

République Algérienne Démocratique Et Populaire
Ministère De L'Enseignement Supérieur Et De La Recherche Scientifique
UNIVERSITE SAAD DAHLEB BLIDA



Institut d'Aéronautique et des Etudes Spatiales

Mémoire de Fin d'Etudes Pour L'obtention du Diplôme

MASTER en Aéronautique

Option : Structure Avions

Thème

=====

**Etude de l'effet thermique sur les performances
aérodynamiques des micro drones.**

=====

Réalisée Par :

CHERCHOUR Amir

MECHEOUD Nacer eddine

Promoteur :

Dr. BEKKA Nadir

Blida, Juin 2015

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

Dédicaces

Je dédie ce travail :

Spécialement à mes parents à qui je dois énormément, qui ont cru en moi et qui m'ont

donné les moyens d'aller aussi loin.

A celle qui m'a mis au monde et accompagnée durant les moments difficiles de long

cursus scolaire et universitaire.

A mes sœurs ASMA et CHAIMA

A mes oncles, tantes et leurs familles.

A mon binôme AMIR et mes amis DJAMEL, HICHAM, NASSIM, SEIF, KHIRO, ILYES,

NABIH, SOHILA et surtout MOHAMMED BENBRIK et SAMIR OUCHENE.

Merci pour tous

NACER EDDINE

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail à :

*A mes chers parents, qui ont consacré toute leur vie pour mon
éducation et ma réussite, et à qui je souhaite une longue vie
heureuse.*

A toute ma famille.

A mes frères et mes sœurs.

*A mon binôme NASRO et mes amis SEIF, HOSSAME, HABIB,
ALI, KHEIREDDINE,
NABIH, MOUAD, ABD ALBASSET et surtout
MOHAMMED BENBRIK.*

A mes camarades de la promo 2015.

A tous ceux qui me connaissent de près et de loin

Cherchour Amir

REMERCIEMENTS

REMERCIEMENTS

Avant tout nous tenons à remercier Dieu tout puissant de nous avoir donné cette foi et cette confiance en nous, ainsi que cette volonté et ce courage, pour atteindre cette étape importante de notre vie.

Nous adressons également nos remerciements à notre encadreur Mr Bekaa Nadir pour son soutien, ses conseils pertinents et son aide précieuse, ainsi que la confiance qu'il nous a toujours témoignée tout au long de notre projet.

Nous exprimons mes remerciements aux membres du jury de nous avoir honoré en acceptant de juger notre travail.

Nous tenons aussi à témoigner notre sincère gratitude à tous ceux qui nous ont assistés de près ou de loin, par leurs encouragements, leurs conseils et leurs critiques.

Résumé

Cette étude porte sur la simulation numérique des écoulements turbulents en utilisant un modèle de turbulence issu de l'approche RANS. Le cas test est consacré à l'aérodynamique de faible nombre de Mach et à bas nombre de Reynolds. Ce type d'écoulement trouve son application dans les écoulements externes dans les petits avions de faible allongement appelés « Micro-drones » ou MAV (Micro Air Vehicles). Sachant que ce type d'avions souffre beaucoup de la limitation de la marge de fonctionnement à cause de leur faible rapport portance/trainée (finesse), l'objectif de cette présente étude est d'améliorer les performances et les caractéristiques aérodynamiques en introduisant l'effet thermique par génération d'un gradient de température entre l'extrados et l'intrados de profil. La simulation numérique a été faite d'une manière détaillée pour le cas bidimensionnel (2D) en utilisant le profil NACA0012. Dans ce cas test, tous les calculs ont été effectués à l'aide de code ANSYS-FLUENT en utilisant le modèle de turbulence à une équation de Spalart-Allmaras.

Mots clés : Micro drones, Turbulence, Effet thermique

Abstract

This study focuses on the numerical simulation of turbulent flows using a turbulence model based on the RANS approach. The test case is devoted to the aerodynamics of low Mach number and low Reynolds number. This flow is encountered in the case of the external flows around the small airplanes, called Micro Air Vehicles (MAV). Knowing that this type of aircraft suffers from many difficulties related to the margin operating limitation due to their low lift / drag (fineness), the aim of this study is to improve the performance and aerodynamic characteristics by introducing the thermal effect; a temperature gradient between the extrados and intrados of the wing. The numerical simulation was carried in detail for two dimensional case using the NACA0012 airfoil. All computations were made by ANSYS-FLUENT code using the one equation turbulence model for Spalart-Allmaras.

Keywords : Micro air vehicles, turbulence. Thermal effect

ملخص

هذه المذكرة تتناول بالدراسة و التحليل بواسطة المحاكاة الرقمية للتدفقات المضطربة باستخدام نموذج لحساب الاضطراب متوفرة في المقاربة نوعية رانس (RANS)، حالة الاختبار مخصصة لديناميكية الهواء ذات أرقام رينولدس و ماك منخفضة هذا النوع من التدفق يهتم الطائرات الصغيرة بدون طيار مع العلم بان هذا النوع من الطائرات يعاني الكثير من المعوقات التي تحد من هامش التشغيل ,الهدف من هذه الدراسة هو تحسين الأداء و الخصائص الايروديناميكية بإدخال الأثر الحراري لتوليد تدرج في الحرارة بين السطح السفلي و العلوي لجناح الطائرة. المحاكاة الرقمية تمت بشكل مفصل لجناح من نوع ثنائي الأبعاد(أ2) NACA 0012. في هذه الحالة كل الحسابات تمت باستخدام برنامج متخصص يدعى ANSYS FLUENT الذي يتوفر على عدة نماذج الاضطراب .النموذج Spalart-Allmaras هو النموذج المستعمل في الدراسة.

الكلمات المفتاح: الطائرات الصغيرة، نموذج الاضطراب، التأثير الحراري.

Table des matières

Dédicaces	i
Remerciements	iii
Résumé	iv
ملخص	v
Table des matières	vi
Liste des figures	vii
Liste des tables	x
Nomenclature	xi
Introduction	1

Chapitre I : Recherches bibliographique

I.1 Introduction	2
I.2 Les micro-drones	2
I.3 Synthèse bibliographique.....	6

Chapitre II Formulation mathématique

II.1 Introduction	11
II.2 Définition du fluide	11
II.3 Milieu continu	12
II.4 Equations de Navier-Stokes instantanées	12
II.4.1 Equation de continuité	12
II.4.2 Equations de quantité de mouvement	12
II.4.3 Equation d'énergie	12
II.5 Equations moyennées	14
II.6 Les grandes classes de la modélisation de la turbulence	16
II.6.1 La simulation des équations de Navier stokes moyennées	16
II.6.2 La simulation numérique directe(DNS)	17
II.6.3 La simulation des grandes échelles (LES)	17
II.7 Modèles de turbulence (Approche RANS)	18
II.8 Le Modèle a une équation de Spalart-Allmaras	19

Chapitre III Résolution numérique

III.1 Introduction	20
III.2 Le maillage	20
III.2.1 Maillage structuré (quadra/hexa)	21
III.2.2 Maillage non structuré	22
III.2.3 Maillage hybride	23
III.2.4 Technique de Génération du Maillage	23
III.2.5 Présentation d'ICEM CFD	24
III.2.6 Choix de la géométrie.....	26
III.3 Résolution numérique des équations de dynamique des fluides.....	27
III.3.1 Méthodes des différences finies	27
III.3.2 Méthodes des éléments finis	28
III.3.3 Méthodes spectrales	28
III.3.4 Méthodes des volumes finis	28
III.4 Présentation du code de calcul (FLUENT)	29
III.4.1 Principales étapes de simulation sous FLUENT	31

Chapitre IV Résultats et discussion

IV.1 Introduction	33
IV.2 L'effet de raffinement de maillage	33
IV.3 Etude de l'effet thermique.....	37
IV.3.1 Profil complet	37
IV.3.2 Comparaison entre le calcul laminaire et turbulent	45
IV.3.3 Validation avec l'expérience	47
IV.4 profil d'aile avec effet thermique partiel.....	48

Conclusion	55
-------------------------	----

Références

Annexe

Exemple de génération de maillage par ICEM CFD.

LISTE DES FIGURES

Figure I.1 Prototypes de micro-drones ou MAVs.....	4
Figure I.2 Variation de la masse en fonction du nombre de Reynolds.....	4
Figure I.3 Différentes configurations de microdrones [3, 4].....	5
Figure 1.4 Cl en fonction d'angles d'attaque sur une plaque plane rectangulaire $Re = 1 \times 10^5$ (à gauche) déférente forme d'aile en fonction allongements (à droite).....	6
Figure I.5 microdrones avec des ailes flexibles [11].....	9
Figure I.6 Le dispositif expérimental de l'expérience de Kim [21].....	10
Figure III.1 Maillage structuré(2D).....	21
Figure III.2 Maillage non structuré.....	22
Figure III.3 Maillage hybride.....	23
Figure III.4 l'interface ICEM CFD 15.0.....	25
Figure III.5 profile NACA 0012.....	27
Figure III.6 Volume de contrôle pour un écoulement bidimensionnel.....	29
Figure III.7 l'interface Fluent 15.0.....	30
Figure III.8 schéma du domaine de calcule et des conditions aux limites.....	32
Figure IV.1 Maillage structuré 2D avec une topologie C.....	35
Figure IV.2 L'effet de raffinement de maillage sur le coefficient de portance et sur Y+ pour différents angles d'attaques T Extrados= 200 K et T Intrados = 400 K, M=0.045, $Re = 3.8 \times 10^4$	36
Figure IV.3 profile NACA0012 chauffer sur intrados et refroidie sur extrados	37
Figure IV.4 la vitesse autour de profil NACA0012 à l'angle d'attaque 0°, avec et sans effet thermique ; M=0.045 et $Re = 3.8 \times 10^4$	38

Figure IV.5 La pression p : sur l'extrados et l'intrados Pour une profile NACA0012 à l'angle d'attaque 0° ; $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	39
Figure IV.6 Coefficient de pression C_p autour de profil NACA0012, avec et sans effet thermique à l'angle d'attaque 0° , $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	40
Figure IV.7 la vitesse autour de profil NACA0012 à l'angle d'attaque $\alpha= 14^\circ$, $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	41
Figure IV.8 L'effet thermique sur les performances aérodynamiques pour un profil NACA0012 à micro-échelle, $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	44
Figure IV.9 L'effet thermique sur le coefficient de portance C_L pour déférence nombre de Reynolds.....	45
Figure IV.10 Comparaison entre les calculs laminaire et turbulent (Extrados $T=200$ K, intrados $T= 400$ K), $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	46
Figure IV.11 Comparaison de coefficient de portance avec l'expérience [21], $M=0.018$ et $Re = 1.67 \times 10^4$	48
Figure IV.12 Analogie entre les écoulements externe et interne.....	49
Figure IV.13 Distribution de pression autour d'un profil.....	49
Figure IV.14 profil NACA0012 devisé en 4 parties.....	50
Figure IV.15 Coefficient de pression C_p autour du profil NACA0012, avec effet thermique (complet – partial) à l'angle d'attaque 0° , $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	51
Figure IV.16 L'effet thermique partiel sur les performances aérodynamiques pour un profil NACA0012 à micro-échelle, $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	53
Figure IV.17 Le gradient thermique partiel nécessaire pour obtenir le résultat de gradient complet (Coefficient de portance), $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$	54

Liste des Tableaux

Tableau (IV.1) Détails des maillages utilisés pour l'étude de l'effet de raffinement de maillage autour de profil NACA0012.....	34
----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------	----

Nomenclature

AR	allongement ($AR=b^2/S$)
b	envergure de l'aile [m]
c	vitesse du son [m/s]
C	la corde de profil d'aile [m]
C_D	Coefficient de traînée $C_D = \frac{D}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S}$
C_f	Coefficient de frottement $C_f = \frac{\tau_p}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$
C_L	Coefficient de portance $C_L = \frac{L}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2 S}$
C_p	Coefficient de pression $C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty U_\infty^2}$
cp	chaleur spécifique du gaz parfait à pression constante [J/kg.K]
cv	chaleur spécifique du gaz parfait à volume constant [J/kg.K]
D	force de traînée [N]
e	énergie interne [J/kg]
E	énergie spécifique totale par unité de masse [J/kg]
J	la matrice jacobéenne
h	enthalpie [J/kg]
k	conductivité thermique [w/m.K], ou bien l'énergie turbulente [J/kg]
L	force de portance [N]
M_∞	nombre de Mach à l'infini amont ($M_\infty=U_\infty/c$)

MAV	Micro Air Vehicles
P	pression statique [Pa]
Pr	nombre de Prandtl laminaire
Prt	nombre de Prandtl turbulent
qj	flux de chaleur [w/m2]
R	constante universelle des gaz parfaits [J/kg.K.mol]
r	constante des gaz parfaits [J/kg.K] ; (r=cp-cv)
Re	nombre de Reynolds $Re = \frac{\rho.U.C}{\mu}$
S	Surface de référence de l'aile [m2]
t	temps [s]
T	température [K] r u vitesse [m/s]
ut	vitesse de frottement [m/s]
u+	vitesse adimensionnelle (variable de paroi ; $u+ = \frac{\tilde{u}}{u_\tau}$)
x	abscisse dans le plan physique (x,y)
y	ordonnée dans le plan physique (x,y)
y+	ordonnée de paroi réduite $y+ = \frac{yu_\tau}{\nu}$
z	direction z selon l'envergure de l'aile Symboles grecques
α	angle d'attaque
δ	épaisseur de la couche limite [m]
ε	taux de dissipation de l'énergie turbulente k [m2/s3]
ϕ	variable générique
γ	rapport des chaleurs spécifiques ($\gamma=cp/cv$)
Γ_t	diffusivité turbulente [kg/m.s]

μ	viscosité dynamique [kg/m.s]
ν	viscosité cinématique ($\nu=\mu/\rho$) [m ² /s]
ρ	masse volumique [kg/m ³]
τ	tenseur des contraintes [Pa]
ω	taux de dissipation spécifique de l'énergie turbulente k [s ⁻¹]

Notations

() ⁺	relatif à l'adimensionnement en variables de paroi
()'	fluctuation
()''	fluctuation pondérée par la masse volumique
($\bar{\quad}$)	moyenne d'ensemble
($\tilde{\quad}$)	moyenne d'ensemble pondérée par la masse volumique
() _∞	relatif aux grandeurs à l'infini

Introduction :

L'aérodynamique est l'une des branches de la mécanique des fluides. Elle est plus spécialement réservée aux études de l'écoulement de l'air, surtout autour d'une aile d'avion ou autour d'un profil d'aile bien que ses applications deviennent de plus en plus étendues (génie civile, turbomachines...).

Les phénomènes physiques peuvent être variés en fonction de nombre de Mach et de nombre de Reynolds. Dans ce mémoire on s'intéresse à l'étude de l'écoulement externe autour des profils d'ailes à bas nombre de Reynolds et à faible nombre de Mach dont les micro drones est constitué l'un des domaines d'application. Etant donné que ce type d'avions se heurte à des difficultés liées à leur petite taille et qui peuvent réduire considérablement la plage de fonctionnement de l'appareil, l'amélioration des caractéristiques aérodynamiques afin d'élargir davantage cette plage paraît très judicieux. Parmi les solutions techniques les plus fiables est l'introduction de l'effet thermique en créant un gradient de température entre les surfaces supérieure et inférieure de l'aile.

Le premier chapitre est consacré à une synthèse bibliographique des études antérieures relatives au domaine des micro-drones.

Dans le deuxième chapitre, nous présentons la formulation mathématique permettant la modélisation de l'écoulement d'un fluide visqueux et turbulent en rappelant brièvement les grandes classes de la modélisation de la turbulence avec quelques détails concernant le modèle de turbulence utilisé.

Le troisième chapitre quant à lui est consacré à la présentation du logiciel de maillage ICEM CFD et le logiciel de calcul FLUENT.

Le quatrième chapitre est l'objet des résultats issus de la simulation numérique d'écoulement autour d'un profil d'aile de micro drone, avec et sans effet thermique.

Enfin, une conclusion générale sera tirée et quelques perspectives ultérieures seront présentées.

Chapitre I

Chapitre II

Chapitre III

Chapitre IV

Chapitre I

Recherches bibliographique

I.1 Introduction :

Dans le passé, en terme de recherche, peu d'attention a été focalisée sur l'aérodynamique des profils d'ailes et des voilures à bas nombres de Reynolds $10^4 < Re < 10^5$. La prédominance des recherches sur les profils d'ailes à des nombres de Reynolds élevés a été motivée par leurs applications dans le domaine commercial et militaire. Cependant, un intérêt croissant pour les applications civiles et militaires a passé la recherche dans l'aérodynamique des véhicules volant à bas nombre de Reynolds du domaine académique à la concrétisation pratique. Les applications sont nombreuses, incluant les turbo-propulseurs, les planeurs, les éoliennes, les drones et les microdrones MAV (Micro-Air-Vehicles).

I.2 Les micro-drones :

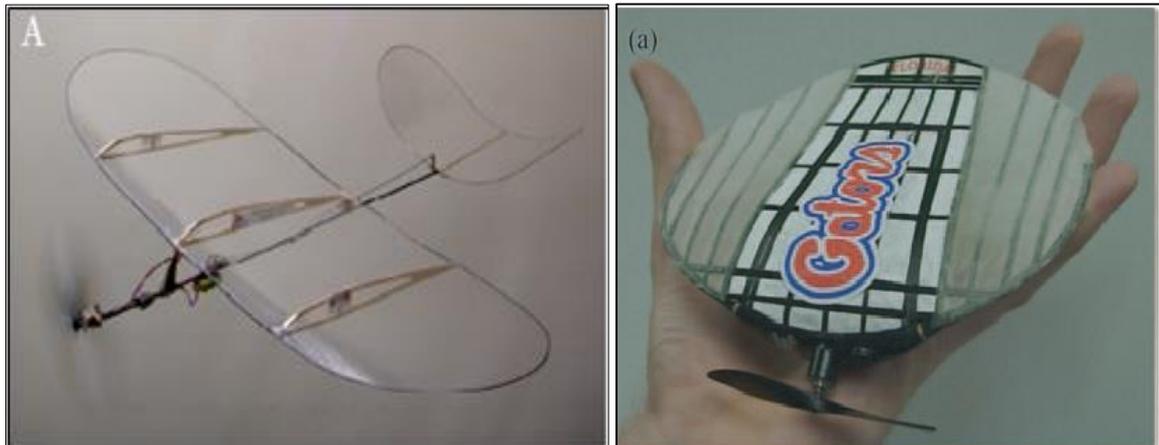
Les micro-drones, peuvent être classés en trois catégories principales selon leur mode de sustentation :

- ✓ Voilure fixe
- ✓ Voilure tournante
- ✓ Voilure battante ou vibrante

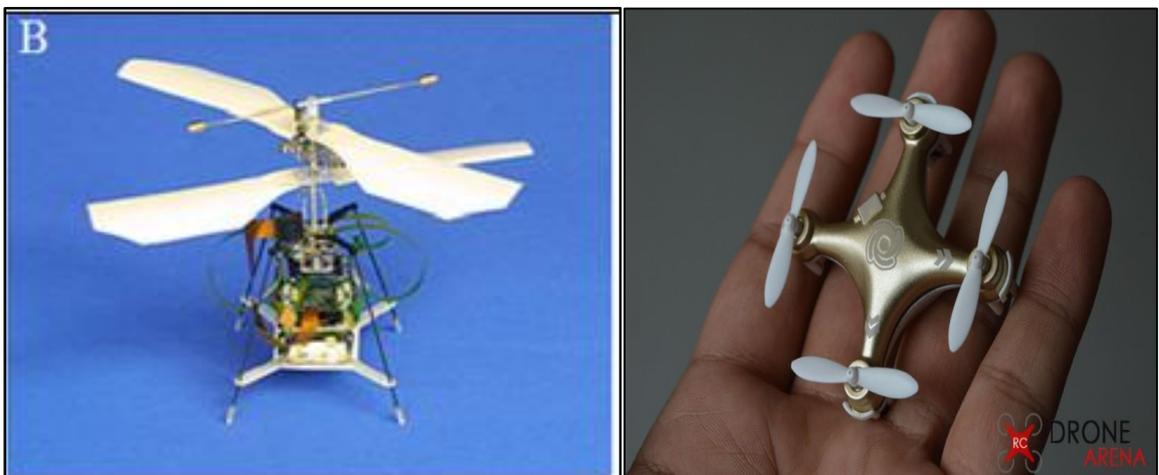
L'intérêt du mode de sustentation par voilure fixe (Fig.I.1a) réside en une vitesse de vol élevée couplée à une autonomie raisonnable et une complexité de réalisation minime. Au contraire, la particularité des micro-drones à voilure tournante (Fig.I.1b) tient en leur capacité à effectuer du vol stationnaire ainsi qu'en leur agilité de vol en lieu confiné. Cependant, dans les deux cas, les concepteurs restent confrontés au compromis charge utile/stabilité/autonomie, directement lié aux performances aérodynamiques de l'aéronef. Ainsi, de par l'observation du monde vivant, le concept de vol à ailes battantes ou vol à ailes

vibrants (Fig.I.1c) semble prospectivement intéressant aux nombres de Reynolds caractéristiques des micro-drones. L'étude poussée de ce mode de sustentation pourrait en effet conduire à la réalisation de systèmes à forte portance et grande efficacité aérodynamique, apte au vol stationnaire et particulièrement discret sur le plan acoustique. Chacune de ces classes a ses propres avantages et inconvénients [1-4].

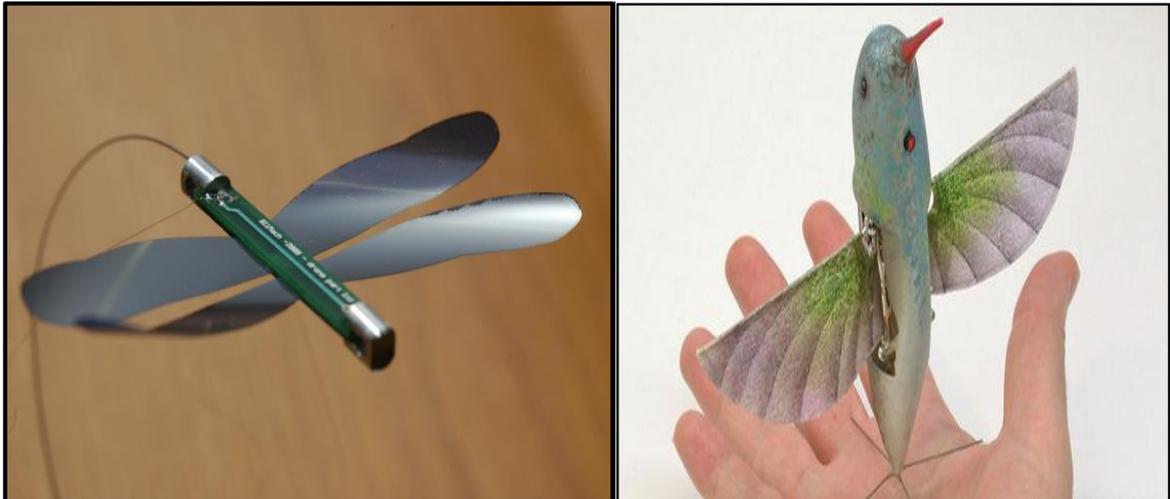
En 1997, l'agence fédérale pour les projets de recherches avancées de défense américaine (DARPA) lance un programme pluriannuel visant à concevoir un engin caractérisé par une taille maximale de l'ordre de 15 cm, un poids oscillant entre 50 et 100 g (Fig. I.2), une autonomie comprise entre 20 mn et 1 h et un rayon d'action de quelques kilomètres.



a)



b)



c)

Figure I.1 Prototypes de micro-drones ou MAV.

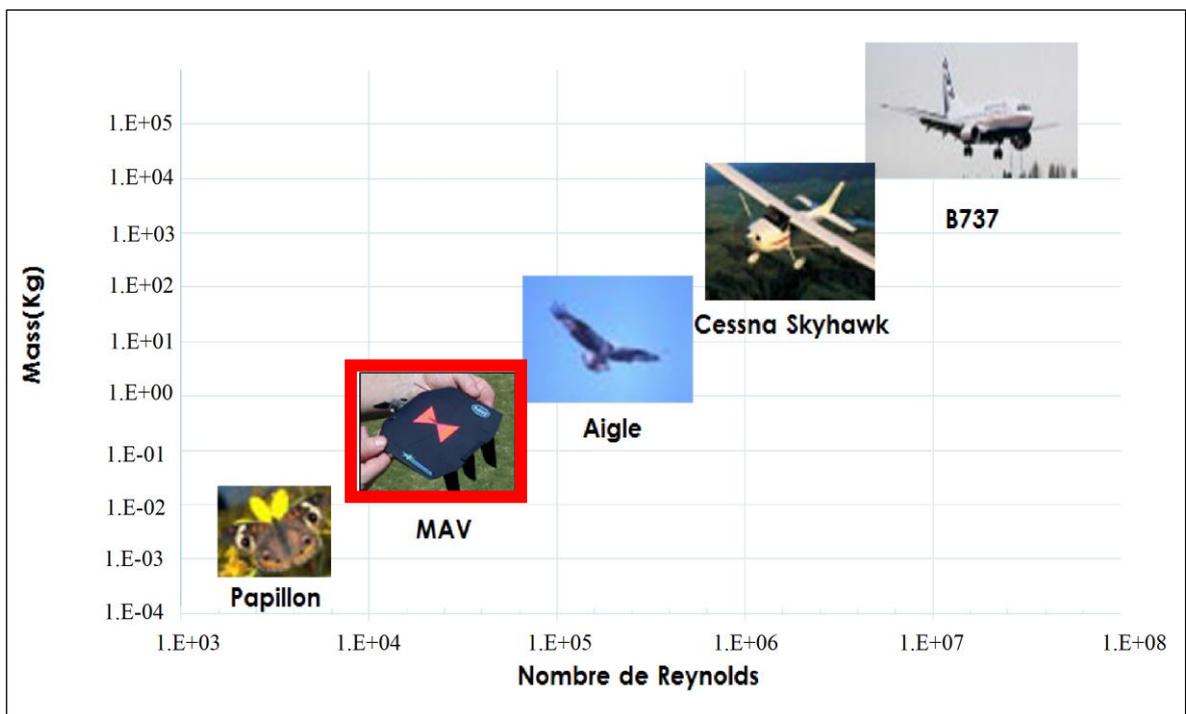


Figure I.2 Variation de la masse en fonction du nombre de Reynolds.

Au cours de ces dernières années, il y a eu des efforts concertés pour développer des micro drones en raison de leurs nombreux domaines d'application et aussi vu leur faible coût de production par rapport aux drones. Ce type d'avions est capable d'accomplir des missions diverses, y compris la reconnaissance et la surveillance aérienne, la logistique, contrôle de trafic et feux de forêts,

inspection des ouvrages d'art et même élaboration des cartographies de champs de mines anti-personnel.

L'aérodynamique des micro drones se heurte à des phénomènes physiques très délicats liés à la géométrie et aux dimensions particulières de ce type d'avions et au régime d'écoulement caractérisé par des faibles nombres de Reynolds. La valeur faible d'allongement ($\lambda \leq 2$) (Fig.I.3), favorise l'apparition d'un écoulement tridimensionnel conduisant à des angles de décrochage très élevés, ainsi qu'au non linéarité de coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque. Aussi, le faible nombre de Reynolds caractérisant le régime de vol de ces avions conduit à des effets visqueux très intenses, tels que le phénomène de décollement/recollement qui augmente considérablement la traînée, et par conséquent, à la diminution de la plage de fonctionnement. Le phénomène de transition du régime laminaire au turbulent dans la couche limite décollée est aussi possible. Ces contraintes représentent un grand challenge, non seulement pour la simulation numérique, mais aussi pour l'expérimentation, car les forces aérodynamiques sont relativement petites à des faibles angles d'attaque. Ce qui nécessite des outils de mesure très sensibles aux petites variations et avec une grande précision. Par conséquent, il est très important de déterminer une configuration géométrique optimale pour les profils d'ailes et les voilures et aussi de développer des technologies visant à améliorer les performances aérodynamiques d'un micro drone afin de le rendre davantage efficace, contrôlable et stable en vol.

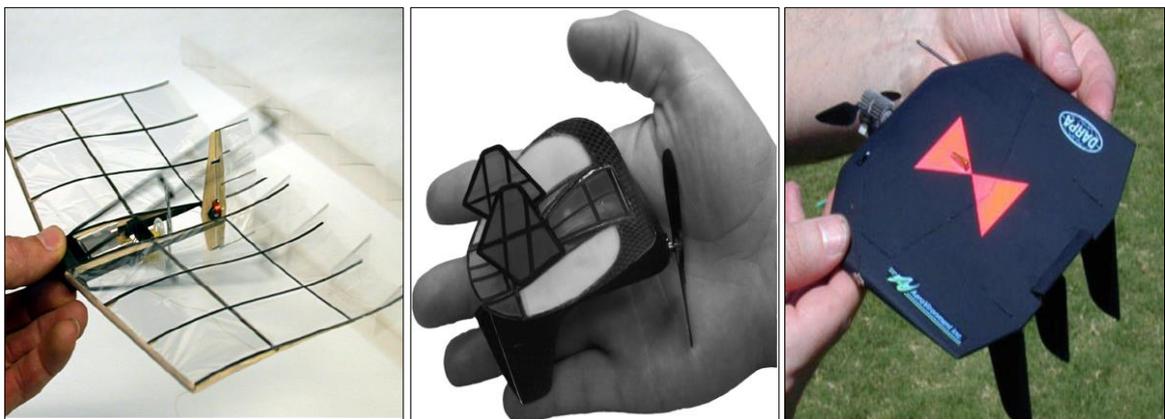


Figure I.3 Différentes configurations de micro drones [3, 4]

I.3 Synthèse bibliographique :

De nombreux aspects des micros drones et leurs caractéristiques liées aux faibles nombres de Reynolds sont étudiés et publiés dans les références [5-10]. Récemment, et dans le but d'étudier ces caractéristiques, Torres et Mueller [9] ont mené une étude expérimentale à des faibles nombres de Reynolds de 7×10^4 à 2×10^5 sur des ailes, ayant la forme d'une plaque plane rectangulaire et des faibles allongements de 0.5 à 2 (Fig. I.4).

DeLuca et al. [11] ont étudié expérimentalement les propriétés aérodynamiques des ailes flexibles et rigides équipant les micros drones. Les mesures ont indiqué que l'augmentation de la flexibilité des ailes permet de retarder le décrochage et augmente la valeur maximale de finesse L/D , approximativement de 20 à 30 % pour des valeurs de vitesse allant de 32 à 80 km/h.

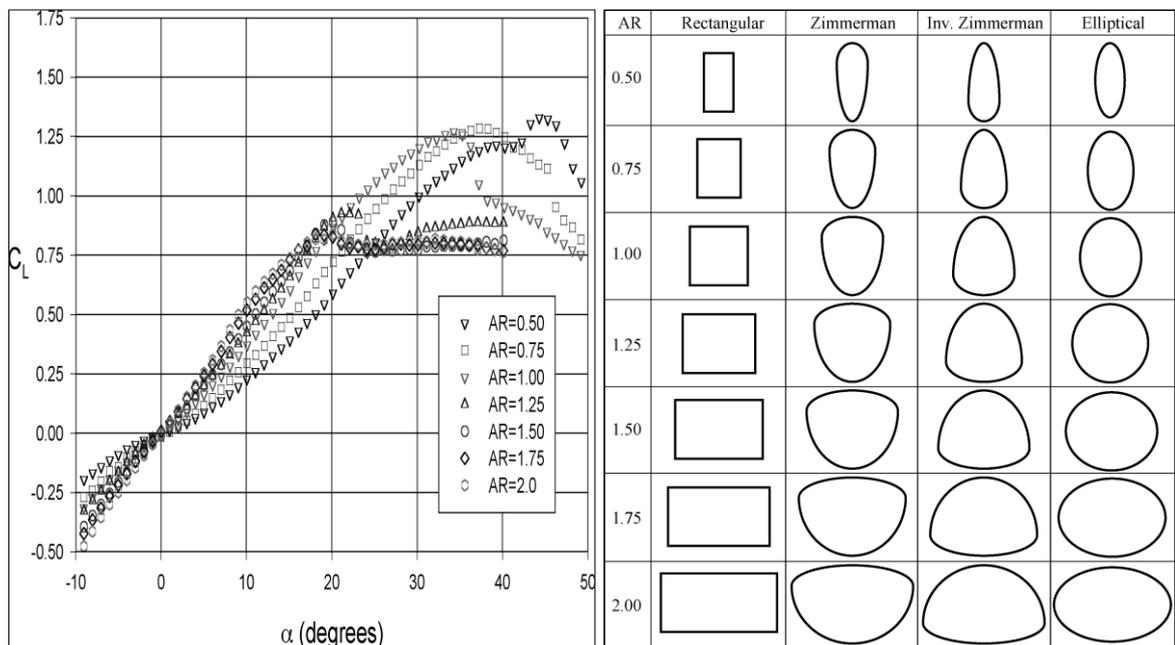


Figure 1.4 C_L en fonction d'angles d'attaque sur une plaque plane rectangulaire $Re = 1 \times 10^5$ (à gauche) déférente forme d'aile en fonction allongements (à droite).

Les performances aérodynamiques des ailes de faible allongement à bas nombres de Reynolds $3 \times 10^4 < Re < 9 \times 10^4$ ont été le sujet des travaux expérimentaux réalisés par Sathye et al. [12] en utilisant une aile rectangulaire NACA0012 d'allongement $AR=1$. Il a été constaté qu'une augmentation considérable de la traînée induite était observée pour des nombres de Reynolds inférieurs à 5×10^4 .

Schoder et Baeder [13] ont mené une simulation numérique d'écoulement en 2D et en 3D à bas nombre de Reynolds autour des profils minces et cambrés, couramment utilisés dans la construction des micro drones. Les résultats numériques sont obtenus en utilisant deux codes de calcul OVERFLOW et TURNS, puis sont confrontés avec ceux de l'expérimentale pour des ailes et des profils d'ailes type Eppler 387 et Mueller.

Null et Shkarayer [14] ont examiné expérimentalement l'effet de cambrure sur les performances aérodynamiques pour les ailes adaptatives des micro-drones, en utilisant quatre modèles géométriques selon la valeur de la cambrure +3%, 6%, 9% et 12%. Ces modèles ont été testés dans une soufflerie à basse vitesse avec des angles d'attaque allant de 0° à 35° et pour des vitesses de 5, 7.5 et 10 m/s correspondent, respectivement aux nombres de Reynolds basés sur la corde moyenne de 5×10^4 , 7×10^4 et 1×10^5 . Les résultats montrent qu'une cambrure de 3 % serait le meilleur choix pour des vitesses élevées car il permet d'atteindre des valeurs élevées de coefficient de portance et de finesse (L/D), tandis que les cambrures de 6% et 9% donnent des finesses élevées aux faibles vitesses de vol. Afin d'étudier les phénomènes complexes des écoulements tridimensionnels autour des ailes à faible allongement et à bas nombre de Reynolds tels que : le phénomène de décollement/recollement, la transition laminaire-turbulent et l'interaction mutuelle entre ces phénomènes, Cosyn et Vierendeels [15] ont procédé à une simulation numérique en utilisant un code commercial (CFD), conjointement avec la méthode de bande (Strip Method). Les calculs ont été effectués pour un écoulement à un nombre de Reynolds $Re=1 \times 10^5$ autour des ailes rectangulaires d'allongement variant entre 0.5 et 2. Elimelech et al. [16] ont étudié l'écoulement autour des profils d'ailes type NACA0009 et Eppler 61 aux faibles nombres de Reynolds allant de 5×10^3 à 6×10^4 , en utilisant

les techniques de visualisation et la résolution numérique des équations de Navier-Stokes gouvernant le problème bidimensionnel, incompressible et laminaire. Cette étude a mis en évidence trois plages d'angle d'attaque dans lesquelles la transition se manifeste du régime purement laminaire à un régime partiellement turbulent.

Dans le but d'améliorer les performances aérodynamiques des voilures fixes équipant les micro drones, Moshetta et Thipyopas [17, 18] ont comparé les caractéristiques de deux configurations d'ailes : monoplan et biplans en utilisant à la fois l'expérimentation dans une soufflerie subsonique à faible vitesse et la simulation numérique en tenant compte des effets visqueux. Les résultats obtenus indiquent que les configurations biplans peuvent améliorer considérablement l'efficacité aérodynamique comparativement aux configurations classiques (monoplan).

Dans le même contexte une étude expérimentale a été effectuée par Albartani et al. [19] dans le but d'évaluer les caractéristiques aérodynamiques et mécaniques des microdrones à ailes flexibles (Fig. I.5). Dans cette étude, des interactions non linéaires d'ordre élevé entre les coefficients de portance, de traînée et tangage avec la variable indépendante (l'angle d'attaque) ont été confirmées. Afin de mettre en évidence la violation de la condition de Kutta aux faibles nombres de Reynolds, Yonemoto et al. [20] ont simulé numériquement l'écoulement autour de profil NACA0012 en résolvant les équations de Navier-Stokes bidimensionnelles. Ainsi, les résultats obtenus montrent une pente négative à l'angle d'attaque $\alpha = 0^\circ$ de la courbe $C_L(\alpha)$ pour des nombres de Reynolds allant de 3×10^4 à 7×10^4 et les caractéristiques aérodynamiques sont différentes de celles trouvées sous la condition de Kutta.

Etant donné les limitations et la dégradation des performances aérodynamiques pour les profils d'ailes à micro-échelle en raison de leur faible nombre de Reynolds, comparativement à ceux d'échelle complète. L'objectif est de mettre en évidence une nouvelle technique permettant d'améliorer les caractéristiques aérodynamiques de MAV ; l'augmentation de la portance et de finesse (L/D) et la réduction de la traînée. Pour atteindre ce but, il faut diminuer et augmenter la pression, respectivement sur l'extrados et l'intrados de profil

d'aile ou de l'aile. Ceci est accompagné par l'accélération et la décélération des filets d'air, respectivement sur la surface supérieure et inférieure, en particulier dans la région de bord d'attaque. Comme la pression est proportionnelle à la température via l'équation d'état des gaz parfaits, l'idée de base est d'introduire l'effet thermique par diminution et augmentation de la température respectivement, sur l'extrados et l'intrados : refroidissement et échauffement. Cette technique a été proposée initialement par Kim et al, [21] qu'ont étudiés expérimentalement l'écoulement avec effet thermique autour d'un profil NACA0012 de corde 0.0381m (Fig.I.6).

Dans une étude comparative des cinq modèles de turbulence ,type RANS ,Bekka et al [22] ont étudié l'effet thermique à bas nombre de Reynolds sur les performance aérodynamiques des micro-drone pour les cas 2D et 3D .les résultats obtenus affirment d'avantage qu'un gradient thermique positif entre l'intrados et l'extrados conduit à l'augmentation de la plage de fonctionnement en réduisant l'effet de décollement pour des valeurs élevées le l'angle d'attaque .

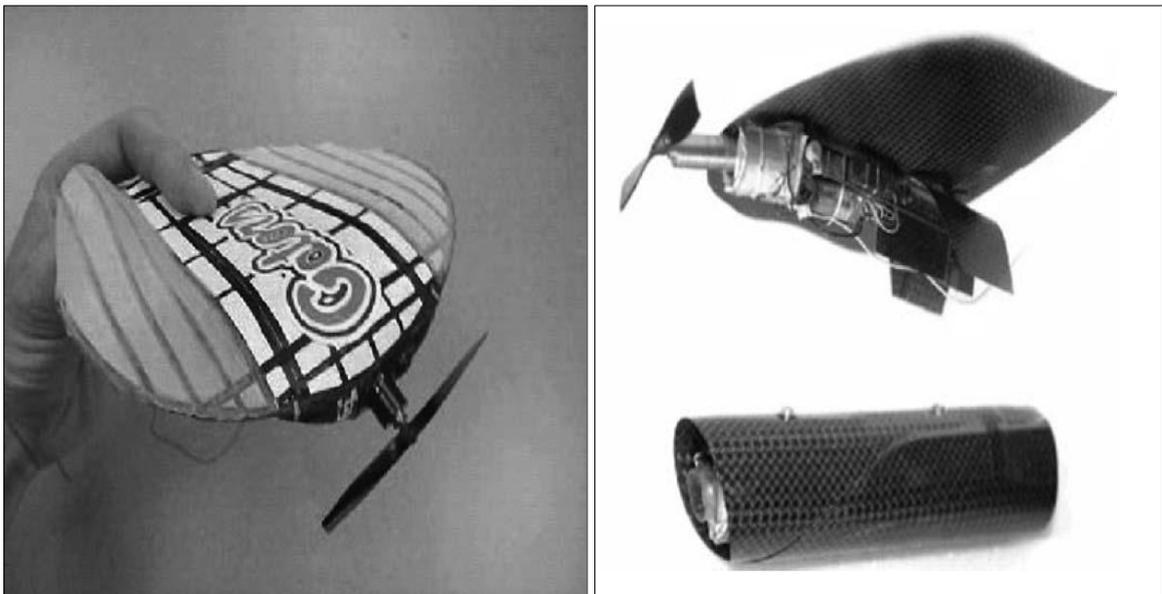


Figure I.5 micro drones avec des ailes flexibles [11].

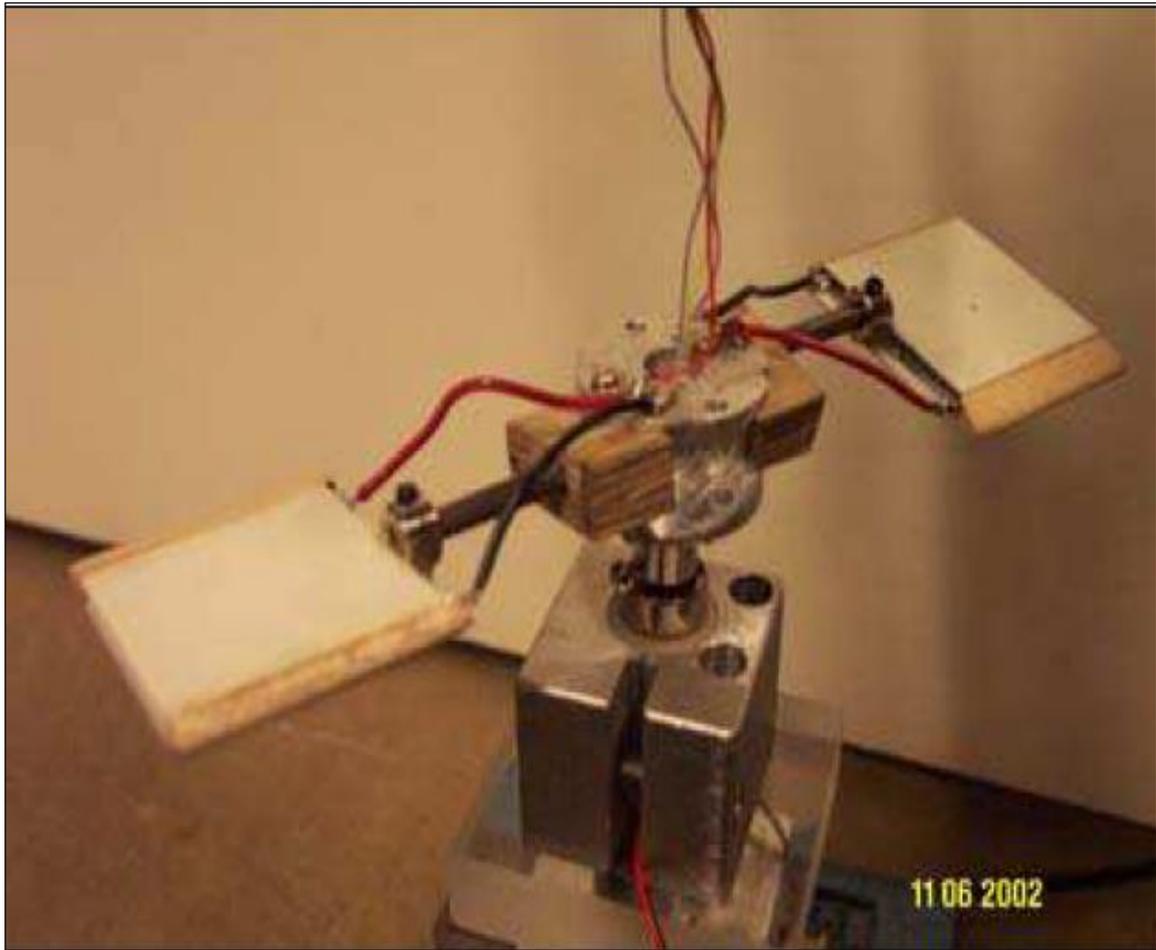


Figure I.6 Le dispositif expérimental de l'expérience de Kim [21].

Chapitre II

Formulation mathématique

II.1 Introduction :

Dans ce chapitre nous présentons la formulation mathématique permettant la modélisation d'un écoulement visqueux laminaire ou turbulent autour d'un profil d'aile. Le chapitre est subdivisé en trois parties. Dans la première, les équations de Navier Stokes sont rappelées. Tandis que, la deuxième est réservée au rappel des différentes techniques utilisées pour la simulation numérique de l'écoulement turbulent enfin, l'une des techniques basées sur l'approche RANS (Reynolds Averaged Navier Stokes) est le sujet de la troisième partie.

II.2 Définition du fluide :

Un fluide représente un milieu continu composé d'un nombre considérable des particules matérielles infiniment petites, qui sont libres de se déplacer les unes par rapport aux autres. Le fluide est déformable, sans rigidité et il est un milieu susceptible de subir de grandes variations de forme sous l'action de forces. On traite généralement des écoulements des fluides du point de vue macroscopique par les lois de la mécanique de NEWTON, ce qui justifie l'appellation des fluides Newtoniens comme l'air et l'eau.

Les plus importantes propriétés aérodynamiques des fluides Newtoniens sont la mobilité, la viscosité et la compressibilité [23]. Les fluides isotropes ont des propriétés mécaniques identiques dans toutes les directions de l'espace. Une résistance appelé viscosité accompagne la déformation du fluide, ainsi on aura un fluide réel ou visqueux. Si la viscosité est considérée comme nulle, on se réfère au concept du fluide parfait. La notion de compressibilité, permet de caractériser le taux de variation de la masse volumique suite à une variation de pression, Dans notre étude, le fluide considéré est l'air, supposé incompressible pour des faibles nombre de mach ($M \leq 0.3$)

II.3 Milieu continu :

Un fluide, bien que constitué d'atomes au niveau microscopique, peut être considéré au niveau macroscopique comme un milieu continu : c'est à dire que les propriétés du fluide sont des fonctions continues des variables d'espace (x, y, z) et du temps t .

II.4 Equations de Navier-Stokes instantanées :

L'écoulement visqueux d'un fluide, considéré comme milieu continu est gouverné par le système d'équation de Navier-Stokes. Ces dernières sont uniquement celles qui expriment la variation de la quantité de mouvement auxquelles on y ajoute les équations de conservation de la masse et de l'énergie. Ainsi, pour un écoulement de fluide visqueux, compressible et conducteur de chaleur en négligeant les forces volumiques extérieures (pesanteur, etc.), ces équations s'écrivent sous la forme instantanée suivante :

II.4.1 Equation de continuité :

Cette équation exprime le principe de conservation de masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_j}{\partial x_j} = 0 \quad (\text{II.1})$$

II.4.2 Equations de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial \rho u_i}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j + p \delta_{ij}) = \frac{\partial \tau_{ij}}{\partial x_j} \quad (\text{II.2})$$

II.4.3 Equation d'énergie :

$$\frac{\partial \rho E}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_j (\rho E + p)] = \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij} u_i - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (\text{II.3})$$

Où ρ est la masse volumique, p la pression statique, u_i la $i^{\text{ème}}$ composante du vecteur vitesse, τ_{ij} le tenseur des contraintes visqueuses, E l'énergie totale par unité de masse, q_j le flux de chaleur et δ_{ij} le tenseur de

Kronecker (i indice libre, $i \in \{1,2,3\}$ et j indice de sommation $j \in \{1,2,3\}$, avec $\delta_{ij} = 0$ pour $i \neq j$ et $\delta_{ij} = 1$ pour $i = j$).

Dans ce système d'équations, l'énergie totale par unité de masse s'exprime à partir de l'énergie interne e et de l'énergie cinétique selon la relation :

$$E = e + \frac{1}{2} u_k u_k \quad (\text{II.4})$$

Dans le cadre qui nous intéresse, c'est-à-dire pour un fluide Newtonien, le tenseur τ_{ij} s'exprime par la relation suivante :

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} \quad (\text{II.5})$$

Selon l'hypothèse de Stokes [24], les deux coefficients μ et λ sont reliés par la relation:

$$3\lambda + 2\mu = 0 \quad (\text{II.6})$$

q_j représente les composantes du flux de chaleur et s'exprime en fonction du gradient de température par la loi de conduction thermique de Fourier [24] :

$$q_j = -k \left(\frac{\partial T}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II.7})$$

où k désigne le coefficient de conductivité thermique. Ce coefficient s'exprime en fonction de viscosité dynamique à l'aide du nombre de Prandtl :

$$P_r = \frac{\mu C_p}{k} = \gamma \frac{\mu C_v}{k} \quad (\text{II.8})$$

où C_p et C_v représentent respectivement les chaleurs spécifiques à pression et à volume Constants et $\gamma = \frac{C_p}{C_v}$

Notons que comme $e = C_v T$, le flux de chaleur peut encore s'exprimer sous la forme :

$$q_j = -\gamma \frac{\mu c_v}{\text{Pr}} \frac{\partial T}{\partial x_j} = -\frac{\gamma \mu}{\text{Pr}} \frac{\partial e}{\partial x_j} \quad (\text{II.9})$$

Pour l'air, dans les conditions standards, le nombre de Prandtl Pr vaut 0.71 [25].

L'évolution de la viscosité dynamique suivant la température est régie par la loi de Sutherland [25].

$$\mu(T) = \mu_0 \left(\frac{T}{T_0}\right)^{3/2} \frac{T_0 + 110.4}{T + 110.4} = \frac{1.458 \times 10^{-6} T^{3/2}}{T + 110.4} \quad (\text{II.10})$$

Avec $T_0 = 273.15 \text{ K}$ et $\mu_0 = 1.711 \times 10^{-5} \text{ kg.m}^{-1}\text{s}^{-1}$

Afin de prendre en compte les variations de masse volumique et de pression liées aux variations de température, le système exige encore la connaissance d'une loi d'état. En considérant l'air comme un gaz parfait, l'équation d'état s'exprime sous la forme [24] :

$$p = \rho r T = \rho(\gamma - 1)e \quad (\text{II.11})$$

r est relié aux chaleurs spécifiques par la relation de Meyer [24] :

$$r = C_p - C_v$$

II.5 Equations moyennées :

La résolution exacte des équations de Navier-Stokes demeure encore très difficile et très coûteuse en temps, malgré les avancées technologiques observées sur la puissance des calculateurs. Afin de pallier ce problème, il convient de décomposer le mouvement instantané en une partie moyenne et une partie fluctuante. Cette décomposition, introduite au niveau des variables d'écoulement avant de moyenniser les équations, s'effectue selon le formalisme de Favre [26]. On utilise une moyenne pondérée par la masse $\tilde{\phi}$ obtenue en effectuant le rapport $\overline{\rho\phi}/\bar{\rho}$ qui est appliqué à toutes les variables excepté la masse volumique et la pression. Ainsi, une quantité instantanée ϕ de l'écoulement peut être décomposée selon Reynolds en une partie moyenne $\bar{\phi}$ et une partie fluctuante ϕ' :

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' \text{ où } \bar{\phi} = \lim_{\Delta t \rightarrow \infty} \left(\frac{1}{\Delta t} \right) \int_{t_0}^{t_0 + \Delta t} \phi(t) dt \quad (\text{II.12})$$

Les deux moyennes (celles de Reynolds et celle de Reynolds pondérée par la masse volumique) sont reliées par la relation :

$$\phi = \bar{\phi} + \phi' = \tilde{\phi} + \phi'' , \text{ d'où } \overline{\phi''} = -\frac{\overline{\rho' \phi'}}{\rho}$$

En posant $\tilde{\phi} = \phi - \phi''$, on obtient facilement les égalités suivantes :

$$\overline{\rho \phi''} = 0, \tilde{\phi}'' = 0 \text{ et } \overline{\rho \tilde{\phi}''} = -\overline{\rho' \phi'} \quad (\text{II.13})$$

Les grandeurs physiques de fluide sont écrites selon la moyenne de Favre [26], par la suite on a :

$$u_i = \bar{u}_i + u_i'' , \rho = \bar{\rho} + \rho' , p = \bar{p} + p' , h = \bar{h} + h'' \text{ et } e = \bar{e} + e'' \quad (\text{II.14})$$

On voit clairement que la moyenne de Favre permet d'occulter les corrélations faisant intervenir les fluctuations de masse volumique. Cette particularité permet d'ailleurs au formalisme de Favre de garder la forme conservative des équations instantanées. On obtient ainsi successivement pour les équations (II.1)-(II.3) les formes suivantes :

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial \bar{\rho} \tilde{u}_j}{\partial x_j} = 0 \quad (\text{II.15})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{u}_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{u}_i \tilde{u}_j) = -\frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} - \overline{\rho u_i'' u_j''}) \quad (\text{II.16})$$

$$\frac{\partial}{\partial t} (\bar{\rho} \tilde{E}) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\rho} \tilde{E} \tilde{u}_j) = -\frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{p} \tilde{u}_j) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{\tau}_{ij} \tilde{u}_j) - \frac{\partial}{\partial x_j} (\bar{q}_j - \overline{\rho E'' u''_j}) \quad (\text{II.17})$$

$$\bar{\tau}_{ij} = \bar{\mu} \left(\frac{\partial \tilde{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \tilde{u}_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial \tilde{u}_k}{\partial x_k} \right) \quad (\text{II.18})$$

$$\bar{q}_j = -\bar{k} \frac{\partial \tilde{T}}{\partial x_j} = -c_p \overline{\rho T'' u''_j} \quad (\text{II.19})$$

$$\bar{p} = \bar{\rho} r \tilde{T} = \bar{\rho}(\gamma - 1) \tilde{e} \quad (\text{II.20})$$

La définition de l'énergie totale étant au passage modifiée selon :

$$\tilde{E} = \tilde{e} + \frac{1}{2} \tilde{u}_k \tilde{u}_k + k \quad (\text{II.21})$$

où, par définition, $k = \frac{1}{2} u_k'' u_k''$ représente l'énergie cinétique de turbulence par unité de masse.

Lors de la prise de moyenne statistique, des termes croisés $\overline{\rho u_i'' u_j''}$ et $\overline{\rho E'' u_j''}$ sont apparus du fait de la non-linéarité des termes de convection et constituent de nouvelles inconnues. On a donc un système comportant plus d'inconnues que d'équations. Il faut alors faire des hypothèses simplificatrices sur ces inconnues afin de résoudre le système d'équations (II.15) à (II.19). Les différentes techniques mises en œuvre afin de résoudre le système précédent sont exposées par la suite.

II.6 Les grandes classes de la modélisation de la turbulence :

Il n'existe pas une théorie générale explicative du phénomène de turbulence mais de nombreuses théories partielles et incomplètes. Parmi ces théories, certaines, si elles sont très rudimentaires et très limitées, n'en demeurent pas moins utiles à une approche industrielle, d'autres plus évoluées, exigent des développements mathématiques plus importants. Il existe trois principales méthodes de modélisation d'un écoulement turbulent : la simulation numérique directe, dans laquelle on cherche à représenter la totalité des phénomènes physiques, la simulation des grandes échelles, dans laquelle on représente seulement les plus gros tourbillons en fonction du temps, et la simulation moyennée dans laquelle on représente seulement l'écoulement moyen.

II.6.1 La simulation des équations de Navier Stokes moyennées (RANS) :

Les simulations RANS (Reynolds averaged Navier Stokes) résolvent les équations de Navier-Stokes moyennées. En d'autres termes, la turbulence est ici entièrement modélisée. De ce fait, les résultats obtenus ne sont pas toujours représentatifs de la réalité, surtout si les configurations simulées sont

complexes. Toutefois, ce type de simulation permet d'obtenir un bon ordre de grandeur de l'écoulement moyen aussi bien en termes de vitesse que de température ou de pression. C'est pour cela que beaucoup des codes industriels actuellement sur le marché sont basés sur ce principe. Le coût de calcul (en temps CPU) est relativement faible, ce qui permet de simuler des configurations très complexes sur des maillages raffinés [27].

II.6.2 La simulation numérique directe(DNS) :

Les simulations DNS (Directe numerical simulation) se situent complètement à l'opposé des simulations RANS. Les équations de Navier-Stokes sont entièrement résolues : la turbulence est calculée et non plus modélisée. Ces simulations sont donc des plus précises mais ont un coût de calcul beaucoup trop élevé pour qu'il soit envisageable de simuler une configuration industrielle en DNS.

En effet, le nombre de points nécessaire pour réaliser une DNS est directement lié au nombre de Reynolds de l'écoulement ($N=Re^{9/4}$, si la distance entre deux points voisins du maillage est de l'ordre de l'échelle de Kolmogorov).

Les résultats obtenus avec ce genre de simulation sont par ailleurs très utiles pour créer des modèles qui seront ensuite utilisés en LES ou en RANS. Même s'il n'est pas exclu qu'un jour les moyens de calcul autorisent de telles simulations, il est nécessaire pour les quelques décennies à venir de proposer un compromis entre la rapidité des simulations RANS et la précision des simulations DNS, il s'agit de la simulation des grandes échelles [27].

II.6.3 La simulation des grandes échelles (LES) :

Les simulations LES (Larg Eddy Simulation) résolvent les équations de Navier-Stokes filtrées spatialement, seules les petites structures sont modélisées alors que toutes les autres sont calculées. En pratique, le filtrage spatial est imposé par le maillage : seules les structures plus grosses que le maillage seront résolues. Par ailleurs, des modèles dits sous mailles sont introduits pour simuler la turbulence des petites échelles.

Avec ce genre de simulation, il est possible d'obtenir des grandeurs moyennes mais également fluctuantes, ce qui fait l'intérêt de la technique LES en comparaison avec les simulations type RANS. Les coûts de calcul, certes plus importants que pour des simulations RANS, restent raisonnables et autorisent la simulation de géométries complexes sur des maillages raffinés.

II.7 Modèles de turbulence (Approche RANS) :

Plusieurs modèles de turbulence sont disponibles dans le code ANSYS-FLUENT [11], du modèle à zéro équation (algébrique) au modèle à deux équations de transport. Le modèle à zéro équation utilise des relations algébriques pour relier les fluctuations de l'écoulement aux grandeurs moyennes des variables en utilisant des constantes expérimentales. Les modèles à une et à deux équations utilisent des équations aux dérivées partielles pour atteindre le même but. Dans le cadre de notre étude, le modèle de Spalart-Allmaras est choisi pour effectuer des simulations numériques en écoulement turbulent.

Ce dernier appartient à la famille dite « modèles à une équation » dans laquelle une seule équation aux dérivées partielles est utilisée pour l'échelle de vitesse, alors que l'échelle de longueur est spécifiée algébriquement.

L'échelle de vitesse est typiquement écrite en termes d'énergie cinétique turbulente :

$$k = \frac{1}{2}(\overline{u'^2} + \overline{v'^2} + \overline{w'^2}) \quad (\text{II.22})$$

k : Energie cinétique turbulente.

La viscosité turbulente est écrite comme suite :

$$\mu_t = \rho k^{1/2} l \quad (\text{II.23})$$

Le modèle de Spalart-Allmaras (SA) représente un compromis intéressant entre les modèles à zéro équation (algébriques) et les modèles à deux équations.

II.8 Le Modèle a une équation de Spalart-Allmaras :

Le modèle de Spalart-Allmaras [28] est un modèle à une équation. Il résout en général une équation de transport liée à la viscosité turbulente μ_t . Cette dernière est donnée pour ce modèle par l'équation [28] :

$$\mu_t = \rho \tilde{\nu} f_{v1} \quad (\text{II.24})$$

Et l'équation de transport :

$$\frac{D\tilde{\nu}}{Dt} = c_{b1} \tilde{S} \tilde{\nu} + \frac{1}{\sigma} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} (\nu + \tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} + c_{b2} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right] - c_{w1} f_w - \left(\frac{\tilde{\nu}}{d} \right)^2 \quad (\text{II.25})$$

Avec les constants:

$$c_{b1} = 0.1355, \sigma = \frac{2}{3}$$

$$c_{b2} = 0.622, k = 0.41$$

$$c_{w2} = 0.3, c_{w3} = 2$$

$$c_{w1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}$$

Le modèle de Spalart-Allmaras exige un maillage raffiné sur les parois, avec une valeur de $y^+ \approx 1$.

Chapitre III

Résolution numérique

III.1 Introduction :

La compréhension des phénomènes physiques liés à la dynamique des fluides, ainsi que sa formulation mathématique est bien pouvant un facteur important dans le développement des schémas numérique utilisé lors de l'étape de résolution. En utilisant les moyennes de calcul disponible à nos jours, l'analyse des écoulements par simulation numérique prend un éssort considérable par rapport à la méthode classique basée sur l'expérimentation.

En conséquence, des codes calcul commerciaux pour les applications industriels ou des codes maison pour les recherches académiques on va le jour depuis l'application des supercalculateurs et les langages de programmation nécessaire A la mise en œuvre des modèles numériques gouvernant tels ou tel phénomène physique, les démarches l'art de simulation numérique des écoulements, ou CFD (Computational Fluid Dynamics).

Le but de ce chapitre est de rappeler brièvement les éléments de base des codes utilisé dans cette étude, que ce soit pour la partie maillage ou la partie solveur.

III.2 Le maillage :

La génération de maillage est une étape nécessaire pour passer du domaine continu au domaine discrétisé. Ce dernier est constitué d'un ensemble de nœuds ou de mailles sur lesquels les équations aux dérivées partielles, gouvernant le problème sont discrétisées pour obtenir un système d'équations algébriques dont la résolution conduit à l'obtention des paramètres de l'écoulement la chaque point de maillage.

Dans cette étude, le maillleur utilisé est l'ICEM-CFD. Avant de présenter l'interface de ce dernier, il est plus convenable de rappeler en premier lieu les différents types de maillage :

III.2.1 Maillage structuré (Fig.III.1) :

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant la technique multi blocs. Ses avantages sont :

- ✓ Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de mailles par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- ✓ Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients :

- ✓ Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe.
- ✓ Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes.

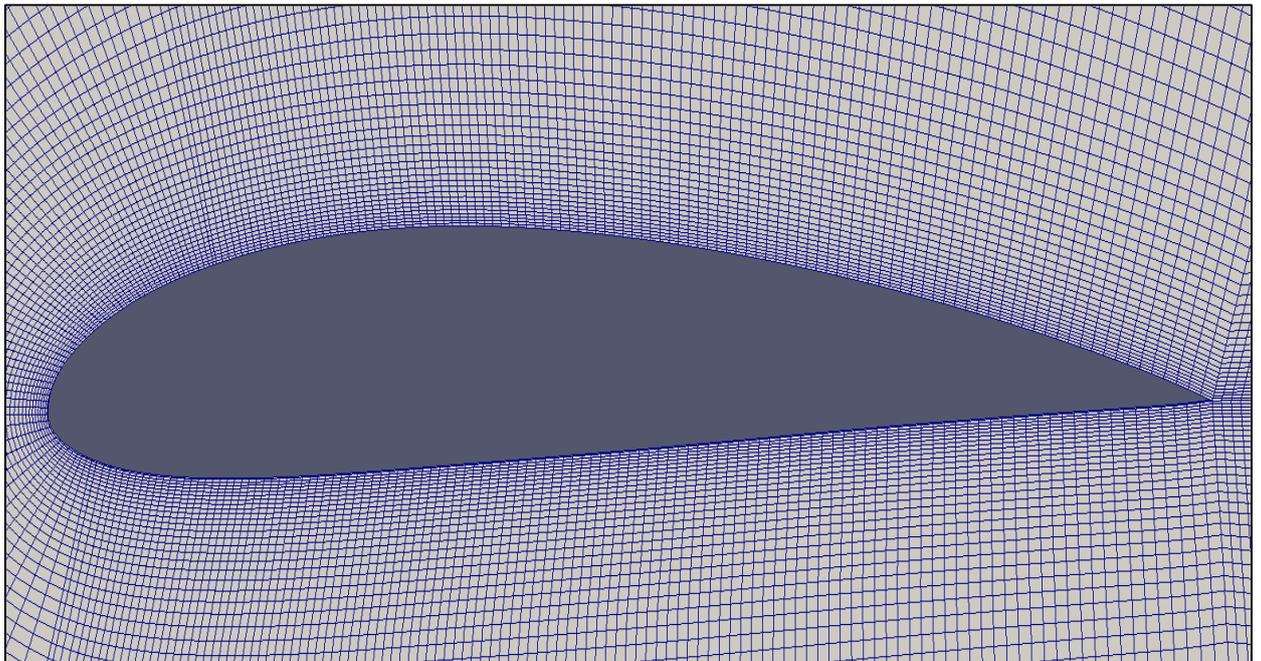


Figure III.1 Maillage structuré (2D)

III.2.2 Maillage non structuré (Fig.III.2) :

Les éléments de ce type de maillage sont générés automatiquement sans aucune contrainte de la forme extérieure du domaine de calcul ou l'alignement des lignes de maillage .Ses avantages sont :

- ✓ Peut-être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments.
- ✓ Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés.

Ses inconvénients :

- ✓ Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- ✓ Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importantes si l'on compare avec le maillage structuré.

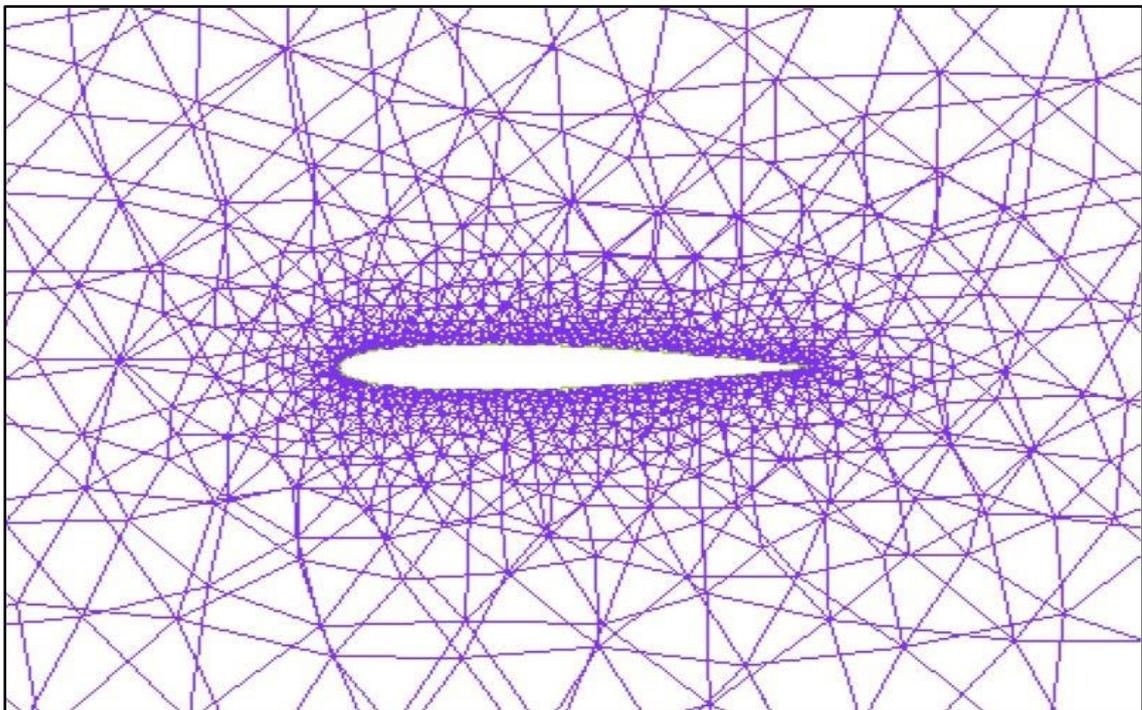


Figure III.2 Maillage non structuré

III.2.3 Maillage hybride (Fig.III.3) :

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D. Son principal avantage réside dans la combinaison des avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

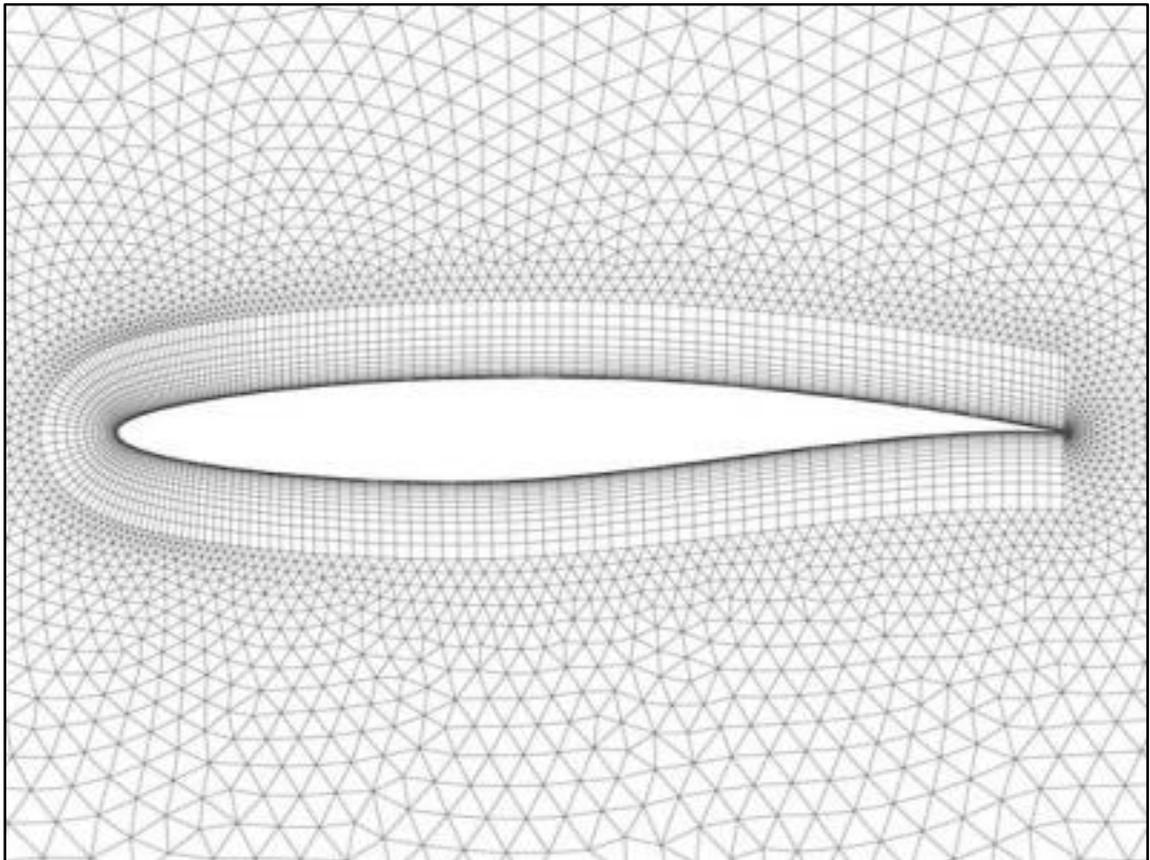


Figure III.3 Maillage hybride

III.2.4 Technique de génération de maillage :

Pratiquement, il n'existe pas de règle générale pour la création d'un maillage valable. Cependant il existe quelque règle, ensemble constituant ce qu'on appelle l'approche QRLT :

- ✓ Maintenir une bonne Qualité des éléments, en minimisant le nombre des éléments présentant des distorsions significatives.

- ✓ Assurer une bonne Résolution dans les régions à fort gradient (coches limites, ondes de choc).
- ✓ Assurer un bon Lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- ✓ Minimiser le nombre Totale des éléments (temps de calcul raisonnable).

III.2.5 Présentation d'ICEM CFD :

ICEM CFD est un outil de génération de maillage, extrêmement utilisé dans les applications industrielle. Ce dernier permet de générer des maillages structurés ou non structurés, en 2D et en 3D avec plusieurs types d'éléments tel que des hexaèdres ou des tétraèdres.

Le succès de ce logiciel provient sans doute de ce qu'il ait été conçu pour ouvrir un grand contrôle sur la génération de maillage et qu'il permette d'exporter son maillage vers un grand nombre de solveurs différents. Il est utilisé par un grand nombre de firmes aéronautiques.

Il peut lire des géométries venant des logiciels de CAO classiques : Autocad, catia, solidworks, etc., ou générer lui-même ses géométries. ICEM sauvegarde les maillages soit sous format des codes classiques de mécanique des fluides (Fluent, StarCD,...) ou de mécanique du solide (Nastran, Patran,...).

Par rapport à la concurrence, ICEM est un générateur de maillage très puissant en termes de génération de géométries complexes et d'optimisation de maillage.

La figure III.4 suivante montre l'interface ICEM CFD :

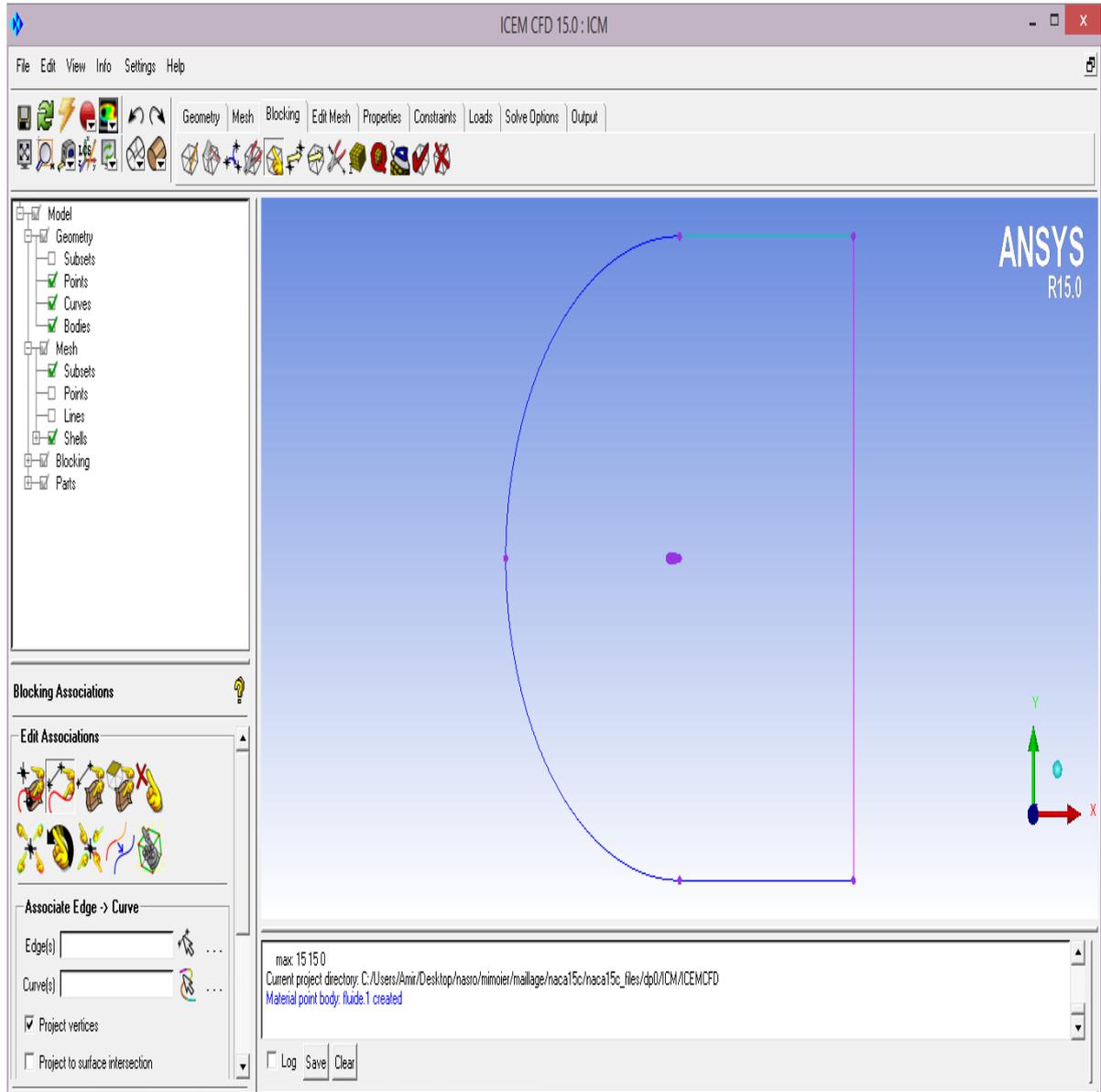


Figure III.4 l'interface ICEM CFD 15.0

III 2.5.1 Principe de fonctionnement :

ICEM est divisé en trois parties :

- ✓ Le modeleur : DDN
- ✓ L'interface : DDN → Tetin
- ✓ Le mailleur : Tetin → Hexa, Tetra...
- **Le modeleur DDN :**

DDN permet de définir la géométrie (points, lignes, surfaces). Son utilisation est semblable à celle d'un logiciel de CAO.

- **L'interface : DDN → Tetin**

DDN → Tetin permet de définir des « familles » de lignes ou de surfaces qui correspondront aux conditions aux limites. A ces «familles» sont associées les différents éléments de la géométrie (points courbes, surfaces,...).

DDN → Tetin permet de générer un fichier « *.tin » utilisable directement par les différents maillages. Cet utilitaire sert donc d'interface entre CAO et maillage.

L'interface d'ICEM CFD contient les fonctionnalités suivantes :

1. **File** : gestion des projets en entrée-sortie des fichiers (import, export)
2. **Géométrie** : Création/réparation, l'outil de créer et ajouter une géométrie aussi bien que pour réparer les mauvaises pièces.
3. **Meshing** : génération maillage.
4. **Edit Mesh** : préparation maillage et lissage.
5. **Output Interfaces** : créer des dossiers d'entrée pour différents solveurs.
6. **Display Menu** : c'est toujours présent dans ICEM, nous permet de sélectionner rapidement des familles pour des buts d'affichage et d'opération.
7. **MED Message Menu** : Il est situé dans la partie gauche inférieure de l'interface. Le but de cette fenêtre est de montrer une notation des commandes exécutées et des messages affichés par l'ICEM pendant la session de modélisation ou maillage courante.

III.2.6 Choix de la géométrie :

La géométrie choisie est celle de profil d'aile symétrique NACA0012 d'épaisseur 12%, qui a été l'objet de nombreuses études tant expérimentales et numériques. Des tests préliminaires concernant l'effet de la topologie de maillage sur les calculs ont été effectués.

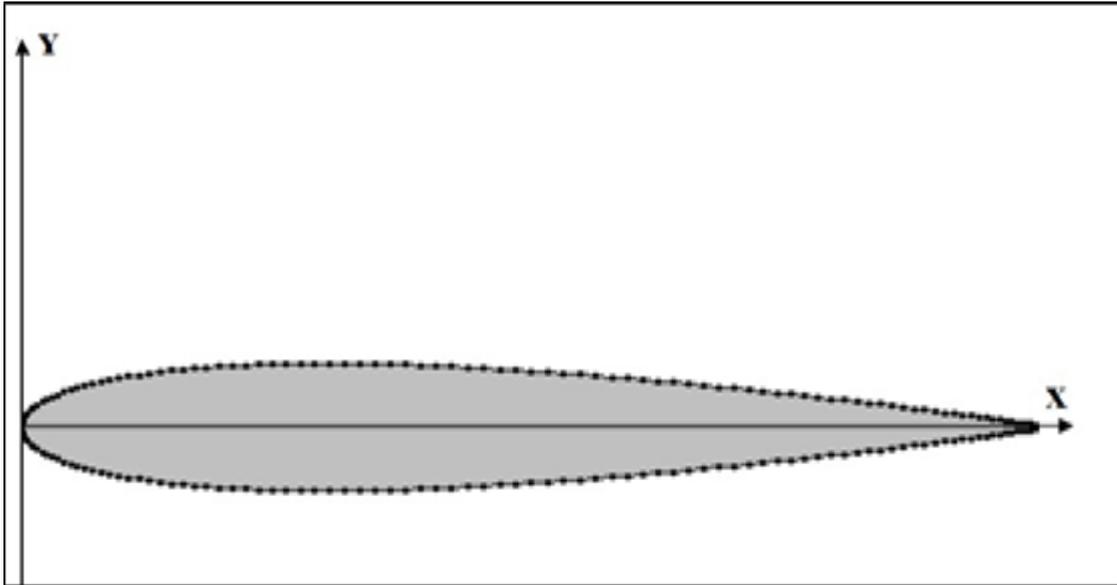


Figure III.5 profil NACA 0012

III.3 Résolution numérique des équations de dynamique des fluides :

Les équations de Navier Stokes décrites au deuxième chapitre sont des équations différentielles aux dérivées partielles non linéaires, elliptiques et couplées. En raison de leur complexité, ces équations sont résolues numériquement sous la forme discrétisée par l'une des méthodes suivantes :

- ✓ Méthodes des différences finies (MDF).
- ✓ Méthodes des éléments finis (MEF).
- ✓ Méthodes spectrales (MS).
- ✓ Méthodes des volumes finis (MVF).

III.3.1 Méthodes des différences finies :

La variable inconnue ϕ est décrite par plusieurs valeurs dans les points d'un maillage. Le développement de l'inconnue en séries Taylor est utilisé pour approximer les dérivées de l'inconnue, dans chaque point du maillage, par différences finies en utilisant les inconnues voisines. En remplaçant les dérivées dans les équations différentielles par différences finies on obtient un système d'équations algébriques pour les valeurs de l'inconnue dans chaque point du maillage.

III.3.2 Méthodes des éléments finis :

Dans la méthode des éléments finis, on utilise des fonctions linéaires ou quadratiques, sur chaque élément, pour décrire la variation locale de l'inconnue ϕ . En remplaçant l'approximation de ϕ dans les équations différentielles, et un résidu est défini dans ce cas pour mesurer l'erreur. Le résidu est minimisé en le multipliant par une fonction test et en l'intégrant. Le résultat de l'intégration est sous forme d'un système d'équations algébriques pour les coefficients des fonctions d'approximation.

III.3.3 Méthodes spectrales :

L'inconnue est approchée par des séries Fourier ou par des séries de polynômes Chébiev. Par rapport aux méthodes des différences finies et des éléments finis l'approximation n'est pas locale mais elle est valide sur tout le domaine de calcul. On utilise également le concept du résidu pondéré comme dans la méthode des éléments finis où l'approximation doit correspondre à la solution exacte pour les points du maillage.

III.3.4 Méthodes des volumes finis :

La méthode des volumes finis consiste à intégrer les équations aux dérivées partielles sur des volumes entourant chaque point du maillage. Cette méthode, même si elle ne fournit qu'une précision du premier ordre, possède des qualités qui en font l'une des plus adaptées à l'étude des écoulements turbulents. En effet, celle-ci est très robuste et permet de traiter des équations comportant des termes sources complexes et non-linéaires. De plus, elle a l'avantage de satisfaire la conservation de la masse sur chaque volume de contrôle. Enfin, elle peut être utilisée avec des maillages relativement grossiers, ce qui permet la mise en œuvre de code pour un coût raisonnable.

Comme la plupart des codes commerciaux (PHOENICS, STAR-CD, CFX-F3D, ANSYS, ...etc.), le code FLUENT utilise la méthode des volumes finis pour la modélisation numérique.

Les équations précédentes peuvent être écrites sous la forme généralisée suivante [28] :

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_j \phi) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\phi \frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right) + S_\phi \quad (\text{III.1})$$

Considérons le volume de contrôle (Fig.III.6)

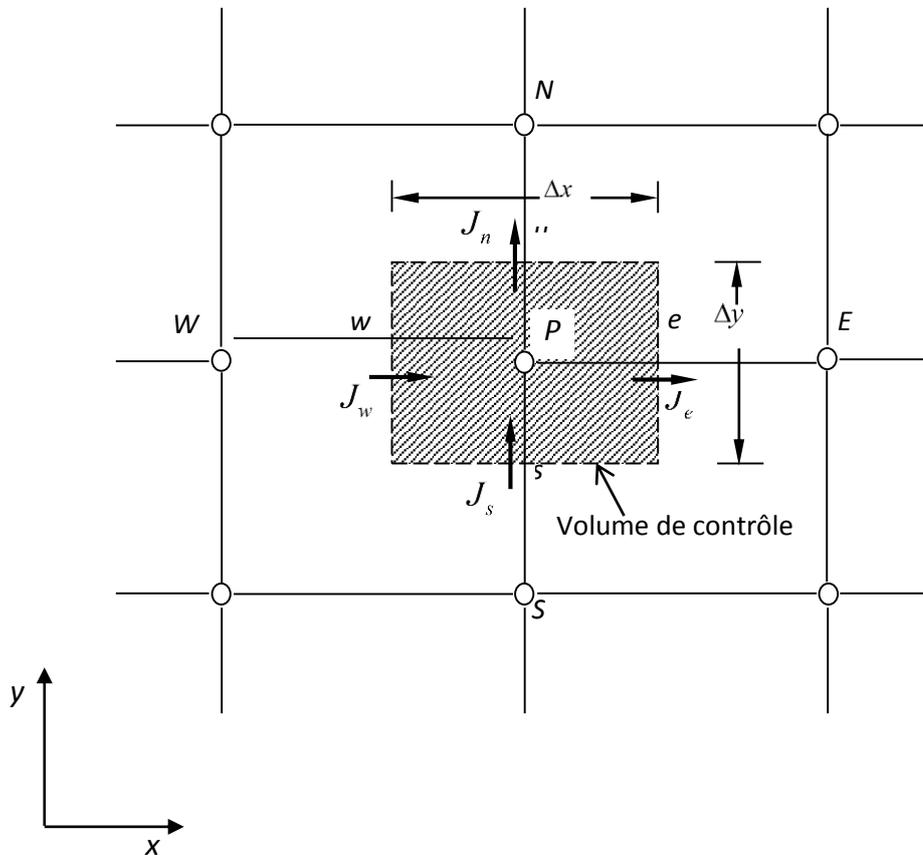


Figure III.6 Volume de contrôle pour un écoulement bidimensionnel.

Pour plus de détail sur l'intégration de l'équation (III.1) sur le volume de contrôle [29].

III.4 Présentation du code de calcul (FLUENT) :

Fluent est un solveur basé sur la méthode des volumes finis, il permet la résolution numérique des équations de Navier-Stokes pour la modélisation d'écoulements (compressibles ou incompressibles) et les phénomènes physiques de transfert de chaleur dans des géométries complexes tel que :

- ✓ Écoulement dans des géométries 2D ou 3D en utilisant des maillages adaptatifs structurés ou non structurés.
- ✓ Écoulement incompressible ou compressible, stationnaire ou instationnaire.
- ✓ Écoulement non-visqueux, laminaire ou turbulent.

- ✓ Écoulement Newtonien ou non-Newtonien.
- ✓ Transferts de chaleur par convection, naturelle ou forcée.
- ✓ Transfert de chaleur couplé conduction/convection.
- ✓ Transfert de chaleur par rayonnement.
- ✓ Écoulements diphasique, incluant la cavitation.

La figure III.7 suivante montre l'interface Fluent 15.0 :

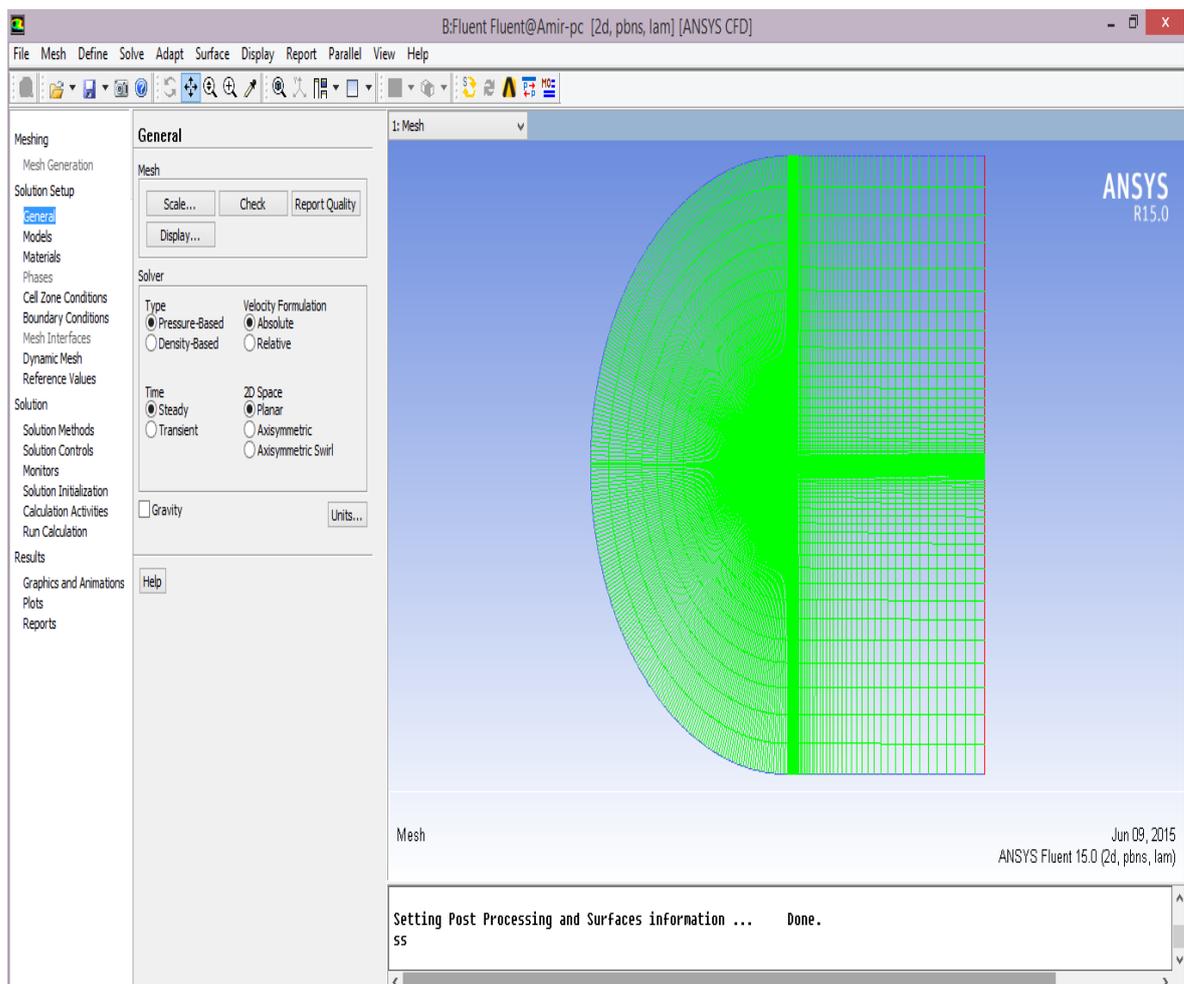


Figure III.7 l'interface Fluent 15.0

III.4.1 Principales étapes de simulation sous FLUENT :

Comme tout solveur, dans Fluent et avant de lancer le calcul, il est nécessaire d'introduire et d'initialiser les différents paramètres en tenant compte de phénomène physique et le schéma numérique de résolution. Ainsi pour réussir une simulation d'un problème en aérodynamique par exemple, les étapes à suivre sont :

1. Importation de la géométrie (*.mesh).
2. Vérification du maillage importé.
3. Vérification de l'échelle.
4. Choix du schéma numérique.
5. Choix du modèle de turbulence.
6. Définition des caractéristiques du fluide.
7. Conditions aux limites usuelles.
8. Choix des critères de convergence.
9. Initialisation des calculs.
10. Lancement de la simulation.
11. Sauvegarde du fichier (*.cas).

Dans cette étude, on s'intéresse à la simulation numérique de l'écoulement externe autour d'un profil d'aile. La géométrie en question, ainsi que le domaine de calcul sont schématisés sur la figure III.8. Les calculs sont effectués à l'aide d'un schéma complètement implicite pour l'intégration en temps afin d'atteindre la convergence.

Le champ initial est uniforme, égale à celui de l'écoulement à l'infini amont. Les conditions aux limites sont fixées comme suit :

- ✓ A la paroi, des conditions d'adhérence, conjointement avec la condition isotherme pour la température à la surface sont imposées.
- ✓ Des conditions aux limites de type entrée/sortie sont imposées sur tout le reste de la surface frontière délimitant le domaine de calcul.

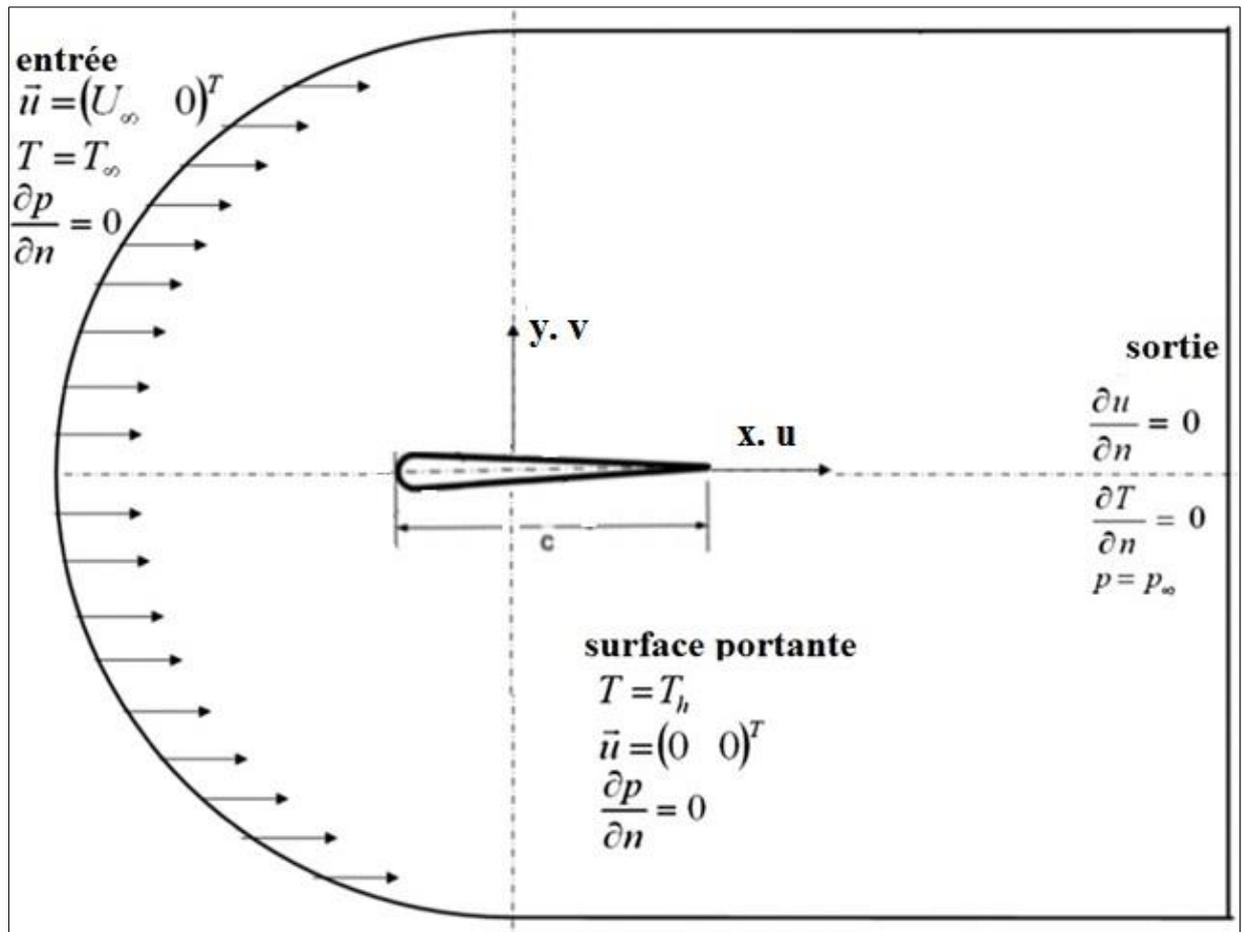


Figure III.8 schéma du domaine de calcul et des conditions aux limites.

Chapitre IV

Résultats et discussion

IV.1 Introduction :

Notre étude est consacrée à l'aérodynamique de faible nombre de Mach et à bas nombre de Reynolds. Ce type d'écoulement trouve son application dans les écoulements externes dans les petits avions de faible allongement appelés « Micro-drones » ou MAV (Micro Air Véhicules). Sachant que ce type d'avions souffre beaucoup de la limitation de la marge de fonctionnement à cause de leur faible rapport portance/trainée (finesse L/D), l'objectif de cette présente étude est d'améliorer les performances et les caractéristiques aérodynamiques en introduisant l'effet thermique par génération d'un gradient de température entre l'extrados et l'intrados de profil. La simulation numérique a été faite d'une manière détaillée pour un profil NACA0012 d'épaisseur 12% et de corde 0.0381m en utilisant la topologie de maillage en C, qui est plus souhaitable pour la simulation de la région de sillage au bord de fuite. Les frontières externes du domaine de calcul sont fixées à 15 c plus loin de la surface du profil et ça dans toutes les directions (Fig IV.1). Tous les tests sont effectués en faisant appel au modèle de turbulence de Spalart-Allmaras avec un nombre de Mach de 0.045, à la pression ambiante de 101325 Pa (1 atm), et une température de 300 K. Ces conditions correspondent à une vitesse approximative en vol de croisière pour les micro drones de 56 km/h et un nombre de Reynolds de 3.8×10^4 .

IV.2 L'effet de raffinement de maillage :

Une étude de l'effet de raffinement de maillage est nécessaire pour déterminer le maillage optimum. Ainsi, le maillage généré est très serré au voisinage des parois et même dans les régions de bord d'attaque et de bord de fuite afin de bien simuler l'écoulement dans les couches limites, dynamique et thermique, et aussi pour capter les régions de forts gradients, à savoir le bord

d'attaque et au bord de fuite. En raffinant progressivement, quatre maillages sont choisis et les détails sont résumés dans la table(IV.1).

Maillage (nombre de mailles)	Bloc 1 (profil d'aile)		Bloc 2 (sillage)	
	direction i	direction j	direction i	direction j
M1 (9600)	181	41	31	81
M2 (21600)	241	61	61	121
M3 (34200)	291	91	61	181
M4 (76800)	401	121	121	141

Table IV.1 Détails des maillages utilisés pour l'étude de l'effet de raffinement de maillage autour de profil NACA0012.

Pour chaque maillage, trois calculs sont effectués relatifs aux angles d'incidence 3° , 9° et 12° . La température de la paroi est fixée à 200 K et 400 K respectivement pour l'extrados et l'intrados. En termes des coefficients intégraux, par exemple, le coefficient de portance, la figure IV.2a montre l'effet de raffinement de maillage sur les valeurs de coefficient de portance pour différents angles d'attaque. Il est clair que pour le maillage M1 (9600 mailles), le coefficient de portance est sous-estimé. Cependant, tous les trois autres maillages donnent des valeurs très similaires avec des légères différences insignifiantes. Généralement, pour une bonne estimation de la couche limite, le maillage doit être serré à la paroi, la valeur adimensionnelle Y^+ est un bon indicateur de la manière avec laquelle le maillage est raffiné au voisinage des parois. Pour des simulations numériques à bas nombre de Reynolds, la valeur de Y^+ devrait être inférieure à 1. Pour cela, nous avons tracé les courbes montrant l'évolution de Y^+ en fonction de nombre de mailles de maillage considéré. La figure IV.2b montre bien que Y^+ est largement supérieure à 1 pour le maillage grossier M1, alors que pour les trois autres maillages Y^+ est suffisamment inférieur à 1. De ce qui précède, on peut conclure que le maillage M2 (21600 cellules) est le maillage optimum et il est utilisé par la suite dans tous les calculs qui suivent.

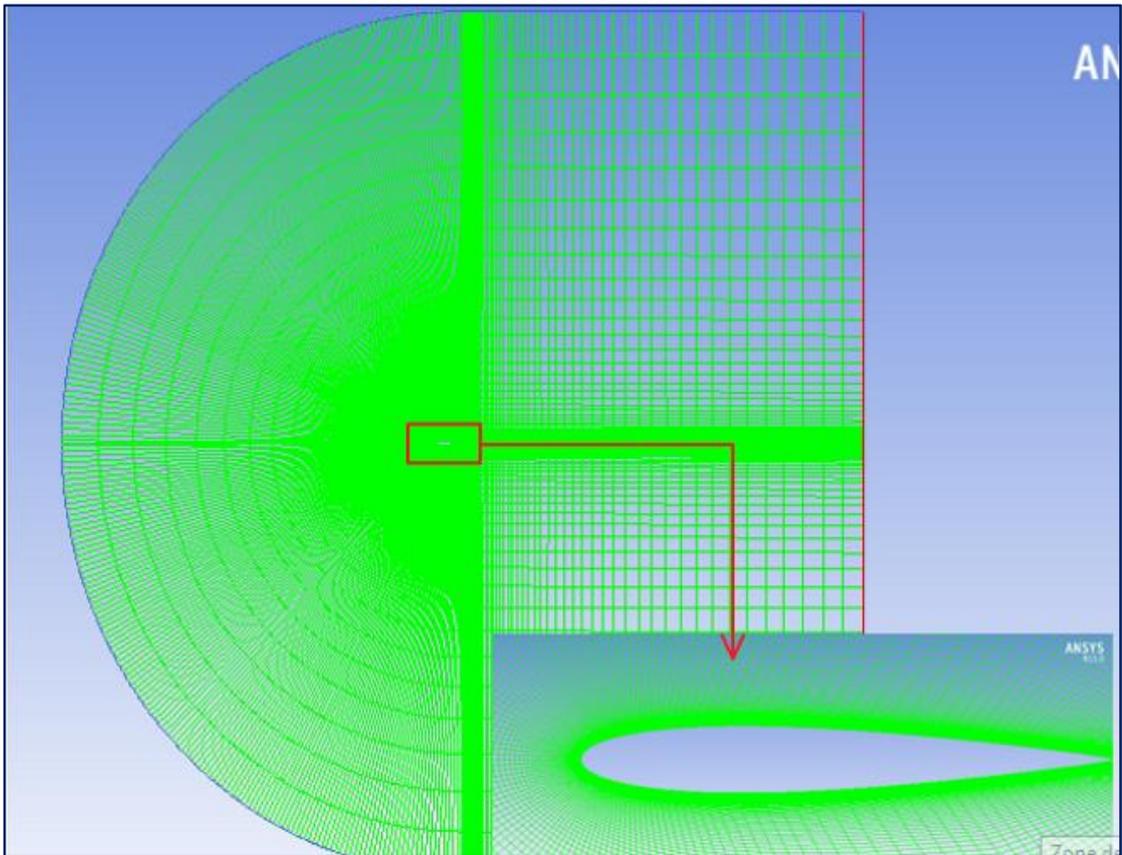
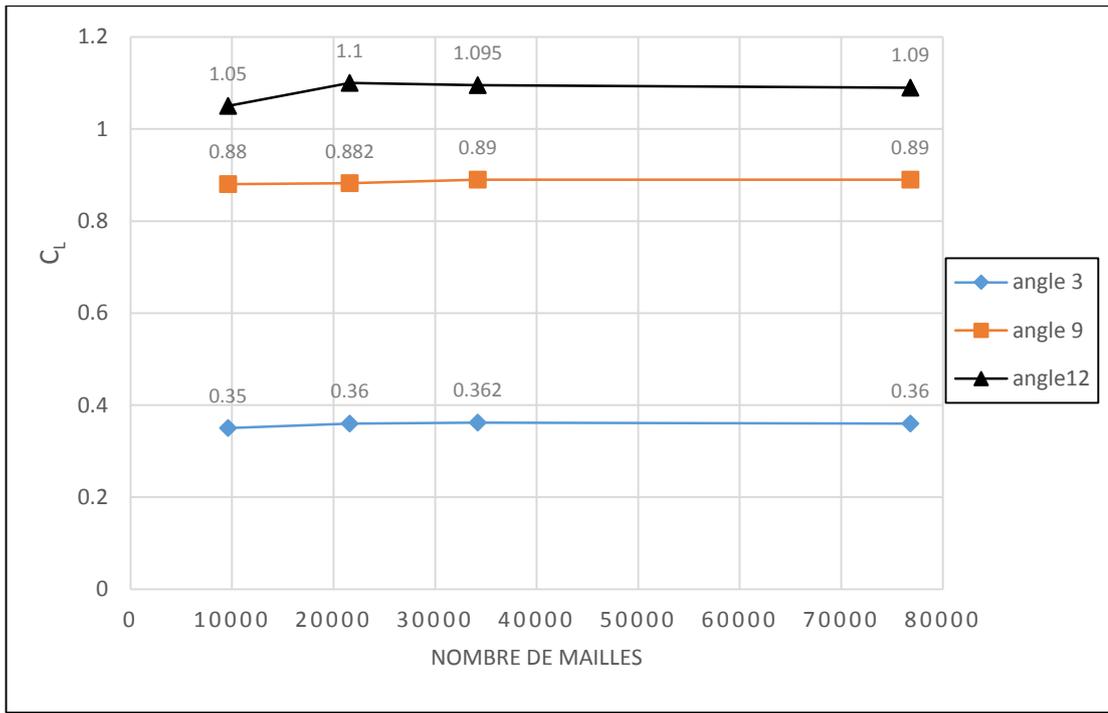
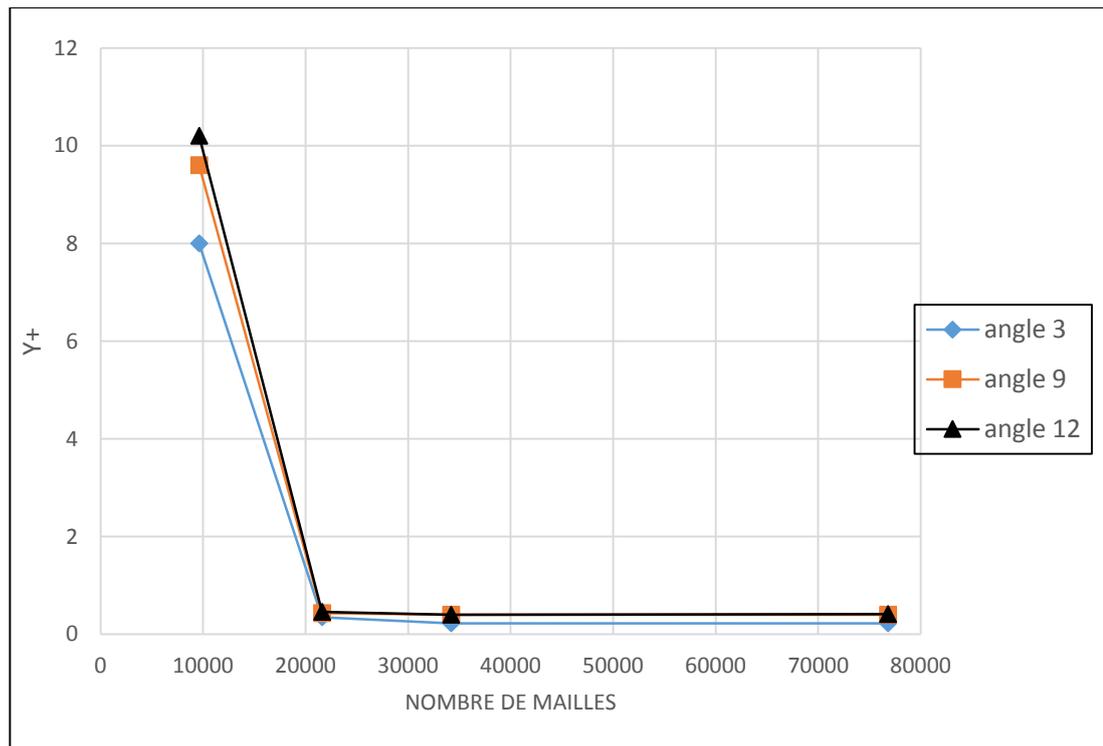


Figure IV.1 Maillage structuré 2D avec une topologie C



(a) Coefficient de portance C_L



(b) Y_+

Figure IV.2 L'effet de raffinement de maillage sur le coefficient de portance et sur Y_+ pour différents angles d'attaques, $T_{Extrados} = 200\text{ K}$ et $T_{Intrados} = 400\text{ K}$, $M = 0.045$, $Re = 3.8 \times 10^4$.

IV.3 Etude de l'effet thermique

IV.3.1 Profil complet :

Deux calculs ont été effectués avec et sans effet thermique, en fixant la température à la paroi du profil à 300 K pour l'extrados et l'intrados pour le cas régulier (sans effet thermique) et à 200 K pour l'extrados et 400 K pour l'intrados dans le cas de calcul avec effet thermique (Fig. IV.3). Les figures IV.4a et IV.5a montrent bien la répartition symétrique de la vitesse et de pression sur l'extrados et l'intrados de profil pour le cas de base sans effet thermique (300 K). Tandis que lors de l'activation de l'effet thermique (refroidissement de l'extrados et échauffement de l'intrados), une dissymétrie dans la répartition de vitesse et de pression est évidente (Fig.IV.4 b) ;(Fig.IV.5 b). Dans ce cas, on remarque la diminution de la pression au voisinage de la région du nez sur la surface supérieure, ce qui conduit à l'accélération de l'écoulement sur l'extrados par rapport au premier cas (extrados et intrados à 300 K). La figure IV.6 montre l'évolution du coefficient C_p à l'angle d'attaque 0° pour les deux cas traités avec et sans effet thermique. Avant d'imposer une différence de température, les deux courbes de C_p pour l'extrados et l'intrados sont confondues et le coefficient de portance est nul pour $\alpha=0^\circ$. Ceci est valable pour les profils d'ailes symétriques (sans cambrure).

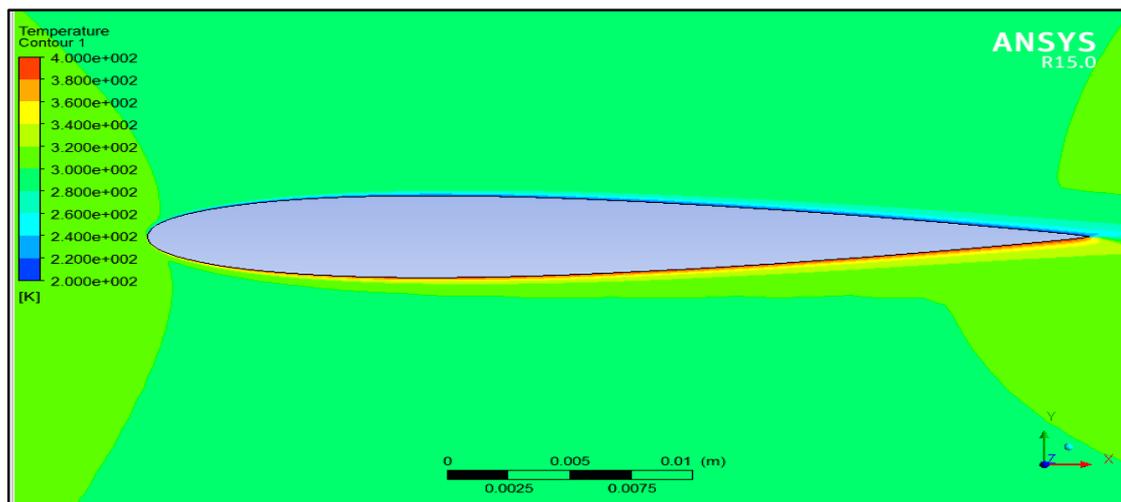
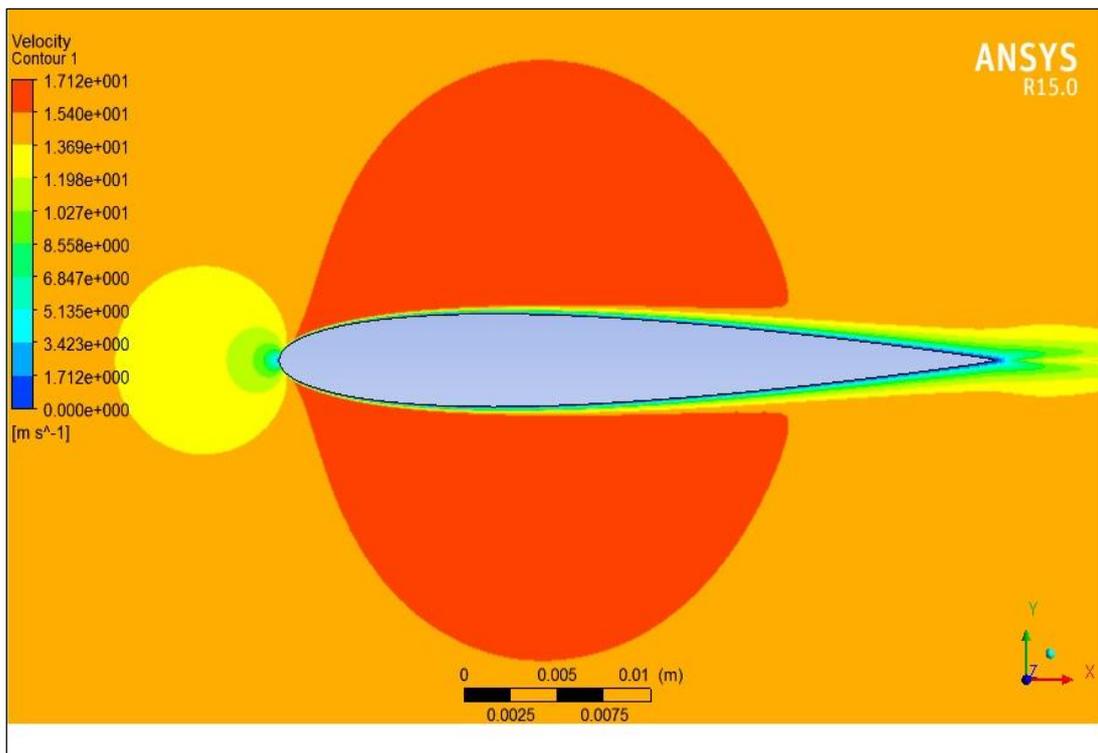
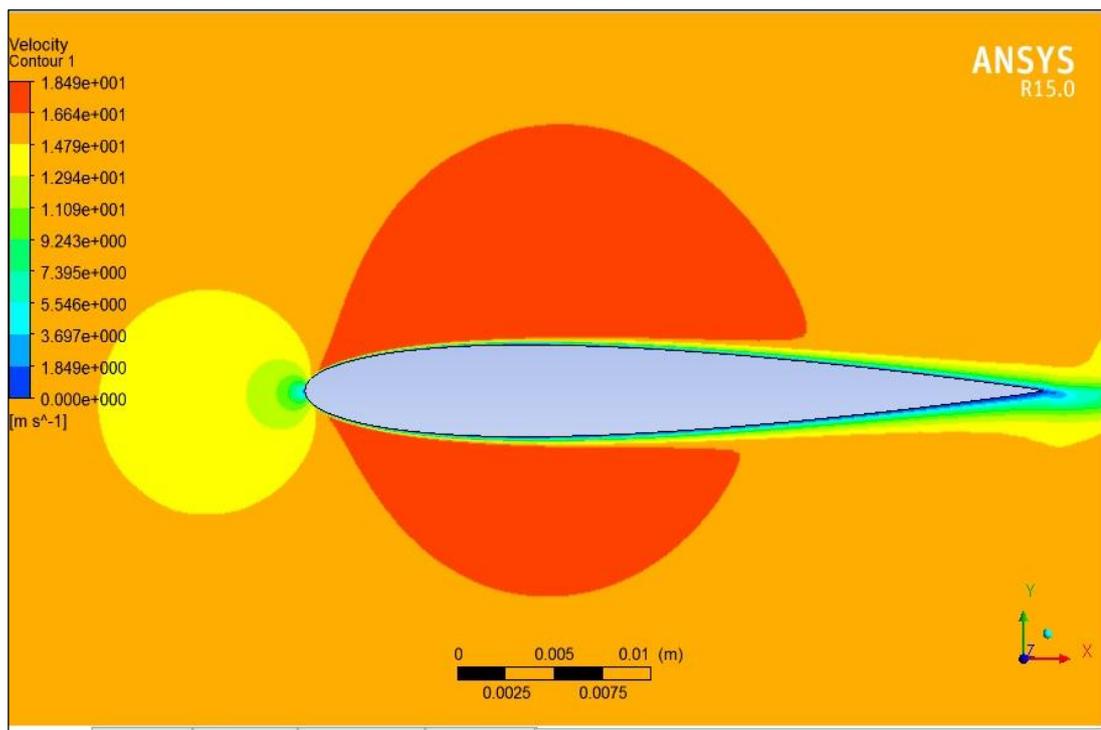


Figure IV.3 profil NACA0012 chauffé sur intrados et refroidi sur extrados.

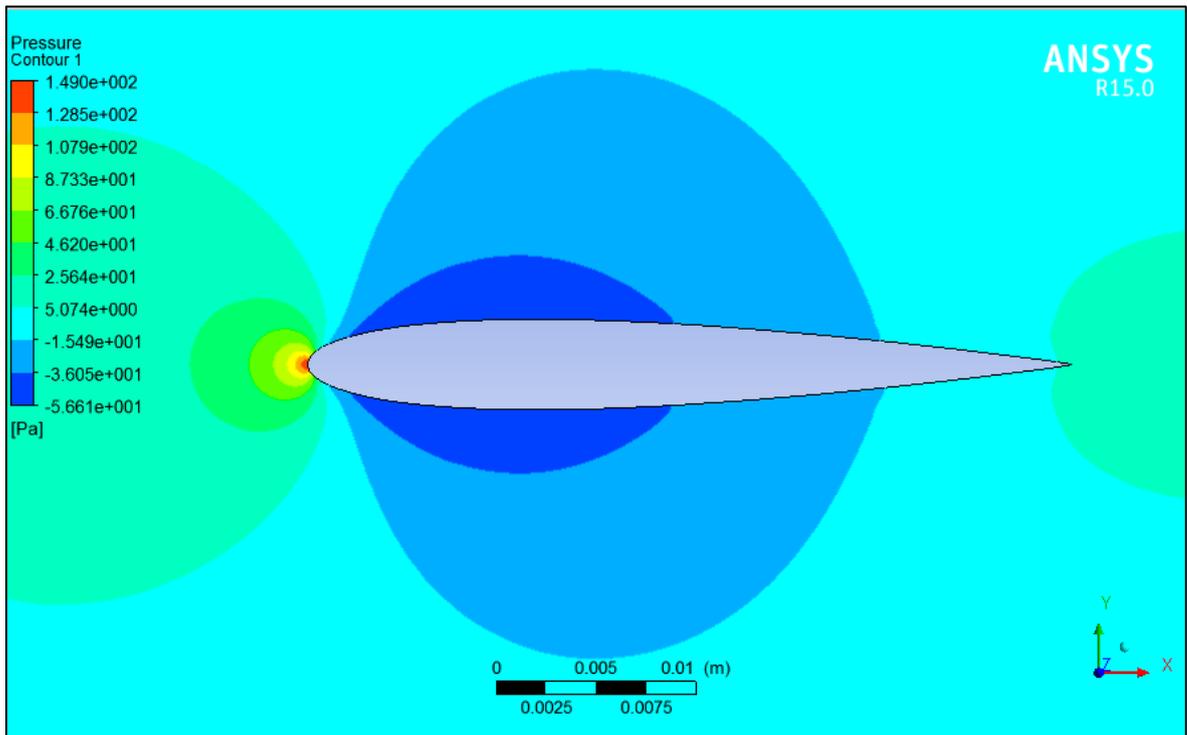


(a) Sans effet thermique : extrados et intrados $T=300$ K.

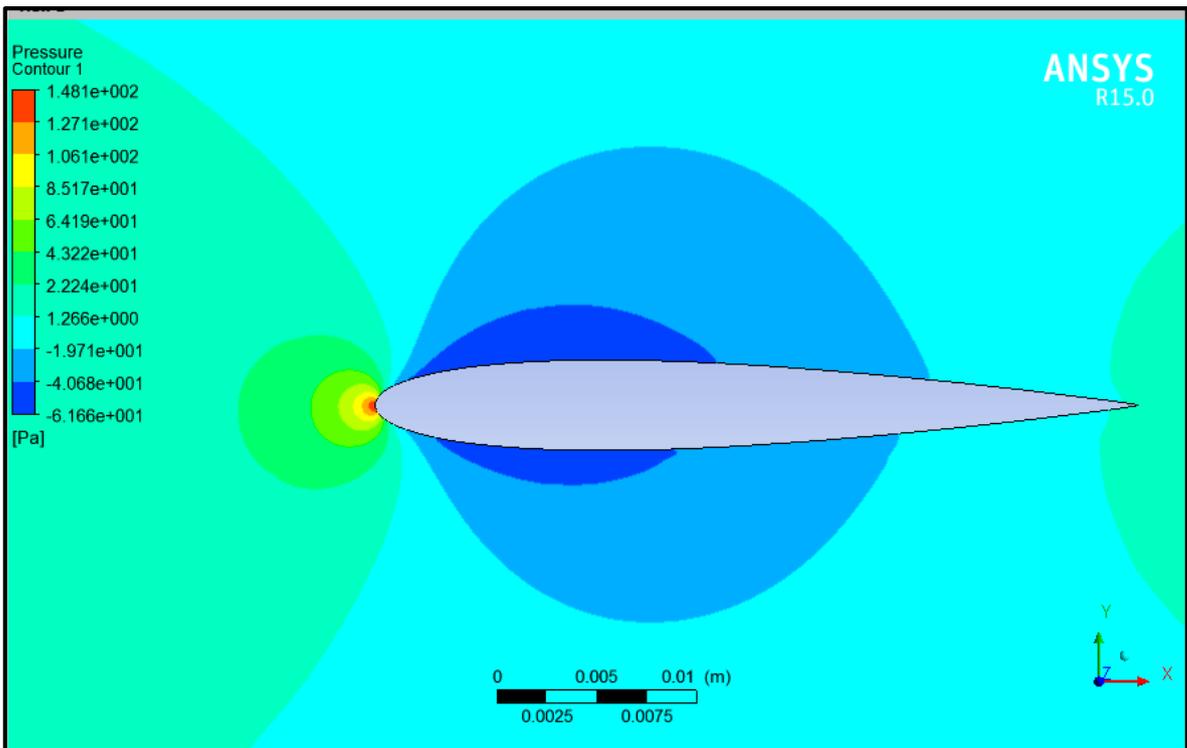


(b) avec effet thermique : extrados $T=200$ K et intrados $T=400$ K.

Figure IV.4 la vitesse autour de profil NACA0012 à l'angle d'attaque 0° , avec et sans effet thermique ; $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.



(a) Sans effet thermique (Extrados $T=300$ K, intrados $T= 300$ K).



(b) Avec effet thermique (Extrados $T=200$ K, Intrados $T= 400$ K).

Figure IV.5 La pression p : sur l'extrados et l'intrados Pour une profil NACA0012 à l'angle d'attaque 0° ; $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

Cependant, lors de l'activation de l'effet thermique, la répartition de pression se comporte comme dans le cas d'un profil non symétrique à l'angle d'attaque $\alpha=0^\circ$, comme par exemple le profil NACA4412 qui donne une valeur de coefficient de portance nulle, même à l'angle d'attaque $\alpha=0^\circ$. Cette portance est due à l'angle de portance nulle α_0 lié à la forme de la ligne moyenne pour les profils non symétriques. Dans le présent travail, on a démontré que l'effet thermique peut contribuer à la création de la portance, même à l'angle d'attaque nul pour les profils symétriques. Par analogie avec les profils non symétriques, cet effet correspond à une ligne moyenne fictive (imaginaire). On peut l'appeler : une cambrure thermique.

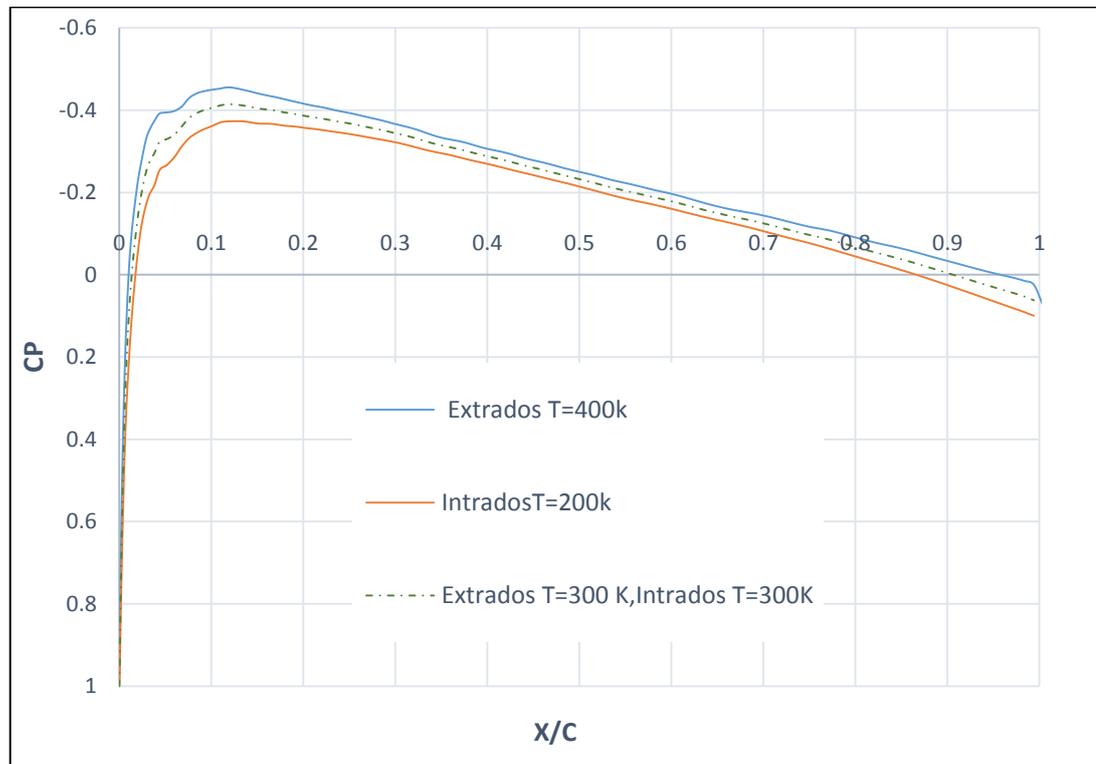
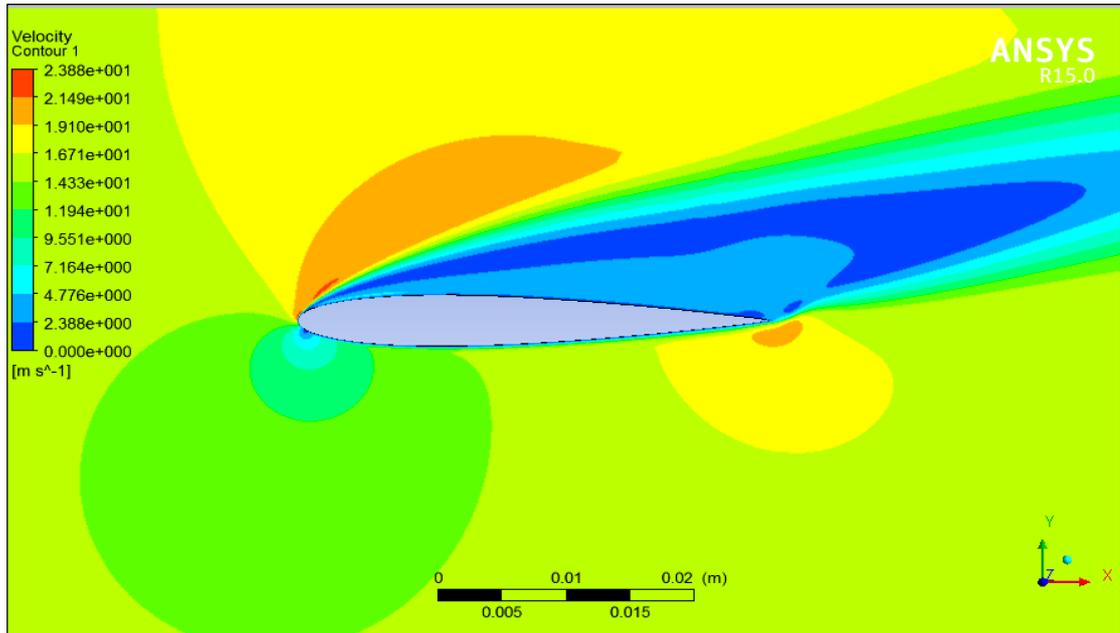


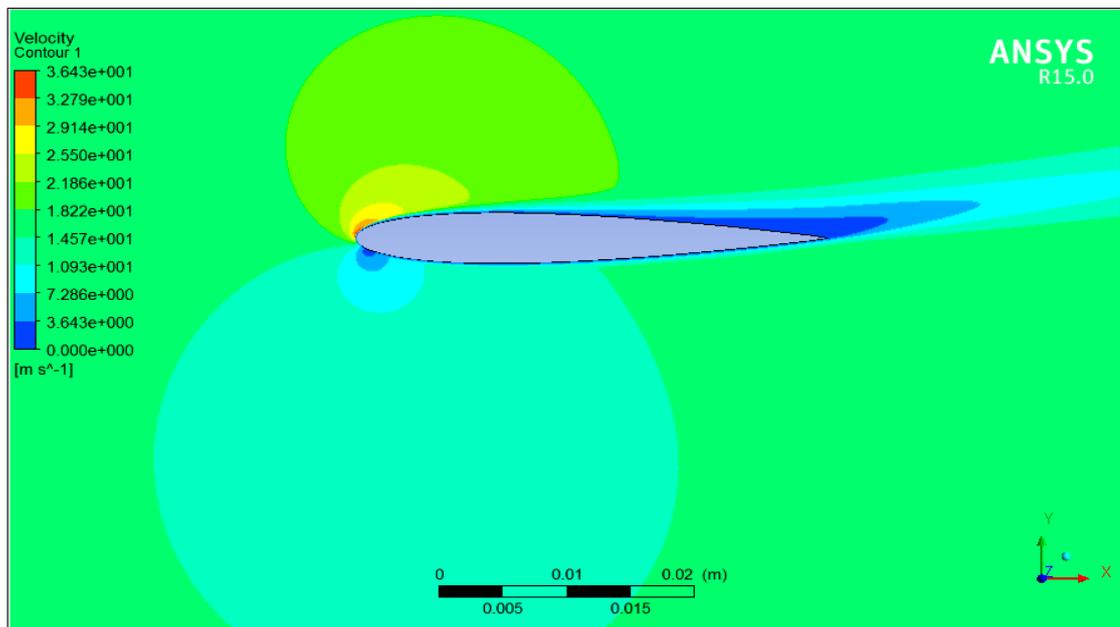
Figure IV.6 Coefficient de pression C_p autour de profil NACA0012, avec et sans effet thermique à l'angle d'attaque 0° , $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

Pour voir l'effet thermique sur le phénomène de décollement, deux calculs ont été effectués pour un angle d'attaque $\alpha = 14^\circ$. Dans le premier calcul, toute la surface du profil (extrados et intrados) est soumise à une température de 300 K (sans effet thermique). Dans le second cas, la surface supérieure (extrados) est refroidie à une température de 200 K et la

surface inférieure est chauffée à une température de 400K. La figure IV.7 montre bien que dans le cas, de base sans effet thermique, le décollement est plus accentué que dans le cas avec effet thermique, car l'écart de température (extrados refroidie et intrados chauffée) accélère l'écoulement et retarde par la suite le phénomène de décollement, ce qui conduit à l'augmentation de la plage de fonctionnement.



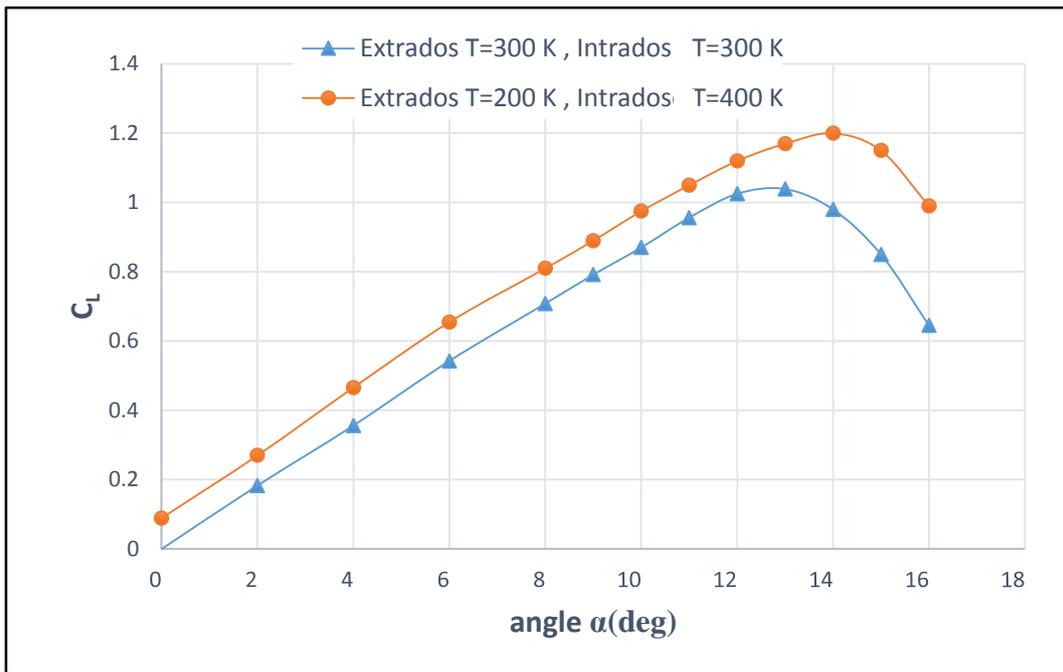
(a) Sans effet thermique (Extrados T=300 K, intrados T= 300 K).



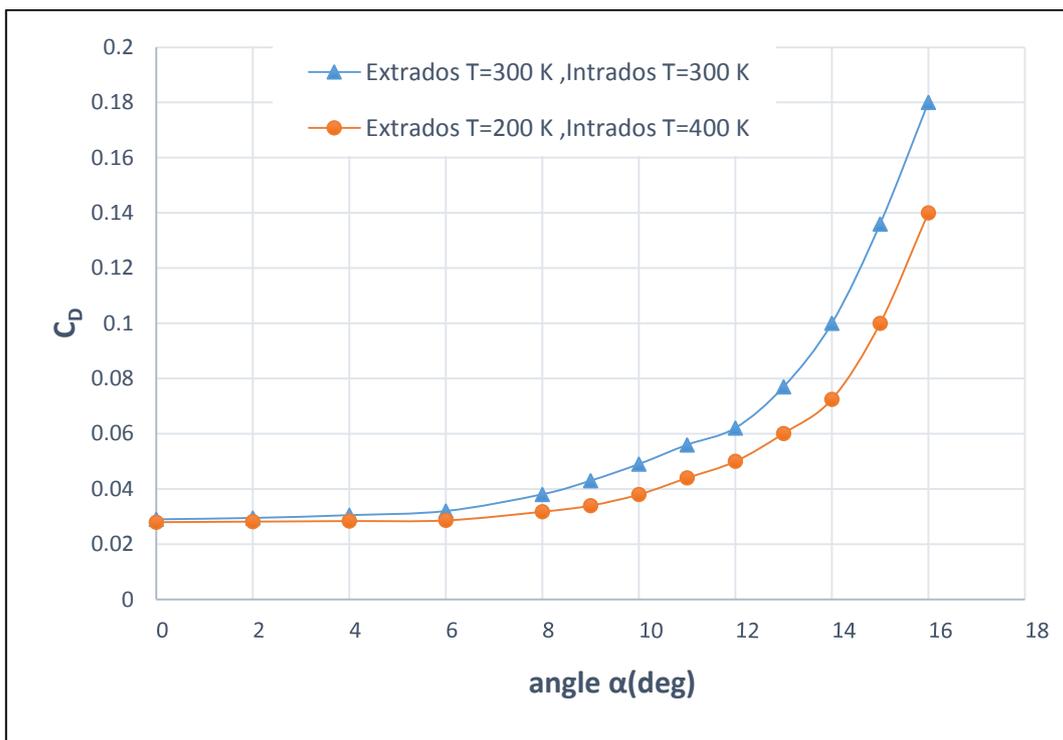
(b) Avec effet thermique (Extrados T=200 K, Intrados T= 400 K).

Figure IV.7 La vitesse autour de profil NACA0012 à l'angle d'attaque $\alpha = 14^\circ$, $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

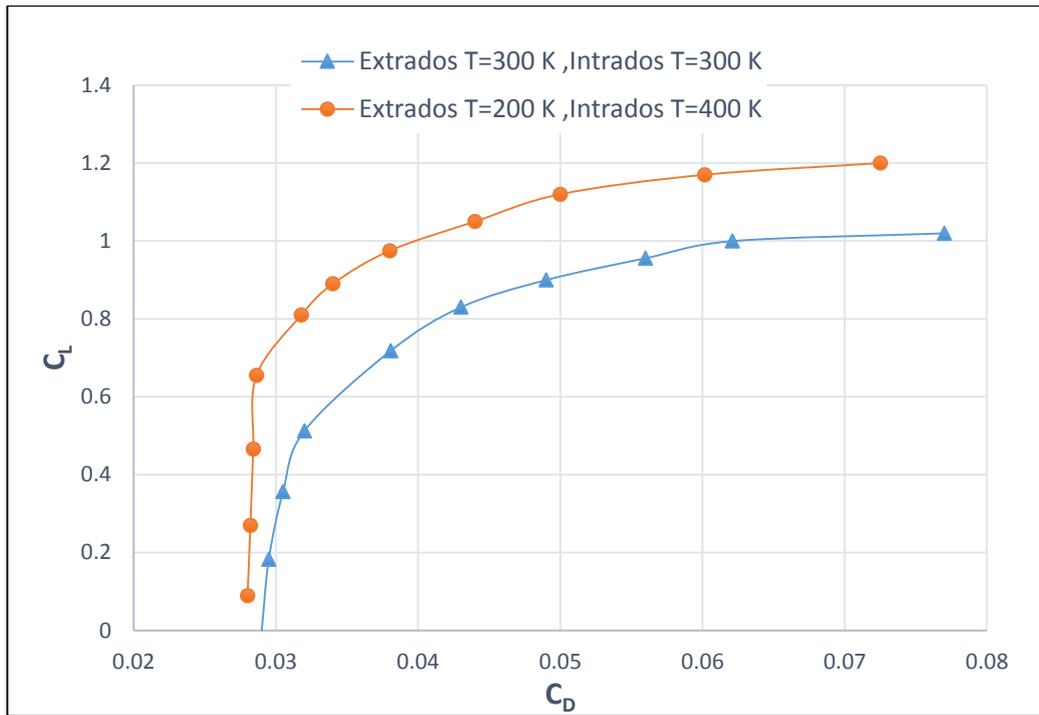
Les résultats montrant l'effet thermique sur les caractéristiques aérodynamiques à savoir : le coefficient de portance, de traînée, polaire et la finesse de profil d'aile sont présentés sur la figure IV.8. Tous les calculs sont effectués dans les mêmes conditions que précédemment ($M=0.045$, $p=101325$ Pa, $T=300$ K et $Re = 3.8 \times 10^4$). Concernant la température à la surface, deux cas sont étudiés. Dans le premier, la température est régulière sur toute la surface de profil d'aile et égale à celle de l'écoulement ($T=300$ K). Cependant, dans la deuxième étude, un écart de température $\Delta T = 200$ K entre l'extrados et l'intrados est imposé ; les températures de l'extrados et de l'intrados sont respectivement 200 K et 400 K. Cette différence de température permet d'augmenter l'angle d'attaque α_{CLmax} , correspond à la valeur maximale de coefficient de portance C_{Lmax} juste avant le décollement de 12° à 14° et C_{Lmax} de 1.0388 à 1.1902w (14.57 %). La figure IV.8a montre que l'incrément de la valeur C_L due à l'écart de la température est pratiquement constante et indépendante de l'angle d'attaque jusqu'au à l'angle d'attaque $\alpha=11^\circ$. A partir de cet angle, l'incrément est très accentué jusqu'à la valeur α_{CLmax} . Parallèlement à l'augmentation de coefficient de portance, l'activation de l'écart de température entre la surface supérieure et inférieure du profil d'aile conduit à la diminution de coefficient de traînée et, par conséquent, à une nette amélioration de finesse (L/D) (Fig. IV.8 b et IV.8 d). L'augmentation maximale est atteinte pour l'angle d'attaque 15° (117%).



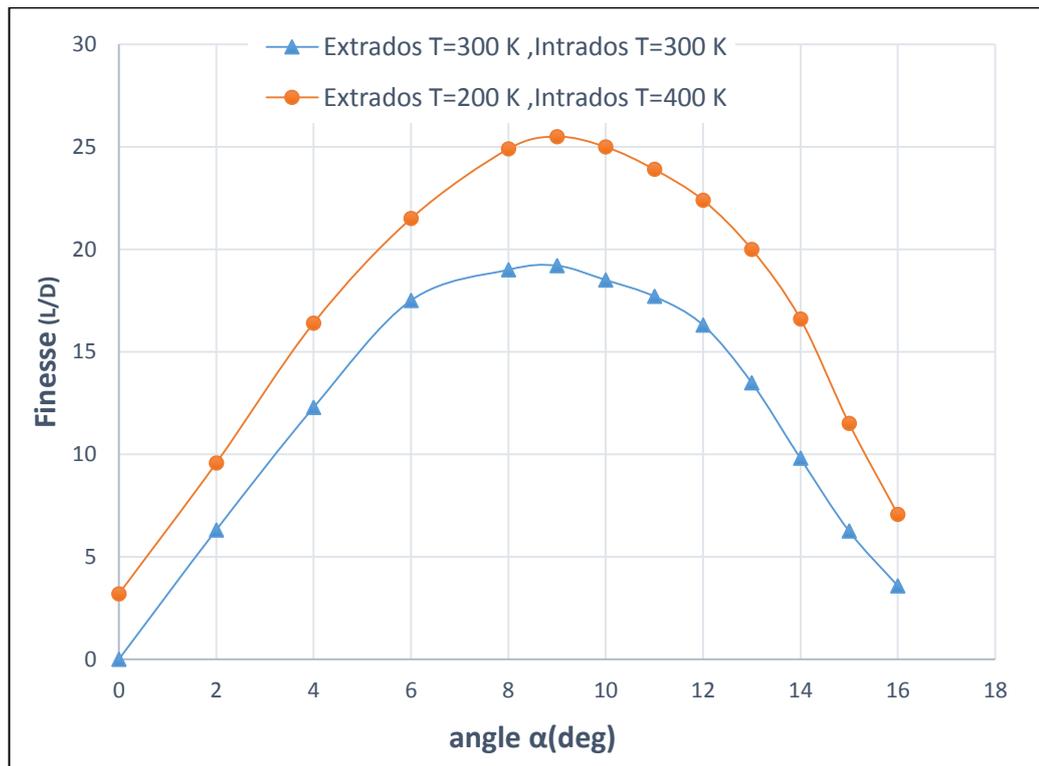
(a) Coefficient de portance.



(b) Coefficient de traînée.



(c) Polaire



(d) Finesse (L/D)

Figure IV.8 L'effet thermique sur les performances aérodynamiques pour un profil NACA0012 à micro-échelle, $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

L'effet thermique est plus accentué pour MAV ($Re < 3 \times 10^5$). Cependant, pour des profils à échelle réelle fonctionnant à un nombre de Reynolds élevé (full-scale), cet effet devient pratiquement négligeable car l'épaisseur de la couche limite dynamique et thermique est très petite comparée à la corde de profil.

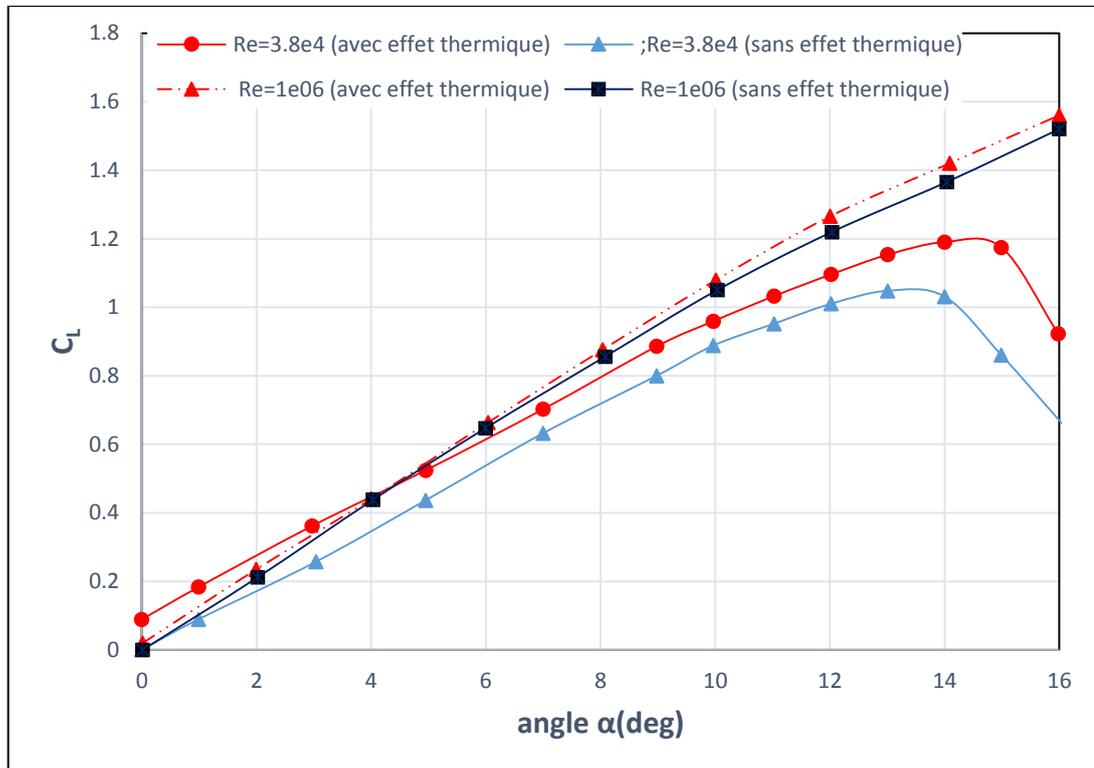
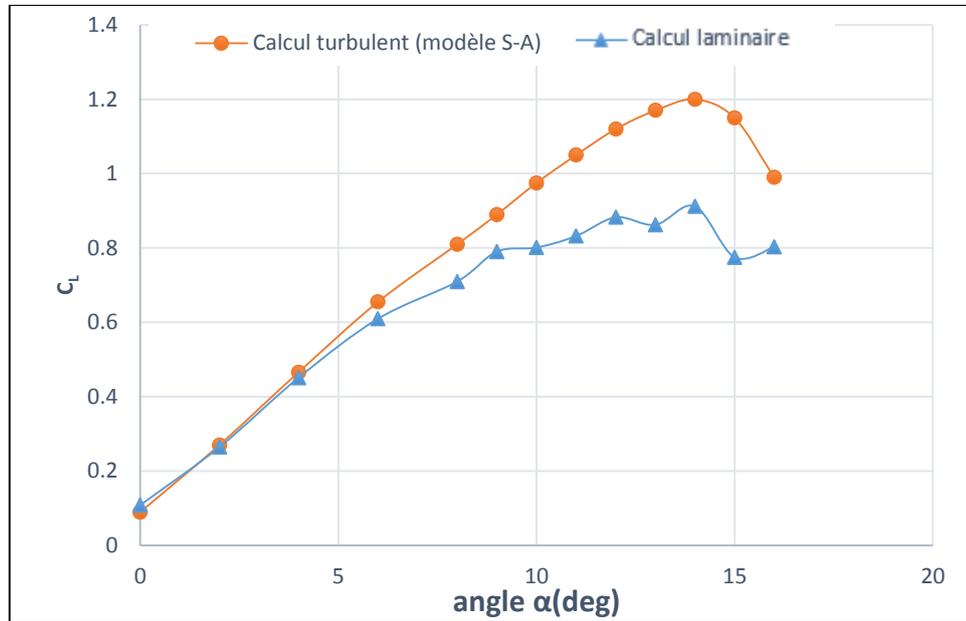


Figure IV.9 L'effet thermique sur le coefficient de portance C_L pour différents nombres de Reynolds.

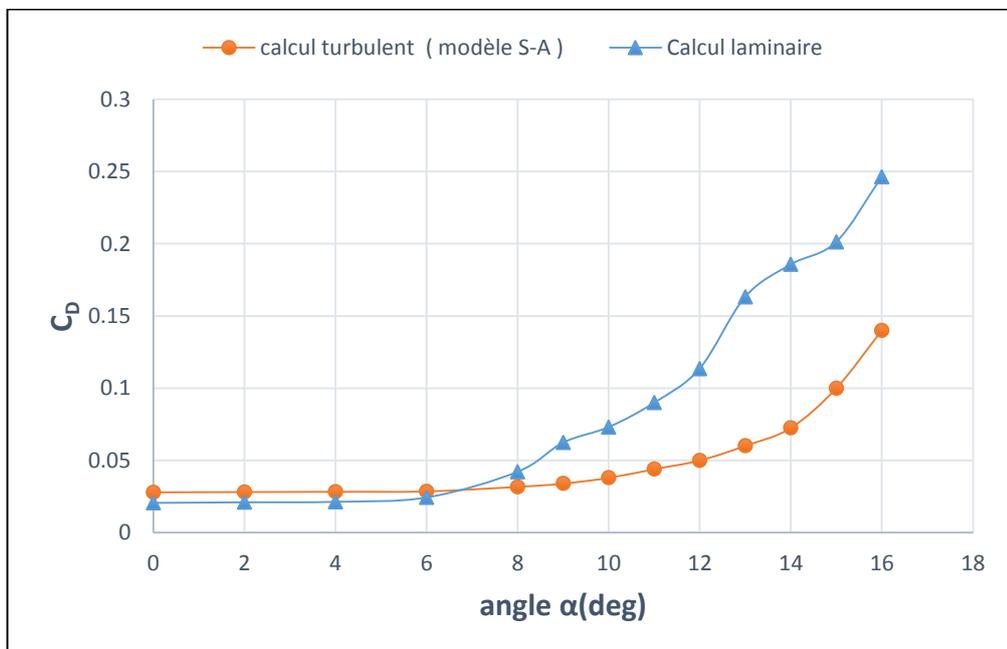
IV.3.2 Comparaison entre le calcul laminaire et turbulent :

Comme on a dit précédemment, l'écoulement est dans sa grande partie est laminaire à cause de faibles nombres de Reynolds. Cependant, un calcul en faisant appel aux modèles de turbulence est justifié par l'instabilité constatée lors d'un calcul laminaire, surtout pour des grandes valeurs de l'angle d'attaque. Sur la figure IV.10 une comparaison de résultats issus du calcul laminaire et turbulent est présentée. Pour des valeurs modérées de l'angle d'attaque, les deux calculs donnent des valeurs comparables de coefficient de portance et de traînée et le calcul laminaire converge après un nombre d'itérations très élevé par rapport au calcul turbulent. Cependant, dès que l'angle d'attaque augmente ($\alpha > 7^\circ$), le

calcul laminaire prédit des valeurs de coefficient de traînée très élevées et des valeurs du coefficient de portance très inférieures à celles obtenues par le calcul turbulent. Ainsi, le calcul laminaire devient instable et diverge même pour de faibles nombres de CFL.



(a) Coefficient de portance.



(b) Coefficient de traînée.

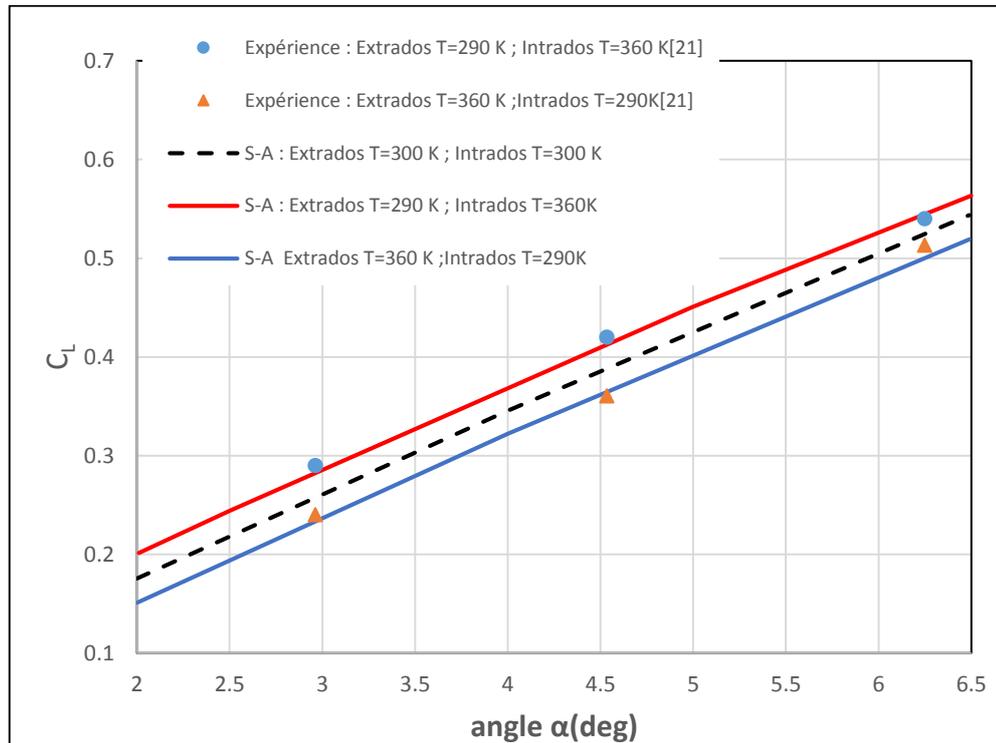
Figure IV.10 Comparaison entre les calculs laminaire et turbulent (Extrados $T=200$ K, intrados $T= 400$ K), $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

IV.3.3 Validation avec l'expérience :

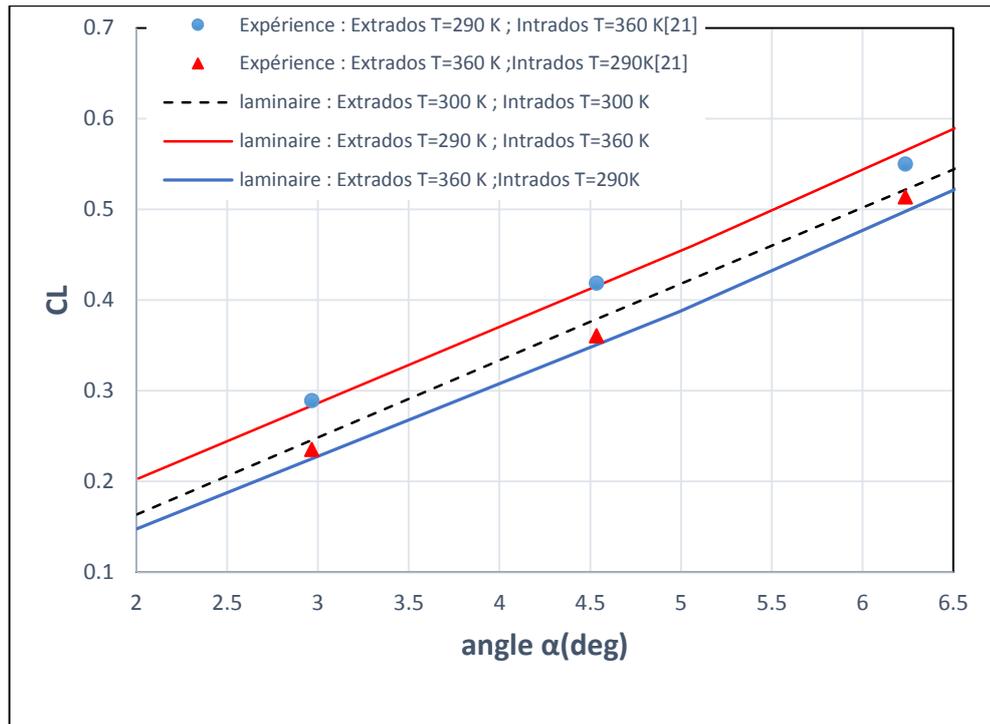
Finalement, et dans le but de valider les résultats numériques, des calculs ont été élaborés en comparant nos résultats relatifs aux cas laminaire et turbulent, avec les valeurs expérimentales obtenues par Kim et al. [21]. Les auteurs ont testé un micro rotor bipales à un nombre de Mach $M=0.018$, un nombre de Reynolds $Re=1.67 \times 10^4$ et une température $T=297$ K. La forme de chaque pale est rectangulaire ayant comme section de base le profil NACA0012, l'allongement $AR=2$ et la corde $c=0.0381$ m. Les tests ont été effectués pour deux cas :

- 1) la température de l'extrados est 290 K et celle de l'intrados est 360 K.
- 2) la température de l'extrados est 360 K et celle de l'intrados est 290 K.

D'après la figure IV.11 et pour les deux, on constate que les résultats qu'on a obtenu se confondent très conformément aux résultats obtenu par l'expérience de Kim.



(a) Turbulent (modèle : S-A)



(b) Laminaire.

Figure IV.11 Comparaison de coefficient de portance avec l'expérience [21],
 $M=0.018$ et $Re = 1.67 \times 10^4$.

IV.3.4 Profil d'aile avec effet thermique partiel :

Dans ce type d'écoulement, la création de la portance se réalise à partir de deux phénomènes physiques conjugués, celle de la surpression dans l'intrados et une forte dépression dans l'extrados, l'aile est donc à la fois poussée et aspirée vers le haut (Fig.IV.12 et Fig.IV.13).

Il s'ensuit que l'écoulement d'air se fait :

- à l'extrados :
 - ✓ De A à E l'écoulement suit une forme de convergent là où il est accéléré ce qui fait diminuer la pression.
 - ✓ De E à F l'écoulement suit une forme de divergent qui fait diminuer la vitesse et par conséquent, augmenter la pression.
- à l'intrados :
 - ✓ Cette partie est pratiquement un divergent, l'écoulement est décéléré et sa pression augmente.

En conséquence, 75% de la force de portance est générée par dépression sur l'extrados et 25% par surpression sur l'intrados (Fig. IV.13).

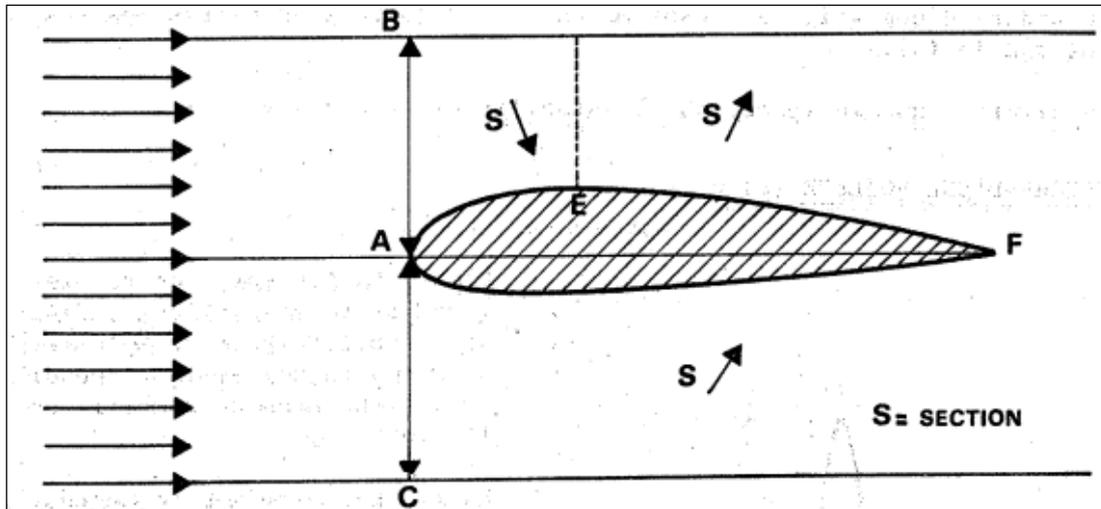


Figure IV.12 Analogie entre les écoulements externe et interne

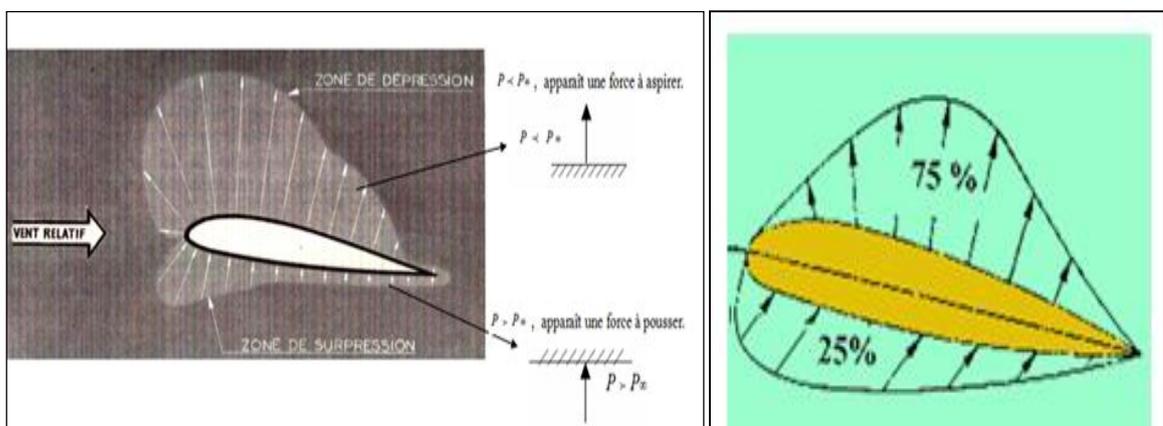


Figure IV.13 : Distribution de pression autour d'un profil.

Le profil NACA0012 a une épaisseur maximale qui se trouve dans les environs de 30% de la corde à partir du bord d'attaque où la distribution de pression n'est pas uniforme et la force de portance est plus importante dans cette zone. C'est pour cela qu'une deuxième campagne de calculs est effectuée en limitant le gradient thermique sur une partie de la surface de profil, proche de bord d'attaque. Ainsi, le profil est divisé en quatre surfaces isothermes : extrados 1 et intrados 1 soumises respectivement à des températures différentes 200 K et

400 K, tandis que les surfaces nommées extrados 2 et intrados 2 sont soumises toutes les deux à une température uniforme de 300 K (Fig.IV.14).

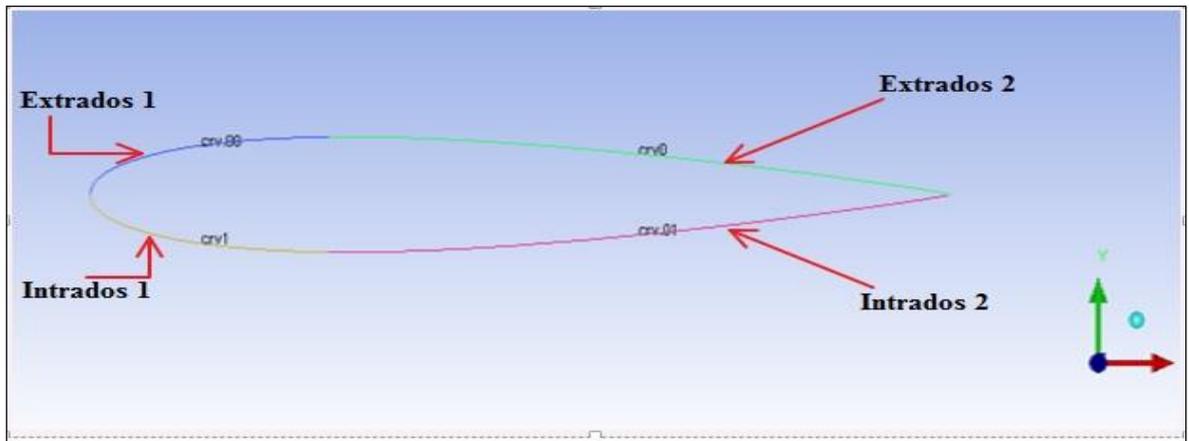


Figure IV.14 Profil NACA0012 divisé en 4 parties.

La Figure IV.15 montre l'évolution du coefficient C_p à l'angle d'attaque 0° pour les trois cas traités : sans effet thermique, avec effet thermique complet et avec effet thermique partiel. Le nouveau C_p qui correspond à l'effet thermique partiel indique une évolution du coefficient de pression similaire à celle de l'effet thermique sur le profil complet et le résultat obtenu montre la présence d'un coefficient de portance positif, légèrement inférieur à celui relatif au cas avec effet thermique pour le profil complet. Les deux courbes de C_p , avec effet thermique, complet ou partiel sont très proches l'une de l'autre et l'influence de l'effet thermique partiel peut être nettement remarquée.

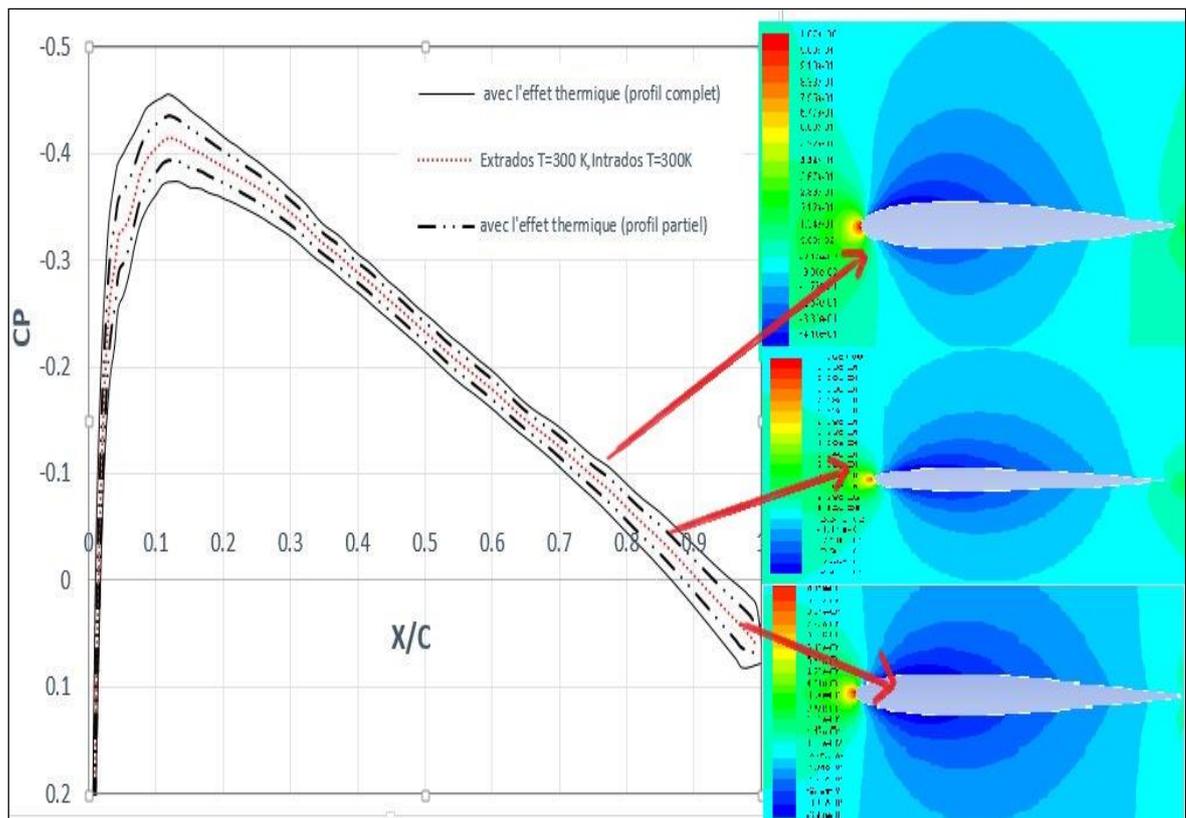
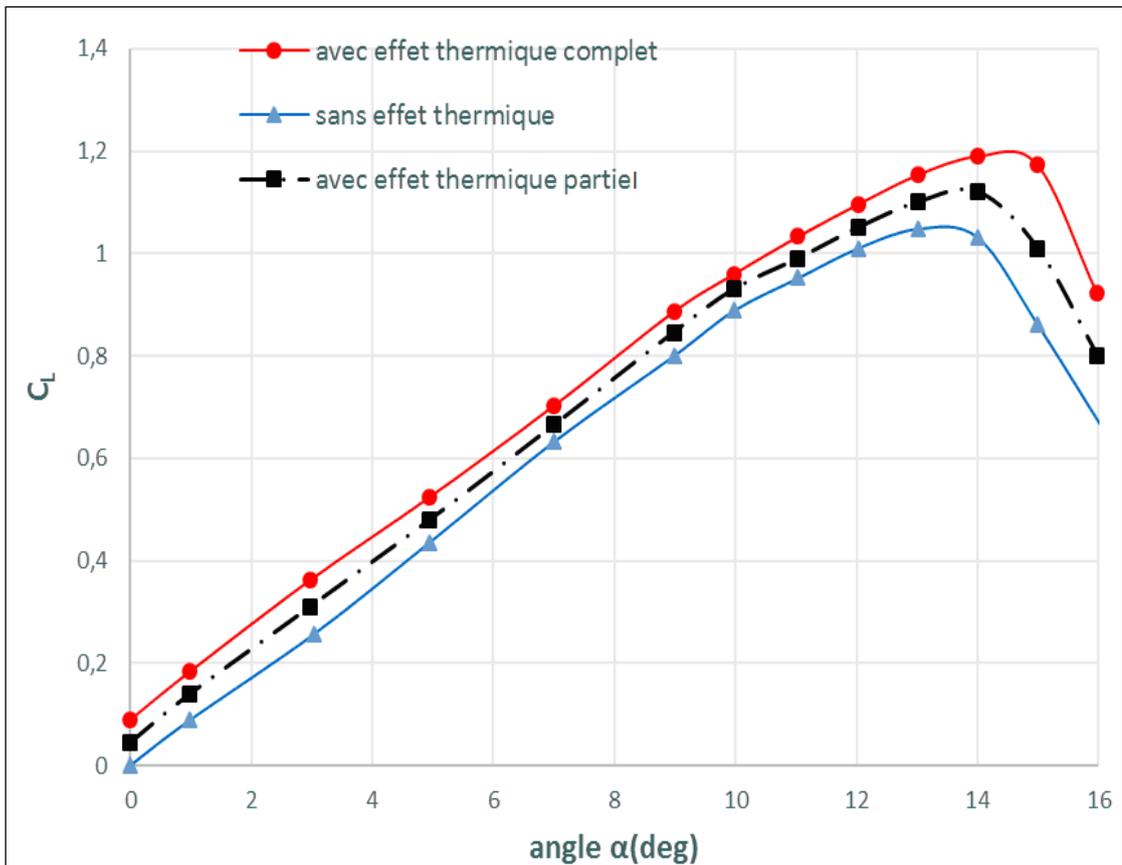
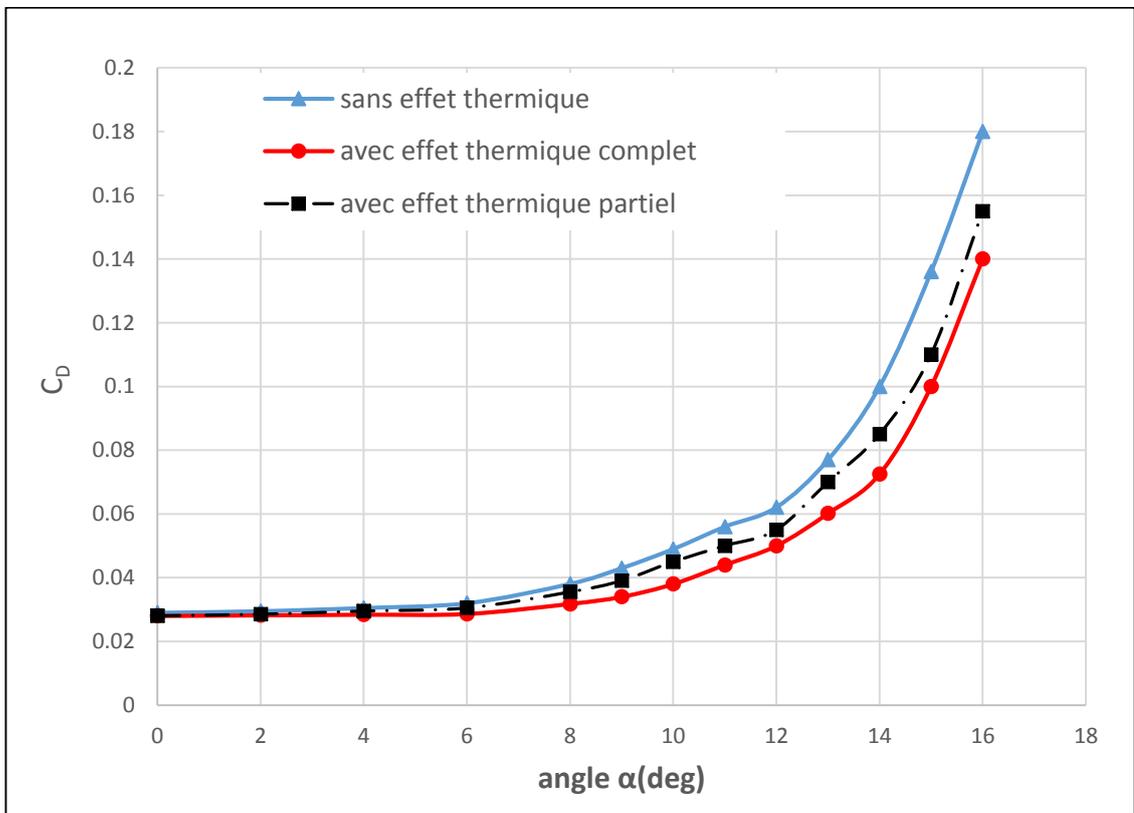


Figure IV.15 Coefficient de pression C_p autour du profil NACA0012, avec effet thermique (complet et partiel) à l'angle d'attaque 0° , $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

La Figure IV.16 est similaire à la figure précédente (Fig.VI.8) sauf qu'on a représenté l'influence de l'effet thermique partiel sur le coefficient de portance, de traînée et la finesse. Concernant le graphe (C_L), on remarque qu'il y a une augmentation du coefficient de portance similaire au cas de l'effet thermique complet avec des valeurs légèrement inférieures. De même, pour le graphe du coefficient de traînée, le gradient thermique sur une partie de profil conduit à la diminution de C_D par rapport au cas de base : sans effet thermique. Par conséquent ceci induit une amélioration de la finesse dont les valeurs sont relativement faibles par rapport au cas de l'effet thermique avec profil complet, en particulier pour l'angle d'attaque de finesse max.



(a) Coefficient de portance.



Coefficient de traînée.

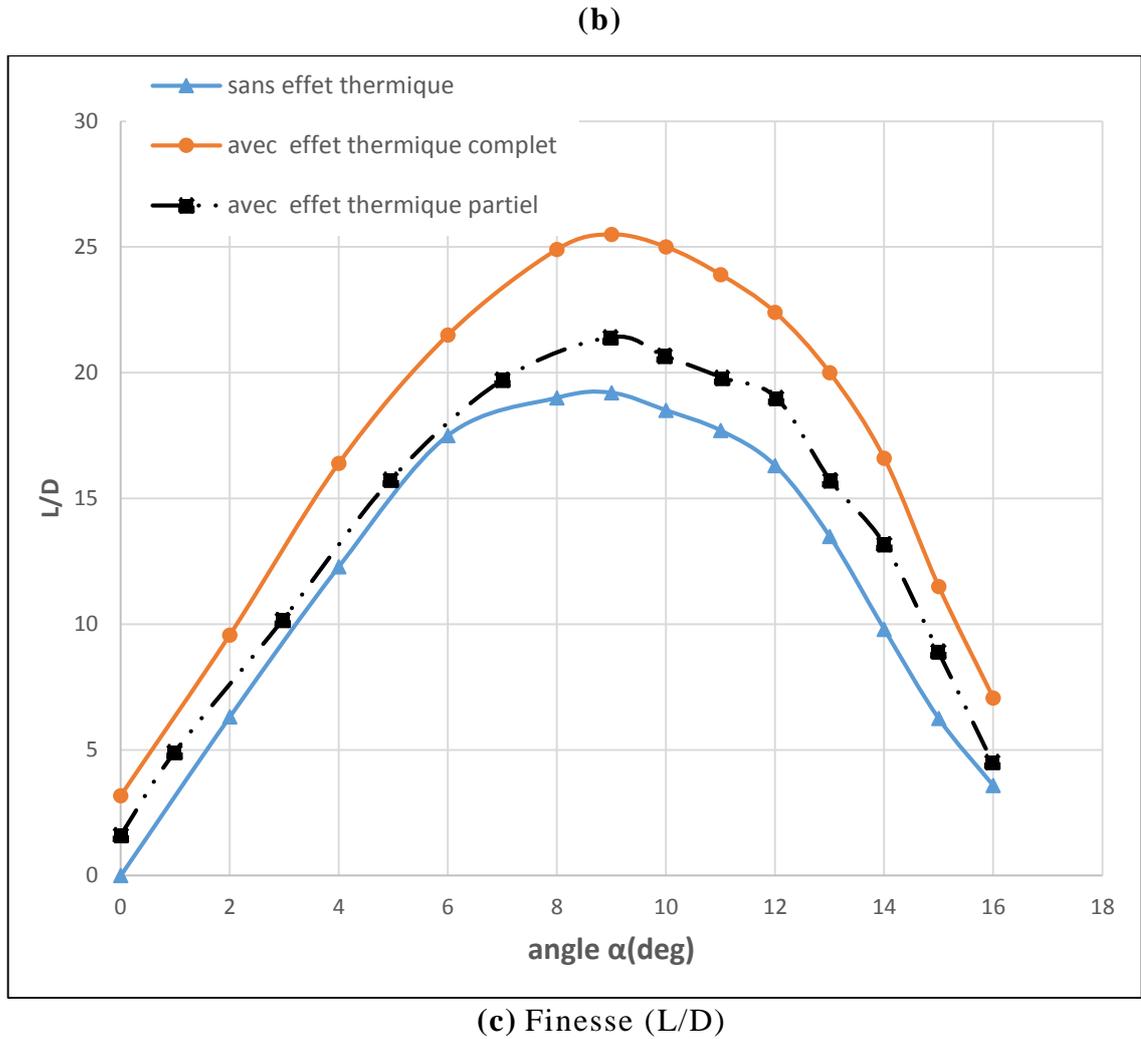


Figure IV.16 L'effet thermique partiel sur les performances aérodynamiques pour un profil NACA0012 à micro-échelle, $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

Afin de calculer l'écart thermique nécessaire à l'obtention des caractéristiques aérodynamiques comparables à celles de l'effet thermique avec profil complet, la surface extradorsale 1 est soumise à une température 200 K, l'extrados 2 et l'intrados 2 sont soumises toutes les deux à la température ambiante 300 K et l'intrados 1 est soumise à des températures croissantes à partir de 400 K. Après plusieurs tests en augmentant progressivement la température sur l'intrados 1, il a été démontré que la température optimale permettant d'aligner les deux courbes de coefficient de portance, relatives à l'effet thermique avec profil complet ou partiel est de 500 K (Fig.IV.17). L'avantage de cette technique, c'est qu'elle permet d'alléger le poids de l'appareil en ne créant un gradient thermique que sur la partie amont de l'aile, au lieu de l'aile complète.

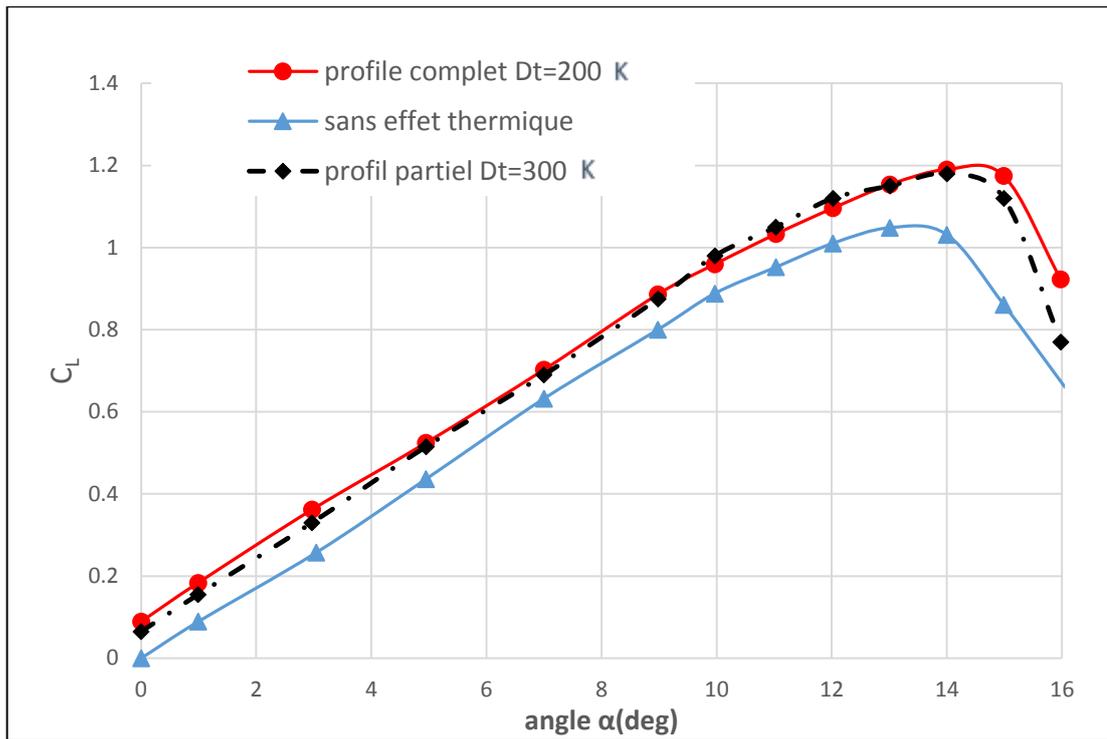


Figure IV.17 Le gradient thermique partiel nécessaire pour obtenir le résultat de gradient complet (Coefficient de portance), $M=0.045$ et $Re = 3.8 \times 10^4$.

Conclusion :

Dans cette étude, des calculs avec et sans effet thermique ont été effectués pour simuler des écoulements subsoniques à faible vitesse autour des ailes et des profils d'ailes équipant les micro drones fonctionnant à bas nombre de Reynolds. En bidimensionnel (2D), le profil NACA0012 est choisi vu la disponibilité des résultants expérimentaux. Cette étude révèle et met en évidence beaucoup d'aspects pratiques très importants qui peuvent être résumés dans ce qui suit :

- ✓ L'activation de l'écart thermique par refroidissement de l'extrados et l'échauffement de l'intrados de profil d'aile ou de l'aile induit une augmentation de la portance et la diminution de la traînée. Ce qui conduit à l'augmentation de la plage de fonctionnement, surtout pour des angles d'attaques élevés au voisinage de l'angle de décollement.
- ✓ L'effet thermique est plus accentué pour MAV ($Re < 3 \times 10^5$). Cependant, pour des profils à échelle réelle fonctionnant à un nombre de Reynolds élevé (full-scale), cet effet devient pratiquement négligeable car l'épaisseur de la couche limite dynamique et thermique est très petite comparée à la corde de profil.
- ✓ Le calcul laminaire sans aucun modèle de turbulence donne des résultats satisfaisants seulement pour des valeurs modérées de l'angle d'attaque. Cependant, pour des valeurs élevées d'angle d'attaque, le calcul diverge et devient instable.
- ✓ On peut alléger le poids de l'appareil et réduire l'énergie nécessaire pour l'augmentation de la plage de fonctionnement par l'effet thermique en générant un gradient de température entre l'intrados et l'extrados sur la partie amont proche de bord d'attaque de l'aile.

Conclusion

Comme perspectives, il serait intéressant d'étendre les calculs au cas 3D, à savoir une aile ou un micro drone complet.

Annexe A

Exemple de génération de maillage par ICEM CFD

Maillage structuré

Introduction

La génération du maillage est primordiale quant à la réussite des calculs et à la précision des résultats. Il diffère fortement selon le problème et les calculs que nous allons vouloir effectuer. La première étape a donc été de définir le problème et d'explicitier ce que nous voulions calculer.

Pour ce faire, des connaissances de base en méthodes numériques et en mécanique des fluides sont indispensables afin d'affiner le maillage aux zones où nous attendons à de forts gradients par exemple.

La génération du maillage autour de notre profil NACA 0012 se fera au moyen de code ANSYS-ICEM-CFD. On pourrait subdiviser le travail en quelques étapes :

- ✓ Dessiner ou importer une géométrie
- ✓ Définir un domaine de calcul
- ✓ Créer un blocking
- ✓ Générer le maillage
- ✓ Proposer les conditions aux limites

A.1 Dessiner ou importer une géométrie

A.1.1 NACA 0012

Le profil NACA 0012 (figure A.1) est un profil symétrique avec une épaisseur relative de l'ordre de 12%. Bien que sa forme ne soit pas idéal dans le domaine du dessin aérodynamique, il est extrêmement utile comme référence standard parce qu'il a été amplement testé numériquement et expérimentalement.



Figure A.1 Profil NACA 0012

A.1.2 L'importation d'une géométrie :

Dans ICEM-CFD, deux possibilités nous sont offertes : nous pouvons soit importer une géométrie, soit la dessiner. Comme nous avons une data-base avec 200 points du profil, nous avons privilégié la première solution. Pour ce faire, il faut aller dans.

File → Import Geometry → Formatted Point Data

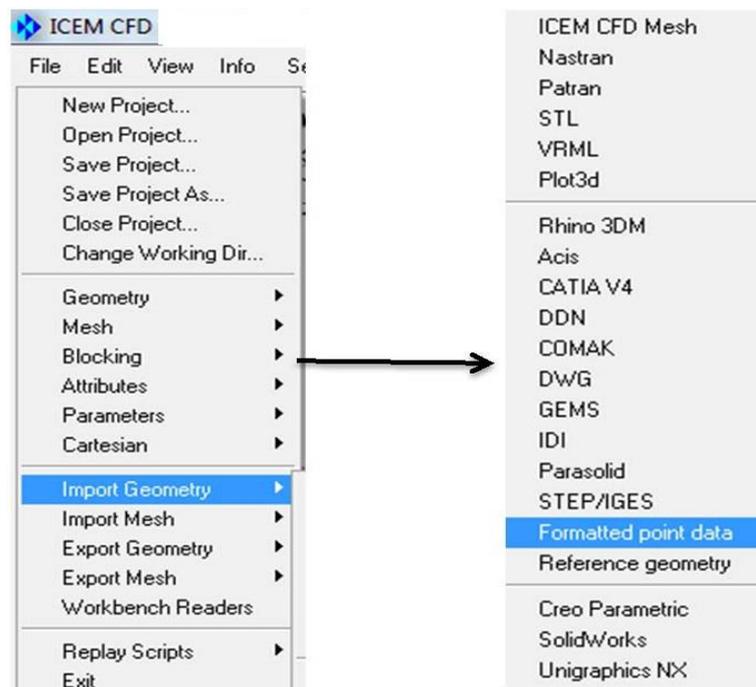


Figure A.2 importer une géométrie de profile NACA 0012

Fichier	Edition	Format	Affichage ?
100	2		
	1	0.00	0
		0.999748	0.001295 0
		0.998993	0.001401 0
		0.997736	0.001577 0
		0.995977	0.001823 0
		0.993719	0.002138 0
		0.990964	0.002521 0
		0.987715	0.002971 0
		0.983974	0.003486 0
		0.979746	0.004067 0
		0.975036	0.00471 0
		0.969846	0.005414 0
		0.964184	0.006177 0
		0.958054	0.006997 0
		0.951463	0.007872 0
		0.944418	0.0088 0
		0.936925	0.009779 0
		0.928992	0.010805 0

Figure A.3 Coordonnées du profil NACA 0012 format.dat

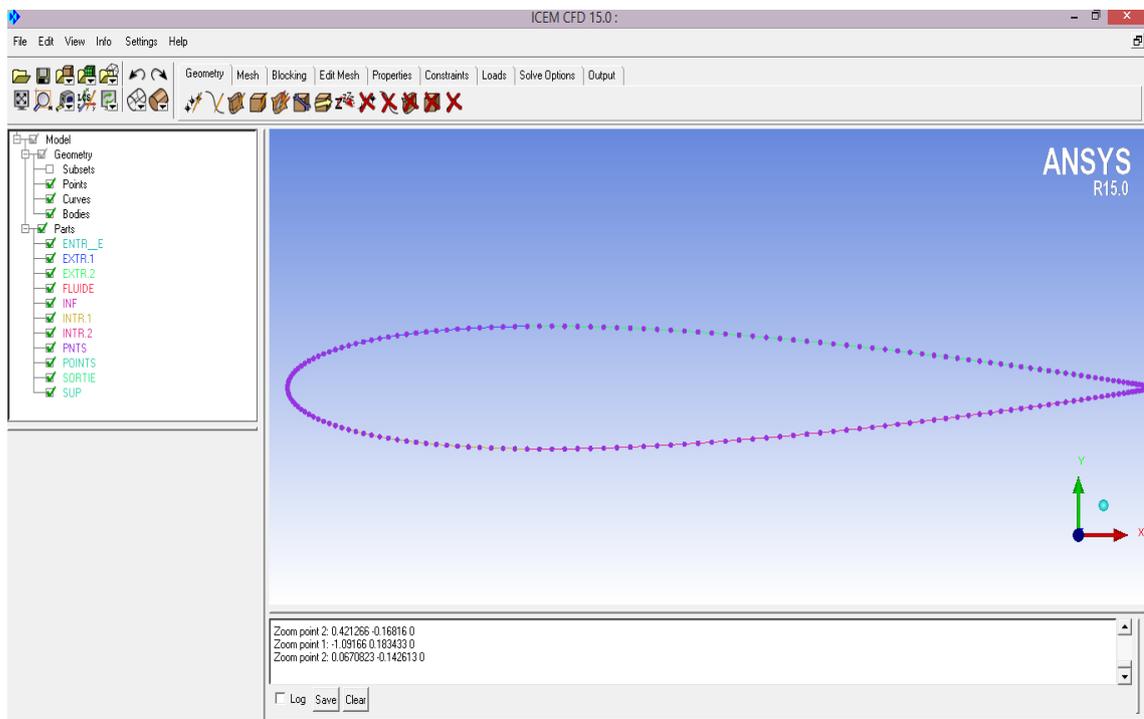
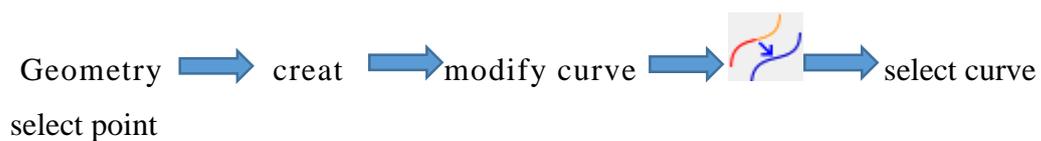


Figure A.4 Géométrie importée du profil NACA0012

Pour diviser la curve en 4 parties (Figure A.5)



Curve	Nom
Crv.00	Extrados 1
Crv.0	Extrados 2
Crv.1	Intrados 1
Crv.01	Intrados 2

Table A.1 les noms de la curve

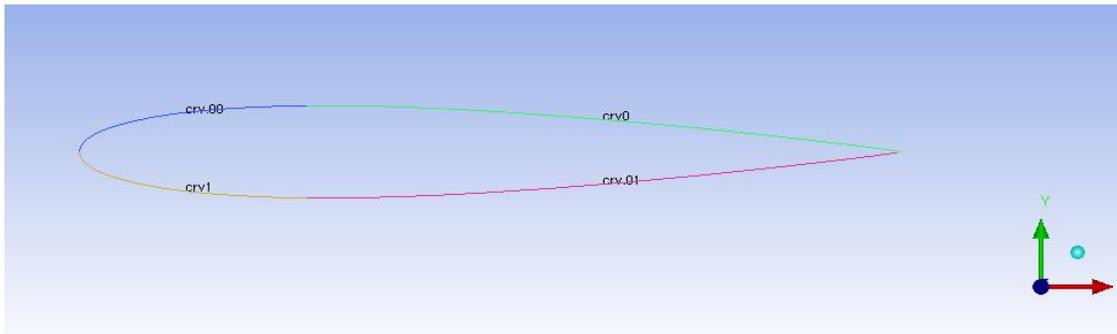


Figure A.5 profil NACA0012 devisé en 4 parties

A.2 Définition d'un domaine de calcul :

Dans cette partie, l'objectif sera de délimiter le calcul dans une zone fermée.

Cette partie est le domaine de calcul. Il faut que celle-ci soit suffisamment grande pour que les perturbations numériques n'interfèrent pas sur la physique du problème.

La première étape sera de définir la topologie du problème, à savoir si on va par la suite réaliser un maillage en C, en O ou en H. Chacun a des avantages et des inconvénients, mais pour un problème de ce type, nous optons pour le maillage en C.

En effet, la forme du profil ainsi que le fait de ne pas se trouver dans le cas d'un essai en soufflerie (où on aurait par exemple du prendre en compte les problèmes aux bords de celle-ci) nous ont conforté dans notre choix.

Nous définirons tout d'abord l'enveloppe extérieure du C. Généralement, on prend un rayon de domaine 15 à 30 fois supérieur à la corde du profil (Figure A.6).

Name	X(m)	Y(m)	Z(m)
Pnt.09	0	-15	0
Pnt.05	15	-15	0
Pnt.04	15	15	0
Pnt.08	0	15	0
Pnt.10	-15	0	0

Table A.2 Les coordonnées des points de domaine de calcul

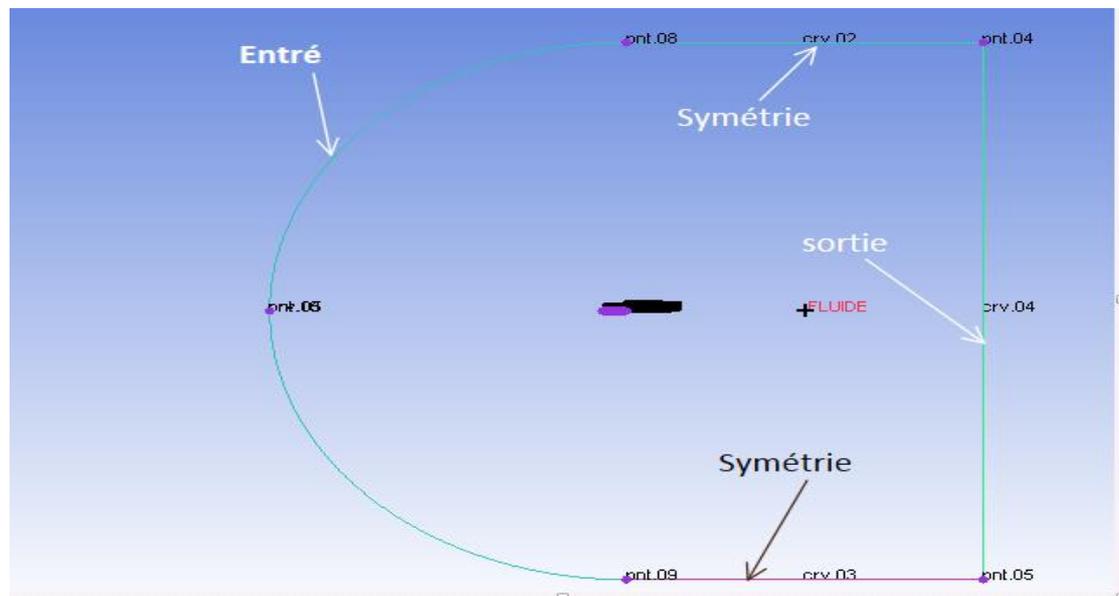


Figure A.6 Domaine de calcul

A.3 Créer un blocking

Le blocking a pour but de subdiviser le maillage en zones. A travers celui-ci, on définit les blocs d'un maillage structuré par blocs. Dans chacune de ces régions nous devons par la suite imposer un maillage (voir plus loin). Evidemment les limites du blocking correspondront aux limites extérieures définies du domaine de calcul définies au point précédent.

A noter qu'un nombre élevé de bloc peut permettre de rendre le maillage moins lourd et donc de diminuer par la suite le temps de calcul. En effet, lors de grands projets (avec un nombre bien plus important de cellules), il est possible de répartir les opérations en fonction des blocs.

Pour créer un bloc, il faut faire les étapes suivantes :

1- bloking → create block →  → part fluid /2D planar.

2- bloking → associate →  → select edge(s) → select curve(s).

3- bloking → associate →  .

4- bloking → split block → 

Pour la surface portante, une stratégie de blocage plus compliquée est exigée pour obtenir un maillage avec une bonne qualité.

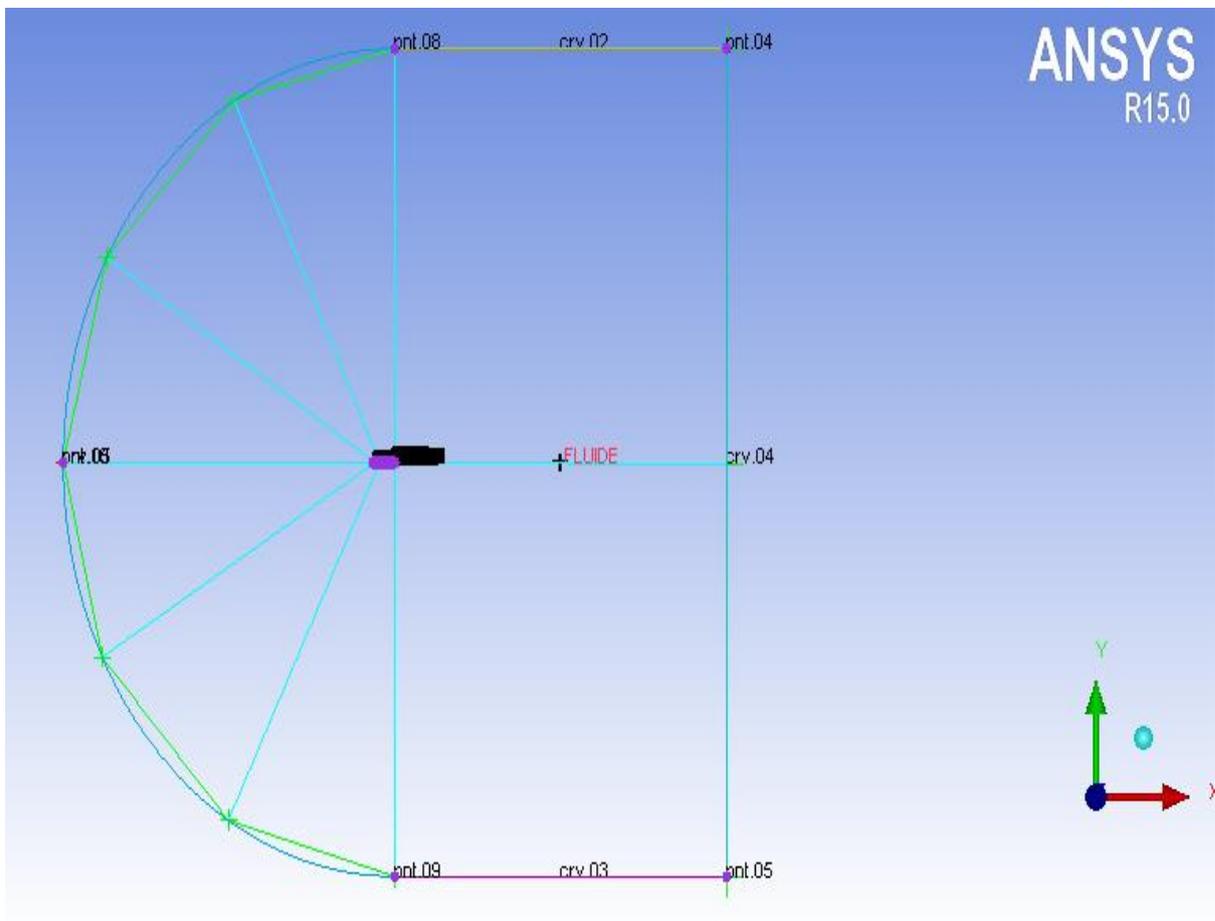


Figure A.7 Aperçu du blocking

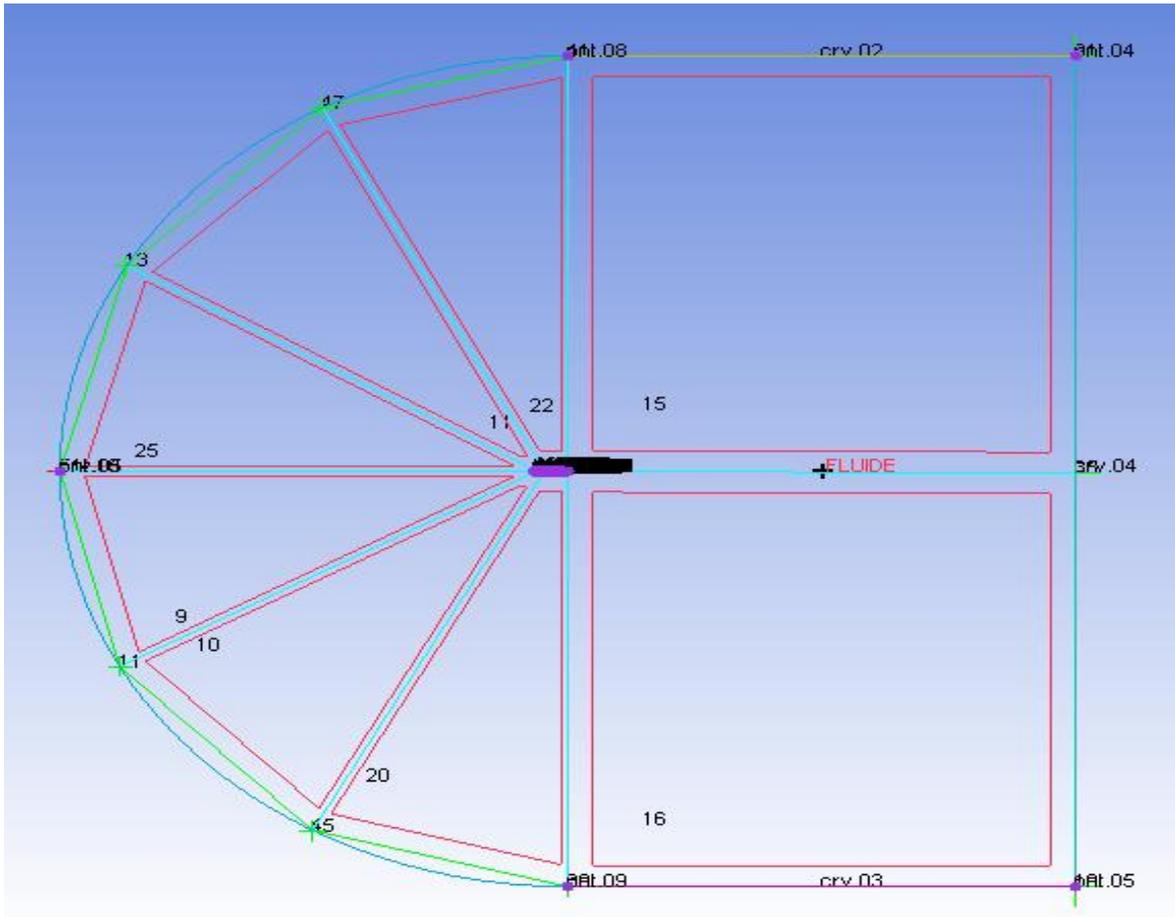


Figure A.8 Blocking explicite

A.4 Génération du Pre-Mesh

Nous sommes maintenant prêts à débiter la génération de maillage. La trame du procédé est la suivante : pour chaque Edge nous devons sélectionner le nombre de maille que nous désirons pour ce bloc. Ainsi, pour définir le maillage complet d'un bloc, nous devons réaliser cette opération verticalement et horizontalement.

Etant donné nos quelques connaissances en dynamique des fluides et en méthodes numériques, nous savons que certaines zones nécessiteront un maillage plus fin que d'autres, en particulier aux abords du profil. Pour ce faire, il existe des lois de distribution de maille préconfigurées.

A.4.1 Les lois de maillage

Ce paramétrage permet de répondre au problème mis en avant ci-avant : l'affinage du maillage aux sites sensibles. En choisissant une loi de distribution adéquate pour les noeuds celui-ci sera meilleur. Certains paramètres sont également modifiables, comme par exemple le spacing et le ratio. Ces deux

options sont très intéressantes dans la mesure où elles permettent d'encore mieux contrôler le maillage.

Afin de faciliter le maillage, il existe une option permettant de dupliquer les paramètres choisis pour toutes les droites parallèles (copy parameters to all parallel edges) (Figure A.9).

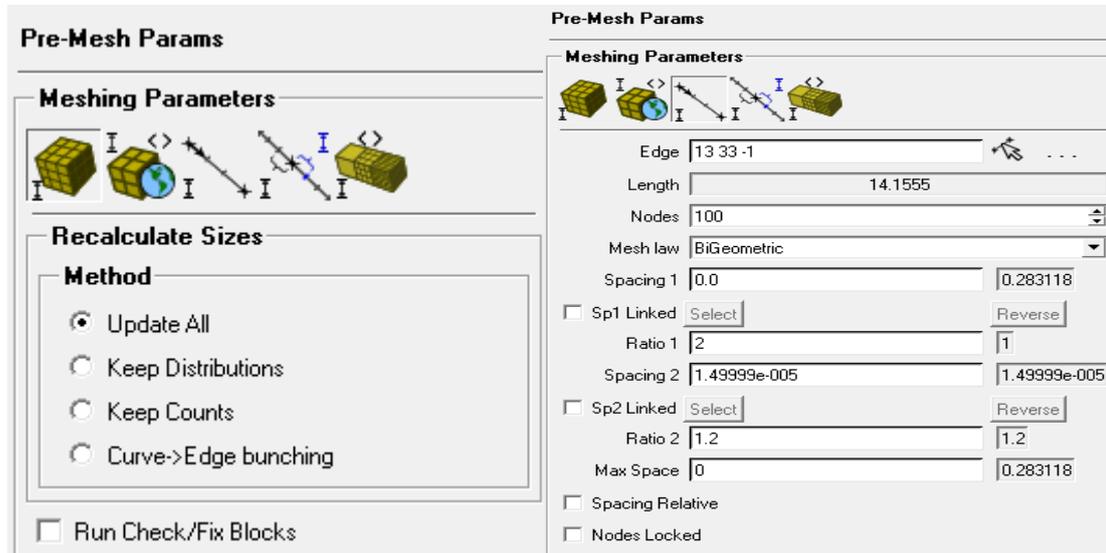
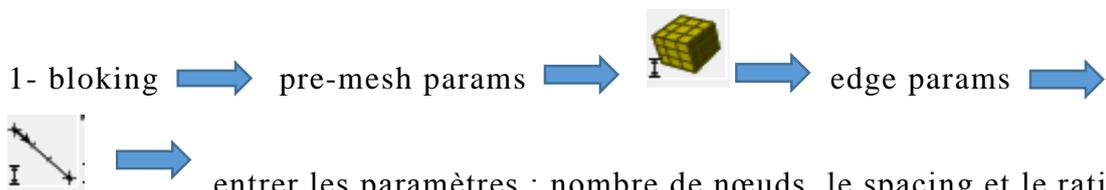


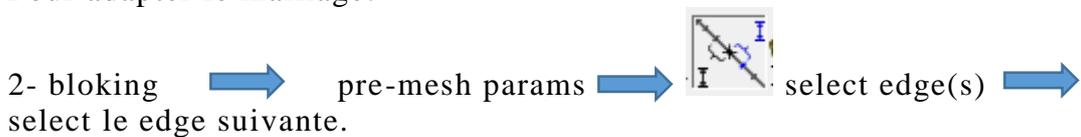
Figure A.9 paramètre de pre-mesh

Pour créer un maillage, il faut faire les étapes suivantes :

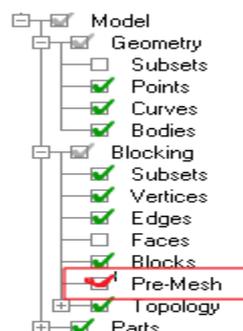


entrer les paramètres : nombre de nœuds, le spacing et le ratio pour chaque edge.

Pour adapter le maillage:



3-select pre-mesh



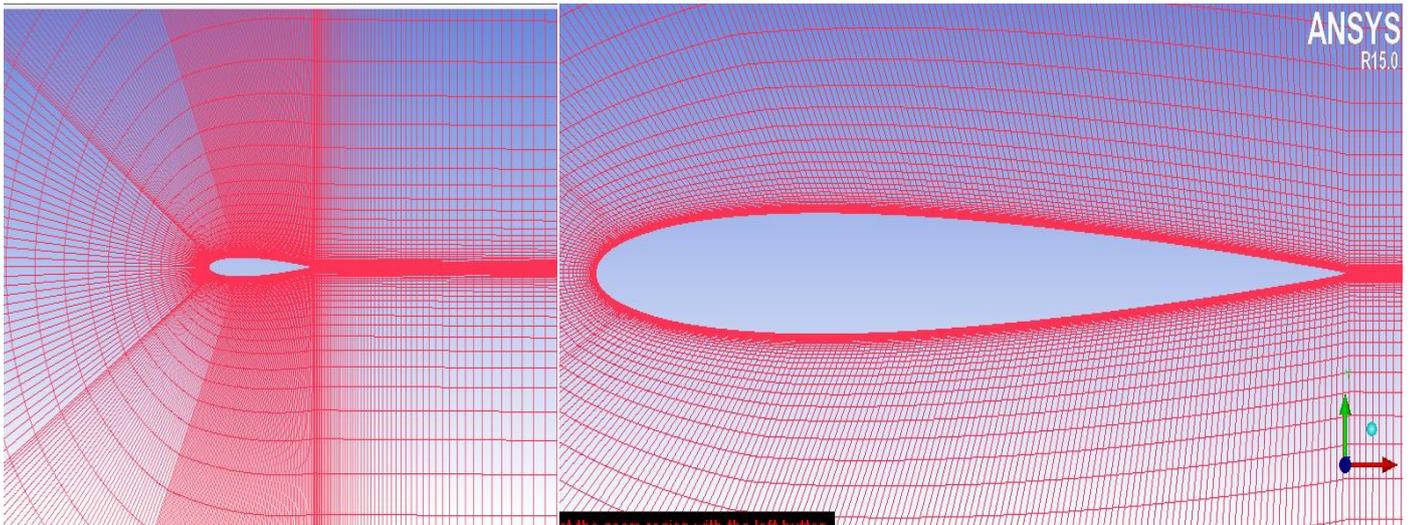


Figure A.10 Maillage aux abords du profil d'aile

A.4.2 La qualité du Pre-Mesh

Une fois le Pre-Mesh réalisé, il existe une possibilité pour vérifier la qualité de ce dernier. Pour cela, nous pouvons choisir différents critères d'évaluation comme la continuité, ou encore la forme des mailles,... (Figure A.11).

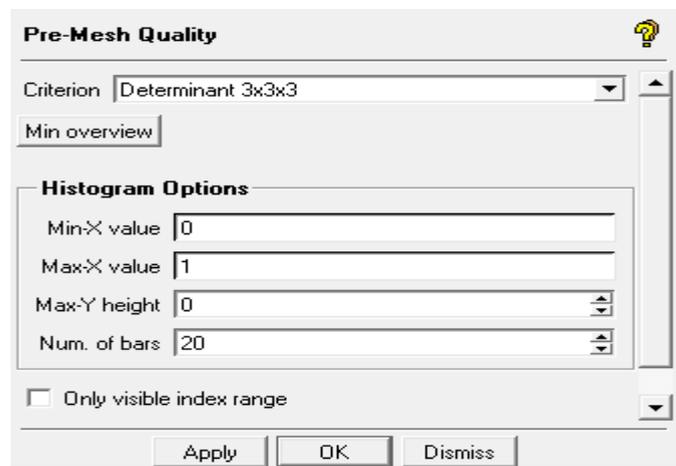


Figure A.11 Vérification de qualité d'un maillage

Replay Script

```
1. ic_geo_cre_geom_input {C:/ naca0012.dat} 0.001 input PNTS pnt CRVS crv SURFS
srf
2. ic_boco_solver
3. ic_boco_clear_icons
4. ic_csystem_display all 0
5. ic_csystem_set_current global
6. ic_boco_nastran_csystem reset
7. ic_start_bigunsop
8. ic_delete_elements family SURFS no_undo 1
9. ic_delete_geometry all families SURFS 1 1
10. ic_geo_delete_family SURFS
11. ic_finish_bigunsop
12. ic_set_global geo_cad 0 toptol_userset
13. ic_set_global geo_cad 0.0005 toler
14. ic_geo_new_family GEOM
15. ic_boco_set_part_color GEOM
16. ic_curve split GEOM crv.00 {crv0 pnt64}
17. ic_curve split GEOM crv.01 {crv1 pnt135}
18. ic_geo_set_part curve crv.00 EXTR.1 0
19. ic_delete_empty_parts
20. ic_geo_set_part curve crv0 EXTR.2 0
21. ic_delete_empty_parts
22. ic_geo_set_part curve crv1 INTR.1 0
23. ic_delete_empty_parts
24. ic_geo_set_part curve crv.01 INTR.2 0
25. ic_geo_delete_family CRVS
26. # définir les points
27. ic_set_global geo_cad 0.0005 toler
28. ic_point {} PNTS pnt.00 15,15,0
29. ic_point {} PNTS pnt.01 15,-15,0
30. ic_point {} PNTS pnt.02 0,-15,0
31. ic_point {} PNTS pnt.03 0,15,0
32. ic_point {} PNTS pnt.04 -15,0,0
33. ic_set_global geo_cad 0.02 toler
34. ic_geo_new_family SUP
35. ic_boco_set_part_color SUP
36. ic_delete_geometry curve names crv.02 0
37. ic_curve point SUP crv.02 {pnt.00 pnt.03}
38. ic_geo_new_family INF
39. ic_boco_set_part_color INF
40. ic_delete_geometry curve names crv.03 0
41. ic_curve point INF crv.03 {pnt.01 pnt.02}
42. ic_geo_new_family SORTIE
43. ic_boco_set_part_color SORTIE
44. ic_delete_geometry curve names crv.04 0
```

```

45. ic_curve point SORTIE crv.04 {pnt.00 pnt.01}
46. ic_geo_new_family ENR__E
47. ic_boco_set_part_color ENR__E
48. ic_curve arc ENR__E crv.05 {pnt.03 pnt.04 pnt.02}
49. ic_geo_new_family FLUIDE
50. ic_boco_set_part_color FLUIDE
51. ic_geo_create_volume {7.5 0 0} {} fluide
52. ic_hex_initialize_mesh 2d new_numbering new_blocking FLUIDE
53. ic_hex_switch_blocking root
54. ic_hex_unblank_blocks
55. ic_hex_multi_grid_level 0
56. ic_hex_projection_limit 0
57. ic_hex_default_bunching_law default 2.0
58. ic_hex_floating_grid off
59. ic_hex_transfinite_degree 1
60. ic_hex_unstruct_face_type one_tri
61. ic_hex_set_unstruct_face_method uniform_quad
62. ic_hex_set_n_tetra_smoothing_steps 20
63. ic_hex_set_mesh_params PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE -version 110
64. ic_hex_error_messages off_minor
65. ic_hex_switch_blocking root
66. ic_hex_set_edge_projection 19 21 0 1 crv.04
67. ic_hex_create_composite {crv.02 crv.05 crv.03}
68. ic_hex_set_edge_projection 13 21 0 1 crv.02
69. ic_hex_set_edge_projection 11 13 0 1 crv.02
70. ic_hex_set_edge_projection 11 19 0 1 crv.02
71. ic_hex_project_to_surface SUP FLUIDE INTR.1 PNTS INTR.2 SORTIE ENR__E EXTR.1
EXTR.2 INF
72. ic_hex_mark_blocks unmark
73. ic_hex_mark_blocks superblock 4
74. ic_hex_mark_blocks numbers 19 21 edge_neighbors
75. ic_hex_ogrid 1 m PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE -version 50
76. ic_hex_mark_blocks unmark
77. ic_hex_mark_blocks unmark
78. ic_hex_mark_blocks unmark
79. ic_hex_mark_blocks unmark
80. ic_hex_split_grid 32 34 0.414038 m PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF
SORTIE ENR__E FLUIDE VORFN
81. ic_hex_split_grid 32 40 0.575643 m PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF
SORTIE ENR__E FLUIDE VORFN
82. ic_hex_set_edge_projection 48 42 0 1 crv0
83. ic_hex_project_to_surface 48 42
84. ic_hex_set_edge_projection 33 48 0 1 crv.00
85. ic_hex_project_to_surface 33 48

```

86. ic_hex_set_edge_projection 32 46 0 1 crv1
87. ic_hex_project_to_surface 32 46
88. ic_hex_set_edge_projection 46 40 0 1 crv.01
89. ic_hex_project_to_surface 46 40
90. ic_hex_mark_blocks unmark
91. ic_hex_mark_blocks superblock 17
92. ic_hex_collapse_blocks 1 version 410
93. ic_hex_move_node 21 pnt.00
94. ic_hex_move_node 19 pnt.01
95. ic_hex_move_node 39 pnt.02
96. ic_hex_move_node 41 pnt.03
97. ic_hex_move_node 42 pnt199
98. ic_hex_move_node 48 pnt64
99. ic_hex_move_node 46 pnt135
100. ic_hex_move_node 33 pnt86
101. ic_hex_move_node 32 pnt113
102. ic_hex_unstruct_face_type
103. ic_hex_set_unstruct_face_method
104. ic_hex_split_grid 32 33 0.5225 m PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF
SORTIE ENR__E FLUIDE VORFN
105. ic_hex_move_node 52 pnt100
106. ic_hex_set_edge_projection 48 42 0 1 crv0
107. ic_hex_project_to_surface 48 42
108. ic_hex_set_edge_projection 46 42 0 1 crv.01
109. ic_hex_project_to_surface 46 42
110. ic_hex_set_edge_projection 32 52 0 1 crv1
111. ic_hex_project_to_surface 32 52
112. ic_hex_set_edge_projection 32 46 0 1 crv1
113. ic_hex_project_to_surface 32 46
114. ic_hex_set_edge_projection 33 48 0 1 crv.00
115. ic_hex_project_to_surface 33 48
116. ic_hex_set_edge_projection 52 33 0 1 crv.00
117. ic_hex_project_to_surface 52 33
118. ic_hex_mark_blocks unmark
119. ic_hex_mark_blocks superblock 26
120. ic_hex_change_element_id VORFN
121. ic_delete_empty_parts
122. ic_hex_mark_blocks unmark
123. ic_hex_mark_blocks superblock 4
124. ic_hex_mark_blocks superblock 27
125. ic_hex_mark_blocks superblock 21
126. ic_hex_change_element_id VORFN
127. ic_delete_empty_parts
128. ic_hex_move_node 51 pnt.04
129. ic_hex_project_to_surface SUP FLUIDE INTR.1 PNTS INTR.2 SORTIE ENR__E EXTR.1
EXTR.2 INF

130. ic_hex_place_node 13 curve:crv.05 0.314548028
131. ic_hex_place_node 11 curve:crv.05 0.69929336
132. ic_hex_place_node 47 curve:crv.05 0.167148979
133. ic_hex_place_node 13 curve:crv.05 0.33939573
134. ic_hex_place_node 11 curve:crv.05 0.687433769
135. ic_hex_place_node 45 curve:crv.05 0.816387682
136. ic_hex_set_mesh 41 42 n 100 hl 0.0 h2 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default unlocked
137. ic_hex_set_mesh 41 42 n 100 hlrel 0.0 h2rel 6.66666666667e-008 r1 1.2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
138. ic_hex_set_mesh 51 13 n 20 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
139. ic_hex_set_mesh 51 13 n 20 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
140. ic_hex_set_mesh 11 51 n 20 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
141. ic_hex_set_mesh 11 51 n 20 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
142. ic_hex_set_mesh 42 35 n 100 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
143. ic_hex_set_mesh 42 35 n 100 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 1.05 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
144. ic_hex_set_mesh 13 47 n 40 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
145. ic_hex_set_mesh 13 47 n 40 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
146. ic_hex_set_mesh 13 47 n 40 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
147. ic_hex_set_mesh 47 41 n 4 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
148. ic_hex_set_mesh 47 41 n 40 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
149. ic_hex_set_mesh 47 41 n 40 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
150. ic_hex_set_mesh 47 41 n 40 hlrel 0.0 h2rel 0.0 r1 2 r2 2 lmax 0 default
copy_to_parallel unlocked
151. ic_hex_list_family_projection
152. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
153. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 hlrel 0.0 h2rel 6.66665723862e-008 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
154. ic_hex_list_family_projection
155. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
156. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 hlrel 0.0 h2rel 6.66665016758e-008 r1 1.2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
157. ic_hex_list_family_projection

```

158. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
159. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07103562388e-007 r1 1.2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
160. ic_hex_list_family_projection
161. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
162. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07102855284e-007 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
163. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07102148181e-007 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
164. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07101441077e-007 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
165. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07100733973e-007 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
166. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.0710002687e-007 r1 2 r2 2 lmax
0 default copy_to_parallel unlocked
167. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07103562388e-006 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
168. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.07102855284e-006 r1 2 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
169. ic_hex_list_family_projection
170. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
171. ic_hex_match_edges 48 42 42 35
172. ic_hex_set_mesh 42 35 n 100 h1rel 0.00124652729152 h2rel 0.0 r1 1.05 r2 2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
173. ic_hex_list_family_projection
174. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
175. ic_hex_place_node 47 curve:crv.05 0.210655219
176. ic_hex_place_node 13 curve:crv.05 0.383080547
177. ic_hex_place_node 11 curve:crv.05 0.634113981
178. ic_hex_place_node 45 curve:crv.05 0.868205787
179. ic_hex_place_node 47 curve:crv.05 0.130570249
180. ic_hex_place_node 45 curve:crv.05 0.889073236
181. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.09832621133e-006 r1 2 r2 1.2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
182. ic_hex_set_mesh 13 33 n 100 h1rel 0.0 h2rel 7.09830491631e-006 r1 2 r2 1.2
lmax 0 default copy_to_parallel unlocked
183. ic_hex_list_family_projection
184. ic_hex_create_mesh PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E
FLUIDE proj 2 dim_to_mesh 3
185. ic_hex_write_file {C:/Users/Amir/Desktop/icem cfd final/inlet_files/dp0/ICM-
9/ICEMCFD/hex.uns} PNTS EXTR.1 EXTR.2 INTR.1 INTR.2 SUP INF SORTIE ENR__E FLUIDE
proj 2 dim_to_mesh 3 no_boco

```

```
186. ic_uns_load C:/Users/Amir/Desktop/ICEMCF~1/INLET_~1/dp0/ICM-
9/ICEMCFD/hex.uns 3 0 {} 1
187. ic_uns_update_family_type visible {SUP FLUIDE INTR.1 PNTS INTR.2 SORTIE
ENR__E EXTR.1 EXTR.2 ORFN INF} {!NODE !LINE_2 QUAD_4} update 0
188. ic_uns_diag_reset_degen_min_max
189. ic_boco_solver
190. ic_uns_update_family_type visible {SUP FLUIDE INTR.1 PNTS INTR.2 SORTIE
ENR__E EXTR.1 EXTR.2 ORFN INF} {!NODE !LINE_2 QUAD_4} update 0
191. ic_boco_clear_icons
192. ic_csystem_display all 0
193. ic_csystem_set_current global
194. ic_boco_nastran_csystem reset
```

References

- [1] T.J., Mueller, and J.D., DeLaurier, On overview of micro air vehicle aerodynamics, fixed and flapping aerodynamics for micro air vehicle applications, *Progress in Aeronautics and Astronautics (Mueller, T.J. Editor)*, 195, AIAA, Reston, VA, 2001.
- [2] C.P, Ellington, and J.R., Usherwood, Lift and drag characteristics of rotary and flapping wings, *Progress in Aeronautics and Astronautics (Mueller, T.J. Editor)*, Chapter 12, Vol.195, pp.231-248, AIAA, 2001.
- [3] G.E., Torres, and T.J., Mueller, Micro aerial vehicle development: design, components and flight- testing, *AUVSI 2000*, July 11-13, Orlando, FL.
- [4] B., Stanford, M., Sytsma, R., Albertani, D., Viieru, W., Shyy, and P., Ifju, Static aeroelastic model validation of membrane micro air vehicle wings, *AIAA Journal*, .45, pp. 2828-2837, 2007.
- [5] T.J., Mueller, and T.F, Burns, Experimental studies of the Eppler-61 airfoil at low Reynolds numbers, *AIAA paper 82-0345*, 1982.
- [6] T.J., Mueller, and S.M., Batill, Experimental studies of separation on a two-dimensional airfoils at low Reynolds numbers, *AIAA Journal*, 20(4), pp. 457-463, 1982.
- [7] M.M., O'Meara, and T.J., Mueller, Laminar separation bubble characteristics on an airfoil at low Reynolds numbers, *AIAA Journal*, 25(8), pp. 1033-1041, 1987.
- [8] G.E., Bartlett, and R.J., Vidal, Experimental investigation of influence of edge shape on the aerodynamic characteristics of low-aspect- ration wings at low speeds, *Journal of the Aeronautical Sciences*,.22(8), pp. 517-533, 1995.
- [9] G.E., Torres, and T.J., Mueller, Micro aerial vehicle development: design, components and flight- testing, *AUVSI 2000*, July 11-13, Orlando, FL.
- [10] T.J., Mueller, and J.D., DeLaurier, Aerodynamics of small vehicles, *Annual Review of Fluid Mechanics*, 35, pp. 89-111, 2003.
- [11] A.M., DeLuca, and M.F., Reeder, Experimental investigation into the aerodynamic properties of a flexible and rigid wing micro air vehicle, *24th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference*, 28 June-1 July 2004, Portland, Oregon.
- [12] S.S.J., Yuan, and D.J., Olinger, Lift distributions on low aspect ratio wings at low Reynolds number for micro air vehicle Applications, *22nd Applied Aerodynamics Conference and Exhibit*, 16-19 August 2004, Providence, Rhode Island.

- [13] E.J., Schroeder, and J.D., Baeder, Using computational fluid dynamics for micro air vehicle airfoil validation and prediction, *23rd AIAA Applied Aerodynamics Conference* 6-9 June 2005, Toronto, Ontario Canada.
- [14] W., Null, and S., Shkarayev, Effect of camber on the aerodynamics of adaptive wing micro air vehicles, *Journal of Aircraft*, 42(6), pp.1537-1542, 2005.
- [15] P., Cosyn, and J., Vierendeels, Numerical investigation of low aspect ratio wings at low Reynolds Numbers, *Journal of Aircraft*, 43(3), pp. 713-722, 2006.
- [16] Y., Elimelech, R., Arieli, and G., Iosilevskii, Flow over NACA-009 and Eppler-61 airfoils at Reynolds numbers 5000 to 60000, *AIAA Journal*, 45(10), pp. 2414-2421, 2007.
- [17] J.-M., Moschetta, and C., Thipyopas, Aerodynamic performance of a biplane micro air vehicle, *Journal of Aircraft*, 44(1), pp. 291-299, 2007.
- [18] C., Thipyopas, and J.-M., Moschetta, From development of micro air vehicle testing research to the prototype of TYTO: low speed biplane MAV, *26th Applied Aerodynamics Conference*, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii.
- [19] R., Albertani, B., Stanford, R., DeLoach, J.P., Hubner, , and P., Ifju, Wind-tunnel testing and modeling of a micro air vehicle with flexible wings, *Journal of Aircraft*, 45(3), pp. 1025-1032, 2008.
- [20] K., Yonemoto, K., Takato, H., Ochi, and S., Fujie, Kutta condition violation in twodimensional NACA-0012 airfoil at low Reynolds numbers, *26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 18-21 August 2008, Honolulu, Hawaii.
- [21] J., Kim, Z., Rusak, and N., Koratkar, Small-scale airfoil aerodynamic efficiency improvement by surface temperature and heat transfer, *AIAA Journal*, 41(11), pp. 2015-2113, 2003.
- [22] Bekka, N., Bessair'h R, Sellam M, 2009. Numerical study of heat transfer around the small scale air foil using various turbulence models Numerical Heat Transfer Part A Applications 56, 946-969.
- [23] Bonnet.A., “ Aérodynamique : Théorie de la dynamique des fluides ”, Editions Cepadues. E.N.S.A.E.Toulouse 1989.
- [24] J.Cousteix, Turbulence et couche limite, CEPADUES EDITIONS, 1989
- [25] W.M., Rohsenow, J.P. Hartnett, and E.N.Ganic, Handbook of heat transfer fundamentals McGraw-Hill, 1985.
- [26] A.Favre, Equations statistiques des gaz turbulents, Comptes Rendus de l'Académie des Sciences 246, 1956.

- [27] V.FAIVRE «Etude expérimentale et numérique du contrôle actif de jets dans des chambres d combustion», thèse de doctorat à l'institut national polytechnique de Toulouse, 2003.
- [28] P.R Spalart and S.R. Allmaras, A one-equation turbulence model for aerodynamic flows, AIAA Paper 1993-0439.
- [29] JOEL H.FERZIEGER, MILOVAN PERIFI : Computational Méthodes for Fluid Dynamics ; 3eme édition ; 2002.