République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Université des Sciences et de la Technologie YAHIA FARES

Faculté de technologie

Département de génie mécanique

Spécialité : énergétique

Mémoire de Master

Thème :

Simulation numérique d'un écoulement autour d'un profil NACA 2412

Présentée par :

Langueur Saliha

Devant le Jury :

Dr. Labbadlia Omar	**Encadreur**
Dr.Madaoui Zakriya	**Co promoteur**
Pr. Zirari Mounir	**Président**
Pr. Chiba Younes	**Examinateur**

Année universitaire 2023/2024

Remerciement

On remercie dieu le tout puissant de nous avoir donné la santé et la volonté d'entamer et de terminer ce mémoire.

Tout d'abord, ce travail ne serait pas aussi riche et n'aurait pas pu avoir le jour sans l'aide et l'encadrement du Dr. Labbadlia Omar, je le remercie pour la qualité de son encadrement exceptionnel, pour sa patience, sa rigueur et sa disponibilité durant ma préparation de ce mémoire.

Mon remerciement s'adresse également à tous mes professeurs pour leurs générosités et la grande patience dont ils ont su faire preuve malgré leurs charges académique et professionnelles.

J'adresses mes plus sincères remerciements à mes parents, mes frères et sœurs, mes proches amis qui m'ont toujours étant encouragé et soutenus.

Dédicace

Avec un énorme plaisir, un cœur ouvert et une immense joie, que je dédie mon travail à : Mes chers

Parents, respectueux et magnifiques parents qui m'ont soutenu tout au long de ma vie, j'espère

Avoir répondu aux espoirs que vous avez fondés en moi. Que dieu tout puissant garde et vous

Procure santé, bonheur et longue de vie inchallah.

Mes chère sœurs SARA et FARIDA qui m'ont beaucoup aidé par leur présence, leur Encouragement et leur amour

Mes Chers frères HAKIM et ABDELNOUR

Je tiens à dédier spécialement ce travail à mon encadreur Mr. Labbadlia Omar et à tous mes professeurs de l'université yahia fares de Médéa.

À mon cher ami ABDOU ma grâce dans le monde, oh la plus belle que j'ai connue, Merci

D'être avec moi

À mes amis KHAWLA, ASMA, RYM

Sifou,fathi,bilal

Tous mes amis de la section du M2 énergétique.

Résumé

Dans ce travail, nous allons effectuer la simulation numérique d'un écoulement turbulent autour d'un profil de type Naca 2412, cette simulation a été faite en utilisant le code ansys fluent R2021, qui est basé sur la méthode des volume finis pour résoudre les équations de Navier - stocks. L'effet de la turbulence a été pris en compte en utilisant le modèle statistique du second ordre à deux équation Kε ; qui permet de prédire les contours de pression, de vitesse. L'objectif de ce travail est de démontrer l'effet de l'angle d'attaque sur le soulèvement de l'aile d'un avion pendant l'écoulement. Les résultats montrent la validité de l'hypothèse et démontent la validité de l'objectif que nous recherchions.

Mots Clés : Aérodynamique, Ecoulement autour d'un profil, CFD

Abstract

this work, we carried out a numerical simulation of an turbulent flow around a naca2412 type profile. this simulation was done using Ansys fluent R2412 software, which is based on the finite volume method to solve the Navier -stocks equations. The effect of turbulence was taken into account using the two-equation second-order statistical model Kε, which makes it possible to predict pressure and speed contours. The main objective of this work is to demonstrate the effect of attack's angle on the lift of an aircraft wing during flow. The results show the validity of the hypothesis and demonstrate the validity of the objective we were seeking.

Keywords: Aerodynamics, Flow around a profile, CFD

ملخص

في هذا العمل، سوف نقوم بإجراء محاكاة عددية لانسياب الهواء حول مقطع جانبي من نوع naca2412، وقد تم إجراء هذه المحاكاة باستخدام برنامج Fluent، والذي يعتمد على طريقة الحجم المحدود لحل معادلات Navier-stocks. تم أخذ تأثير الاضطراب في الاعتبار باستخدام النموذج الإحصائي من الدرجة الثانية ذو المعادلتين، Kε مما يجعل من الممكن التنبؤ بخطوط الضغط والسرعة. الهدف من هذا العمل هو بيان تأثير زاوية الهجوم على رفع جناح الطائرة أثناء التدفق وأظهرت النتائج صحة الفرضية، كما أثبتت صحة الهدف الذي كنا نسعى إليه.

الكلمات المفتاحية: الديناميكا الهوائية، التدفق حول الملف الشخصي، CFD

Sommaire

Introduction Générale 1

Introduction générale 2

CHAPITRE 1 : Généralités 2

Introduction 4

1 Généralités et Définitions 4

1.1 Définition l'aile d'avion 4

1.2 Rôle des ailes d'un avion 4

1.3 Structure générale d'une aile d'avion 5

1.4 Dénomination des profils 5

1.5 Caractéristique géométrique et désignation d'un profil 5

1.6 Familles des profils NACA 6

1.6.1 Profils NACA à quatre chiffres 6

1.6.2 Profils NACA à cinq chiffres 6

1.6.3 Profils NACA à six chiffres 6

1.6.4 Profils laminaires 7

1.7 Différents types des profils 7

Chapitre 2 Etat de l'art 9

État de l'art 10

Conclusion 15

CHAPITRE 3 16

Simulation et modélisation 16

1. Introduction 17

2. Caractéristiques aérodynamiques d'un profil 17

2.1. Portance 17

2.1.1. Selon le théorème de Bernoulli 18

2.1.2. Selon l'effet Coanda et la loi de Newton 18
2.1.3. Selon le théorème de Kutta-Jokowski 19
2.2. Trainée 19
3. Moments aérodynamiques 19
4. Coefficients aérodynamiques 19
5. Les principales caractéristiques aérodynamiques des profils 20
6. Différents écoulements 20
6.1. Écoulement laminaire 20
6.2. Écoulement turbulent 20
6.3. Écoulement tourbillonnaire 21
7. Couche limite 21
8. Modèle mathématique 22
8.1. Équations de Navier-Stokes 22
8.2. Formulation différentielle 22
8.3. Équation de Bernoulli 23
8.4. Paramètres adimensionnels 23
8.4.1. Nombre de mach 24
8.4.2. Nombre de Reynolds 25
9. Conclusion 25
CHAPITRE 4 26
Analyse numérique et traitement des résultats 26
1.Introduction 27
2. Présentation de l'interface ANSYS Workbench 27
3. Créer un système d'analyse mécanique des fluides 27
4.Présentation du profil utilisée NACA 2412 28
5. Dessiner la géométrie 28
5.1. Dessiner le profil 28

5.2. Dessiner croquis du domaine 29
6. Maillage du domaine fluide 29
6.1. Génération du maillage 30
7. Mise en données et simulation 30
7.1. Réglage des paramètres du solveur 31
7.1.1 Général 31
7.1.2 Spécification des modèles physiques 32
7.1.3. Spécification du fluide utilisé 32
7.1.4. Conditions aux limites (Boundary conditions) 33
Fig.IV.12. Condition aux limites (inlet) 33
7.1.5. Définition des valeurs références 34
7.1.6 Définition des conditions de convergence 34
7.2 Initialisation de la solution 35
7.3 Lancement du calcul 35
9. Résultat 37
Conclusion générale 47
Référence et bibliographie 49
Référence et bibliographie 50

Liste des figures :

Figure I-1 : Schéma du profil d'une aile ……...1

Figure I-2 : Classification géométrique des profils d'aile……2

Figure III-1 : Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression …2

Figure III-2 : Portance 3
Figure III-3 : Angle d'attaque suivant la position de l'aile. 4
Figure III-4 : Écoulement d'air 6
Figure III-5 : Couche limite sur un profil 7
Figure III-6 : Théorèmes de Bernoulli 8
Figure III-7 : Différents régimes d'écoulement 10
Figure IV.1. La fenêtre principale du Workbench. 3
Figure IV.2. Les différentes étapes 4
Figure IV.3. Profil NACA 2412 4
Figure IV.4.la géométrie 5
Figure IV.5. Maillage de la géométrie 6
Figure IV.6. Zoom de maillage. 6
Figure IV.7.la fenêtre d'ouverture d'Ansys fluent 7
Figure IV.8. Choix de solveur 7
Figure IV.9. Des modèles physiques 8
Figure IV.10. Spécification du fluide utilisé 9
FigureIV.12. Conditions aux limite (outlet) 9
Figure IV.13. Conditions aux limite (airfoil) 10
Figure IV.14. Valeur de référence 11
Figure IV.15. Les conditions de convergence 11
Figure IV.16. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée (site NACA) 13
Figure IV.17. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée 13
Figure IV.18. Résidus 13
Figure IV.19. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée 14
Figure IV.20. Contours de la vitesse pour un angle d'attaque 5 dégrée 15
Figure IV.21. Contours de la vitesse pour un angle d'attaque 8 dégrée 15
Figure IV.22. Contours de la vitesse pour un angle d'attaque 11 dégrée 15
Figure IV.23. Contours de la pression pour un angle d'attaque 0 dégrée 16

Figure IV.24 contours de pression pour un angle d'attaque 5 dégrée 16
Figure IV.25. Contours de pression pour un angle d'attaque 8 dégrée 17
Figure IV.26. Contours de pression pour un angle d'attaque 11 dégrée 17
Figure IV.27. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée 18
Figure IV.28. Vecteurs de vitesse avec un scalaire 0.01 18
Figure IV.29. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 5 dégrée 18
Figure IV.30. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 8 dégrée
Figure IV.31. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 11 dégrée 19
Figure IV.32 Coefficient de portance
Figure IV.33 Coefficient de traînée 19
Figure IV.34. Coefficient de traînée
Figure IV.35. Coefficient de portance 20
Figure IV.36. Coefficient de traînée
Figure IV.37 Coefficient de portance 20
Figure 44.IV.38. Coefficient de traînée
Figure 45.IV.39. Coefficient de portance 21

Liste des tableaux

Tableau 1.1 Cx et Cz par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 6409 ----------11
Tableau 4.1 tailles du maillage. ----------30
Tableau IV.1 Cd et Cl par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 2412----------45

Nomenclature

$\boldsymbol{\alpha}$	Angle d'attaque	[°]
$\boldsymbol{\rho}$	Masse volumique	[kg/m^3]
λ	Allongement	[-]
$\boldsymbol{\tau}$	Tenseur des contraintes visqueuses	[pa]
$\boldsymbol{\mu}$	Viscosité dynamique	[kg/m.s]
$\boldsymbol{\vartheta}$	Viscosité cinématique	[m^2 /S]
e_{max}	Épaisseur	[m]
M	Moment aérodynamique	[N/m]
a	Vitesse de son	[m/s]
Fx	Force de trainée	[kg/ms^2]
Fz	Force de portance	[kg/ms^2]
Cx	Coefficient de traîné	
Cz	Coefficient de portance	
Cm	Coefficient de moment	
Cp	Coefficient de pression	

Ma	Nombre de mach
Re	Nombre de Reynolds

Acronyme

NACA	National Advisory Committee for Aeronautics

Introduction Générale

Introduction générale :

L'aérodynamique est la branche de la mécanique des fluides qui étudie le mouvement de l'air et ses effets sur les corps solides ; Son objectif principal est d'analyser et de comprendre les phénomènes qui se produisent lorsqu'un objet se déplace dans un fluide environnant, en particulier l'air. Cette discipline est essentielle dans la conception de véhicules en mouvement tels que les avions, les voitures, les missiles et les turbomachines. Elle trouve également son application dans les systèmes de propulsion aéronautiques comme les hélices, les rotors, les turbines et les turboréacteurs. L'aérodynamique joue un rôle crucial dans la conception d'installations fixes exposées aux effets du vent, comme les bâtiments, les tours, les ponts et les éoliennes. De plus, elle est indispensable pour les systèmes mécaniques qui convertissent l'énergie aérodynamique en énergie mécanique, et vice versa, tels que les turbines et les compresseurs.

Les profils NACA sont des formes aérodynamiques pour (Les ailes d'avions pales d'hélicoptère, pales d'éolienne, aubes des turbomachines) développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA). La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot "NACA".

Ce travail s'inscrit dans le cadre d'une étude d'un écoulement autour d'un profil aérodynamique portant, l'objectif principal de ce travail est de démontrer l'effet de l'angle d'attaque sur le soulèvement de l'aile d'un avion pendant l'écoulement. Ce travail est composé de quatre chapitres : Le premier chapitre est consacré aux généralités sur les ailes d'avions.
et Le deuxième chapitre est une étude bibliographique reproduire en revue les différents travaux antérieurs réalisés dans le domaine des écoulements autour d'un profil d'aile.
Puis Le troisième chapitre est consacré sur les caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils, l'écoulement autour d'un profil d'aile et les équations essentiels de l'aérodynamique (Équation de Bernoulli et Navier stocks). Ensuite, Dans le dernier chapitre, une simulation numérique de l'écoulement autour du profil étudié à l'aide du code de calcul (ANSYS Fluent). Finalement, les résultats sont présentés dans ce chapitre avec les différentes discussions et conclusions qui se sont suivies.
Notre étude s'achèvera par une conclusion générale relative aux importants résultats obtenus et interprété

CHAPITRE 1 :

Généralités

Introduction :

Depuis les premiers essais de vol, différentes formes d'ailes ont été imaginées pour permettre la sustentation d'objets lourds dans les airs. Au départ, l'homme s'est inspiré des ailes d'oiseaux. Puis, au début du XXe siècle, de nouveaux types d'ailes ont été développés. Ces innovations ont permis d'augmenter la portance maximale afin de transporter des charges plus importantes. Elles ont également contribué à réduire la traînée aérodynamique (grâce à l'optimisation des profils alaires) pour voler plus rapidement sur de longues distances, tout en minimisant la consommation de carburant [1].

Ce chapitre donne une présentation de l'aile d'avion. Tout d'abord nous parlerons du rôle efficace des ailes dans un avion. Alors nous présenterons la structure générale de ce dernier. Nous définirons les caractéristiques géométriques d'une l'aile et ses différents types.

Le but de ce chapitre est de rappeler les définitions et les propriétés physiques essentielles des fluides et les caractéristiques géométriques et aérodynamiques d'un profil d'aile ainsi que ses différentes désignations.

1 Généralités et Définitions :

1.1 Définition l'aile d'avion :

L'aile est un corps bombé fixé au fuselage de l'avion, l'aile a pour but permettre à l'avion de voler, Il est déterminé par sa surface de référence (S_{ref}) est son envergure (b).

1.2 Rôle des ailes d'un avion :

Les ailes sont une partie essentielle des aéronefs utilisés pour élever, tourner, atterrir et contrôler l'avion. Sans ailes les avions ne pu pas voler, les ailes ont généralement des surfaces lisses, courbé en haut et plat en bas. Cette courbe permet à l'air au-dessus de l'aile de se déplacer plus rapidement que l'air en dessous, utiliser le principe de Bernoulli pour propulser un avion dans l'air. Ainsi, le rôle des ailes d'un avion est de générer suffisamment de portance pour compenser le poids de l'aéronef. Mais en même temps, l'aile devrait produire le moins de traînée. En effet, plus la résistance de l'air est fort, plus l'avion a besoin de poussée pour conserver sa vitesse et plus il consomme d'énergie en rejetant des déchets polluants. La conception d'ailes à faible traînée et à portance élevée est importante pour l'industrie aéronautique [2].

1.3 Structure générale d'une aile d'avion :

La structure sera, elle est réalisée dans un ou plusieurs de ces trois matériaux :

− Un métal (Souvent un alliage d'aluminium), couramment utilisé dans les avions modernes.

− Le bois et la toile, utilisés sur les avions de conception ancienne ou les reconstructions d'avions de collection.

− Les matériaux composites (Qui combinent généralement fibre de verre ou carbone, Kevlar et résines synthétiques), Cette idée ne s'est pas encore répandue [3].

1.4 Dénomination des profils :

Différents types des profils aérodynamiques sont catalogués. On note par exemple, les profils EPPLER, WORTMANN, CLARK, RITZ, NACA. On constate que Chaque profil utilise sa propre appellation Pour définir ces références, certains donnent pratiquement tous les renseignements sur la géométrie du profil (comme les profils NACA à 6 chiffres), d'autres ne donnent qu'un numéro de série [4].

− **Les profils NACA**: NACA est suivi soit de 4 , 5 ou 6 chiffres qui donnent toujours l'épaisseur relative.

− **Les profils WORTMANN**: Désigné par FX puis suivi de chiffre indiquant la courbure relative et l'épaisseur relative.

− **Les profils EPPLER**: les initiales du nom concepteurs est suivi du numéro de série du profil.

Caractéristique géométrique et désignation d'un profil :

1.5 Caractéristique géométrique et désignation d'un profil :

Les paramètres aérodynamiques des profils dépendent fortement des caractéristiques géométriques du profil présentés sur la Figure I-1 [1] :

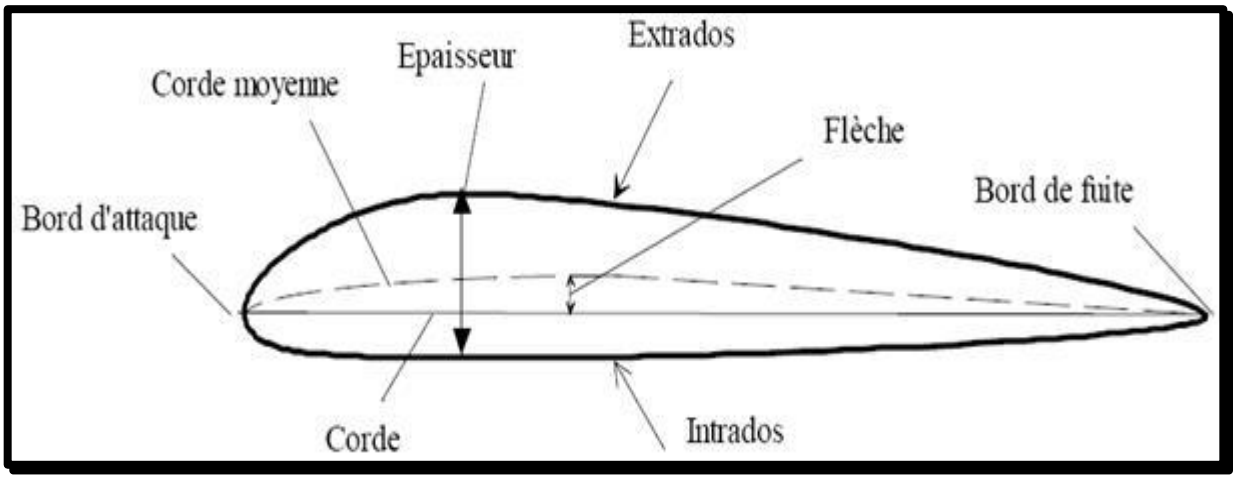


Fig. I-1 : Schéma du profil d'une aile [5].

1.6 Familles des profils NACA :

Le comité NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), qui est devenu récemment NASA (National Administration of Space and Aeronautics), a normalisé les différents profils d'aile. Il existe trois familles différentes de profil NACA qui sont utilisés, sont réparties selon l'ordre croissant du nombre des chiffres qu'ils comportent [6].

1.6.1 Profils NACA à quatre chiffres :

Dans cette famille, on identifie un profil par quatre chiffres, Le premier nombre indique le pourcentage maximal de la courbe par rapport à la longueur de la corde., le deuxième indiquant la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers chiffres l'épaisseur relative maximale, toujours en pourcentage de la corde. Par exemple, dans le cas du profil NACA 4412 :

- Le 4 représente la cambrure relative maximale 4.
- Le 4 représente la position de la cambrure maximale.
- Le 12 représente l'épaisseur relative maximale [7].

1.6.2 Profils NACA à cinq chiffres :

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent chaque profil. Le premier chiffre définit la cambrure. Le deuxième et troisième chiffre indique le double de l'abscisse de la flèche. Les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur relative maximale, en pourcentage de la corde.

Exemple: Le profil NACA 23015

− Le 2 représente la cambrure relative (2%)

− Le 30 est la position de la cambrure maximale

− Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%) [7].

1.6.3 Profils NACA à six chiffres :

Le premier chiffre désigne les profils laminaires. Le deuxième chiffre indique la position du minimum de pression. Le troisième chiffre indique le maximum du coefficient de portance qu'on peut atteindre dans les conditions d'un gradient de pression favorable (CL). Le quatrième chiffre indique le coefficient de portance pour un écoulement à un angle d'incidence $\alpha = 0$ degré. Et les deux derniers chiffres représentent l'épaisseur relative [7]. Exemple : Profil NACA 661012

− Le 6 désigne les profils laminaires.

− Le deuxième 6 représentent la position du minimum de pression à 60% de la corde.

− Le maximum du coefficient de portance qu'on peut atteindre dans les conditions d'un gradient de pression favorable (CL = 0.1).

− Le 0 représente le coefficient de portance pour un écoulement à un angle d'incidence α= 0 degré (CL= 0).

− Le 12 représente l'épaisseur relative maximale (12%).

1.6.4 Profils laminaires :

Le NACA a également étudié une série de profils pour maintenir une couche limite laminaire sur une partie importante de sa corde, de manière à optimiser la traînée de frottement. Dans cette plage optimale, l'absence de pic de dépression et de survitesse recule l'apparition des vitesses supersoniques (recul du mach critique), par contre au-delà du mach critique, le choc est très brutal [7].

Le NACA les a désignés par un nombre de chiffres significatifs par exemple NACA 64,1- 215 :

− Le 6 représente la désignation de la série (Profil laminaire)

− Le 4 représente la position de la pression minimale

− L'indice 1 est la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance

− Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique (0.2)

− Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%).

1.7 Différents types des profils:

Les différents types de profils sont classés à cinq familles, suivants la forme géométrique, générale qu'ils sont :

− **Biconvexe symétrique**: La ligne moyenne est rectiligne (Confondue avec la corde).

− **Biconvexe dissymétrique**: La ligne moyenne est à simple courbure (Intrados et extrados convexes).

− **Plan convexe**: La ligne moyenne est à simple courbure (Intrados plat et extrados convexe).

− **Profils Creux**: La ligne moyenne est à simple courbure (Intrados concave, extrados − Convexes).

− **Profils à Double courbure:** La ligne moyenne est à double courbure.

(Fig. I-2**)** ،présente les cinq familles liées à la géométrie des profils, organisé comme suite : profil Biconvexe symétrique, profil Biconvexe dissymétrique, profil plan convexe, profil Creux, profil à double courbure [8].

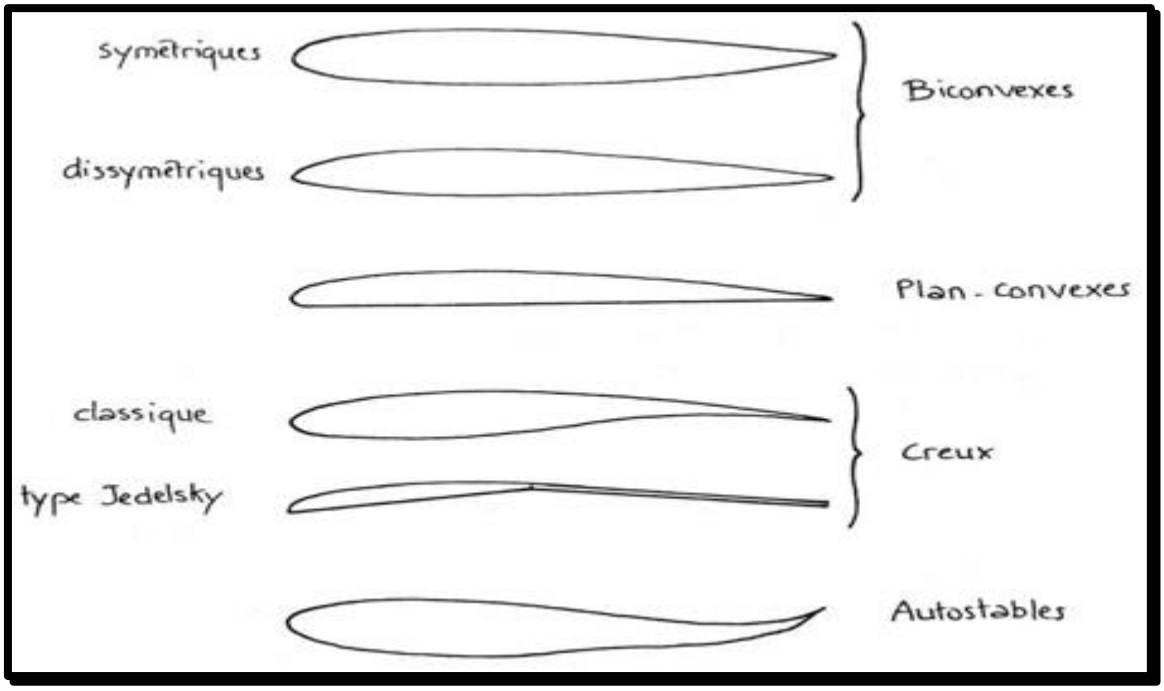


Fig. I-2 : Classification géométrique des profils d'aile [9]

Chapitre 2

Etat de l’art

État de l’art :

L'analyse bibliographique développée dans ce chapitre regroupe des résultats d'expérience et des travaux de modélisation relative à des travaux de recherches menées sur la simulation aérodynamique de quelques profils d’aile

Mragank Pratap Singh et al [10], ont réalisé une simulation numérique dont l’objectif la simulation du flux d'air autour du profil aérodynamique en utilisant le code ANSYS Fluent. Le modèle a été préparé avec le logiciel SOLIDWORKS. Le prétraitement comprend la création et la modélisation dans SOLIDWORKS et la modification du maillage de surface dans ANSYS. Plus loin, un moyen d'analyser les résultats et certains des extrants des simulations et de l'analyse ont été présentés. Les simulations CFD ont été réalisées sur le modèle de calcul d'un profil aérodynamique. Les calculs ont été effectués pour différents angles d'attaques. Cela signifie que l'écoulement laminaire et turbulent et plusieurs combinaisons de l'angle d'attaque ont été considérés. Les coefficients de portance et de traînée ont également été enregistrés. Ces valeurs ont également été comparées en exécutant différentes simulations avec changement de paramètre d'entrée, c'est-à-dire l'angle d'attaque.

Tableau 1.1 Cx et Cz par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 6409 [10].

Angle d'attaque	Coefficient de portance Cz	Coefficient de trainée Cx
0	0.223	0.037
2	0.295	0.044
4	0.357	0.053
6	0.414	0.061
8	0.469	0.077
10	0.517	0.093
14	0.587	0.117
16	0.613	0.150
18	0.702	0.171
20	0.275	0.093

Les résultats montrent l'écoulement simulé sur la section du profil aérodynamique et ils ont observé que lorsque l'angle d'attaque augmente, la portance augmente également. L'angle d'attaque de décrochage pour le profil aérodynamique se trouve à 16 degrés.

MD. Safayet Hossain et all [11], Dans ce travail, ont analysé l'écoulement de deux profils NACA 6409 et NACA 4412. La force de traînée, la force de portance ainsi que la répartition de la pression globale sur les profils ont également été analysées. En changeant l'angle d'attaque, une variation des différentes propriétés a été observée. Le résultat de cette enquête a été montré et calculé à l'aide d'ANSYS Workbench 14.5. Les distributions de pression ainsi que le coefficient de portance sur le coefficient de traînée de ces deux voiles ont été visualisés et comparés. De ce résultat, ils ont comparé le meilleur profil entre ces deux profils, en comparant différentes propriétés comme les coefficients de traînée et de portance, répartition de la pression sur les profils, il a été constaté que le profil NACA 4412 est plus efficace pour les applications pratiques que le profil NACA 6409.

TEBBICHE H.et all [12] ont réalisé une investigation expérimentale sur un profil NACA4412. Ils ont trouvé une amélioration significative des performances aérodynamique qui se traduit par une augmentation de la portance de l'ordre de 20%.

Des générateurs de tourbillons en forme d'ailes delta ont été proposés pour le contrôle passif de l'écoulement à l'extrados du profil NACA 4412. Les paramètres géométriques de ces générateurs tels que la valeur de l'angle à l'apex, la position ou leur espacement influent sur

l'efficacité du contrôle et le gain de portance du profil. Ainsi, la valeur la plus importante de ce gain est obtenue pour le plus faible apex de 45°. Globalement, le contrôle montre un gain de portance de l'ordre de 20% et une diminution de trainée appréciable lorsque l'incidence est supérieure à celle du décrochage. Par ailleurs, le champ de pression pariétale montre un pic de dépression à l'endroit des générateurs de vortex.

Une comparaison des caractéristiques de performance aérodynamique de deux profils populaire NACA 2412 et NACA 4412 a été faites, dans les mêmes conditions d'écoulement à 2 millions de Reynolds, par **Anagha S Gowda [13].** ANSYS a été utilisé pour la création de géométrie et de maillage et FLUENT a été utilisé comme solveur. Divers paramètres aérodynamiques ont été comparés pour une gamme d'angle d'attaque et les performances de chaque profil aérodynamique ont été comparées et la sélection du profil aérodynamique optimal pour des caractéristiques aérodynamiques spécifiques a été conclue.

Abdelghani Esi, et al [14] ont obtenu les coefficients de traînée et de portance, vélocité, contours des lignes de pression et de trajectoire à l'aide des outils de la CFD qui peuvent également être déterminé en utilisant un test expérimental en soufflerie. Ce processus est relativement difficile et coûte sûrement plus cher que le coût de la technique CFD pour la même solution de problème. Il a donc passés par l'analyse alors il peut être validé par des tests expérimentaux. Une procédure CFD est décrite pour la détermination aérodynamique caractéristiques du profil aérodynamique subsonique NACA 653218.

Des modèles bidimensionnels pour les profils aérodynamiques ont été créés, dessiné et maillé dans ANSYS Mechnical, par **Radhakrishnan P M1, Dheepthi M2 [15]**. ANSYS Fluent est utilisée pour calculer le flux sur les deux profils aérodynamique dimensionnel NACA2415 et 23012 à un angle d'attaque de 4 dégrée.

N. K. Sahu et al. [16] : ont fait une étude comparative d'un écoulement pour des angles d'attaques et des nombres de Mach différents autour d'un profil NACA0012, cette simulation a été réalisée en utilisant les modèles Spalarat-Almaras et k-ω et ont conclus que : Pour un nombre de Mach donné, le coefficient de portance augmente en augmentant l'angle d'attaque jusqu'à une valeur critique au-delà de laquelle le coefficient de portance diminue.

− L'augmentation du nombre de Mach diminue la portance et augmente la trainée.

− En augmentant le nombre de Mach on constate l'apparition des ondes de choc dans le champ d'écoulement, et devient plus intense en augmentant la vitesse, et elle s'accompagne d'une brusque augmentation de la trainé.

− Tout profil aérodynamique symétrique requiert un angle d'attaque positif pour créer de la portance, contrairement à ceux cambrés qui quant à eux peuvent générer de la portance à un angle d'attaque nul.

C. Hafien et al. [17] ont fait une simulation numérique d'un écoulement autour d'un profil d'aile de type NACA 4415 muni d'un volet poreux placé en différentes positions sur l'extrados varie entre 0.5C et 0.75C et braqué à différents angles compris entre 30° et 65°, le profil est fixé à une incidence de 15° et sa porosité varie entre 10-6 et 10-12 m2. Le contrôle passif de l'écoulement est étudié par un code de calcule Fluent en deux dimensions, en considérant l'écoulement en régime laminaire pour un nombre de Re = 3.33.105 et ils ont comparé les résultats avec un cas sans contrôle. D'après les résultats ont conclu que :

− L'augmentation de Cz par rapport au cas sans contrôle.

Le Cz est d'autant plus important que la position du volet d'extrados s'approche du bord de fuite et que le braquage est important.

M.HAFEZ et E. WAHBA, en 2007 [18] : Ont étudié par simulation numérique un écoulement laminaire transonique autour d'un profil de type NACA 0012, pour deux cas, le premier l'écoulement est visqueux et bidimensionnel à différent angle d'attaque ($\alpha = 0$, $\alpha = 10$), à différent nombres de Mach (M = 0.8, M = 0.9) et pour un nombre fixe de Reynolds Re = 500. Le deuxième cas, l'écoulement est tridimensionnel visqueux et non-visqueux à différent angle d'attaque (M =1, M= 3), à différent nombres de Mach (M = 0.84, M = 0.9) et pour un nombre fixe de Reynolds Re = 1000. Les résultats obtenus ont été comparés par ceux trouvés dans la littérature pour les régimes subsoniques et supersonique.

Varatharajan R Madhanraj and Dilip A Shah [19], ont analysé les variations de CL et CD par rapport à différents angles d'attaque en utilisant les outils de la CFD. Le coefficient de portance et de traînée est comparé à la valeur standard dans la littérature. Ils sont conclus que :

− Dans tous les cas jusqu'à l'angle de décrochage si la portance augmente, simultanément la traînée augmente également.

− L'angle d'attaque effectif est de 70 à 140. En dessous de 70, il y a très faible portance et après 140 décrochage et l'angle critique de l'attaque est atteinte.

− À l'angle d'attaque est à 50, la pression est de 2,452 × 10002 à en haut et -4,735 × 10002 Pascal en bas.

− À l'angle d'attaque de 150, la pression est de 2,46 × 10002 Pascal en haut et -6.159 × 10002 Pascal en bas.

− La séparation du flux affectera la génération de portance dans la section de profil aérodynamique

Conclusion :

Dans ce chapitre nous avons cité les différents travails réalisés sur ce sujet, en particulier les profils NACA.

J'ai donc décidé d'avancer et de rechercher ce travail sur l'étude du changement d'angle d'attaque dans le champ de l'avion.

CHAPITRE 3 :

Simulation et modélisation

1. Introduction :

L'aérodynamique est la science de l'étude des mouvements de l'air autour des objets. En d'autres termes, elle concerne les phénomènes qui sont introduits chaque fois qu'il y a un mouvement relatif entre le corps et l'air qui l'entoure. Un objet peut se déplacer dans un fluide statique (Avion en vol) ou être enfermé dans un fluide en mouvement (Maquette dans une soufflerie). Le domaine d'étude peut être divisé en aérodynamique compressible et incompressible en fonction du nombre de mach, c'est-à-dire selon le rapport entre la vitesse d'écoulement et la vitesse du son [20].

− Aérodynamique incompressible subsonique

$$Ma < 0{,}4\ ;\ \frac{\partial p}{\partial t}=0 \qquad \text{III.1}$$

− Aérodynamique compressible subsonique (Pour des nombres de mach compris entre 0,4et1).

− Aérodynamique compressible supersonique (Pour des nombres de mach compris entre 1et5).

− Aérodynamique compressible hypersonique (Au-delà de mach 5).

2. Caractéristiques aérodynamiques d'un profil :

Tout profil aérodynamique émergé dans un fluide en mouvement engendre une force dite Résultante R comme montré sur la figure suivante :

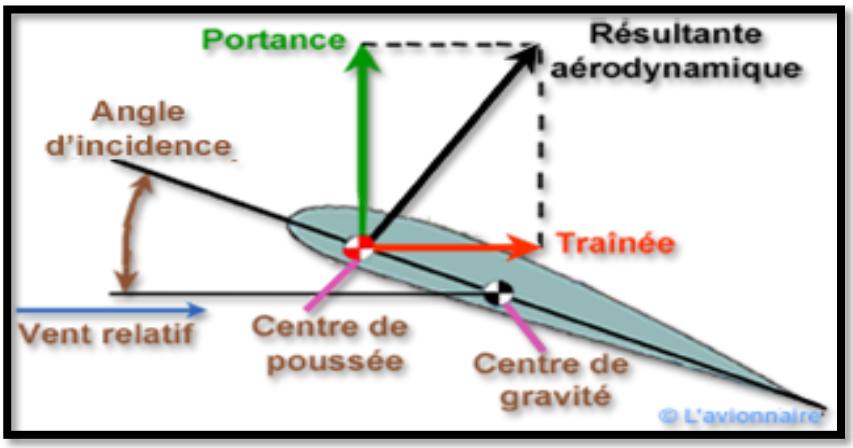


Figure III-1 : Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression [21].

2.1. Portance :

La portance est définie comme le résultat des forces exercées par un fluide dans une direction naturelle de la vitesse d'écoulement. C'est la partie utile de la résultante. Une fois qu'il est égal ou supérieur au poids d'un avion, il peut maintenir l'équilibre dans les airs. C'est cette composante de la résultante aérodynamique qui maintient l'avion en l'air, et la portance est une combinaison de surpression (Sur l'intrados) et de basse pression (Sur l'extrados) [22].

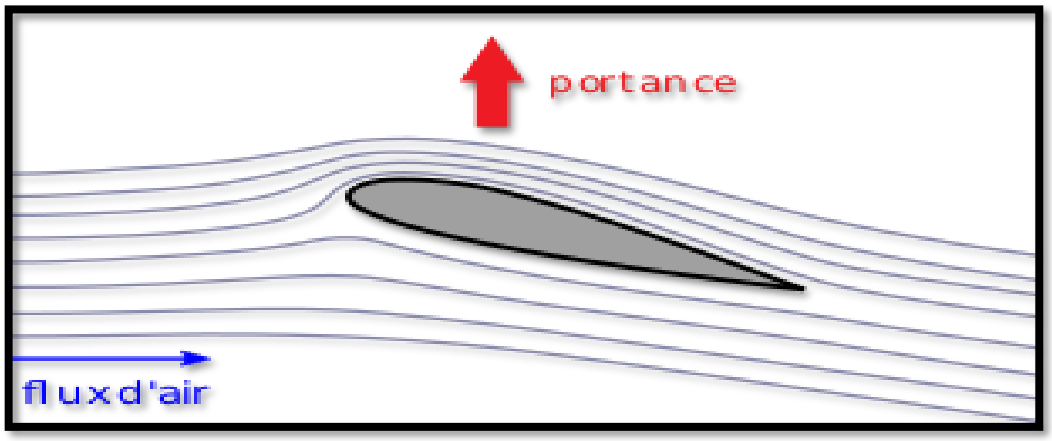


Figure. III-2 : Portance

La force de portance est donnée par la formule suivante :

$$Fz = \frac{1}{2}\rho V^2 SCz \qquad \text{III.2}$$

Il existe plusieurs hypothèses sur l'origine de la portance :

2.1.1. Selon le théorème de Bernoulli :

Pour une incidence positive (bord d'attaque sur le bord de fuite), l'asymétrie du profil crée des vitesses plus élevées sur l'extrados et une vitesse plus faible sur l'intrados. Selon la théorie de Bernoulli, cela se traduit par des pressions plus fortes sur l'intrados que sur l'extrados, donc une portance dirigée vers le haut. Cette interprétation ne s'applique pas bien à la portance des profilés minces et des panneaux plats sans épaisseurs ou profils symétriques [23].

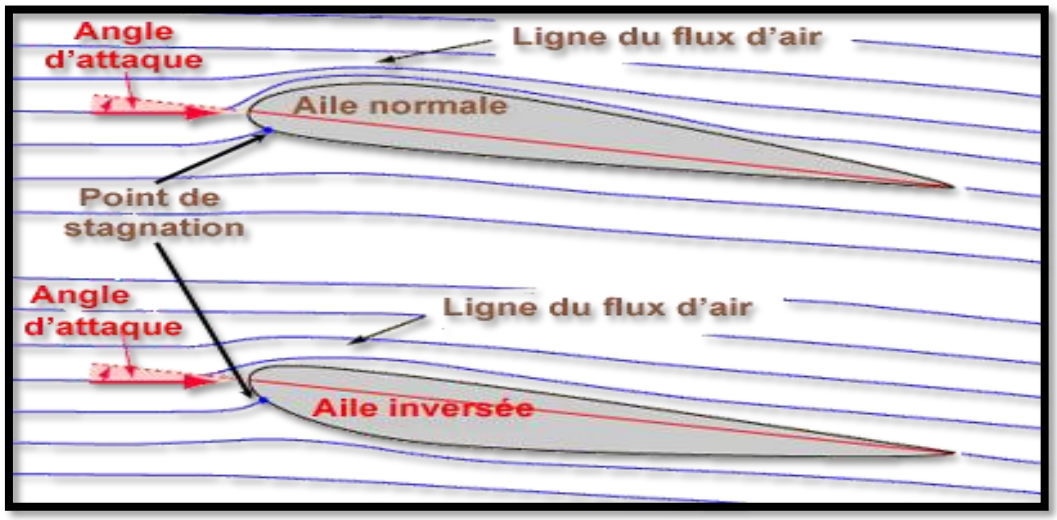


Figure III-3 : Angle d'attaque suivant la position de l'aile.

2.1.2. Selon l'effet Coanda et la loi de Newton :

Du fait de la viscosité, la masse d'air en mouvement qui rencontre un profil en dôme suit la surface de ce profil, la masse d'air est dérivée, de sorte qu'elle reste "collée" à la surface de l'aile. (Effet Coanda), La loi de Newton. En réaction à l'impulsion de la masse d'air déviant dans une direction (Vers le bas pour obtenir un profil porteur), L'aile est tirée dans l'autre sens (Vers le haut), selon la troisième loi de Newton. Tout corps A (Profil) qui exerce une force sur un corps B (Air) est soumis à une force d'intensité égale, dans le même sens, mais dans des sens opposés, ce corps B [24].

2.1.3. Selon le théorème de Kutta-Jokowski :

À une vitesse subsonique, la portance d'une aile de grand allongement est proportionnelle à la circulation de l'air autour d'elle (théorie de Kota - Joukovski). C'est la condition de Kutta qui impose la valeur de la circulation qu'il n'y ait pas de vitesse illimitée sur le bord de fuite [25].

2.2. Trainée :

Par contre, la traînée est définie comme le résultat des forces exercées par un fluide dans le sens de la vitesse d'écoulement. C'est la partie nuisible de cette découverte. Il faut savoir que plus cette traînée est faible, plus il est facile de faire avancer l'avion. Cette trainée est caractérisée par :

- **Le point d'application** : Centre de poussée
- **La direction** : Parallèle à l'écoulement de l'air.
- **Le sens** : Du bord d'attaque vers le bord de fuite.
- **L'intensité**

$$Fx = \frac{1}{2}\rho V^2 SCx \qquad \text{III.3}$$

Cx : est le coefficient de traînée qui dépend de la forme du profil, l'état de surface du profil, l'angle d'attaque et de la vitesse à l'infini [26].

3. Moments aérodynamiques :

Une force (F) exercée au niveau du centre de gravité de tout objet solide qui ne fait pas tourner ce corps. Si le point d'application est espacé à une distance (d) du centre de gravité, alors la force produit un effet qui tend à faire tourner l'objet, et le moment est le produit d'une force avec une distance [27].

$$M = \frac{1}{2}\rho V^2 SCCm \qquad \text{III.4}$$

4. Coefficients aérodynamiques :

La résultante aérodynamique varie selon de nombreux paramètres (surface, vitesse de vente relative, densité de l'aire, etc. …), Le résultat varie également en fonction de la forme de l'aile plate. Son profil, son état de surface et son incidence. On a coutume de regrouper ces derniers paramètres et de les représenter par des coefficients appelé coefficients aérodynamique [28].

− **Le coefficient de portance :** $$Cz = \frac{Fz}{\frac{1}{2}p_\infty V_\infty^2 S} \qquad \text{III.5}$$

− **Le coefficient de traîné :** $$Cx = \frac{Fx}{\frac{1}{2}p_\infty V_\infty^2 S} \qquad \text{III.6}$$

− **Le coefficient de moment :** $$Cm = \frac{M}{\frac{1}{2}p_\infty V_\infty^2 S} \qquad \text{III.7}$$

Pour déterminer les forces qui s'appliquent à un profil, il faut connaitre les distributions de pression et de frottement autour du profil, ce qui équivaut a déterminé les coefficients de pression Cp et de frottement C f. En général, ces coefficients s'écrient sous la forme [28].

$$Cp = \frac{P-P_\infty}{Pdy} = \frac{P-P_\infty}{\frac{1}{2}V_\infty} \qquad \text{III.8}$$

$$Cf = \frac{\tau}{P_\infty} \qquad \text{III.9}$$

5. Les principales caractéristiques aérodynamiques des profils :

La meilleure façon de consigne les résultats des expériences sur les profils aérodynamiques consiste à tracer des courbes qui indiquent

− Le coefficient de portance Cz.

− Le coefficient de traînée Cx.

− Le rapport de la portance à la tramée et la position du centre de poussée [29].

(Québec) : Aérodynamique subsonique

6. Différents écoulements :

On appelle écoulement le déplacement de l'air par rapport à un objet. On distingue trois grands types d'écoulement [30] :

6.1. Écoulement laminaire :

Les particules d'air glissement parfaitement les unes sur les autres sans échange de particules entre elles. Elles suivant un mouvement rectiligne et parallèle

6.2. Écoulement turbulent :

Les particules d'air ont des trajectoires quasiment parallèles entre elle, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens à la même vitesse.

6.3. Écoulement tourbillonnaire :

L'écoulement est très désordonné, les particules se mélangent et ne suivent ni une trajectoire rectiligne ni parallèle, et certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons

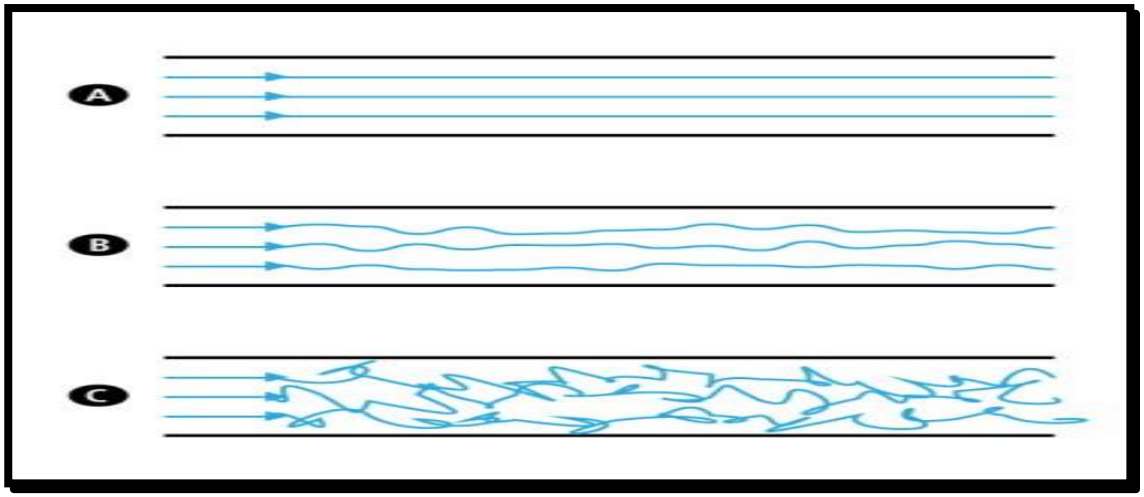


Figure III-4 : Écoulement d'air [31].

7. Couche limite :

Lorsque les flux d'air rencontrent une surface solide, leur vitesse d'écoulement diminue progressivement au fil du temps. Cette zone où l'air ralentit près de la surface est appelée la couche limite. L'épaisseur de cette couche limite varie selon plusieurs facteurs. D'une part, plus la vitesse initiale de l'air est élevée, plus la couche limite sera mince. D'autre part, plus la surface est lisse, plus la couche limite aura une faible épaisseur. En d'autres termes, une vitesse d'écoulement rapide et une surface peu rugueuse contribuent à réduire l'épaisseur de la couche d'air ralentie près d'un objet solide [32].

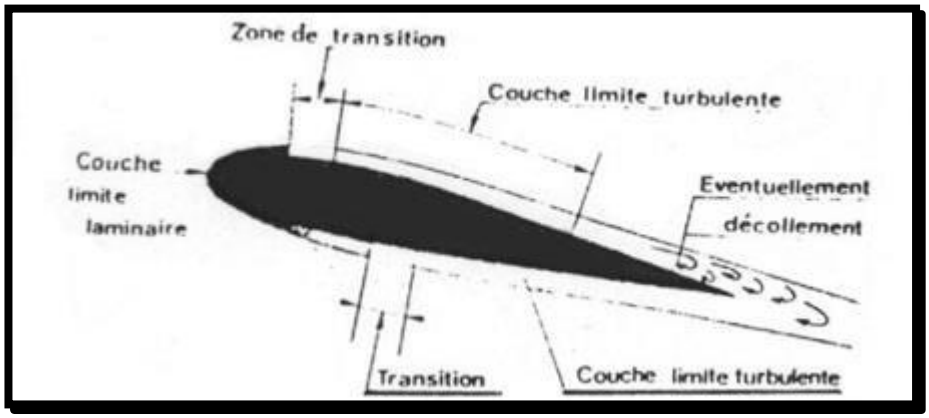


Figure III-5 : Couche limite sur un profil [33].

La couche limite revêt une importance cruciale, car elle influence directement la traînée de frottement qui s'exerce sur l'aile d'un avion. Cette couche d'air ralenti peut adopter deux régimes distincts : laminaire ou turbulent.

_ L'écoulement laminaire : se caractérise par un mouvement ordonné et parallèle des filets d'air

_ l'écoulement turbulent : présente des mouvements désordonnés et tourbillonnaires.

La nature laminaire ou turbulente de la couche limite affecte considérablement la résistance au frottement, et donc les performances aérodynamiques de l'aile.

8. Modèle mathématique :

Les modèles mathématiques qui s'appliquent à l'aérodynamique sont comme suit :

− Les équations de Navier-Stokes lorsque les effets visqueux ne sont pas négligeables.

− Les équations d'Euler ou de fluide parfait, lorsque les effets visqueux sont négligeables.

− Equation de Bernoulli

− L'équation d'état du gaz (Modèle du gaz parfait pour l'air) [34].

8.1. Équations de Navier-Stokes :

En mécanique des fluides, les équations de Navier –stocks sont des équations aux dérivées partielles non –linéaire qui d'écrivent le mouvement des fluides dans l'approximation des milieux continus. Elle Elles modélisent par exemple les mouvements de l'air de l'atmosphère, les courants océaniques, l'écoulement de l'eau dans un tuyau, et de nombreux autres phénomènes d'écoulement de fluides [34].

8.2. Formulation différentielle :

Il existe bien des formes des équations de Navier-Stokes. Nous n'en présenterons que certaines. Ces formes dépendent aussi des notations utilisées. Ainsi, il existe plusieurs façons équivalentes d'exprimer les opérateurs différentiels. La formulation différentielle de ces équations est la suivante :

− Équation de continuité ou équation de bilan de la masse :

$$\frac{\partial P}{\partial T} + \vec{\nabla}\left(\rho\vec{V}\right) = 0 \qquad \text{III.10}$$

− Équation de bilan de la quantité de mouvement :

$$\frac{\partial(\rho\vec{V})}{\partial t} + \vec{\nabla}.\left(\rho\vec{V}\otimes\vec{V}\right) = -\vec{\nabla}P + \vec{\nabla}.\vec{\tau} + \rho\vec{f} \qquad \text{III.11}$$

− Équation de bilan de l'énergie :

$$\frac{\partial(\rho e)}{\partial t}\vec{\nabla}.\left[(\rho e + p)\vec{\vartheta}\right] = \vec{\nabla}.\left(\vec{\tau}.\vec{\vartheta}\right) + \rho\vec{f}.\vec{\vartheta} - \vec{\nabla}.\vec{q} + \gamma \qquad \text{III.12}$$

8.3. Équation de Bernoulli :

L'équation de Bernoulli est très utile en aérodynamique. Naturellement elle contient des hypothèses simplification par rapport aux équations de Navier Stokes

− Fluide non visqueux

− Écoulement irrotationnel, c'est-à-dire :

$$\nabla \times \mu = 0 \qquad \text{III.13}$$

$$\rho.\frac{V^2}{2} + \rho.g.Z + P = constante \qquad \text{III.14}$$

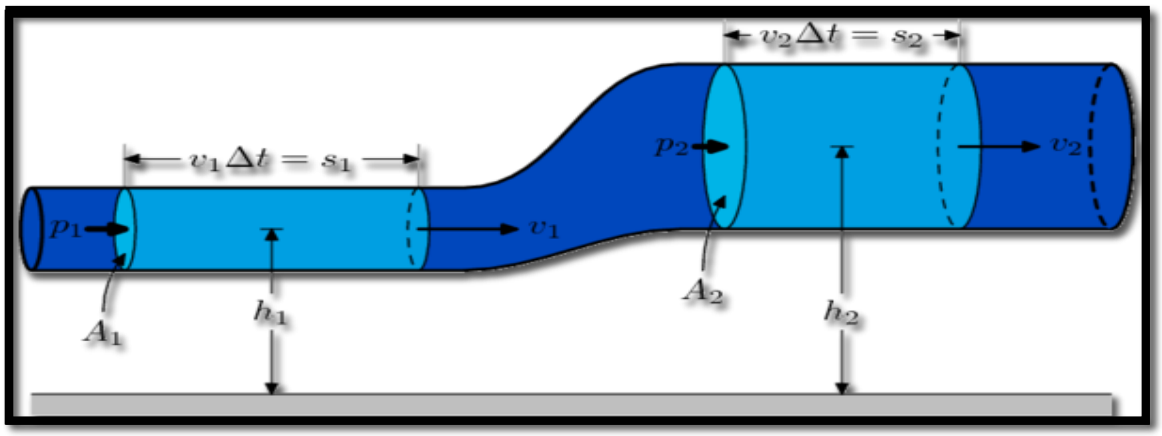


Figure III-6 : Théorèmes de Bernoulli [35].

8.4. Paramètres adimensionnels :

En raison de la complexité des équations de Navier-Stokes régissant l'aérodynamique, il est ardu de les résoudre analytiquement. C'est pourquoi les essais en soufflerie constituent une approche expérimentale cruciale pour acquérir des données précises sur le comportement des écoulements d'air et leurs répercussions sur les structures aérodynamiques. Ces tests en conditions contrôlées permettent d'obtenir des informations fiables sur les phénomènes aérodynamiques, palliant ainsi les difficultés liées à la résolution purement théorique de ces équations. Toutefois, pour que les essais en soufflerie sur des maquettes à échelle réduite soient représentatifs des conditions réelles, il est impératif de respecter certaines règles de similitudes. La conversion de l'équation de la quantité de mouvement en une forme adimensionnelle, liant des grandeurs sans dimension, permet de mettre en lumière des paramètres adimensionnels cruciaux. Ces paramètres sans dimension jouent un rôle clé dans l'établissement d'une similitude appropriée entre le modèle réduit testé en soufflerie et le cas réel à pleine échelle, assurant ainsi la validité et la pertinence des résultats obtenus expérimentalement [36].

8.4.1. Nombre de mach :

Le nombre de mach M est un nombre adimensionnel et c'est le rapport entre la vitesse de l'écoulement V et la vitesse du son a

$$M = \frac{V}{a} \qquad \text{III.15}$$

Fréquemment, le nombre de Mach est privilégié pour quantifier la vitesse de vol, plutôt que d'utiliser simplement la valeur de la vitesse. Cette préférence pour le nombre de Mach n'est pas anodine. En effet, son utilisation ne permet pas seulement de quantifier l'amplitude de la vitesse d'écoulement, mais aussi de prendre en compte d'autres facteurs importants. En intégrant la vitesse du son dans son calcul, le nombre de Mach fournit une mesure relative de la vitesse d'écoulement par rapport à la célérité du son dans le milieu considéré. Ainsi, il apporte des informations supplémentaires cruciales, notamment sur les effets de compressibilité du fluide, qui deviennent significatifs à des vitesses élevées proches ou supérieures à la vitesse du son.
L'utilisation du nombre de Mach ne se limite pas à une simple quantification de la vitesse d'écoulement. En réalité, cette grandeur adimensionnelle révèle également des informations essentielles sur les caractéristiques physiques intrinsèques de l'écoulement. Lorsque le nombre de Mach évolue, des changements distincts et significatifs se produisent dans la nature physique même de l'écoulement. En effet, la variation du nombre de Mach implique des modifications profondes des propriétés de l'écoulement, telles que les effets de compressibilité, la formation d'ondes de choc et les phénomènes associés à des régimes transsoniques ou supersoniques. Ainsi, le nombre de Mach ne se contente pas de quantifier la vitesse, mais offre également un aperçu crucial des comportements physiques complexes qui régissent l'écoulement, permettant une compréhension plus approfondie des phénomènes aérodynamiques [37].

Selon le nombre de mach locale nous distinguons les régimes de vol suivants :

- Subsonique si $M < 1$
- Transsonique si $0.8 < M < 1.2$
- Sonique si $M = 1$
- Supersonique si $1 < M < 5$
- Hypersonique si $M > 5$

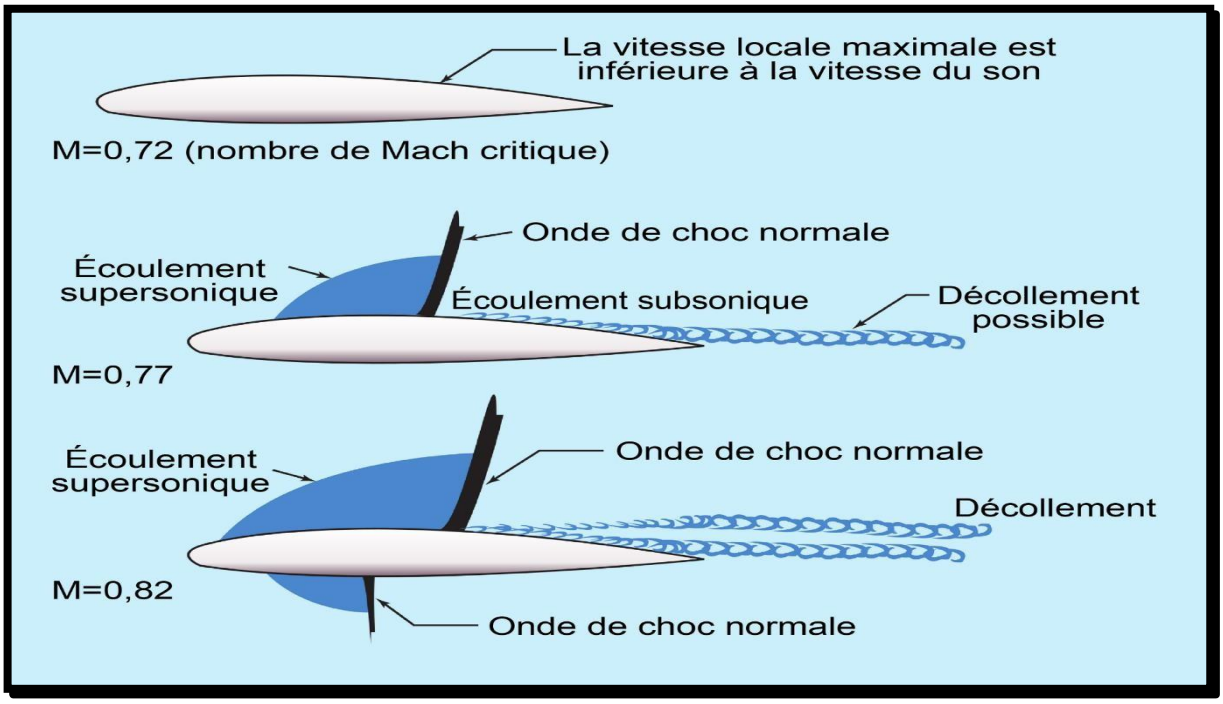


Figure III-7 : Différents régimes d'écoulement [38].

8.4.2. Nombre de Reynolds :

Soit l'écoulement de vitesse caractéristique **U**, de dimension caractéristique **L**, d'un fluide de masse volumique ρ et de viscosité μ. [39].

Le nombre de Reynolds caractéristique de cet écoulement est le nombre sans dimension : $Re = U/\nu = \rho/\mu$

- $Re < 2000$: Écoulement laminaire
- $Re > 4000$: Écoulement turbulent
- Pour $2000 < Re < 4000$, on observe un régime de transition

9. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons défini les différentes catégories des profils aérodynamiques ainsi que leurs caractéristiques, Nous avons également pris une idée sur les équations essentielles de l'aérodynamique.

CHAPITRE 4 :

Analyse numérique et traitement des résultats

1.Introduction :

Dans ce mémoire, on utilise les outils de la CFD pour simuler l'écoulement à travers le profil NACA 2412. L'objectif principal du chapitre est de présenter la démarche numérique utilisée, les différents schémas numériques utilisée, ainsi que d'expliquer la méthodologie de simulation.

2. Présentation de l'interface ANSYS Workbench :

Le Workbench permet de gérer les fichiers et le lancement des différents logiciel à partir d'une fenêtre unique.

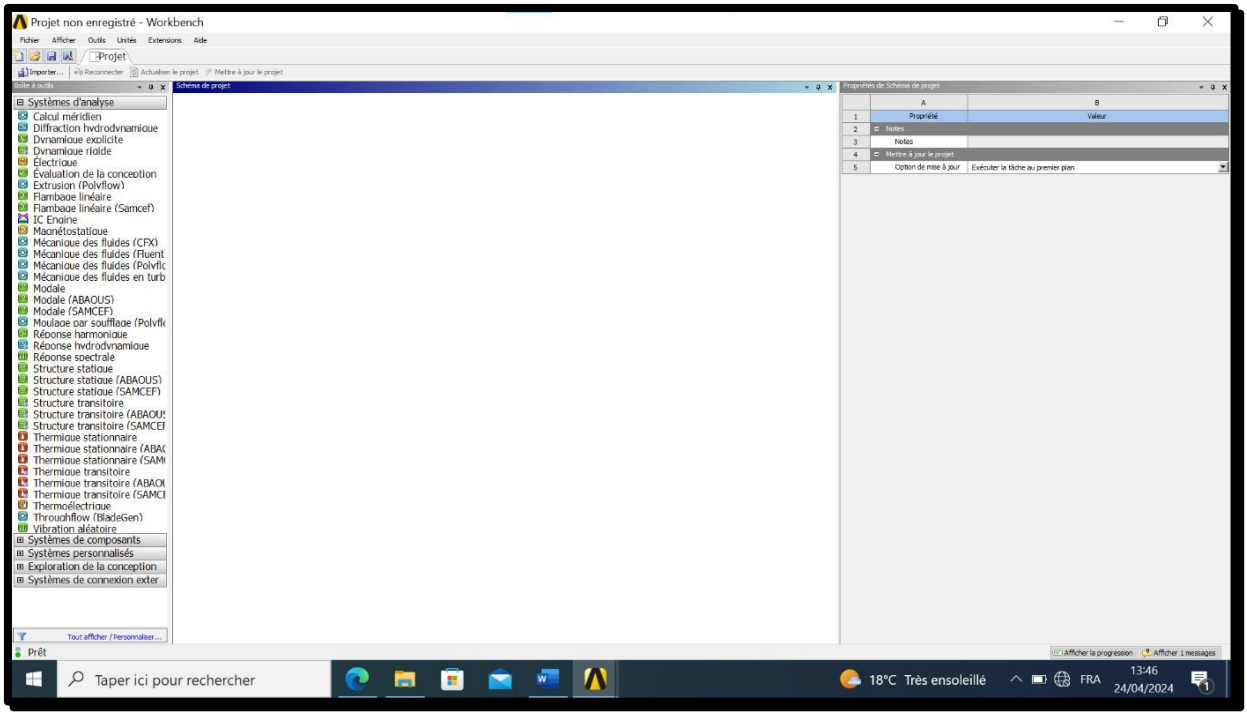


Figure IV.1. La fenêtre principale du Workbench.

C'est à partir de là que vont être créer les fichiers, lancés les logiciels et gérées les interactions entre les différents logiciels utilisées pour la géométrie, le maillage, la simulation proprement dite et le posttraitement.

3. Créer un système d'analyse mécanique des fluides :

Pour créer « Analysis system », c'est-à-dire une chaine de calcul pour une simulation fluent ; on suit les étapes suivantes :

- sélectionner avec la souris fluide flow (FLUENT) dans le menu de gauche
- faire glisser dans la fenêtre principale « projet schématique » (Figure IV.2)

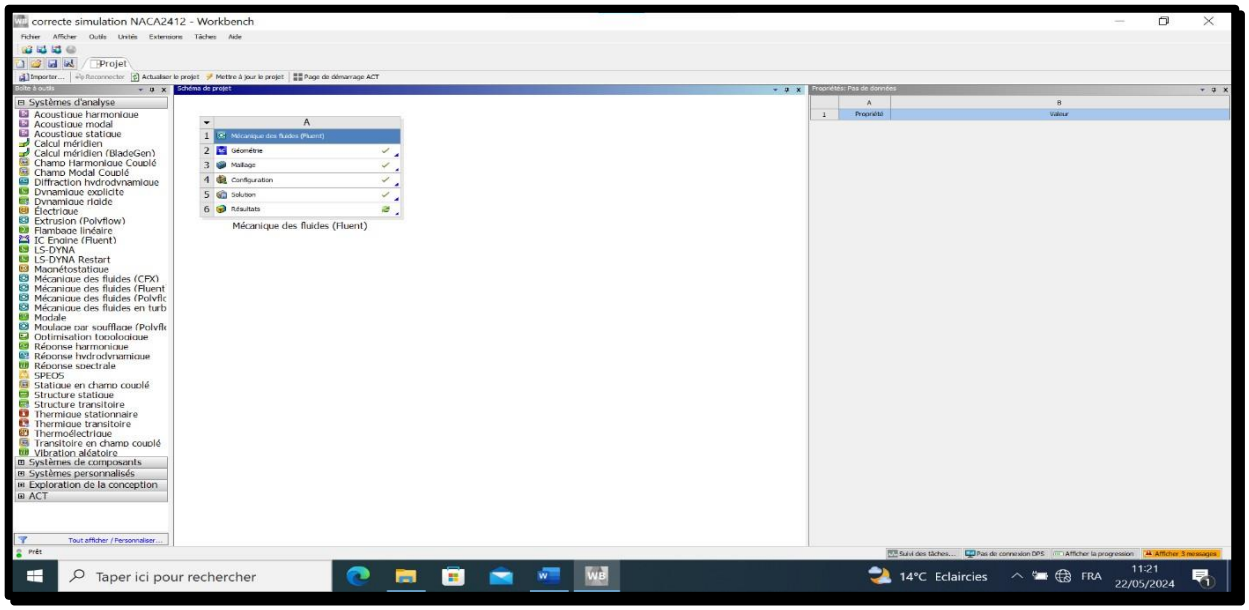


Figure IV.2. Les différentes étapes

4.Présentation du profil utilisée NACA 2412 :

Les noms des profils, ici composés d'une série de quatre chiffres, possèdent la signification suivante :

∗le premier chiffre exprime la cambrure en pourcentage de la corde

∗le deuxième chiffre indique la position de la cambrure maximale en deuxième de la corde

∗les deux derniers chiffres représentent l'épaisseur relative en pourcentage de la corde.

Ainsi, le profile NACA 2412 a une cambrure relative de 4% dont la valeur maximale se situe à 2% de la corde et possède une épaisseur relative de 12% De la corde.

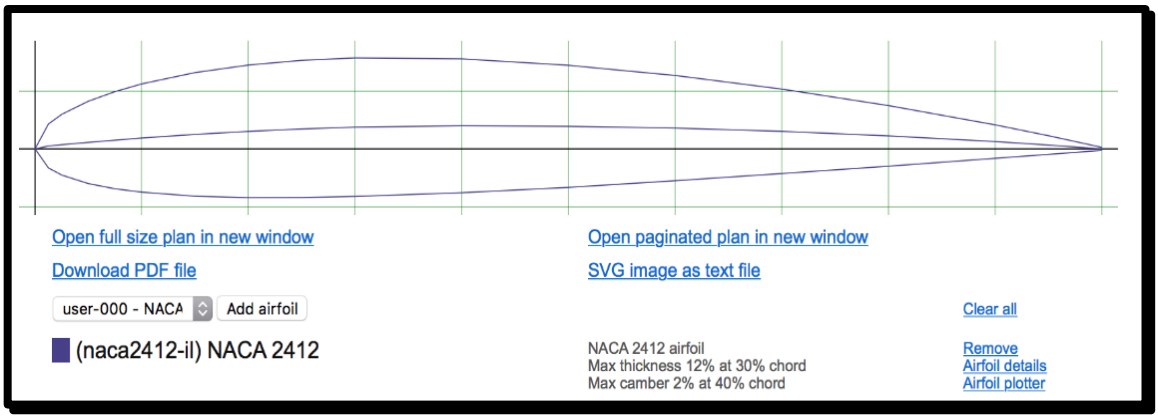


Figure IV.3. Profil NACA 2412

5. Dessiner la géométrie :

Cette étape consiste à dessiner la géométrie du problème : le profil d'aile et le domaine fluide environnant, avec le logiciel ANSYS design modeler.

5.1. Dessiner le profil :

∗Importer un profile d'aile 2D à partir de site de NACA

∗Créer une surface

5.2. Dessiner croquis du domaine :

On va maintenant dessiner le domaine de calcul autour du profil d'aile. Le mode « sketching » permet de réaliser des tracés (sketch) dans un plan.

∗Sélectionner XY plane

∗ Passer en mode « Sketching » en cliquant sur « sketching » au bas de fenêtre « tree outline »

∗ Domaine fluide : le profil est placé dans un champ d'écoulement qui est composé d'un demi-cercle en amont jumelé avec un rectangle suffisamment large en aval.

∗ paramétrage de la géométrie : une longueur de 15 et un diamètre de 7.5

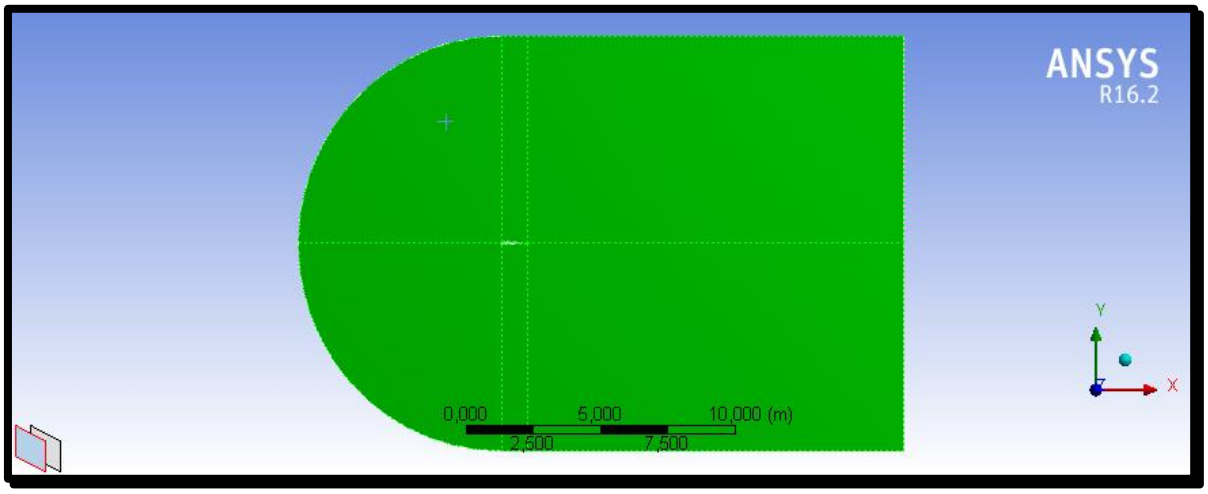


Figure IV.4.la géométrie

6. Maillage du domaine fluide :

1.lancer le logiciel de maillage depuis le Workbench : comme l'étape précédente est validée, cela ouvre directement le logiciel de maillage « ANSYS Meshing » et charge la géométrie créée lors de l'étape 2.

2.repérage des conditions aux limites : la première étape consiste à identifier et à nommer différentes parties de la géométrie afin de :

- Définir les conditions aux limites du problème (entrées, sortie etc.…).
- Définir les conditions sur le maillage au niveau des différents sélections.

Nous ne pouvons pas afficher l'image.

6.1. Génération du maillage :

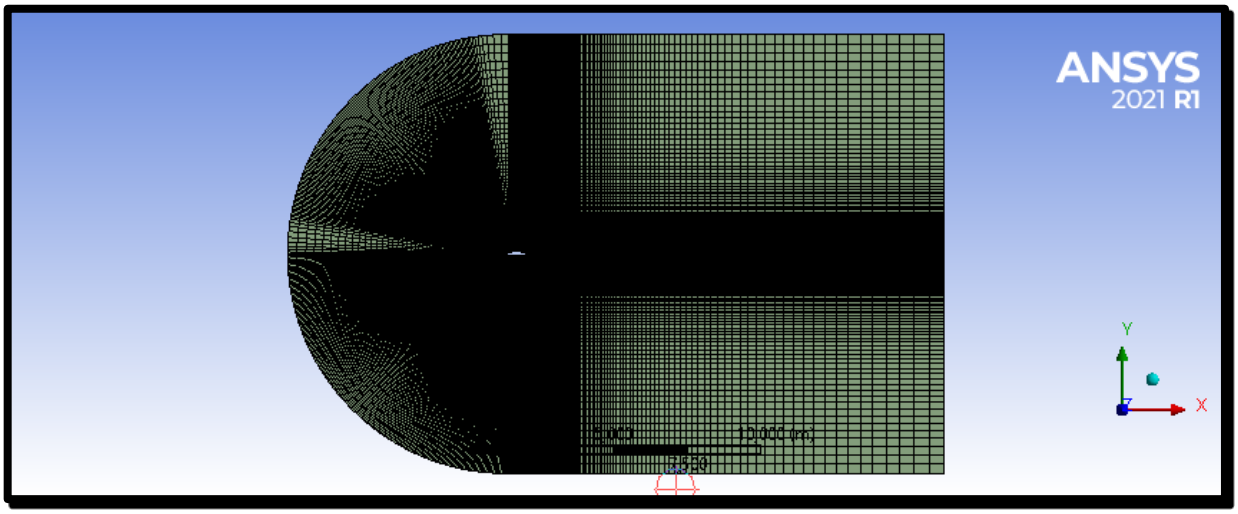


Figure IV.5. Maillage de la géométrie

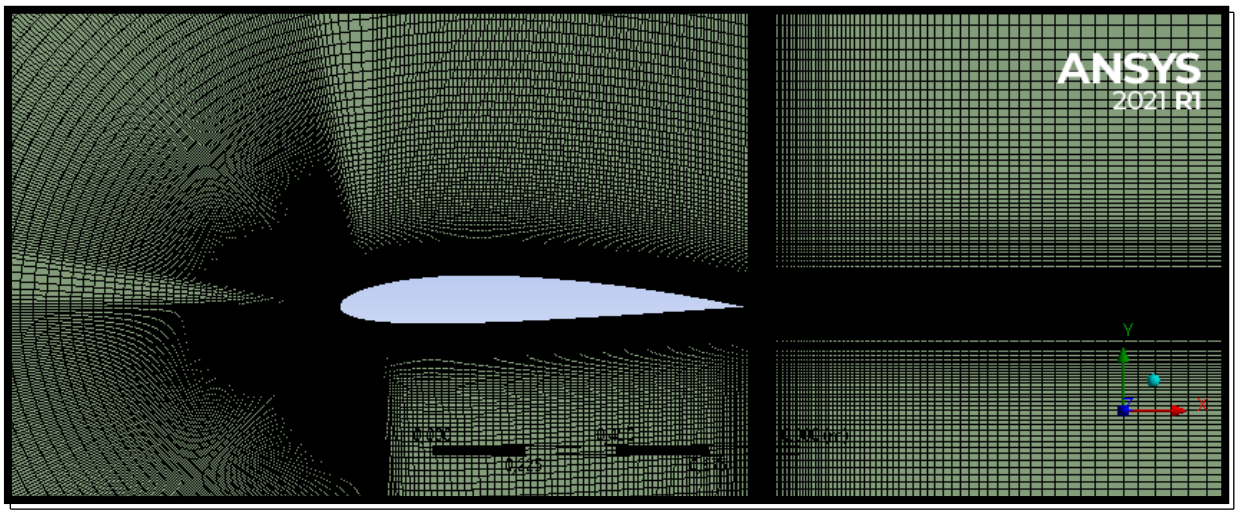


Figure IV.6. Zoom de maillage.

Le tableau suivant indique les caractéristiques du maillage obtenu :

Tableau 4.1 tailles du maillage.

Nombre de nœuds	212446
Nombre de maille	211500

7. Mise en données et simulation :

De retour dans la fenêtre WorkBench, l'étape de maillage a été actualisée, on peut passer à l'étape suivante qui consiste à mettre en données le problème sous fluent.

La fenêtre présentée dans la figure IV.7 apparait, en premier lieu, qui sert à indiquer si l'on va travailler en 2D ou en 3D, en monoprocesseur ou en parallèle et si besoin est, à préciser le répertoire de travail.

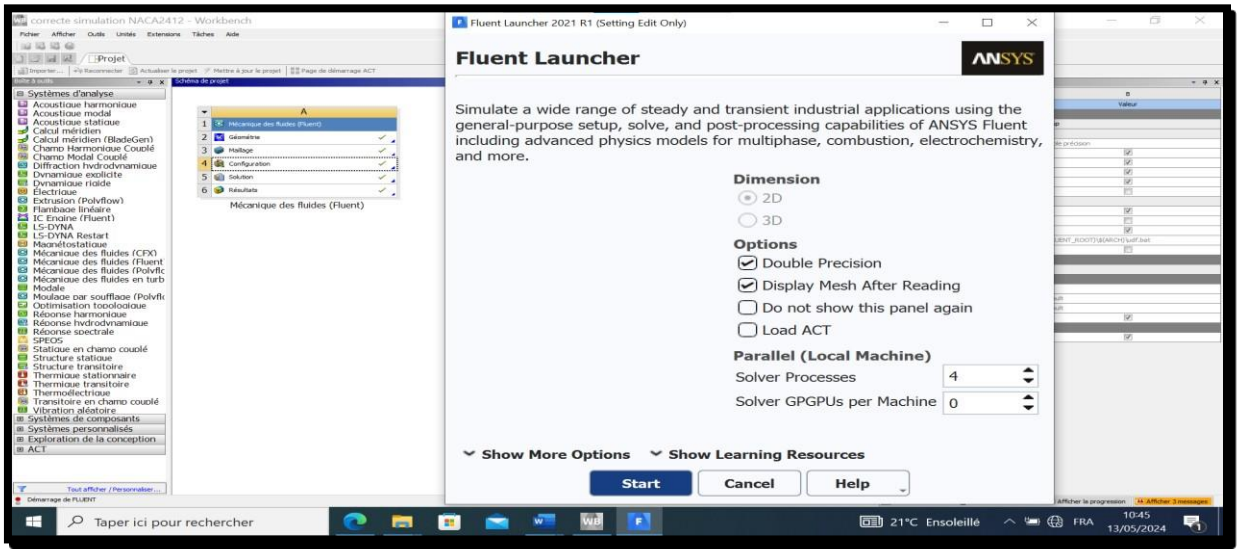


Figure IV.7.la fenêtre d'ouverture d'Ansys fluent

7.1. Réglage des paramètres du solveur :

7.1.1 Général : les paramètres suivant servants à imposer les différents paramètres du solveur, avant de lancer le calcul.

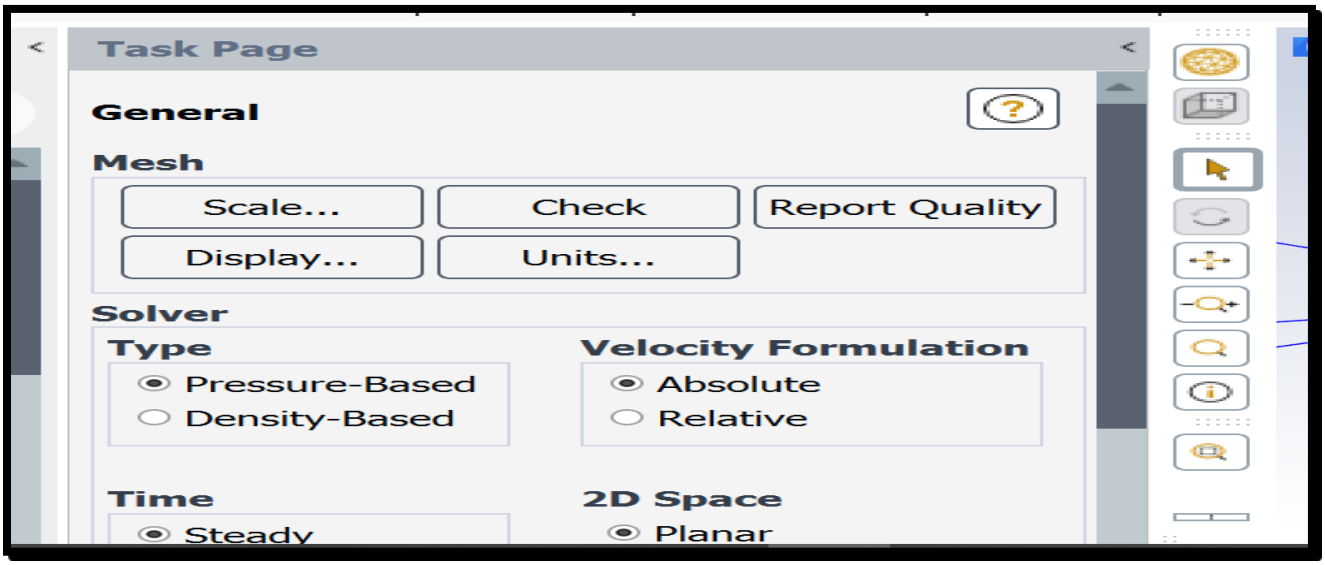


Figure IV.8. Choix de solveur

7.1.2 Spécification des modèles physiques : le choix du type d'écoulement et les équation adéquates pour résoudre le problème sont sélectionnés dans cette étape.

Nous ne pouvons pas afficher l'image.

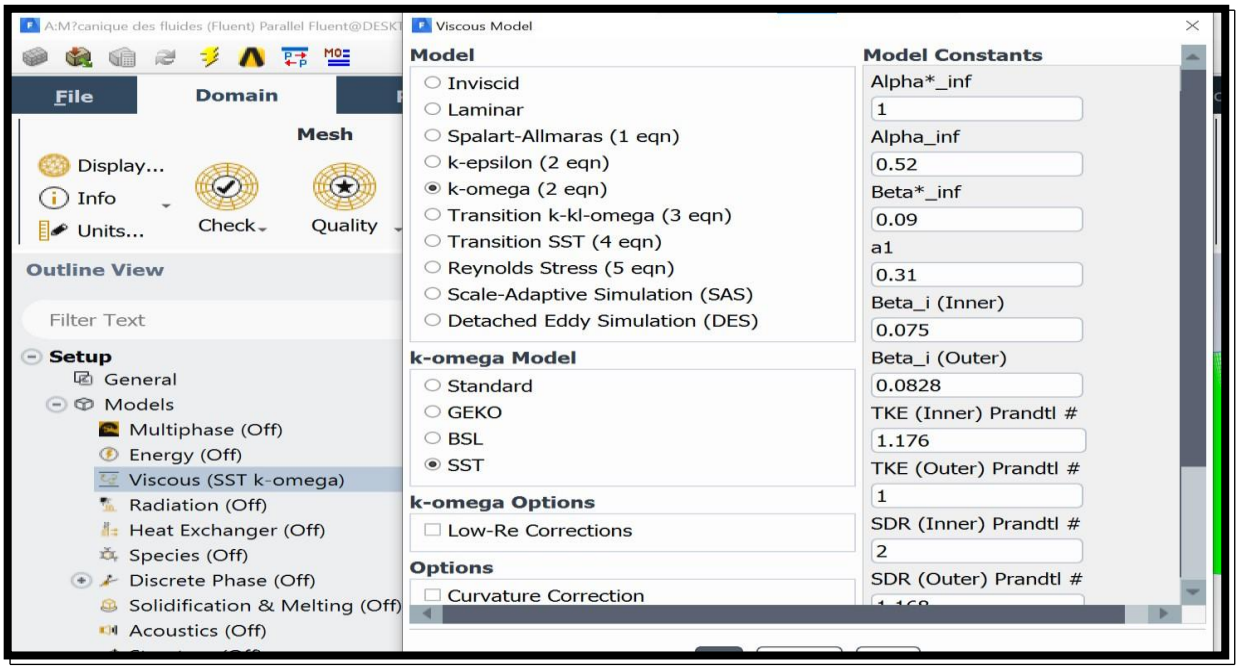


Figure IV.9. Des modèles physiques

7.1.3. Spécification du fluide utilisé : dans notre cas, nous avons choisis l'air comme fluide d'écoulement avec une viscosité constante de $1.802*10^{-5}$ kg/(m*s)

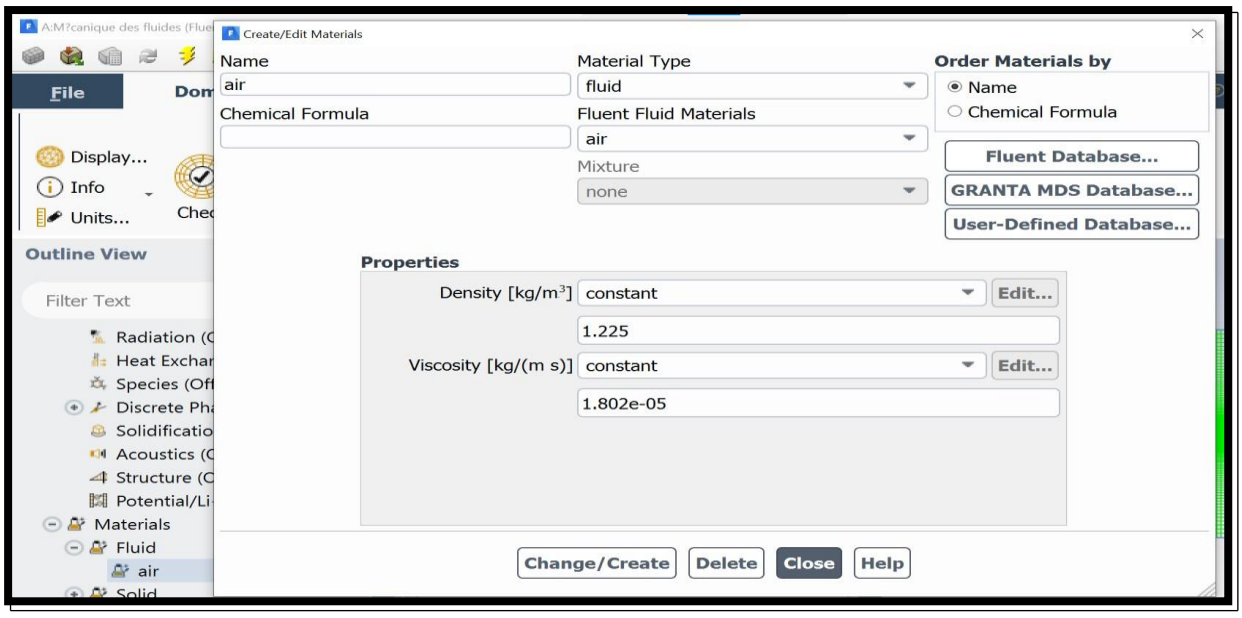


Figure IV.10. Spécification du fluide utilisé

7.1.4. Conditions aux limites (Boundary conditions) : le type de condition a été imposé dans le logiciel de maillage et qui sont :

- Pressure outlet : pour la sortie (figure. IV.12)
- Velocity inlet : pour l'entrer (figure. IV.11)

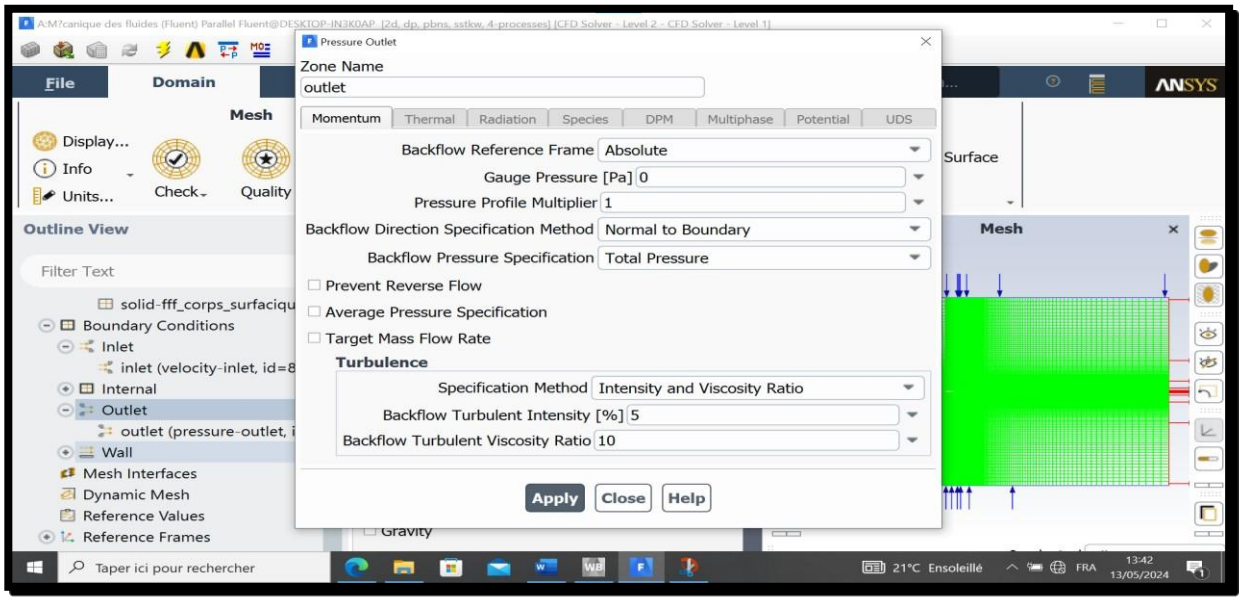


Figure IV.11. Conditions aux limite (outlet)

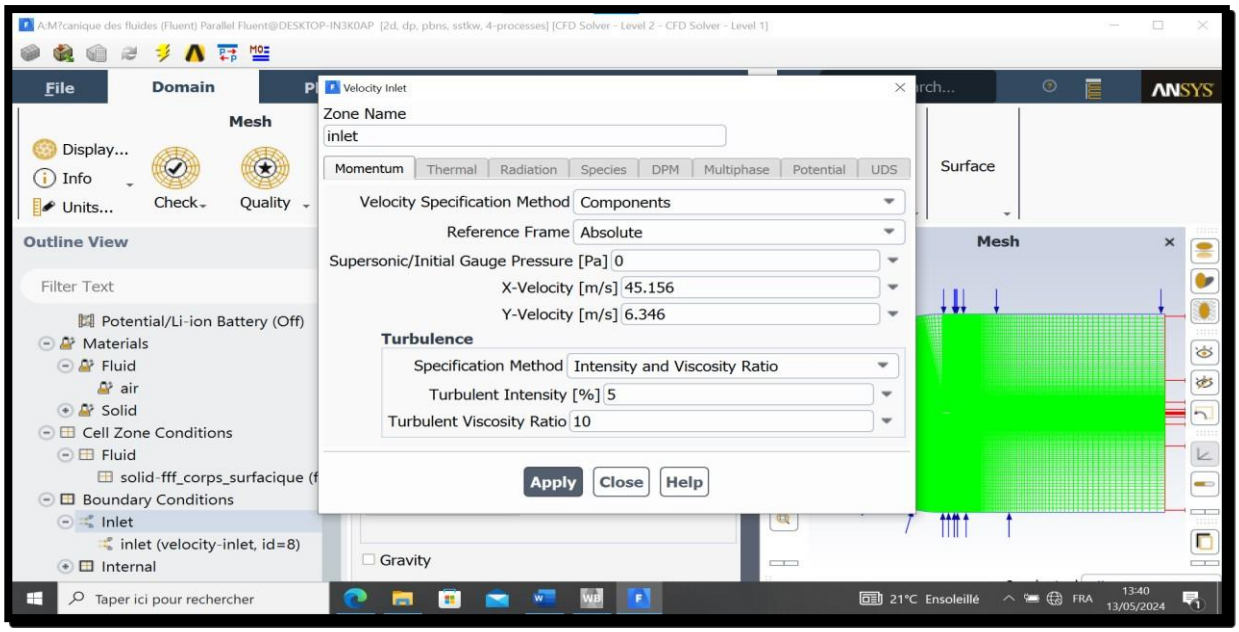


Fig.IV.12. Condition aux limites (inlet)

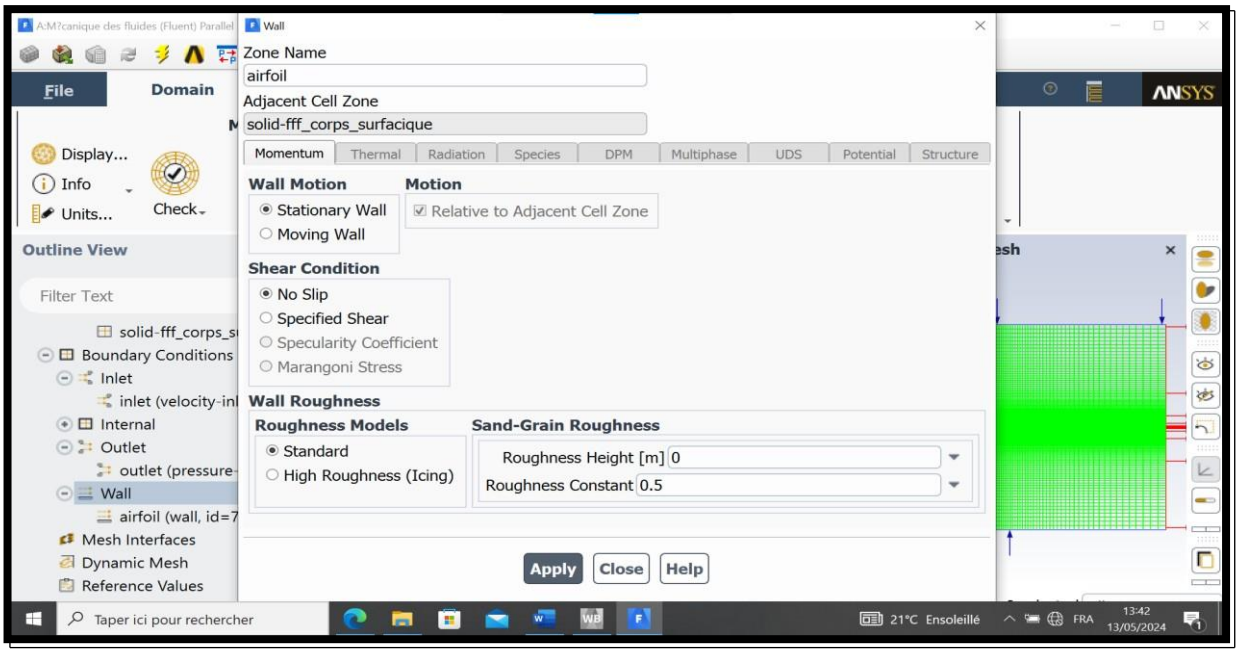


Figure IV.13. Conditions aux limite (airfoil)

7.1.5. Définition des valeurs références : sous le menu (report/reference values), on définit le point ou commence le calcul et on fixe le calcul par rapport à l'entrée dans l'option (compute from : inlet)

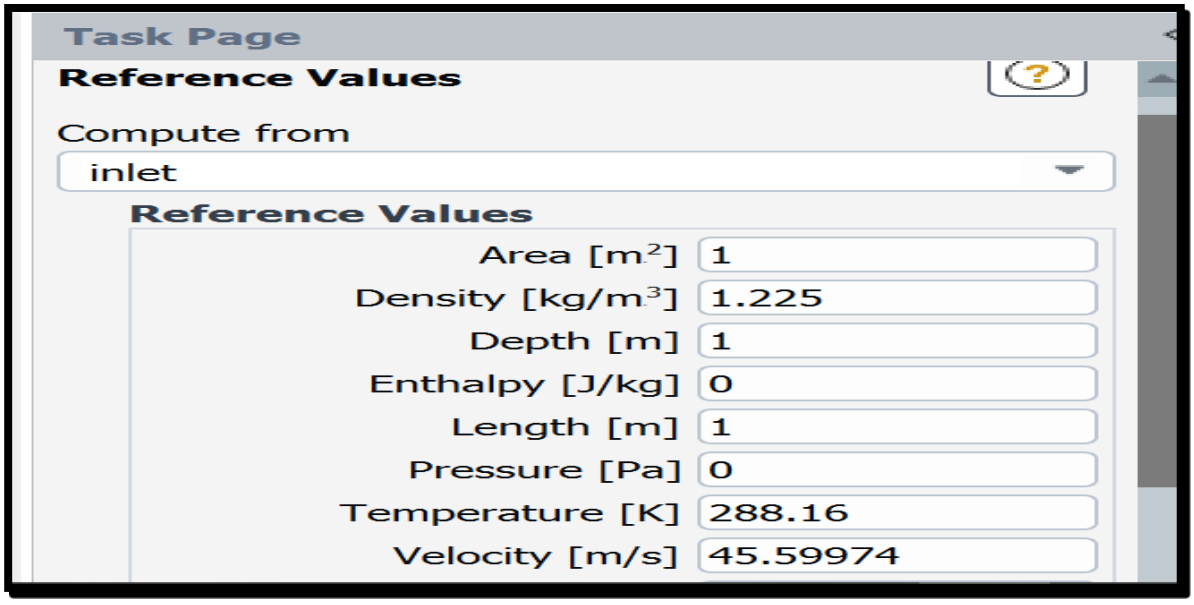


Figure IV.14. Valeur de référence

7.1.6 Définition des conditions de convergence : sous le menu (solve/monitors), on précise le degré de convergence pour le résiduel et on exige aussi l'affichage du coefficient de portance CL pour chaque itération.

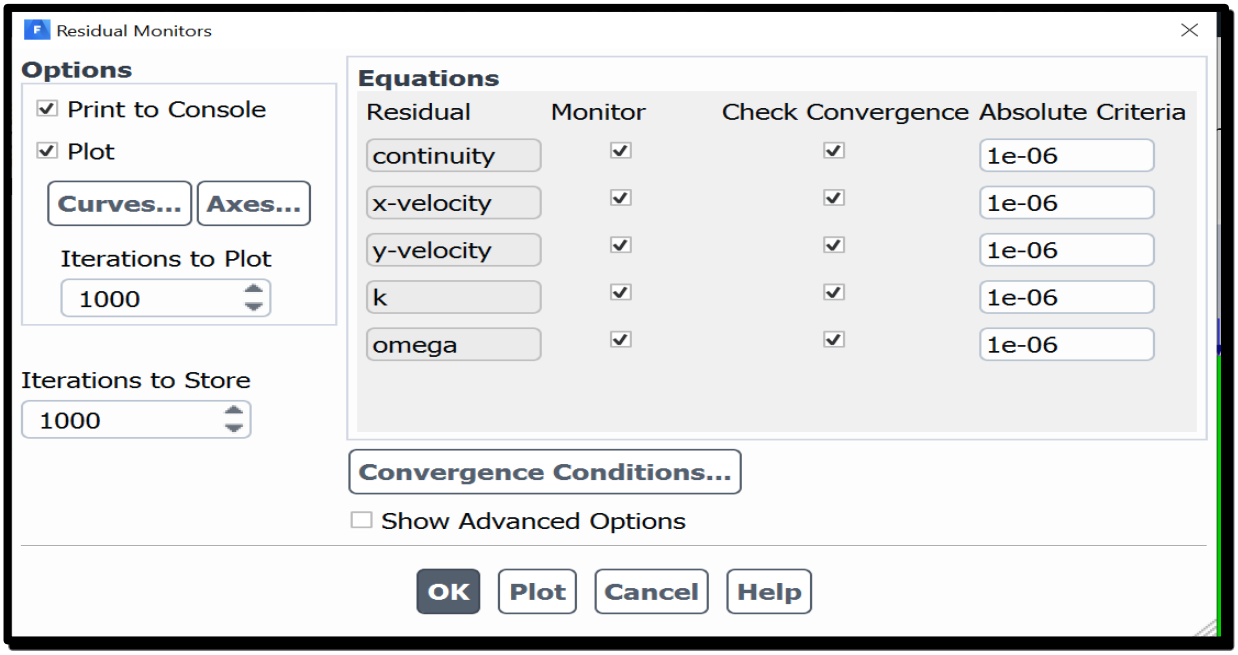


Figure IV.15. Les conditions de convergence

7.2 Initialisation de la solution : la procédure itérative exige que toutes les variables soient initialisées avant de prédire une solution, une estimation réaliste améliore la stabilité de la solution et accélère la convergence ; pour notre étude, l'initialisation est réalisée par rapport aux conditions à l'entrée c'est-à-dire la vitesse d'entrée, l'étape est réalisée par : « solve/initialize »

7.3 Lancement du calcul : il est effectué par :''solve/Run calculation'', dans cette rubrique, on fixe le nombre d'opérations des itérations et on lance le calcule par :''calculate'', l'opération de calcul va être entamée immédiatement, elle s'arrêtera si la condition de convergence est réalisée sinon, le calcul continue jusqu'à la réalisation de la dernière itération, dans ce cas-là on doit relancer l'opération de calcul si la convergence n'est pas accomplie.

8. Validation :

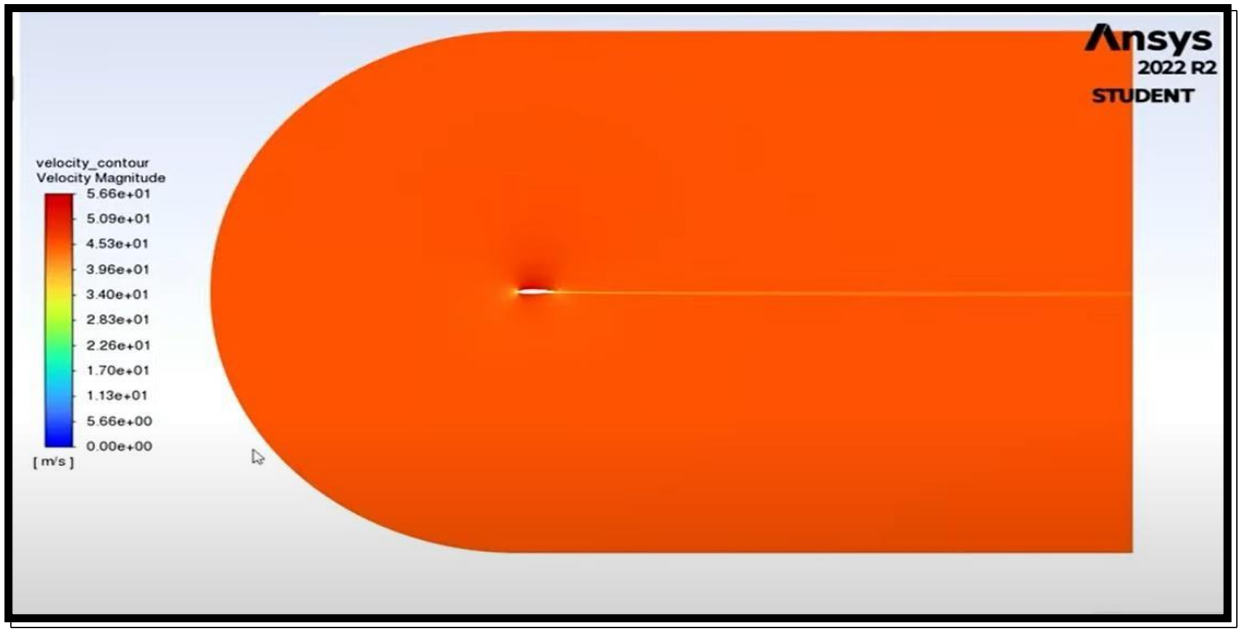


Figure IV.16 Contours de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée (d'prée le site de NACA)

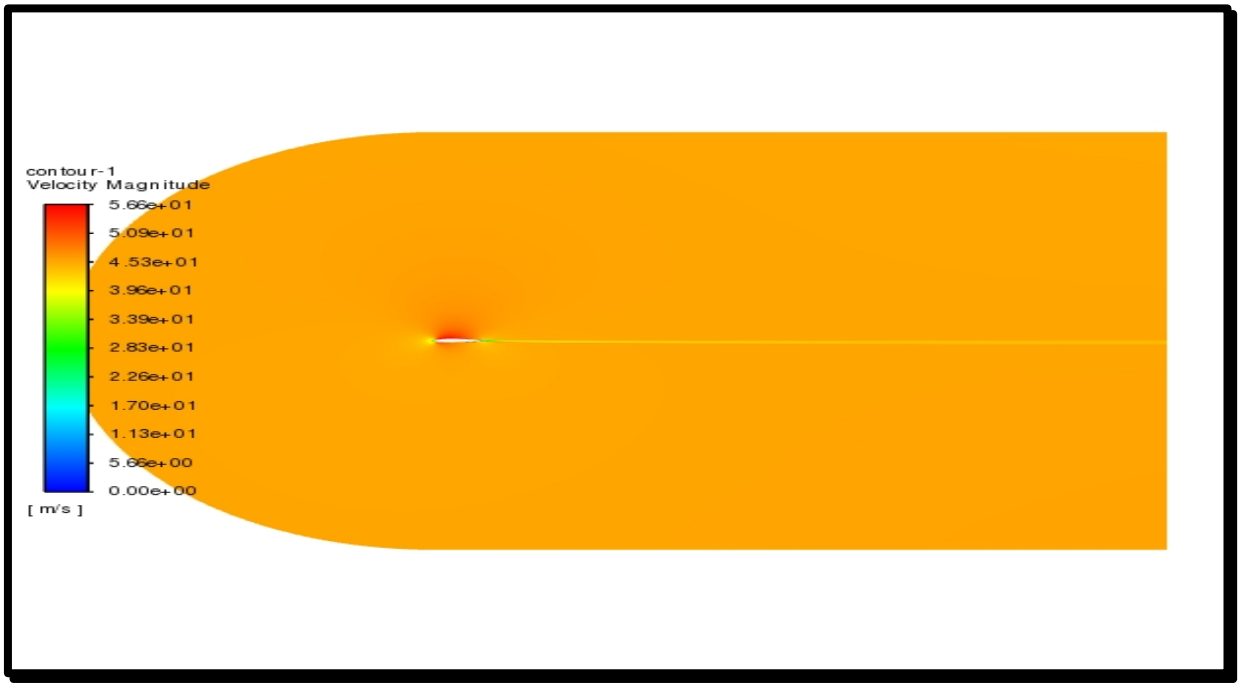


Figure IV.17 Contours de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée

La Figure IV.16 a été extrait du site Web de la NACA. La Figure IV.17 est le résultat de la simulation qu'a effectué. On remarque qu'il y a une correspondance dans les valeurs et dans les changements de vitesse, et donc notre travail est considéré comme étant le même avec celui de la littérature.

9. Résultat :

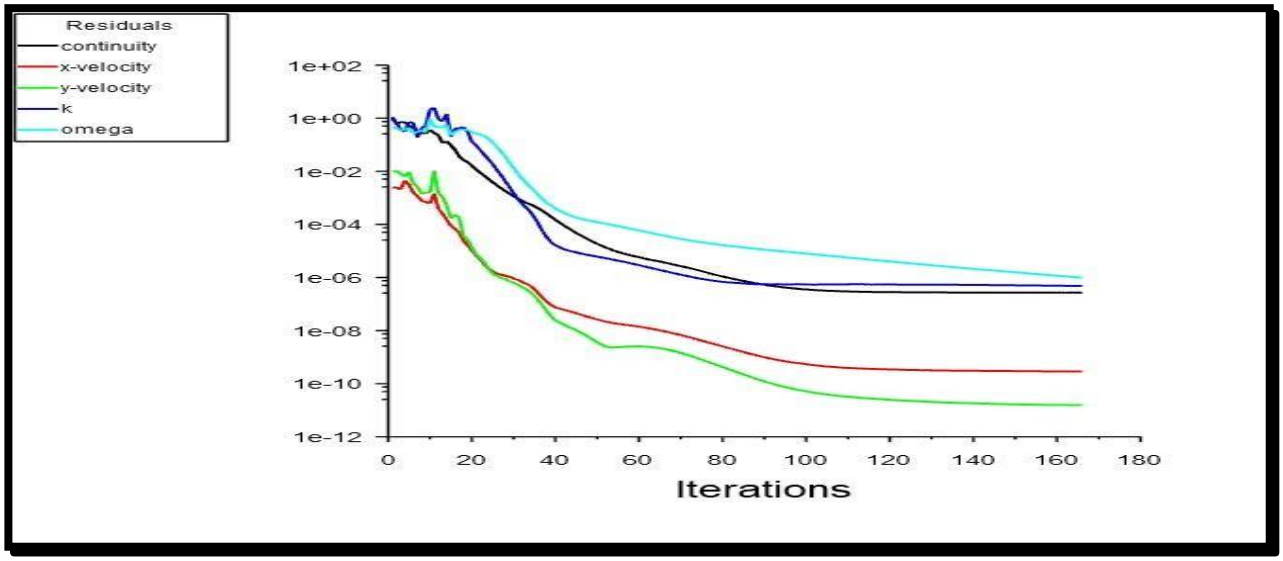


Figure IV.18. Les Résidus

La figure. IV.29 montre la courbe des résidus, tracée en fonction du nombre d'itérations, durant la phase de simulation avec un critère de convergence double précision de 10^{-6}

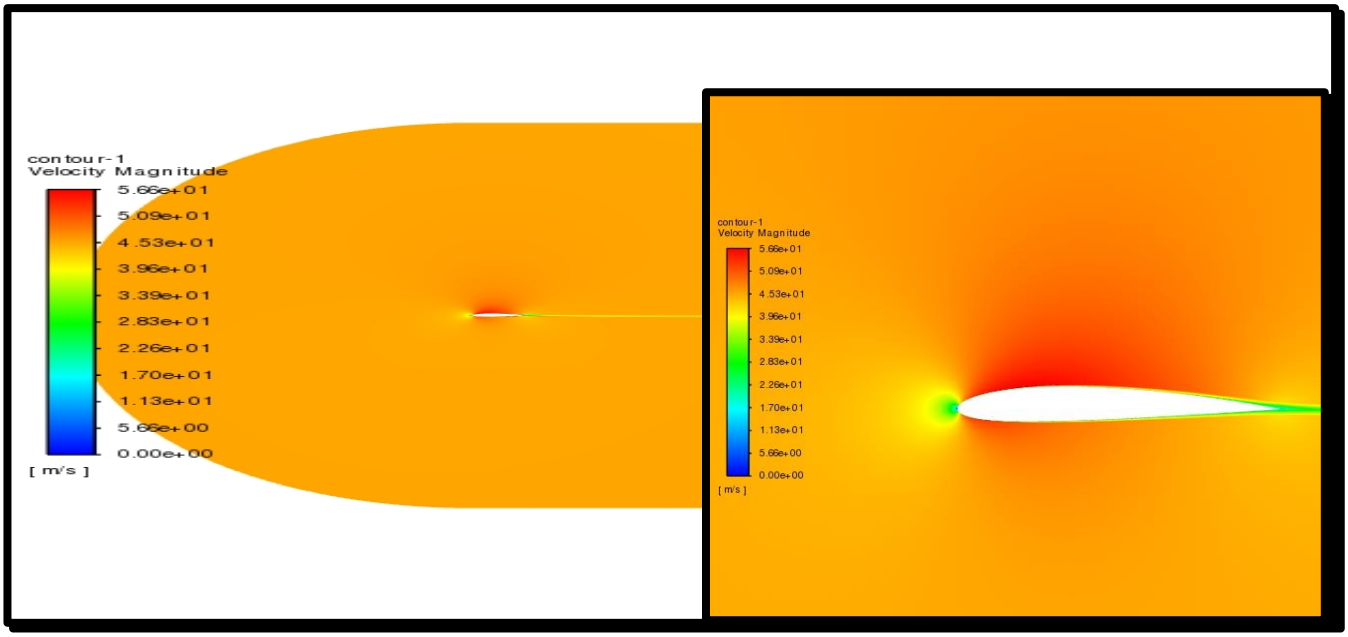


Figure IV.19. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée

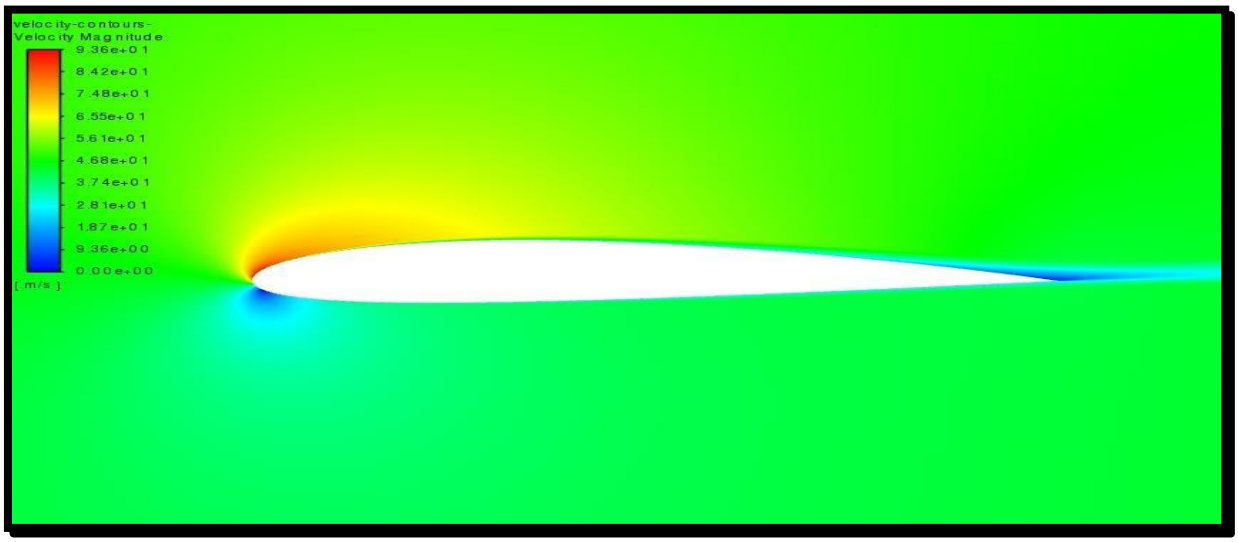


Figure IV.20. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 5 dégrée

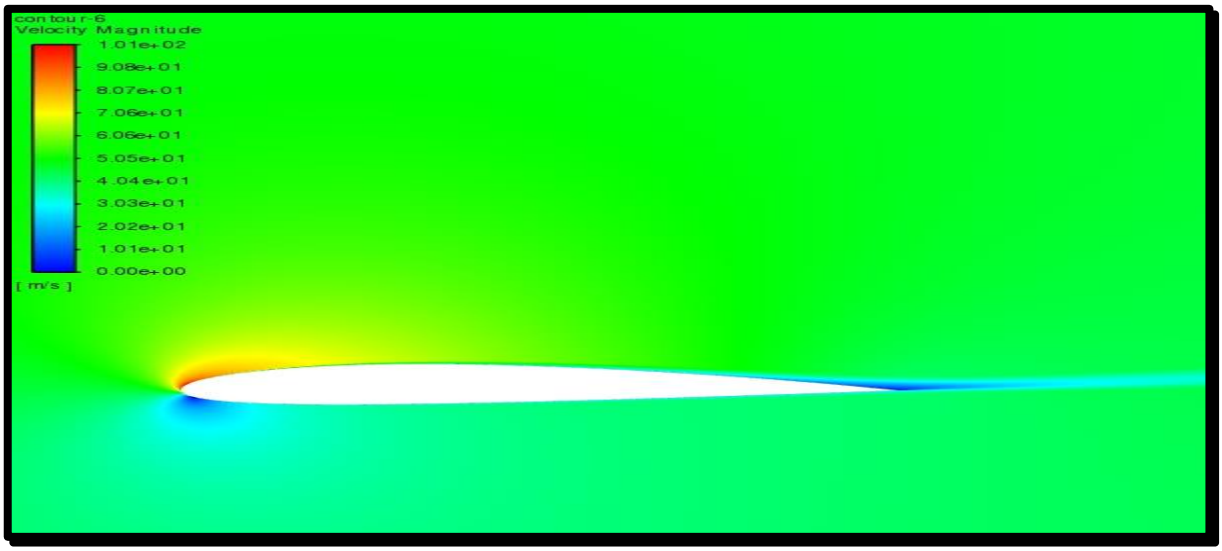


Figure IV.21. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 8 dégrée

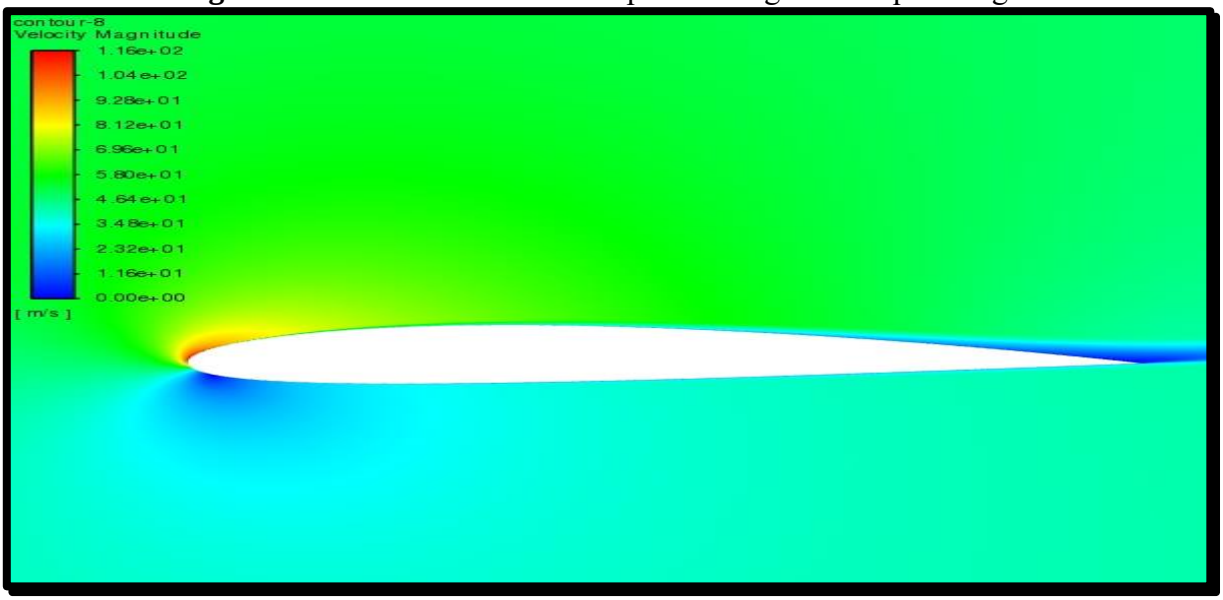


Figure IV.22. Contours de vitesse pour un angle d'attaque 11 dégrée

Les Figures IV.19-Figure IV.22 représentent les contours de vitesse pour les différents angles d'attaque. À l'avant du profil aérodynamique, on observe un ralentissement progressif de l'écoulement jusqu'à atteindre un point de vitesse quasi nulle, ce qui correspond à la stagnation de l'écoulement. Cette décélération est le résultat de l'effet de la couche limite, une fine couche d'air en contact avec la surface du profil où la vitesse devient nulle en raison des forces de frottement. Après un certain temps, les conditions de non-glissement s'installent, c'est-à-dire que la vitesse de l'air à la paroi est effectivement nulle. Enfin, au bord de fuite du profil, le flux d'air est interrompu, conduisant à la formation d'une zone de sillage turbulent.

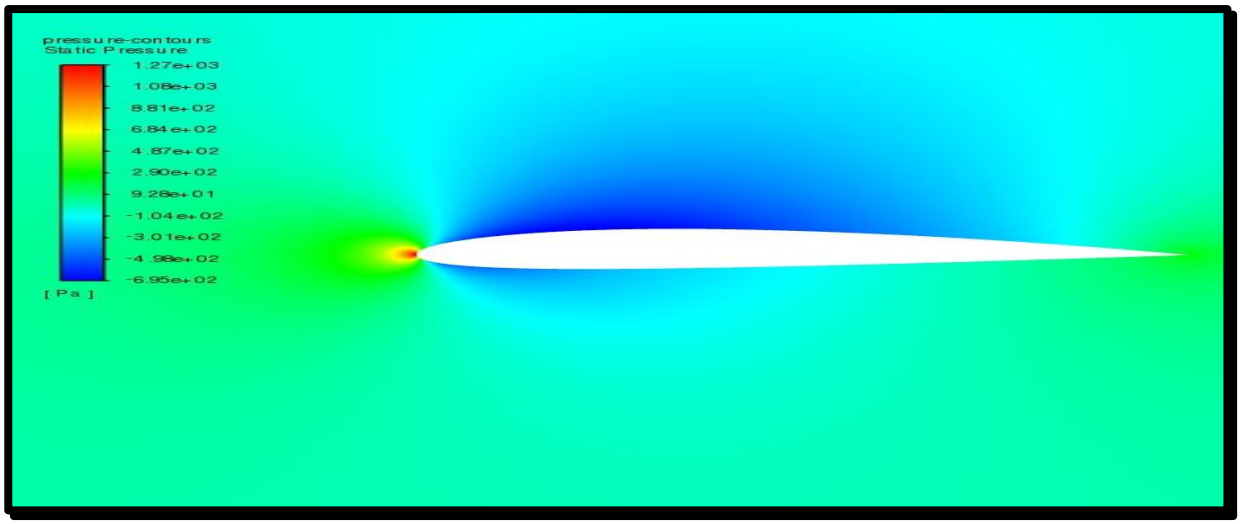


Figure IV.23. Contours de la pression pour un angle d'attaque 0 dégrée

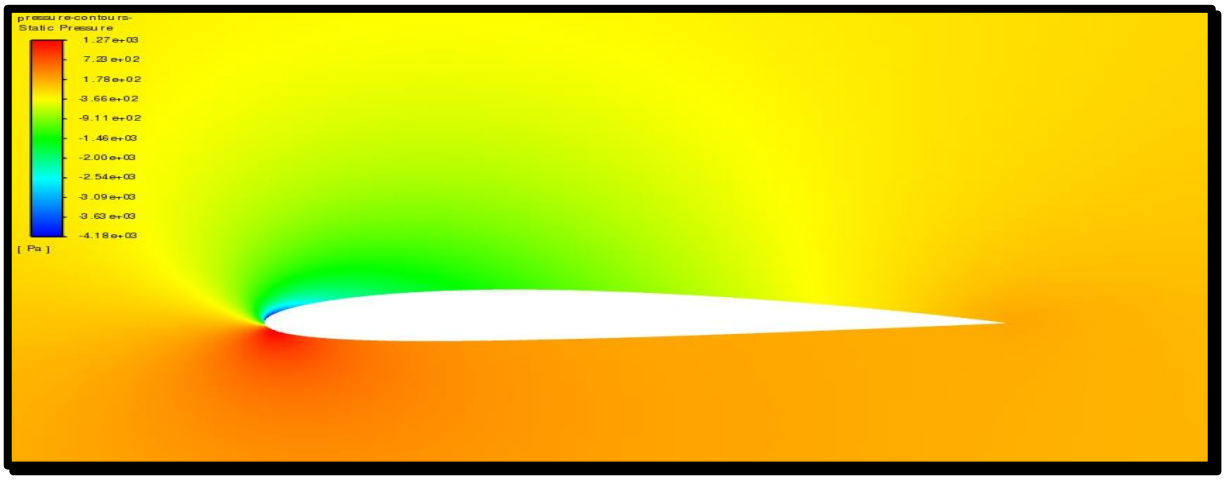


Figure IV.24. Contours de la pression pour un angle d'attaque 5 dégrée

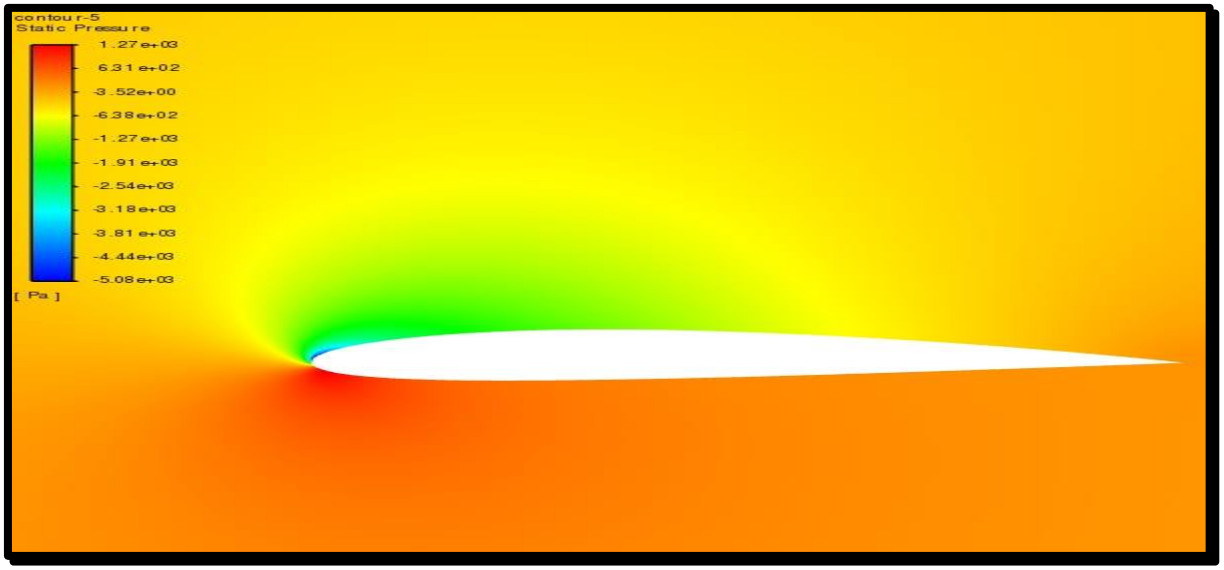


Figure IV.25. Contours de la pression pour un angle d'attaque 8 dégrée

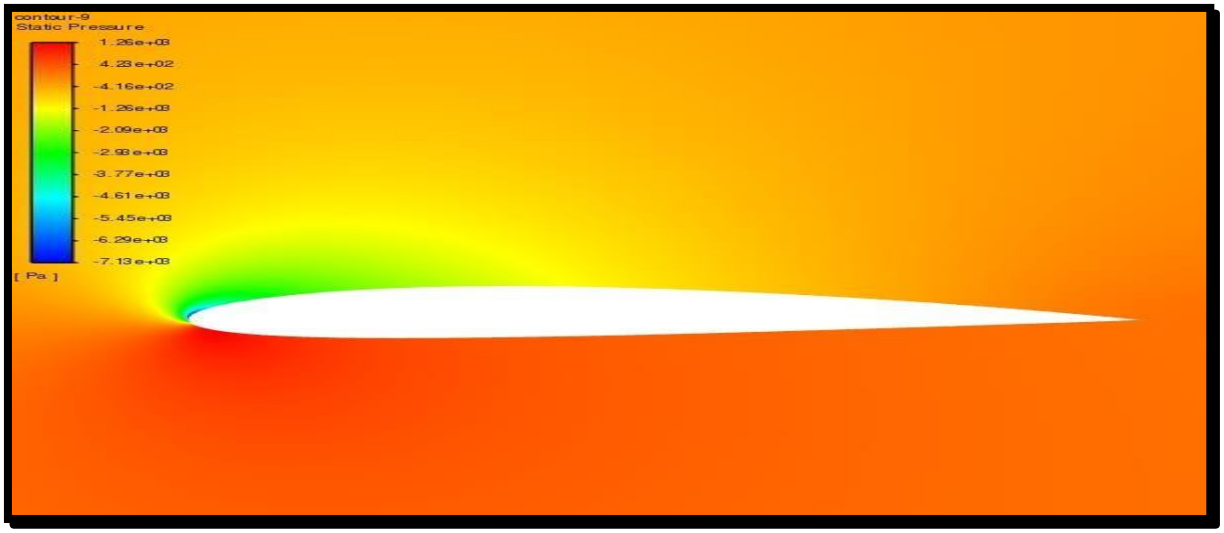


Figure IV.26. Contours de la pression pour un angle d'attaque 11 dégrée

Les figures IV.20- IV.23 représentent les contours de pression pour les différents angles. Nous remarquons que nous avons une pression plus élevée à l'Extrados et une pression plus faible à l'intrados. Ainsi, lorsque nous avons une basse pression, c'est que la surface supérieure des profils aérodynamiques est poussée vers le haut, parce qu'il est absorbé par la basse pression. Alors qu'à L'extrados, La zone verte représente la pression positive que nous devrions obtenir. C'est pourquoi nous obtenons une sorte de force ascendante et une force de poussée venant du bas, ce qui se traduit par une force de portance.

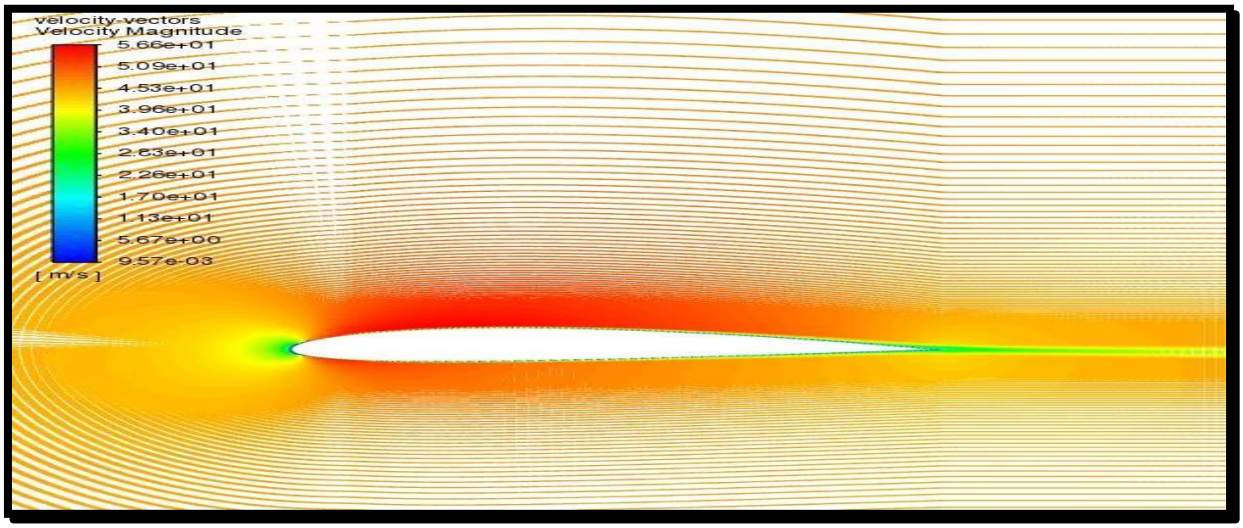


Figure IV.27. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 0 dégrée

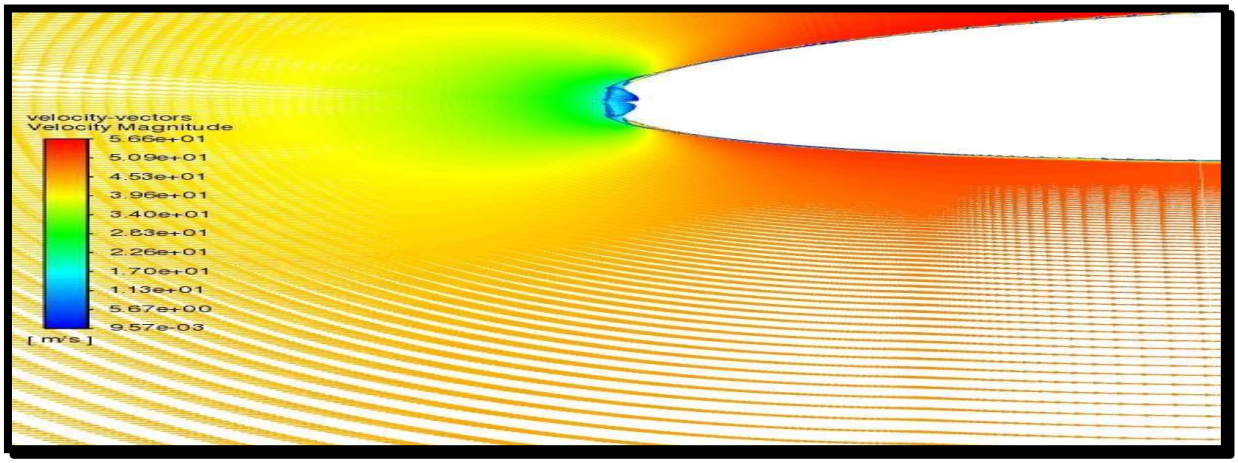


Figure IV.28. Vecteur de vitesse avec un scalaire 0,01

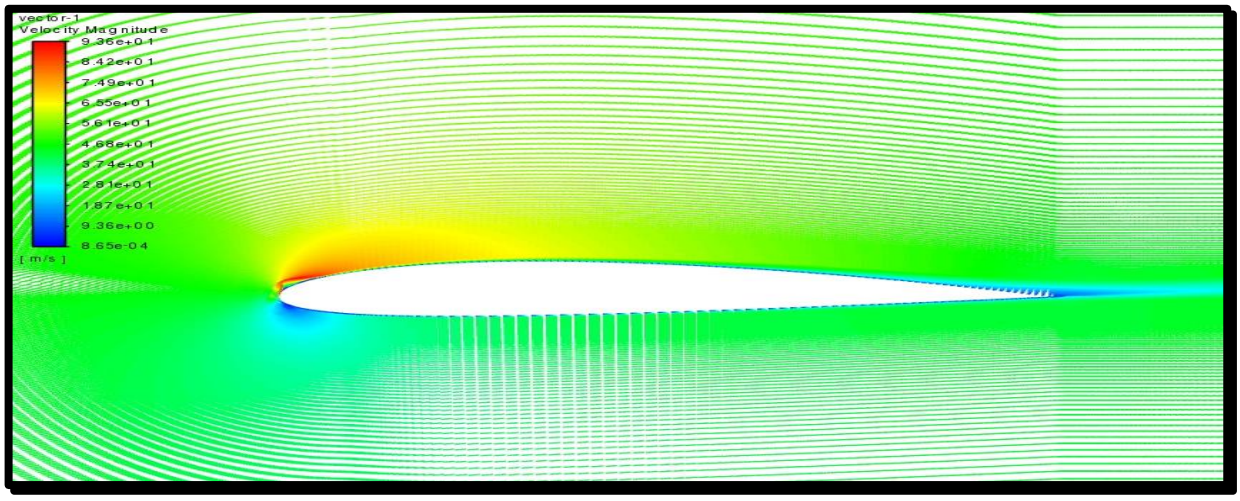


Figure IV.29. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 5 dégrée

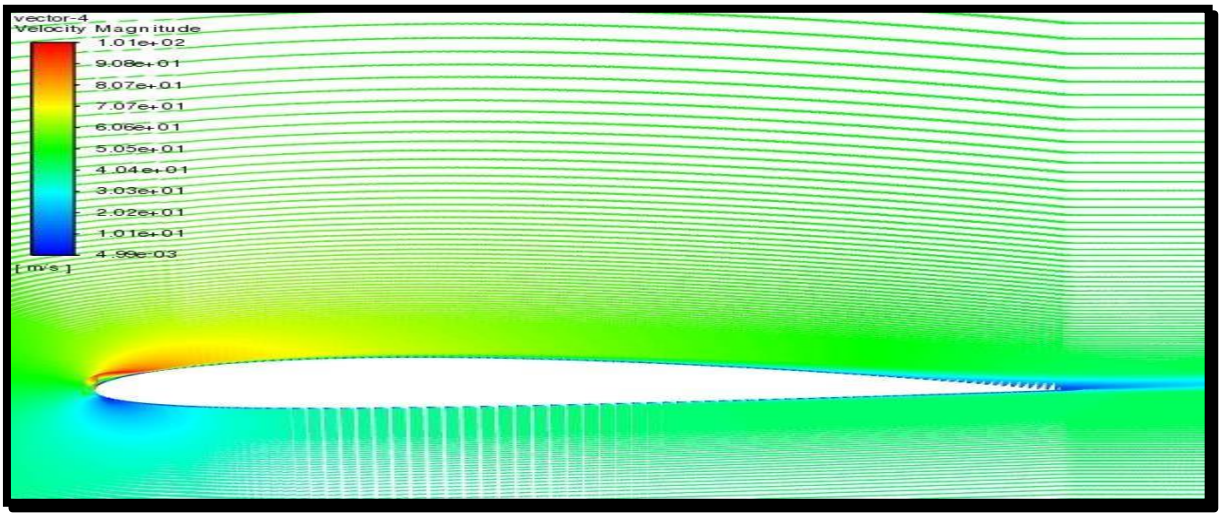


Figure IV.30. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 8 dégrée

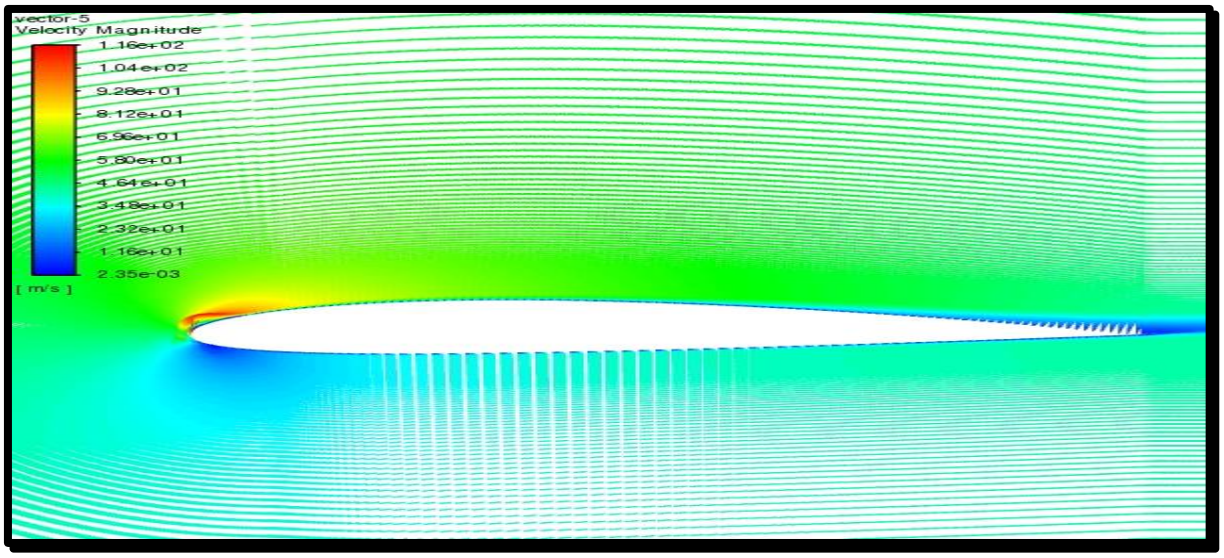


Figure IV.31. Vecteurs de vitesse pour un angle d'attaque 11 dégrée

Les figures IV.24-IV.28 représentent les vecteurs de vitesse pour les différents angles. On observe que l'écoulement d'air rencontre une zone de stagnation à l'avant du profil. Cependant, il ne s'agit pas d'une recirculation du fluide, mais plutôt d'une région où l'air est pratiquement immobile. Ensuite, l'écoulement passe au-dessus de cette zone de stagnation et continue son chemin le long du profil aérodynamique. Bien entendu, en raison de la condition de non-glissement, la vitesse de l'air est nulle au niveau de la paroi solide, conformément aux lois de la mécanique des fluides.

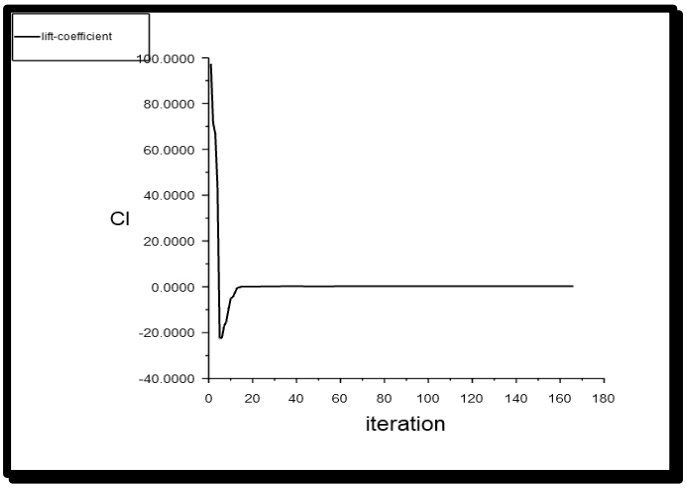


Figure IV.32. Coefficient de portance

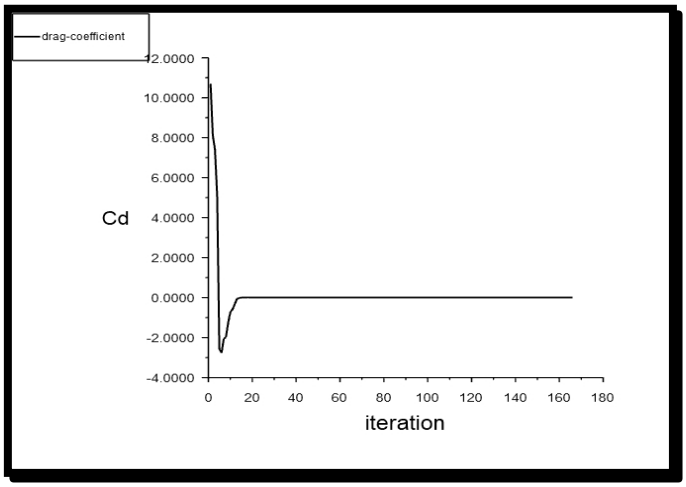


Figure IV.33. Coefficient de traînée

Pour 5 Dégrée :

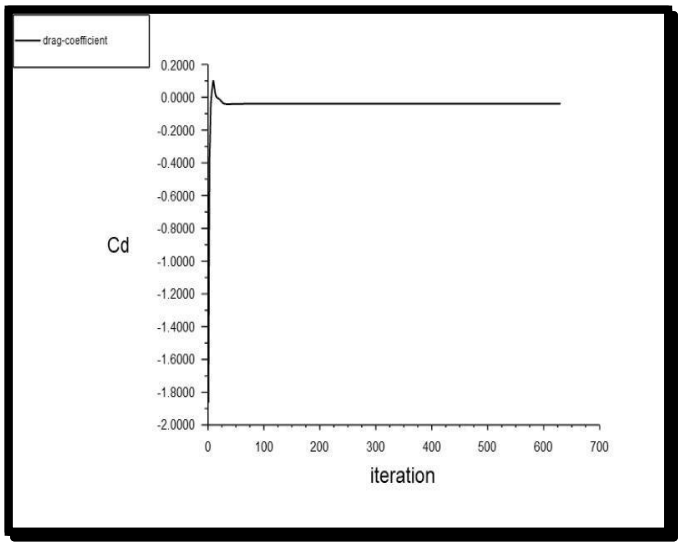


Figure IV.34 Coefficient de traînée

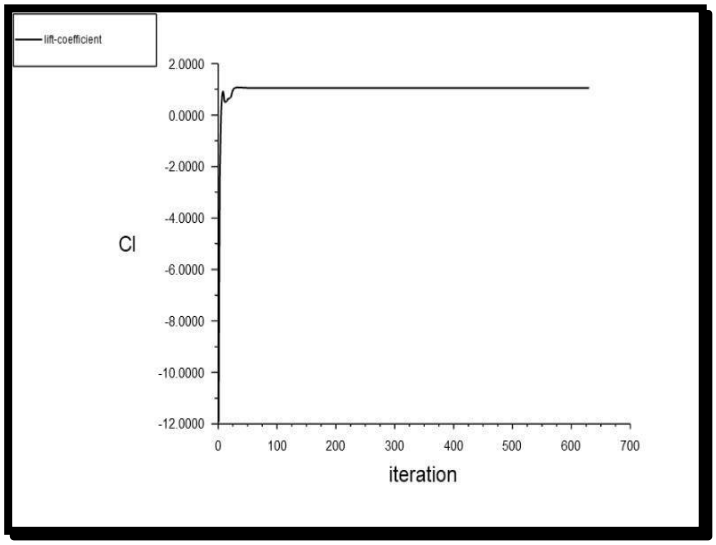


Figure IV.35 Coefficient de portance

Pour 8 Dégrée :

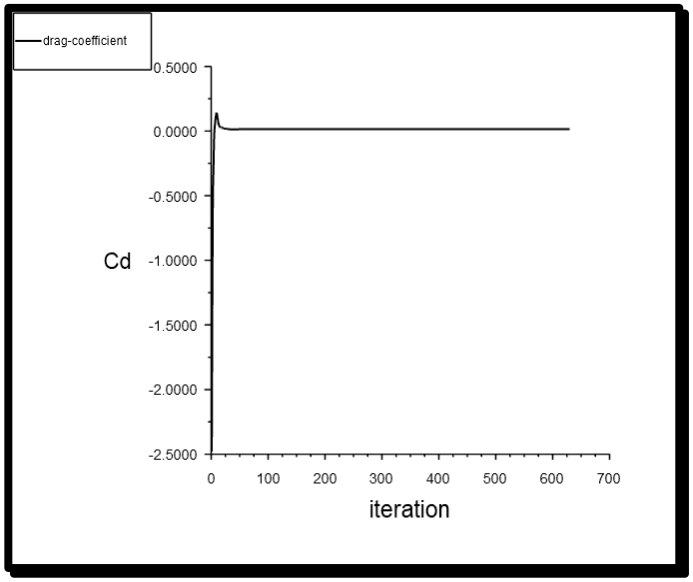


Figure IV.36. Coefficient de traînée

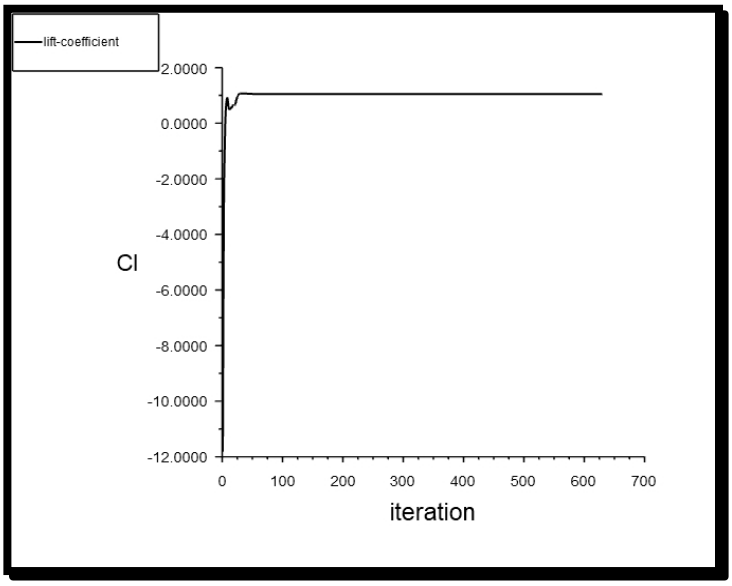


Figure IV.37. Coefficient de portance

Pour 11 dégrée :

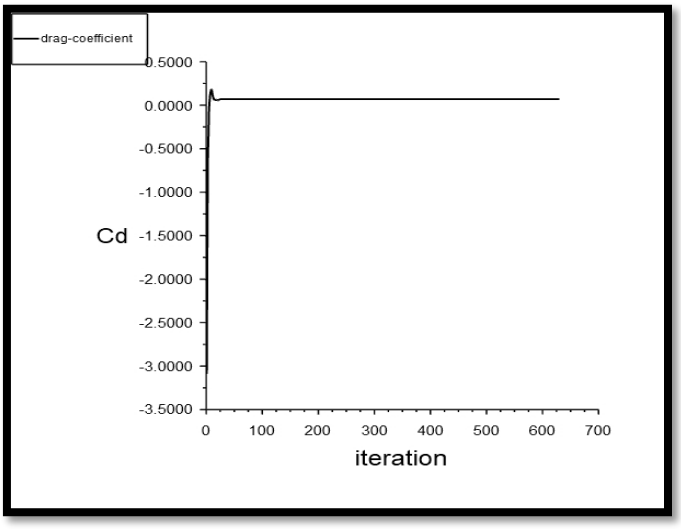


Figure IV.38. Coefficient de traînée

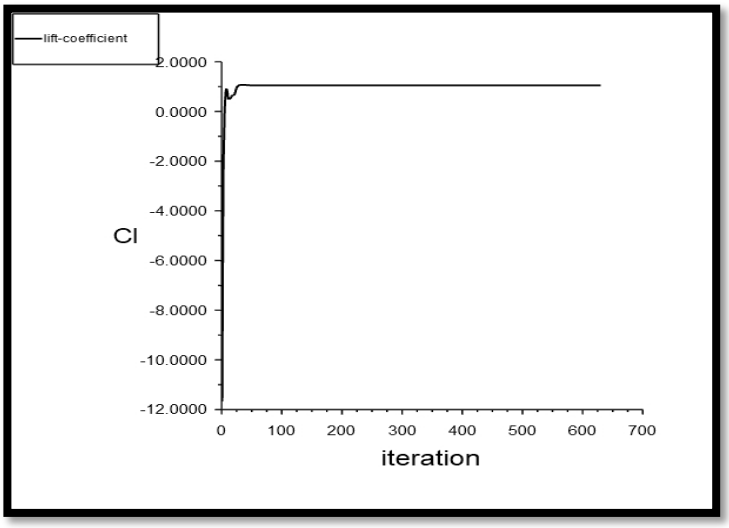
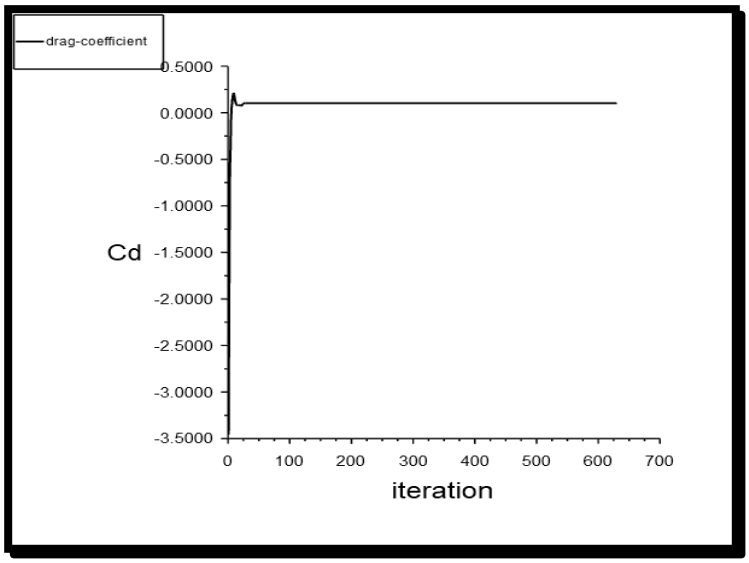


Figure IV.39 Coefficient de portance

Pour 13 Dégrée :



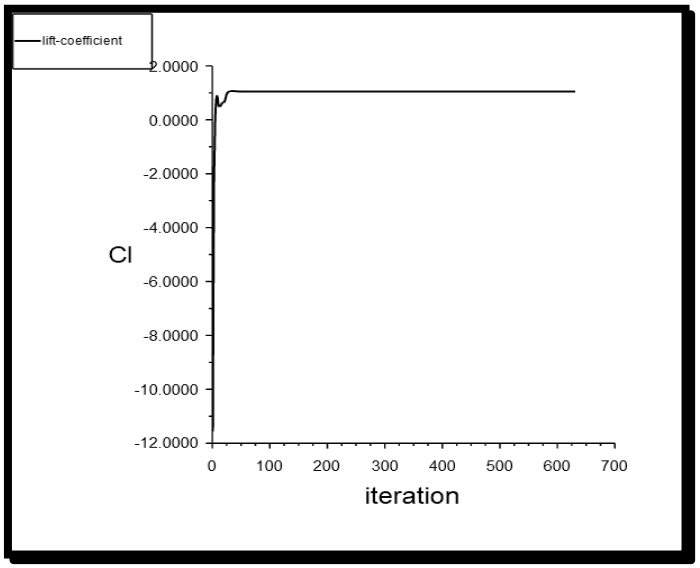


Figure IV.40. Coefficient de traînée **Figure** IV.40. Coefficient de portance

Nous remarquerons que les résidus continueront de diminuer, mais les coefficients de portance et de traînée ont tendance à converger beaucoup plus tôt, donc pour des coefficients de portance et de traînée précis, nous n'aurons peut-être besoin plus de quelques centaines d'itérations avant que la valeur de la portance et de la traînée ne change pas trop, nous pouvons donc voir que les coefficients de portance et de traînée n'ont pas changé depuis un moment.

Tableau IV.1 Cx et Cz par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 2412

Angle d'attaque	Coefficient de portance	Coefficient de traînée
0	0.901	-2.8
5	0.962	0.1
9	0.983	0.125
11	0.999	0.11
13	1	0.20

On constate que le coefficient de portance et le coefficient de trainée augmentent lorsque l'angle d'incidence augmente, car la surface exposée à la direction de l'écoulement de l'air augmente et cela provoque l'augmentation de la force de résistance à l'air (force de portance et de trainée).

Conclusion générale

Conclusion générale :

Les efforts de recherche des aérodynamiciens ont constamment visé à identifier des principes fondamentaux permettant d'améliorer les performances aérodynamiques. Une approche clé consiste à exploiter l'idée de modification de l'angle d'attaque. Cette stratégie est désormais largement utilisée dans la conception des nouvelles configurations aérodynamiques, où l'on fait varier l'angle d'attaque pour optimiser les caractéristiques de l'écoulement autour des surfaces portantes.

L'objectif de ce travail est de démontrer l'effet de l'angle d'attaque sur le soulèvement de l'aile d'un avion pendant l'écoulement en utilisant les outils de la CFD.

Les simulations numériques ont été faite avec ANSYS Fluent R2021 en modifiant l'angle d'attaque et on a obtenu de bon résultats et satisfaisants en le comparant avec ce qui est dans la littérature.

Après avoir effectué des simulations numériques, il a été constaté que lorsqu'on modifie l'angle d'attaque, le coefficient de traînée et le coefficient de portance changent inévitablement. On observe plus l'angle d'attaque augmente, plus le coefficient de portance augmente, et c'est ce que nous voulons. Par conséquent, on conclut que l'angle joue un rôle important dans l'amélioration des coefficients de portance et de traînée.

Comme perspective, on souhait refaire ce travail expérimentalement en introduisant quelque modification sur ce type de profil d'aile.

Références bibliographiques

[1] INO PARASCHIVOIU, 1998. Livre aérodynamique subsonique page 3 : aérodynamique subsonique édition de l'école polytechnique de Montréal

[2] https://bu.umc.edu.dz/theses/gmecanique/HAD7298.pdf

[3] Abbott I. H. et Von Donehoff A. F, 1959. Dover: Theory of Wing Sections

[4] KIAS Dyhia, 2017-2018. Tizi-Ouzou, mémoire de fin d'étude : Optimisation dans la détermination d'un profil Cambré et dans le calcul de ses caractéristiques aérodynamiques

[5]http://www.odpf.org/images/archives_docs/11eme/memoires/gr-10/memoire.pdf

http://tpeaerodynamisme.free.fr/analyse.htm

http://aerodynamique.chez.com/profil.html

[6] Merabet Amel, Thèse de Doctorat en Génie Mécanique : Analyse des caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion de différents profils sous l'effet des vitesses subsoniques

[7] Merabet Amel, Thèse de Doctorat en Génie Mécanique : Analyse des caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion de différents profils sous l'effet des vitesses subsoniques

[8] Thomson J.J. (Lord Kelvin), 1880. Phil. Mag., 10, 155-168: Vibrations of a columnar vortex

[9]http://pedagogie.ac-limoges.fr/ciras/IMG/pdf/1_-_amv_-_bia_eleve_2016.pdf

[10] Mragank Pratap Singh, Dr. Mahendra Singh Khidiya, Sahil Soni: CFD Simulation of an Airfoil at different Angle of Attack

[11] MD. Safayet Hossain1, Muhammad Ferdous Raiyan2, Mohammed Nasir Uddin Akanda3, Nahed Hassan Jony: A COMPARATIVE FLOW ANALYSIS OF NACA 6409 AND NACA 4412 AEROFOIL

[12] TEBBICHE H., GAOUIR N., BOUTOUDJ M. S : AMELIORATION DES PERFORMANCES

AERODYNAMIQUES DU PROFIL NACA 4412 PAR DES GENERATEURS DE TOURBILLONS

[13] Anagha S Gowda: Comparaison of Aérodynamique Performance of NACA 4412 and 2412 using Computational Approach

[14] Abdelghany ES1, Abdellatif OE2, Elhariry G3 and Khalil EE4: NACA653218 Airfoil Aerodynamic Properties

[15] Radhakrishnan P M1, Dheepthi M2: CFD Analysis of NACA2415 and23012 Airfoil

[16] Novel Kumar Sahu, Mr.Shadab Imam, April 2015. Issue 4: Analysis of Transonic Flow over an
AirfoilNACA0012 using CFD

[17] C. Hafien, A. Bourehla, T. Lili, 2013. Bordeaux : Simulation numérique d'un écoulement autour d'un profil d'aile muni d'un volet poreux

[18] MOHAMED Hafez and Essam Wahba, 2007, Journal of Computers & Fluids, vol.36, pp 39-52: Simulations of viscous transonic flows over lifting airfoils and wings

[19] Varatharajan R Madhanraj et Dilip A Shah: CFD Analysis of NACA 2421 Aerofoil at Several Angles of Attack

[20] Equipe aéronautique France, 2003. Cours aérodynamique et mécanique du vol (TOME II)

[21]https://www.google.com
(11.03.2024§13 :20)

[22] Van Dam C.P., Vijgen P.M.H. W., Holmes B. J, 28 (4)1991. AIAA Journal of aircraft: Aerodynamic characteristics of Grescent and elliptic wings at high angles of attack

[23] Franck Richecoeur, 2002. "Mécaniques des fluides (aérodynamique). Équation générale, écoulement laminaire et turbulent autour d'un profil, couche limite"

[24] Thiery Faure. 2007. Maison dunod, Université Paris 6-Piere-et-Marie-Curie : Dynamique des fluides appliqués (Application à l'aérodynamique)

[25] Raymond Comolet, 1999. Maison dunod, Université Paris 6-Piere-et-Marie-Curie : Mécanique expérimentale des fluides (dynamique des fluides réels, turbomachines)

[26] B. ARAB et L. BOUKAOUMA, UMMTO 2013/2014. Mémoire de Fin d'étude : Effets De L'inclinaison Des Pâles De L'éolienne Darrieux Sur Ses Performances Aérodynamiques

[27] Comolet. R, 1994. Edition MASSON : Mécanique des fluides expérimentaux

[28] https://www.univ-usto.dz/images/coursenligne/airo_lo.pdf

[29] ION Paraschivoiu, 1998. Canada, Editions de l'école polytechnique de Montréal (Québec) : Aérodynamique subsonique

[30] R. BAAHMED et S. BELLABIOD, UMMTO 2012. Mémoire de Fin d'étude : Conception théorique d'un Profil NACA de type JOUKOVSKI et détermination analytique et numérique de ses caractéristiques aérodynamiques

[31]https://www.google.com

[32] Farés AIT-ALI, 2019. Blida : Etude du décrochage aérodynamique d'une aile d'avion symétrique dans un écoulement turbulent à régime transsonique.

[33]https://www.google.com

(consulté le 21/03/2024)

[34] SANAH Nabil. Mr. HASNI Mhamed ,2010/2011. Mémoire pour l'obtention du diplôme d'ingénieur d'état en Aéronautique : SIMULATION NUMERIQUE ET ETUDE DYNAMIQUE DU DRONE SHADOW_200

[35] https://fr.wikipedia.org/wiki

[36] BENYAHIA OUAHIBA ,2017. Université M'hamed Bougara de Boumerdès, mémoire de fin d'étude : Analyse des performances d'éoliennes sur un Banc d'essai ; Simulation sous ANSYS et SolidWorks

[37] BENCHARIF, 2013. Mémoire de Master, université de Biskra : Variation des paramètres mécaniques pour l'optimisation du rendement d'une éolienne

[38] https://www.google.com

[39] KHELAIFIA SELMA. Blida, Octobre 2018. Mémoire de fin d'étude : Simulation numérique de l'effet des dispositifs hypersustentateurs sur le profil NACA 4412