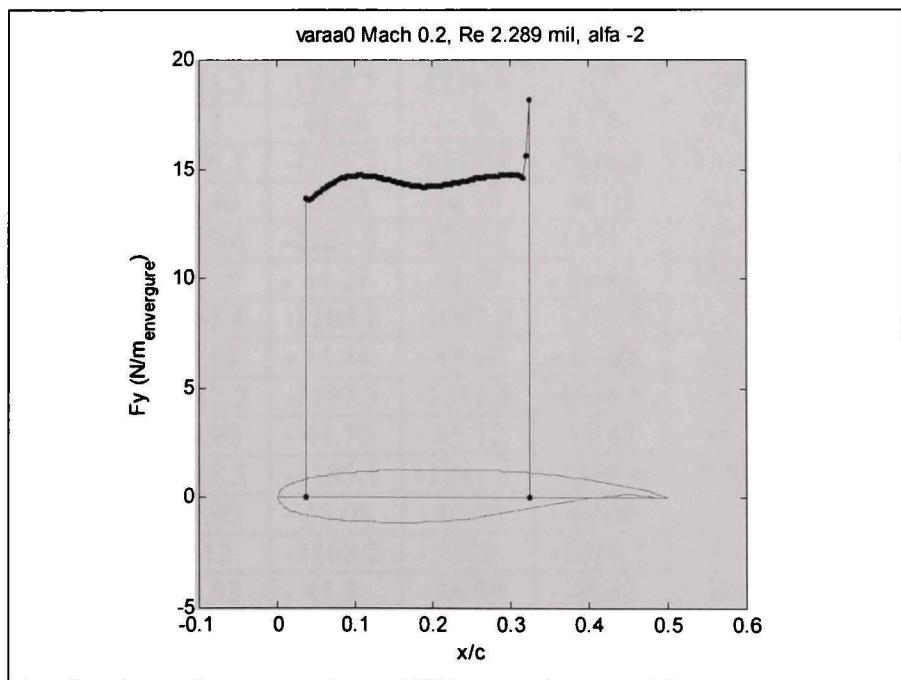


Figure 4.25 La force distribuée  $F_y$  sur la direction  $y$  versus la corde pour le profil Varaa 0 pour  $M = 0.2$  et  $\alpha = -2^\circ$

Tableau 4.9

Les composantes des forces concentrées  $F_x$  et  $F_y$  pour les profils VARAA à tous les angles d'attaque pour  $M = 0.2$

Profil	Force $F$ [N]	Angle d'attaque $\alpha$ [°]						
		-2°	-1°	0°	1°	2°	3°	4°
<i>Varaa-3</i>	$F_x$	- 45.63	- 42.19	- 40.59	-37.59	- 34.43	- 30.96	- 27.32
	$F_y$	-1266.4	-1341.4	-1398.5	-1461.5	-1524.2	-1588	-1651.1
<i>Varaa-2</i>	$F_x$	- 48.94	- 46.9	- 45.6	- 43.29	- 40.81	- 38.13	- 35.19
	$F_y$	-1256.9	-1320.6	-1376.5	-1439.4	-1502.3	-1565.2	-1628.3
<i>Varaa-1</i>	$F_x$	- 50.02	- 48.71	- 47.22	- 46.28	- 44.61	- 42.7	- 40.58
	$F_y$	1223.4	-1284.7	-1345.3	-1397.3	-1457.6	-1518.4	-1579
<i>Varaa 1</i>	$F_x$	- 49.3	- 48.6	- 47.6	- 47.0	- 45.8	- 44.6	- 43.1
	$F_y$	-1203	-1263.2	-1323	-1372.2	-1431.6	-1491	-1550.8
<i>Varaa 2</i>	$F_x$	- 49.3	- 48.9	- 48.3	- 47.9	- 47.2	- 46.5	- 45.4
	$F_y$	-1190.3	-1249	-1307.1	-1354	-1412.1	-1470.4	-1529.5
<i>Varaa 3</i>	$F_x$	- 49.89	- 49.52	- 48.91	- 48.64	- 48.24	- 47.81	- 47.10
	$F_y$	-1190.8	-1242.6	-1296	-1343.2	-1399.4	-1456.8	-1515.4
<i>Varaa 4</i>	$F_x$	- 49.86	- 49.96	- 49.33	- 49.23	- 49.03	- 48.82	- 48.37
	$F_y$	-1184	-1239.5	-1284	-1335	-1389.8	-1446.8	-1504.7
<i>Varaa 5</i>	$F_x$	- 49.86	- 50.08	- 49.65	- 49.66	- 49.59	- 49.52	- 49.23
	$F_y$	-1178.3	-1233.7	-1276.4	-1329.3	-1383.5	-1440.3	-1497.7
<i>Varaa 0</i>	$F_x$	- 44.4	- 44.46	- 43.94	- 43.8	- 43.5	- 43.3	- 42.9
	$F_y$	-1176.1	-1231.2	-1273.4	-1326.8	-1380.7	-1437.4	-1494.6
<i>Varaa 6</i>	$F_x$	- 44.40	- 44.53	- 44.10	- 44.03	- 43.87	- 43.72	- 43.39
	$F_y$	-1172.6	-1227.7	-1269.5	-1323.5	-1377.3	-1433.6	-1490.6
<i>Varaa 7</i>	$F_x$	- 44.39	- 44.21	- 44.39	- 44.44	- 44.41	- 44.40	- 44.23
	$F_y$	-1165.6	-1208.1	-1262.9	-1317.5	-1371.1	-1427	-1483.6
<i>Varaa 8</i>	$F_x$	- 43.95	- 44.44	- 44.80	- 45.05	- 45.22	- 45.40	- 45.47
	$F_y$	-1142.2	-1197.3	-1253.4	-1308.6	-1362.2	-1417.2	-1473.1
<i>Varaa 9</i>	$F_x$	- 43.98	- 44.70	- 45.32	- 45.85	- 46.29	- 46.72	- 47.10
	$F_y$	-1128.5	-1185.1	-1241.3	-1296.6	-1350.5	-1404	-1458.9
<i>Varaa10</i>	$F_x$	- 43.98	- 45.08	- 46.08	- 47.00	- 47.86	- 48.65	- 49.48
	$F_y$	-1112	-1168.2	-1223	-1278.7	-1332.8	-1384.7	-1437.7
<i>Varaa11</i>	$F_x$	- 43.93	- 45.5	- 46.99	- 48.42	- 49.8	- 51.1	- 52.44
	$F_y$	-1091	-1146.3	-1201	-1255.2	-1308.6	-1359.7	-1408.9
<i>Varaa12</i>	$F_x$	- 51.28	- 53.68	- 56.02	- 58.32	- 60.55	- 62.7	- 64.7
	$F_y$	-1070.6	-1124.9	-1178.5	-1231.9	-1284.2	-1334.7	-1378.5
<i>Varaa13</i>	$F_x$	- 51.93	- 54.8	- 57.64	- 60.43	- 63.19	- 65.81	- 68.23
	$F_y$	-1050.6	-1103.8	-1156.4	-1208.6	-1259.8	-1308.5	-1351.3

Tableau 4.10

Les composantes des forces concentrées  $F_x$  et  $F_y$  pour les profils VARAA à tous les angles d'attaque pour  $M = 0.3$

Profil	Force $F$ [N]	Angle d'attaque $\alpha$ [°]						
		-2°	-1°	0°	1°	2°	3°	4°
<i>Varaa-3</i>	$F_x$	- 99.19	- 91.71	- 88.24	- 81.72	- 74.85	- 67.29	- 59.39
	$F_y$	-2752.6	-2915.7	-3039.7	-3176.8	-3313	-3451.7	-3588.9
<i>Varaa-2</i>	$F_x$	- 107.5	- 103.08	- 100.09	- 94.82	- 89.18	- 82.84	- 76.11
	$F_y$	-2767.7	-2913.1	- 3042	-3185.5	- 3329	-3474.3	-3617.7
<i>Varaa-1</i>	$F_x$	-109.84	- 107	- 105.02	- 101.51	- 97.61	- 93.08	- 88.23
	$F_y$	- 2691	- 2831.9	- 2951.6	- 3088.9	- 3227.1	- 3366.6	- 3503.6
<i>Varaa 1</i>	$F_x$	-108.3	- 106.72	- 104.96	- 103.12	- 100.63	- 97.48	- 94.05
	$F_y$	- 2643.2	- 2781.7	- 2907.3	- 3030.3	- 3165.5	- 3302.7	- 3437.8
<i>Varaa 2</i>	$F_x$	-108.16	- 107.37	- 106.26	- 105.22	- 103.72	- 101.69	- 99.33
	$F_y$	- 2611.8	- 2747	- 2875.9	- 2987	- 3120.4	- 3255	- 3388.4
<i>Varaa 3</i>	$F_x$	-109.36	- 108.04	- 107.49	- 106.82	- 105.95	- 104.66	- 103.03
	$F_y$	- 2602	- 2726.1	- 2844.1	- 2958.9	- 3090.8	- 3223.6	- 3355.7
<i>Varaa 4</i>	$F_x$	-109.4	- 108.58	- 108.45	- 108.14	- 107.74	- 107	- 105.9
	$F_y$	- 2595.2	- 2708.2	- 2819.2	- 2938.3	- 3068.7	- 3200	- 3331.3
<i>Varaa 5</i>	$F_x$	-109.4	- 108.82	- 109.12	- 109.08	- 108.99	- 108.6	- 107.87
	$F_y$	- 2582.2	- 2688.2	- 2805.5	- 2925.1	- 3054.2	- 3184.4	- 315.1
<i>Varaa 0</i>	$F_x$	- 97.44	- 96.61	- 96.56	- 96.18	- 95.73	- 95.01	- 93.94
	$F_y$	- 2577.9	- 2678	- 2799.3	- 2919.4	- 3047.9	- 3177.7	- 3308
<i>Varaa 6</i>	$F_x$	- 97.46	- 96.82	- 96.92	- 96.7	- 96.42	- 95.89	- 95.01
	$F_y$	- 2570	- 2667	- 2791.5	- 2912.2	- 3039.6	- 3168.8	- 3298.8
<i>Varaa 7</i>	$F_x$	- 97.39	- 97.17	- 97.55	- 97.63	- 97.64	- 97.46	- 96.91
	$F_y$	- 2551.9	- 2651.3	- 2777.7	- 2899.6	- 3025.1	- 3153.4	- 3282.7
<i>Varaa 8</i>	$F_x$	- 96.5	- 97.65	- 98.48	- 99.02	- 99.46	- 99.8	- 99.74
	$F_y$	- 2500	- 2630.4	- 2757.6	- 2880.7	- 3003.9	- 3130.3	- 3258.7
<i>Varaa 9</i>	$F_x$	- 213.77	- 220.79	- 227.56	- 234.02	- 239.9	- 245.62	- 251.27
	$F_y$	- 2506.2	- 2636.3	- 2766.2	- 2894.4	- 3017.7	- 3141.6	- 3268.5
<i>Varaa10</i>	$F_x$	-154.63	- 158.44	- 162.03	- 165.34	- 168.28	- 170.68	- 173.04
	$F_y$	- 2450	- 2576.8	- 2703.5	- 2828.6	- 2950.9	- 3067.3	- 3187.9
<i>Varaa11</i>	$F_x$	- 80.41	- 80.19	- 79.75	- 79.08	- 78.13	- 76.71	- 74.82
	$F_y$	- 2414.4	2514.3	- 2668.1	- 2794.2	- 2918	- 3033.5	- 3143
<i>Varaa12</i>	$F_x$	- 36.14	- 32.97	- 29.51	- 25.83	- 21.88	- 17.62	- 12.74
	$F_y$	- 2338.1	- 2460.4	- 2581.4	- 2701.6	- 2820.1	- 2930.7	- 3027.9
<i>Varaa13</i>	$F_x$	26.65	33.3	40.2	47.32	54.65	62.04	69.86
	$F_y$	- 2306	- 2427	- 2548.7	- 2668.6	- 2786.4	- 2895.9	- 2990.5

Tableau 4.11

Les composantes des forces concentrées  $F_x$  et  $F_y$  pour les profils VARAA à tous les angles d'attaque pour  $M = 0.35$

Profil	Force $F$ [N]	Angle d'attaque $\alpha$ [°]						
		-2°	-1°	0°	1°	2°	3°	4°
Varaa-3	$F_x$	-132.04	-122.08	-117.46	-108.78	-99.64	-89.57	-79.06
	$F_y$	-3664.1	-3881.2	-4046.2	-4228.7	-4410	-4594.7	-4777.2
Varaa-2	$F_x$	-144.19	-140.69	-134.15	-126.94	-119.07	-110.35	-101.07
	$F_y$	-3715.7	-3895.7	-4093.3	-4290.5	-4488.1	-4687.6	-4884.1
Varaa-1	$F_x$	-147.27	-143.42	-140.76	-135.95	-130.43	-124.21	-117.48
	$F_y$	-3610.4	-3802.9	-3968.5	-4157.1	-4347.3	-4538.3	-4726
Varaa 1	$F_x$	-145.21	-143.01	-141.22	-138.09	-134.5	-130.16	-125.35
	$F_y$	-3543.9	-3733.2	-3890.2	-4075	-4260.9	-4448.9	-4633.3
Varaa 2	$F_x$	-144.9	-143.87	-142.48	-140.94	-138.82	-135.87	-132.55
	$F_y$	-3499.8	-3684.6	-3857	-4014.8	-4197	-4382.2	-4564.1
Varaa 3	$F_x$	-145.78	-144.71	-144.12	-143.11	-141.92	-139.92	-137.6
	$F_y$	-3481	-3654	-3812.3	-3975.5	-4155.2	-4338.3	-4518.6
Varaa 4	$F_x$	-146.56	-145.38	-145.35	-144.89	-144.34	-143.12	-141.53
	$F_y$	-3474.4	-3625.3	-3780.5	-3946.6	-4124.3	-4305.7	-4484.6
Varaa 5	$F_x$	-146.57	-145.85	-146.25	-146.16	-146.03	-145.32	-144.23
	$F_y$	-3456.9	-3597.5	-3762.6	-3927.8	-4104.8	-4284.1	-4462.2
Varaa 0	$F_x$	-130.58	-129.5	-129.4	-128.86	-128.24	-127.03	-125.52
	$F_y$	-3451.8	-3586.2	-3754.5	-3919.6	-4096	-4274.7	-4452.5
Varaa 6	$F_x$	-130.6	-129.77	-129.89	-129.57	-129.17	-128.26	-126.97
	$F_y$	-3440.7	-3573	-3744.3	-3909.3	-4084.5	-4262.4	-4439.7
Varaa 7	$F_x$	-129.29	-130.23	-130.75	-130.82	-130.83	-130.4	-129.58
	$F_y$	-3385.1	-3552.5	-3726	-3891.4	-4064.6	-4241.1	-4417
Varaa 8	$F_x$	-129.32	-130.88	-132.02	-132.72	-133.31	-133.58	-133.46
	$F_y$	-3346.4	-3524.4	-3699	-3865.4	-4035.2	-4209.2	-4384.4
Varaa 9	$F_x$	-129.36	-131.71	-133.67	-135.2	-136.56	-137.73	-138.53
	$F_y$	-3311	-3489	-3663.4	-3830.8	-3995.8	-4166.5	-4339.8
Varaa10	$F_x$	-129.4	-132.9	-136.04	-138.84	-141.34	-143.77	-145.81
	$F_y$	-3261.6	-3438.2	-3610.9	-3778.7	-3939.3	-4103	-4269.5
Varaa11	$F_x$	-129.3	-134.27	-138.93	-143.31	-147.4	-151.17	-154.93
	$F_y$	-3199.2	-3373	-3543.1	-3708.9	-3868.1	-4013.7	-4177.4
Varaa12	$F_x$	-151.24	-158.8	-166.18	-173.22	-179.95	-185.8	-192.48
	$F_y$	-3138.9	-3309.5	-3477.2	-3640.2	-3796.8	-3927.7	-4091.6
Varaa13	$F_x$	-153.3	-162.35	-171.27	-179.9	-188.21	-195.37	-203.76
	$F_y$	-3080	-3247.1	-3412	-3571.9	-3725	-3850.8	-4006.5

Nous pouvons constater que les valeurs pour les composantes de forces de pression  $F_x$  sont comprises entre **27.32 N** et **203.76 N** et pour les composantes de forces de pression  $F_y$  entre **1050.6 N** et **4884.1 N**.

## CHAPITRE 5

### RÉSULTATS OBTENUS SUR LES PROFILS OPTIM1

#### 5.1. Simulations en CFD pour les profils optimisés OPTIM1 et C

##### 5.1.1 Simulations en Xfoil pour les profils OPTIM1

L'écoulement autour des profils optimisés modifiés à partir du profile WTEATE1\_m et présentés dans le chapitre 2 a été analysé par l'équipe de l'Ecole Polytechnique à l'aide du code Xfoil. Des optimisations préliminaires ont été effectuées pour le profil avec la corde  $c = 500$  mm, pour plusieurs angles d'attaque  $\alpha$ , pour les nombres de Mach  $M = 0.25$  et  $M = 0.30$ , pour le nombre de Reynolds correspondants de  $Re = 3$  millions et  $Re = 3.359$  millions.

Les résultats de ces optimisations préliminaires ont été exprimés sous les formes des positions du point de transition  $x_t/c$  sur l'extrados ainsi que sur l'intrados, et des coefficients aérodynamiques  $C_L$ ,  $C_D$  et  $C_m$ . Dans les tableaux 5.1, 5.2 et 5.3, les résultats ont été obtenus pour les angles d'attaque  $\alpha = 0.5^0$ ,  $0^0$  et  $1^0$  pour le nombre de Mach égal à 0.25 et pour le nombre de Reynolds égal à 3 millions. Dans le tableau 5.4, des résultats ont été obtenus pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0.5^0$ , le nombre de Mach égal à 0.30 et pour le nombre de Reynolds égal à 3.359 millions.

Tableau 5.1

Profil situé à l'angle d'attaque  $\alpha = 0.5^\circ$  pour  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  mil

Paramètre	Profil de référence	Profil optimisé	Variation
$x_{tr}/c$ (extrados)	0.2835	0.4732	+18.97 (%c)
$x_{tr}/c$ (intrados)	0.5577	0.5582	+0.0005 (%c)
$C_L$	0.4764	0.5133	+7.75%
$C_D$	0.00695	0.00584	-15.97%
$C_m$	-0.1256	-0.1316	+4.78%
$l_{paroi\ flexible} [mm]$	291.182	291.792	+0.2% (0.61 mm)

Les distributions des coefficients de pression sur le profil de référence (en bleu) et sur le profil optimisé (en rouge) sont représentées dans la figure 5.1. Les formes de ces deux profils sont montrées dans la figure 5.2.

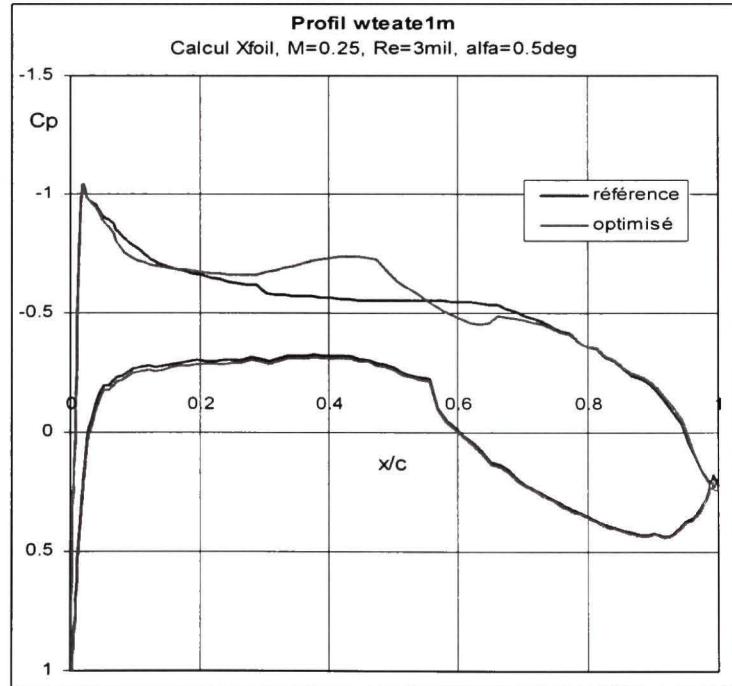


Figure 5.1 Les distributions des coefficients de pression sur le profil de référence et sur le profil optimisé placés à l'angle d'attaque  $\alpha = 0.5^\circ$  pour  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions

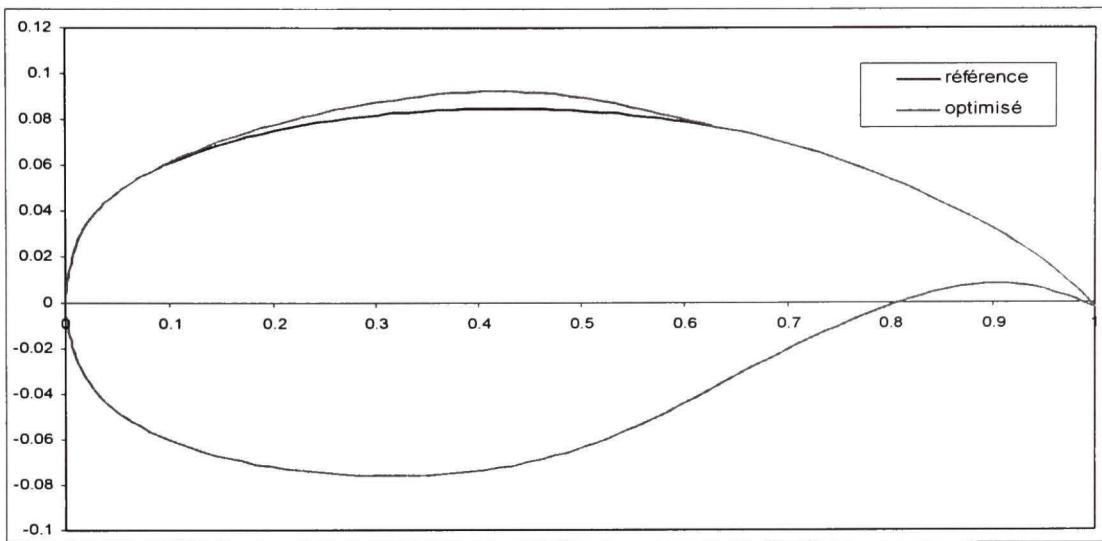


Figure 5.2 Comparaison entre les formes du profil de référence (en bleu) et du profil optimisé (en rouge). Image agrandie sur l'axe des  $y$

La variation des déplacements des points au long de la peau flexible (données en  $mm$ ) pour l'angle d'attaque de  $0.5^\circ$  et pour le nombre de Mach  $M = 0.25$  est représentée dans la figure 5.3. Dans ce cas, en aucun point de la paroi flexible l'amplitude des déplacements ne dépasse pas  $4 mm$ .

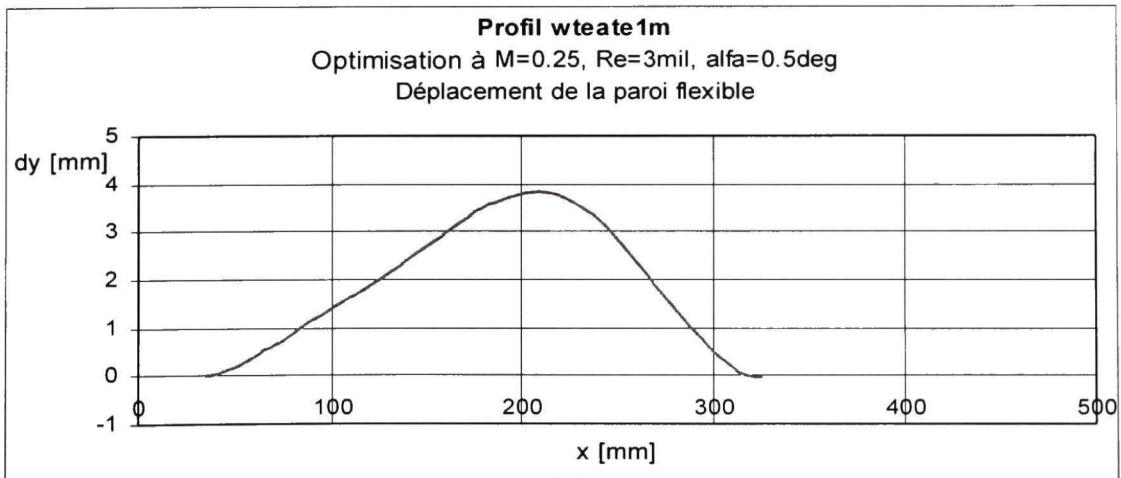


Figure 5.3 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour  $\alpha = 0.5^\circ$ ,  $M = 0.25$  et  $Re = 3 \text{ mil}$

Tableau 5.2

Profil situé à l'angle d'attaque  $\alpha = 0^\circ$  pour  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions

Paramètre	Profil de référence	Profil optimisé	Variation
$x_{tr}/c$ (extrados)	0.4330	0.5411	+10.81 (%c)
$x_{tr}/c$ (intrados)	0.5519	0.5523	+0.0004 (%c)
$C_L$	0.4372	0.4604	+5.31%
$C_D$	0.00603	0.00543	-9.95%
$C_m$	-0.1297	-0.1331	+2.62%
<b>l<sub>paroi flexible</sub> [mm]</b>	291.182	291.695	+0.18% (0.51 mm)

Dans les figures 5.4 et 5.5 sont représentées les variations des déplacements de points au long de la peau flexible (données en mm) pour l'angle d'attaque de  $0^\circ$  et pour le nombre de Mach  $M = 0.25$ , ainsi que pour l'angle d'attaque de  $1^\circ$  et pour le nombre de Mach  $M = 0.25$ .

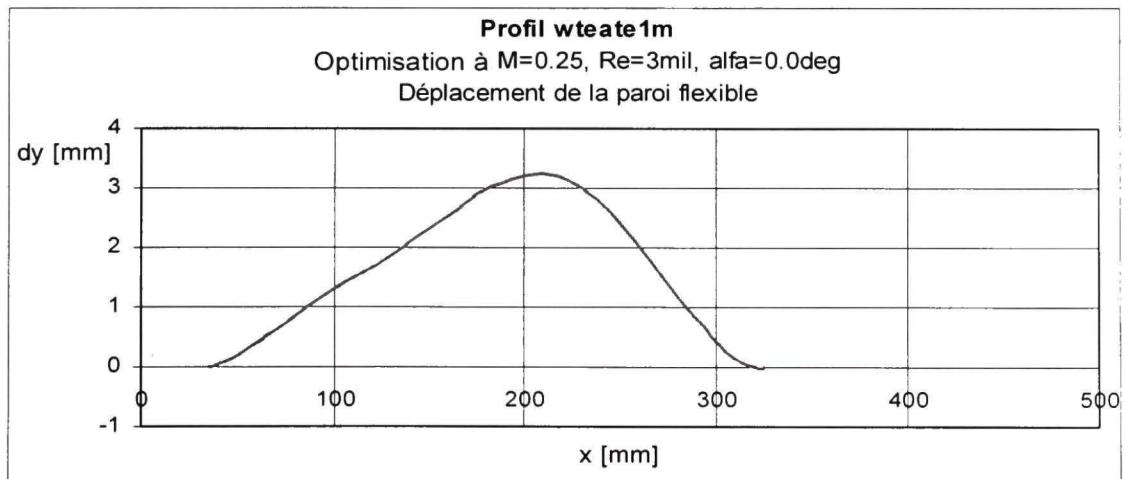
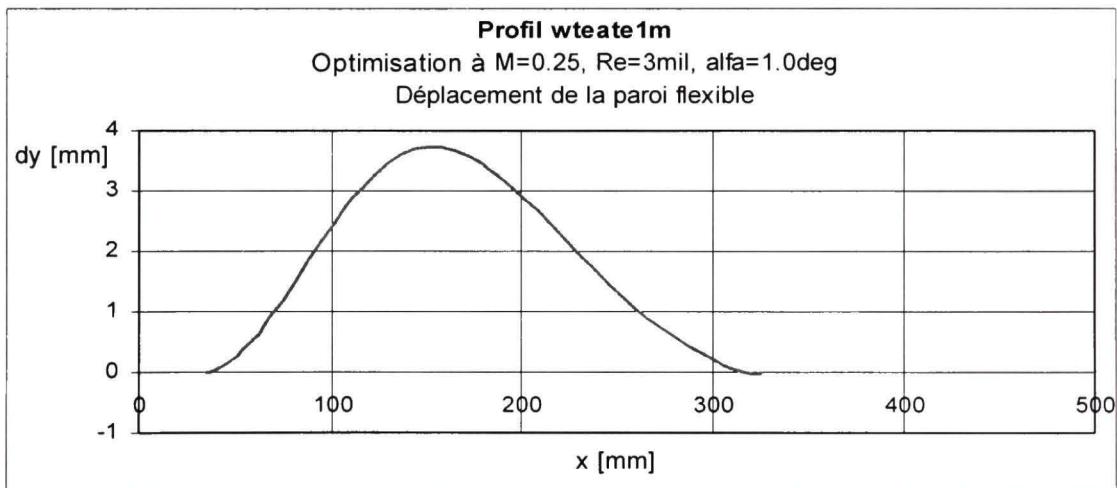


Figure 5.4 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour  $\alpha = 0^\circ$ ,  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions

Tableau 5.3

Profil situé à l'angle d'attaque  $\alpha = 1.0^\circ$ ,  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions

Paramètre	Profil de référence	Profil optimisé	Variation
$x_{tr}/c$ (extrados)	0.2039	0.3222	+11.32 (%c)
$x_{tr}/c$ (intrados)	0.5639	0.5642	+0.00053 (%c)
$C_L$	0.5237	0.5512	+5.25%
$C_D$	0.00752	0.00683	-9.18%
$C_m$	-0.1232	-0.1265	+2.70%
$l_{paroi\ flexible}$ [mm]	291.182	291.809	+0.22% (0.627 mm)

Figure 5.5 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour  $\alpha = 1^\circ$ ,  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions

Les variations des déplacements des points au long de la paroi flexible (données en mm) pour les angles d'attaque  $\alpha$  de  $0^\circ$ ,  $0.5^\circ$  et  $1^\circ$  et pour  $M = 0.25$  sont représentées dans la figure 5.6, où nous observons que les amplitudes des déplacements ne dépassent pas 4 mm en aucun point de la paroi flexible.

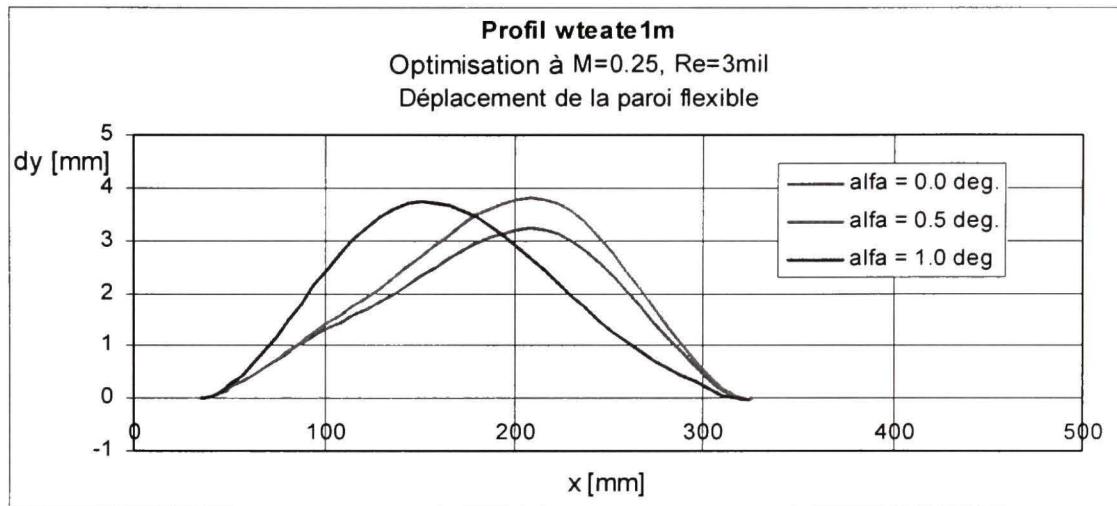


Figure 5.6 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour  $\alpha = 0^\circ$ ,  $0.5^\circ$  et  $1^\circ$ ,  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions

Tableau 5.4

Optimisation effectuée pour  $M = 0.3$ ,  $Re = 3.359$  millions et  $\alpha = 0.5^\circ$

Paramètre	Profil de référence	Profil optimisé	Variation
$x_{tr}/c$ (extrados)	0.2530	0.4469	+21.40 (%c)
$x_{tr}/c$ (intrados)	0.5536	0.5539	+0.0003 (%c)
$C_L$	0.4770	0.5236	+16.12%
$C_D$	0.00699	0.00574	-17.88%
$C_m$	-0.1259	-0.1332	+5.80%
$l_{paroi flexible}$ [mm]	291.182	292.070	+0.30% (0.888 mm)

La variation des déplacements des points au long de la paroi flexible (données en mm) pour l'angle d'attaque  $\alpha = 0.5^\circ$  et  $M = 0.30$  est représentée dans la figure 5.7. Dans ces cas, en quelques points de la paroi flexible l'amplitude des déplacements dépasse légèrement 5 mm.

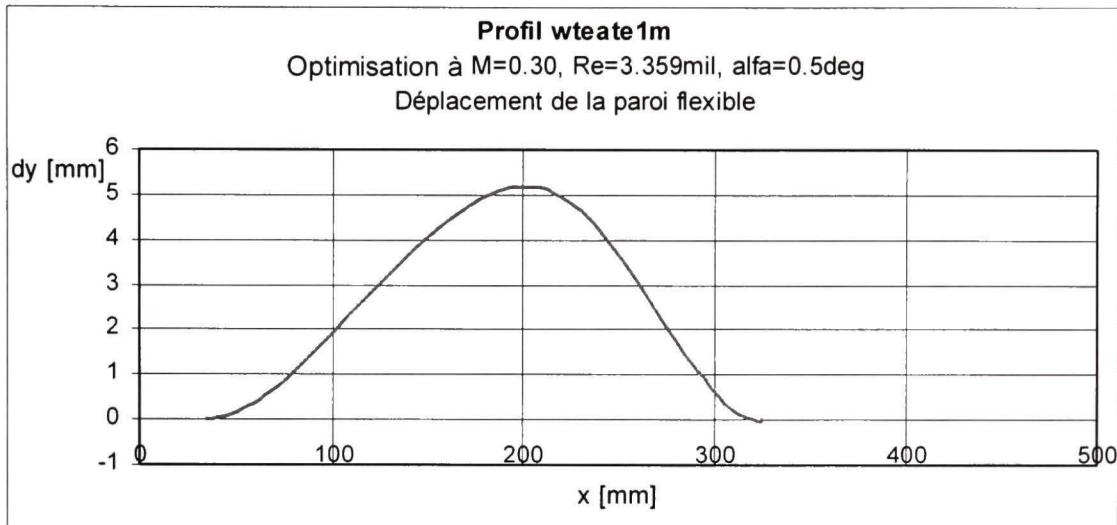


Figure 5.7 Déplacement de la peau flexible sur l'axe des ordonnées pour  $\alpha = 0.5^\circ$ ,  $M = 0.30$  et  $Re = 3.359$  millions

### 5.1.1.1 Conclusions sur les simulations en XFOIL des profils OPTIM1

En termes de réduction en traînée, nous pouvons constater que pour  $M = 0.25$  et  $Re = 3$  millions (voir le tableau 5.1), le plus grand gain de 15.97 % est obtenu pour le profil optimisé situé à  $\alpha = 0.5^\circ$ , où la position du point de transition sur l'extrados du profil se trouve à 18.97 % de la corde.

Le profil optimisé à  $\alpha = 0.5^\circ$  pour  $M = 0.30$  et  $Re = 3.359$  mil (voir le tableau 5.4) donne un gain de réduction en traînée de 17.88 % quand la position du point de transition se situe à 21.40 % de la corde. Nous constatons que le gain en réduction de la traînée est toujours lié au retard du point de transition vers le bord de fuite, et que les valeurs des déflexions appliquées sont acceptables, en favorisant la faisabilité du projet.

### 5.1.2 Les profils OPTIM de type C

L'équipe de l'École Polytechnique a développé un nombre de 21 profils optimisés OPTIM1 renommés profils CX où X est le nombre correspondant à la forme de nouveau profil en utilisant la même méthodologie. De cette manière, nous avons obtenu les profils notés par C1 à C21 qui ont été optimisés pour les nombres de Reynolds  $Re$ , les nombres de Mach  $M$  et les angles d'attaque  $\alpha$  indiqués au tableau 5.5.

Tableau 5.5

Les 21 profils de type C optimisés pour des différents  $M$ ,  $Re$  et  $\alpha$

Nombre de <i>Mach</i>	Re (* 10 <sup>-6</sup> )	Angle d'attaque $\alpha$		
		- 0.5°	0.5°	1.5°
0.200	2.2887	C1	C2	C3
0.225	2.5628	C4	C5	C6
0.250	2.8327	C7	C8	C9
0.275	3.0981	C10	C11	C12
0.300	3.3586	C13	C14	C15
0.325	3.6139	C16	C17	C18
0.350	3.8635	C19	C20	C21

#### 5.1.2.1 Les conditions de simulation (ou les données de l'air) en CFD

Nous avons effectué les simulations en CFD pour les profils de type C à l'aide des logiciels XFOIL (version 6.96) et Fluent (version 6.2.16). Dans les conditions du tunnel aérodynamique virtuel, les données de l'air ont été soumises aux mêmes corrections décrites dans le chapitre 3, en considérant les mêmes valeurs de référence au niveau de la mer pour l'atmosphère standard, par exemple la température statique dans le tunnel virtuel  $T_{wt0} = 288.15$  K (15° C). De cette manière, dans le tableau 5.6, nous montrons les paramètres (les données d'entrée)

utilisés pour les simulations CFD qui ont été réalisées à l'aide des deux codes différents XFOIL et Fluent, pour chaque profil optimisé de type C.

Tableau 5.6

Les données d'entrée pour les profils optimisés de type C en utilisant les codes XFOIL et Fluent

	XFOIL			Fluent		
	<b><i>Re</i></b>	<b><i>M</i></b>	<b><i>α</i></b>	<b><i>P stat</i></b>	<b><i>T</i></b>	<b><i>M</i></b>
<b>C1</b>	2.2887e+006	0.2	-0.5	9.8538e+004	285.8631	0.2
<b>C2</b>	2.2887e+006	0.2	0.5	9.8538e+004	285.8631	0.2
<b>C3</b>	2.2887e+006	0.2	1.5	9.8538e+004	285.8631	0.2
<b>C4</b>	2.5628e+006	0.225	-0.5	9.7815e+004	285.2617	0.225
<b>C5</b>	2.5628e+006	0.225	0.5	9.7815e+004	285.2617	0.225
<b>C6</b>	2.5628e+006	0.225	1.5	9.7815e+004	285.2617	0.225
<b>C7</b>	2.8327e+006	0.250	-0.5	9.7014e+004	284.5926	0.250
<b>C8</b>	2.8327e+006	0.250	0.5	9.7014e+004	284.5926	0.250
<b>C9</b>	2.8327e+006	0.250	1.5	9.7014e+004	284.5926	0.250
<b>C10</b>	3.0981e+006	0.275	-0.5	9.6139e+004	283.8567	0.275
<b>C11</b>	3.0981e+006	0.275	0.5	9.6139e+004	283.8567	0.275
<b>C12</b>	3.0981e+006	0.275	1.5	9.6139e+004	283.8567	0.275
<b>C13</b>	3.3586e+006	0.300	-0.5	9.5192e+004	283.0550	0.300
<b>C14</b>	3.3586e+006	0.300	0.5	9.5192e+004	283.0550	0.300
<b>C15</b>	3.3586e+006	0.300	1.5	9.5192e+004	283.0550	0.300
<b>C16</b>	3.6139e+006	0.325	-0.5	9.4176e+004	282.1888	0.325
<b>C17</b>	3.6139e+006	0.325	0.5	9.4176e+004	282.1888	0.325
<b>C18</b>	3.6139e+006	0.325	1.5	9.4176e+004	282.1888	0.325
<b>C19</b>	3.8635e+006	0.350	-0.5	9.3095e+004	281.2592	0.350
<b>C20</b>	3.8635e+006	0.350	0.5	9.3095e+004	281.2592	0.350
<b>C21</b>	3.8635e+006	0.350	1.5	9.3095e+004	281.2592	0.350

Dans le tableau 5.6, les paramètres indiqués pour les profils optimisés C1 à C21 sont divisés en deux catégories dépendamment du logiciel utilisé. Dans le cas du code XFOIL, les paramètres (ou les données d'entrée) sont  $Re$ ,  $M$  et  $\alpha$  [deg], pendant que dans le cas du code Fluent, les paramètres d'entrée sont : la pression statique  $p_{stat}$  [Pa],  $T$  = la température de l'air en mouvement [K], l'angle d'attaque  $\alpha$  donné par l'intermédiaire de directions des composantes de la vitesse de l'écoulement à l'infini en avant ( $x = \cos \alpha$  et  $y = \sin \alpha$ ) ainsi que le nombre de Mach  $M$ .

#### 5.1.2.2 Les caractéristiques de la simulation en CFD à l'aide du logiciel XFOIL

Avant de parler de ces caractéristiques, il faudrait mentionner les différences entre ces caractéristiques de simulation, les paramètres de simulation et les conditions de simulation.

**Les caractéristiques de simulation** décrivent les conditions et le type du tunnel virtuel (clean, average ou dirty en fonction du paramètre  $N$  (pressurisé ou non-pressurisé), le type du fluide de travail (idéal ou real), le type de l'écoulement (visqueux, non visqueux, subsonique, supersonique symétrique, non axisymétrique, etc.), les modèles de simulation utilisés (laminaires ou turbulents de type Spalart-Allmaras, RNG, LES, etc.), les routines et les options (OPER – PPAR, etc.), le type de solveur (couplé – implicite ou explicite, séparé), le nombre et la distribution des panneaux et les types des maillages (type C, type soufflerie, hybride, etc.).

**Les paramètres d'entrée ou les paramètres de simulation (données d'entrée)** sont les paramètres spécifiques pour le type de code utilisé et pour le type de simulation:  $Re$ ,  $M$  et  $\alpha$  – dans le cas d'utilisation du code XFOIL et  $T$ ,  $p$ ,  $M$  et  $\alpha$  (où  $\alpha$  est donné par les directions des composantes de la vitesse de l'écoulement sur  $x$  et  $y$ ) – dans le cas d'utilisation du code Fluent.

**Les conditions de simulation (ou les données de l'air)** décrivent l'environnement virtuel de simulation en général (sans tenir compte du type de code ou du type de simulation) et

contiennent les paramètres comme la températures, la pression, la vitesse du son, la densité et la viscosité de l'air et les paramètres de la simulations comme  $Re$ ,  $M$ ,  $T$ ,  $p$  et  $\alpha$ .

Les profils optimisés de type C présentent les mêmes caractéristiques de simulation CFD utilisées pour les profils VARAA (voir le chapitre 4). La valeur du paramètre spécifique pour le critère de transition est aussi  $N_{crit} = 7$ , correspondant à un tunnel de faible qualité (en anglais : *dirty tunnel*). Les données d'entrées sous le logiciel XFOIL ont été montrées dans le tableau 5.6.

Les figures suivantes représentent :

- Les distributions des coefficients de pressions  $C_P$  versus la corde du profil  $c$  représentées pour l'écoulement visqueux par des courbes en traits pleins et pour l'écoulement non-visqueux par des petites lignes pointillées ;
- Les valeurs des coefficients de portance, de traînée, de moment et de friction  $C_L$ ,  $C_D$ ,  $C_m$  et  $C_F$  pour chaque angle d'attaque  $\alpha$  ;
- Les variations des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde ;
- Les positions des points de transition sur l'extrados et sur l'intrados du profil en  $T$  :  $x_{tr}/c$  et  $B : x_{tr}/c$ .

Tous les résultats obtenus par des simulations en XFOIL pour les profils de type C ont été présentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Seulement les résultats des simulations pour les profils C1, C11 et C21 ont été ici montrés.

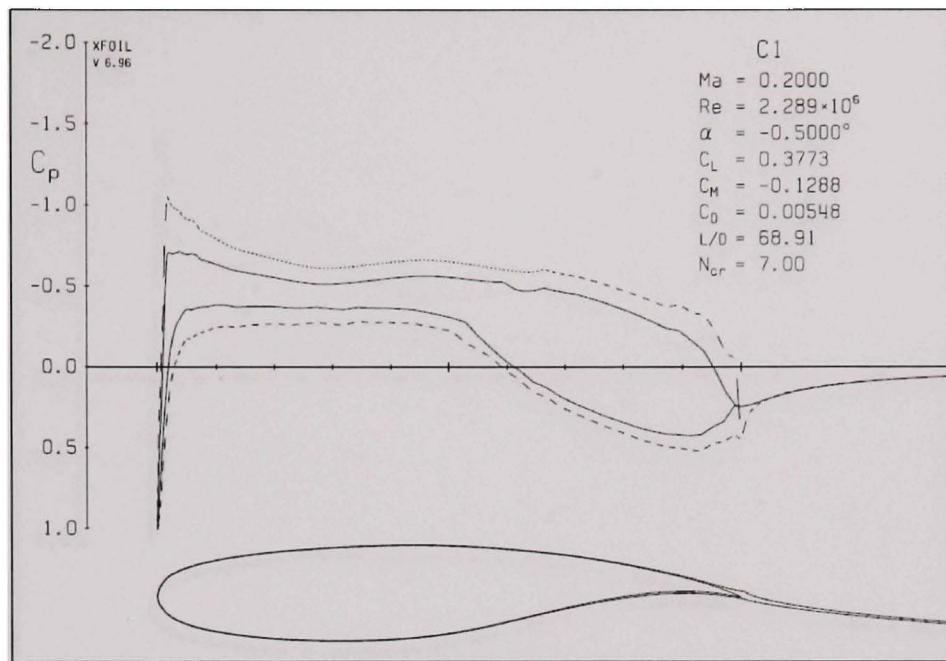


Figure 5.8 La distribution des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde du profil C1, pour le cas de vol  $M=0.2$ ,  $Re=2.289 * e6$  et  $\alpha=-0.5^\circ$

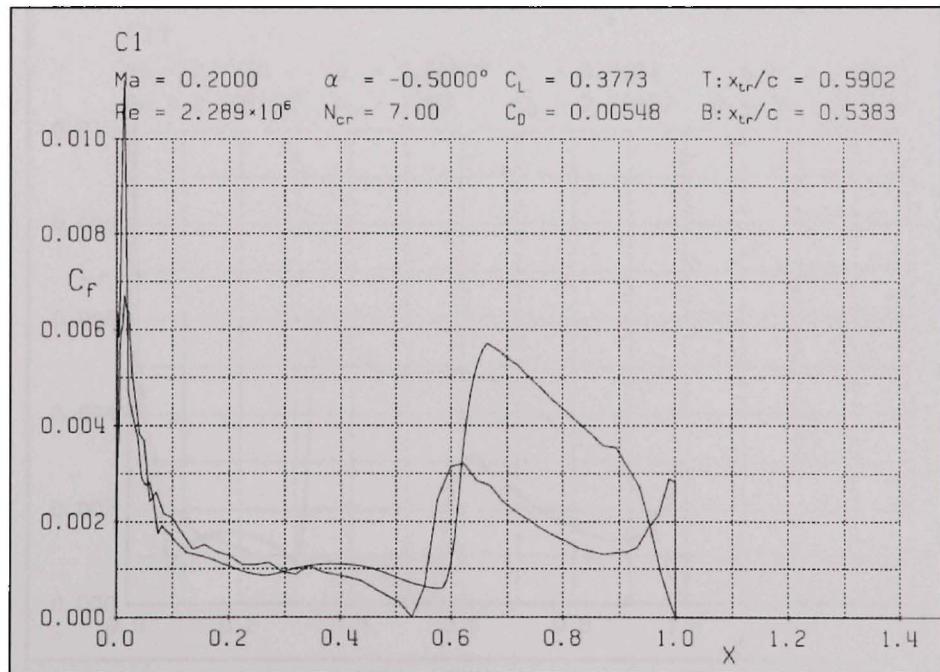


Figure 5.9 La distribution des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil C1, pour le cas de vol  $M=0.2$ ,  $Re=2.289 * e6$  et  $\alpha= -0.5^\circ$

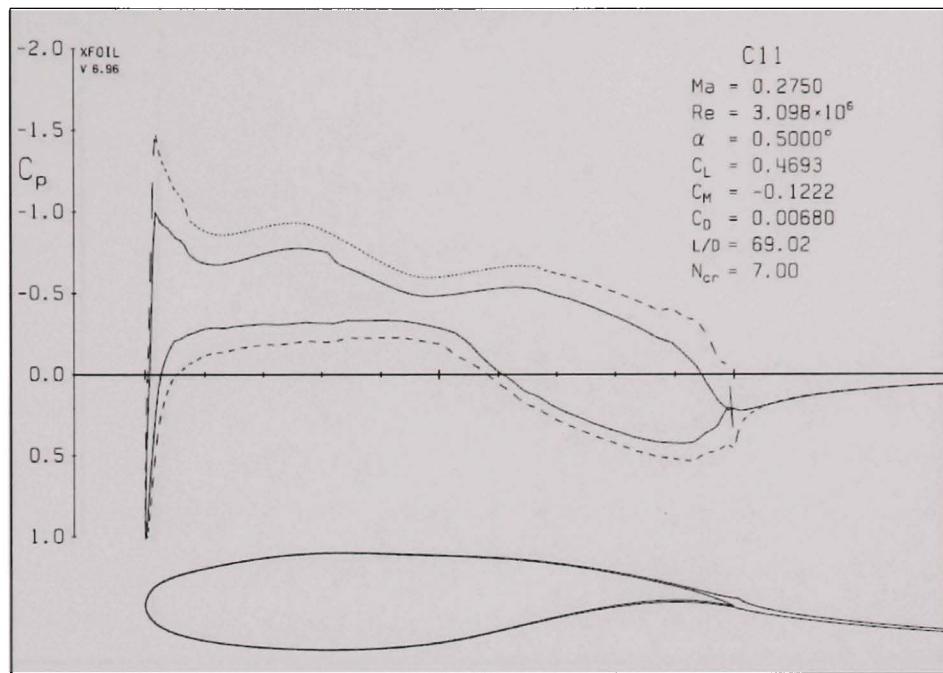


Figure 5.10 La distribution des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde du profil C11 pour le cas de vol  $M = 0.275$ ,  $Re = 3.098 \times 10^6$ ,  $\alpha = 0.5^\circ$

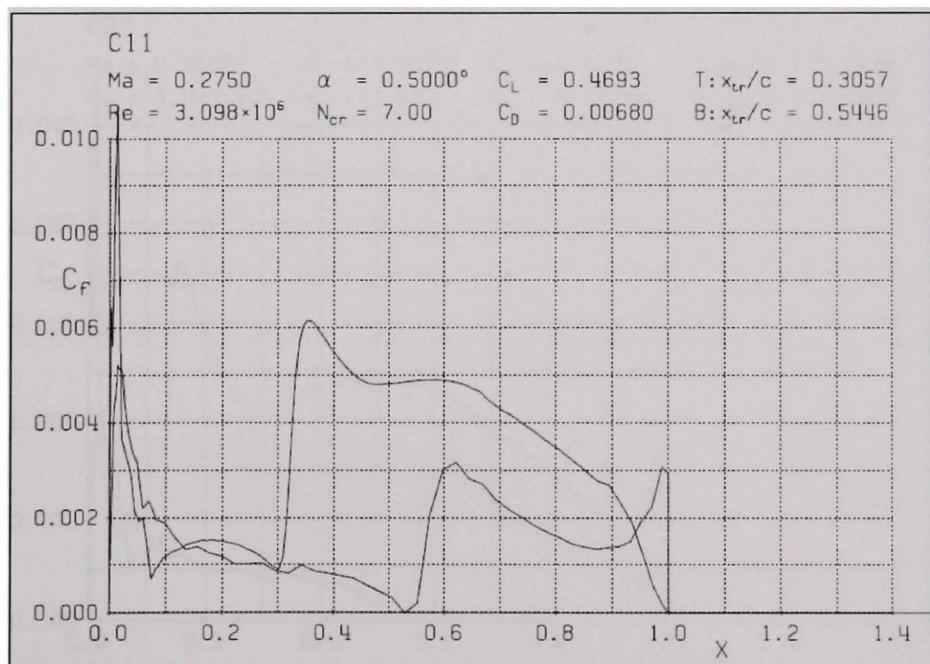


Figure 5.11 La distribution des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil C11, pour le cas de vol  $M = 0.275$ ,  $Re = 3.098 \times 10^6$  et  $\alpha = 0.5^\circ$

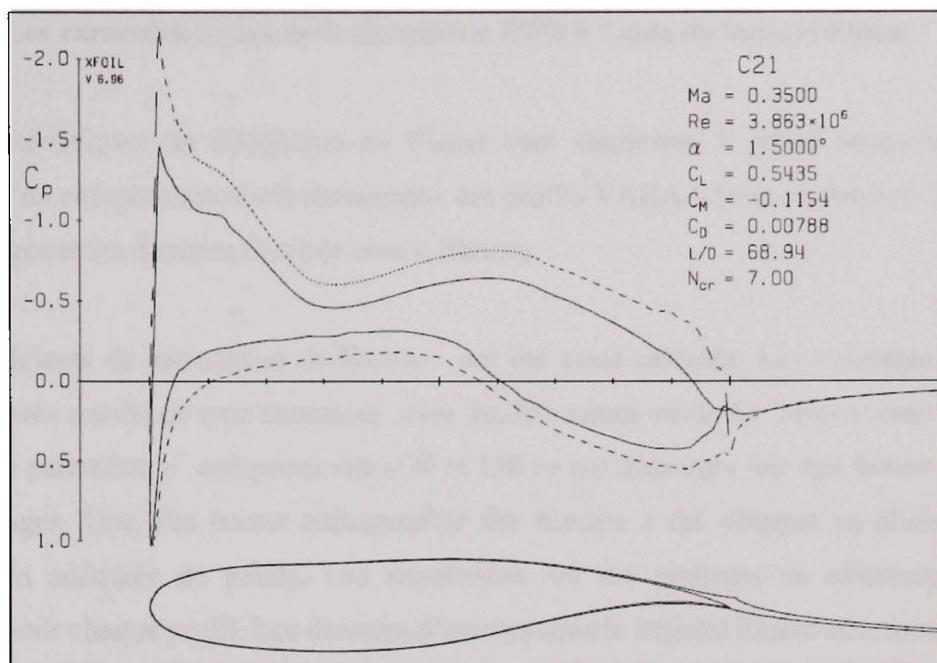


Figure 5.12 La distribution des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde du profil C21, pour le cas de vol  $M = 0.35$ ,  $Re = 3.863 * e6$  et  $\alpha = 1.5^\circ$

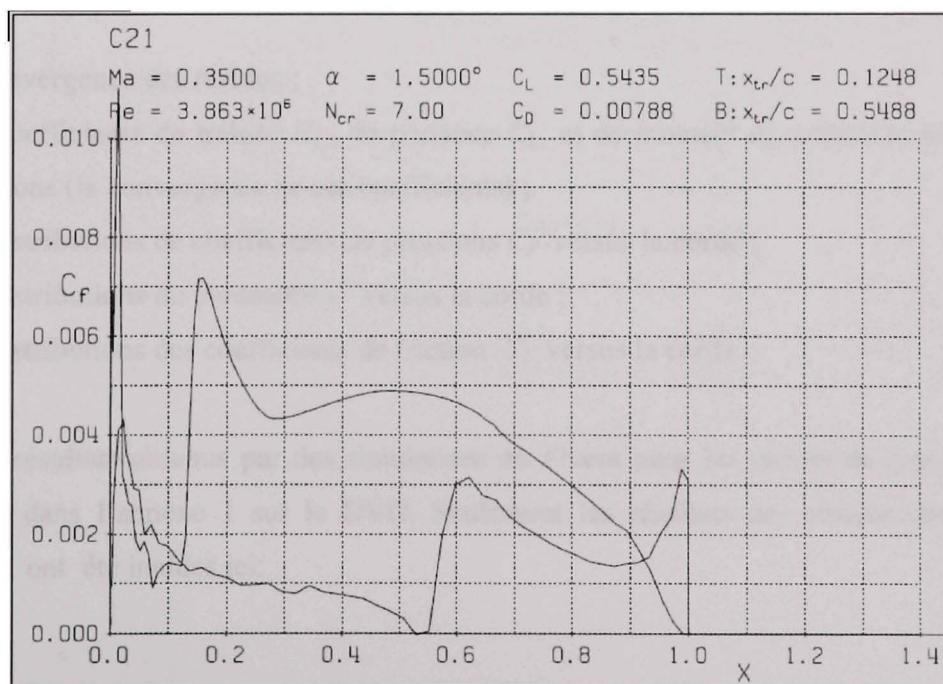


Figure 5.13 La distribution des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil C21, pour le cas de vol  $M = 0.35$ ,  $Re = 3.863 * e6$  et  $\alpha = 1.5^\circ$

### 5.1.2.3 Les caractéristiques de la simulation CFD à l'aide du logiciel Fluent

Les caractéristiques de simulation en Fluent sont similaires à celles imposées pour la validation du comportement aérodynamique des profils VARAA (voir le chapitre 3) sauf que les maillages et les données d'entrée sont différents.

Les coefficients de moment et de friction ont été aussi calculés. Les maillages que nous avons utilisés ont été de type structurés (avec 80,000 nœuds environ). Nous avons obtenu des valeurs du paramètre  $y^+$  comprises entre 30 et 150 ce qui démontre une très bonne qualité de ces maillages. Une très bonne orthogonalité des mailles a été obtenue en choisissant la distribution adéquate de points. Les simulations ont été réalisées en effectuant un seul maillage pour chaque profil. Les données d'entrées sous le logiciel Fluent sont montrées dans le tableau 5.6.

Les graphiques suivants représentent :

- La convergence des résidus ;
- Les coefficients de traînée  $C_D$ , de portance  $C_L$ , et de moment  $C_m$  versus le nombre des itérations (la convergence de ces coefficients) ;
- Les distributions de coefficients de pressions  $C_P$  versus la corde ;
- Les distributions du paramètre  $y^+$  versus la corde ;
- Les distributions des coefficients de friction  $C_F$  versus la corde.

Tous les résultats obtenus par des simulations en Fluent pour les profils de type C ont été présentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Seulement les résultats des simulations pour les profils C1 ont été incluses ici.

Note : Les résultats obtenus en Fluent exprimés sous forme des distributions des coefficients de pression  $C_P$ , du paramètre  $y^+$  et des coefficients de friction  $C_F$  ont été indiquées dans la légende des figures 5.18, 5.19 et 5.20 par des points rouges  $\bullet$  pour l'extrados, par des points verts  $\square$  pour l'intrados et par des cercles gris  $\circ$  pour le bord de fuite du profil.

Dans la figure 5.18, la distribution de coefficients de pression  $C_P$  calculée en Fluent a été superposée sur la distribution de coefficients de pression  $C_P$  calculée en Xfoil, cette dernière étant indiquée dans la légende par des triangles bleus  $\triangleright$  pour Xfoil.

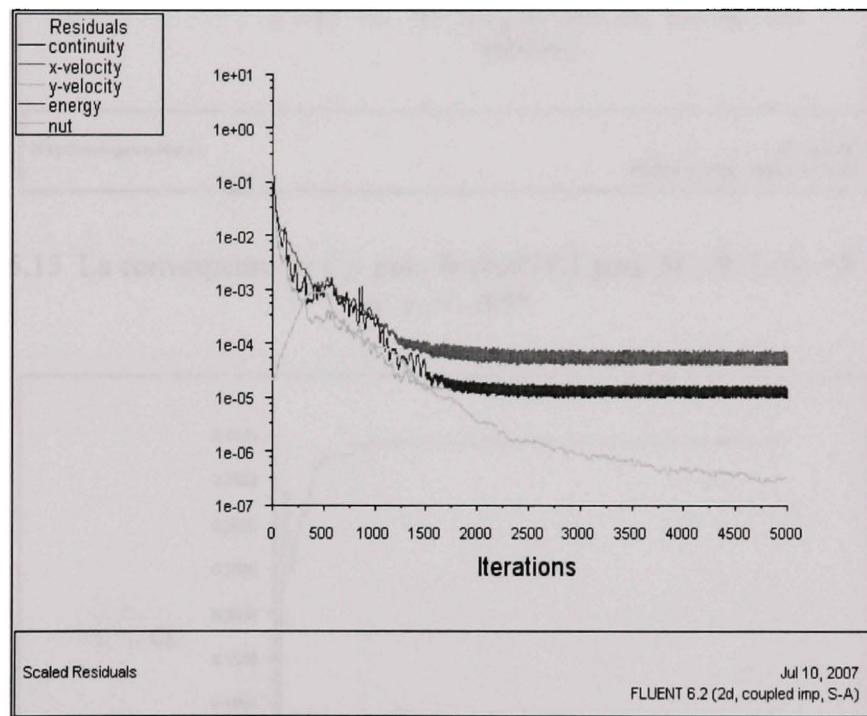


Figure 5.14 La convergence de résidus pour le profil C1 pour  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

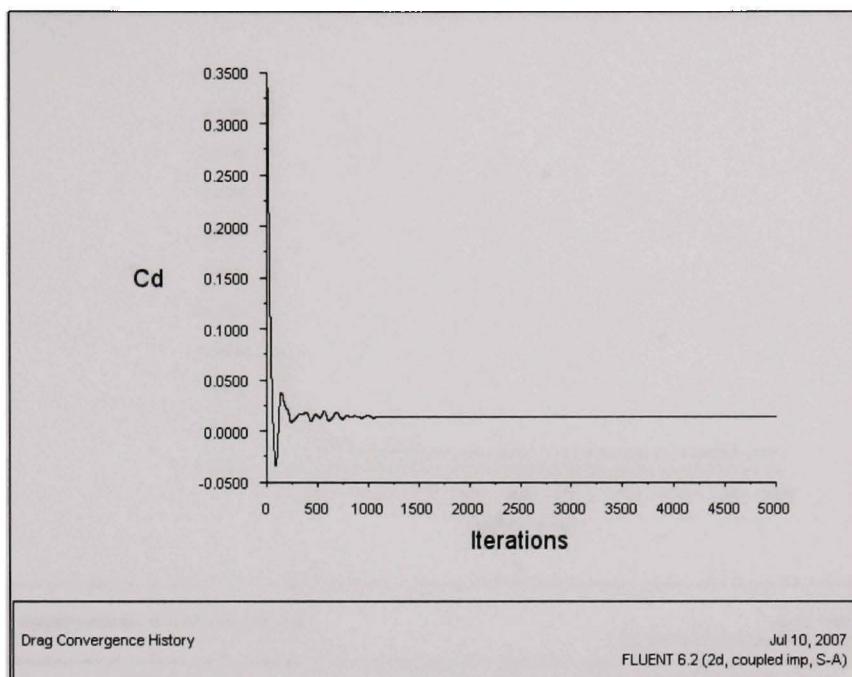


Figure 5.15 La convergence de  $C_d$  pour le profil C1 pour  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * e6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

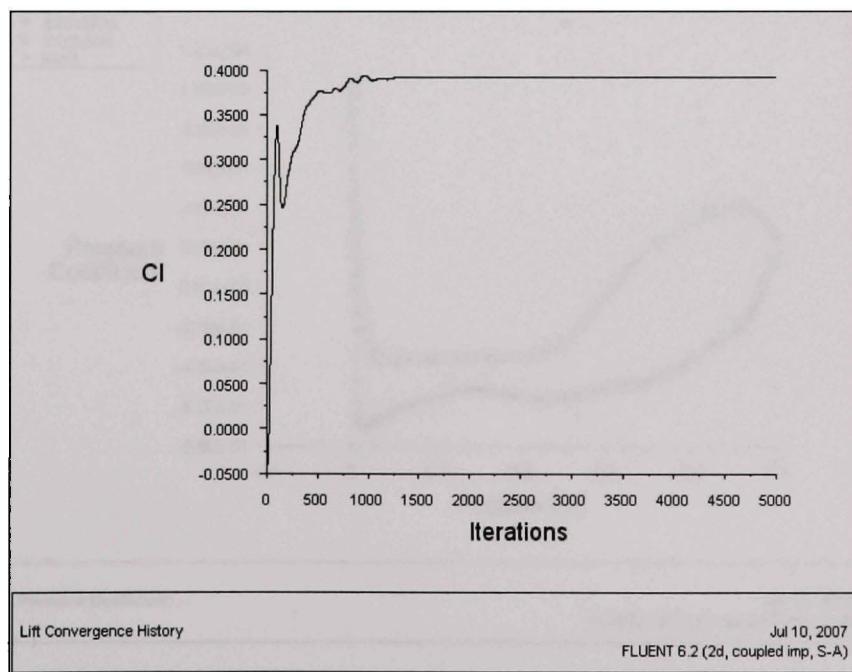


Figure 5.16 La convergence de  $C_l$  pour le profil C1,  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * e6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

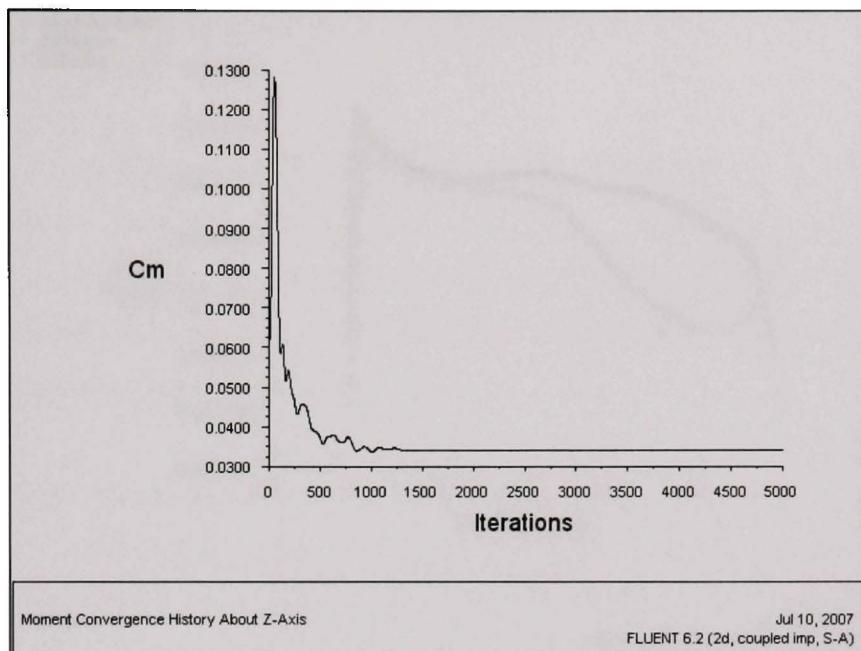


Figure 5.17 La convergence des coefficients de moment  $C_m$  pour le profil C1,  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

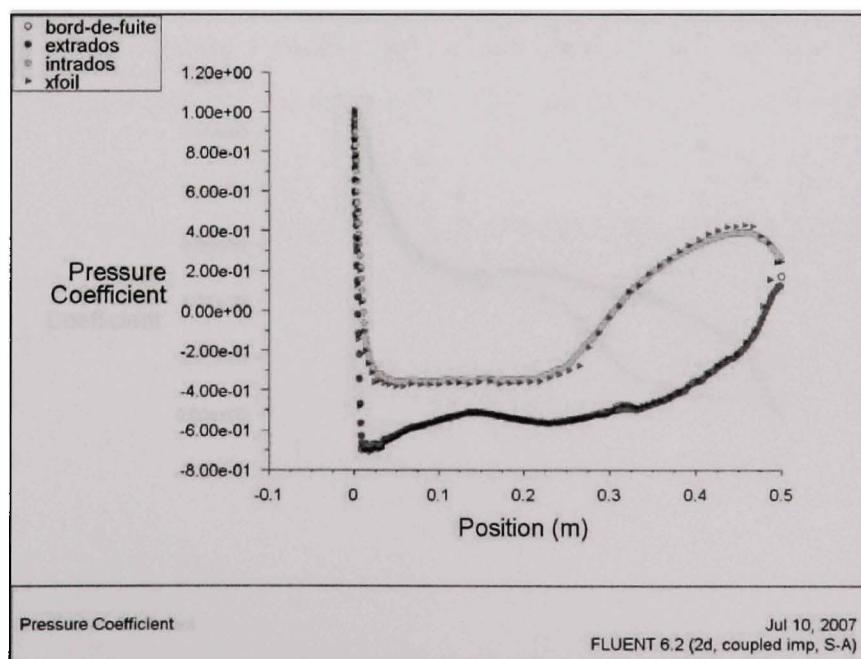


Figure 5.18 La distribution de coefficients de pression calculée en Fluent et en XFOIL pour le profil C1,  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

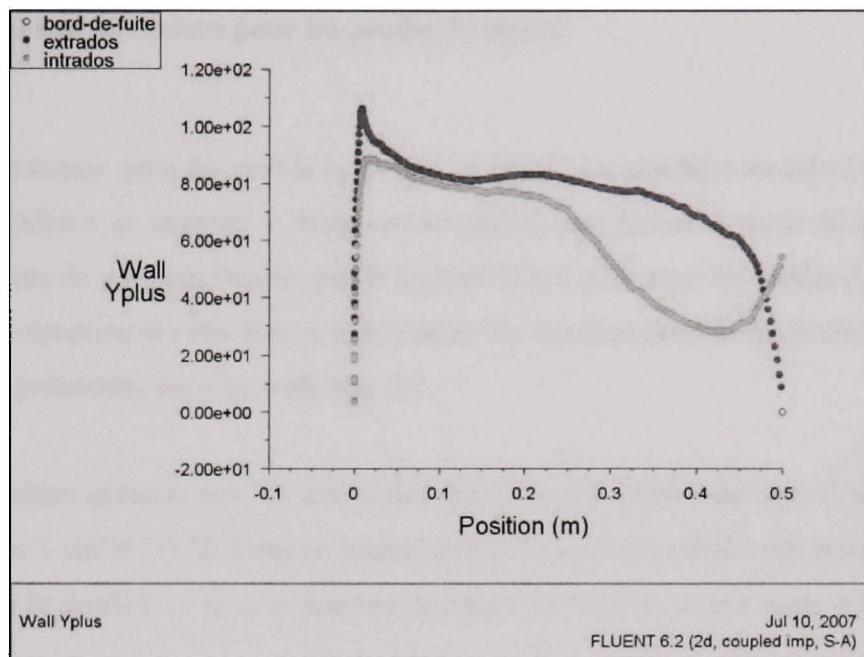


Figure 5.19 La distribution du paramètre  $y^+$  pour le profil C1,  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

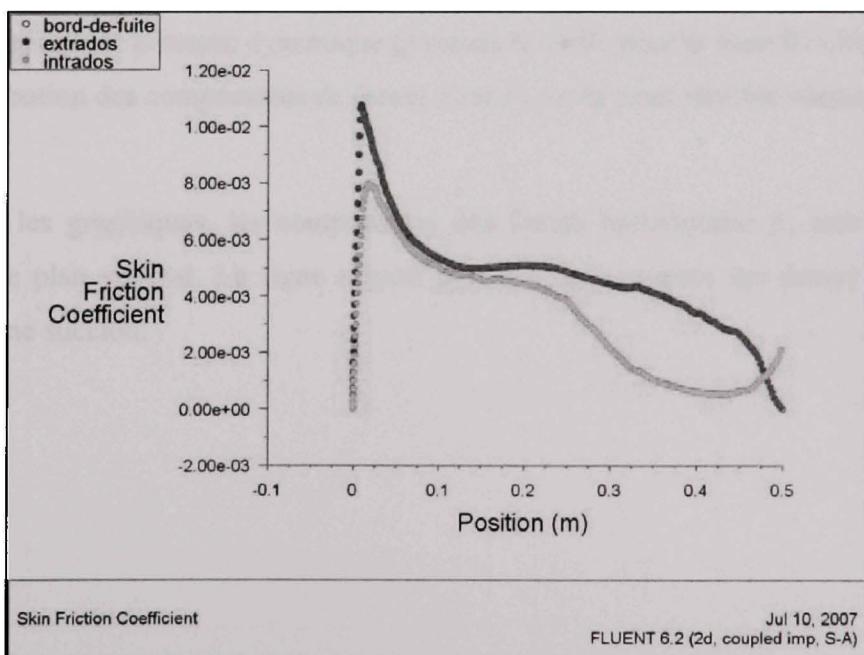


Figure 5.20 La distribution de coefficients de friction pour le profil C1,  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

## 5.2 Le calcul des forces pour les profils de type C

Le calcul des forces pour les profils optimisés de type C est similaire au calcul effectué pour les profils VARAA au chapitre 7. Nous avons calculés ces forces à partir de la distribution des coefficients de pression fournie par le logiciel XFOIL pour tous les profils de type C. Les valeurs des composantes des forces concentrées sur les directions horizontales et verticales  $F_x$  et  $F_y$  sont présentées dans les tableaux 5.7.

Tous les résultats obtenus pour le calcul des forces sur les profils de type C sont présentés dans l'annexe 1 sur le DVD. Dans ce sous-chapitre nous avons affiché ces types de résultats obtenus pour le profil C1, pour le nombre de Mach  $M = 0.2$  et pour l'angle d'attaque  $\alpha = -0.5^\circ$ .

Les graphiques suivants représentent :

- La distribution de pression dynamique  $Q$  versus la corde pour la zone flexible ;
- La distribution des composantes de forces  $F_x$  et  $F_y$  sur la peau flexible versus la corde.

Note: Dans les graphiques, les composantes des forces horizontales  $F_x$  sont représentées aussi dans le plan vertical. Le signe négatif pour les composantes des forces verticales  $F_y$  représente une succion.

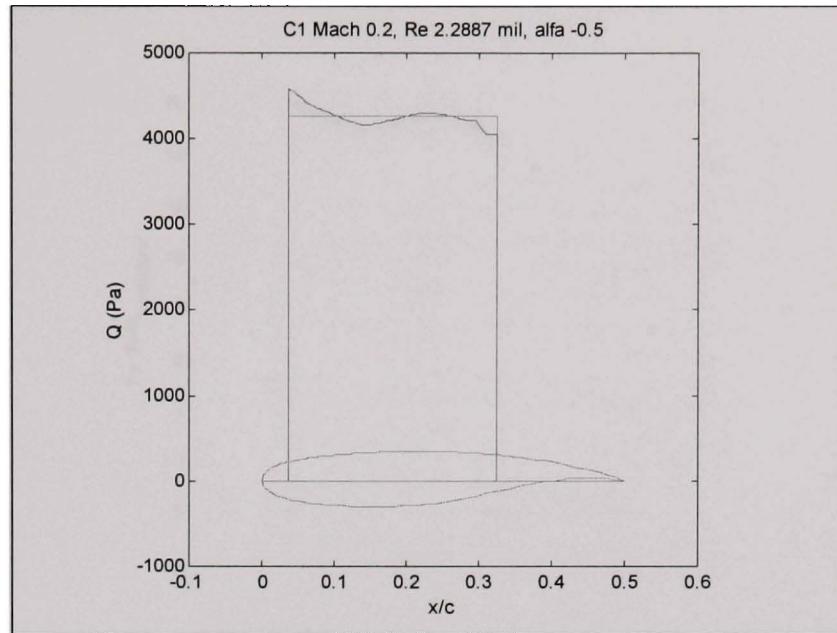


Figure 5.21 La distribution de la pression dynamique sur la corde du profil C1 pour  $M = 0.2$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

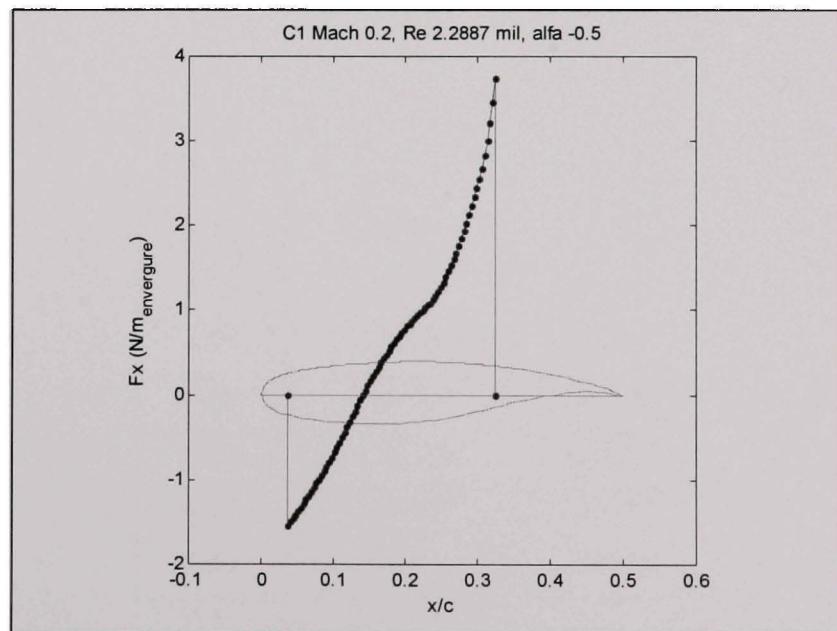


Figure 5.22 La force distribuée  $F_x$  sur la direction  $x$  pour le profil C1, pour  $M = 0.2$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

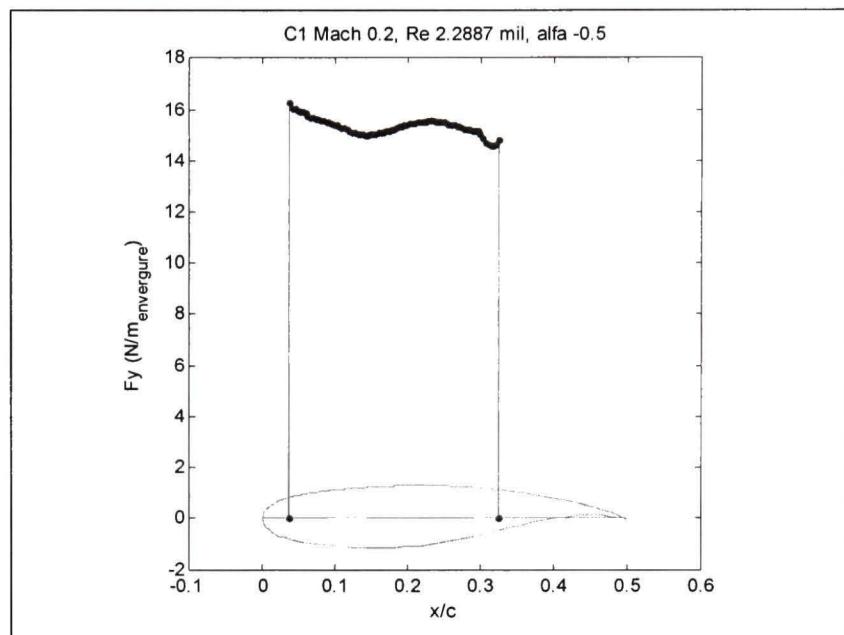


Figure 5.23 La force distribuée  $F_y$  sur la direction  $y$  pour le profil C1 pour  $M = 0.2$  et  $\alpha = -0.5^\circ$

Tableau 5.7

Les composantes des forces concentrées  $F_x$  et  $F_y$  pour les profils optimisés de type C

Profil	Force $F_x$ [N]	Force $F_y$ [N]
<b>C1</b>	- 43.38	- 1242.1
<b>C2</b>	- 42.71	- 1273.7
<b>C3</b>	- 45.8	- 1309.9
<b>C4</b>	- 54.68	- 1563.9
<b>C5</b>	- 51.81	- 1634.6
<b>C6</b>	- 57.95	- 1642.4
<b>C7</b>	- 67.15	- 1930.6
<b>C8</b>	- 65.88	- 1964.5
<b>C9</b>	- 70.13	- 1932.1
<b>C10</b>	- 80.71	- 2320.5
<b>C11</b>	- 75.98	- 2402.1
<b>C12</b>	- 71.56	- 2474
<b>C13</b>	- 95.58	- 2747.5
<b>C14</b>	- 89.35	- 2833.6
<b>C15</b>	- 96.22	- 2860.6
<b>C16</b>	- 112.1	- 3027.3
<b>C17</b>	- 111.66	- 3241.8
<b>C18</b>	- 106.27	- 3352.8
<b>C19</b>	- 128.52	- 3709.1
<b>C20</b>	- 126.89	- 3739.5
<b>C21</b>	- 124.41	- 3839.9

Nous pouvons constater que les valeurs pour les composantes de forces de pression  $F_x$  sont comprises entre **42.71 N** et **128.52 N** et pour les composantes de forces de pression  $F_y$  entre **1242.1 N** et **3839.9 N**.

## CONCLUSIONS

Nous pouvons présenter dans cette section nos conclusions sur l'analyse qualitative (concernant les caractéristiques générales de l'écoulement, l'aspect des courbes, etc.) et quantitative (reliée aux valeurs numériques) des résultats obtenus pour les profils VARAA et pour les profils OPTIM1.

Une première catégorie des résultats obtenus pour ces profils par les techniques en dynamique computationnelle des fluides CFD a été exprimée sous la forme des distributions des coefficients de pressions et des chargements aérodynamiques. Une deuxième catégorie des résultats a été exprimée sous la forme des déplacements des positions du point de transition vers le bord de fuite des profils et ainsi des réductions dans les valeurs des coefficients de traînée, suite aux modifications de ces profils.

La position du point de transition sur la corde a été uniquement déterminée par le code Xfoil dans lequel les deux types de l'écoulement (laminaire et turbulent) ont été modélisés. Par contre, en Fluent, l'écoulement a été modélisé en étant entièrement turbulent autour du profil, car il n'existe pas actuellement des méthodes efficaces pour l'analyse de la transition du régime laminaire au turbulent dans ce code. Pour cette raison, nous n'avons pas réalisé une comparaison quantitative des coefficients aérodynamiques obtenus à l'aide de ces deux logiciels.

L'analyse qualitative des distributions des coefficients de pressions des profils VARAA a mis en évidence la superposition des courbes obtenues en Xfoil et en Fluent. Un nombre de 357 courbes des distributions de coefficients de pression ont été obtenus pour chacun d'entre ces deux logiciels Xfoil et Fluent. Alors 17 profils \* 3 nombres de Mach \* 7 angles d'attaque \* 2 logiciels = 714 simulations complètes donc 357 paires de courbes de distributions de coefficients de pression ont été comparées.

Les grandeurs des forces (chargements) aérodynamiques ainsi que les variations pour les positions des points de transition ont été ensuite calculées pour ces profils à l'aide du logiciel Xfoil.

Les composantes du chargement aérodynamique  $F_x$  et  $F_y$  ont été calculées seulement pour le nombre de Mach de 0.3. Deux (2) composantes de forces \* 1  $M$  \* 17 profils \*  $7\alpha$  = 238 valeurs de forces ont été obtenues. Les positions des points de transition sur la corde ont été calculées pour tous les nombres de Mach, alors 17 profils \* 3  $M$  \*  $7\alpha$  = 357 valeurs obtenues.

Les calculs effectués en Xfoil pour tous les 17 profils VARAA, une plage d'angles d'attaque de -2 °, -1°, 0°, 1 °, 2 °, 3 ° et 4° et pour un nombre de Mach de 0.3 ont montrés que :

- La variation du point de transition sur l'extrados du profil a été comprise entre 0.15 % et 14.04 % de la corde par rapport au bord d'attaque et la réduction du coefficient de traînée entre 0.098 % et 11.15 % ;
- Les valeurs des forces ont été comprises entre 12.74 N et 251.27 N pour les composantes de pressions selon l'axe des  $x$  et entre 1050.6 N et 4884.1 N pour les composantes de pressions selon l'axe des  $y$ .

Les profils VARAA avec des déflexions négatives ont été analysés pour observer si, pour ces types de profils, le déplacement du point de transition vers le bord de fuite serait signifiant. L'étude a démontré le fait que les déflexions négatives ne sont pas adéquates, car il n'y a pas de gain significant dans le déplacement du point de transition vers le bord de fuite. Ces déflexions négatives réduisent l'espace intérieur de la section de l'aile dans laquelle les actionneurs seront installés et créent des difficultés concernant la réalisation technologique. Les faibles performances aérodynamiques pour ces profils ont déterminé l'abandon de leur développement, ce qui de point de vue de la réalisation technologique a favorisé la faisabilité du projet.

Les résultats des simulations en CFD pour les profils OPTIM1 ont été analysés du point de vue qualitativement et quantitativement de la même manière et pour les mêmes raisons que ceux qui concernent les profils VARAA.

L'analyse qualitative des distributions des coefficients de pressions a mis en évidence la superposition des courbes obtenues en Xfoil et en Fluent. Contrairement aux profils VARAA, pour chacun profil OPTIM1 correspond un nombre de Mach unique (0.2, 0.275 ou 0.35) et un angle d'attaque unique (-0.5°, 0.5° ou 1.5°), car ce profil représente l'alternative optimale pour le régime de vol donné. Un nombre de 21 courbes des distributions de coefficients de pression a été obtenu pour chacun d'entre ces deux logiciels Xfoil et Fluent, alors nous avons effectué 21 profils \* 1 nombre de Mach \* 1 angle d'attaque \* 2 logiciels = 42 simulations complètes donc 21 paires de courbes de distributions de coefficients de pression ont été comparées.

Les grandeurs des chargements aérodynamiques ainsi que les variations pour les positions des points de transition ont été aussi calculées pour les profils OPTIM 1 (ou C) à l'aide du logiciel Xfoil.

Les composantes du chargement aérodynamique  $F_x$  et  $F_y$  ont été calculées pour un nombre de Mach et un angle d'attaque correspondant pour chacun profil de type C. Ainsi, 2 composantes de forces \* 1  $M$  \* 21 profils \* 1  $\alpha$  = 42 valeurs de forces qui ont été obtenues. Les positions des points de transition sur la corde ont été calculées pour tous les profils C, alors 21 profils \* 1  $M$  \* 1  $\alpha$  = 21 valeurs obtenues.

Les simulations effectués en Xfoil pour tous ces 21 profils OPTIM1 (ou C) et pour leurs régimes de vol correspondantes ont démontrées que :

- Le plus petit coefficient de traînée de 0.00548 a été obtenu pour le profil C1 pour le cas de vol exprimé par  $\alpha = -0.5^\circ$  et  $M = 0.2$  ; la position du point de transition sur l'extrados du profil par rapport au bord d'attaque a été trouvée à 59,2 %, alors à plus

d'une moitié de la corde ;

- Le plus grand coefficient de traînée de 0.00788 a été obtenu pour le profil C21 ( $\alpha = 1.5^\circ$  et  $M = 0.35$ ) ; la position du point de transition sur l'extrados du profil par rapport au bord d'attaque a été trouvée à 12.48 % de la corde ;
- Les valeurs de ces forces ont été comprises entre 42.71 N et 128.52 N pour les composantes de pressions sur la direction de  $x$  et entre 1242.1 N et 3839.9 N pour les composantes de pressions sur la direction de  $y$ .

Les déflexions maximales appliquées aux profils OPTIM1 (d'environ 6 mm) ont été plus petites que celles imposées aux profils VARAA (de 20 mm) ; la construction des maillages a été facilitée en Fluent dans l'absence des régions très déformées avec des courbures importantes qui ont créées des difficultés d'adaptation de la couche limite à la paroi pour certains profils VARAA, en exigeant des maillages plus raffinés.

Dans l'absence des essais expérimentaux sur ces profils, nous considérons que l'expérience accumulée dans la validation du comportement aérodynamique des profils WTEATE1 décrit au chapitre 3 a été très utile pour les simulations en CFD de profils VARAA et OPTIM1. Elle a permis la résolution des problèmes de simulations, principalement en ce qui concerne la résolution des maillages, la convergence des solutions et la précision des calculs.

## **ANNEXE 1**

Toutes les données qui se réfèrent à l'annexe 1 se trouvent sur le DVD attaché à cause de leur grande quantité.

## ANNEXE 2

### PRÉSENTATION DÉTAILLÉE DE XFOIL

Dans cette section nous présentons un court guide d'utilisation du logiciel XFOIL, contenant la description de la méthodologie et des commandes utilisées pour une simulation d'un écoulement 2D autour un profil aérodynamique. Un sommaire sur les capacités de XFOIL ainsi que sur les bases théoriques de ce code avec des panneaux a été présenté au premier chapitre. Les étapes de simulation à l'aide de ce logiciel sont détaillées ici, dans le but d'assurer l'accessibilité à ce code pour une personne qui ne l'a jamais utilisé avant.

L'interface originale du code XFOIL version 6.96 permet seulement l'introduction des données manuellement ; le fichier « Batch » qui assure l'automatisation du calcul et facilite l'introduction des données a été utilisée dans notre projet et est utilisée aussi dans cet exemple.

Dans une première étape, nous présentons un exemple d'utilisation « manuelle » du code XFOIL et dans la deuxième étape, un calcul automatisé à l'aide d'un fichier Batch.

#### 2.1 Le calcul manuel

##### 2.1.1 La création du directoire de travail pour le calcul manuel

Le directoire de travail doit contenir : *le code XFOIL*, *le fichier texte* qui contient les coordonnées du profil et *le fichier de définition du code XFOIL*.

Pour cet exemple le fichier de travail a été intitulé `Xfoil_demo1`.

`xfoil.exe` : est le logiciel XFOIL installé dans le directoire de travail `Xfoil_demo1`.

`wteat.txt` : est le fichier texte qui contient les coordonnées du profil `wteat`.

`xfoil.def` : est le fichier de définition du logiciel XFOIL.

Le fichier de définition du logiciel XFOIL contient les paramètres qui contrôlent la distribution des panneaux, l'impression des données et l'exécution du calcul visqueux. Certains de ces paramètres peuvent être changés pendant le processus de calcul dans des divers menus.

Pour éviter le besoin de changement de ces paramètres en tout le temps, ils sont sauvegardés dans le fichier de définition en utilisant la commande WDEF [8]. Ce fichier présenté dans le tableau 2.1 a la forme suivante :

Tableau 2.1

Le fichier de définition de logiciel Xfoil.

180	1.0000	0.1500	0.3000	Npan	PPanel	TERat	REFrat
0.0700	0.6500	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
F	T			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	0.0000	0.0100		MAtype	Mach	Vacce1	
1	0.0000	7.0000		REtype	Re/10^6	Ncrit	
1.0000	1.0000			XtripT	XtripB		

où ses lignes représentent :

Ligne 1 : Les paramètres du menu PPAR :

Npan = 180 = le nombre de panneaux

PPanel = 1.0000 = le paramètre de groupement des panneaux

TERat = 0.1500 = le taux de densité de panneaux TE / LE (bord de fuite / bord d'attaque)

REFrat = 0.1500 = l'aire raffinée / le taux de densité de panneaux au bord d'attaque

Ligne 2 : Les positions des panneaux raffinés sur l'extrados XrefS1(2) et sur l'intrados XrefP1(2) :

XrefS1 = 0.070 = 7 % de la corde = la position antérieure pour la zone raffinée

XrefS2 = 0.65 = 65 % de la corde = la position postérieure pour la zone raffinée

XrefP1 = 1.0 = 100 % de la corde = la position antérieure pour la zone raffinée

XrefP2 = 1.0 = 100 % de la corde = la position postérieure pour la zone raffinée

Ligne 3 : Les informations concernant les dimensions de graphiques imprimés

Size = 10.0000 = la grandeur absolue de l'impression

plotAR = 0.5500 = l'allongement (aspect ratio) de l'impression

CHsize = 0.0150 = l'échelle de nombre des caractères imprimés

scrnFr = 0.8000 = l'échelle de taille des caractères imprimés

Ligne 4 : Les définitions des dimensions des pages et de leurs marges (en inches)

Xpage = 11.0000

Ypage = 8.5000

Xmargn = 0.0000

Ymargn = 0.0000

Ligne 5 : Les symboles (drapeaux)

Lcolor = F = drapeau pour la sortie en couleurs post script  
 Lcursor = T = l'entrée du curseur à l'écran

Ligne 6 : Les définitions des annotations des axes pour les coefficients de pression  $C_P$

CPmax = 1.0000 = la valeur maximale inscrite sur l'axe  
 CPmin = - 2.0000 = la valeur minimale inscrite sur l'axe  
 CPdel = - 0.5000 = la division de l'échelle inscrite sur l'axe

Ligne 7 :

XoffAir = 0.0900 = la division de l'axe x pour l'impression de profil ou de  $C_P$   
 ScalAir = 0.0700 = le facteur d'échelle pour l'impression du profil ou  $C_P$  vs  $x$   
 BLUwt = 0.0200 = le facteur d'échelle pour l'impression de la couche limite

Ligne 8 : Les annotations des axes pour le coefficient de portance  $C_L$  sur les polaires imprimées

CLmin = 0.0000 = la valeur maximale inscrite sur l'axe  
 CLmax = 1.5000 = la valeur minimale inscrite sur l'axe  
 CLdel= 0.5000 = la division de l'échelle inscrite sur l'axe

Ligne 9 : les annotations des axes pour le coefficient de traînée  $C_D$  sur les polaires imprimées

CDmin = 0.0000 = la valeur maximale inscrite sur l'axe  
 CDmax = 0.0400 = la valeur minimale inscrite sur l'axe  
 CDdel= 0.0100 = la division de l'échelle inscrite sur l'axe

Ligne 10 : les annotations des axes pour l'angle d'attaque  $\alpha$  sur les polaires imprimées

ALmin = - 4.0000 = la valeur maximale inscrite sur l'axe  
 ALmax = 10.0000 = la valeur minimale inscrite sur l'axe  
 ALdel= 2.0000 = la division de l'échelle inscrite sur l'axe

Ligne 11 : les annotations des axes pour le coefficient de moment  $C_m$  sur les polaires imprimées

CMmin = - 0.2500 = la valeur maximale inscrite sur l'axe  
 CMmax = 0.0000 = la valeur minimale inscrite sur l'axe  
 CMdel= 0.0500 = la division de l'échelle inscrite sur l'axe

Ligne 12 :

MAtype = 1 = le type de dépendance de nombre de Mach avec le  $C_L$   
 Mach = 0.0000 = le nombre de Mach  
 Vaccel = 0.0100 = le paramètre d'accélération de la solution

Ligne 13 :

REtype = 1 = le type de dépendance du nombre de Reynolds avec le  $C_L$   
 Re /  $10^6$  = 0.0000 = le nombre de Reynolds  
 Ncrit = 7.0000 = le paramètre de transition

Ligne 14 : La position de la transition forcée sur :

XtripT = 1.0000 = l'extrados  
 XtripB = 1.0000 = l'intrados

Ce fichier peut être lu en tout le temps avec la commande RDEF.

### 2.1.2 L'utilisation du logiciel XFOIL pour la validation des données expérimentales

Dans le but d'effectuer une comparaison entre les valeurs calculées par XFOIL et les résultats expérimentaux, nous avons installée en plus dans le fichier de travail :

- Un fichier qui contient les données expérimentales avec les distributions des coefficients de pression  $C_P$ ,
- Un fichier avec les polaires : coefficients de portance  $C_L$  vs coefficients de traînée  $C_D$ , un fichier avec la dépendance  $C_L$  vs l'angle d'attaque  $\alpha$  et
- Un fichier avec la dépendance de coefficient de moment  $C_m$  vs  $\alpha$ .

En fait, cette comparaison détaillée ici a été réalisée dans le chapitre 3.

Les fichiers suivants doivent être chargés en XFOIL. Ces fichiers peuvent être introduits un après l'autre, mais ils doivent être délimités par une ligne de type 999. 999. Le fichier qui contient les coordonnées a la forme suivante :

```

WTEAT           <- Cette ligne est un commentaire utilisée par XFOIL à l'impression.
1.000000 -0.002500
0.991661 -0.000835
0.978493  0.001506
...

```

La première colonne représente la coordonnée  $x$  et la deuxième la coordonnée  $y$ . La corde est unitaire (normalisée).

Le fichier `M=0.2_Re=6_a=0.28`, contient la distribution de coefficients de pression  $C_P$  expérimentaux pour le nombre de Mach  $M = 0.2$ , le nombre de Reynolds  $Re = 6\text{mil}$  et  $a$  (ou  $\alpha$ ) =  $0.28^\circ$ . Le fichier de  $C_P$  a la forme suivante :

```

#M=0.2, Re=6, a=0.28 <- Cette ligne est un commentaire utilisée par le code XFOIL à
1 0.121           l'impression.

```

0.979 0.05  
0.956 -0.035

...

x, espace, CP

<- Les colonnes sont délimitées en XFOIL par des espaces, car les tabs ne sont pas reconnus.

La première colonne représente la position sur la corde  $x/c$  et la deuxième colonne représente le  $C_P$ .

Le fichier `polar_exper_M02_Re6`, contenant les polaires expérimentales  $C_L$  vs  $C_D$  a la forme :

```
#wind tunnel           <- Cette ligne est un commentaire utilisée par XFOIL à l'impression.
0.0065 -0.226 | WTEA polar Re=6e6 M=0.2 <- Ce commentaire n'est pas utilisé
0.0070 -0.019                               par le code XFOIL
0.0071 0.170

...
CD, espace, CL      <- Les colonnes représentent le  $C_D$ , respectif le  $C_L$ .
999. 999.           <- Cette ligne indique le fin du fichier de polaires
                      $C_L$  vs  $C_D$  et le debut d'un autre fichier.
-5.53 -0.226       <- Le fichier  $C_L$  vs  $\alpha$  commence.
-3.79 -0.019

, espace, CL        <- Les colonnes représentent l'angle d'attaque  $\alpha$  et le  $C_L$ .
...
999. 999.
-5.53 -0.1188
-3.79 -0.1253

, espace, CM        <- Les colonnes représentent l'angle d'attaque  $\alpha$  et le  $C_m$ .
...
999. 999.           <- Le fichier  $C_m$  vs  $\alpha$  se termine.
999. 999.
```

Maintenant, les données de travail sont préparées pour le calcul en XFOIL ainsi que pour la superposition des courbes calculées et expérimentales.

### 2.1.3 L'utilisation du code XFOIL pour le calcul et l'impression de distribution des coefficients de pression

Ouvrir Xfoil.exe en cliquant deux fois sur le symbole du logiciel qui se trouve dans le répertoire de travail . La fenêtre de commande en XFOIL s'ouvre (voir la figure 2.1).

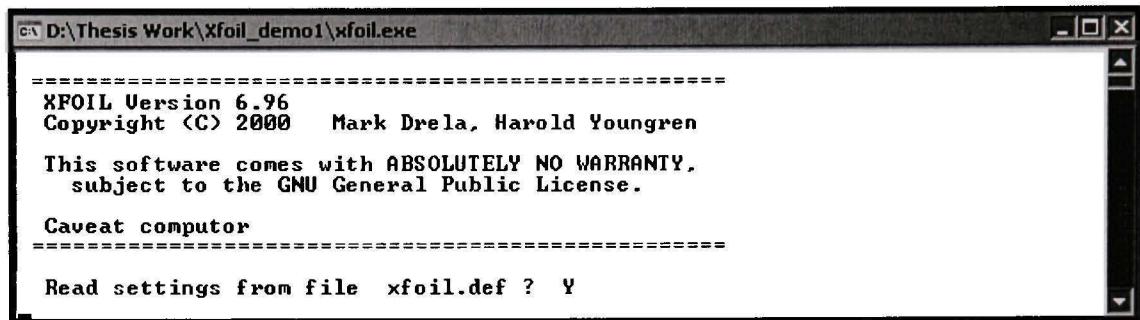


Figure 2.1 La fenêtre de commande de XFOIL

Note : dans la figure 2.1 et 2.2, les images sont négatives (les lettres blanches sur le fond noir ont été transformées en lettres noires sur un fond blanc) pour être plus visibles.

Taper y, (Yes) et appuyer sur Enter.

A l'écran apparaît le menu de définition de XFOIL suivi des menus et des routines du logiciel (voir la figure 2.2)

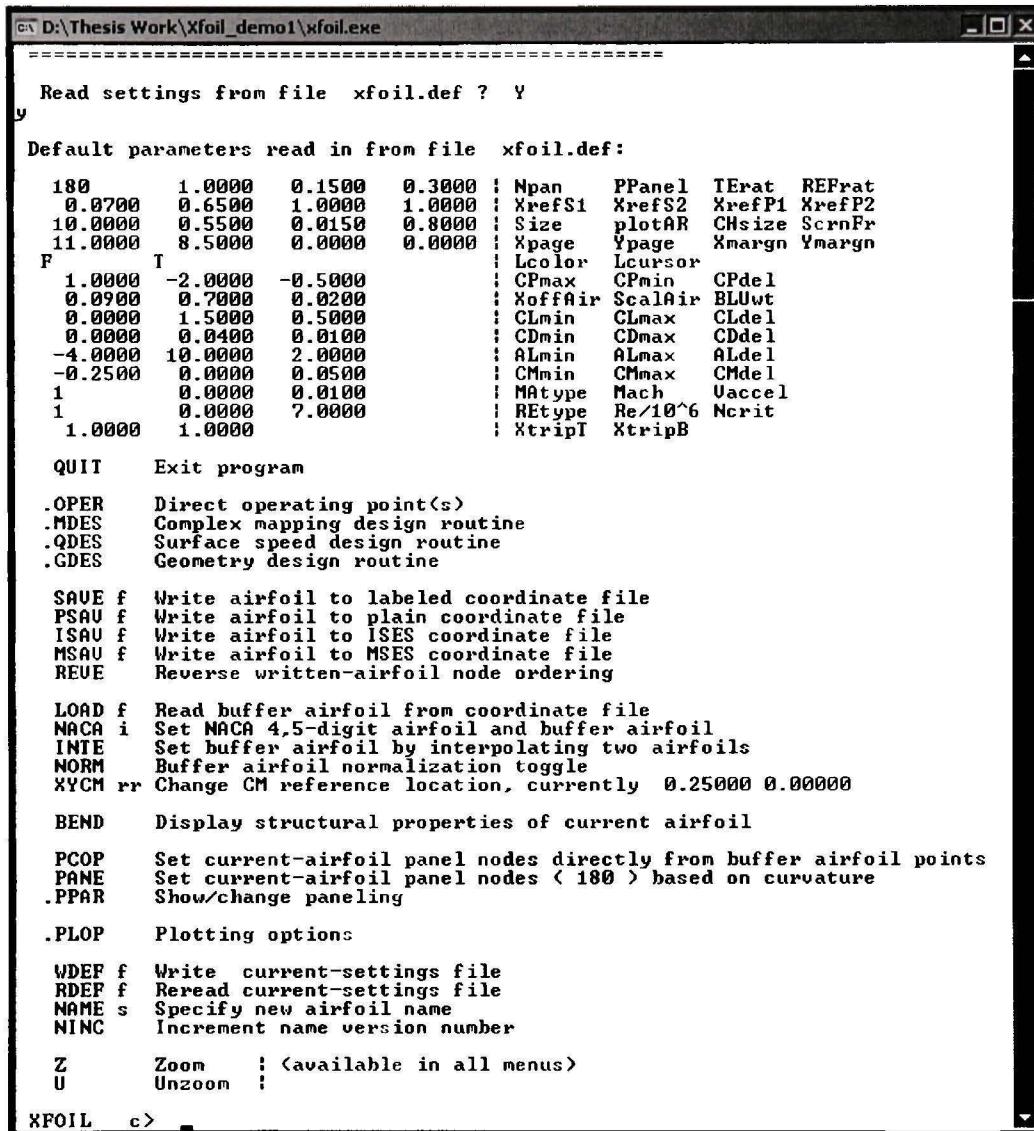


Figure 2.2 La fenêtre de commande et les menus du logiciel XFOIL

Taper XFOIL c> load .\Xfoil\_demo1\wteat.txt et appuyer sur Enter.

Pour économiser l'espace, les commandes et les messages de XFOIL sont présentés sans les images intermédiaires sur l'écran, dans une forme concentrée. A l'introduction d'une commande, XFOIL demande une autre commande et nous pressentons ici cette succession des commandes.

Nous optimisons la distribution des panneaux en utilisant le fichier de définition et les commandes "PANE" ou "PPAR".

XFOIL c> oper

- XFOIL rentre dans le mode OPERation pour un écoulement non visqueux

.OPERi c> visc

- L'entrée de commande `visc` change le type de l'écoulement de non visqueux en visqueux

Enter Reynolds number r> 6e6

- Le nombre de Reynolds

.OPERV c> mach 0.2

- Le nombre de Mach

.OPERV c> alfa 2

- L'angle d'attaque

Xfoil calcule les coefficients pour un écoulement visqueux et imprime la distribution de  $C_P$  pour le fluide visqueux en utilisant des lignes en traits pleins et pour le fluide non visqueux à l'aide des lignes pointillées (voir la figure 2.3). La dimension de la fenêtre de commande (voir la figure 2.4) peut être configurée avec la souris. La commande "u" – unzoom – redimensionne la figure imprimée.

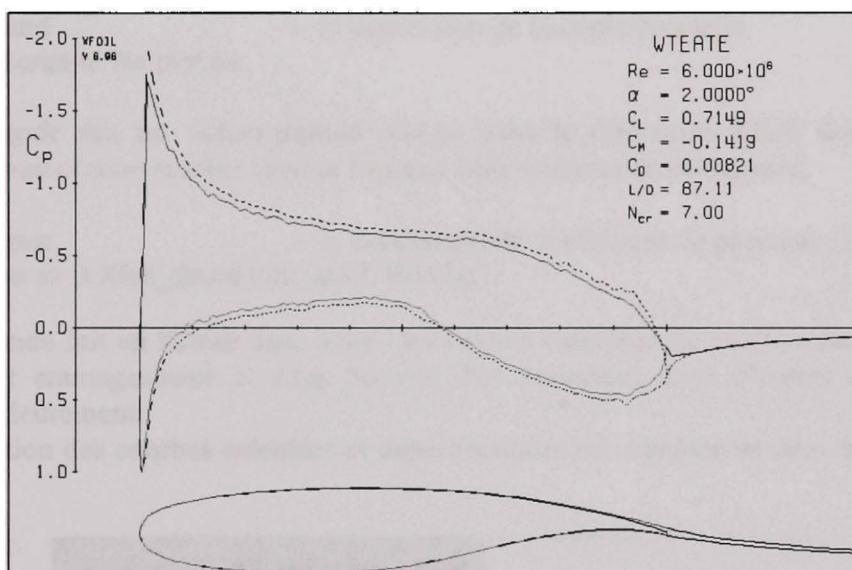


Figure 2.3 La distribution de coefficients de pression

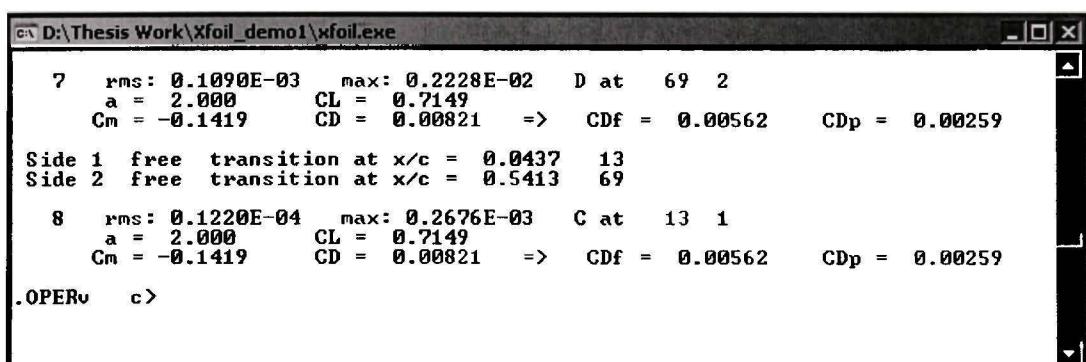


Figure 2.4 L'affichage des coefficients aérodynamiques et des positions pour les points de transition (image négative)

La convergence a été obtenue en utilisant seulement 8 itérations (voir la figure 2.4). Les valeurs pour les coefficients aérodynamiques sont affichées, ainsi que les positions pour les points de transitions sur l'extrados (Side 1) et sur l'intrados. (Side 2).

```
.OPERV c> cref
.OPERV c> cpx
      - La commande de référence pour l'impression de  $C_P$ 
      - Trace  $C_P$  vs  $x$ , la fenêtre est reconfigurée à
          11.00 x 8.23 pouces
Enter Cp vs x data filename s>.\Xfoil_demo1\ M02_Re6_a2.txt.txt
```

Ce fichier contient les valeurs coefficients de pression  $C_P$  vs  $x$  provenant de la soufflerie aérodynamique qui sont imprimées sur les valeurs calculées pour  $M = 0.2$ ,  $Re=6\text{mil}$  et  $\alpha = 2^\circ$ .

```
.OPERV c> hard
      - L'impression de la copie courante
Writing PostScript to file plot.ps
```

Cette commande fait un fichier intitulé plot.ps dans le dossier Xfoil dans lequel les impressions sont emmagasinées chaque fois que cette commande est requise.

```
.OPERV c> cpwr
      - L'impression de coefficient de pression  $C_P$ 
Enter filename s>.\Xfoil_demo1\cp_M02_Re6.txt
```

Cette commande fait un fichier dans lequel les valeurs calculées de coefficients de pressions  $C_P$  vs  $x$  sont emmagasinées et elles peuvent être exportées dans d'autres dossiers et utilisées ultérieurement.

La superposition des courbes calculées et expérimentales est représentée dans les figures 2.5 et 2.6.

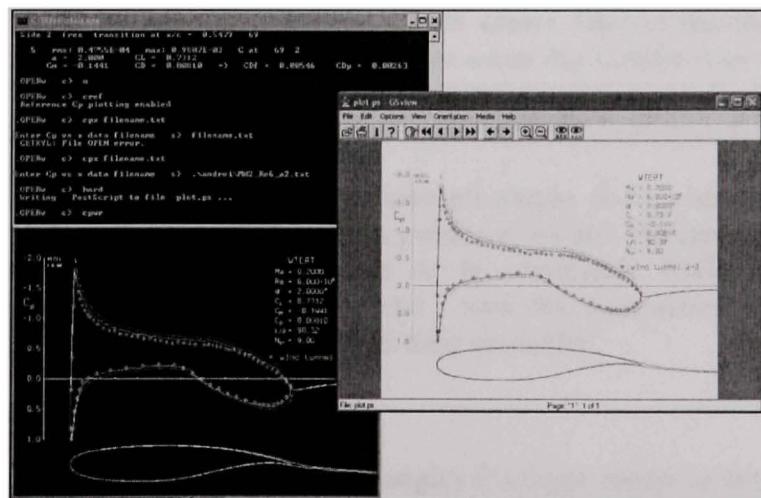


Figure 2.5 La comparaison entre les distributions des  $C_P$  calculées en Xfoil et celles obtenues dans la soufflerie aérodynamique

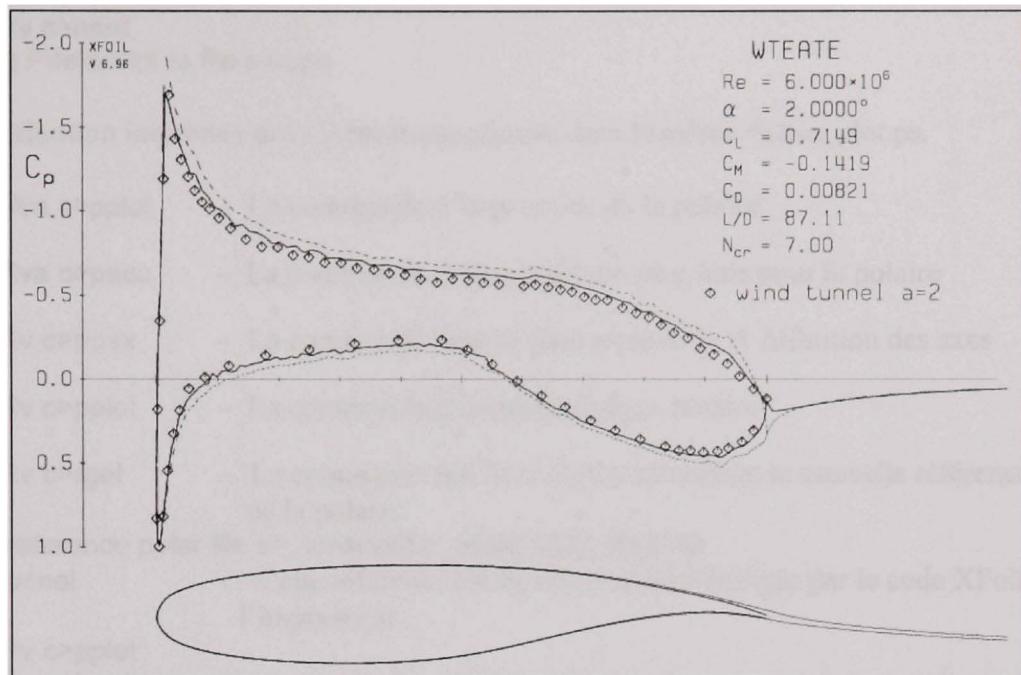


Figure 2.6 La comparaison entre les distributions de  $C_p$  calculées par XFOIL (en traits pleins) et celles obtenus dans la soufflerie aérodynamique (losanges)

#### 2.1.4 L'utilisation du code XFOIL pour le calcul et l'impression de distribution des coefficients de pressions

La commande PACC utilisée dans le menu OPER assure l'accumulation automatique des points et demande l'option pour la sauvegarde et les noms des fichiers pour le dépôt.

.OPERv c> pacc – la nouvelle polaire est créée par l'accumulation de points

Le nom du fichier de sauvegarde pour la polaire est requis. Si le nom du fichier n'est pas donné l'écriture automatique du fichier de la polaire n'est pas effectuée et alors la polaire toute entière sera écrite plus tard à l'aide de la commande PWRT. La polaire sera emmagasinée dans le fichier polarfilename.txt ; tous les paramètres calculés pour des différents angles d'attaque seront emmagasinés dans ce fichier.

.OPERva c> aseq -5.0 15.0 1.0

La polaire est calculée pour une séquence des angles d'attaque comprise entre  $-5^\circ$  et  $15^\circ$  avec un pas de  $1^\circ$ . Si la convergence n'est pas réalisée, la commande “!” doit être utilisée pour recalculer la séquence des angles d'attaque. Dans le cas où la solution ne converge pas, nous devons optimiser la distribution de panneaux du profil avec les options “PANEL” ou “PPAR” disponibles dans le menu de XFOIL.

```
.OPERV c>hard
Writing PostScript to file plot.ps
```

La distribution imprimée des  $C_P$  est emmagasinée dans le même fichier plot.ps.

- .OPERVa c>pplot - La commande d'impression de la polaire
- .OPERVa c>pacc - La commande d'accumulation de points pour la polaire
- .OPERV c>ppax - La commande pour le changement de la définition des axes
- .OPERV c>pplot - La commande d'impression de la polaire
- .OPERV c>rget - La commande qui lit le fichier contenant la nouvelle référence de la polaire

Enter reference polar file s> .\user\polar\_wteat\_M02\_Re6.txt

wind tunnel <- Cette référence est un commentaire utilisée par le code Xfoil à l'impression

.OPERV c>pplot

.OPERV c>hard

```
Writing PostScript to file plot.ps
```

Les polaires imprimées sont emmagasinées dans le même fichier plot.ps.

- .OPERV c>pwrt - Les valeurs calculées pour les polaires sont sauvegardées si le nom du fichier n'a pas été indiqué lorsque la commande PACC a été appliquée.

Enter output filename s> polarfilename.txt

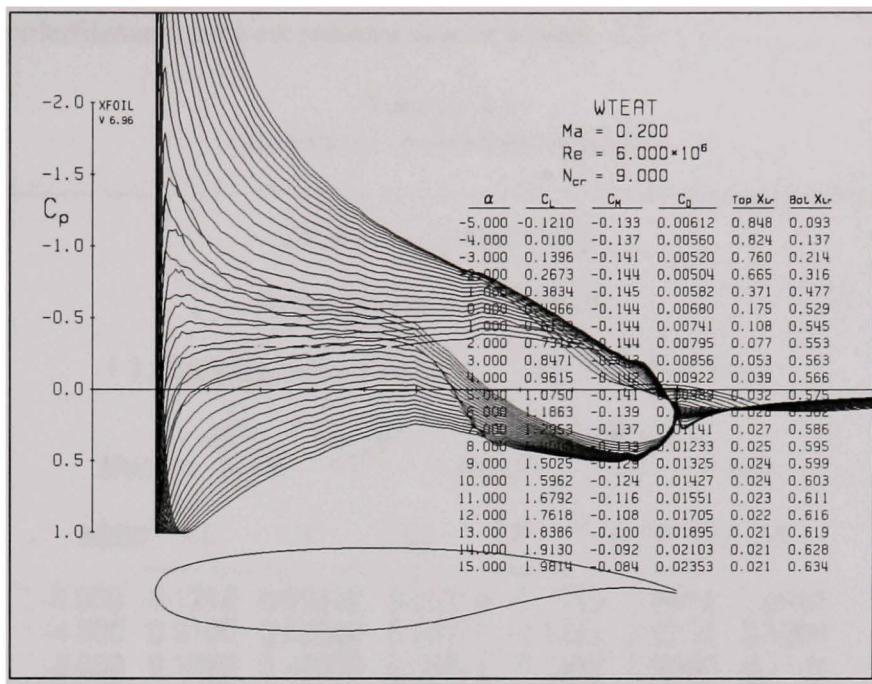


Figure 2.7 Les polaires de coefficients de pression  $C_P$  du profil wteat pour  $M = 0.2$ ,  $Re = 6$  millions et pour les angles d'attaque de  $-5^\circ$  à  $15^\circ$

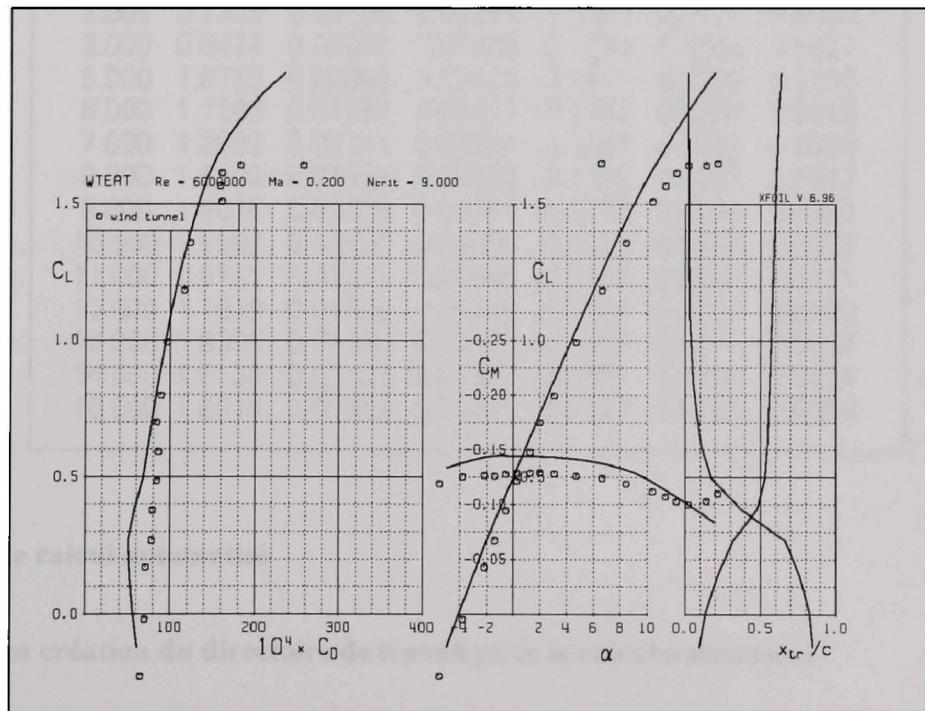


Figure 2.8 La polaire  $C_L$  vs  $C_D$  pour le profil wteat, la dépendance  $C_L$  vs  $\alpha$ , la dépendance  $C_m$  vs  $\alpha$  et les positions des points de transition sur l'extrados et sur l'intrados du profil

Le fichier « polarfilename.txt » est présenté dans le tableau 2.2.

Tableau 2.2  
Le fichier « polarfilename.txt »

XFOIL Version 6.96							
Calculated polar for: WTEAT							
1.1 Reynolds number fixed				Mach number fixed			
$x_{trf} = 1.000$ (top)				$1.000$ (bottom)			
Mach = 0.200	Re = 6.000 e 6			Ncrit = 9.000			
alpha	CL	CD	CDp	CM	Top_Xtr	Bot_Xtr	
-5.000	-0.1210	0.00612	0.00218	-0.1335	0.8476	0.0932	
-4.000	0.0100	0.00560	0.00178	-0.1372	0.8238	0.1368	
-3.000	0.1396	0.00520	0.00145	-0.1406	0.7598	0.2144	
-2.000	0.2673	0.00504	0.00128	-0.1436	0.6652	0.3161	
-1.000	0.3834	0.00582	0.00147	-0.1447	0.3708	0.4769	
0.000	0.4966	0.00680	0.00188	-0.1443	0.1750	0.5287	
1.000	0.6139	0.00741	0.00222	-0.1442	0.1077	0.5452	
2.000	0.7312	0.00795	0.00259	-0.1440	0.0774	0.5534	
3.000	0.8471	0.00856	0.00306	-0.1434	0.0534	0.5627	
5.000	1.0750	0.00989	0.00420	-0.1411	0.0320	0.5755	
6.000	1.1863	0.01062	0.00488	-0.1392	0.0284	0.5816	
7.000	1.2953	0.01141	0.00564	-0.1387	0.0265	0.5865	
8.000	1.4008	0.01233	0.00658	-0.1335	0.0247	0.5947	
9.000	1.5025	0.01325	0.00751	-0.1293	0.0244	0.5991	
10.000	1.5962	0.01427	0.00855	-0.1236	0.0238	0.6027	
11.000	1.6792	0.01551	0.00986	-0.1158	0.0232	0.6111	
12.000	1.7618	0.01705	0.01145	-0.1084	0.0221	0.6162	
13.000	1.8386	0.01895	0.01343	-0.1002	0.0212	0.6187	
14.000	1.9130	0.02103	0.01563	-0.0921	0.0209	0.6284	
15.000	1.9814	0.02353	0.01825	-0.0837	0.0206	0.6344	

## 2.2 Le calcul automatisé

### 2.2.1 La création du directoire de travail pour le calcul automatisé

Le directoire de travail doit contenir : *le logiciel XFOIL, le fichier exécutable run* (MS-DOS Batch File) qui est une application DOS pour le calcul automatisé, *le fichier texte* qui contient

les coordonnées du profil (Text Document), *le fichier de définition de Xfoil* (voir le paragraphe 2.1.1) et *le fichier de calcul* qui contient les données et les commandes (DAT File).

*Le fichier de calcul* contient la succession des commandes qui doivent être exécutées par Xfoil et représente une modalité flexible pour l'introduction et / ou la modification des données et des commandes.

La simulation du l'écoulement visqueux autour le profil Varaa-1 a été réalisée pour les données d'entrée suivantes :  $Re = 3.3587e6$ ,  $M = 0.3$ ,  $Ncrit = 7$  (tunnel salle) et les angles d'attaque  $\alpha = -2^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ$  et  $4^\circ$ .

Le calcul a été réalisé entièrement, mais par l'économie d'espace nous montrons ici seulement les coefficients aérodynamiques  $C_P$  et  $C_F$  calculés pour les angles  $\alpha = -2^\circ$  et  $\alpha = 4^\circ$ , même si les figures 2.13 et 2.16 montrent les distributions de coefficients de pression et les polaires calculées pour tous les angles.

Les commandes utilisées pour cette simulation ont été décrites ci-dessus. Nous avons éliminé les lignes contenant les commandes pour les angles qui n'ont pas été présentés.

Nous avons ajouté quelques commandes qui n'ont pas été expliquées avant :

- .norm - Normalisation de la corde (ici elle est inactive, car elle a un point en avant)
- iter - Indication du nombre des itérations a augmenter pour l'obtention de la convergence
- vplo - La commande sous le menu OPER permet les impressions des quantités qui définissent la couche limite
- cf - L'impression du coefficient de friction  $C_F$
- dump - Ecriture du fichier  $C_F$  vs  $x$
- aseq - Prescription d'une séquence des angles d'attaque

Le contenu du fichier de calcul écrit en format texte est le suivant :

```

Y
load .\Varaa_1\varaa_1.txt
varaa_1
.norm
pane
save verif_profil.txt
Y
oper
iter 100
visc 3.3587e6
mach 0.3
.
.
.
alfa -2
hard
cpwr varaa_1_a_2.cp.txt
vplo

```

```

cf
hard
dump varaa_1_a_2.cf.txt

.
.
.

alfa 4
hard
cpwr varaa_1_a4.cp.txt
vplo
cf
hard
dump varaa_1_a4.cf.txt

.
.
.

pacc
polar_varaa_1.txt

aseq -3 4 1
hard
pplot
hard

quit

```

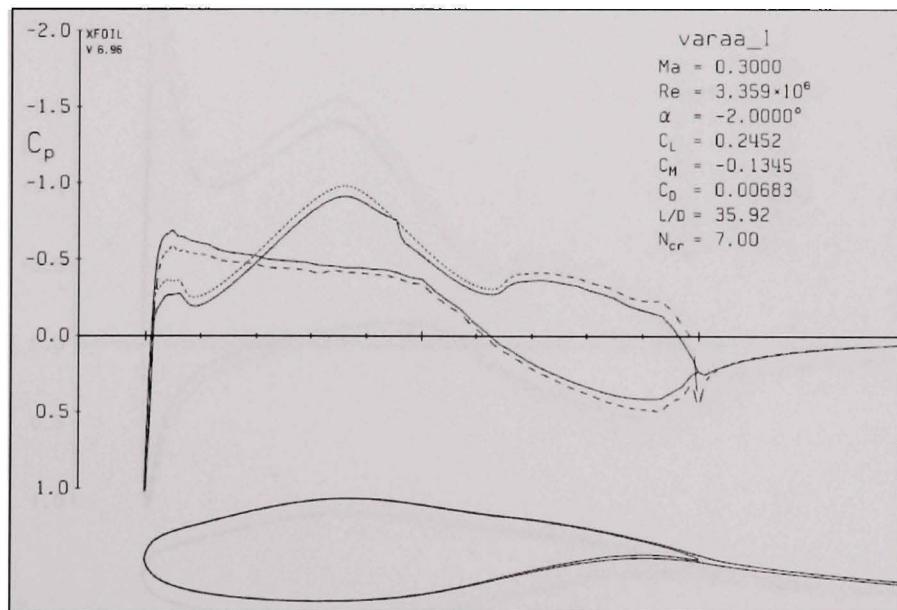


Figure 2.9 La distribution des coefficients de pression  $C_p$  versus la corde  $c$  du profil Varaa-1 pour le cas de vol  $M = 0.3$ ,  $Re = 3.359 \cdot 10^6$  et  $\alpha = -2^\circ$

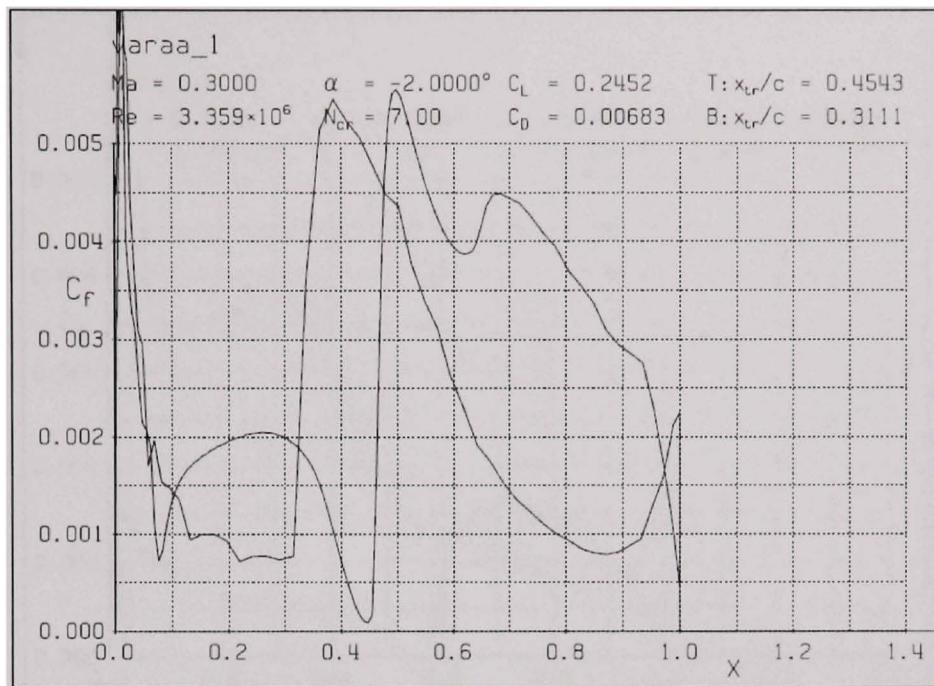


Figure 2.10 La distribution de coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil Varaa-1 pour le cas de vol  $M = 0.3$ ,  $Re = 3.359 * 10^6$  et  $\alpha = -2^\circ$

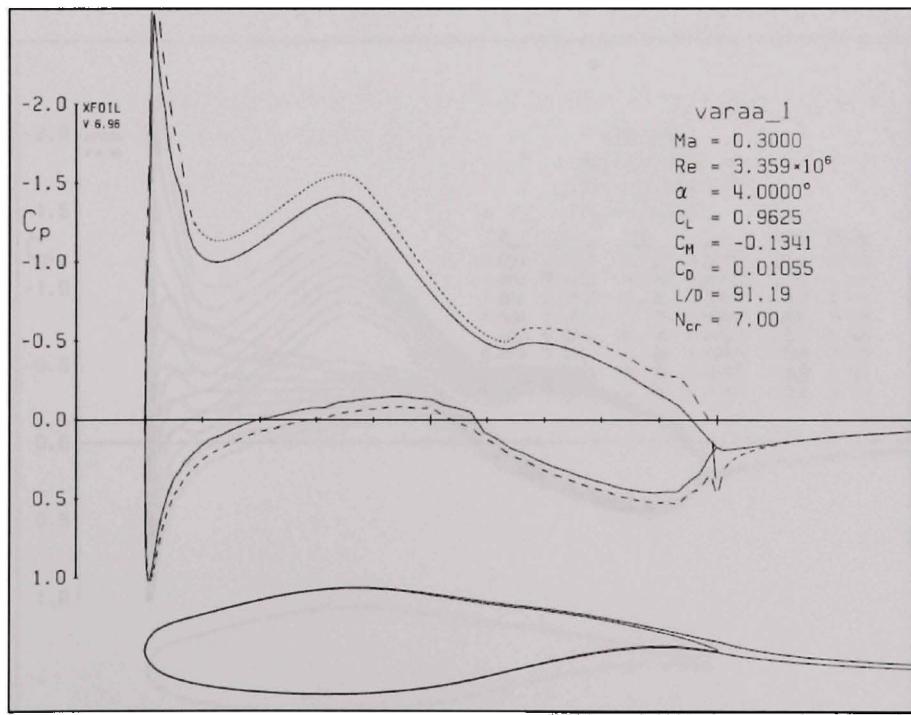


Figure 2.11 La distribution des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde  $c$  du profil Varaa-1 pour le cas de vol  $M = 0.3$ ,  $Re = 3.359 * 10^6$  et  $\alpha = 4^\circ$

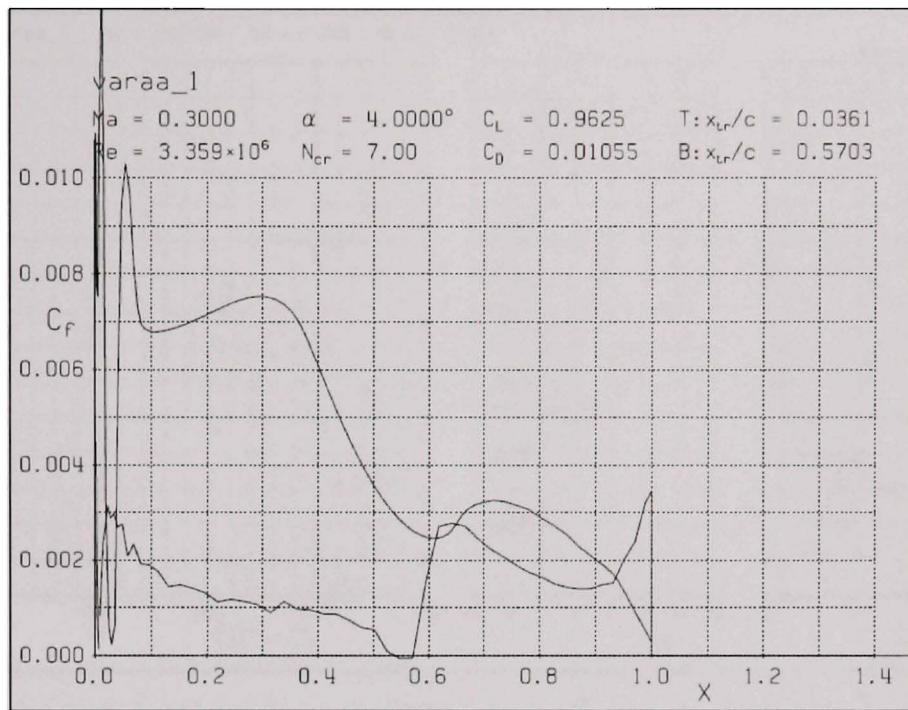


Figure 2.12 La distribution de coefficients de friction  $C_F$  versus la corde du profil Varaa-1 pour le cas de vol  $M = 0.3$ ,  $Re = 3.359 * 10^6$  et  $\alpha = 4^\circ$

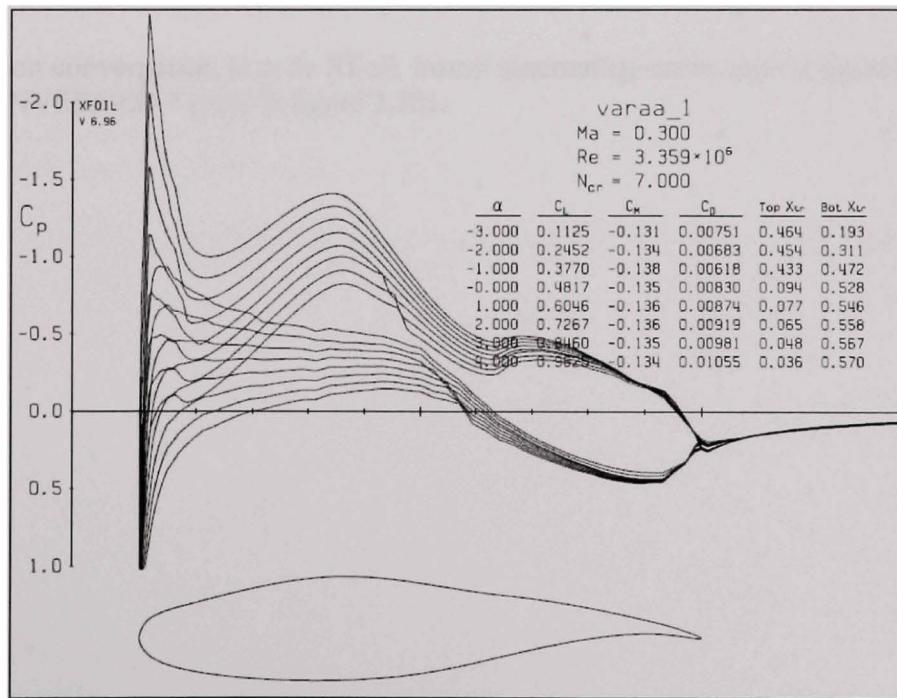


Figure 2.13 Les distributions des coefficients de pression  $C_P$  versus la corde du profil Varaa-1 pour les angles d'attaque du cas de vol  $M = 0.3$  et  $Re = 3.359 * 10^6$

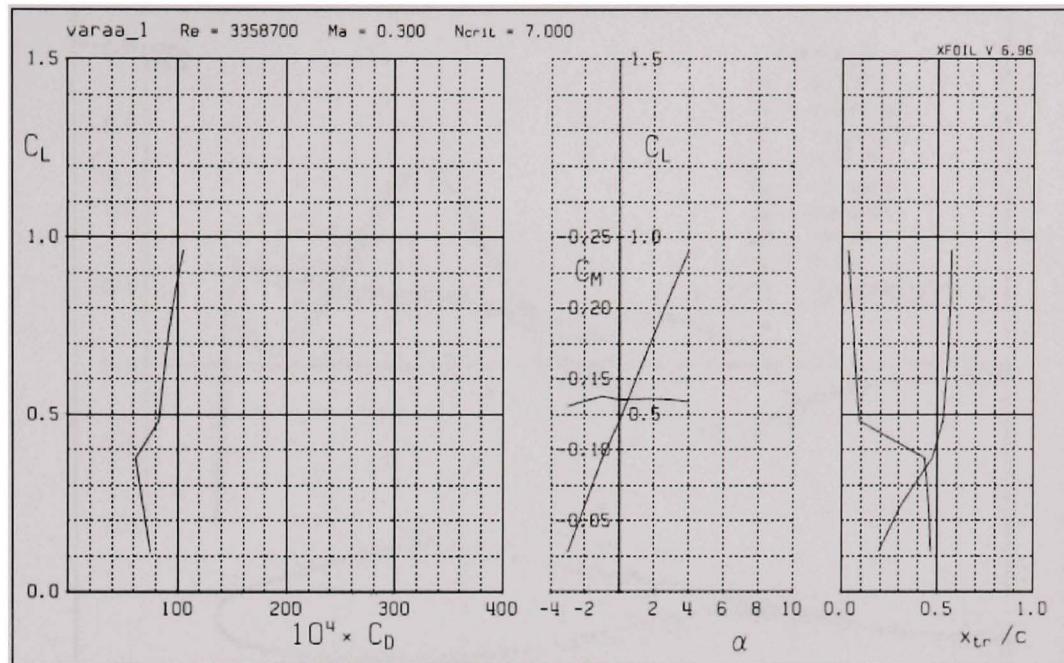


Figure 2.14 La polaire du  $C_L$  versus  $C_D$ , la variation des  $C_L$  et  $C_m$  versus  $\alpha$  et la variation des positions des points de transition sur la corde pour tous les angles d'attaque pour le cas de vol exprimé par  $M = 0.3$  et  $Re = 3.359 * e6$

En cas de non convergence, le code XFOil, inscrit automatiquement sous la figure le message \* NOT CONVERGED \* (voir la figure 2.15).

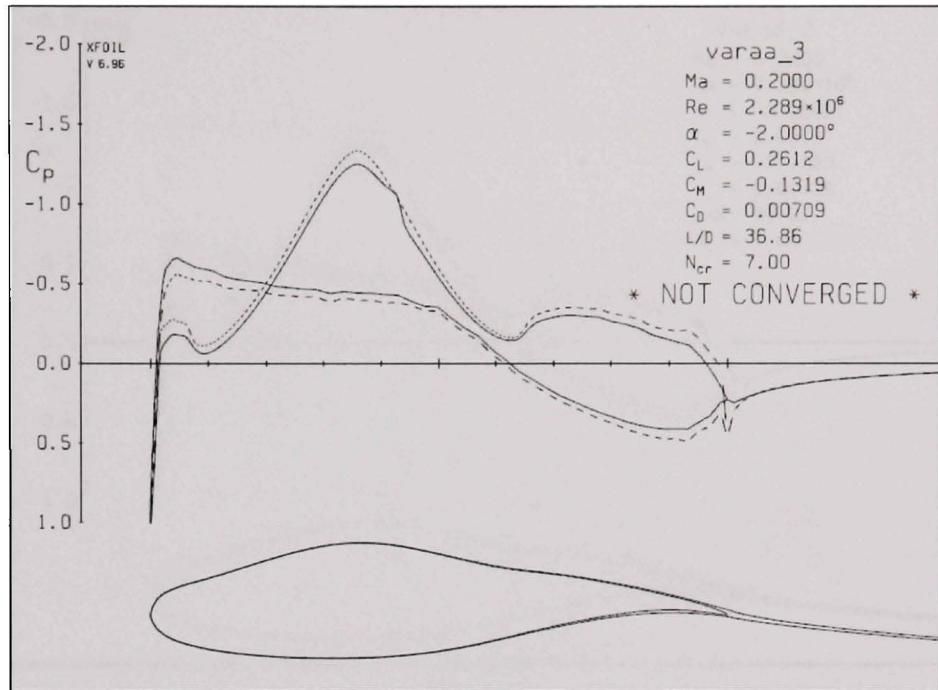


Figure 2.15 La distribution des coefficients de pression  $C_p$  versus la corde  $c$  du profil Varaa-3, pour le cas de vol  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 \times 10^6$  et  $\alpha = -2^\circ$ .  
Calcul divergent (non-convergent)

La commande “!” peut être utilisée ainsi que les options “PANEL” ou “PPAR” disponibles dans le menu de Xfoil, par contre le calcul automatisé permet aussi l’augmentation du nombre d’itérations pour établir la convergence.

Dans la figure 2.16, le calcul convergent qui a été réalisé après l’augmentation de nombre des itérations est montré.

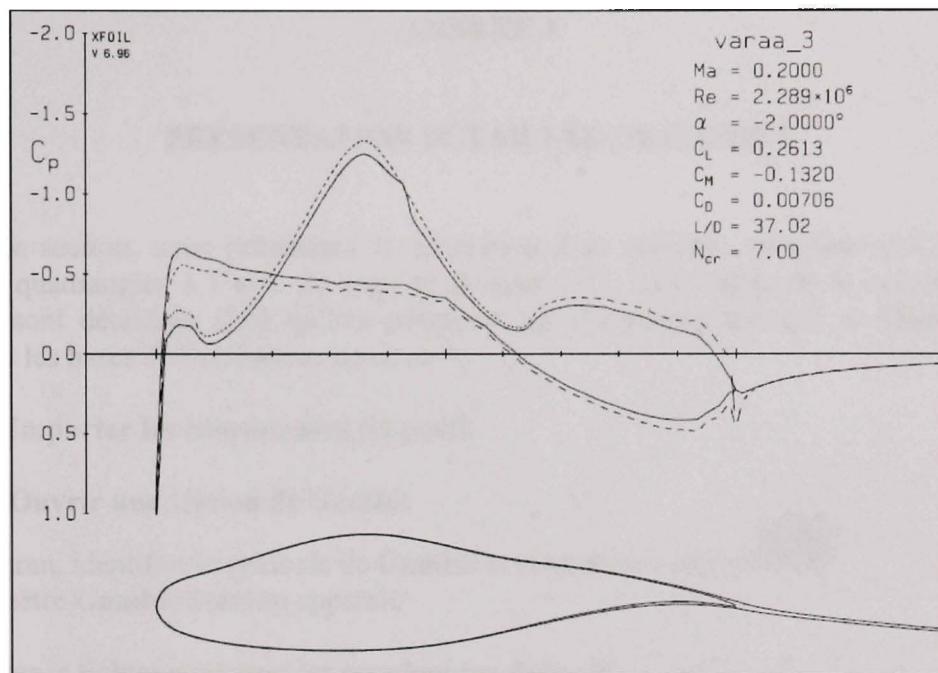


Figure 2.16 La distribution des coefficients de pression  $C_p$  versus la corde  $c$  du profil Varaa-3 pour le cas de vol  $M = 0.2$ ,  $Re = 2.289 * 10^6$  et  $\alpha = -2^\circ$ .  
Calcul convergent.

## ANNEXE 3

### PRÉSENTATION DÉTAILLÉE DE GAMBIT

Dans cette section, nous présentons la génération d'un maillage structuré en **C**, avec des éléments quadrangles à l'aide du logiciel Gambit [11]. Les étapes de la construction du maillage sont détaillées pour qu'une personne qui n'a jamais travaillé en Gambit puisse apprendre les bases de l'utilisation de ce code.

#### 3.1 Importer les coordonnées du profil

##### 3.1.1 Ouvrir une session de Gambit

1. À l'écran, identifier le symbole de **Gambit** et cliquer deux fois >  La fenêtre **Gambit Startup** apparaît.
2. Trouver le fichier contenant les coordonnées du profil.  
Cliquer **Browse** > Sélectionner disc **c** > Sélectionner **c:\ ... \Profils Optim\ Optim1** > Cliquer **OK**.

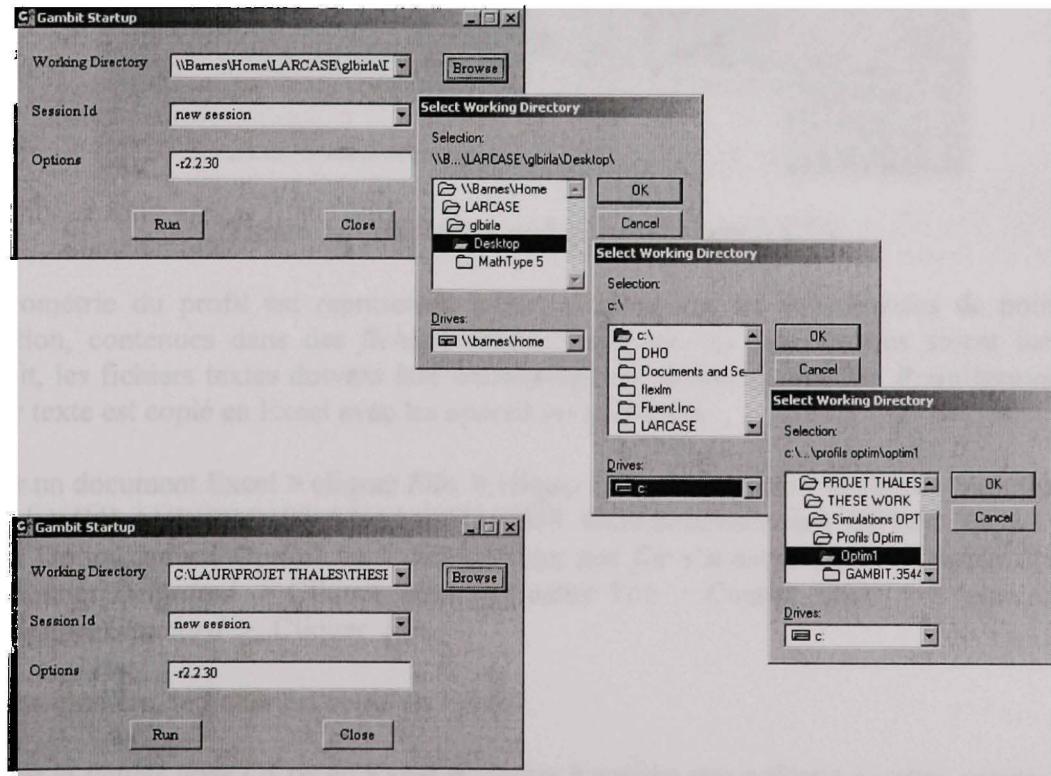


Figure 3.1 Ouverture d'une session de Gambit

Si nous connaissons exactement l'adresse du fichier contenant le profil recherché, nous pouvons copier et coller (*Copy et Paste*) cette adresse dans la directoire du travail (*Working Directory*) : C:\LAUR\PROJET THALES\THESIS WORK\Simulations OPTIM Xfoil-Fluent\ Profils Optim\Optim1\Optim1.

### 3. Cliquer Run

La fenêtre graphique de Gambit **GUI** (*Graphical User Interface*) s'ouvre.

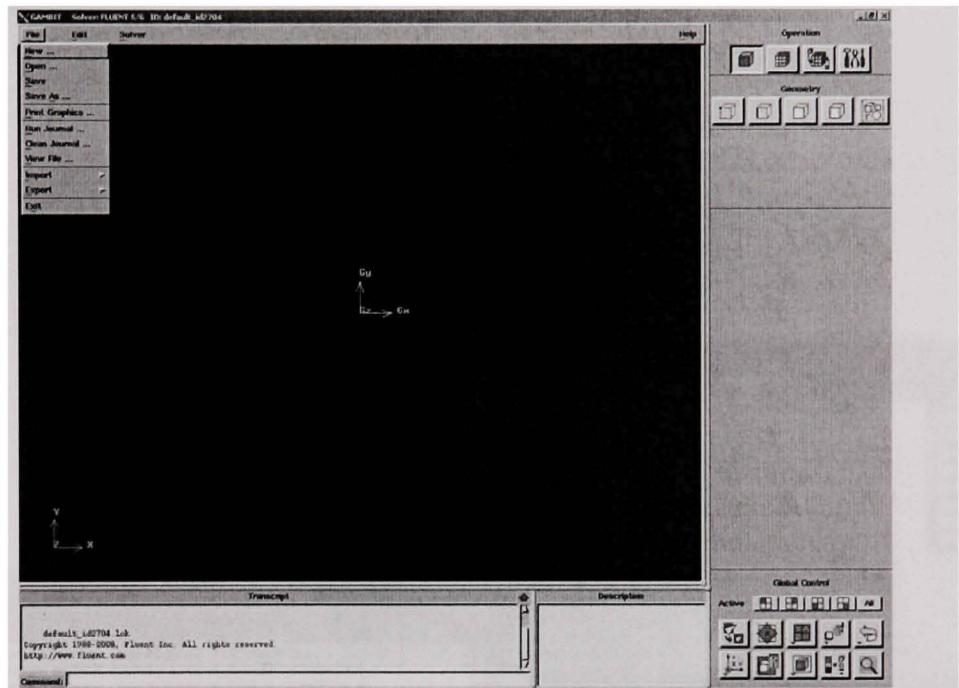


Figure 3.2 La fenêtre graphique de Gambit GUI

La géométrie du profil est représentée principalement par les coordonnées de points de définition, contenues dans des *fichiers textes*. Pour que les coordonnées soient lues par Gambit, les fichiers textes doivent être transformés en *fichiers journaux*. Premièrement, un fichier texte est copié en Excel avec les opérations suivantes:

Ouvrir un document Excel > cliquer *File* > cliquer *Open* > Identifier le fichier texte (par exemple) C:\LAUR\PROJET THALES\THESIS WORK\Simulations OPTIM Xfoil-Fluent\ Profils Optim\Optim1\Optim1.txt > Sélectionner *text file* s'il est le cas > Cliquer *Open* > Sélectionner *Delimited* > Cliquer *Next* > Cocher *Tab* > Cocher *Space* > Cliquer *Next* > Sélectionner *Standard* > Cliquer *Fin*.

De cette manière, le fichier est copié en Excel.

- Copier le *fichier texte C1.txt* en Excel et ajouter à gauche une colonne « *vertex create coordinates* », svp voir la figure 3.3.

- Ouvrir un document en Word Pad, et dans le menu Edit, copier avec Paste Special et sélectionner **Unformatted text**.
- Sauvegarder le fichier à l'aide du menu File par **Save as** et pour le type de fichier sélectionner **Text Document MS-DOS Format**, écrire le nom du fichier en lui ajoutant l'extension **jou** (C1.jou).

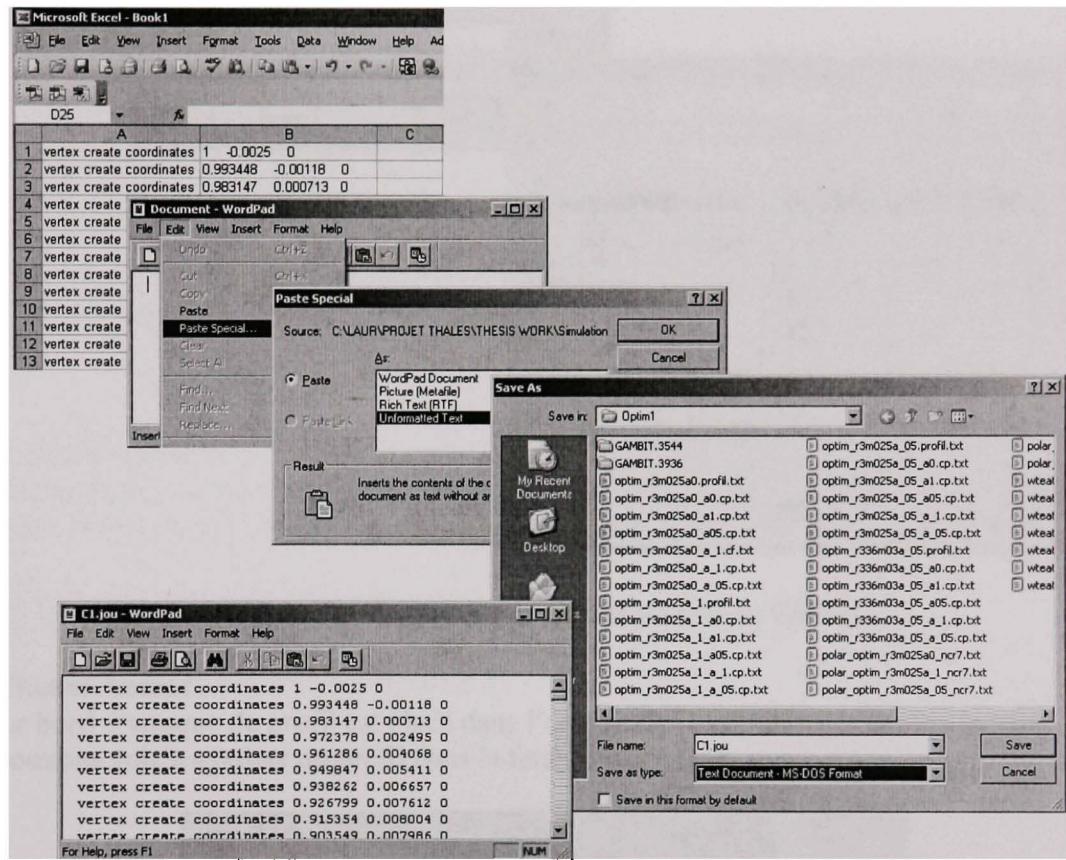


Figure 3.3 La création du fichier journal

4. Dans la fenêtre graphique GUI, sélectionner **File > Run Journal ... > Browse > Profils Optim \ Optim1 \> C1.jou**

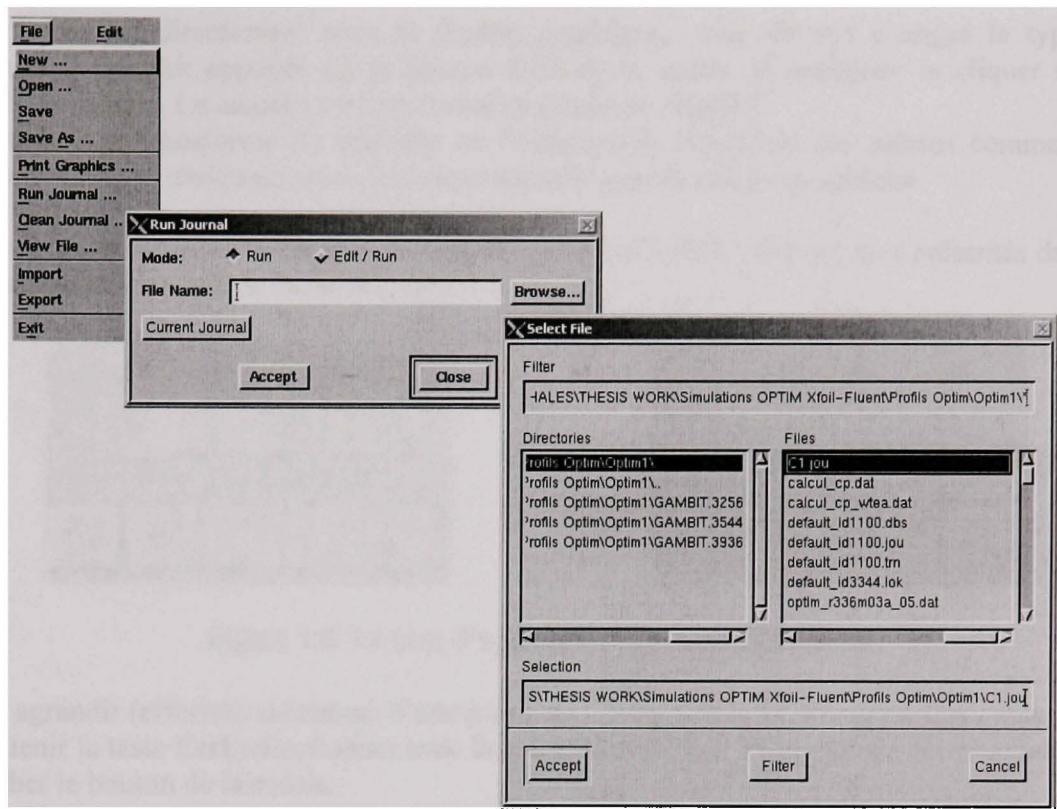


Figure 3.4 Ouverture du fichier journal en Gambit

##### 5. Cliquer Accept

Le bord d'attaque du profil est placé dans l'origine des axes de coordonnées locales. Nous pouvons voir les points du profil dans la fenêtre graphique.

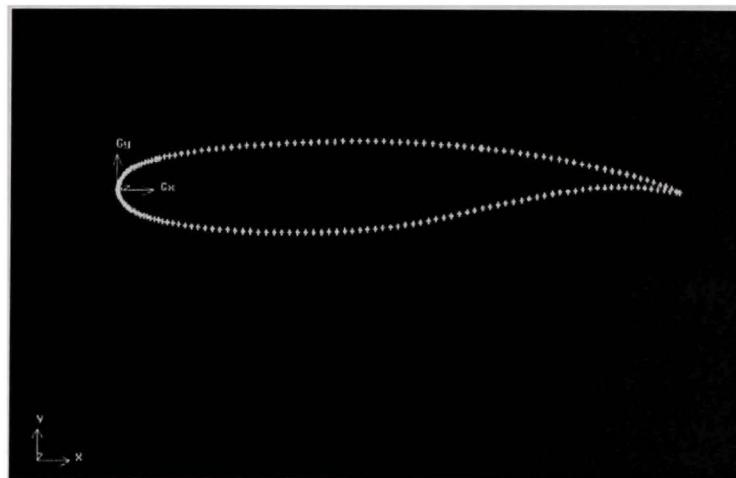


Figure 3.5 La représentation des points du profil en Gambit

Pour travailler directement sous la fenêtre graphique, nous devons changer le type du curseur. Il faudrait appuyer sur le bouton droit de la souris, le maintenir et cliquer sur la souris de gauche. Le curseur est transformé de flèche en rhombe.

Le curseur se transforme de nouveau en flèche par la répétition des mêmes commandes. Nous travaillons seulement avec le curseur rhombe sous la fenêtre graphique.

Le bloc d'opérations (*Toolpad*) et le contrôle global (*Global Control*) sont présentés dans la fenêtre graphique sous la forme suivante :



Figure 3.6 Le bloc d'opérations et le contrôle global

Pour agrandir (effectuer un **zoom**) d'une partie de l'image de la fenêtre graphique, appuyer et maintenir la **taste Ctrl**, sélectionner avec la souris la zone de l'image qu'on désire agrandir et relâcher le bouton de la souris.

Dans le cas où nous voulons agrandir plus l'image, appliquer successivement les commandes sur les images déjà agrandies. Pour revenir à la grandeur normale (initiale) de l'image appuyer sur le bouton (*Fit to Window*) .

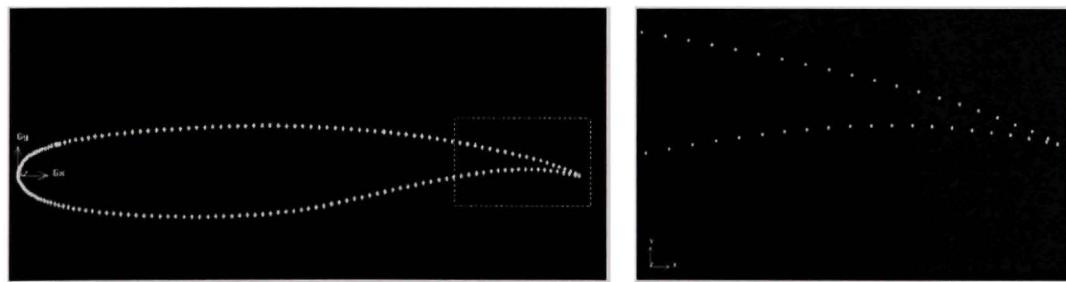


Figure 3.7 L'agrandissement d'une partie de l'image en Gambit

Si nous désirons d'obtenir des différentes vues de l'image, nous effectuons des rotations et des translations du système de coordonnées locales ainsi que des rotations du système de coordonnées globales autour de son origine. Dans la figure 3.8 nous constatons que seulement les rotations sont possibles pour le système de coordonnées global (le système se situant dans la partie de gauche en bas de la figure 3.8), son origine demeurant fixe, pendant que pour le système de coordonnées locales qui contient le plan de l'image, les deux, rotations et translations sont possibles.

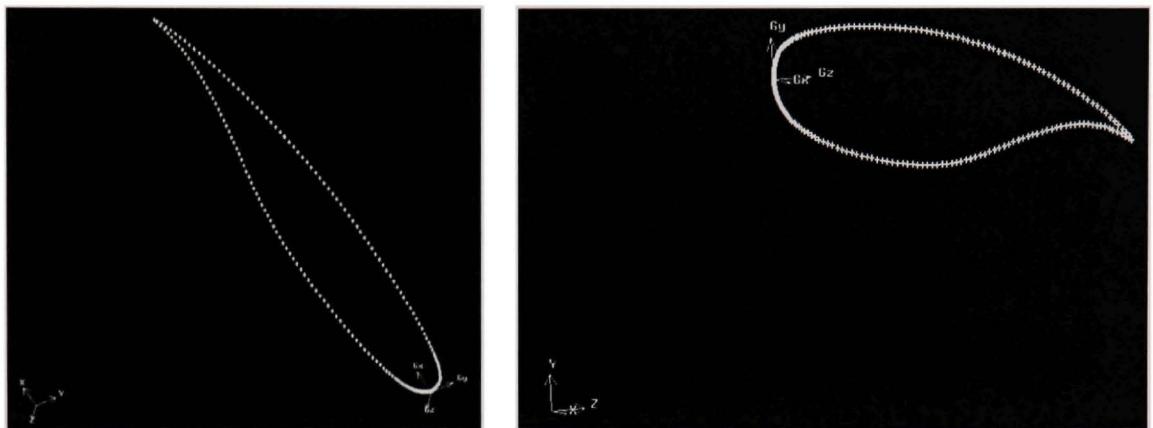


Figure 3.8 La déformation de l'image dans Graphical User Interface (GUI)

Appuyer et maintenir la **taste Shift**, cliquer sur la zone de l'image que nous voulons déplacer, appuyer le bouton de la souris, tirer le bouton dans la direction désirée et ensuite relâcher le bouton de la souris. La vue serait déformée en étant translatée et tournoyée. Ce phénomène est semblable à la rotation et à la translation d'une feuille en verre sur laquelle est dessiné le profil, où l'œil de l'observateur est placé dans l'origine du système global de coordonnées. Nous effectuons un agrandissement (*zoom*) ou des agrandissements (*zooms*) successifs des images déformées en utilisant la procédure décrite ci-dessus. Pour revenir à l'image initiale, il faut cliquer sur le bouton *Orient Model* .

**Note** Nous pouvons voir sous la fenêtre graphique en tout le temps toutes les commandes effectuées dans la fenêtre **Transcript**. La description de la commande sélectionnée est montrée dans la fenêtre **Description**.

## 3.2 La création de la géométrie en Gambit

### 3.2.1 La création de la limite lointaine (Farfield)

Dans le cas d'un écoulement extérieur autour d'un profil aérodynamique, nous définissons une limite lointaine pour l'écoulement (en anglais *Farfield*), où les conditions à la limite considérées sont celles du milieu ambiant. La région maillée représentant notre domaine de simulation est comprise entre le profil et la limite lointaine [6].

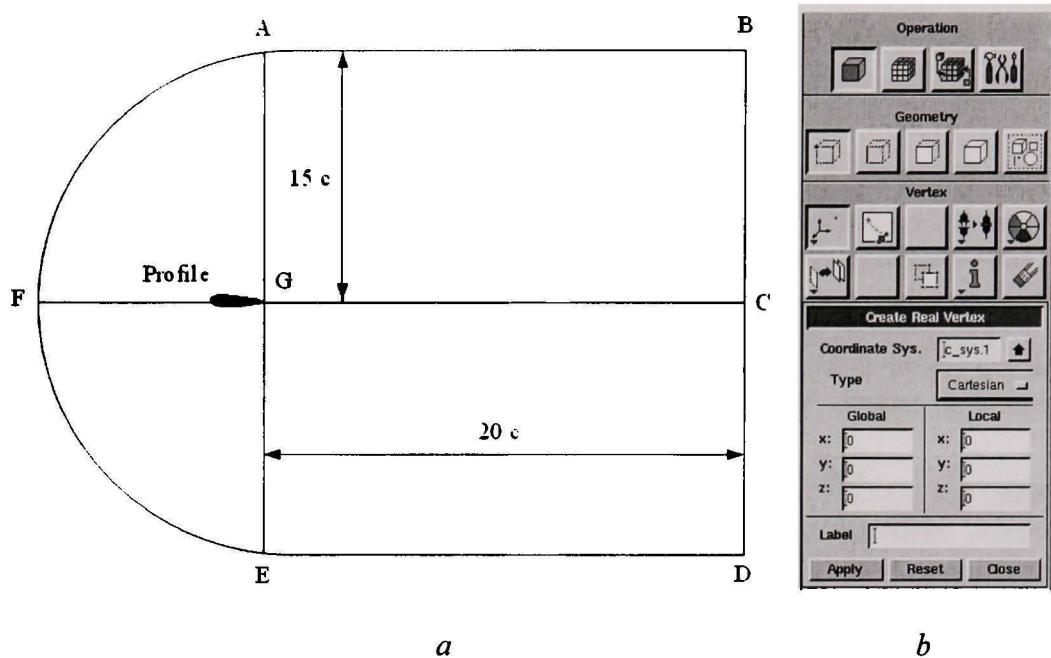


Figure 3.9 Le domaine du calcul (a) et la création des points réels (b)

Les dimensions de la limite lointaine exprimées en multiples de corde  $c$  (en fait, Gambit utilise la corde unitaire  $c = 1$ ) sont indiquées dans la figure 3.9 a. Il est important à noter que, si le domaine de simulation n'est pas assez large, la qualité des calculs pourrait se détériorer.

Les coordonnées des points (*vertices*) situés sur la frontière du domaine sont présentées dans le tableau 3.1.

Tableau 3.1

Les coordonnées des points de la limite lointaine

Point	Coordonnée $x$	Coordonnée $y$	Coordonnée $z$
A	$1c$	$15c$	0
B	$21c$	$15c$	0
C	$21c$	0	0
D	$21c$	$-15c$	0
E	$1c$	$-15c$	0
F	$-14c$	0	0
G	$1c$	0	0

Pour construire les points de la limite lointaine les opérations nécessaires sont [6] : Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Vertex Command Button  > Create Real Vertex .

Introduire les coordonnées des points dans le système global (voir la figure 3.9 b), ensuite appuyer sur le bouton **Apply**. Cliquer sur le bouton (*Fit to Window*)  pour voir les points. Les points créés sont réels (un peu plus loin, nous travaillerons dans un système virtuel).

Dans le but d'effacer un ou plusieurs points, cliquer sur le bouton (*Delete Vertices*) .

La fenêtre *Delete Vertices* s'ouvre. Sélectionner le point (cliquer sur le point) qui devient rouge. Appuyer sur le bouton **Apply** et le point est effacé. Pour annuler la commande, lorsque le point est rouge, cliquer sur **Reset**.

Dans le but de restaurer le point, cliquer sur le bouton **Undo** , ce qui représente l'alternative permettant l'annulation d'une ou de plusieurs des dernières commandes exécutées.

Appuyer sur le bouton (*Summarize / Check / Query Vertices / Show Entity Totals*)  pour obtenir les coordonnées des points. La petite fenêtre *Summarize Vertices* s'ouvre pour l'obtention des coordonnées des points. Effectuer un agrandissement (*zoom*) s'il existe plusieurs points très proches les uns des autres (ou *peu espacés*). Cliquer sur le point d'intérêt qui devient rouge, ensuite appuyer sur **Apply**. Les informations sont affichées dans la fenêtre **Transcript**. Nous appuyons sur **Close** pour fermer la fenêtre.

### 3.2.2. La construction des arêtes ou des lignes droites (en anglais *Edges*) de la frontière lointaine

Suite à la création des points A, B, C, D, E, F et G qui définissent le domaine de calcul (voir la figure 3.2.1.1.a), nous unissons ces points et obtenons les arêtes ou les droites AB, BC, CD, DE, GA, GE et GF. Les opérations sont les suivantes :

Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Edge Command Button  > Create Edge .

La fenêtre **Create Straight Edge** s'ouvre. Il faut s'assurer que le type **Real** soit sélectionné (voir la figure 3.10).

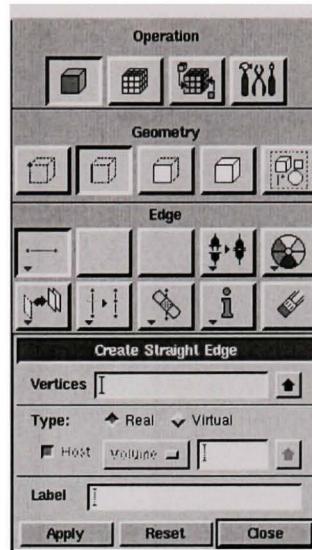


Figure 3.10 La construction des arêtes ou des droites

Sélectionner les points deux à deux (A et B pour construire l'arête ou la droite AB, etc.). Cliquer sur les points qui deviennent rouges, ensuite appuyer sur le bouton **Apply**. Chaque arête est tracée dans la couleur jaune. Il est important à noter que la commande **Apply** peut être remplacée avec une commande plus rapide. Nous cliquons sur le bouton droit de la souris, lorsque le curseur se trouve dans une zone quelconque dans GUI.

Pour effacer les arêtes, cliquer (**Click**) sur le bouton (*Delete Edges*) . Cette fenêtre *Delete Edges* s'ouvre. Cliquer sur la ligne qui devient rouge. Appuyer sur **Apply** pour effacer la ligne. Pour annuler la commande, lorsque la ligne est rouge, cliquer sur **Reset**.

À noter qu'au moment où la ligne est effacée, les deux points qui la définissent sont aussi effacés. Si nous désirons restaurer la ligne, cliquer sur le bouton **Undo** .

Il est très important de savoir qu'une session en Gambit pourrait se fermer accidentellement et très rapidement. Dans ce cas, le répertoire temporaire et le fichier avec l'extension **.lock** ne s'effacent pas. Pour redémarrer la session, nous devons effacer manuellement le fichier **.lock** et le répertoire.

### 3.2.3 Tracer les arcs de cercle

Pour la construction des arcs AF et FE, avec le bouton droit de la souris, cliquer sur le bouton **Create Edge** . Cliquer sur le bouton **Create Real Circular Arc** , (voir la figure 3.11).

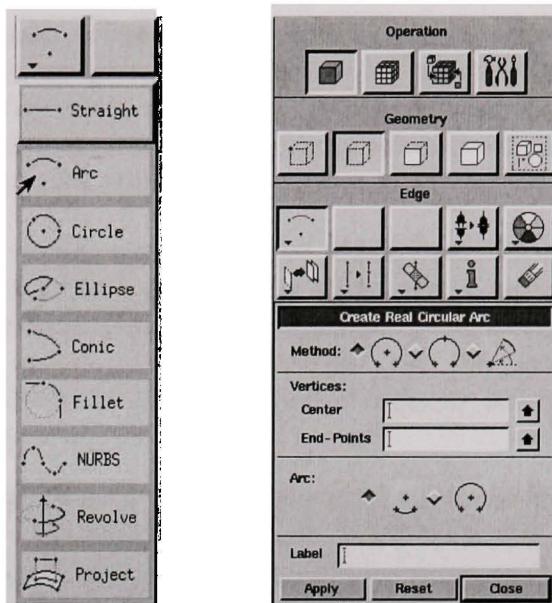
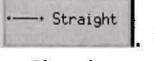


Figure 3.11 La création des arcs de cercle

La fenêtre **Create Real Circular Arc** s'ouvre. Sélectionner **Method** et **Arc** comme dans la figure 3.11 (ce qui est équivalent à dire: arc défini par le centre et deux points). Dans la fenêtre graphique **GUI**, effectuer un zoom sur le centre du cercle qui, dans notre cas, est le bord de fuite de coordonnées ( $x = 0$ ,  $y = 0$ ).

Cliquer sur le point qui devient rouge et cliquer dans le rectangle blanc **End-Points** qui devient jaune (voir la figure 3.11). Revenir à l'échelle initiale et sélectionner les points deux à deux (A et F) qui deviennent rouges. Cliquer sur **Apply**. L'arc est tracé dans la couleur jaune.

[Appuyer] Cliquer sur **Reset** pour revenir à l'état antérieur lorsque les points de l'arc sont encore rouges, ou effectuer **Undo**. Répéter l'opération pour l'arc FE. Fermer (**Close**) la fenêtre graphique **Create Real Circular Arc**.

[Cliquer à droite] Avec le bouton droit de la souris, cliquer sur le bouton **Create Edge**  et sélectionner le bouton **Create Straight Edge** . Construire le segment unissant l'origine des axes du système local et le point F en sélectionnant les points deux à deux.

### 3.2.4. Tracer le contour du profile

Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Edge Command Button  > Create Edge .

Nous construisons l'extrados et l'intrados du profil et ensuite nous assemblons les segments du profil. Nous effectuons un agrandissement (*zoom*) et sélectionnons une plus grande partie de l'extrados avec le bouton de la souris, sans toucher le bord d'attaque et le bord de fuite (voir la figure 3.12). Relâcher la souris et la partie sélectionnée devient rouge. Cliquer sur **Apply**, alors la partie rouge devient jaune.

Il faut faire attention de ne pas sélectionner des régions qui incluent des lignes jaunes déjà construites (voir la figure 3.13). La commande **Reset** peut s'appliquer pour revenir à l'état antérieur, quand les lignes sont encore rouges. agrandir les parties de l'image, sélectionner et construire des lignes et ensuite fermer le profil au bord d'attaque et au bord de fuite en sélectionnant des lignes deux à deux, peu importe l'ordre de construction des lignes (figure 3.13). Nous pouvons réparer en tout le temps les erreurs en utilisant la commande **Undo**.

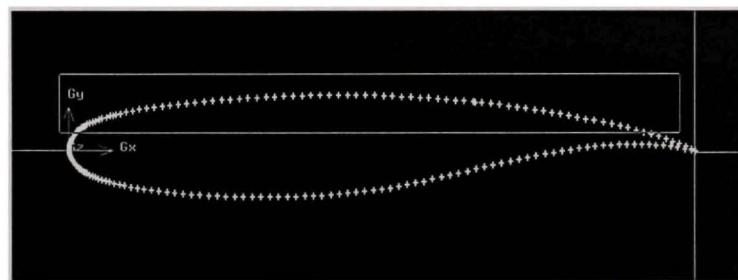


Figure 3.12 La construction de contour du profil par la sélection des lignes

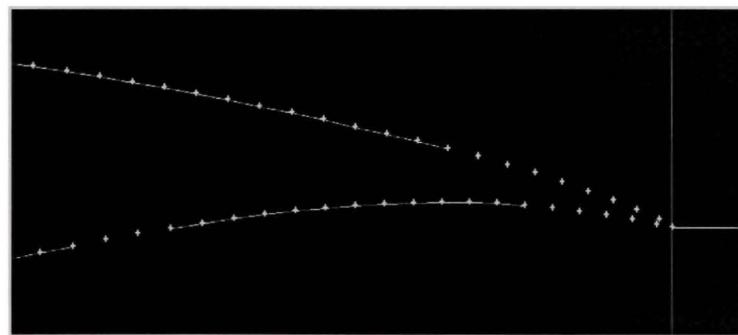


Figure 3.13 La construction de contour du profil. agrandissement (*zoom*) de la partie à travailler

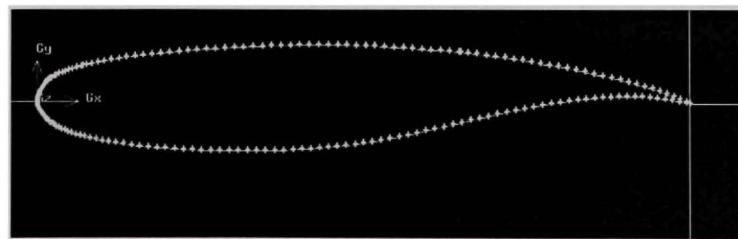


Figure 3.14 La construction de contour du profil. Les lignes jaunes sont construites

Il est important de savoir que plusieurs lignes superposées peuvent être construites par erreur et lorsque la commande **Apply** est utilisée, celle-ci ne fonctionne pas. Des messages sont aussi transmis dans la fenêtre **Transcript**, alors une ou plusieurs lignes doivent être effacées par la procédure suivante :

Cliquer sur le bouton **Connect / Disconnect Edges**  et dans GUI, sélectionner un petit rectangle sur la ligne que nous voulons vérifier (voir la figure 3.15). Quand nous relâchons le bouton de la souris, dans la nouvelle fenêtre **Connect Edges**, dans **Pick**, nous voyons la ligne (213 dans ce cas).

Lorsqu'on clique sur la flèche noire verticale de **Pick**, la fenêtre **Edge Ligne (Multiple)** s'ouvre (voir la figure 3.15) et deux lignes (edge 199 et edge 213) sont affichées. Pour effacer une ligne (edge 213), nous désélectionnons la ligne 199 et appuyons sur **Apply** pour effacer la ligne 213. Nous appuyons sur la touche **Close** pour fermer la fenêtre **Connect Edges**. Dans le cas où nous effectuons la vérification en sélectionnant la même ligne dans GUI nous trouvons une seule ligne (edge 199), car l'autre ligne a été effacée.

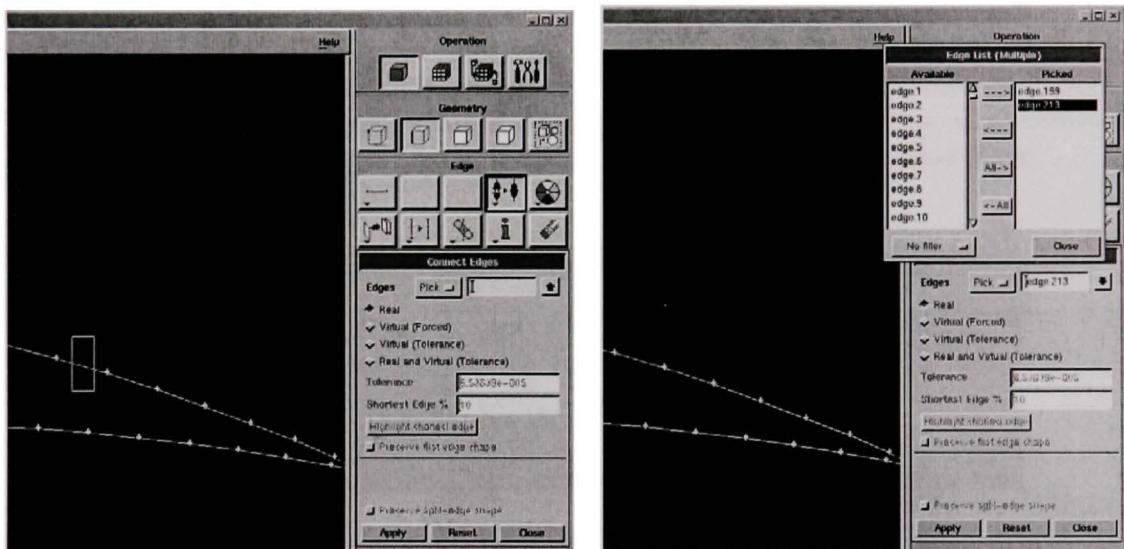


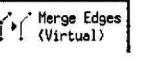
Figure 3.15 La méthode d'effacement des lignes

Si nous désirons effacer des points multiples, nous devons sélectionner le bouton **Vertex Command** , ensuite le bouton **Connect / Disconnect Vertices**  , sélectionner le point désiré et suivre une procédure similaire à celle indiquée ci-dessus.

### 3.2.5. Assembler les segments du profil

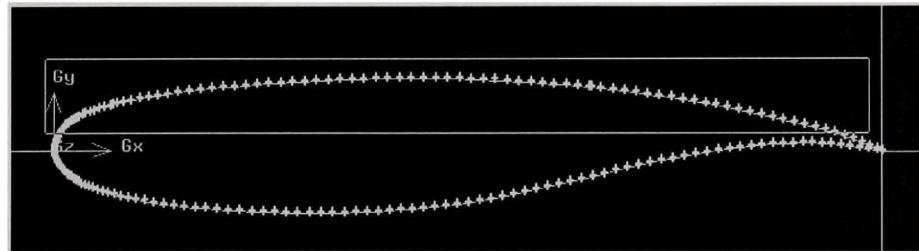
Maintenant, nous travaillons dans le système virtuel mentionné antérieurement.

Operation Toolpad > Geometry Command Button  > Edge Command Button  > Create Edge .

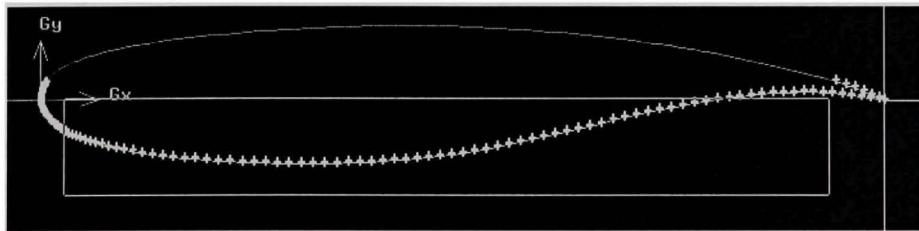
Avec le bouton droit de la souris, cliquer sur le bouton **Split / Merge Edges**  , et ensuite sur le bouton **Merge Edge (Virtual)**  .

La fenêtre **Merge Edge (Virtual)** s'ouvre et le petit bouton **Type Virtual (Forced)** est sélectionné. Revenir en **GUI**, effectuer un **zoom** et sélectionner une partie plus grande de l'extrados avec le bouton de la souris sans toucher le bord d'attaque et le bord de fuite (voir la figure 3.16 a). Relâcher la souris et la partie sélectionnée devient rouge. Cliquer sur **Apply**. La partie rouge devient marron et mince. Répéter la même opération pour l'intrados (voir la figure 3.16 b).

Il faut faire attention pour ne pas sélectionner des régions incluant des lignes (marron) déjà construites (voir la figure 3.17 a). La commande **Reset** peut être appliquée pour revenir à l'état antérieur, lorsque les lignes sont encore rouges. Agrandir des parties de l'image, sélectionner et construire des lignes, ensuite fermer le profil au bord d'attaque et au bord de fuite en sélectionnant des lignes deux à deux, peu importe l'ordre de la construction des lignes. Il est possible de corriger en tout le temps les erreurs par la commande **Undo**.



a



b

Figure 3.16 Modalités correctes de l'assemblage des segments du profil

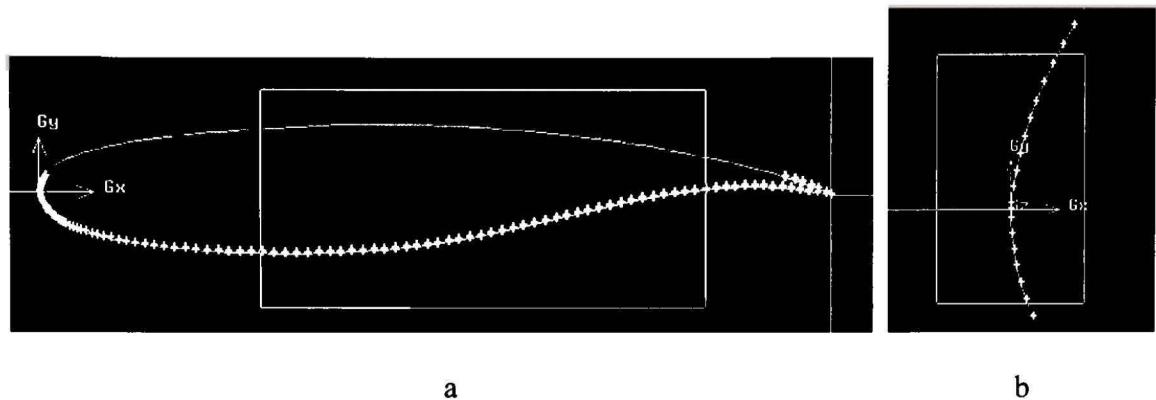


Figure 3.17 Modalités incorrectes de l’assemblage des segments du profil

Les deux figures ci-dessus (3.17 a et 3.17 b) représentent des modalités erronées de sélection pour l’assemblage des lignes. Dans la figure 3.17 b représentant le bord d’attaque agrandi, il n’est pas permis de sélectionner trois (3) lignes à la fois (extrados, intrados et la ligne jaune horizontale).

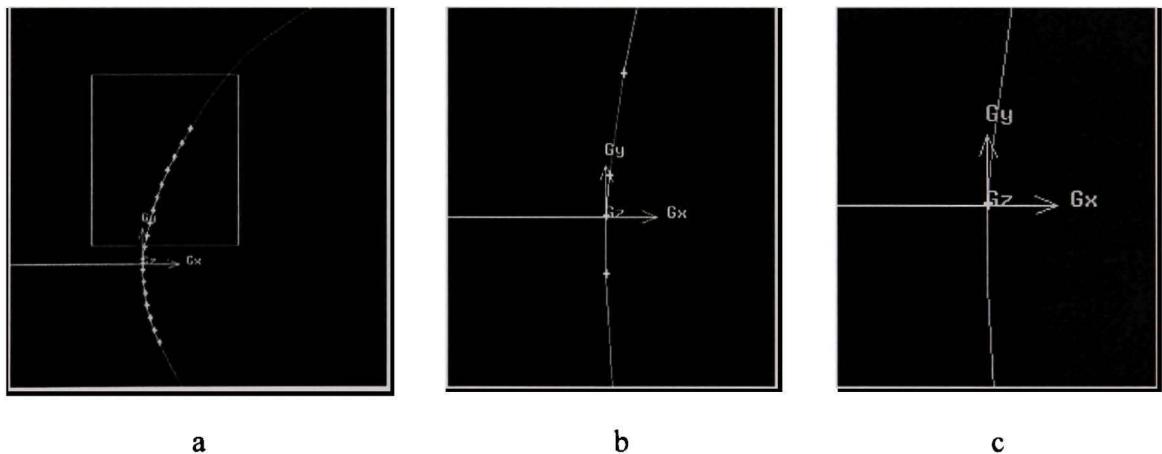


Figure 3.18 Modalités correctes pour l’assemblage des segments du profil

Les trois figures ci-dessus (3.18 a, 3.18 b et 3.18 c) représentent les modalités correctes de sélection pour l’assemblage des segments du profil. Dans le but de fermer le profil, nous devons sélectionner les lignes deux à deux. Cliquer sur la ligne marron (elle devient rouge) et puis cliquer sur la ligne jaune adjacente (qui devient aussi rouge).

La ligne qui était marron (rouge maintenant) devient indigo. Pour assembler les deux lignes sélectionnées, cliquer sur **Apply**. Fermer le profil au bord de fuite pour qu’il devienne marron en totalité (voir la figure 3.19).

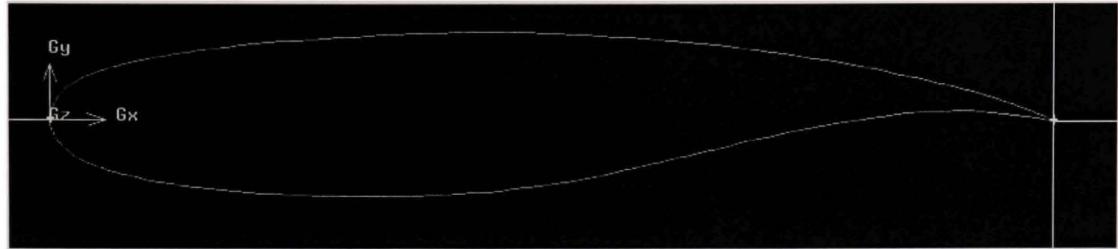
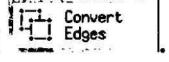


Figure 3.19 L'assemblage des lignes du profil

Pour continuer l'assemblage des lignes du profil, cliquer à droite avec le bouton droit de la souris, cliquer sur le bouton **Smooth Real Edge**  et cliquer sur le bouton **Convert Non-real Edge to Real** .

La fenêtre **Convert Edges (Nonreal to Real)** s'ouvre. Dans **GUI**, cliquer sur l'extrados qui devienne rouge et sur **Apply**. L'extrados devient jaune. Répéter l'opération pour l'intrados pour qu'il devienne aussi jaune. Le profil est alors assemblé.

### 3.2.6. Diviser les lignes du profil

Les lignes du profil et de l'arc de cercle sont divisées comme dans la figure 3.20, où l'échelle du profil est spécialement agrandie pour que les dimensions puissent être visibles.

Les rapports de divisions présentés sont recommandés, mais peuvent être modifiés par chaque utilisateur en fonction de la forme spécifique du profil analysé. Les rapports de divisions doivent être choisis ainsi qu'ils produisent des lignes de mailles orthogonales.

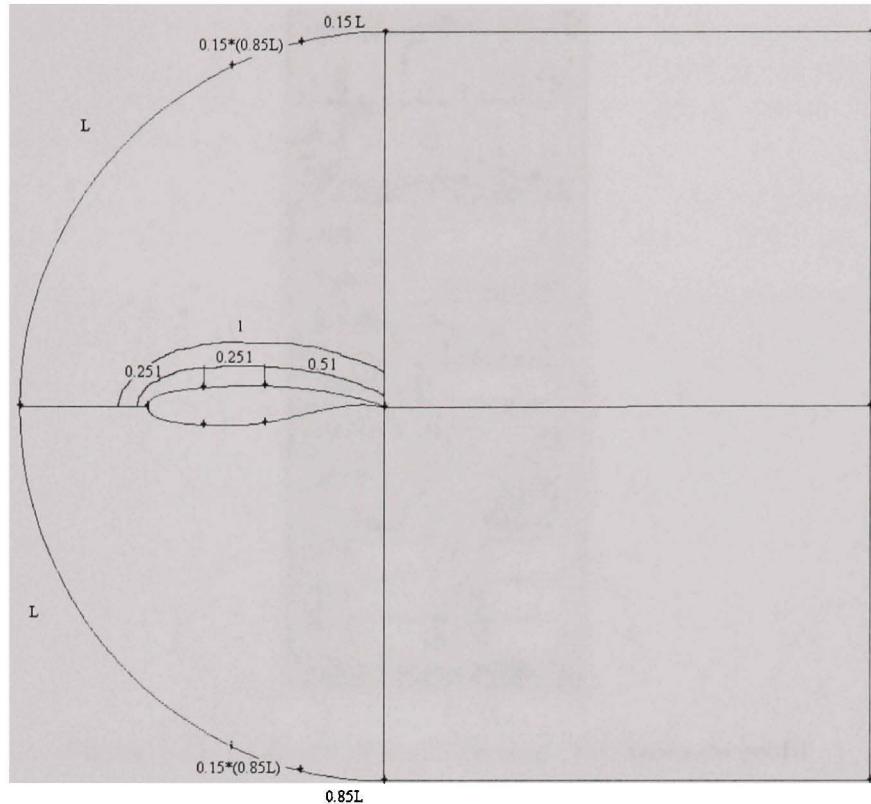
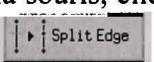


Figure 3.20 Les rapports de divisions pour les lignes du profil et du domaine

L'extrados et l'intrados sont divisés séparément. Premièrement, l'extrados est divisé en deux parties égales et ensuite, la moitié contenant le bord d'attaque est divisée en deux parties égales (voir la figure 3.20).

Avec le bouton droit de la souris, cliquer sur le bouton **Split / Merge Edges**  et cliquer sur le bouton **Split Edge** .

La fenêtre **Split Edge** s'ouvre (voir la figure 3.21). Dans **GUI**, cliquer sur l'extrados qui devienne rouge. Dans la petite fenêtre **U value**, une valeur arbitraire est automatiquement inscrite correspondante au point sélectionné arbitrairement lorsque nous cliquons dans un point quelconque sur la ligne. Inscrire la valeur 0.5 dans la fenêtre. Appuyer sur le bouton **Enter** pour visualiser la position du point de division sur la ligne de l'extrados. Cliquer **Apply**. La ligne devient jaune et le point est placé au milieu de l'extrados. Cliquer sur la moitié de l'extrados qui contienne le bord d'attaque. Inscrire la valeur 0.5 dans la fenêtre. Appuyer sur la touche **Enter** pour visualiser le point (voir la figure 3.22).

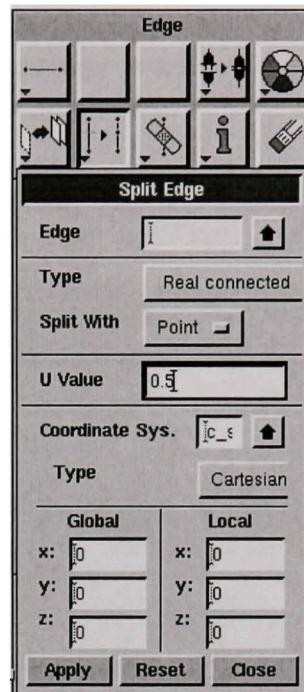


Figure 3.21 La fenêtre pour la division des lignes du profil

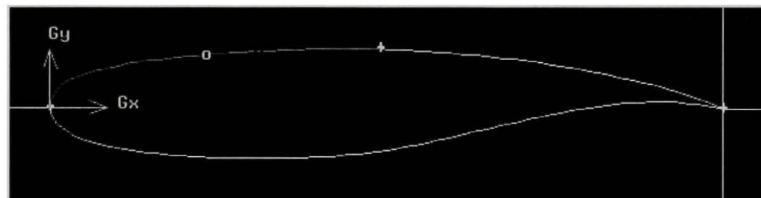


Figure 3.22 La division des lignes du profil, visualisation de la position.

Cliquer sur le bouton **Apply**. La ligne devient jaune et le point est placé au milieu de la ligne divisée. Répéter l'opération pour l'intrados. Le profil est divisé (voir la figure 3.2.6.4).

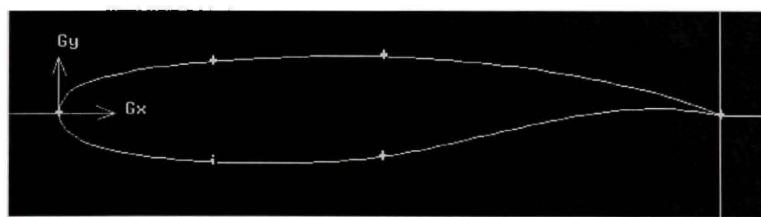


Figure 3.23 La division finie des lignes du profil.

Le grand arc est divisé en suivant la même procédure. Les taux de division sont de 0.15 et 0.15 pour la partie supérieure de l'arc. L'arc inférieur est divisé dans des rapports de 0.85 et 0.85 (voir la figure 3.20). Il est possible qu'en fonction de l'ordre dans lequel les points sont

sélectionnés au moment où les arcs sont construits, les taux de divisions soient inversés. Alors, pour l'arc supérieur, nous utilisons le taux de 0.85, pendant que le taux de 0.15 est choisi pour l'arc inférieur. En conclusion, nous devons combiner les valeurs des taux pour obtenir les divisions des arcs comme dans la figure 3.24.

Cliquer sur le bouton **Create Edge** , agrandir l'image dans **GUI**, sélectionner les points deux à deux et tracer les lignes entre le profil et l'arc comme dans la figure 3.24.

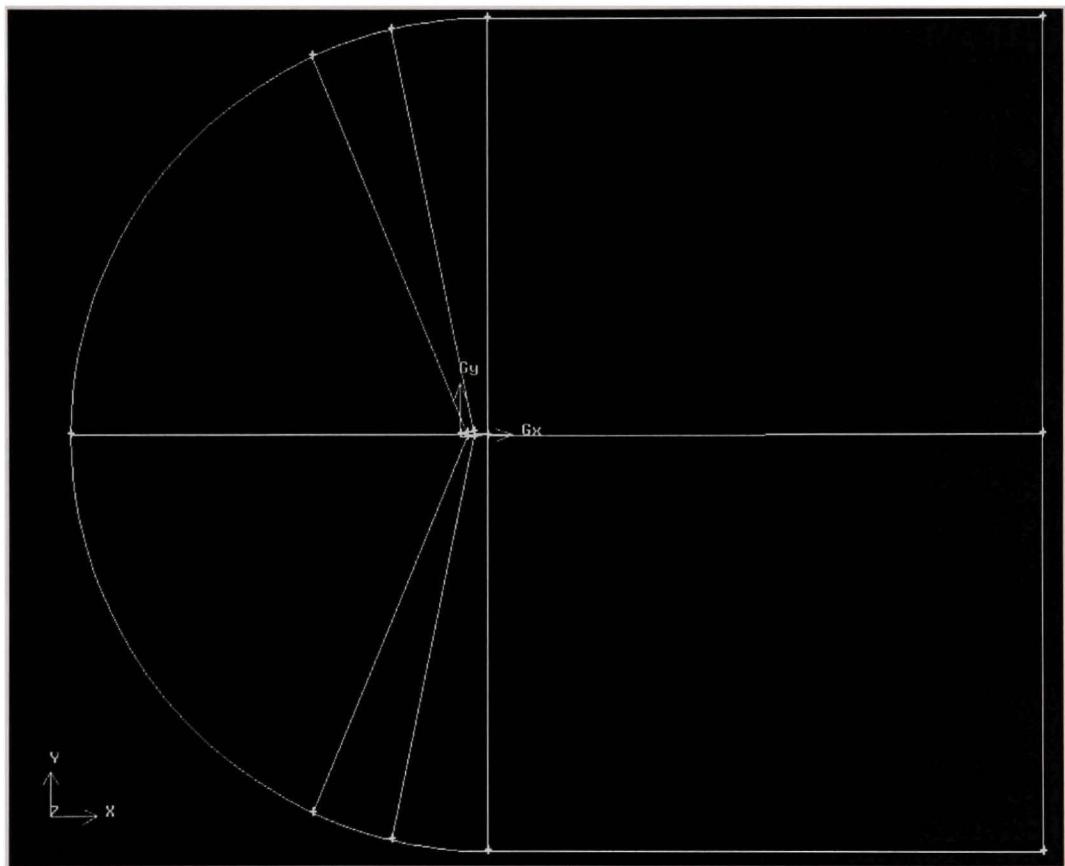


Figure 3.24 La division finie des lignes du profil et des arcs de cercle.

### 3.2.7. La création des surfaces

Operation Toolpad > Face Command Button  > Form Face Button 

La fenêtre **Create Face from Wireframe** s'ouvre. Dans **GUI**, sélectionner les lignes qui composent chaque surface; l'ordre de sélection de ces lignes n'est pas importante. Agrandir l'image dans le but de sélectionner les lignes du profil. Cliquer sur chaque ligne qui devient rouge et ensuite cliquer sur **Apply**. Les lignes composantes de chaque surface deviennent bleues. Nous obtenons huit (8) surfaces dans notre cas. Lorsque toutes les lignes deviennent bleues, les surfaces sont créées et la géométrie est finalisée (voir la figure 3.26).

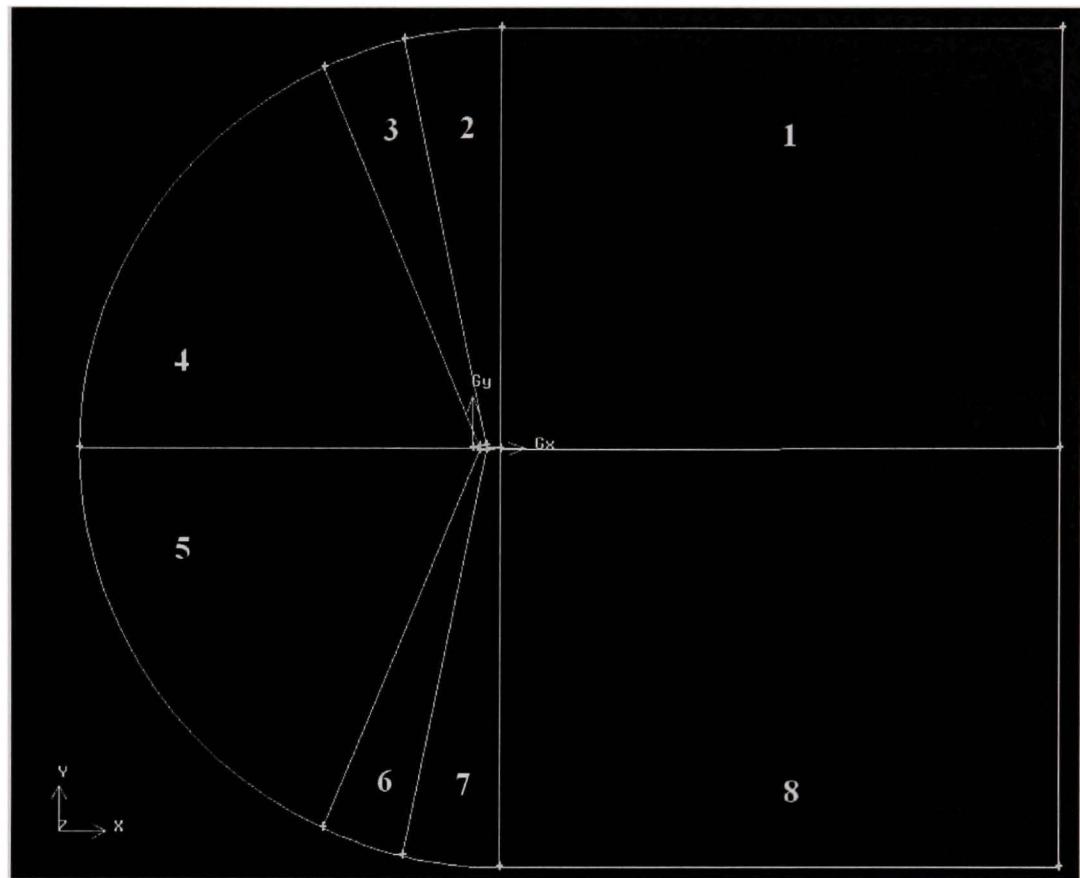


Figure 3.26 La création des surfaces

### 3.3 Le maillage

Les dimensions de la limite lointaine sont présentées dans la figure 3.27 ainsi que les coordonnées des points importantes dont leurs valeurs sont inscrites entre des parenthèses rondes. La corde du profil unitaire est représentée agrandie pour une meilleure visibilité.

Les valeurs inscrites entre des parenthèses droites représentent les nombres des points de maillage qui doivent être placés sur chaque ligne ainsi que les taux d'espacement recommandés. Ces valeurs sont spécifiques pour ce profil, donc il n'existe aucune raison pour qu'elles soient utilisées pour n'importe quel profil. L'utilisateur peut se guider après ces valeurs.

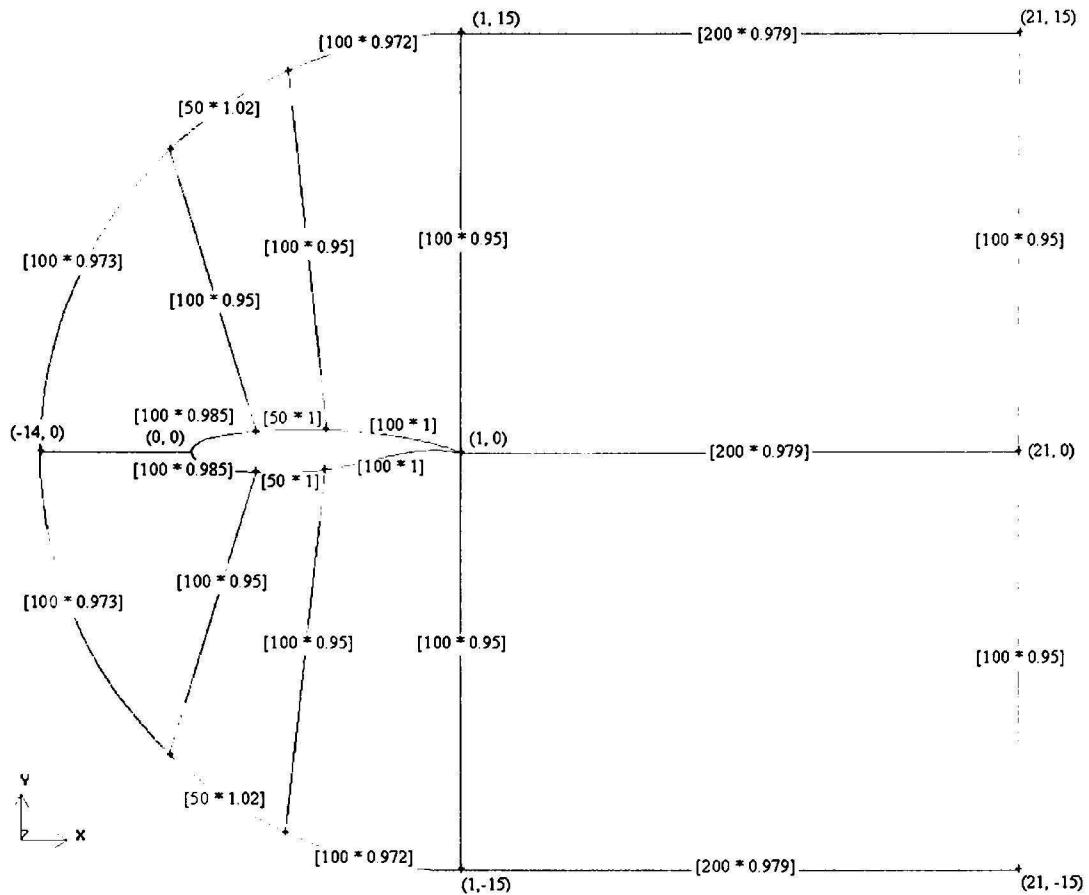


Figure 3.27 Les dimensions du maillage et les nombres des points de discréétisation

### 3.3.1 Le maillage du profil

Le profil est premièrement maillé.

Operation Toolpad > Mesh Command Button  > Edge Command Button  > Mesh Edges 

La fenêtre **Mesh Edges** s'ouvre. Agrandir le profil et débuter avec l'extrados (qui a été divisée en 3 lignes). Cliquer premièrement sur la ligne du profil qui contienne le bord de fuite (voir la figure 3.28) qui devienne rouge. La flèche rouge indique la direction vers laquelle les points du maillage convergent lorsque le taux de distribution des points  $R$  (Ratio) est plus petit que l'unité (voir les figures 3.28 et 3.29) ; cette flèche indique aussi la direction vers laquelle les points divergent quand  $R$  est plus grand que l'unité. Dans le but de changer la direction de la flèche, dans **GUI**, nous mettons le curseur sur la ligne qui contient la flèche et nous devons cliquer sur la mulette (le bouton central) de la souris.

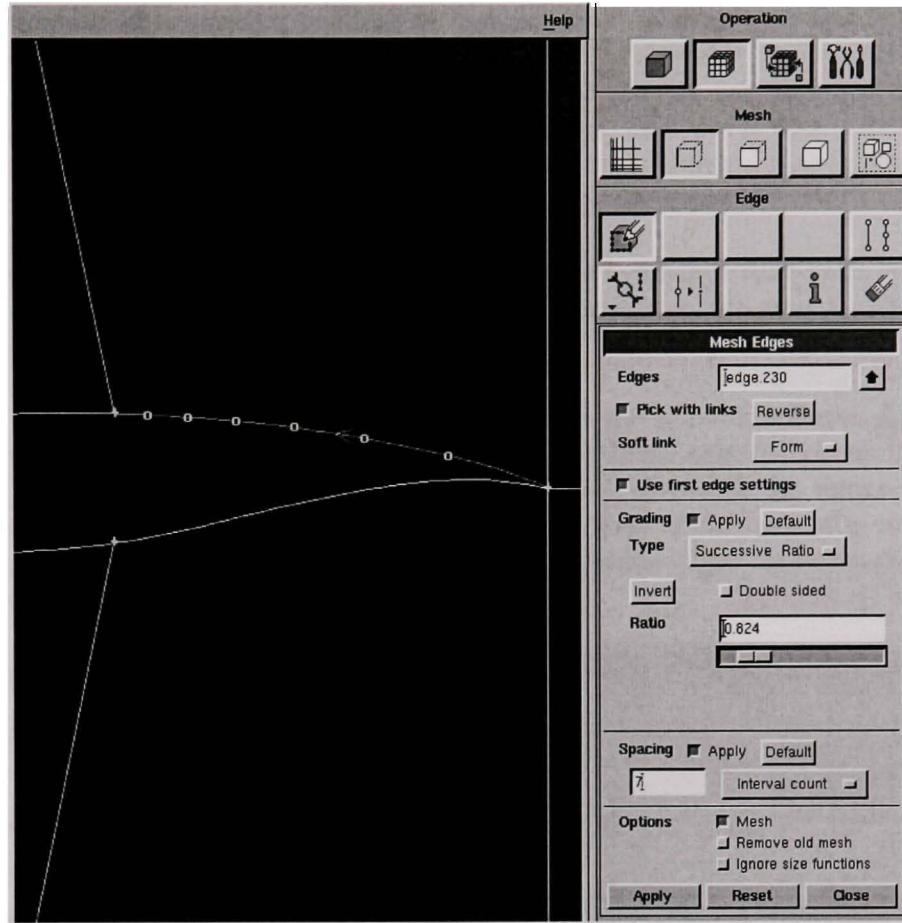


Figure 3.28 Le maillage du profil

Le taux de distribution des points  $R$  est défini comme suit :

$$R = l_{n+1} / l_n = \text{Constant} \quad (3.3.1.1)$$

et représente le rapport entre les longueurs des lignes ( $l$ ) comprises entre deux points de maillage successifs (voir la figure 3.3.1.2).

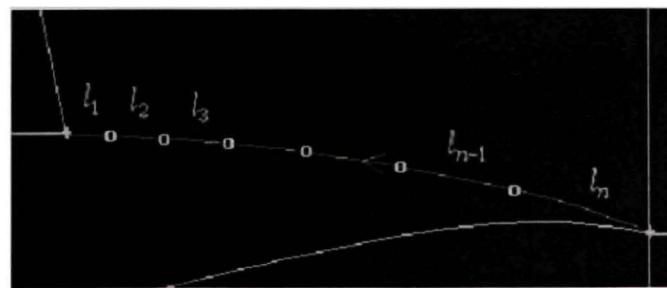


Figure 3.29 Le taux de distribution des points du maillage

Dans cet exemple, pour montrer le choix de la distribution de points sur une ligne du profil, nous posons dans la fenêtre **Spacing** (voir la figure 3.28) un nombre de 7 points avec le taux de 0.824 (dans la fenêtre **Ratio**). Sélectionner **Interval Count**, pas **Interval Size**, dans la fenêtre placée à droite de **Spacing** et utiliser des taux plus petits que 1.2. En revenant maintenant à notre exemple, le nombre des points et les taux indiqués dans la figure 3.28 sont plus ou moins respectés, pour le but d'obtenir un maillage homogène.

Cliquer sur la ligne de l'extrados du profil qui contienne le bord de fuite (voir la figure 3.29) qui devient rouge. Dans la fenêtre **Mesh Edges**, sélectionner **Interval Count** et dans la fenêtre **Spacing** inscrire 100 points.

Introduire la valeur 1 dans la fenêtre **Ratio** et appuyer sur le bouton **Enter**. Les lignes en rouges sont discrétisées temporairement, les points du maillage sont colorés en blanc, cliquer sur **Apply** pour que la distribution devienne permanente, et ensuite les lignes et les points deviennent bleus. Répéter l'opération pour la ligne adjacente de l'extrados en considérant 50 points et un taux égal à 1: **Enter** et **Apply**. Sur la troisième ligne de l'extrados considérer 100 points et le taux de 1 (figure 3.30 a).

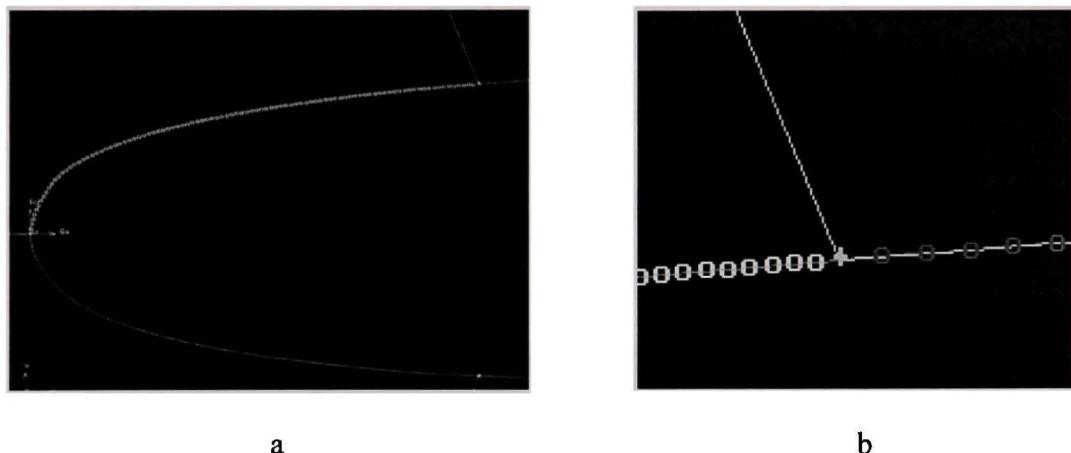


Figure 3.30 La distribution aléatoire des points de maillage sur les lignes du profil, image normale (a) et agrandie (b)

Dans l'image agrandie de la jonction entre les deux lignes adjacentes, les points du maillage ne sont pas également espacés par rapport au point de la jonction (voir la figure 3.30 b). Nous inscrivons directement la valeur du taux dans la fenêtre **Ratio** dans laquelle nous actionnons le curseur qui se trouve en dessous de cette fenêtre pour modifier la distribution des points. Un nouveau taux est affiché au moment dans lequel la distribution désirée est choisie. Ce taux s'ajuste en modifiant directement les décimales dans la fenêtre **Ratio**. Nous affichons une valeur de 1.016 en agissant le curseur du **Ratio**. La direction de la flèche est dirigée vers le bord de fuite et indique le fait que les points de maillage divergent vers le bord de fuite, le taux étant plus grand que 1.00 – défini par l'équation (3.28). Si nous inversons le sens de la flèche (en cliquant sur le bouton), nous appuyons aussi sur le bouton **Invert** pour inverser la valeur du taux (nous obtenons 0.9842 = l'inverse de 1.016).

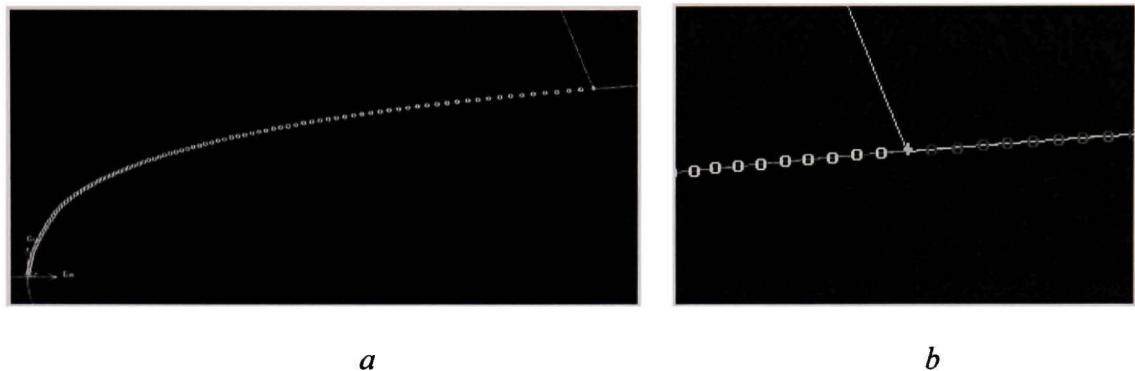


Figure 3.31 La distribution corrigée des points de maillage sur les lignes du profil, image normale (a) et agrandie (b).

Les points sont maintenant également espacés par rapport au point de jonction et sont serrés vers le bord d'attaque (voir les figures 3.31 a et 3.31 b). Dans le cas où nous désirons modifier la distribution des points du maillage suite à l'application de la commande **Apply**, cliquer sur la ligne. Les points affichés seront colorés en jaune sur la ligne rouge et nous apportons des modifications sur le nombre de points ou sur leur taux de distribution – défini dans l'équation (3.3.1.1).

Il est possible d'obtenir la convergence ou la divergence de points de distribution simultanément vers deux directions. Dans ce cas, nous utilisons un taux double de distribution **Double Sided** et deux valeurs pour les taux (*Ratio 1* et *Ratio 2*). Ces valeurs peuvent être égales (0.872 et 0.872) - voir la figure 3.32 ou différentes (1.208 et 1.112) - voir la figure 3.33.

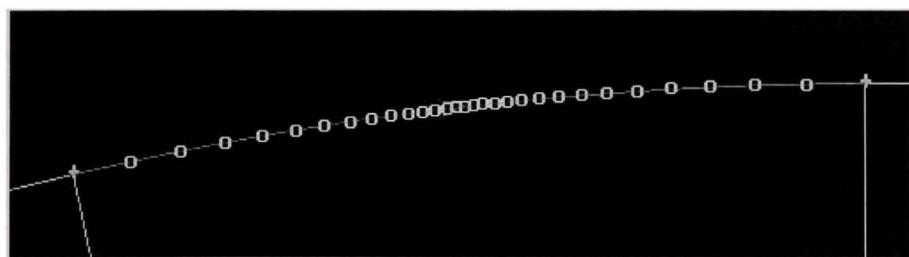


Figure 3.32 Des valeurs égales pour le taux de distribution double

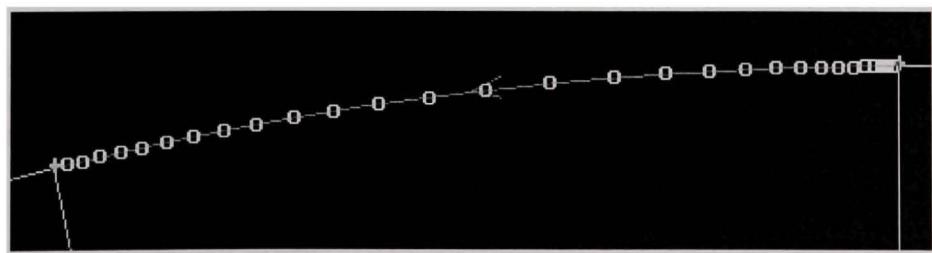


Figure 3.33 Des valeurs différentes pour le taux double de distribution

Le maillage des lignes de l'intrados est effectué par la même procédure que celle suivie pour l'extrados.

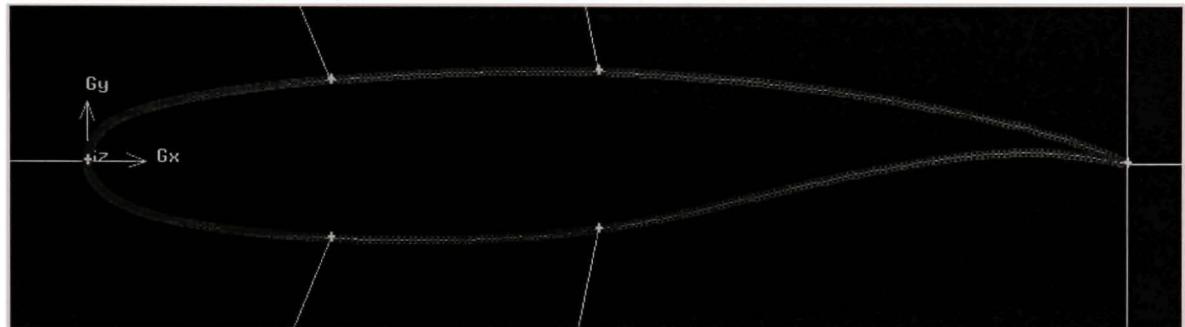


Figure 3.34 Le maillage de points sur les lignes du profil (fini)

Une fois que les points sont situés sur le profil, nous débutons la réalisation du maillage de cercle extérieur à partir de l'arc du cercle correspondant à la première ligne construite, celle de l'extrados et qui contienne le bord de fuite. L'arc de cercle est parcouru dans la même direction dans laquelle nous parcourons le profil. Le nombre des points de distribution placés sur chaque arc de cercle est le même que le nombre des points de distributions placés sur chaque ligne correspondante du profil. En cas contraire, nous obtenons un maillage entièrement non régulier.

Pour que la distribution des trois lignes horizontales de l'aval du profil se fasse simultanément, nous devons établir la même direction (vers l'amont ou vers l'aval de l'écoulement) pour les trois flèches rouges correspondantes à chaque ligne. Cela nous permet d'utiliser le même taux de distribution.

Cliquer conséutivement sur les trois lignes et établir la même direction de la flèche (cliquer sur la mulette). Introduire le nombre de points et le taux de distribution pour assurer une distribution continue pour les jonctions avec les arcs de cercles et avec le profil. Lorsque nous actionnons les boutons **Enter** ou **Apply** la distribution de points est réalisée sur les trois lignes en même temps. Modifier les taux des différentes lignes jusqu'à ce que la distribution désirée soit obtenue.

### 3.3.2 La construction de la couche limite

Il est recommandé de bâtir la couche limite avant de continuer à mailler les lignes radiales, car la couche limite offre les taux de distribution de points pour ces lignes et en plus elle établit une bonne orthogonalité et régularité de mailles.

Operation Toolpad > Mesh Command Button  > Boundary Layer Command Button  > Create Boundary Layer .

La fenêtre **Create Boundary Layer** s'ouvre (voir la figure 3.35). Dans la fenêtre **First Row** inscrire la valeur 0.001 pour la première maille. Le nombre recommandé pour les cellules de la fenêtre **Rows** est d'environ 15 à 25, alors nous choisissons **18**. Les autres valeurs peuvent rester par défaut pour l'instant.

Agrandir l'image du profil dans **GUI**. Cliquer successivement sur chaque ligne de l'extrados et de l'intrados du profil. Cliquer, en touchant avec la partie inférieure du curseur rhombe la ligne horizontale partant du bord de fuite et, cliquer à nouveau, en touchant avec la partie supérieure du curseur rhombe la même ligne horizontale pour prolonger la couche limite en aval du profil.

La couche limite temporaire est désignée en orange sur chaque ligne (voir la figure 3.35). La flèche rouge doit avoir la direction vers l'extérieur du profil pour chaque ligne qui a été sélectionnée. Cliquer sur la mulette de la souris pour inverser la direction de la flèche pour les lignes qui ont la flèche orientée vers l'intérieur.

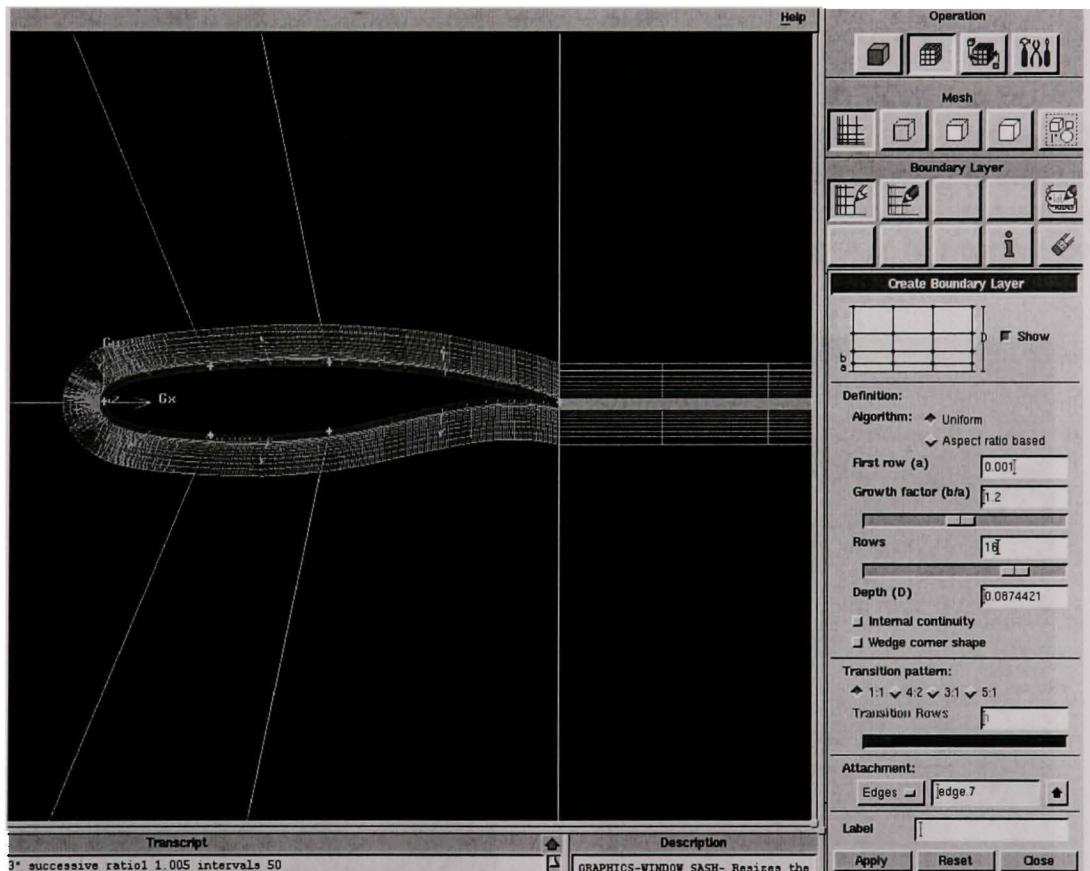


Figure 3.35 La fenêtre **Create Boundary Layer** pour la création de la couche limite temporaire

Cliquer sur **Apply**. La couche limite devient permanente et blanche (voir la figure 3.36).

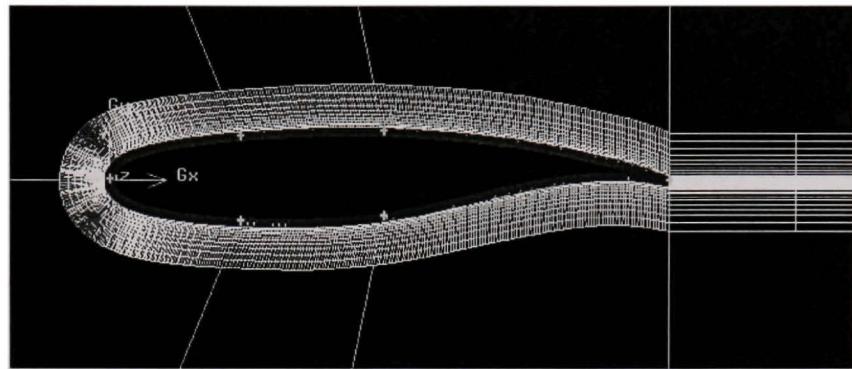


Figure 3.36 La couche limite permanente

Fermer (**Close**) la fenêtre **Create Boundary Layer** et revenir au menu **Mesh Edges**.

Cliquer sur toutes les lignes radiales et sélectionner la même direction de la flèche rouge pour toutes les lignes (par exemple vers l'extérieur du profil). Les lignes deviennent rouges et un nombre arbitraire des points est placé sur chaque ligne radiale.

Sélectionner **Interval Count** et mettre 100 points dans **Spacing**. Appuyer sur **Enter**. Les points sont placés sur les lignes sélectionnées. Agrandir l'image et appuyer sur le curseur de la fenêtre **Ratio**. Arranger les points à l'aide de ce curseur ou inscrire directement des valeurs dans la fenêtre **Ratio**. Nous devons établir une distribution continue à la frontière de la couche limite avec un taux constant (voir la figure 3.37).

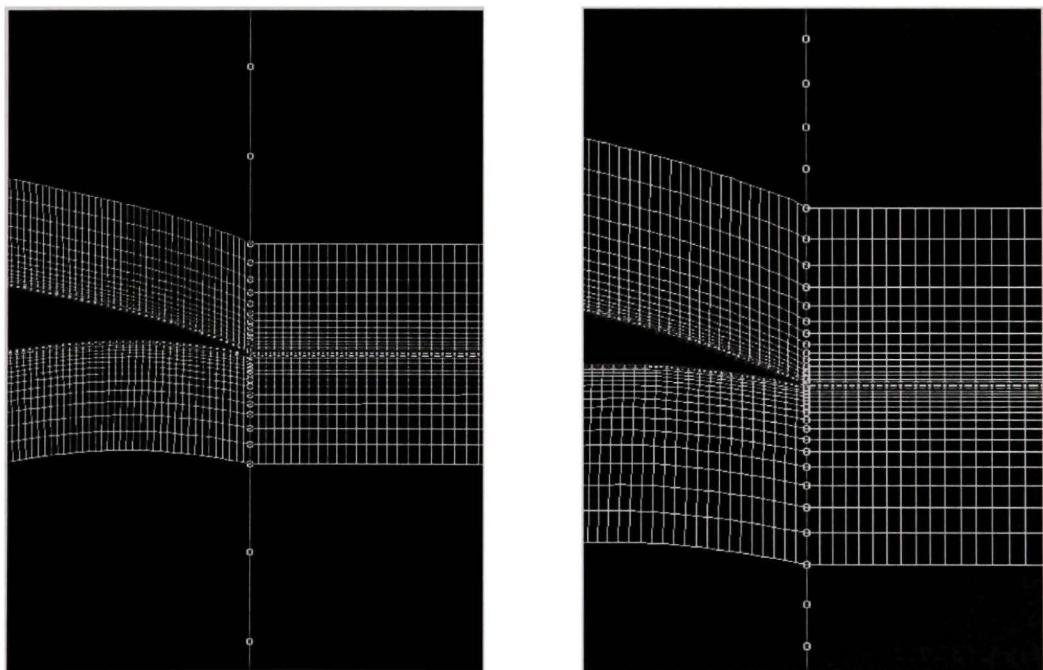


Figure 3.37 Détails de la distribution de points sur les lignes radiales

Cliquer sur **Apply** ou sur le bouton droit de la souris pour que les points deviennent permanents. Si nous désirons modifier à nouveau le taux de distribution de points, il faudrait cliquer sur la ligne que nous voulons modifier. Toutes les lignes radiales seront modifiées en même temps. Les points sont colorés en jaune et le taux peut être modifié. Maintenant, nous devons effacer la couche limite qui a été utile seulement pour la construction du maillage du domaine situé à proximité du profil.

Revenir dans le menu **Mesh, Boundary Layer**, cliquer sur le bouton **Delete Boundary Layer** . Agrandir l'image dans GUI et cliquer sur une ligne du profil. La couche limite devient rouge (voir la figure 3.38).

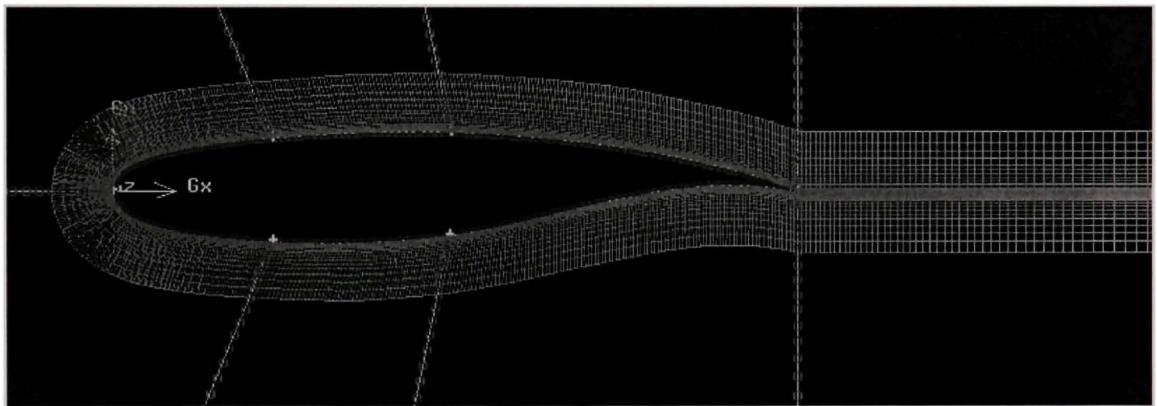


Figure 3.38 La couche limite en rouge préparée pour être effacée

**Cliquer sur Apply.** La couche limite est effacée. Le maillage des lignes est fini. Fermer (**Close**) la fenêtre et revenir dans le menu Mesh.

### 3.3.3 Le maillage des surfaces

Opération Toolpad > Mesh Command Button  > Faces Command Button  > Mesh Faces .

La fenêtre **Mesh Faces** s'ouvre. Sélectionner **Elements Quad, Type Map, Smoother None**. La fenêtre **Spacing** n'a plus aucune importance. Sélectionner chaque surface en cliquant sur une ligne qui lui appartient. Les lignes composant la surface sélectionnée deviennent rouges (voir la figure 3.39).

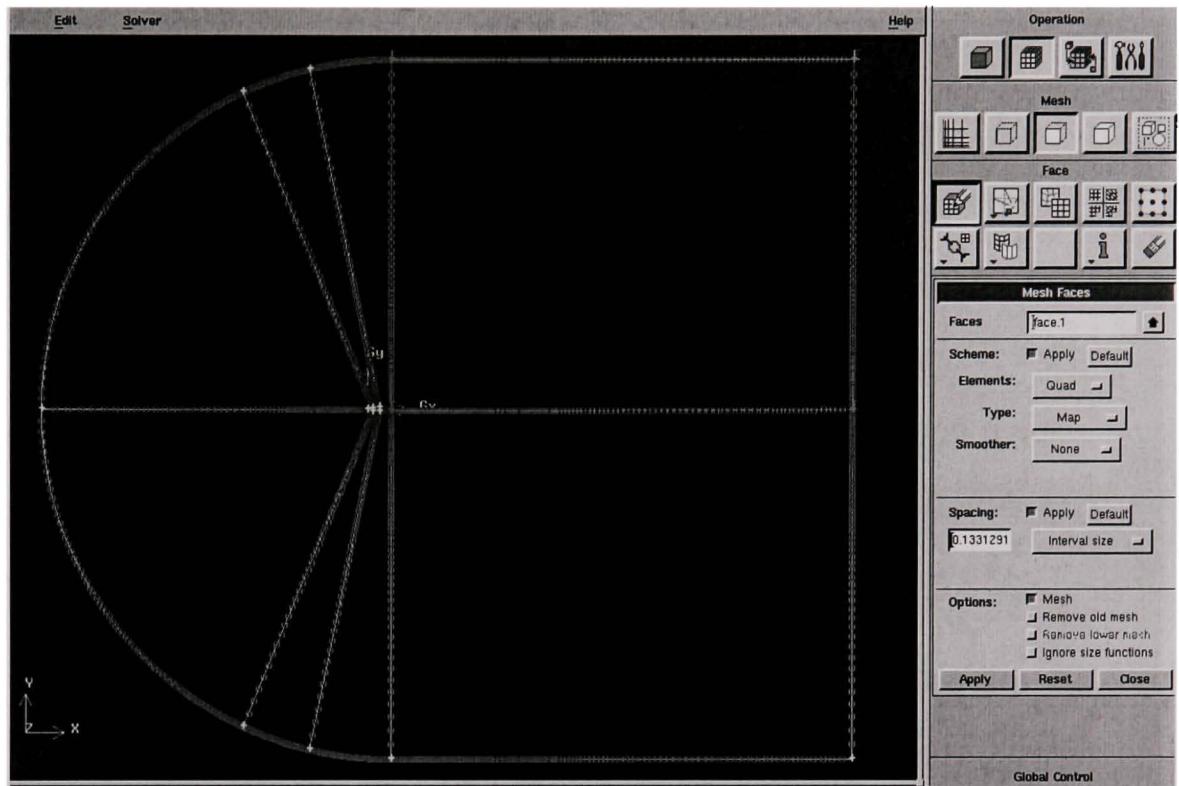


Figure 3.39 La sélection des surfaces à mailler

Cliquer sur **Apply**. La surface sélectionnée est maillée (voir la figure 3.40).

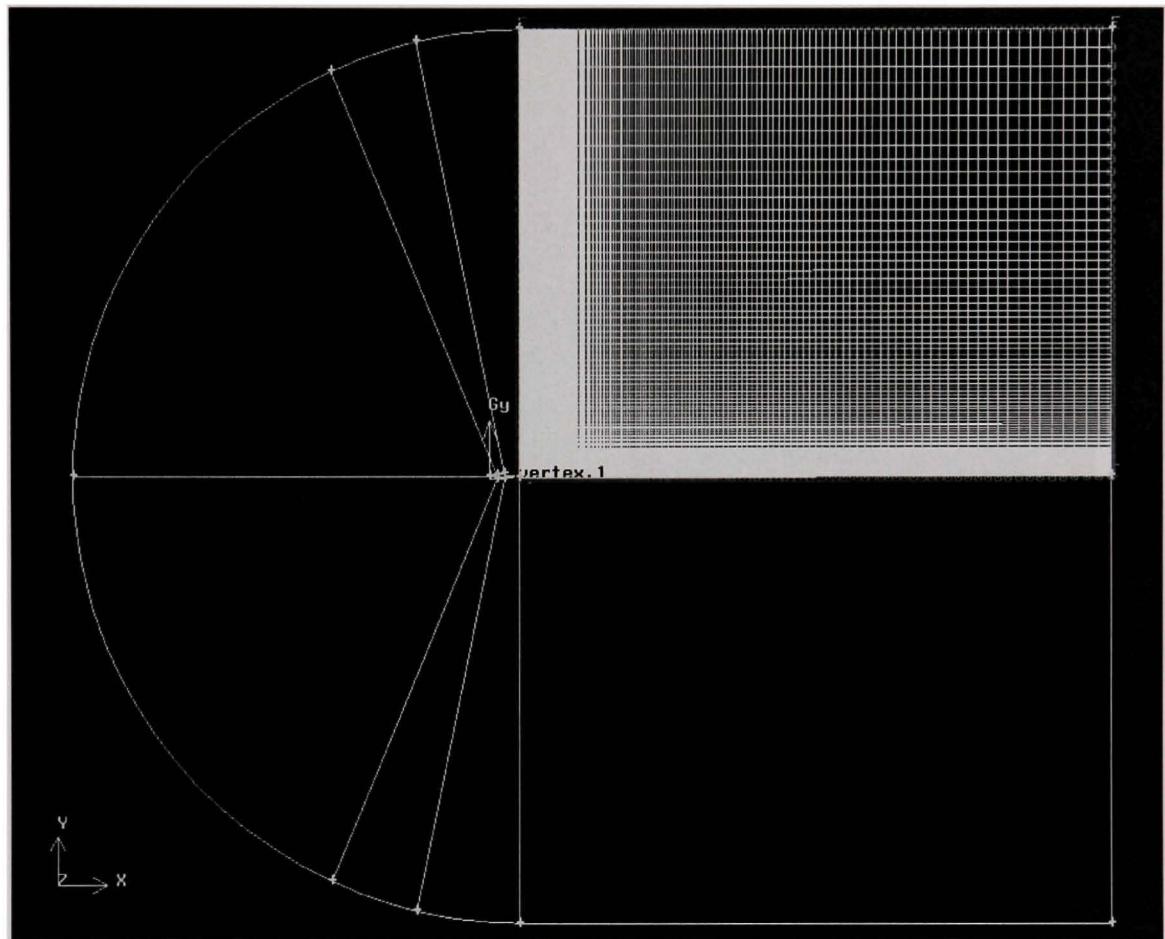


Figure 3.40 Surface maillée

Sélectionner toutes les surfaces de la même manière et ensuite cliquer sur **Apply**. On peut sélectionner ainsi tout le domaine de calcul avec le curseur de la souris. Lorsque toutes les lignes définissant les surfaces sont rouges, cliquer sur le bouton **Apply** pour finaliser le **maillage**.

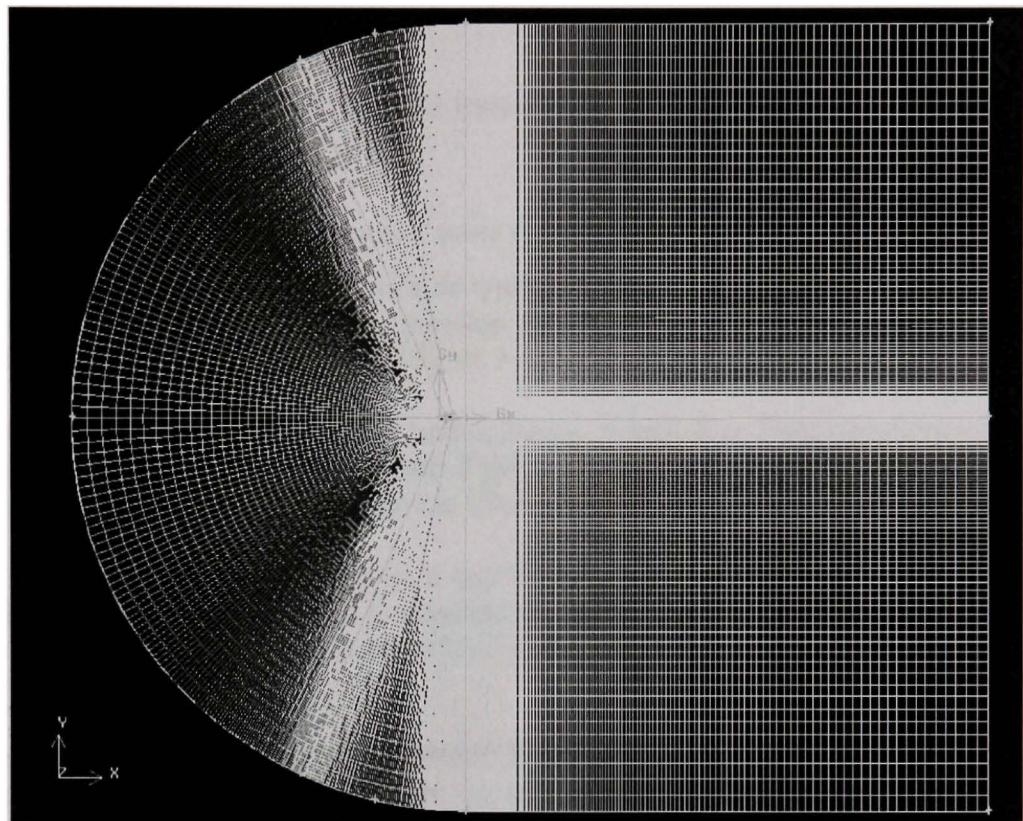


Figure 3.41 Le maillage en C du domaine de calcul (fini)

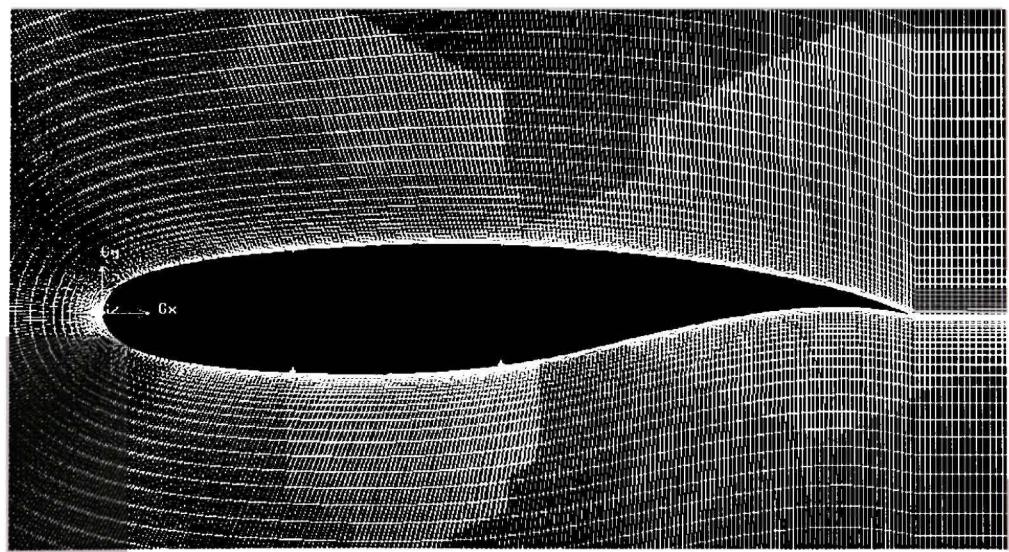


Figure 3.42 Image agrandie du maillage en C du domaine de calcul (fini)

### 3.4 Conditions à la limite

Opération Toolpad > Zones Command Button  > Specify Boundary Types Command Button 

La fenêtre **Specify Boundary Types** s'ouvre (voir la figure 3.43).

Nous posons des conditions à la limite de type paroi (*Wall*) sur toutes les 6 lignes du profil et des conditions à la limite de type pression lointaine (*Far Field*) sur toutes les 10 lignes définissant la limite lointaine (voir la figure 3.43).

Sélectionner le bouton **Add**. Dans la fenêtre **Name**, inscrire **Far Field** (frontière lointaine) ou une autre étiquette. À l'aide du bouton **Type**, sélectionner **Pressure Far Field**. Dans GUI, cliquer sur toutes les lignes définissant la frontière lointaine (10 dans ce cas).

Ces 10 lignes sont composées par les 6 arcs de cercle (qui constituent le grand demi-cercle) définissant l'entrée de l'air dans le domaine du calcul, les 2 lignes droites horizontales qui limitent le domaine en haut et en bas et les 2 lignes verticales qui définissent la sortie de l'air de notre domaine de calcul.

La fenêtre **Edges** affiche temporairement le numéro associé à chaque ligne. Les lignes deviennent rouges. En cliquant **Apply** ou le bouton droit de la souris, les lignes rouges deviennent bleues: **Name (Far Field)** et **Type (Pressure Far Field)** sont indiqués dans la grande fenêtre (voir la figure 3.43).

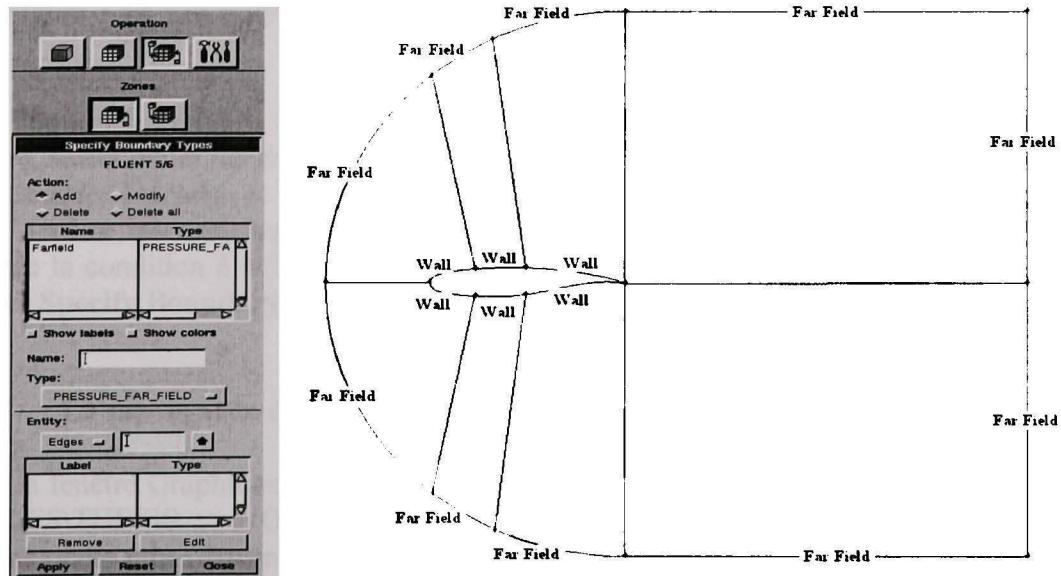


Figure 3.43 La fenêtre **Specify Boundary Types** et les représentations des conditions à la limite pour les zones considérées

Dans **GUI**, agrandir le profil et sélectionner les 3 lignes de l'extrados. Dans la fenêtre **Name**, inscrire le nom **Extrados** et à l'aide du bouton **Type** sélectionner la condition à la paroi (**Wall**). Cliquer sur **Apply** pour valider le choix. Répéter les mêmes opérations pour l'intrados, mais inscrire le nom **Intrados** et poser les mêmes conditions à la limite de type **Wall**. Cliquer sur **Apply** ou sur le bouton droit de la souris, ainsi les lignes rouges deviennent bleues. Indiquer **Name** (extrados, respectivement intrados) et **Type** (**Wall**) dans la grande fenêtre (voir la figure 3.44 a).

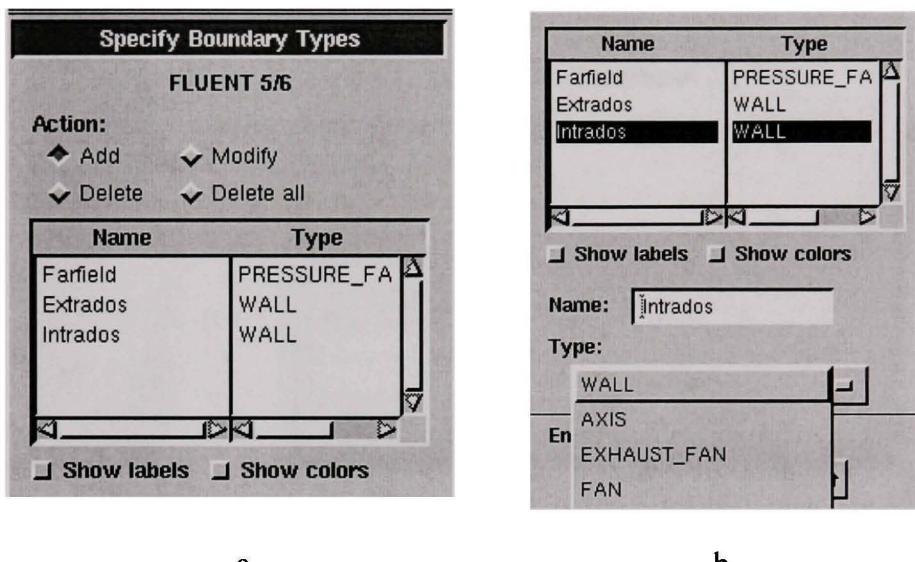


Figure 3.44 Les fenêtres pour la spécification des zones et des conditions à la limite

Pour corriger les erreurs, sélectionner le bouton **Modify** (ou **Delete**), ensuite dans la grande fenêtre, sélectionner les zones et conditions désirées (voir la figure 3.44 b dans laquelle sont sélectionnées **Intrados** et **Wall** pour montrer ce cas). Modifier le nom ou/et le type. Dans la petite fenêtre inscrire directement le nouveau nom et à l'aide du bouton **Type** modifier le type de la condition à la limite. Ensuite appuyer sur **Apply**. Cliquer **Close** pour quitter la fenêtre **Specify Boundary Types**. Les conditions à la limite sont posées.

### 3.5 La sauvegarde du maillage

Dans la fenêtre **Graphique GUI**, cliquer sur **File > Save As > Browse** > C:\LAUR\PROJET THALES\THESIS\WORK\Simulations\OPTIM\Xfoil-Fluent\Profils\Optim\Optim1\demo.mhs (dans notre cas).

Cliquer sur **Accept** et ensuite cliquer à nouveau sur **Accept** dans la nouvelle fenêtre qui s'est ouverte pour sauvegarder le profil. Le fichier sauvegardé doit avoir l'extension **.msh**, dans ce cas ce son appellation est **demo.msh** (voir la figure 3.45).

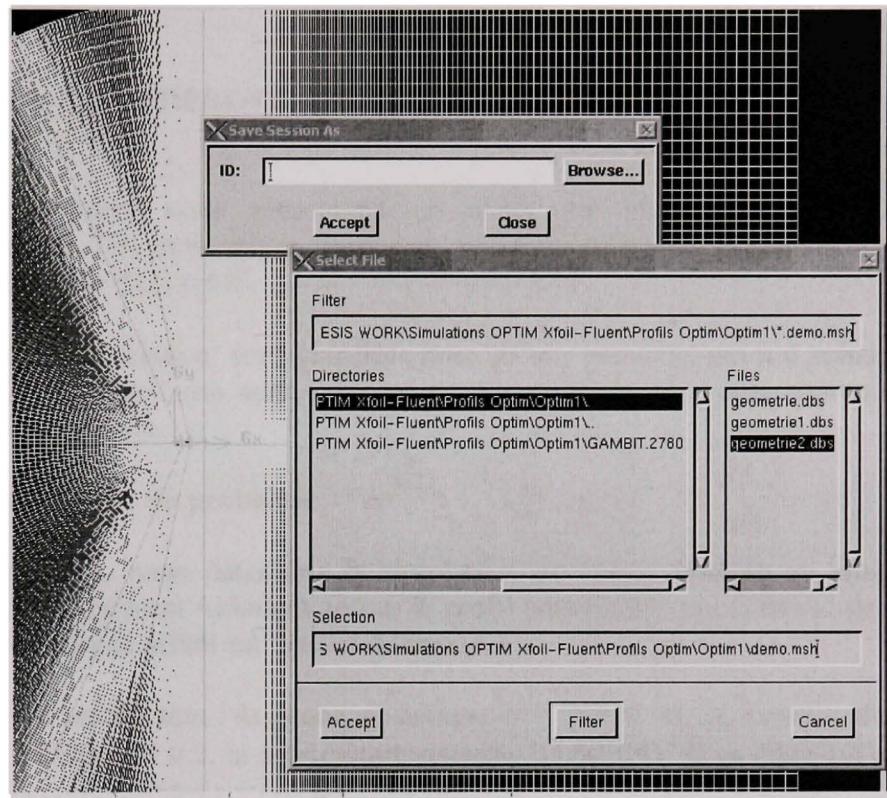


Figure 3.45 La sauvegarde du fichier .msh

### 3.6 L'exportation du maillage vers Fluent

Dans la fenêtre graphique **GUI**, cliquer sur **File > Export > Mesh**. La fenêtre **Mesh Export File** s'ouvre. Cocher la case **Export 2-D (X-Y) Mesh** voir la figure 3.46). Cliquer sur **Accept**. Le maillage est exporté vers Fluent.

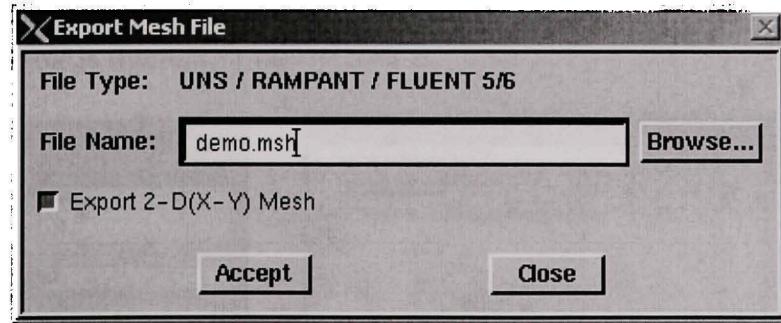


Figure 3.46 La fenêtre pour l'exportation du maillage vers Fluent

## ANNEXE 4

### PRÉSENTATION DÉTAILLÉE DE FLUENT

Dans cette section, nous présentons un étude en Fluent (version 6.3.26), pour l'écoulement en 2D, subsonique, visqueux, non-axisymétrique, entièrement turbulent et stationnaire, autour d'un profil.

Les étapes de la simulation sont détaillées pour qu'une personne qui n'a jamais travaillé en Fluent (mais qui aurait des connaissances en aérodynamique) puisse apprendre les bases d'utilisation de ce code.

#### 4.1 Description du problème

Dans cet exemple, nous détaillons la simulation en Fluent réalisée au chapitre 5 pour l'écoulement entièrement turbulent autour le profil aérodynamique optimisé de type C1. Le modèle de turbulence utilisé est Spalart-Allmaras.

Les données d'entrée sont : la pression statique  $p = 98538$  Pa, le nombre de Mach dans l'écoulement libre  $M = 0.2$ , la température statique  $T = 285.86$  K et l'angle d'attaque  $\alpha = -0.5^\circ$ , avec ses composantes  $x = \cos \alpha = 0.9999619$  et  $y = \sin \alpha = -0.008265$ .

Le maillage en C est de type structuré et la corde du profil considéré est égale à 0.5 m. Le maillage qui a été exporté vers Fluent et contenant l'extension .msh (voir l'annexe 3) doit être copiée dans le directoire du travail.

#### 4.2 Importer le maillage du profil

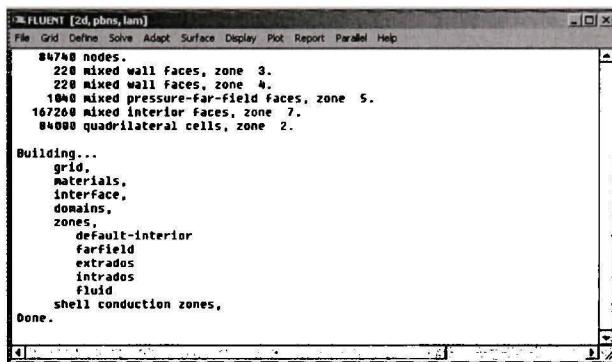
##### 4.2.1 Ouvrir une session de Fluent

1. À l'écran, identifier le symbole de Fluent et cliquer deux fois > . La fenêtre **FLUENT Version** apparaît. Cliquer sur **Run**. La fenêtre **FLUENT [2d, pbns, lam]** s'ouvre (voir la figure 4.1).



Figure 4.1 Les fenêtres FLUENT Version et FLUENT [2d, pbns, lam]

2. À la barre de menu, appuyer sur **File > Read > Case**, pour lire le fichier du maillage intitulé C1 modifié.msh. Dans la fenêtre **Select File** qui s'ouvre, identifier le fichier qui contient le maillage : D :\ laur \ Thesis Work \ Simulation OPTIM XFOIL – Fluent \ OPTIM Fluent \ C1 \ Maillage \ C1\_modifie.msh. Cliquer sur **OK**. Les informations sur le maillage sont montrées dans la fenêtre **FLUENT [2d, pbns, lam]** (voir la figure 4.2).



```

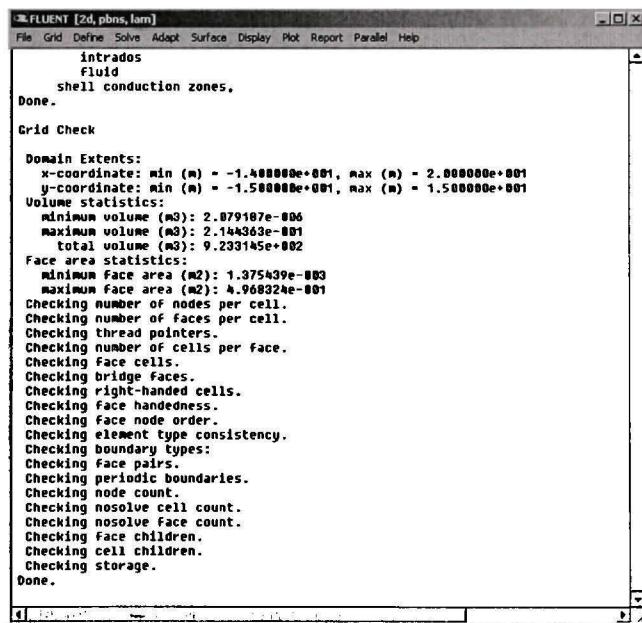
84748 nodes.
 228 mixed wall faces, zone 3.
 228 mixed wall faces, zone 4.
 1940 mixed pressure-Far-field faces, zone 5.
 167268 mixed interior faces, zone 7.
 84098 quadrilateral cells, zone 2.

Building...
grid,
materials,
interface,
domains,
zones,
  default-interior
  Farfield
  extrados
  intrados
  fluid
  shell conduction zones,
Done.

```

Figure 4.2 Les informations sur le maillage

3. Analyser le maillage. À la barre de menu, appuyer sur **Grid > Check**. La fenêtre qui montre les caractéristiques analysées du maillage s'ouvre (voir la figure 4.3). S'il n'existe pas des erreurs dans le maillage, le message **Done** est affiché. Corriger les éventuelles erreurs. Vérifier la valeur pour « minimum volume » : cette valeur ne peut pas être négative.



```

intrados
fluid
shell conduction zones.

Done.

Grid Check

Domain Extents:
  x-coordinate: min (m) = -1.488880e+001, max (m) = 2.000000e+001
  y-coordinate: min (m) = -1.580000e+001, max (m) = 1.580000e+001

Volume statistics:
  minimum volume (m3): 2.079167e-006
  maximum volume (m3): 2.144363e-001
  total volume (m3): 9.233145e-002

Face area statistics:
  minimum Face area (m2): 1.375439e-003
  maximum Face area (m2): 4.968324e-001

Checking number of nodes per cell.
Checking number of faces per cell.
Checking thread pointers.
Checking number of cells per face.
Checking Face cells.
Checking bridge faces.
Checking right-handed cells.
Checking Face handedness.
Checking Face node order.
Checking element type consistency.
Checking boundary types:
  Checking Face pairs.
  Checking periodic boundaries.
  Checking node count.
  Checking nosolve cell count.
  Checking nosolve face count.
  Checking Face children.
  Checking cell children.
  Checking storage.

Done.

```

Figure 4.3 Les informations sur le maillage

4. Regarder le maillage. À la barre de menu, appuyer sur **Display > Grid**. La fenêtre **Grid Display** s'ouvre. Cliquer sur **Display**. La fenêtre **Fluent [0] Fluent Inc** apparaît (voir la figure 4.4). Fermer la fenêtre **Grid Display** en utilisant **Close**.

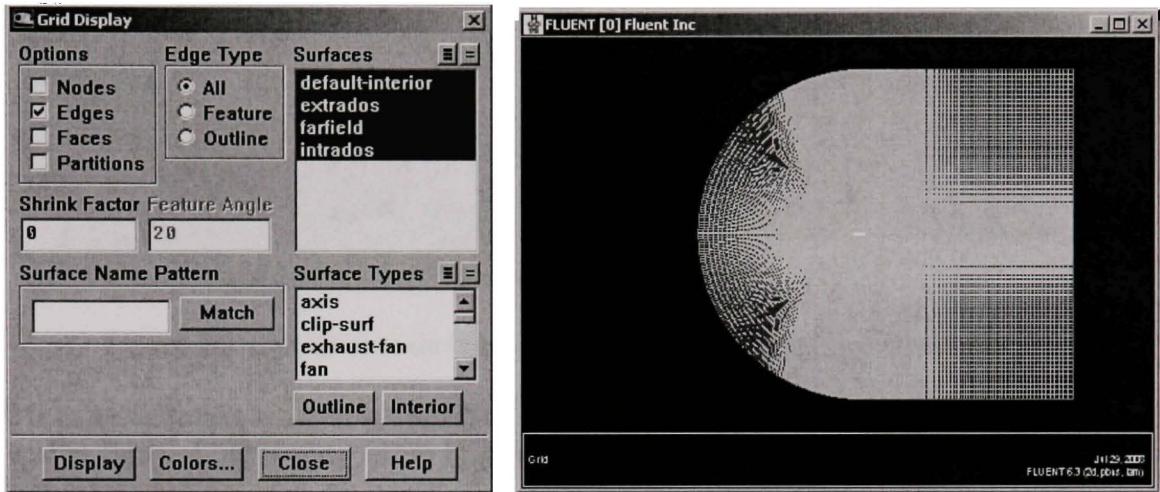


Figure 4.4 Les fenêtres Grid Display et Fluent [0] Fluent Inc

Agrandir l'image en appuyant sur le bouton central de la souris et en le tirant vers le bas pour sélectionner un rectangle avec la pointe de la flèche du curseur (voir la figure 4.5). Pour réduire les dimensions de l'image, appuyer sur la mulette et tirer le point de la flèche vers l'haut pour décrire le rectangle dans la direction contraire. Il n'est pas nécessaire de sélectionner une partie bien définie de l'image avec le rectangle.

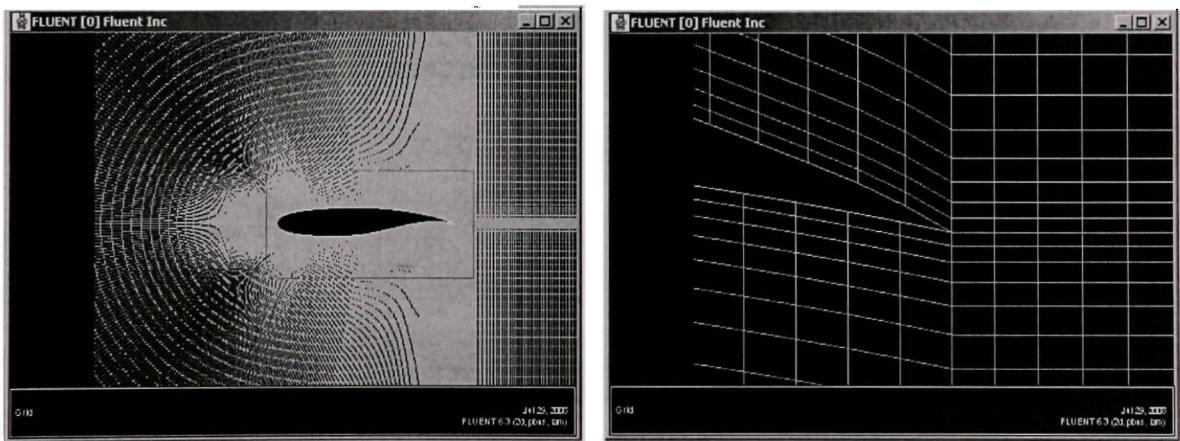


Figure 4.5 L'agrandissement de l'image à l'aide de la mulette

Pour vérifier les dimensions du profil, sur l'image agrandie du bord de fuite, cliquer sur le bord de fuite avec le bouton droit de la souris. Un petit cercle est désigné (voir la figure 4.6).

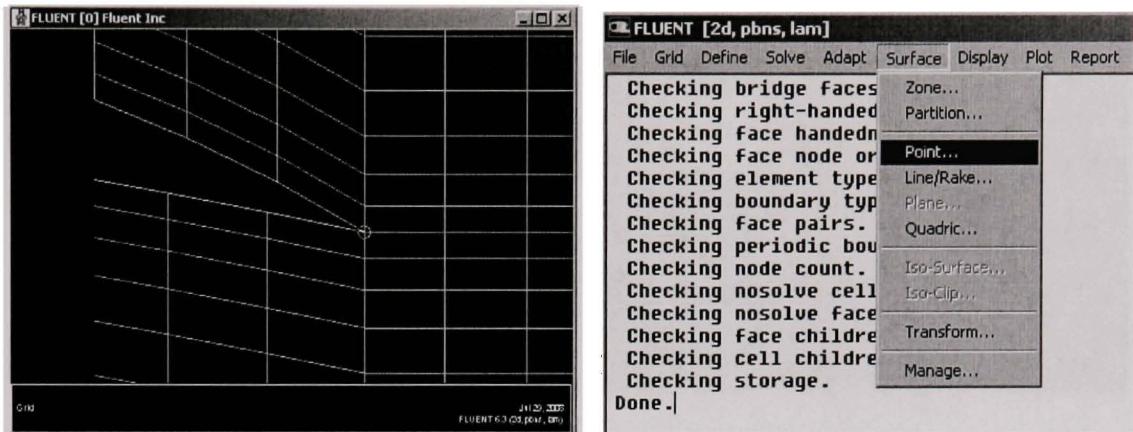


Figure 4.6 La sélection du bord de fuite et des commandes pour vérification

À la barre de menu, appuyer sur **Surface > Point** et la fenêtre **Point Surface** est affichée (voir la figure 4.7). Cliquer sur le bouton allongé **Select Point with Mouse** (qui est visible dans la figure 4.7).

Cliquer sur la barre bleue de l'image Fluent [0] Fluent (voir la Figure 4.6). Cliquer avec le bouton droit de la souris dans le petit cercle du bord de fuite, qui devient alors rouge.

Dans la petite fenêtre **Coordinates**, les coordonnées  $x$  et  $y$  du bord de fuite sont données et leurs valeurs correspondent au point sélectionné arbitrairement à l'intérieur du petit cercle rouge. Ce point qui représente le bord de fuite a les coordonnées  $x = 1$  et  $y = 0$ , ainsi le profil a la corde unitaire. Pour réduire la corde à une valeur de 0.5 m (dans notre cas), nous devons réduire l'échelle du maillage. Fermer avec **Close** la fenêtre **Point Surface**.

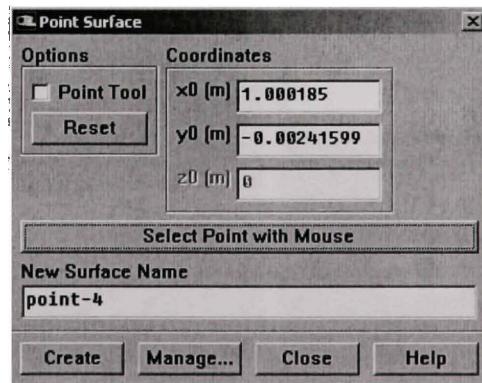


Figure 4.7 La fenêtre **Point Surface** et les coordonnées du point sélectionné

5. Modifier l'échelle du maillage. À la barre de menu, appuyer sur **Grid > Scale**. Dans la fenêtre **Scale Grid** déployée, modifier les valeurs des  $x$  et  $y$  en inscrivant 0.5 dans les petites fenêtres correspondantes **Scale Factor** (voir la figure 4.8). Cliquer sur **Scale**. La corde du profil et les dimensions du domaine sont modifiées. Fermer la fenêtre **Scale Grid** avec **Close**.

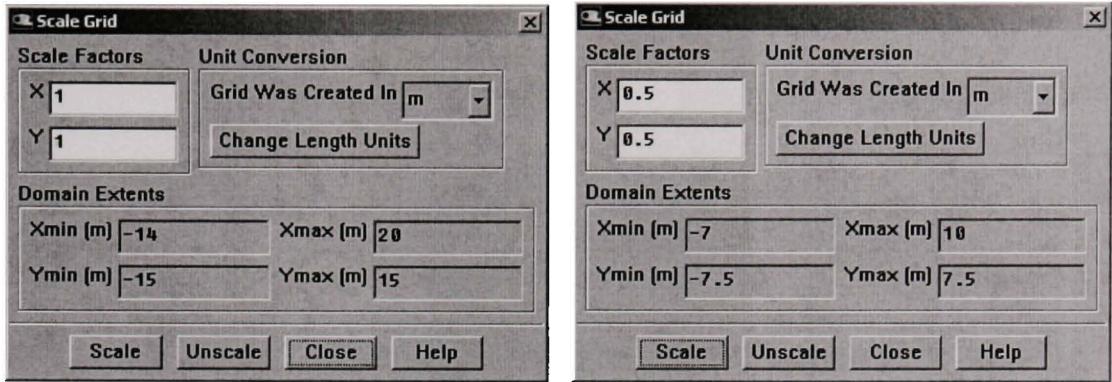


Figure 4.8 La modification de l'échelle du maillage

### 4.3 La sélection des modèles

#### 4.3.1 Sélectionner le type du solveur

À la barre de menu, appuyer sur **Solve > Control Solution**, alors la fenêtre **Solution Controls** s'ouvre (voir la figure 4.9). Sous la fenêtre **Pressure-Velocity Coupling**, sélectionner **Coupled**. Une autre fenêtre **Solution Controls** s'ouvre. Cliquer sur **OK** dans cette fenêtre pour confirmer la sélection du solveur couplé. Les autres paramètres restent par défaut pour l'instant.

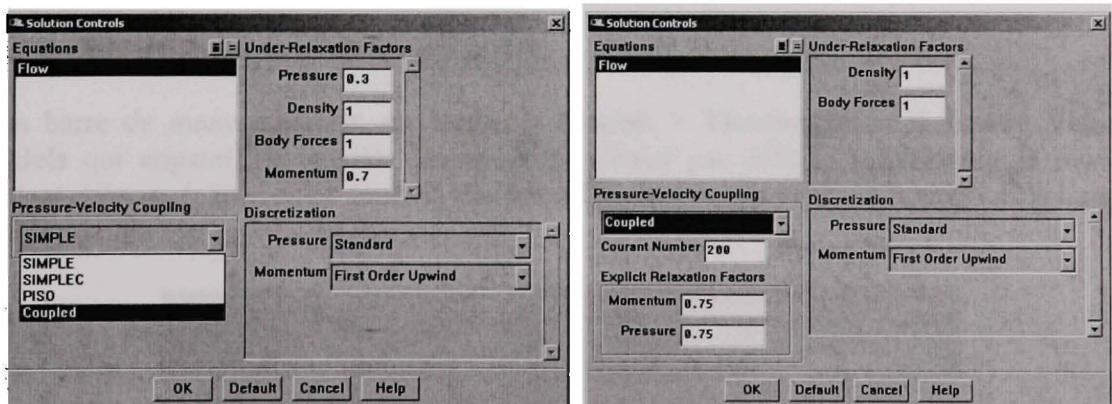


Figure 4.9 La sélection du solveur couplé dans la fenêtre **Solution Controls**

À la barre de menu, appuyer sur **Define > Models >Solvers**. La fenêtre **Solver** s'ouvre. (voir la figure 4.10). Sélectionner *Density Based, Implicit, 2D, Steady* et laisser le reste, par défaut. Cliquer **OK** pour confirmer le choix.

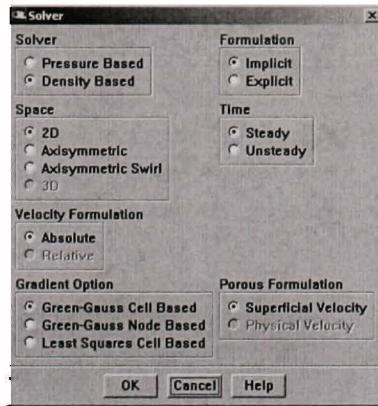


Figure 4.10 La sélection du solutionneur couplé implicite

#### 4.3.2 Sélectionner l'équation d'énergie

À la barre de menu, appuyer sur **Define > Models > Energy**. Dans la fenêtre **Energy** qui s'ouvre et cocher la case *Energy Equation* (voir la figure 4.11). Cliquer sur **OK**.

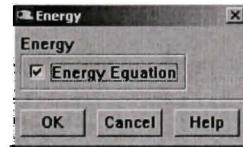


Figure 4.11 La sélection de l'équation d'énergie

#### 4.3.3 Sélectionner le modèle visqueux

À la barre de menu, appuyer sur **Define > Models > Viscous**. Dans la fenêtre **Viscous Models** qui apparaît, le modèle laminaire est choisi par défaut. Sélectionner le modèle *Spalart-Allmaras*. Une autre fenêtre **Viscous Models** s'ouvre (voir la figure 4.12). Laisser tout par défaut et cliquer sur **OK**.

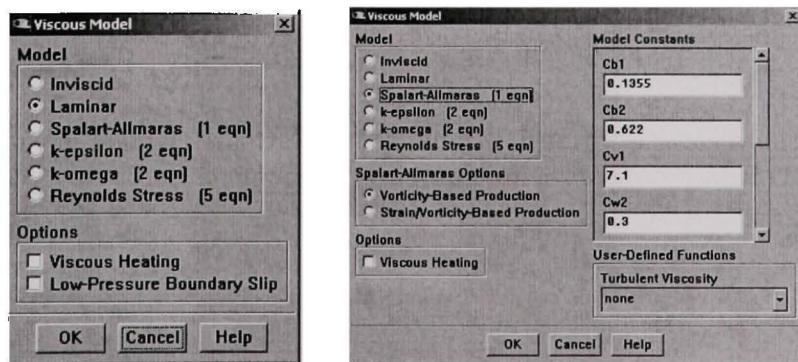


Figure 4.12 La sélection du modèle de turbulence Spalart-Allmaras

## 4.4 La sélection de matériaux

À la barre de menu, appuyer sur **Define > Materials**. La fenêtre **Materials** s'ouvre (voir la figure 4.13). Laisser les paramètres par défaut et choisir *Ideal-gas* sous la fenêtre **Density**. Sur la fenêtre **Viscosity**, sélectionner *Sutherland* et dans la fenêtre **Sutherland Law** qui s'ouvre, sélectionner *Three Coefficient Method*. Cliquer sur **Change/Create** et ensuite cliquer sur **Close**.

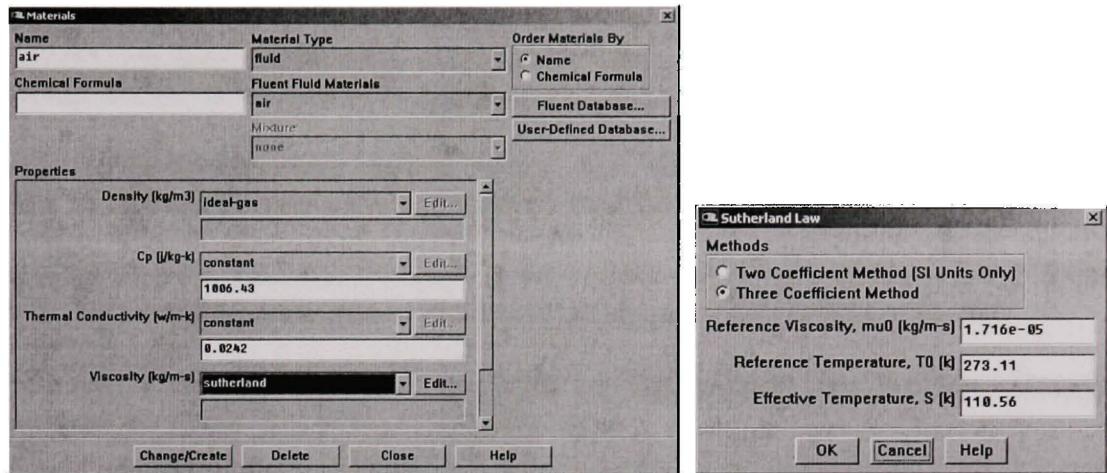


Figure 4.13 Les fenêtres Materials et Sutherland Law

## 4.5 La sélection des conditions opérationnelles (Operation Conditions)

### 4.5.1 La sélection de la pression opérante

À la barre de menu, appuyer sur **Define > Operating Conditions**. Dans la fenêtre **Operating Conditions** qui s'ouvre, mettre la valeur de zéro sous **Operating Pressure Pascal** (voir la figure 4.14). Cette pression opérante est recommandée lorsque le nombre de Mach  $M$  pour l'écoulement est plus grand que 0.1. Cliquer sur **OK**.

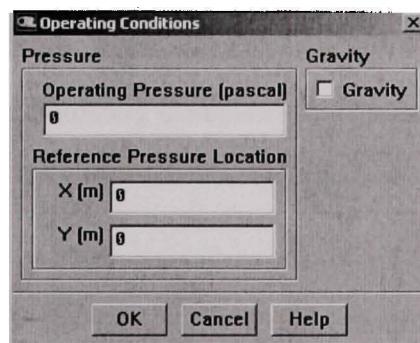


Figure 4.14 La pression opérante nulle

#### 4.5.2 La sélection des conditions à la limite (Boundary Conditions)

À la barre de menu, appuyer sur **Define > Boundary Conditions**. La fenêtre **Boundary Conditions** s'ouvre. Sélectionner la zone *farfield* et le type *pressure-far-field*. Cliquer sur le bouton **Set**. La fenêtre **Pressure Far-Field** s'ouvre (voir la figure 4.15) et l'option **Momentum** est utilisée.

Dans les cases *Gauge Pressure [Pascal]* et *Mach Number*, inscrire les valeurs de la pression statique (98538 Pa) et du nombre de Mach égal à 0.2. Les valeurs de *x* et *y* (0.9999619 et -0.0087265) représentent le cosinus et le sinus de l'angle d'attaque et définissent les directions des composantes sur les axes *x* et *y* pour la vitesse de l'écoulement.

Sous la fenêtre **Specification Method**, sélectionner *Turbulent Viscosity Ratio* où une valeur égale à 10 est automatiquement inscrite dans la fenêtre correspondante.

Cliquer sur l'option **Thermal** et inscrire la valeur de la température statique égale à 285.86 K dans la fenêtre qui apparaît (voir la figure 4.16). Cliquer sur **OK** et ensuite sur **Set**.

Sélectionner l'option **Momentum** et cliquer sur **OK**. Cliquer dans la fenêtre **Boundary Conditions** sur **Close** dans le but de quitter le menu.

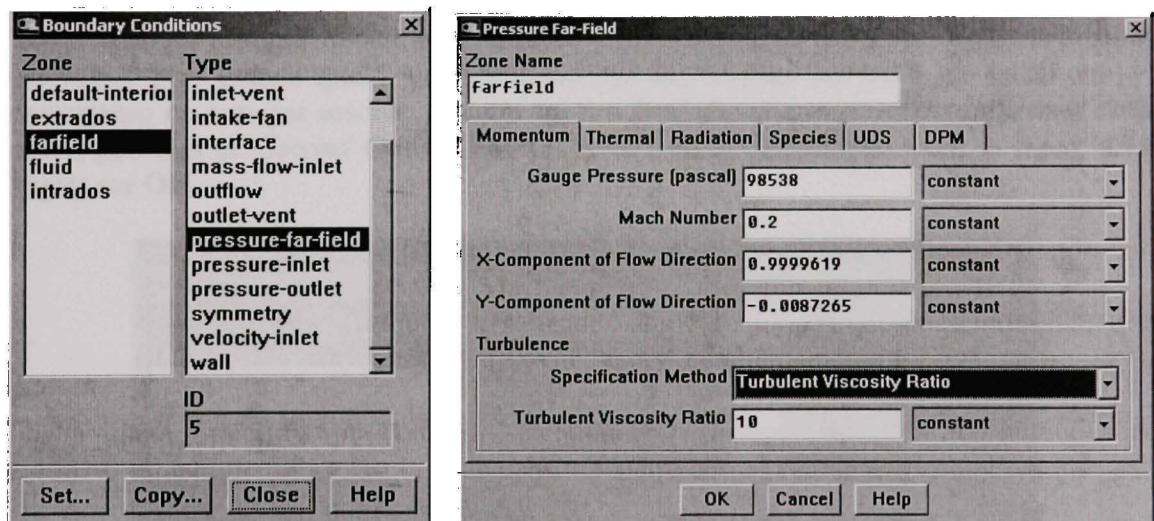


Figure 4.15 Les fenêtres Boundary Conditions et Pressure Far-Field (*Momentum*)

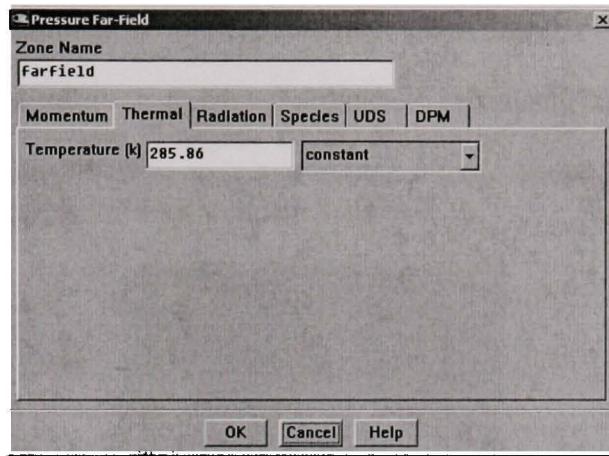


Figure 4.16 La fenêtre Pressure Far-Field (*Thermal*)

## 4.6 La solution

### 4.6.1 Le contrôle de la solution (Solution Controls)

À la barre de menu, appuyer sur **Solve > Controls > Solution**. La fenêtre **Solution Controls** s'ouvre. Laisser tout par défaut, mais inscrire une valeur égale à 5 pour *Courant Number*. Une valeur plus grande que 5 pour ce paramètre augmentera la vitesse de calcul, mais la convergence ne sera pas assurée. Sous la fenêtre **Discréétisation**, sélectionner *Second Order* pour la pression et *Second Order Upwind* pour les autres variables (voir la figure 4.17). Cliquer sur **OK**.

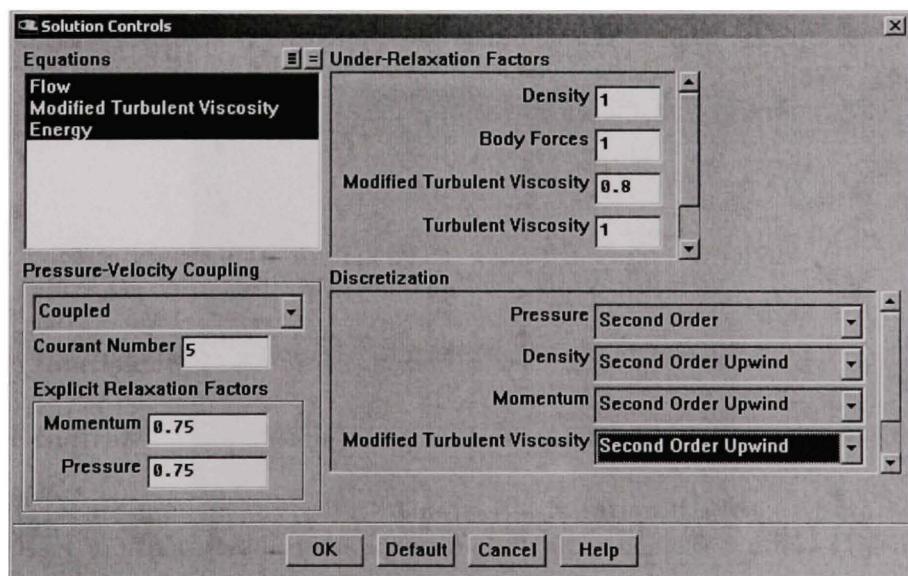


Figure 4.17 La fenêtre Solution Controls

#### 4.6.2 L'initialisation de la solution (Solution Initialisation)

À la barre de menu, appuyer sur **Solve > Initialize > Initialize**. Dans la fenêtre **Solution Initialisation** qui s'ouvre, sous **Compute From**, sélectionner *farfield* (voir la figure 4.18). Les valeurs initiales **Initial Values** sont inscrites automatiquement. Cliquer successivement sur les boutons **Init > Apply > Close** et fermer la fenêtre.

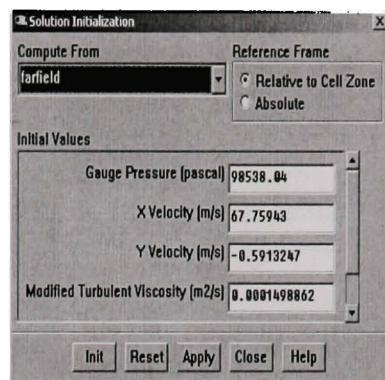


Figure 4.18 La fenêtre Solution Initialisation

#### 4.6.3 Le contrôle du critère de convergence (Residual Monitors)

À la barre de menu, appuyer sur **Solve > Monitors > Residual**. Cocher **Print** et **Plot** dans la fenêtre **Residual Monitors** déployée (voir la figure 4.19). Choisir le nombre pour la fenêtre d'affichage des résidus dans **Window** (par exemple 1). Cocher l'option **Scale** et le nombre d'itérations, par défaut. Découcher tous les cases de la deuxième colonne sous **Monitor Convergence**. De cette manière le calcul ne sera pas arrêté avant que toutes les variables convergent. Cliquer sur **OK** et fermer la fenêtre.

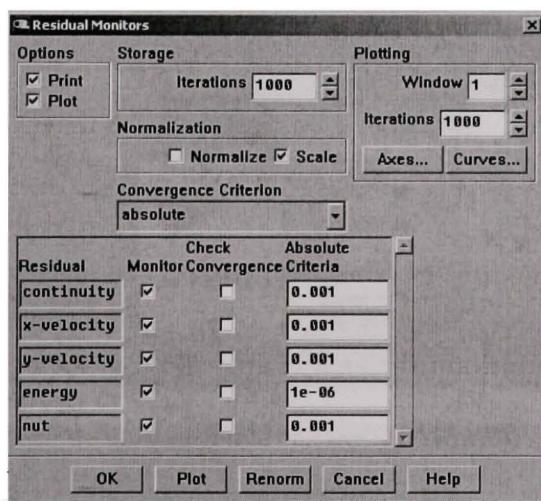


Figure 4.19 Le contrôle du critère de convergence (Residual Monitors)

#### 4.6.4 Le calcul des forces (Force Monitors)

À la barre de menu, appuyer sur **Solve > Monitors > Force**. Dans la fenêtre **Force Monitors** qui s'ouvre (voir la figure 4.20) sous **Options**, cocher *Print*, *Plot* et *Write*. Sélectionner *intrados* et *extrados* sous **Wall Zones**, *Drag* sous **Coefficient** et 2 sous **Plot Window**. Inscrire les valeurs  $x = \cos \alpha = 0.9999619$  et  $y = \sin \alpha = -0.008265$  sous **Force Vector** et *cd profil C1* sous **File Name**. Cliquer sur **Apply**.

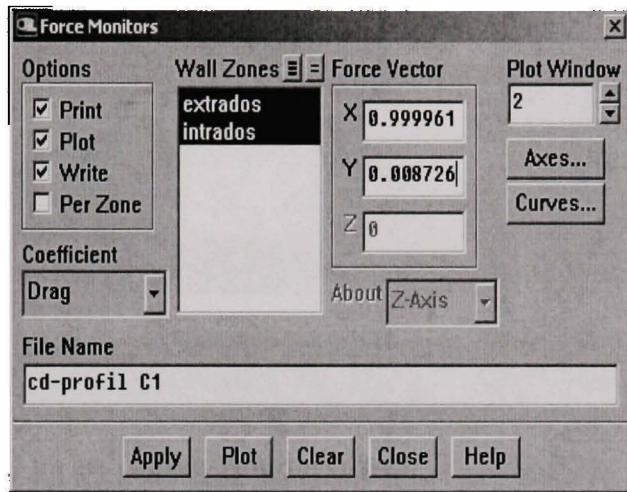


Figure 4.20 La fenêtre **Force Monitors** et le coefficient de traînée  $C_D$

Pour le coefficient de portance, sélectionner *Lift* sous **Coefficient** et 3 sous **Plot Window**. Inscrire les valeurs  $x = \sin \alpha = -0.008265$  et  $y = \cos \alpha = 0.9999619$  sous **Force Vector** (car la portance est perpendiculaire sur la traînée) et *cl profil C1* sous **File Name** (voir la figure 4.21). Cliquer sur **Apply**.

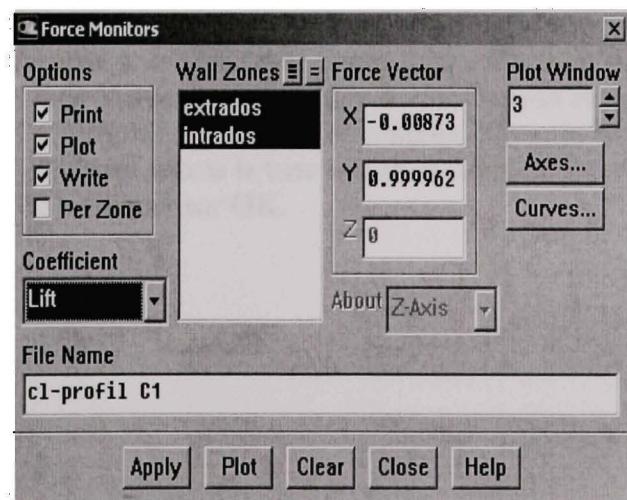


Figure 4.21 La fenêtre **Force Monitors** et le coefficient de portance  $C_L$

Pour le coefficient de moment, sélectionner **Moment** sous **Coefficient** et **4** sous **Plot Window**. Incrire les valeurs  $x = 0.25$  et  $y = 0$  sous **Force Vector** (car le point d'application du moment est situé en général à une distance d'un quart de corde par rapport au bord d'attaque, sur l'axe de  $x$ ) et *cm profil C1* sous **File Name** (voir la figure 4.22). Cliquer sur **Apply** et ensuite sur **Close**.

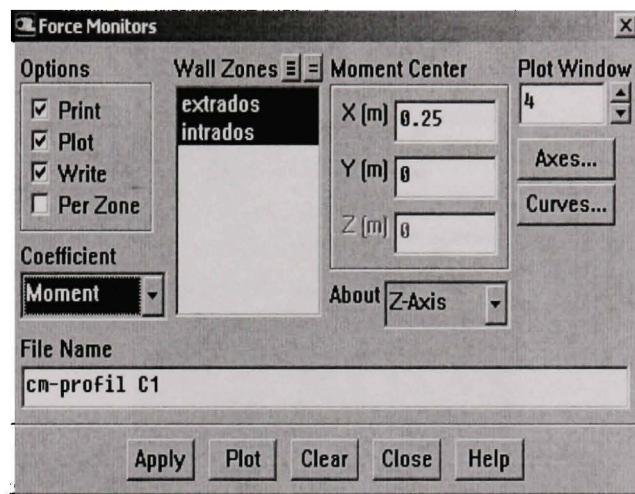


Figure 4.22 La fenêtre **Force Monitors** et le coefficient de moment  $C_m$

Note : Le bouton **Clear** efface les données inscrites dans la fenêtre Force Monitors. Il est possible de revenir en tout le temps dans n'importe quelle commande du menu de Fluent pour vérifier ou pour modifier les données.

#### 4.7 Le rapport de valeurs de référence (Référence Values)

À la barre de menu, appuyer sur **Report > Référence Values**. La fenêtre **Référence Values** s'ouvre. Sélectionner *farfield* sous **Compute From**. Les valeurs de référence sont calculées et affichées sous **Reference Values** (voir la figure 4.23). Dans la case **Area** inscrire 0.5 (car la corde est 0.5 m et l'envergure est considérée unitaire, sinon la surface serait nulle et le calcul serait sans objet). Incrire 1 dans la case **Depth** et 0.5 dans la case **Length** (la longueur de la corde est égale à 0.5). Cliquer sur **OK**.

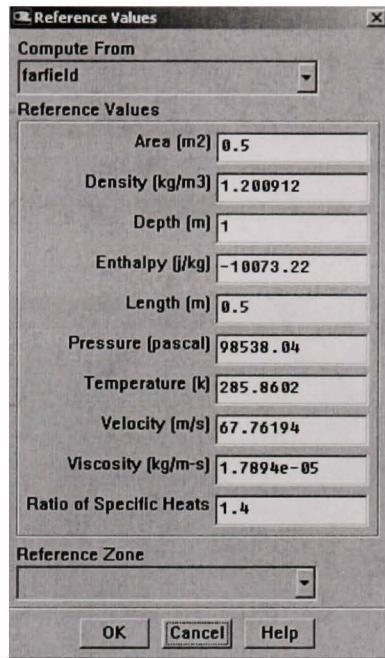


Figure 4.23 La fenêtre Référence Values

#### 4.8 La sauvegarde des résultats

À la barre de menu, appuyer sur **File > Write > Case & Data**. Dans la fenêtre **Select File** déployée, inscrire le nom du fichier (par exemple *Simulation Fluent C1 demo*). Sélectionner la destination du fichier (par exemple : *D:\laur\Thesis Work\Simulations OPTIM Xfoil-Fluent\OPTIM Fluent\C1\Maillage*) et cliquer sur **OK** (voir la figure 4.24).

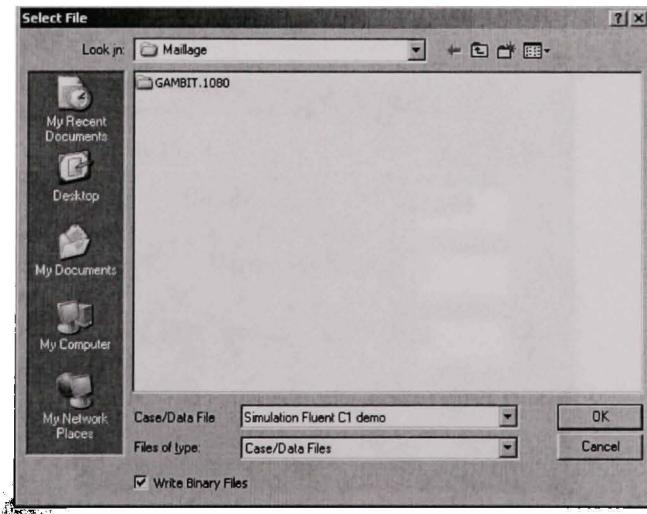


Figure 4.24 Le fichier de sauvegarde des calculs

Si nous désirons d'interrompre et de relancer le calcul ou si nous désirons d'assurer la conservation de calculs, nous choisissons l'option « **Autosave** ».

À la barre de menu, appuyer sur **File > Write > Autosave**. Dans la fenêtre **Autosave Case / Data** étalée (voir la figure 4.25), inscrire la fréquence de sauvegarde des données, par exemple 500 itérations. Ces calculs sont sauvés en Fluent à chaque série de 500 itérations. Cliquer sur **OK**.

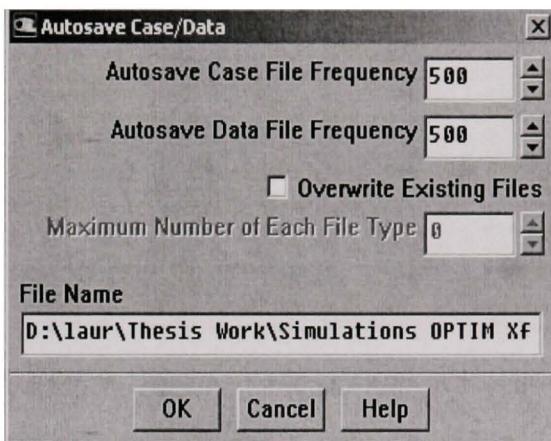


Figure 4.25 La fenêtre **Autosave Case / Data** et la fréquence de sauvegarde

#### 4.9 Déclencher le calcul

À la barre de menu, appuyer sur **Solve > Iterate**. Dans la fenêtre **Iterate** qui apparaît inscrire le nombre d'itérations désiré, par exemple 7,000 (voir la figure 4.26). Il n'est pas nécessaire que le calcul soit exécuté en totalité, nous pouvons l'arrêter lorsque la convergence est obtenue. Cliquer sur le bouton **Iterate**.

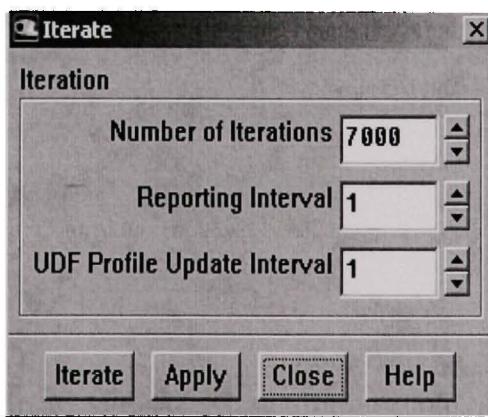
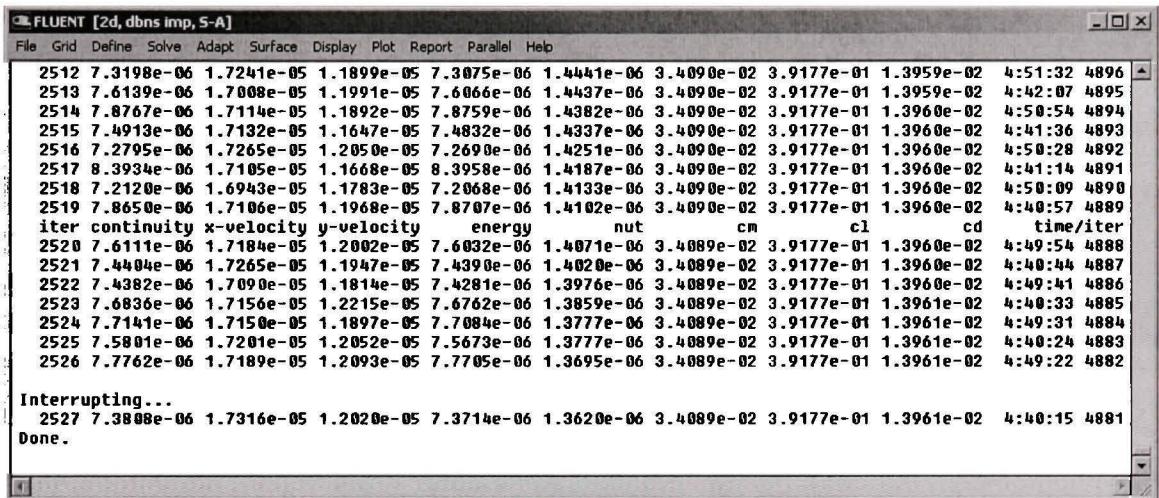


Figure 4.26 La fenêtre **Iterate** et le nombre d'itérations

Le calcul commence et les quatre fenêtres (Residuals,  $C_D$ ,  $C_L$  et  $C_m$ ) qui affichent la convergence de la solution sont déployées. L'évolution en temps pour les variables s'observe directement sur les graphiques ; les valeurs calculées à la fin de chaque itération peuvent être suivies dans la fenêtre Fluent [2d, dbns imp, S-A] (voir la figure 4.27). Dans notre exemple, le calcul a été interrompu après 2527 itérations quand la convergence de toutes les variables a été obtenue.



```

FLUENT [2d, dbns imp, S-A]
File Grid Define Solve Adapt Surface Display Plot Report Parallel Help

2512 7.3198e-06 1.7241e-05 1.1899e-05 7.3075e-06 1.4441e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3959e-02 4:51:32 4896
2513 7.6139e-06 1.7008e-05 1.1991e-05 7.6066e-06 1.4437e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3959e-02 4:52:07 4895
2514 7.8767e-06 1.7114e-05 1.1892e-05 7.8759e-06 1.4382e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:50:54 4894
2515 7.4913e-06 1.7132e-05 1.1647e-05 7.4832e-06 1.4337e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:41:36 4893
2516 7.2795e-06 1.7265e-05 1.2050e-05 7.2690e-06 1.4251e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:50:28 4892
2517 8.3934e-06 1.7105e-05 1.1668e-05 8.3958e-06 1.4187e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:41:14 4891
2518 7.2120e-06 1.6943e-05 1.1783e-05 7.2068e-06 1.4133e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:50:09 4890
2519 7.8650e-06 1.7106e-05 1.1968e-05 7.8707e-06 1.4102e-06 3.4090e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:40:57 4889
iter continuity x-velocity y-velocity energy nut cm c1 cd time/iter
2520 7.6111e-06 1.7184e-05 1.2002e-05 7.6032e-06 1.4071e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:49:54 4888
2521 7.4404e-06 1.7265e-05 1.1947e-05 7.4390e-06 1.4020e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:40:44 4887
2522 7.4382e-06 1.7090e-05 1.1814e-05 7.4281e-06 1.3976e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3960e-02 4:49:41 4886
2523 7.6836e-06 1.7156e-05 1.2215e-05 7.6762e-06 1.3859e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3961e-02 4:40:33 4885
2524 7.7141e-06 1.7150e-05 1.1897e-05 7.7084e-06 1.3777e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3961e-02 4:49:31 4884
2525 7.5801e-06 1.7201e-05 1.2052e-05 7.5673e-06 1.3777e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3961e-02 4:40:24 4883
2526 7.7762e-06 1.7189e-05 1.2093e-05 7.7705e-06 1.3695e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3961e-02 4:49:22 4882

Interrupting...
2527 7.3808e-06 1.7316e-05 1.2020e-05 7.3714e-06 1.3620e-06 3.4089e-02 3.9177e-01 1.3961e-02 4:40:15 4881
Done.

```

Figure 4.27 La fenêtre d'affichage des calculs (Fluent [2d, dbns imp, S-A])

#### 4.10 Les résultats obtenus à l'étape de calcul direct

Les valeurs des coefficients aérodynamiques  $C_D$ ,  $C_L$  et  $C_m$  obtenues après le calcul itératif sont :  $C_D = 0.013961$ ,  $C_L = 0.39177$  et  $C_m = 0.034089$ .

Des fichiers textes qui contiennent les valeurs calculées à chaque itération pour toutes les variables sont emmagasinés en Fluent. Les graphiques suivants démontrent la convergence des résidus et la convergence des calculs pour les coefficients aérodynamiques.

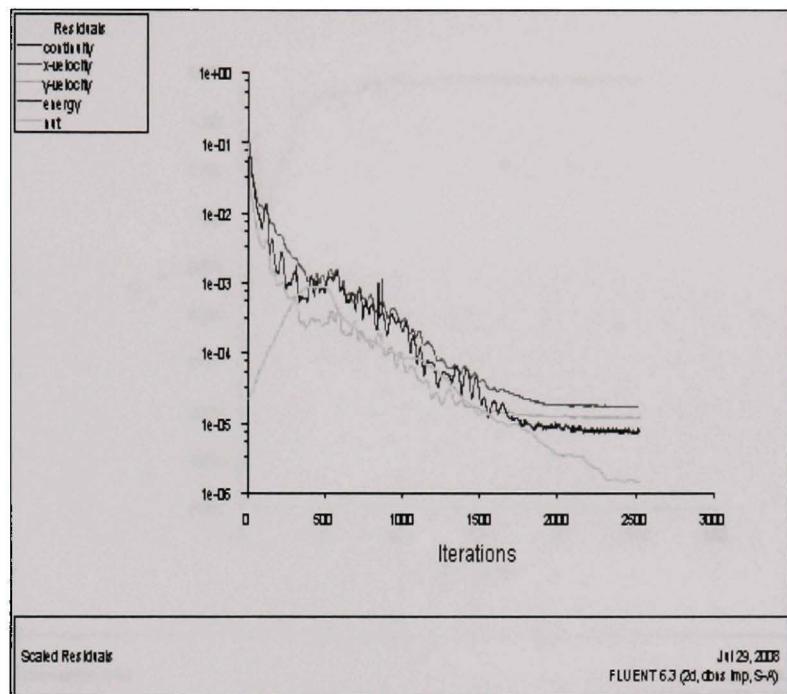
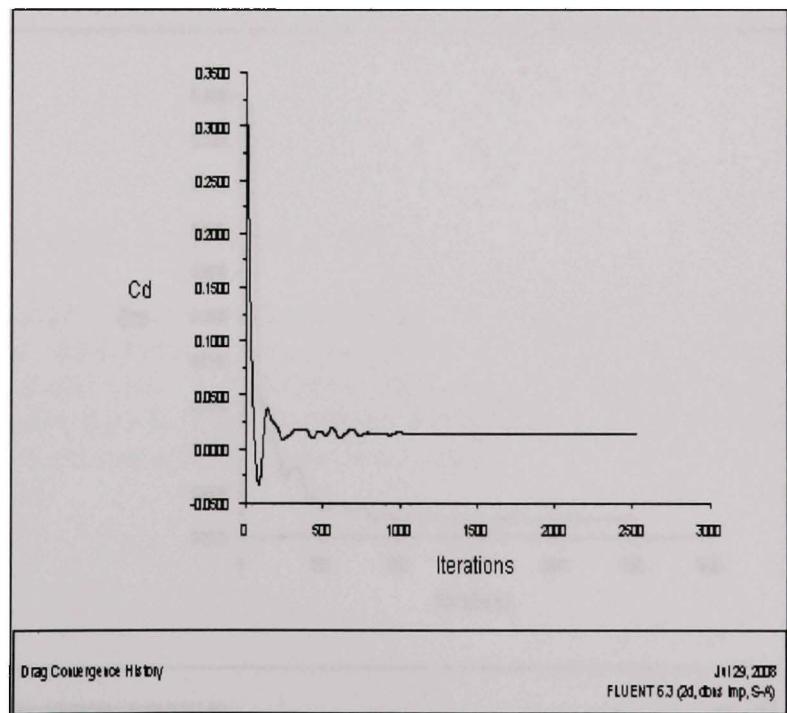


Figure 4.28 La convergence des résidus

Figure 4.29 La convergence de  $C_D$

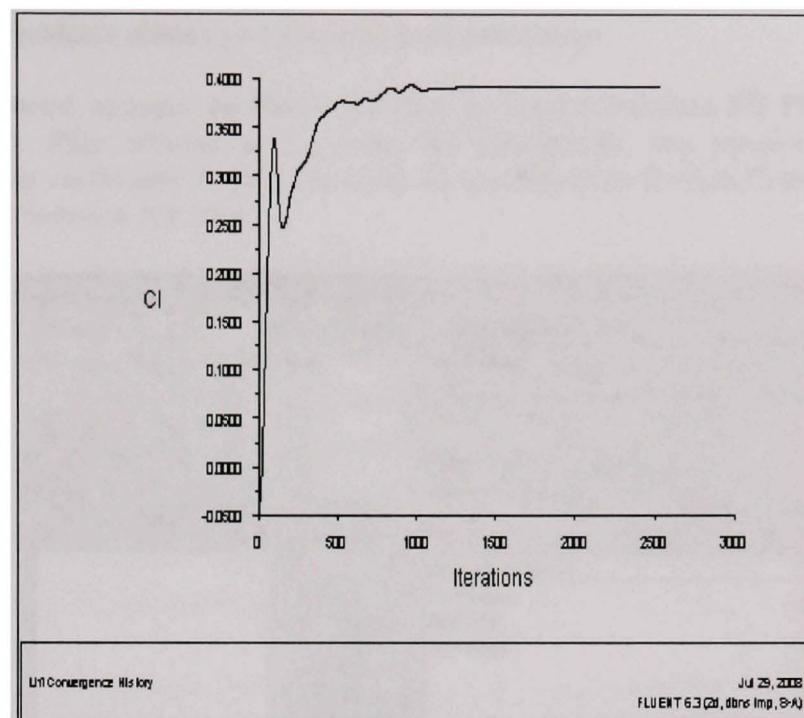


Figure 4.30 La convergence de  $C_L$

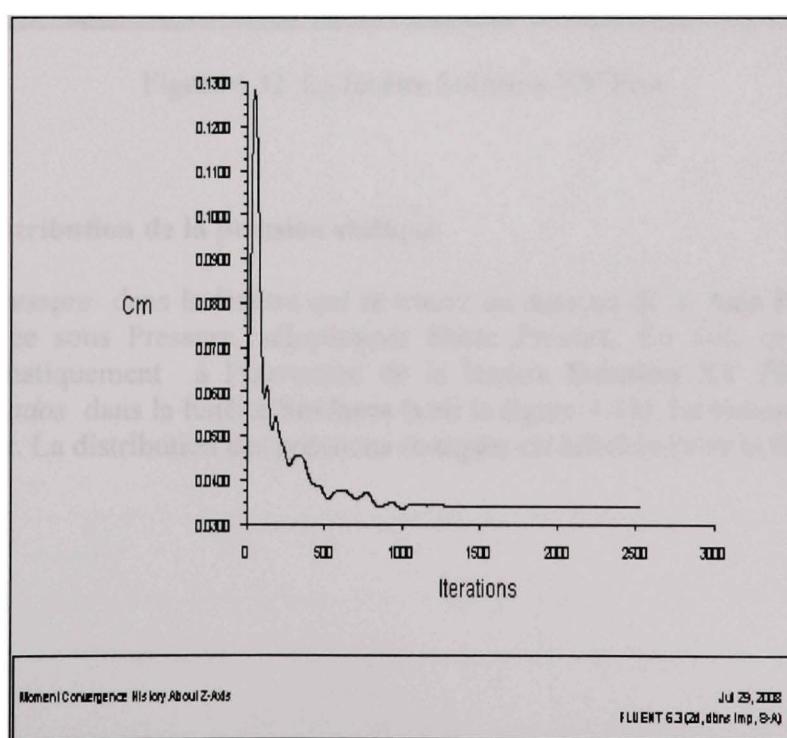


Figure 4.31 La convergence de  $C_m$

## 4.11 Les résultats obtenus à l'étape de post procession

À la barre de menu, appuyer sur **Plot > XY Plot**. La fenêtre **Solution XY Plot** s'ouvre (voir la figure 4.32). Pour afficher et /ou écrire les distributions des pressions statiques, du paramètre  $y^+$ , du coefficient de pression  $C_p$  et du coefficient de friction  $C_f$  nous travaillerons avec la fenêtre **Solution XY Plot**.

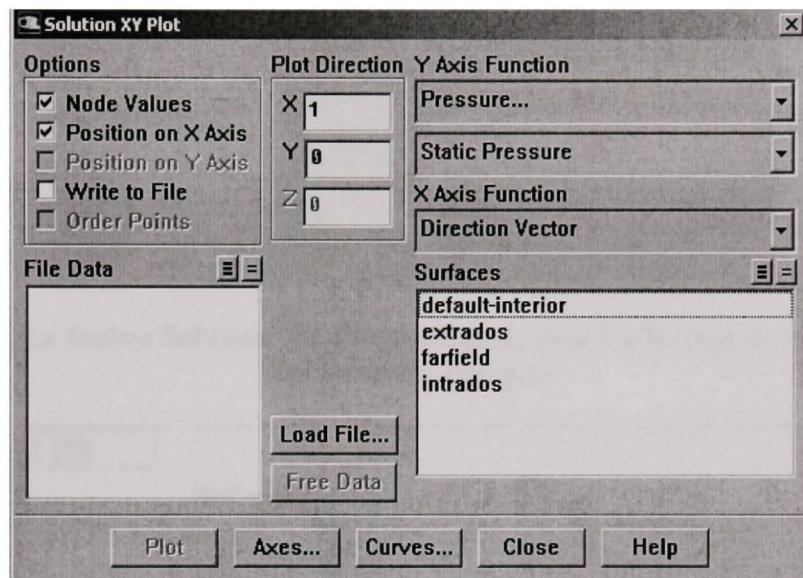


Figure 4.32 La fenêtre **Solution XY Plot**

### 4.11.1 La distribution de la pression statique

Sélectionner *Pressure* dans la fenêtre qui se trouve au dessous de **Y Axis Function** et dans la fenêtre placée sous *Pressure*, sélectionner *Static Pressure*. En fait, ces options sont affichées automatiquement à l'ouverture de la fenêtre **Solution XY Plot**. Sélectionner *extrados* et *intrados* dans la fenêtre **Surfaces** (voir la figure 4.33). Le bouton **Plot** est activé. Cliquer sur **Plot**. La distribution des pressions statiques est affichée (voir la figure 4.34).

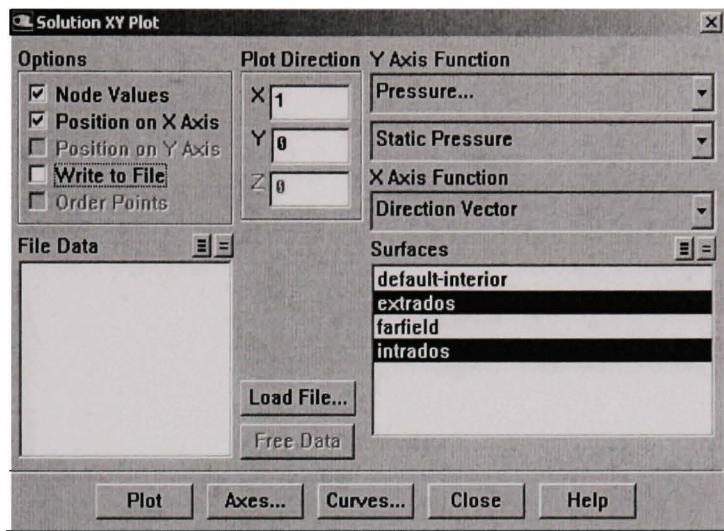


Figure 4.33 La fenêtre **Solution XY Plot** configurée pour l'affichage de la distribution des pressions statiques

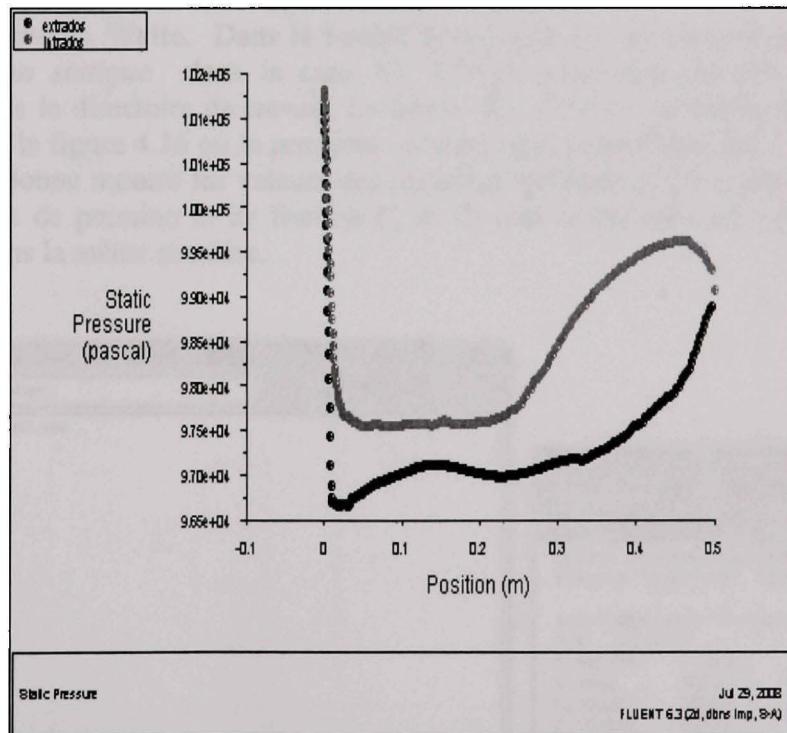


Figure 4.34 La distribution des pressions statiques

Pour l'écriture d'un fichier contenant les valeurs des distributions des pressions statiques, revenir à la fenêtre **XY Plot** et cocher la case **Write to File**. Le bouton **Write** apparaît au lieu de **Plot** (voir la figure 4.35).

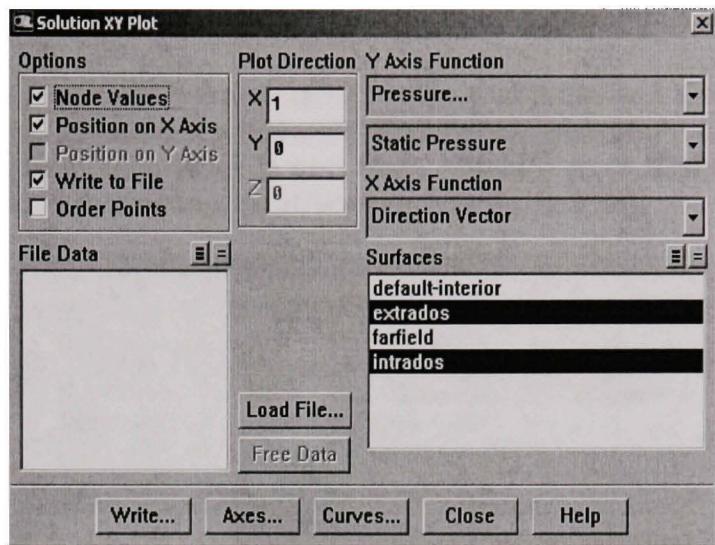


Figure 4.35 La fenêtre **Solution XY Plot** configurée pour l'écriture des distributions des pressions statiques

Cliquer sur le bouton **Write**. Dans la fenêtre **Select File** qui apparaît (voir la figure 4.36) inscrire *pression statique* dans la case **XY File** et confirmer par **OK**. Le fichier est sauvegardé dans le répertoire de travail. La forme de ce fichier texte est présentée dans la partie droite de la figure 4.36 où la première colonne représente l'abscisse  $x$  (sur la corde) et la deuxième colonne montre les valeurs des pressions statiques à l'abscisse correspondante. Les coefficients de pression et de friction  $C_p$  et  $C_f$  sont écrits dans un format similaire et sauvegardés dans la même manière.

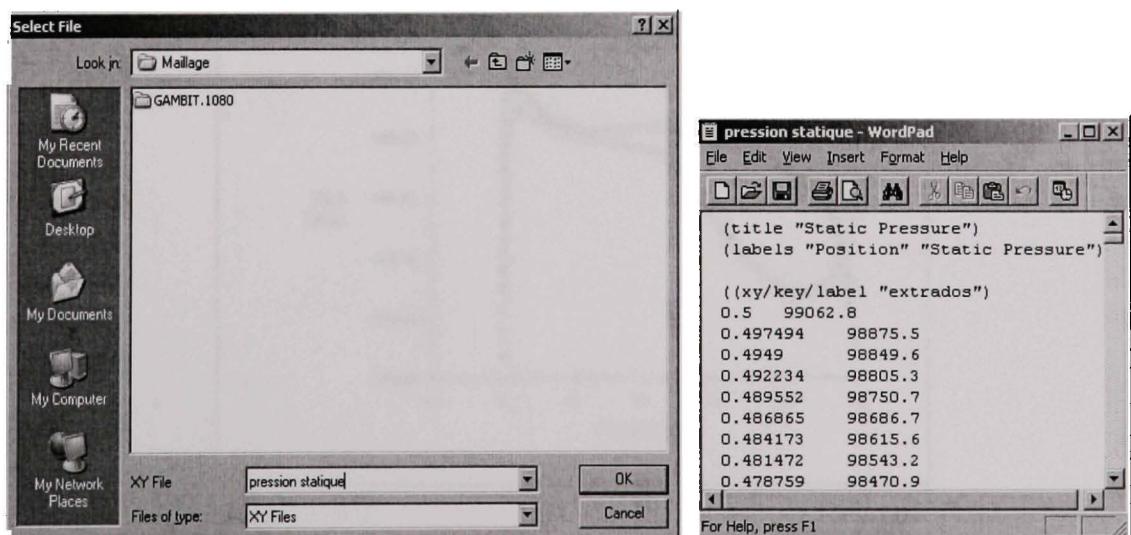


Figure 4.36 La sauvegarde du fichier pour la représentation de la pression statique

#### 4.11.2 La distribution du paramètre $y^+$

Sélectionner *Turbulence* dans la fenêtre qui se trouve au dessous de **Y Axis Function**. Dans la fenêtre placée sous *Turbulence*, sélectionner *Wall Yplus*. Sélectionner *extrados* et *intrados* dans la fenêtre **Surfaces** et décocher la case **Node Values** (voir la figure 4.37) Cliquer sur **Plot**. La distribution du paramètre  $y^+$  est affichée (voir la figure 4.38).

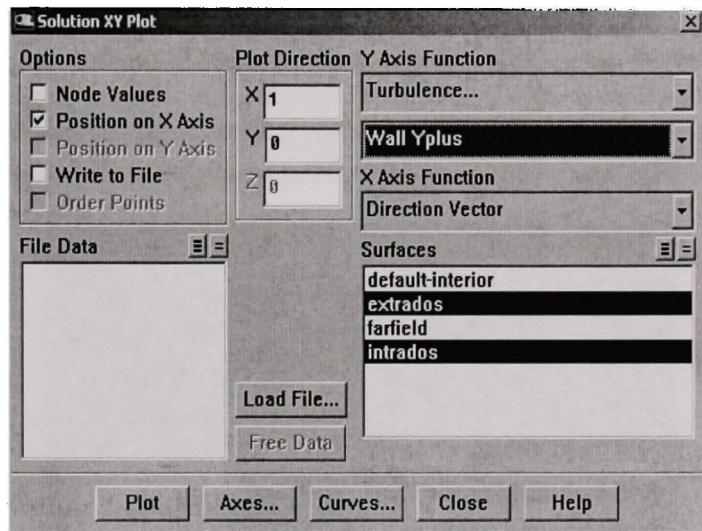


Figure 4.37 La fenêtre **Solution XY Plot** configurée pour l'affichage de la distribution paramètre  $y^+$

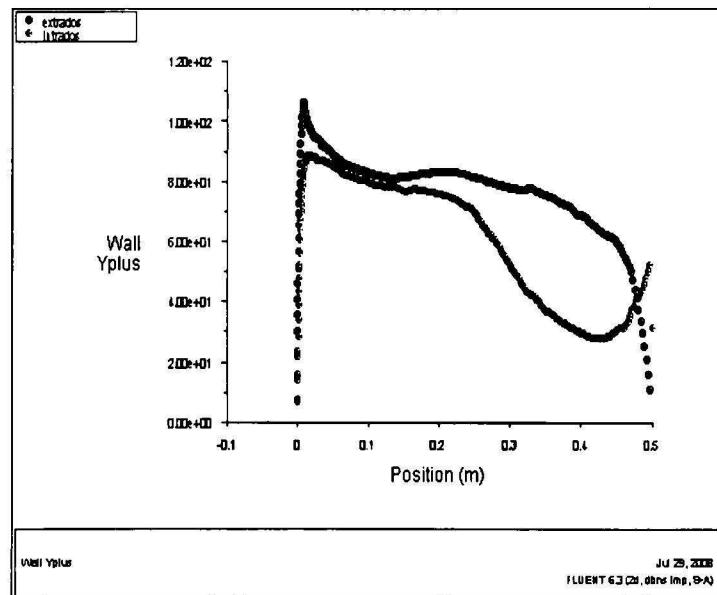


Figure 4.38 La distribution du paramètre  $y^+$

La distribution du paramètre  $y^+$  est montrée (voir la figure 4.38) et presque toutes les valeurs de ce paramètre se trouvent entre 30 et 110. Dans le cas du modèle de turbulence Spalart-Allmaras, l'intervalle de 30 à 300 représente la région logarithmique de  $y^+$  pour les cellules adjacentes à la paroi. Nos valeurs sont incluses dans cet intervalle ce qui indique une bonne qualité de maillage.

#### 4.11.3 La distribution de coefficients de pression

Sélectionner *Pressure* dans la fenêtre qui se trouve au dessous de **Y Axis Function** et dans la fenêtre placée sous *Pressure*, sélectionner *Pressure Coefficient*. Sélectionner *extrados* et *intrados* dans la fenêtre **Surfaces** (voir la figure 4.39). Cliquer sur **Plot**. La distribution de coefficients de pression est affichée (voir la figure 4.40).

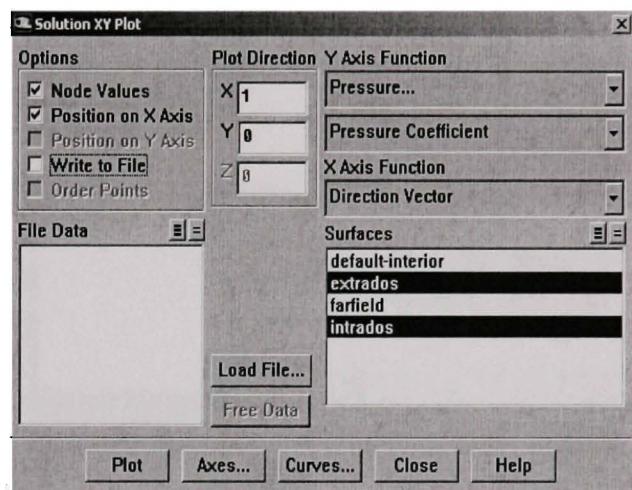


Figure 4.39 La fenêtre **Solution XY Plot** configurée pour l'affichage de la distribution des coefficients de pression

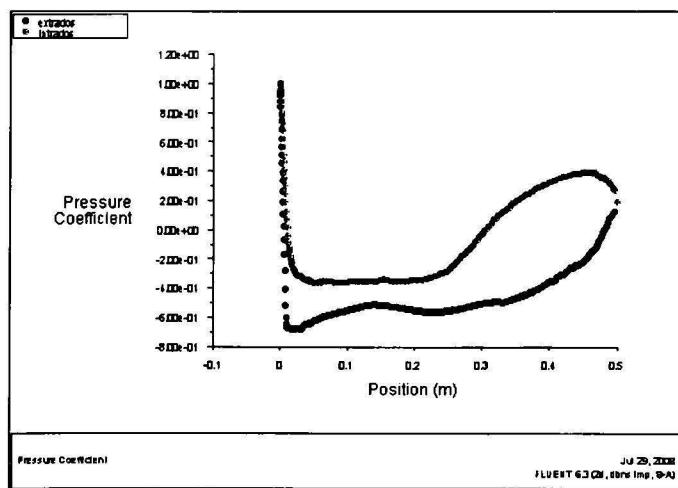


Figure 4.40 La distribution des coefficients de pression

Pour l'écriture d'un fichier contenant les valeurs des distributions des coefficients de pression, suivre les étapes exécutées pour la distribution des pressions statiques, en utilisant le bouton **Write**. Pour sauver les valeurs de la distribution de coefficients de pression, dans la fenêtre **Select File** qui apparaît, dans la case **XY File** (voir la figure 4.41), le fichier doit être sauvegardé sous l'appellation : coefficient de pression ou  $C_p$ .

#### 4.11.4 La distribution de coefficients de friction

Sélectionner **Wall Fluxes** dans la fenêtre qui se trouve au dessous de **Y Axis Function** et dans la fenêtre située sous **Pressure**, sélectionner **Skin Friction coefficient**. Sélectionner dans la fenêtre **Surfaces extrados et intrados** (voir la figure 4.41). Cliquer sur **Plot**. La distribution des coefficients de friction est affichée (voir la figure 4.42).

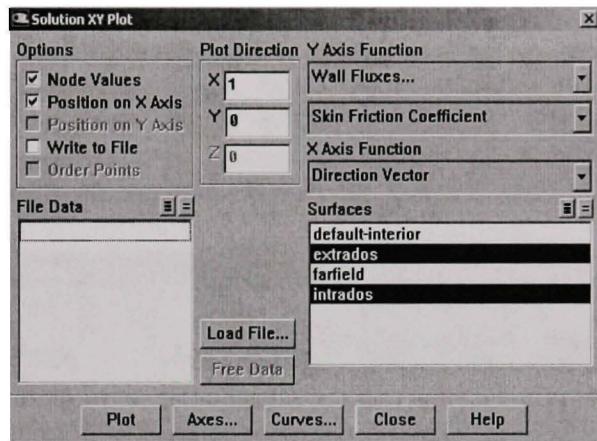


Figure 4.41 La fenêtre **Solution XY Plot** configurée pour afficher la distribution des coefficients de friction  $C_F$

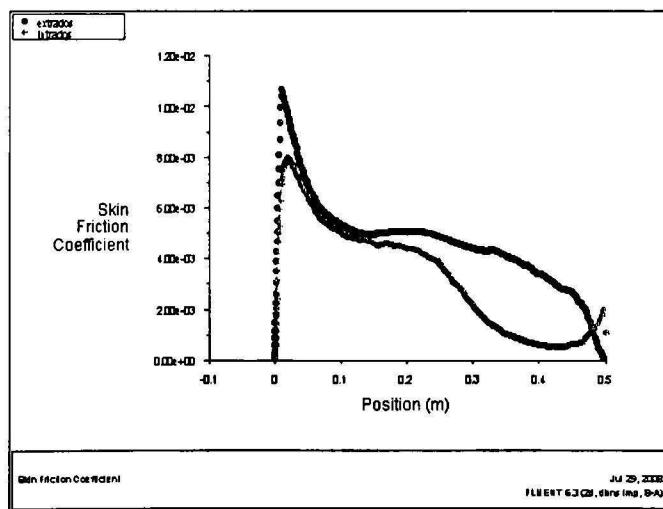


Figure 4.42 La distribution de coefficients de friction  $C_F$

Pour l'écriture d'un fichier contenant les valeurs des distributions des coefficients de friction, suivre les étapes effectuées pour la distribution des pressions statiques, mais dans la fenêtre Select File, dans la case XY File, le fichier doit être sauvegardé sous l'appellation: coefficient de friction ou  $C_F$ .

#### 4.11.5 L'affichage de contours

À la barre de menu, appuyer sur **Display > Contours**. La fenêtre **Contours** s'ouvre (voir la figure 4.43). Pour afficher les contours pour la pression statique, la pression dynamique, la température statique, la température totale, le nombre de Mach et la vitesse, nous travaillerons seulement dans la fenêtre **Contours**.

##### 4.11.5.1 Le contour des pressions statiques

Sélectionner *Pressure* dans la fenêtre qui se trouve au dessous de **Contours of** et dans la fenêtre placée sous *Pressure*, sélectionner *Static Pressure* (en fait, ces options sont affichées automatiquement à l'ouverture de la fenêtre **Contours**). Cocher la case **Filled**. Ne sélectionner aucune région dans la fenêtre **Surfaces** (voir la figure 4.43). Cliquer sur **Display**. L'image du contour de pression statique est affichée (voir la figure 4.44).

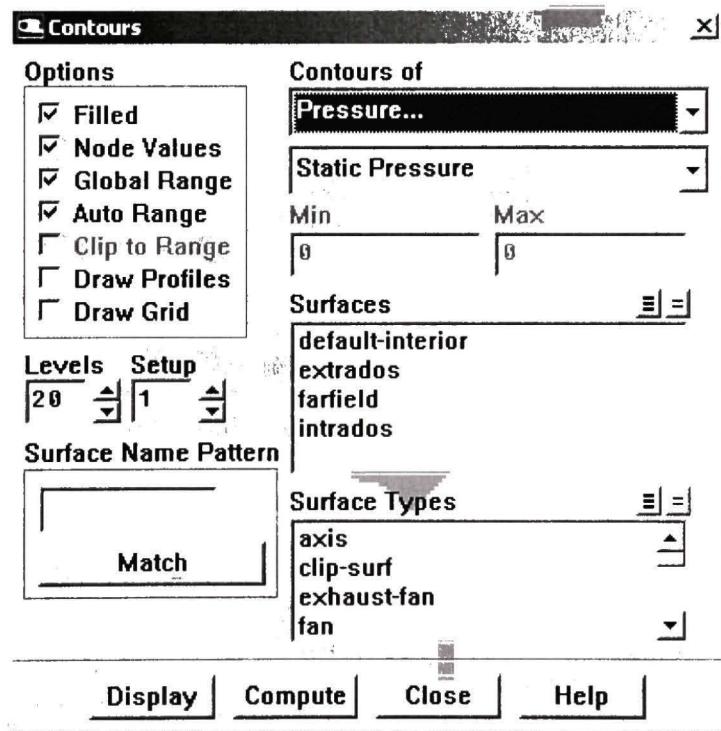


Figure 4.43 La fenêtre Contours configurée pour afficher le contour de la pression statique

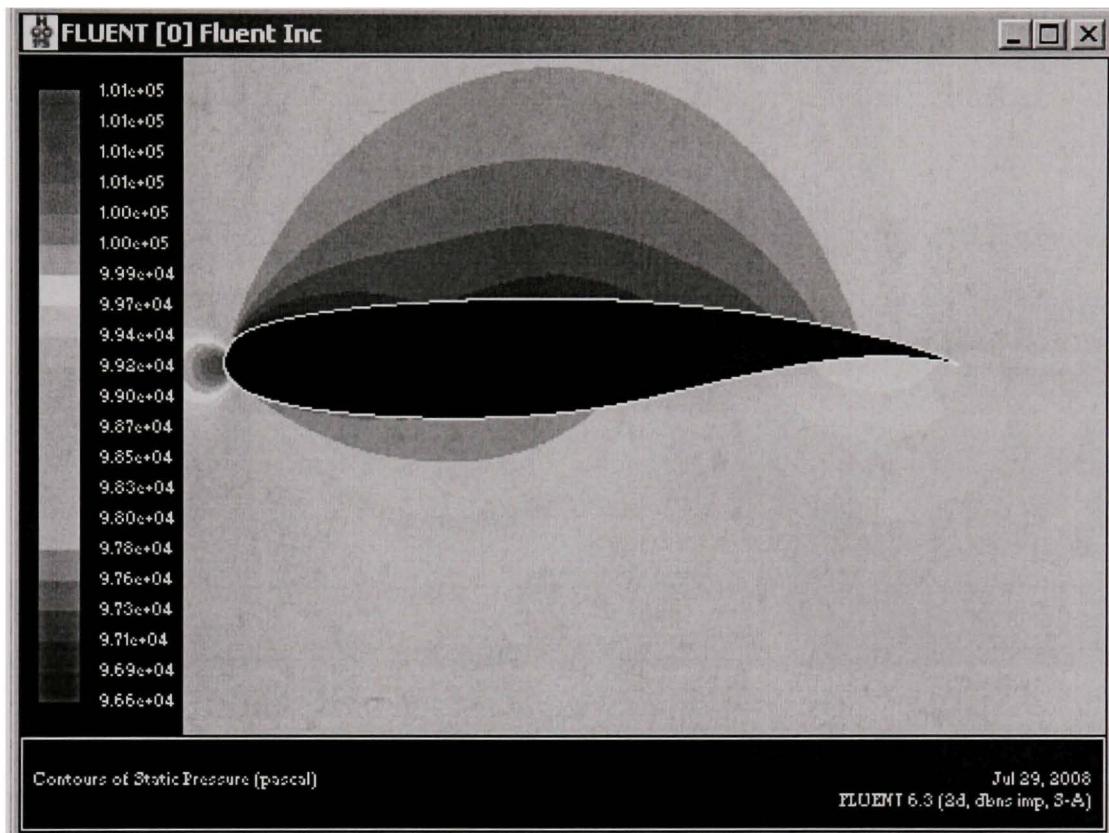


Figure 4.44 L'image du contour de la pression statique

#### 4.11.5.2 Le contour de pression dynamique

Pour afficher le contour de la pression dynamique, les mêmes commandes sont appliquées dans la fenêtre **Contours**, mais sélectionner *Dynamic Pressure* au lieu de *Static Pressure*. Ensuite, cliquer sur **Display**. L'image du contour de pression dynamique est affichée (voir la figure 4.45).

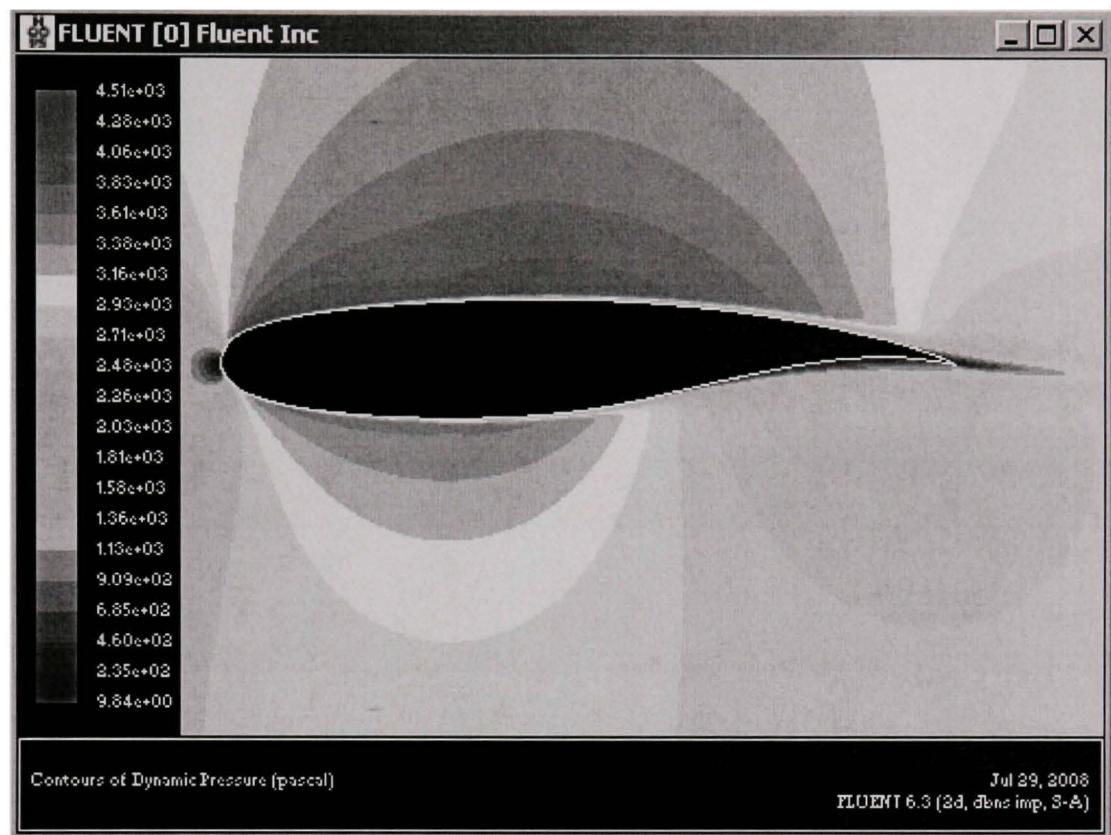


Figure 4.45 L'image du contour de la pression dynamique

#### 4.11.5.3 Le contour de température statique

Sélectionner *Temperature* et *Static Temperature* dans les fenêtres correspondantes de la fenêtre **Contours**. Cliquer sur **Display**. L'image du contour de la température statique est affichée (voir la figure 4.46).

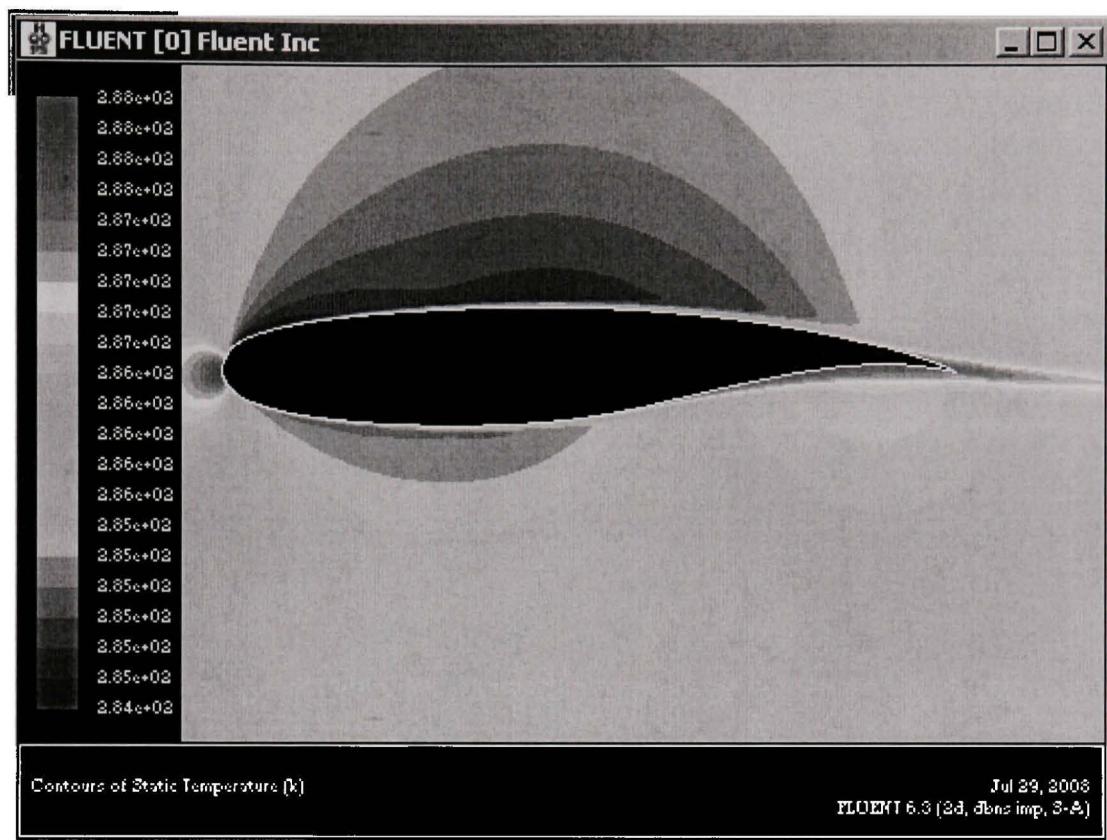


Figure 4.46 L'image du contour de la température statique

#### 4.11.5.4 Le contour de température totale

Sélectionner *Temperature* et *Total Temperature* dans les fenêtres correspondantes de la fenêtre **Contours**. Cliquer sur **Display**. L'image du contour de la température statique est affichée (voir la figure 4.47).

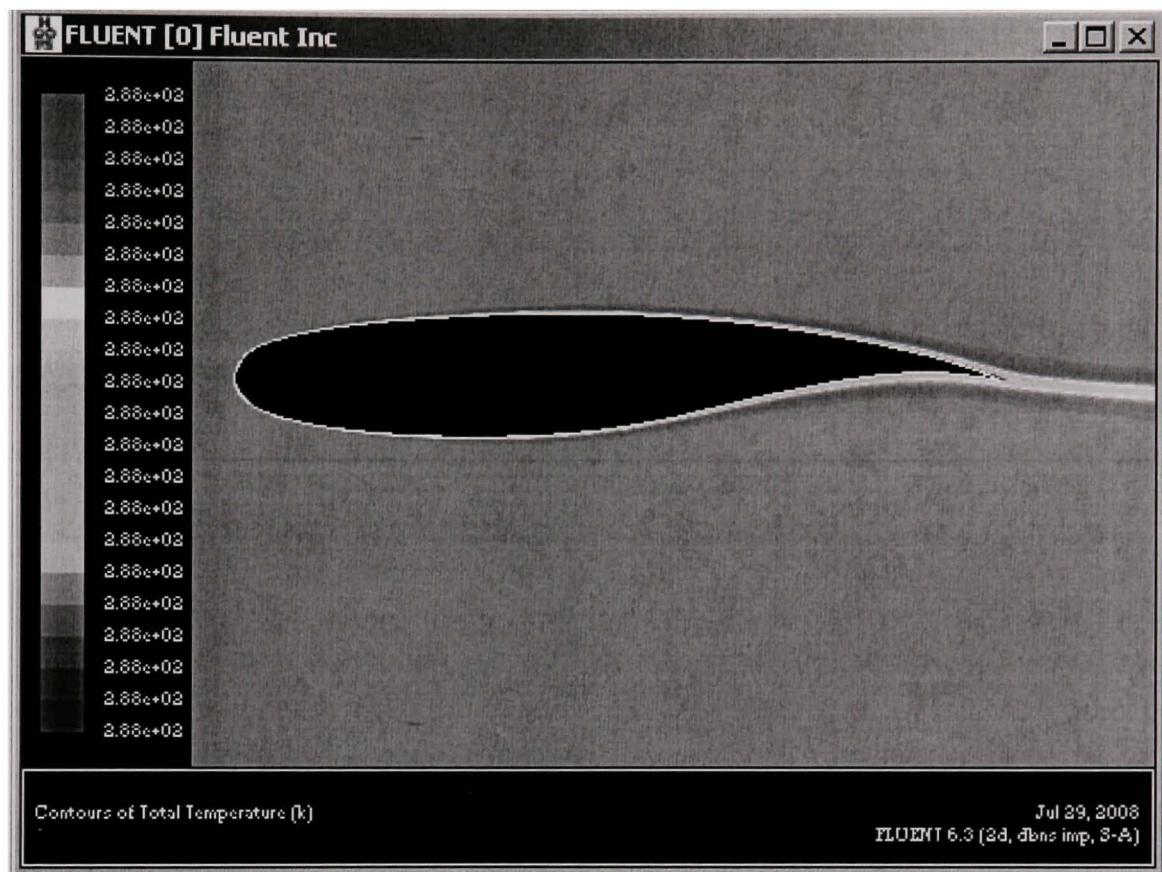


Figure 4.47 L'image du contour de la température totale

#### 4.11.5.5 Le contour du nombre de Mach

Sélectionner *Velocity* dans la fenêtre qui se trouve au dessous de **Contours of**. Sélectionner *Mach Number* dans la fenêtre située sous *Velocity*. Ne sélectionner aucune région dans la fenêtre **Surfaces**. Cliquer sur **Display**. L'image du contour de nombre de Mach est affichée (voir la figure 4.48).

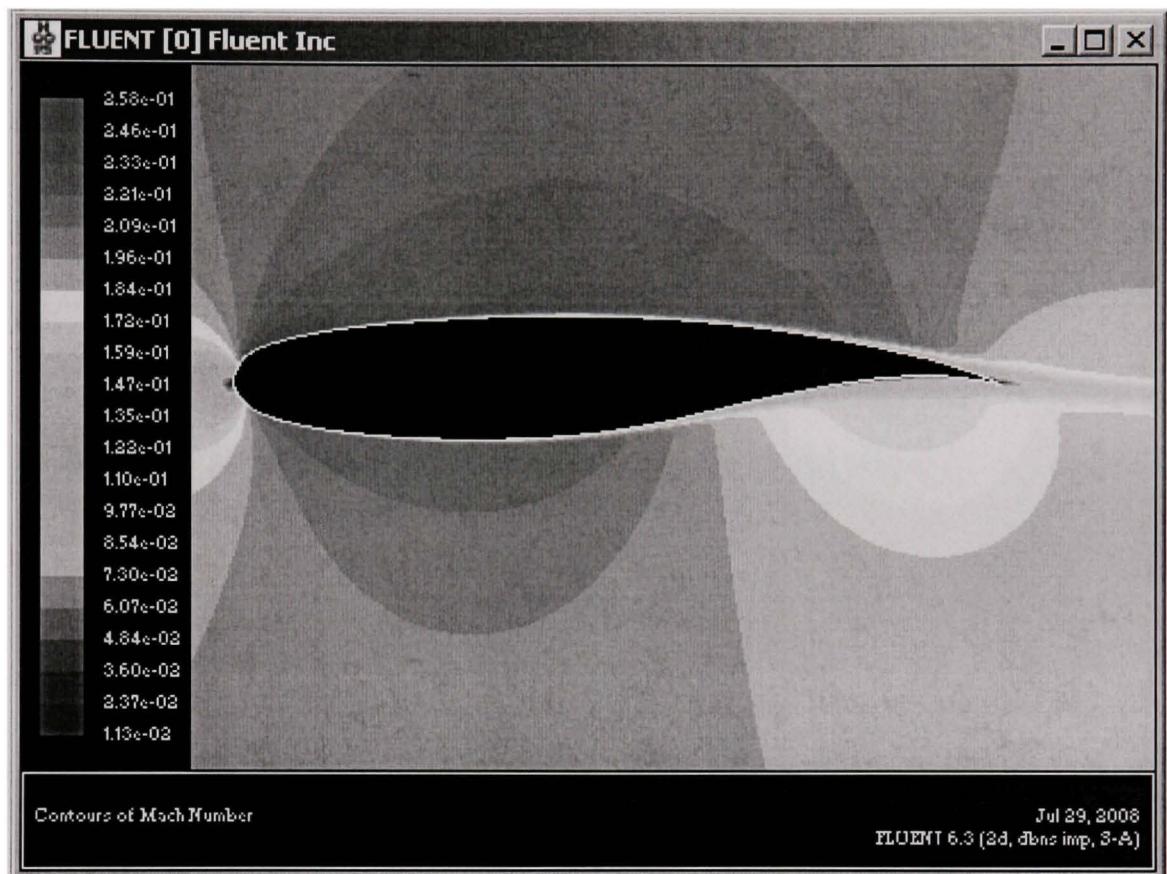


Figure 4.48 L'image du contour de nombre de Mach

#### 4.11.5.6 Le contour de la vitesse

Sélectionner *Velocity* et *Velocity Magnitude* dans les fenêtres correspondantes de la fenêtre **Contours**. Cliquer sur **Display**. L'image du contour des vitesses est affichée (voir la figure 4.49).

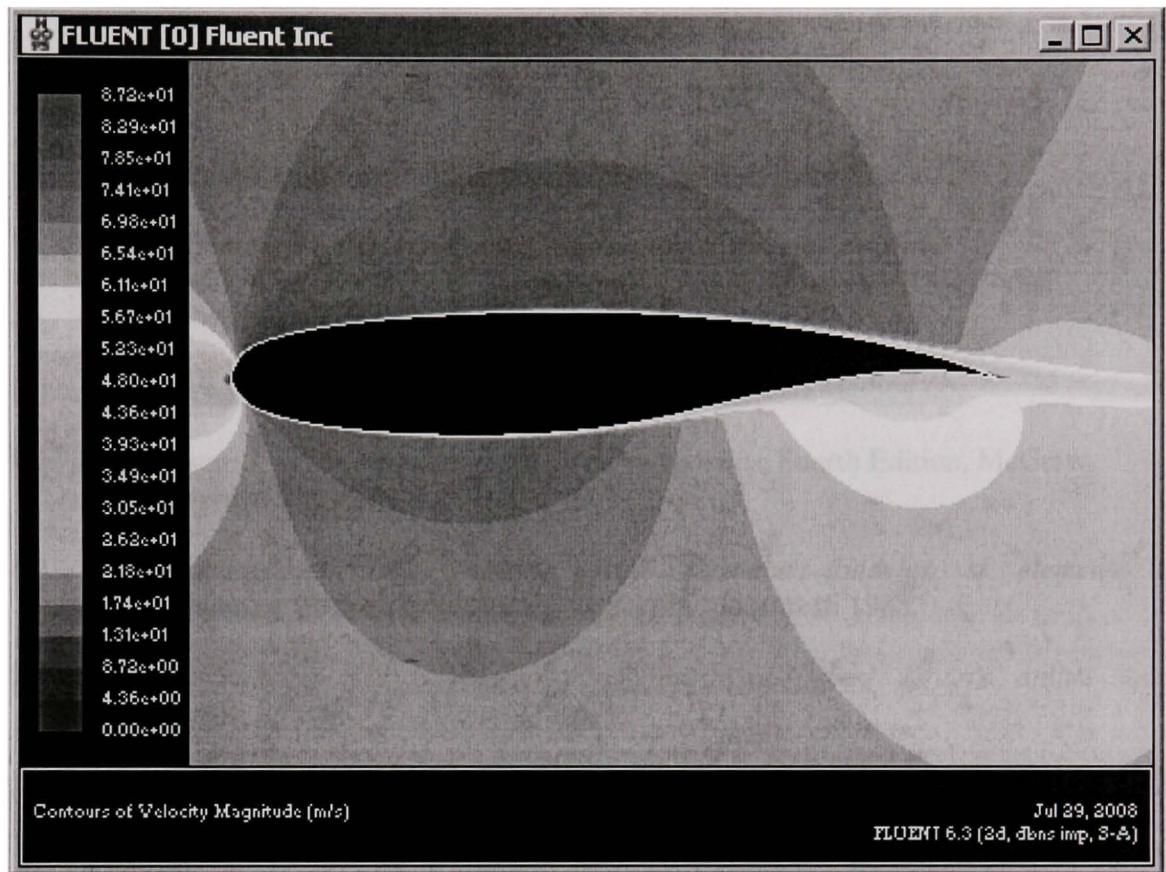


Figure 4.49 L'image du contour des vitesses

## LISTE DE REFERENCES

- [1] [http://en.wikipedia.org/wiki/Computational\\_fluid\\_dynamics.](http://en.wikipedia.org/wiki/Computational_fluid_dynamics)
- [2] Joel H. Ferziger / Milovan Peric, *Computational Methods for Fluid Dynamics*, third, rev. edition, ISBN 3-540-42074-6 Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York.
- [3] [http://www.ae.gatech.edu/people/lsankar/AE3903/Panel.Method.doc.](http://www.ae.gatech.edu/people/lsankar/AE3903/Panel.Method.doc)
- [4] Anderson, J. D., Jr., *Fundamentals of aerodynamics*, Fourth Edition, McGraw-Hill International Edition.
- [5] Constantinescu, V.N., Galetuse, St., *Mecanica fluidelor si elemente de aerodinamica*, Editura didactica si pedagogica – Bucuresti 1983.
- [6] [http://www.aa.nps.navy.mil/~jones/online\\_tools/panel/about/ Kevin's online tools: Panel code version 1.2 - About the utility.](http://www.aa.nps.navy.mil/~jones/online_tools/panel/about/)
- [7] Murthy, T. K. S., Brebbia, C.A., *Computational methods in viscous aerodynamics*, Elsevier Edition, 1990.
- [8] Drela, M., *Xfoil 6.94 User Guide*, MIT Aero & Astro Harold Youngren, Aerocraft, Inc., 10 Dec 2001.
- [9] Fluent Inc., *Fluent 6.2 User's Guide*, 2005.
- [10] Sibley School of Mechanical and Aerospace Engineering, *Fluent tutorials*, [//instruct1.cit.cornell.edu/courses/fluent/](http://instruct1.cit.cornell.edu/courses/fluent/), Cornell University, Ithaca, NY.
- [11] Gambit User's Guide.