

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTÈRE DE L'ENSEIGNEMENT SUPÉRIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE
CENTRE UNIVERSITAIRE SALHI AHMED – NAAMA



INSTITUT DES SCIENCES ET TECHNOLOGIES
DÉPARTEMENT DE TECHNOLOGIE

MÉMOIRE

En vue de l'obtention du diplôme de **Master** en :

Génie Mécanique

Option : Énergétique

Intitulé :

ETUDE DE L'INFLUENCE DE L'ANGLE D'INCIDENCE SUR LE COMPORTEMENT AERODYNAMIQUE DU PROFIL NACA 2412

Présenté par :

➤ METI Rekia

Soutenu le : ...28/06/2020..... devant le Jury :

| | | | |
|---------------------------|------------|-----------------------------------|---------------------|
| <i>M. Taibi Bouziane</i> | <i>MCB</i> | <i>Centre Universitaire Naâma</i> | <i>Président</i> |
| <i>M. DJAFRI Mohammed</i> | <i>MCA</i> | <i>ESTA / Dar el Beida Alger</i> | <i>Encadreur</i> |
| <i>M.KHATIR Tawfiq</i> | <i>MCA</i> | <i>Centre Universitaire Naâma</i> | <i>Co-Encadreur</i> |
| <i>M.Bendaho Djeloul</i> | <i>MCB</i> | <i>Centre Universitaire Naâma</i> | <i>Examineur</i> |

Naama – Algérie - 2020

REMERCIEMENTS

Mes remerciements premiers et les plus sincères mon encadreur , pour son support, sa disponibilité pour tout le temps qu'il m'a consacré et qu'il me fait savoir, son implication et aussi pour m'avoir transmis une partie de son enthousiasme, de sa rigueur et de sa passion pour ce projet.

Mes remerciements également tous les membres du jury qui ont accepté de m'honorer de leur présence et de juger mon travail.

Mes remerciements ne seraient pas complets sans mentionner ma mère qui m'a soutenu et encouragé tout le long de mes études.

Et pour finir, je passe une dédicace spéciale à mon père rahimahou Allah

Je terminerai en exprimant ma reconnaissance la plus sincère à mes frères, ma sœur

Enfin, j'espère du fond du cœur que tout ce petit monde, mon monde à moi, trouve ici un mot de reconnaissance, et que chacun se reconnaisse en ce qui le concerne. J'espère aussi que L'effort déployé dans le présent travail réponde aux attentes des uns et des autres.

Merci a tous

Dédicace

*Cette thèse est dédiée à ma maman, qui m'a toujours poussé
et motivé dans mes études.*

Sans elle, je n'aurais certainement pas fait d'études longues.

Cette thèse représente donc

l'aboutissement du soutien et des encouragements qu'elle

m'a prodigués tout au long de ma

scolarité. Qu'elle en soit remerciée par cette trop modeste

dédicace.

METI Rekia

| | |
|----------------------------|----|
| Dédicace | |
| Remerciements | |
| Liste des figures | |
| Liste des tableaux | |
| Nomenclature | |
| Introduction générale..... | 03 |

CHAPITRE I : Généralités sur l'aérodynamique des avions

| | |
|---|----|
| I.1.AERODYNAMIQUE | 04 |
| I.2.FORCE AGISSAN SUR L'AVION..... | 04 |
| I.3. PROFILE AERODYNAMIQUE..... | 06 |
| I.3.a-Références d'un profil | 06 |
| I.3.b-Caractéristique géométrique d'un profil | 07 |
| I.4.DIFFERENTES FORMES DE PROFILS | 08 |
| I.5. Forces Aérodynamique | 08 |
| I.5.1. Résultante aérodynamique | 08 |
| I.5.2. La portance | 09 |
| I.6. Traînée | 13 |
| I.6. Types de traînée | 14 |
| I.7. La polaire | 15 |
| I.7.1 Points remarquables de la polaire | 16 |
| I.8. NOTIONS D'ÉCOULEMENTS..... | 16 |
| I.8.1. Écoulement en deux dimensions | 17 |
| I.8.2. Régime d'écoulement | 17 |
| I.9. Couche limite | 18 |
| I.9.1 Influence de la vitesse | 19 |
| I.9.2. Influence de l'incidence..... | 19 |

CHAPITRE II : Modélisation numérique

| | |
|---|----|
| II.1.Introduction | 20 |
| II.2. Les différents types d'écoulements..... | 20 |
| II.2.1.Ecoulement compressible et incompressible..... | 20 |
| II.2.2.Ecoulement stationnaire et instationnaire | 21 |
| II.2.3.Ecoulement laminaire et turbulent | 21 |
| II.2.4.Ecoulement irrotationnels | 22 |
| II.3.Les équations fondamentales de la mécanique des fluides..... | 22 |
| II.3.1.Equation de continuité | 23 |
| II.3.2.Equation de quantité de mouvement | 23 |
| II.4.modélisation de turbulence | 23 |
| II.4.1.définition d'un modèle | 23 |
| II.4.2.La simulation numérique directe | 24 |
| II.4.3.La simulation des Grandes Echelles | 24 |
| II.4.4.La modélisation statique | 24 |
| II.5.Les différents modèles | 24 |
| II.5.1.modèle turbulence : modèle k | 25 |
| II.5.2.équation de transport pour le modèle k | 25 |

| | |
|---|----|
| II.5.3.la viscosité turbulente | 25 |
| II.5.4.constante modèles | 26 |
| II.6.Méthode Numérique | 26 |
| II.6.1. Introduction | 26 |
| II.6.2. La méthode des volumes finis | 26 |
| II.6.2.1. principe de la méthode des volumes finis..... | 26 |
| II.6.2.2. Discrétisation des équations gouvernantes | 27 |
| II.6.2.3. forme générale de la propriété | 31 |
| II.7.Etapes modélisation numérique | 31 |
| II.7.1.Présentation Ansys CFX | 31 |
| II.7.2.Solidworks | 32 |
| II.7.3.Génération du maillage | 33 |
| II.7.4. flow simulation | 34 |
| II.7.5. Solveur | 34 |
| II.7.6. visualisation des résultats | 35 |

CHAPITRE III : Résultats et discussions

| | |
|--|----|
| III.1.Introduction | 36 |
| III.2.Caractéristiques | 36 |
| III.3.Evolution de la vitesse | 38 |
| III.4.Evolution de la pression | 40 |
| III.5.Coefficient de portance | 42 |
| Conclusion générale | |
| Références bibliographiques | |

CHAPITRE I : Généralités sur l'aérodynamique des avions

| | |
|--|----|
| Fig.I.1 : poids d'avion | 04 |
| Fig.I.2 : force du sustentation de l'avion (portance Fz)..... | 04 |
| Fig.I.3 : Force du propulsion de l'avion (poussée) | 05 |
| Fig. I.4 : Force de résistance à l'air de l'avion (Trainée Fx)..... | 05 |
| Fig .I.5 : Force du sustentation de l'avion (portance Fz)..... | 06 |
| Fig .I.6 : propriétés profil d'aile | 06 |
| Fig .I.7 : rayon profil d'aile | 07 |
| Fig .I.8 : corde profil d'aile | 07 |
| Fig .I.9 : Forces aérodynamique agissant sur le profil d'aile | 09 |
| Fig .I.10 : Relation entre portance et angle d'incidence | 10 |
| Fig. I.11 : Zones de dépression sue le profil en fonction de l'angle d'incidence | 10 |
| Fig. I.12 : courbe portance versus angle d'incidence | 10 |
| Fig. I.13 : influence des volets sur la portance | 11 |
| Fig. I.14 : Influence du bord d'attaque sur la portance | 12 |
| Fig. I.15 : Influence de la flèche sur la portance | 12 |
| Fig I.16 : Influence de l'allongement sur la portance | 13 |
| Fig. I.17 : Courbe de la trainé $C_x = (\alpha)$ | 14 |
| Fig. I.18 : évolution de la polaire d'un profile d'aile | 16 |
| Fig.I.19 : Représentation d'un écoulement | 16 |
| Fig.I.20 : Evolution de fluide convergent divergent | 17 |
| Fig.I.21 : types d'écoulements..... | 18 |
| Fig.I.22 : Evolution de la couche limite autour d'un profil | 18 |
| Fig.I.23 : Evolution de la couche limite sous l'effet de la vitesse | 19 |
| Fig.I.24 : Influence de l'incidence sur la couche limite | 19 |

CHAPITRE II :modélisation numérique

| | |
|---|----|
| Fig.II.1 :Ecoulement laminaire et turbulent | 22 |
| Fig.II.2 : volume de contrôle dans un maillage tridimensionnel non orthogonal | 27 |
| Fig.II.3 : Représentation d'un volume de contrôle 2D..... | 28 |
| Fig.II.4 : point d'intégration dans un élément d'un volume de contrôle | 30 |
| Fig. II.5 : étapes modélisation sur solidwork flow simulation | 32 |
| Fig. II.6 : Création de la géométrie de l'aile | 32 |
| Fig.II.7 : Création du domaine air de la simulation | 32 |
| Fig.II.8 : Maillage de la géométrie et le domaine | 33 |
| Fig.II.9 : résolution du problème à l'aide du solveur | 33 |
| Fig.II.10 : Visualisation des résultats | 34 |
| | 35 |

CHAPITRE III : Résultats et discussion

| | |
|--|----|
| Fig III.1 : Organigramme de la modélisation du comportement aérodynamique du profil d'aile | 36 |
| Fig .III.2 : profil NACA 2412..... | 37 |
| Fig. III.3 : Evolution de la vitesse en fonction de l'angle d'incidence | 40 |
| Fig. III.4 : Evolution de la pression en fonction de l'angle d'incience | 42 |
| Fig. III.5 : Evolution de la portance en fonction de l'angle d'incidence | 43 |

Nomenclature

| | | |
|------------|---|-------------------------------------|
| ρ | | |
| e | Distance entre les deux surfaces | m |
| h | Coefficient de transfert de chaleur par convection | $\text{W/m}^2 \cdot ^\circ\text{C}$ |
| h_g | Coefficient d'échange par convection entre le fond du piston et les gaz de combustion | |
| h_s | Echange par convection film d'huile segments | |
| h_j | Echange par convection film d'huile-jupe | |
| h', h_i | Echange par convection huile projetée, jupe, bossages internes | |
| p | Energie de la source interne au matériau | W/m^3 |
| R_{th} | Résistance thermique de conduction | $^\circ\text{C/W}$ |
| S | Surface | m^2 |
| S | Aire de la surface de contact solide/fluide | m^2 |
| T_p | Température des surfaces solides | $^\circ\text{C}$ |
| T_g | Température des gaz de combustion | $^\circ\text{C}$ |
| T_∞ | Température du milieu environnant la surface | $^\circ\text{C}$ |
| V | Vitesse moyenne d'écoulement à travers la section considérée | m/s |

Notations Grecques

| | | |
|------------|---|------------------|
| α_n | Coefficient considéré constant par approximation dont l'usage est limité à certaines températures | K |
| Δs | La variation de la sortie électrique | $^\circ\text{C}$ |

Δt Δm : La variation duresurande

S

$R(T)$: résistance à la température T ; **R_0** : résistance nominale ; **a** et **b** : constant utilisées pour mettre à l'échelle le RTD.

R_T : Est la résistance (en ohms) du capteur à la température cherchée (en kelvins).

T_n : Est une température où la résistance est déjà connue, proche de la température T cherchée.

R_0 : Est la résistance annoncée à une température de référence T_0 (souvent 25 °C).

: (En %/K) et (en kelvins) sont des coefficients considérés constants par approximation dont l'usage est limité à certaines températures

Avec U_T la tension aux bornes de la thermistance, U_R la tension aux bornes de la résistance et U la tension entre le haut et le bas du diviseur.

RÉSUMÉ

Le but de cette étude est d'évaluer numériquement l'effet de l'angle d'incidence sur le comportement aérodynamique de l'écoulement de l'air autour du profil aile d'avion type NACA 2412. L'écoulement utilisé dans la simulation est considéré laminaire, incompressible et sans transfert thermique. Le module FLOWSIMULATION du logiciel (CAO) SOLIDWORKS, a été utilisé pour résoudre le système d'équations régissant l'écoulement autour du profil. D'après l'analyse faite pour différents angles d'incidences, la variation de la portance du profil est liée à la forme du profil et ses caractéristiques. De plus cette forme géométrique permet d'avoir un angle de décrochage plus élevé que d'autres formes.

ABSTRACT

The aim of this study is to evaluate numerically the effect of the angle of attack on the aerodynamic behavior of the air flow around the wing profile of aircraft type NACA 2412. The flow used in the simulation is considered laminar, incompressible and without thermal transfer. The FLOWSIMULATION module of the SOLIDWORKS CAD software was used to solve the system of equations governing the flow around the profile. According to the analysis made for different angles of attack, the variation in the lift of the profile is linked to the shape of the profile and its characteristics. In addition, this geometric shape allows for a higher dropout angle than other shapes.

Keywords:

ملخص

الملخص

الهدف من هذه الدراسة هو تقييم أثر زاوية السقوط عددًا على السلوك الديناميكي الهوائي لتدفق الهواء حول المظهر الجانبي للطائرة من نوع NACA 2412. التدفق المستخدم في المحاكاة هو تعتبر صفائحية وغير قابلة للانضغاط وبدون انتقال حراري. تم استخدام وحدة FLOWSIMULATION لبرنامج SOLIDWORKS CAD لحل نظام المعادلات الذي يحكم التدفق حول الملف الشخصي. وفقًا للتحليل الذي تم إجراؤه لزاوية الورد المختلفة ، يرتبط التباين في رفع المظهر الجانبي بشكل الملف الشخصي وهذه الخصائص. بالإضافة إلى ذلك ، يسمح هذا الشكل الهندسي بزاوية تسرب أعلى من الأشكال الأخرى.

INTRODUCTION GENERALE

Généralement une aile génère une portance vers le haut en raison de la différence de pression dans le sens de l'envergure entre ses surfaces supérieure (extrados) et inférieure (intrados) qui diminue aux extrémités des ailes. Par conséquent, un mouvement circulaire se forme autour de l'extrémité de l'aile et se développe en tourbillons qui se déplacent en aval du bord de fuite avec un champ de vitesse vers le bas.

L'angle d'attaque ou d'incidence est l'angle qui permet à l'aile d'avoir une portance élevée ou exactement qui permet la sustentation de l'avion vers le haut. Par ailleurs de nombreux auteurs ont étudié l'influence de cet angle sur l'évolutions des caractéristiques dynamiques de différents profils d'ailes aux moyens expérimentale (soufflerie aérodynamique) et numérique en utilisant les codes de calcul à base de volumes finis.

Le but de ce travail est d'étudier l'influence de l'angle d'incidence sur le comportement aérodynamique du profil d'aile type NACA2412 à l'aide du module de simulation fluide (FLOW SIMULATION) du logiciel SOLIDWORKS. A cet effet le présent travail est divisé sur trois chapitres dont :

- Le premier chapitre est consacré aux généralités sur l'aérodynamique des ailes d'avions, les forces agissant sur l'avion et les caractéristiques des profils d'aile.
- Le deuxième chapitre est réservé pour la simulation numérique, il traite les équations régissant l'écoulement entourant le profil. En plus il contient la procédure détaillée et les étapes du module de simulation fluide de SOLIDWORKS.
- Le troisième chapitre est destiné aux traitements des résultats obtenus par la simulation, l'interprétation des graphes et la validation.

Et enfin ce travail est clôturé par des conclusions et perspectives.

I.1 AERODYNAMIQUE

L'étude de la mécanique du vol et de l'aérodynamique permet de comprendre pourquoi un avion de plusieurs tonnes peut voler. De plus, elle va permettre de comprendre comment est conçu un avion et pourquoi les constructeurs lui donnent certaines formes. En effet il existe différentes formes d'ailes (ailes elliptiques, ailes rectangulaires, ailes en flèche), il existe des avions avec des ailes hautes et des ailes basses, des empennages en T, des empennages en X et V

D'un point de vue un peu plus pratique, une bonne maîtrise de la mécanique du vol permettra de comprendre et donc de mieux appréhender tous les phénomènes aérodynamiques en vol tels que le pilotage de base, comprendre l'utilisation des différentes vitesses opérationnelles mais aussi de comprendre les limitations d'un avion. L'étude sera poussée jusqu'au vol transsonique et supersonique.

L'aérodynamique, du grec: aéro = air et dynamique = force, est une science qui étudie les forces régissant les mouvements des corps dans l'air (gaz).L'histoire de l'aérodynamique compte environ une centaine d'années durant lesquelles l'aérodynamique a accumulé des connaissances riches qui s'appliquent dans les domaines construction des avions, construction des missiles , l'artillerie.

L'aérodynamique constitue la base théorique pour l'aviation moderne. En effet, ses lois se basent sur la théorie des ailes et les hélices, la mécanique de vol, le calcul de la stabilité et la maniabilité des aéronefs.

I.2 FORCES AGISSANT SUR L'AVION

La majeure partie de l'étude de la mécanique du vol va s'articuler autour de quatre Forces. La première force qui s'applique sur l'avion, et qui sera toujours présente, sera son poids, Figure I.1.



Figure I.1 : Poids avion

Pour faire voler l'avion, il faut une force qui permette de contrer son poids : la **portance**. Nous le verrons plus tard, la portance sera toujours égale au poids, Figure I.2.

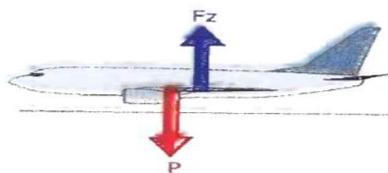


Figure I.2 : Force de sustentation de l'avion (portance F_z)

Pour créer cette portance, il va falloir que l'avion ait de la vitesse. Cette vitesse sera créée par le moteur par l'intermédiaire de l'hélice ou du réacteur, Figure I.3. C'est la *poussée* ou (la **tractation**)

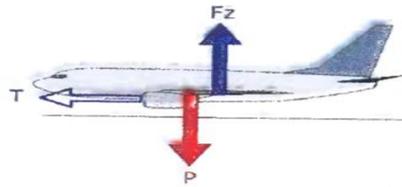


Figure I.3 : Force de propulsion de l'avion (poussée)

Cette vitesse nécessaire à la création de la portance, ainsi que la portance elle-même génèrent une force qui s'oppose au déplacement de l'avion : La *trainée*. Cette force de trainée sera toujours égale à la poussée, Figure I.4.

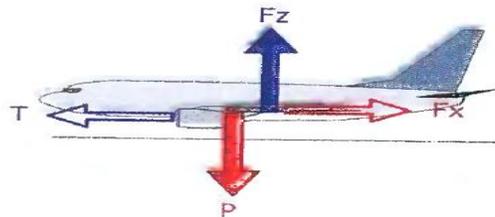


Figure I.4 : Force de résistance à l'air de l'avion (Trainée F_x)

En vol l'avion évolue autour de ses trois axes, qui passent par le centre de gravité, Figure I.5 :

- L'axe longitudinal (ou axe de roulis) : c'est l'axe qui joint le nez de l'avion et la queue de l'avion. Lorsque l'avion évolue autour de cet axe, il effectue un mouvement de roulis.
- 2-l'axe latéral (ou axe de tangage): c'est l'axe qui joint les deux extrémités des ailes (les saumons) de l'avion. Lorsque l'avion évolue autour de cet axe, il effectue un mouvement
- 3-l'axe normal (ou axe de lacet) : C'est l'axe qui est perpendiculaire aux deux autres. L'avion évolue autour de cet axe, il effectue un mouvement de lacet.

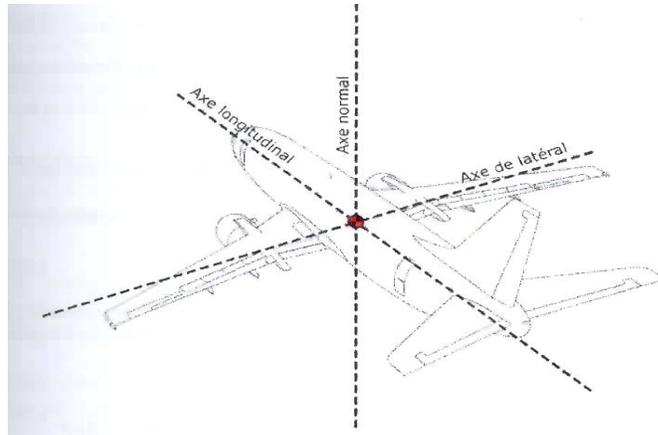


Figure I.5 : Force de sustentation de l'avion (portance F_z)

I.3 PROFILE AERODYNAMIQUE

C'est la section de l'aile par un plan parallèle au plan de symétrie de l'avion, Figure I.6.

- **Extrados** : Dessus du profil. **E**
- **Intrados** : Dessous du profil **I**
- **Bord de fuite** : Le point le plus arrière du profil **F**.
- **Bord d'attaque** : Le point le plus avant du profil **A**.

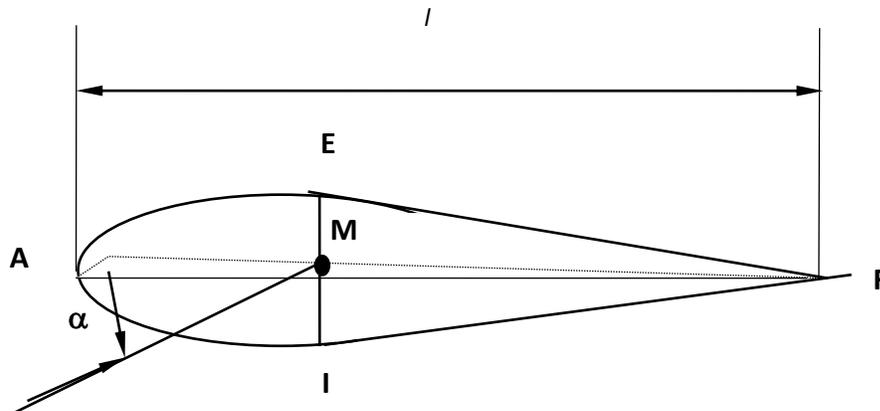


Figure I.6 : Propriétés profil d'aile

a- Références d'un profil

- **Rayon du profil**

C'est le rayon de concavité du bord d'attaque d'après la Figure I.7

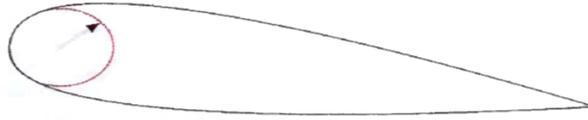


Figure I.7 : rayon profil d'aile

- **Corde de profil (ou de référence)** : C'est la droite AF, sa longueur est l encore appelée profondeur de l'aile, Figure I.8.

C'est la ligne qui joint le bord d'attaque et le bord de fuite



Figure I.8 : corde profil d'aile

- **Ligne moyenne**: C'est le lieu des points M équidistants de l'intrados et de l'extrados.

Remarque : Si le profil est symétrique la ligne moyenne est confondue avec la corde.

b- Caractéristiques géométriques d'un profil :

- **Épaisseur maximum "e"**: C'est le segment EI (perpendiculaire à AF) maximum. Son abscisse est comptée en % de la corde.
- **Épaisseur relative "h"** : C'est le rapport de l'épaisseur maximum à la corde de profil, soit :

$$h = e / l$$

h est comptée en %, il permet de classer les profils :

- si $h < 6\%$: le profil est dit **mince**,
- si $6\% < h < 12\%$: le profil est dit **semi-épais**,
- si $h > 12\%$: le profil est dit **épais**.
- **Flèche maximum (ou cambrure maximum) "f"**: C'est la distance maximum entre la ligne moyenne et la corde de profil.
- **La courbure relative "c"** : C'est le rapport de la flèche maximum à la corde de profil.
 $C = f / l$, (f maximum).

I.4 DIFFERENTES FORMES DE PROFILS

a. Profil biconvexe symétrique :

- L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde.
- La ligne moyenne et la corde de référence sont confondues, ($f = 0$ et $c = 0$).
- Ce profil est utilisé pour les empennages verticaux et horizontaux.

b. Profil biconvexe dissymétrique :

- La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados.
- Ce profil est le plus employé pour les ailes d'avion.

c. Profil plan convexe :

- L'extrados est convexe et l'intrados plan.

d. Profil creux :

- L'extrados est concave et l'intrados convexe.
- Ce profil est généralement utilisé pour les planeurs.

e. Profil à double courbure :

- La ligne moyenne coupe la corde de profil.
- Contrairement aux autres profils qui sont instables et nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinale de l'avion, ce profil est auto stable.

f. Profil laminaire :

- Profil mince, biconvexe symétrique, bord d'attaque à lame de couteau.
- Profil utilisé en grande vitesse.

I.5 Forces Aérodynamique

I.5.1 Résultante aérodynamique

Représente la somme des forces de suppression intrados, dépression extrados et le frottement sur le profil, Son point d'application c'est le centre de poussé (intersection entre la corde et résultante aérodynamique), de direction oblique par rapport au profile. Elle dirigé de l'intrados vers l'extrados et d'intensité : $R = \frac{1}{2} \rho \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_r$. Ainsi elle se compose de deux forces :

- l'autre perpendiculaire à l'écoulement de l'air F_z .
- l'une parallèle a l'écoulement de l'air la traînée F_x

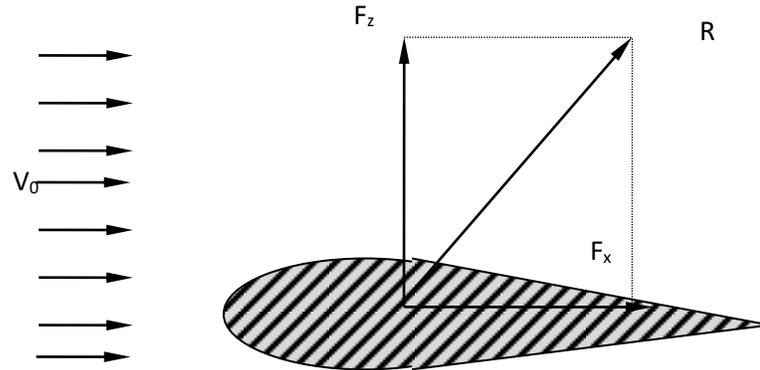


Figure I.9 : Forces aérodynamiques agissant sur le profil d'aile

Les valeurs de la portance F_z et de la traînée F_x sont obtenues en soufflerie par des balances. la vitesse V est mesurée à l'aide d'un anémomètre, Figure I.9.

I.5.2 La portance :

Elle est perpendiculaire au vent relatif, elle a pour point d'application le centre de poussée, perpendiculaire à l'écoulement de l'air, dirigée de l'intrados vers l'extrados et d'intensité suivante :

$$F_z = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_p^2 \cdot S \cdot C_z \quad (\text{I.1})$$

- C_z est le coefficient aérodynamique qui tient compte de la forme, l'état de surface et l'incidence.
- ρ représente la masse volumique
- S la surface à l'air
- V_p la vitesse de l'air

Avec l'augmentation de l'angle d'incidence, la portance augmente et le point de décollement de la couche limite avance vers le bord d'attaque, le centre de poussée va aussi avancer vers le bord d'attaque, Figure I.10, Figure I.11.

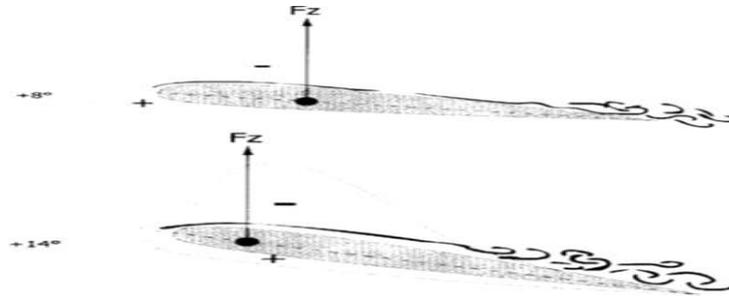


Figure I.10: Relation entre portance et angle d'incidence

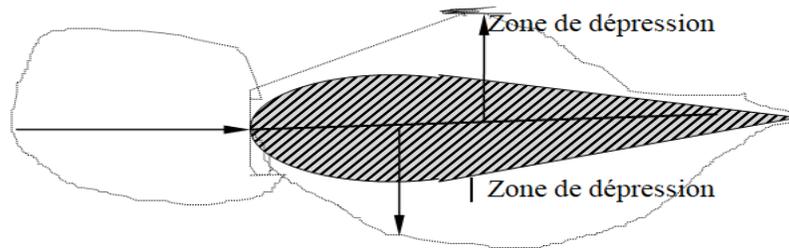


Figure I.11: Zones de dépression sur le profil en fonction de l'angle d'incidence

a. Courbe de $C_z = f(\alpha)$

Exemple de courbe correspondant à un profil NACA 2 30 12 avec allongement $\lambda=6$.

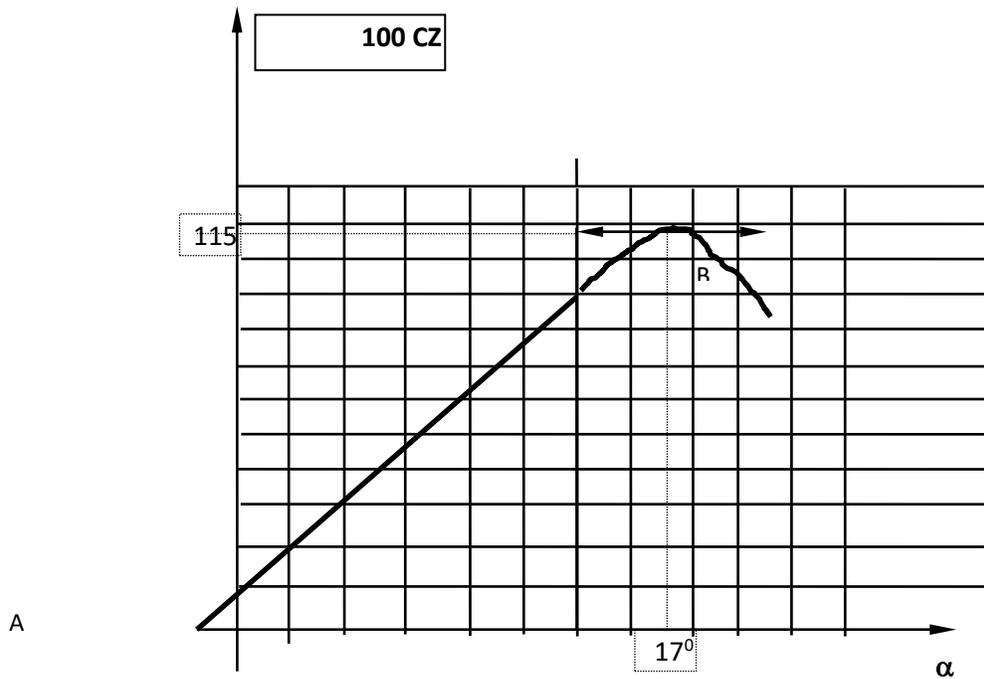


Figure I.12: Courbe portance versus angle d'incidence

Les courbes analogues que l'on aurait obtenues pour un autre profil présentent les mêmes caractéristiques, Figure I. 12.

Cette courbe est :

- Linéaire pour α compris entre -10° et $+13^\circ$
- Croissante puis décroissante \Rightarrow C_z passe par un maximum point B
- Coupe l'axe de α : $C_z = 0$: point A

Le point A représente la portance nulle de profil pour $\alpha = -1^\circ 30'$. Le point B est appelée C_z de décrochage au C_z maximum pour $\alpha = 17^\circ$ qui est l'angle d'incidence.

Pour d'autres profils :

- α décrochage 15° et 20°
- C_z maximum entre 1 et 1.5

b. Influence des différentes configurations

La variation de C_z en fonction de l'incidence dépend de la configuration de l'aile d'avion.

1. Influence des volets :

Sortie des volets augmente le C_z max et diminue l'incidence critique, Figure I.13.

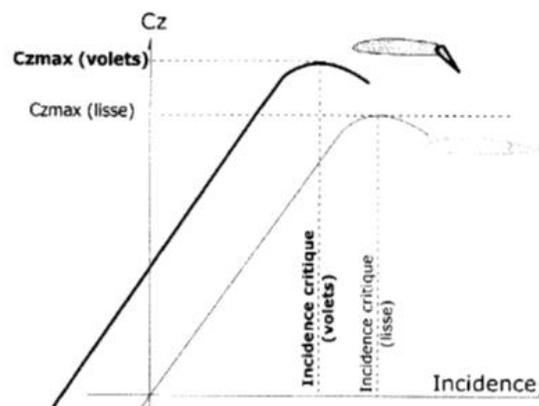


Figure I.13 : influence des volets sur la portance

2. Influence du dispositif de bord d'attaque

Les dispositifs de bord d'attaque augmentent le C_z max et l'incidence critique, Figure I.14.

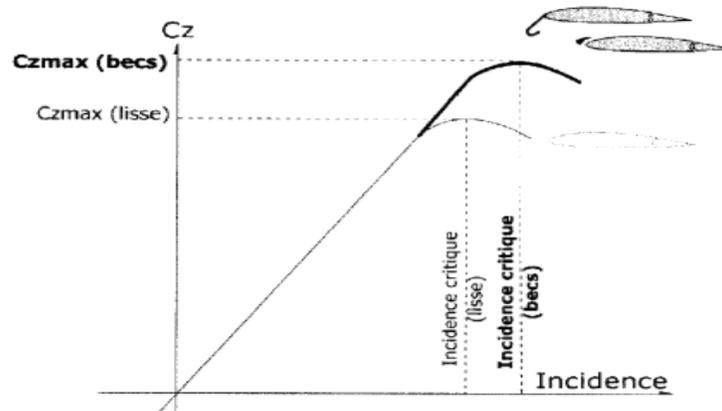


Figure I.14 : Influence du bord d'attaque sur la portance

3. Influence de la flèche

Une augmentation de la flèche ne modifie pas le C_{zmax} mais augmente l'incidence critique, Figure I.15.

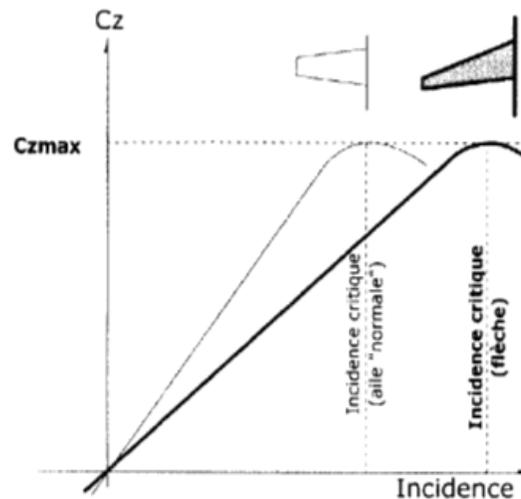


Figure I.15 : Influence de la flèche sur la portance

4. Influence de l'allongement

Une augmentation de l'allongement ne modifie pas le C_z max mais diminue l'incidence critique, Figure I.16.

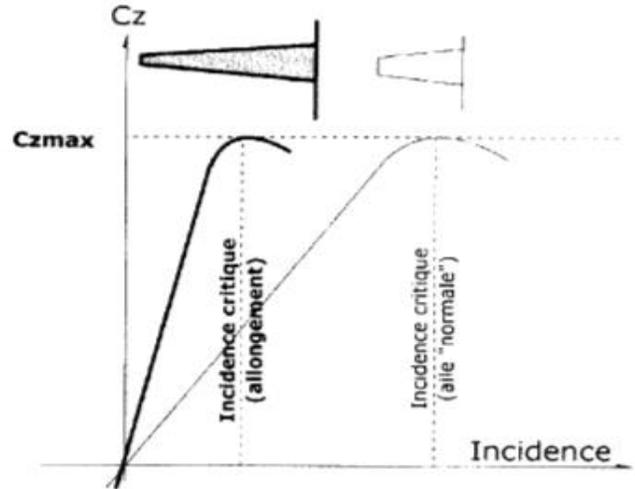


Figure I.16 : Influence de l'allongement sur la portance

1.6 Traînée :

En mécanique des fluides, la traînée est la force qui s'oppose au mouvement d'un corps dans un liquide ou un gaz. Mathématiquement c'est la composante des efforts exercés sur le corps, dans le sens opposé à la vitesse relative du corps par rapport au fluide. Elle est représentée par la formule suivante :

$$F_D = \frac{1}{2} \rho \cdot S \cdot v \cdot C_x \quad (I.2)$$

Avec :

ρ : la masse volumique du fluide

V : vitesse loin de l'obstacle

S : surface de référence ce choisie selon l'obstacle (le maître couple d'une forme ou la surface projetée d'une aile)

C_x : coefficient de traînée

Il importe de remarquer que cette formule, qui ne repose sur aucune donnée physique, ne peut affirmer que la traînée est proportionnelle au carré de la vitesse. Elle permet seulement d'organiser de manière rationnelle des résultats d'essais en présentant le coefficient de traînée, nombre sans dimension, comme une fonction d'autres nombres sans dimensions. Parmi ces

derniers, certains ne dépendent pas de la vitesse comme des rapports de longueurs qui décrivent la géométrie de l'obstacle ou l'incidence d'une aile, Figure I.17. La force cesse généralement d'être proportionnelle au carré de la vitesse en fonction du nombre de Reynolds qui caractérise l'effet de la viscosité et, plus rarement, du nombre de Mach qui caractérise l'effet de la compressibilité.

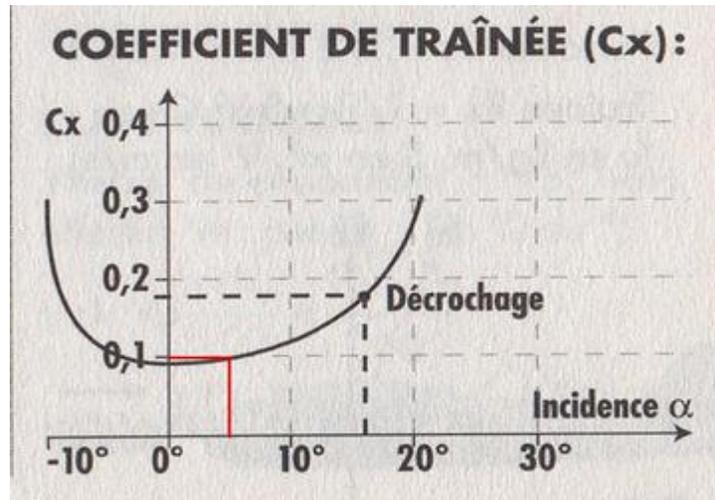


Figure I.17 : Courbe de la traînée $C_x=f(\alpha)$.

1.7 Types de traînée :

a. Traînée de frottement

La vitesse varie entre zéro sur l'obstacle et sa valeur loin de celui-ci. On observe donc des variations de vitesse qui tendent à être atténuées par la viscosité du fluide selon un phénomène analogue à un frottement solide se traduisant par un échauffement.

Pour les vitesses très faibles, correspondant à un très petit nombre de Reynolds, la viscosité est prépondérante. Le coefficient de traînée est alors inversement proportionnel au nombre de Reynolds, la force étant par conséquent proportionnelle à la vitesse et non à son carré. Plus le nombre de Reynolds n'augmente, plus la viscosité a du mal à freiner l'écoulement général. La zone de variation des vitesses imposée par la condition de non-glissement à la paroi se rétrécit et forme une couche limite qui concentre l'essentiel des effets visqueux. Au départ, l'écoulement y est laminaire : les filets fluides suivent sagement la forme de l'obstacle. À partir d'une zone de transition, l'écoulement devient turbulent, les particules contenues dans la couche limite ayant

des trajectoires erratiques. Elle est alors plus épaisse et dissipe plus d'énergie que la couche laminaire.

En aéronautique, il paraît donc souhaitable de repousser autant que possible cette transition mais, dans certains cas, il faut trouver un compromis avec le maintien de la turbulence destiné à empêcher la séparation à l'origine de la traînée de forme.

b. Traînée de forme :

La traînée de frottement représente l'essentiel de la traînée d'un obstacle mince. Dès que l'obstacle a une certaine épaisseur se superpose une traînée de forme qui devient rapidement prépondérante sur un corps non profilé.

c. Traînée de profil

Le coefficient de traînée d'un profil, valable pour une incidence, un allongement et un Nombre de Reynolds donnés, est la somme de la traînée de frottement et de la traînée de forme (décollements). Un corps bien profilé a une composante de traînée de forme nettement plus faible que sa traînée de frottement. Les avions les mieux profilés (les planeurs) ont un coefficient de traînée global rapporté à leur surface mouillée à peine supérieur au coefficient de frottement d'une plaque plane de même surface.

d. Traînée induite

L'expression complète est traînée induite par la portance. Elle est proportionnelle au carré du coefficient de portance (C_z en français, C_l en anglais), et inversement proportionnelle à l'allongement de l'aile. Elle est causée par tout ce qui crée de la portance. La traînée induite minimale est obtenue en théorie par une distribution de portance en envergure de forme elliptique. Cette distribution est obtenue en jouant sur la forme en plan de l'aile et son vrillage (variation du calage des profils en envergure).

1.7 La Polaire

Les polaires sont des courbes permettant de déterminer les caractéristiques d'un profil d'une aile d'un appareil. Elles sont très utiles pour comparer les profils entre eux afin de choisir celui qui sera mieux adapté à l'utilisation qu'on désire en faire. Puisque C_x et C_z dépendent de l'angle d'incidence, il existe une représentation graphique (polaire), qui consiste à placer C_x en

$$\frac{F_z}{F_x} = \frac{1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_z}{1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_x} = \frac{C_z}{C_x} \tag{I.3}$$

abscisse et C_z en ordonnée, Figure I.18. Chaque point de la courbe est donc calculé à un angle d'incidence donné. Cette courbe a comme avantage de présenter quatre points remarquables. La formule de la finesse est la suivante :

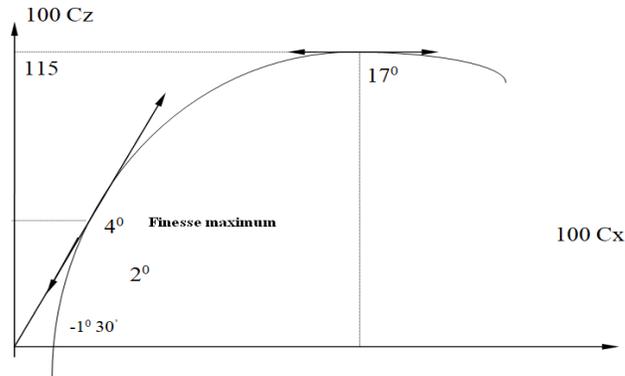


Figure I.18 : évolution de la polaire d'un profile d'aile

I.7.1 Points remarquables de la polaire

- Incidence pour laquelle le C_z est maximum $\alpha = 17^\circ$
- Incidence pour laquelle le $C_z = 0$, $\alpha = -1^\circ30'$.

I.8 NOTIONS D'ÉCOULEMENT

Lorsqu'un écoulement passe au travers d'une veine de courant d'air, d'après la loi de conservation de l'énergie ($pSV = cste$), le débit massique reste toujours constant. De plus, avec une vitesse inférieure à Mach 0.4, la masse volumique (ρ) est considérée constante. Nous dirons alors que pour chaque variation de section, il y a une variation de la vitesse, Figure I.19. L'écoulement dit "laminaire" est caractérisé par des filets fluides ayant des vecteurs de vitesse parallèles. Les vitesses sont nulles à la paroi et augmentent progressivement en s'éloignant de celle-ci.

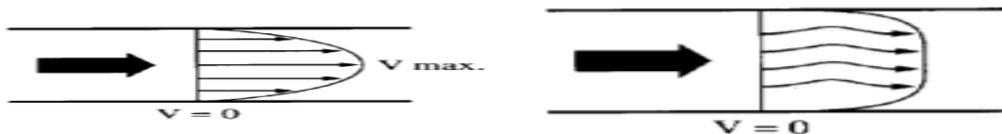


Figure I.19 : Représentation d'un écoulement

L'écoulement est dit "turbulent" lorsque les filets fluides prennent un mouvement désordonné. Le nombre de Reynolds, fonction de la vitesse, du diamètre de la canalisation et de la viscosité du fluide détermine le régime d'écoulement. D'après la loi de Bernoulli, la somme de la pression statique et de la pression dynamique est constante (la pression totale est constante). Nous déduisons donc:

- Lorsque la section diminue (convergent), la vitesse augmente, la pression statique diminue. Au col, la vitesse est maximale, la pression statique est minimale (pic de section).
- Lorsque la section augmente (divergent), la vitesse diminue, la pression statique augmente, Figure I.20.

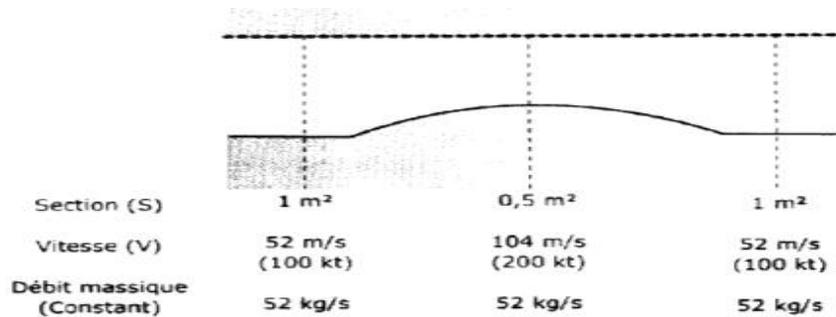


Figure I. 20 : Evolution de fluide dans convergent divergent.

Lorsque l'on parle de pression sans préciser laquelle, il s'agit de la pression statique. Nous pourrions donc dire simplement que lorsque la vitesse augmente, la pression diminue.

I.7.2 Ecoulement en deux dimensions

En réalité, l'écoulement est tridimensionnel. Pour commencer et simplifier l'étude, nous utiliserons un écoulement en deux dimensions. Nous considérerons que la forme du profil est la même tout au long de l'envergure et qu'il n'existe aucune différence de pression entre les saumons et l'emplanture.

I.7.3 Régime d'écoulement

L'écoulement dit "laminaire" est caractérisé par des filets fluides parallèles et réguliers. L'écoulement est dit "turbulent" lorsque les filets fluides prennent un mouvement désordonné tout en restant dans la même direction que l'écoulement laminaire. On appelle transition la zone où l'écoulement passe de *laminaire* à *turbulent*, Figure I.21.

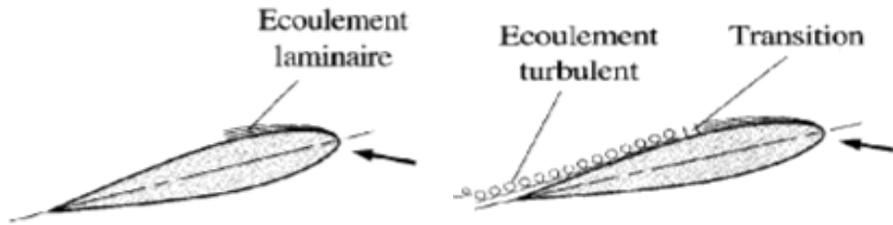


Figure I.21 : types d'écoulements

I.8 COUCHE LIMITE

Lorsqu'un fluide réel s'écoule le long d'une paroi, la vitesse sur la paroi est nulle. Cela est dû à la viscosité de l'air. On retrouve ce phénomène lorsque l'on étudie le phénomène de gradient de vent lors de l'atterrissage. Par contre plus on s'éloigne du profil (sur une normale à la paroi), plus la vitesse va augmenter. Par convention, la limite supérieure de la couche limite apparaîtra lorsque la vitesse sera égale à $0,99 V_0$, V_0 étant la vitesse à l'infini amont. Influence de la vitesse et de l'incidence sur la portance, Figure I.22.

Par ailleurs la couche limite est le film d'air où on note des variations de vitesse. En effet, la vitesse est nulle sur le profil (friction) et augmente progressivement que l'on s'éloigne de la surface jusqu'à un point où elle ne varie plus. Dans certaines conditions (angle d'incidence trop grand, par exemple), la couche limite se décolle du profil. Cela entraîne soit des pertes de portance, soit des vibrations (phénomène, qu'il est convenu d'appeler "*décrochage*").

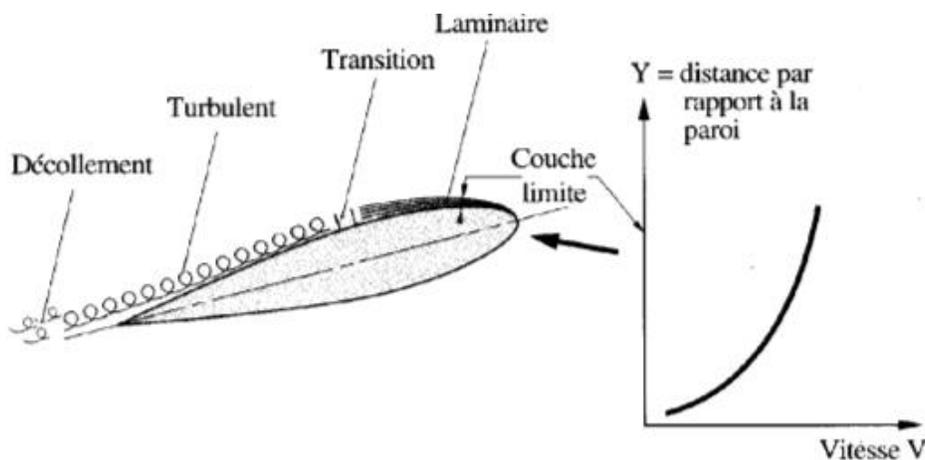


Figure I.22 : Evolution de la couche limite autour d'un profil

I.8.1 Influence de la vitesse

Une augmentation de vitesse aura pour conséquence de modifier la répartition des pressions autour du profil. En effet, on note que la dépression au niveau de l'intrados augmente mais surtout que la dépression au niveau de l'extrados augmente d'autant plus. La différence de pression, et donc la portance, augmente avec une augmentation de la vitesse, Figure I.23.

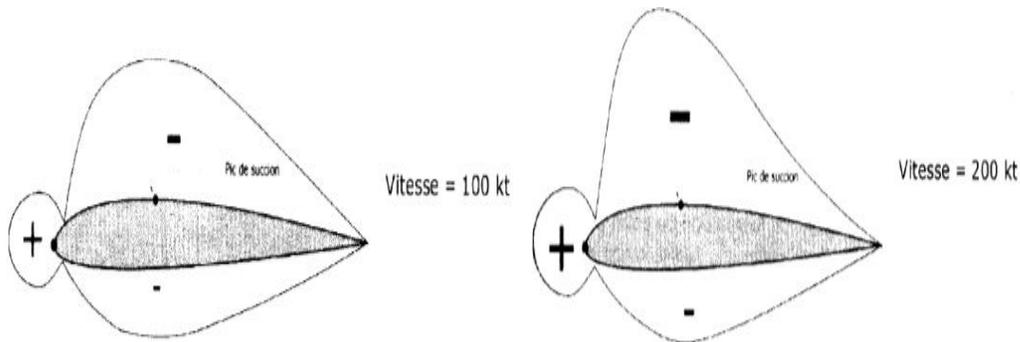


Figure I. 23: Evolution de la couche limite sous l'effet de la vitesse

I.8.2 Influence de l'incidence

Une variation de l'incidence va modifier la répartition des pressions autour du profil. En effet, la forme du profil sera modifiée par la modification du « convergent - col -divergent »

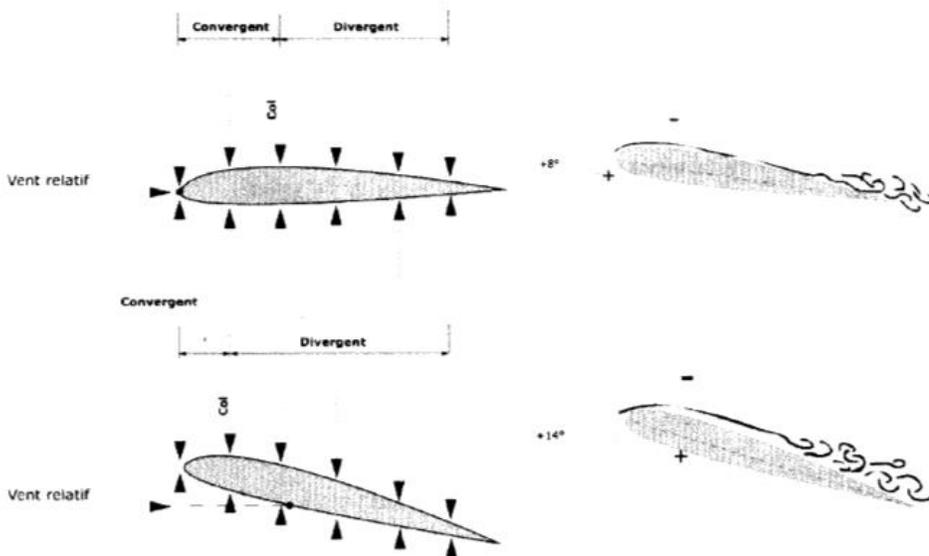


Figure I.24 : Influence de l'incidence sur la couche limite

II .1. Introduction :

La turbulence est une propriété d'un écoulement, non du fluide utilisé. Il n'existe pas de véritable définition de la turbulence. On la caractérise pas ses propriétés .quand l'écoulement est turbulent, les grandeurs physiques macroscopique (vitesse, pression) varient de façon rapide et aléatoire. Un écoulement turbulent est nécessairement rotationnel : ainsi, un champ acoustique, même aléatoire, n'est pas turbulent .la turbulence se caractérise aussi par une diffusion élevée (température, quantité de mouvement, etc.....) tous les écoulements rencontrés en pratique deviennent instable à à partir d'un certain nombre de Reynolds, un écoulement turbulent est donc un écoulement à grand nombre de Reynolds .aux faible nombre de Reynolds, l'écoulement est laminaire, Un état chaotique se développe ou la vitesse fluctuent continuellement dans une partie du domaine de l'écoulement .en régime d'écoulement laminaire, les écoulement sont complètement décrits par les équation de continuité, de Navier-stokes, de l'énergie et d'état du fluide. Dans certain cas de configurations géométriques simple, ces équations peuvent être résolues analytiquement. Dans des cas plus complexes, ces écoulements sont traités numériquement à l'aide de technique de **CFD** (computationnel fluide Dynamics) comme la méthode du volume finis par exemple. Cependant, la plupart des écoulements dans les applications pratiques sont turbulents et pour faire l'étude de cet écoulement n'est pas uniquement d'ordre théorique.

II .2. Les différents types d'écoulement :

II .2.1. Ecoulement compressible et incompressible :

Un écoulement est appelé compressible si les changements de la densité du fluide ont des effets significatifs l'ensemble de la solution. Dans le cas contraire, il s'agit d'un écoulement incompressible et les changements de densité sont ignorés. A fin de savoir si le fluide est compressible ou incompressible, on calcule le nombre de mach. Approximativement, les effets de la compression peuvent être ignorés pour les nombres de mach en dessous de 0.3. Presque tous les problèmes impliquant des liquides se trouvent dans cette catégorie, à commencer l'eau, et sont incompressible. Par exemple, en acoustique, la vitesse du son dans l'air étant finie, l'écoulement «air » doit être traité comme compressible. En effet, supposons que l'air soit un écoulement incompressible :il se déplacerait alors en bloc

et propagerait toute modification de pression locale à une vitesse infinie . La vitesse du son C dans un écoulement compressible s'écrit d'ailleurs comme fonction de sa compressibilité χ :

$$C^2 = (\rho_0 \chi)^{-1} \quad (\text{II-1})$$

C : la vitesse du son

ρ_0 : la masse volumique

χ : la compressibilité

II.2.2. Ecoulement stationnaire et instationnaire :

Une autre simplification des équations de la dynamique des fluides est de considérer toutes les propriétés du fluide comme étant constantes dans le temps. Ceci s'appelle alors écoulement stationnaire ou permanent et est une bonne approximation pour de nombreux problèmes, tels que la poussée ou la traînée d'une aile ou un fluide traversant un tuyau .dans le cas particulier d'un fluide stationnaire, les équations de Navier-stokes et d'Euler se simplifient donc. si un fluide est à la fois incompressible , non visqueux et stationnaire ,il peut être résolu avec l'écoulement potentiel découlant de l'équation de Laplace . Les problèmes de cette classe ont des solutions qui sont combinaisons d'écoulements linéaires élémentaires

II.2.3. Ecoulement laminaire et turbulent :

Le premier écoulement est dit laminaire .c'est l'écoulement normal de l'air si celui-ci n'est pas dévié, ainsi les filets d'air sont parallèles entre eux. Lorsque l'air rencontre l'aile, les filets d'air sont déviés et contournent alors l'aile créant alors une dépression sur le côté extrados et une surpression sur le côté intrados .lorsque l'angle d'attaque (effectif ou géométrique) est faible, la déviation est suffisamment peu importante pour les filets d'air se rejoignent au bout de l'aile et redeviennent parallèles.

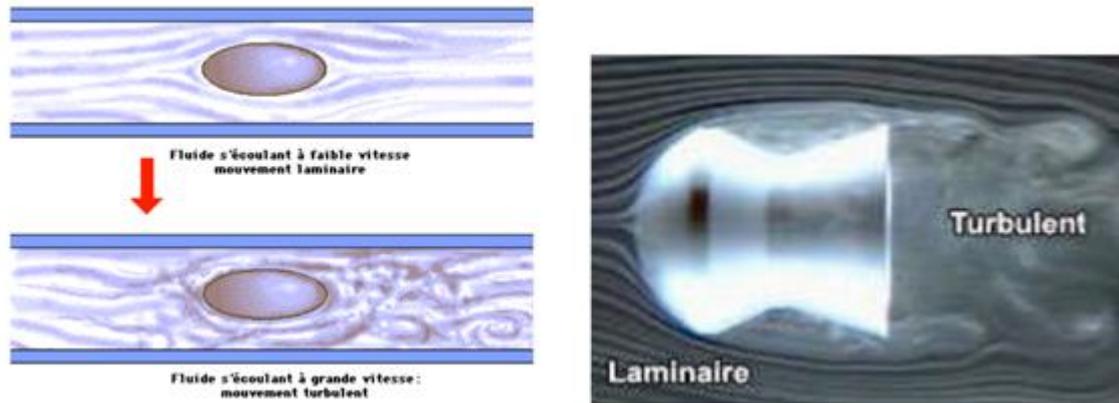


Figure II.1 : Ecoulement laminaire et turbulent

Si la déviation augmente trop c'est-à-dire si l'angle augmente de façon trop importante, les filets d'air ne se rejoignent plus au bord de fuite et l'écoulement est dit turbulent.

II.2.4. Ecoulement irrotationnels :

Un écoulement est qualifié d'irrotationnel lorsque les particules fluides ne subissent pas de rotation pure, autrement dit quand le tenseur des rotations pures $\bar{\omega}$ est nul. Rappelons que ce tenseur antisymétrique est constitué des composantes du vecteur tourbillon $\bar{\Omega}$ et qu'en conséquence ce dernier doit être nul en tout point de l'écoulement.

II.3. les équations fondamentales de la mécanique des fluides

(Équation de Navier – Stokes) :

Les principes fondamentaux de la mécanique et la thermodynamique qui régissent le mouvement d'un écoulement sont des principes de conservation tirés de la mécanique et de la physique, ils conduisent à écrire les équations de conservation de la masse (ou de continuité) de la quantité de mouvement et de l'énergie totale constituent ce que on appelle les équations de Navier-Stokes pour poser ces équations sous forme mathématique complète, il faut auparavant disposer des informations sur :

- La nature des forces et des énergies mise en jeu la nature du fluide
- La nature du fluide
- La nature des conditions aux frontières (condition aux limites et initiales)

Les équations pour un écoulement tridimensionnel compressible sont représentées comme suite :

II.3.1 : Equations de continuité :

Cette équation doit traduire la conservation de la masse , elle exprime la variation de la masse fluide pendant un certain temps dans un volume élémentaire donné (fluide conservatif)

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{U}) = 0 \quad (\text{II.2})$$

Pour un écoulement stationnaire :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \quad (\text{II.3})$$

L'équation de continuité devient :

$$\nabla(\rho \vec{U}) = 0 \quad (\text{II.4})$$

II.3.2. Equation de quantité de mouvement :

Si le fluide considéré est newtonien et la pesanteur est la seule force de volume agissant sur le volume considéré, l'équation de quantité de mouvement devient sous la forme suivante :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho U_i) \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho U_j U_i) = - \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (\text{II.5})$$

II.4. modélisation de la turbulence :

II.4.1. définition d'un modèle :

Un modèle est une représentation de système, réelle ou imaginaire, dans le but d'expliquer et de prédire certains aspects de son comportement. Un même système peut être représenté par différents modèles qui ont chacun un but particulier. la valeur d'un modèle se juge la contribution qu'il apporte dans l'explication du système présenté. le critère de comparaison des modèles est utilitaire : le meilleur étant celui qui fait sur le monde réel les prédictions les plus précises.

Aujourd'hui encore, le problème de turbulence n'est toujours pas complètement résolu pour cela on dispose d'ordinateurs et de modèles qui progressent sans cesse utilisés dans le code de calcul. Il existe plusieurs méthodes d'approches pour aborder le problème de turbulence.

II.4.2. La Simulation Numérique directe (DNS, direct numerical simulation) :

Cette approche est basée sur la représentativité des équations de Navier-Stokes qui contiennent des échelles spatiales et temporelles adaptées. Elle permet d'accéder à toutes les informations locales pour pouvoir réaliser des moyennes.

II.4.3. La simulation des Grandes Echelles (LES, large Eddy simulation) :

La simulation des grandes échelles est une approche qui consiste à séparer les grandes structures qui sont simulées directement à des petites échelles, dites échelles de sous-maille qui sont modélisées. Elle a l'avantage de représenter les grandes structures instationnaires avec les ressources informatiques limitées.

II.4.4. La modélisation statique (RANS, Reynolds averaged Navier-stokes équation)

Les champs de vitesse, pression sont décomposés en valeur moyennes et fluctuations. Puis le système d'équation conduit à considérer des moyennes d'ensembles. Les corrélations d'ordre deux ou supérieures sont ensuite identifiées par la phase de fermeture et le système d'équations sur les quantités moyennées construit.

II.5. les différents modèles :

- ✓ Le modèle $k-\varepsilon$
- ✓ Le modèle RNG $k-\omega$
- ✓ Le modèle standard $k-\omega$ BSL $k-\omega$
- ✓ Le modèle $k-\varepsilon$ combiné au $k-\omega$ sous le nom de SST (shear stress transport)
- ✓ Le modèle RSM : the Reynolds stress model
 - Reynolds stress model
 - QI Reynolds stress model
 - SSG Reynolds stress model
- ✓ En fin, la LES : the large Eddy simulation model. Dans notre travail on a utilisé le modèle $k-$

II.5.1.modèles turbulence : modèle k :

Le modèle standard K est un modèle qui basé sur la résolution des équations de transport de l'énergie cinétique turbulente k es de son taux de dissipation L'écoulement est supposé entièrement turbulent, et les effets de la viscosité moléculaire sont négligeables

II.5.2.équation de transport pour le modèle k :

L'énergie cinétique turbulente k et son taux de la dissipation sont obtenus à partir des dans ces équation, P_k représente la production de l'énergie cinétique turbulente dure au gradient de la vitesse moyenne :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j k)}{\partial x_j} = P_k - \rho \varepsilon + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(T_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II.6})$$

Et

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j \varepsilon)}{\partial x_j} = C_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} P_k - C_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(T_\varepsilon \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) \quad (\text{II.7})$$

Avec les constants du modèle;

$$C_{\varepsilon 1}; C_{\varepsilon 2}; \sigma_k; \sigma_\varepsilon$$

$$T_k = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \quad ; \quad T_\varepsilon = \mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \quad (\text{II.8})$$

$$P_k = \mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial U_j} + \frac{\partial U_j}{\partial U_i} \right) \frac{\partial U_i}{\partial U_j} + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \frac{\partial U_i}{\partial U_j} \quad (\text{II.9})$$

II.5.3.la viscosité turbulente :

la viscosité turbulente μ_t est calculée en combinant k et comme suit :

$$\mu_t = C_\mu \rho \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (\text{II.10})$$

C'est une constante du modèle.les tenseurs de Reynolds sont calculés à partir de la relation de bousinesq :

$$\overline{\rho U_i U_j} = -\mu_t \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) + \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} \quad (\text{II.11})$$

II.5.4. constante modèles :

Les constantes du modèle obtenues à partir des expériences sur la turbulence ont pour valeur :

$$C_{\varepsilon 1}=1.44 ; C_{\varepsilon 2}= 1.92 ; C_{\mu}= 0.09 ; \sigma_k=1.0 \text{ Et } \sigma_{\varepsilon}=1.3$$

II.6.Méthode Numérique

II.6.1.Introduction :

Ce chapitre est consacré aux méthodes numériques utilisées pour réaliser des simulations numériques d'écoulement .Dans un premier temps on parle de la méthode des volumes finis .Dans un second temps on aborde le code de calcul CFX qui permet la prédiction d'écoulement fluide par la résolution des équations de Navier –Stokes et la conservation de l'énergie .Ces équations sont généralement des équations aux dérivés partielles, couplées et non linéaire, résolues grâce à la méthode des volume finis.

II.6.2.La méthode des volumes finis

Développée à l'origine par Patankar et Spalding, cette méthode des volumes finis, appliquée à la résolution des équations de Navier-Stokes, a connu un essor important au cours des années 80 de part sa facilité de mise en œuvre, sa robustesse numérique et surtout par son rapprochement de la réalité physique. Pour toutes ces raisons, cette méthode est très utilisée dans les calculs numériques. C'est une méthode basée sur la formulation intégrale des équations sur chacune des faces des volumes jointifs, appelés volume de contrôle, entourant chaque nœud d'évaluation.

La méthode des volumes finis consiste :

- à discrétiser le domaine physique en un ensemble de volumes de contrôle.
- A effectuer des bilans de masse et de quantité de mouvement sur ces volumes.

II.6.2.1.Principe de la méthode des volumes finis

Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté P , Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N , S , W , E , T et B (se rapportant aux directions *North*, *South*, *West*, *East*, *Top* et *Botton* respectivement). Dans la méthode des volumes finis les lois de conservation (de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie) sont exprimées localement sous une forme intégrale. La pierre angulaire de cette méthode réside dans le théorème de Gauss (appelé aussi

le théorème de la divergence ou théorème d'Ostrogradski) et qui permet de transformer une intégrale de volume en une intégrale de surface.

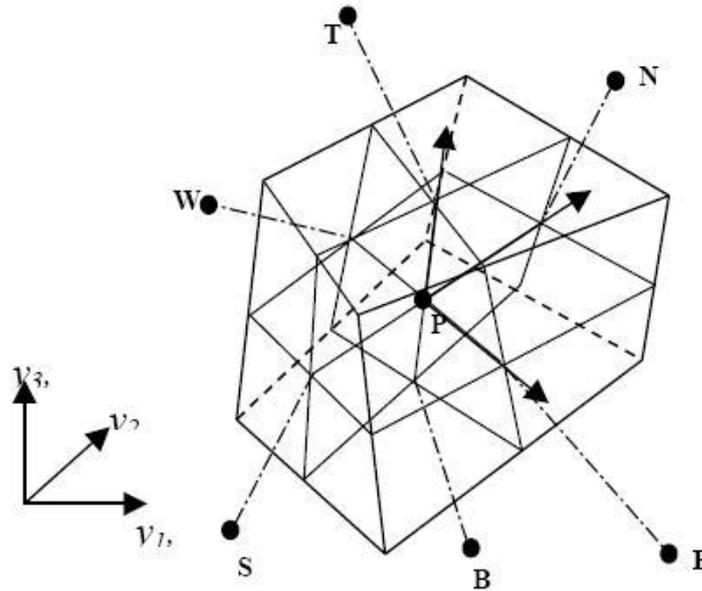


Figure II.2 : Volume de contrôle dans un maillage tridimensionnel non orthogonal

L'avantage est de déterminer des volumes finis par rapport aux autres méthodes est qu'ils sont conservatif, tout ce qui sort d'un volume de contrôle entre dans un autre. Cela permet d'éviter d'utiliser des transformations de coordonnées et permet ainsi de donner à la résolution un caractère proche du problème physique. L'inconvénient de la méthode avant l'introduction des méthodes implicites réside dans le nombre relativement important d'itération n nécessaires pour obtenir une solution qui converge pour les méthodes explicites. La méthode des volumes finis a permis de remplacer un problème physique continu par un problème discret équivalent.

II.6.2.2 Discrétisation des équations gouvernantes

Cette approche implique de discrétiser le domaine spatial dans les volumes de contrôle en utilisant le maillage, Les équations régissantes tels que l'équation de continuité, de quantité de mouvement et de l'énergie sont intégrées au-dessus de chaque volume et elles sont conservés dans le sens discret pour chaque volume de contrôle.

La figure (II. 3) ci-dessous montre une maille typique avec la profondeur d'unité (de sorte qu'elle soit bidimensionnelle), chaque surface du volume de control est représentée par un espace réservé dans la maille.

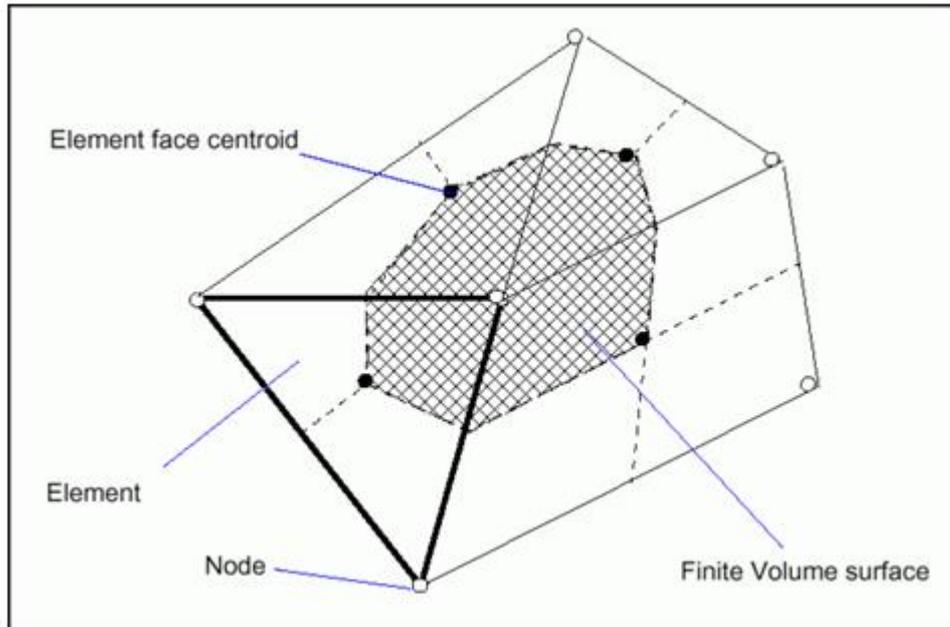


Figure II.3 : Représentation d'un volume de contrôle en 2D

Il est clair que chaque nœud est entouré par un ensemble de surfaces qui comportent le volume fini. Toutes les variables de la solution et les propriétés du fluide sont stockées aux nœuds d'élément. Considérons que la forme moyenne des d'équations de conservation de la masse et de quantité de mouvement sont exprimés en coordonnées cartésiennes, La discrétisation spatiale n'est pas suffisante lorsqu'il s'agit d'écoulement non permanent. Une discrétisation temporelle, par une division du temps de simulation en différents pas de temps dt , s'avère nécessaire pour procéder ensuite à une intégration de chaque équation de conservation sur chaque pas de temps

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho U_j)}{\partial x_j} = 0 \quad (\text{II.12})$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho U_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j U_i) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \right) \quad (\text{II.13})$$

Notons que toutes les équations régissant le transfert de chaleur et de masse peuvent être mises sous la forme d'une équation générale de convection –diffusion pour la variable Φ (équation de transport de la variable Φ). Par conséquent, sur un volume de control V et sur un pas de temps dt , nous obtenons

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial t}(\rho\Phi)}_{\text{terme 1}} + \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_j \Phi)}_{\text{terme 2}} = \underbrace{\frac{\partial P}{\partial x_j} + \left(T_{eff} \left(\frac{\partial \Phi}{\partial x_j} \right) \right)}_{\text{terme 3}} + \underbrace{S_\Phi}_{\text{terme 4}} \quad (\text{II.14})$$

OU :

T : est le terme de diffusion

S_Φ : est le terme source

Sachant que :

Terme 1 : terme instationnaire.

Terme 2 : terme convectif.

Terme 3 : terme diffusif.

Terme 4: terme source.

A partir de l'écriture globale des bilans, le théorème de transport de Reynolds (Leibnitz) ainsi que le théorème de Gauss (Ostrogradski) permettent l'obtention des équations locales contenues dans l'intégrale de volume. Des expressions arbitraires (schémas) sont choisies pour exprimer la variation de la fonction entre les différents points du maillage et permettant l'intégration. Les équations précédentes (2.15),(2.16)

et (2.17) s'écrivent donc comme suit :

$$\frac{d}{dt} \int_v^c \rho dv + \int_s^v \rho U_j dn_j = 0 \quad (\text{II.15})$$

$$\frac{d}{dt} \int_v^h \rho U_i dv + \int_s^h \rho U_j U_i dn_j = - \int_s^b P dn_j + \int_s^n \mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) dn_j + \int_v^q S_{ui} dv \quad (\text{II.16})$$

$$\frac{d}{dt} \int_v^q \rho \phi dv + \int_s^g \rho U_j \phi dn_j = - \int_s^Q T_{eff} \left(\frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right) dn_j + \int_v^c s_\phi dv \quad (II.17)$$

L'étape suivante consiste à discrétiser les inconnues du problème ainsi que les opérateurs différentiels de cette équation. Toutes ces opérations mathématiques conduiront à l'obtention, sur chaque volume de contrôle, d'une équation discrétisée qui reliera les variables d'une cellule à celles des cellules voisines. L'ensemble de ces équations discrétisées formera finalement un système matriciel.

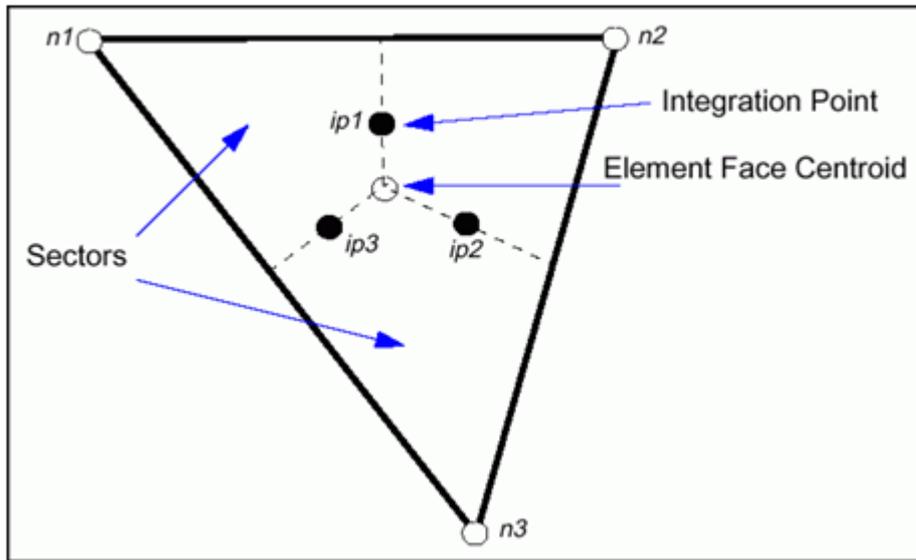


Figure II.4 : point d'intégration dans un élément d'un volume de contrôle

Après discrétisation et réarrangement des équations (2.15), (2.16) et (2.17) on obtient les formes suivantes :

$$\rho V \left(\frac{\rho - \rho^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} (\rho U_j \Delta n_j)_{ip} = 0 \quad (II.18)$$

$$\rho V \left(\frac{U_i - U_i^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_p (U_i)_{ip} = \sum_{ip} (P \Delta n_j)_{ip} + \sum_{ip} \left(\mu_{eff} \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) \Delta n_j \right)_{ip} + \bar{S}_{U_i} V \quad (II.19)$$

$$\rho V \left(\frac{\phi - \phi^0}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} m_{ip} \phi_{ip} = \sum_{ip} \left(T_{eff} \left(\frac{\partial \phi}{\partial x_j} \right) \Delta n_j \right)_{ip} + \bar{S}_\phi V \quad (II.20)$$

Sachant que :

V : est le volume d'intégration de la grandeur ϕ

i_p : est l'indice du point d'intégration (intégration point)

n_j : est la surface d'intégration de la grandeur Φ

Δt : est un intervalle de temps (time step)

Le débit massique discret qui traverse la surface n_i du volume de contrôle s'écrit sous la forme suivante :

$$m_p = (\rho U_j \Delta n_j)_{i_p}^0 \quad (\text{II.21})$$

II.6.2.3 forme générale de la propriété

Pour accomplir la discrétisation des différents termes de l'équation de la fermeture, doit être lié aux valeurs nodales de Les arrangements d'advection mis en application dans CFX pour les différents schémas numériques peuvent être ajustés sous la forme :

$$\Phi_{i_p} = \Phi_{up} + \beta \nabla \Phi \cdot \Delta \bar{r} \quad (\text{II.22})$$

Sachant que :

Φ_{i_p} : est la solution de Φ par la schéma avant (upwind)

$\nabla \Phi$: est le gradient de la grandeur Φ

\bar{r} : est le vecteur de position pour le nœud n

β : est constante qui depend du schéma de discrétisation

- Utilisation du schéma avant (upwind differencing schéma) $\rightarrow \beta = 0$
- Utilisation du schéma centre (high resolution schéma) $\rightarrow \beta = 1$

II.7 Etapes modélisation numérique

II.7.1 Présentation Ansys CFX

le code flow simulation est un module du logiciel Solidworks, destiné à la simulation numérique d'écoulement en mécanique des fluides et le Transfer thermique, ainsi il permet de mettre en œuvre la création de la géométrie, le maillage de la structure et la visualisation des résultats, voir figure II.5.

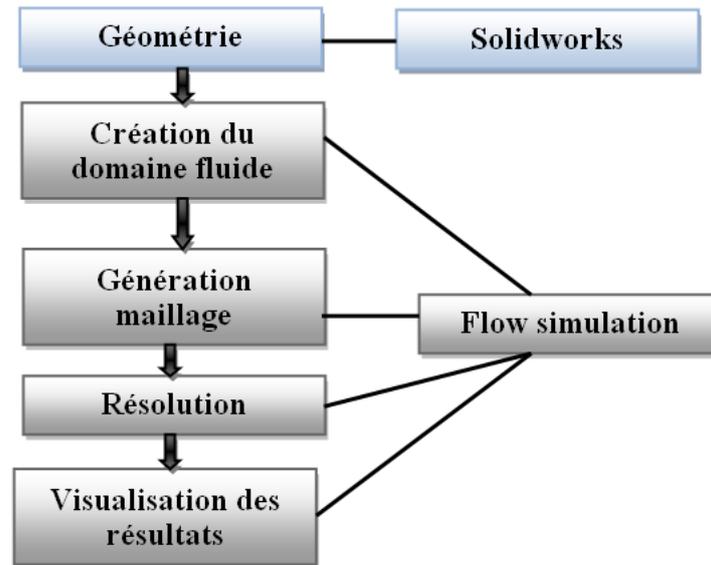


Figure II.5 : étapes modélisation sur solidwork flow simulation

II.7.2 Solidworks

Le module géométrie sur Solidworks permet la création de la géométrie du système étudié. Il est utilisé comme un logiciel de CAO traditionnel : la géométrie est construite à partir de points, de courbes, de surfaces et de volume, Figure II.6, Figure II.7.

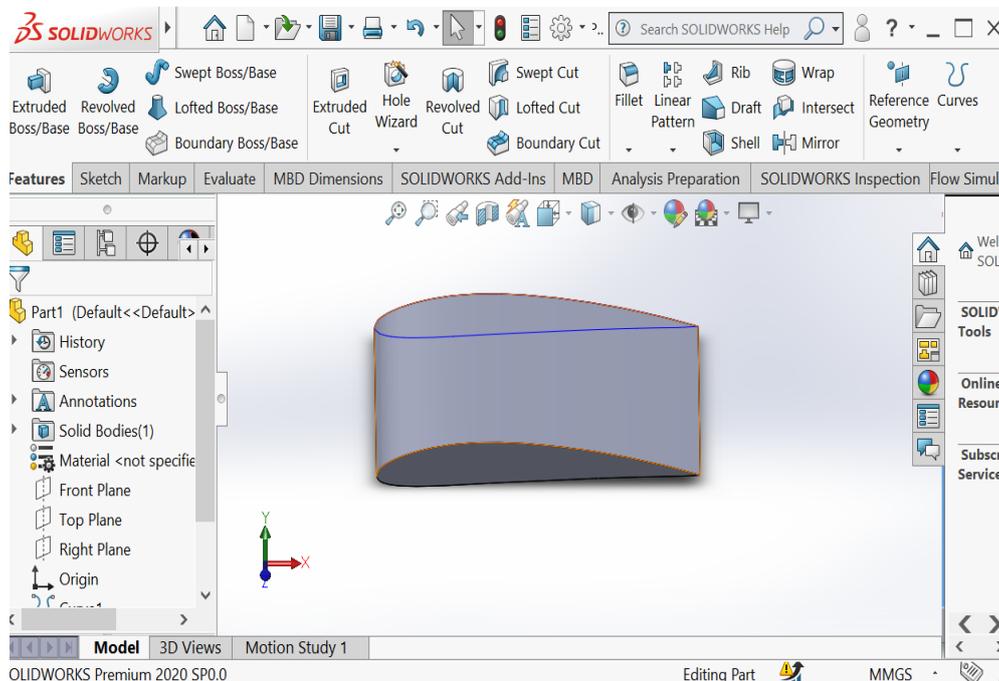


Figure II.6 : Création de la géométrie de l’aile

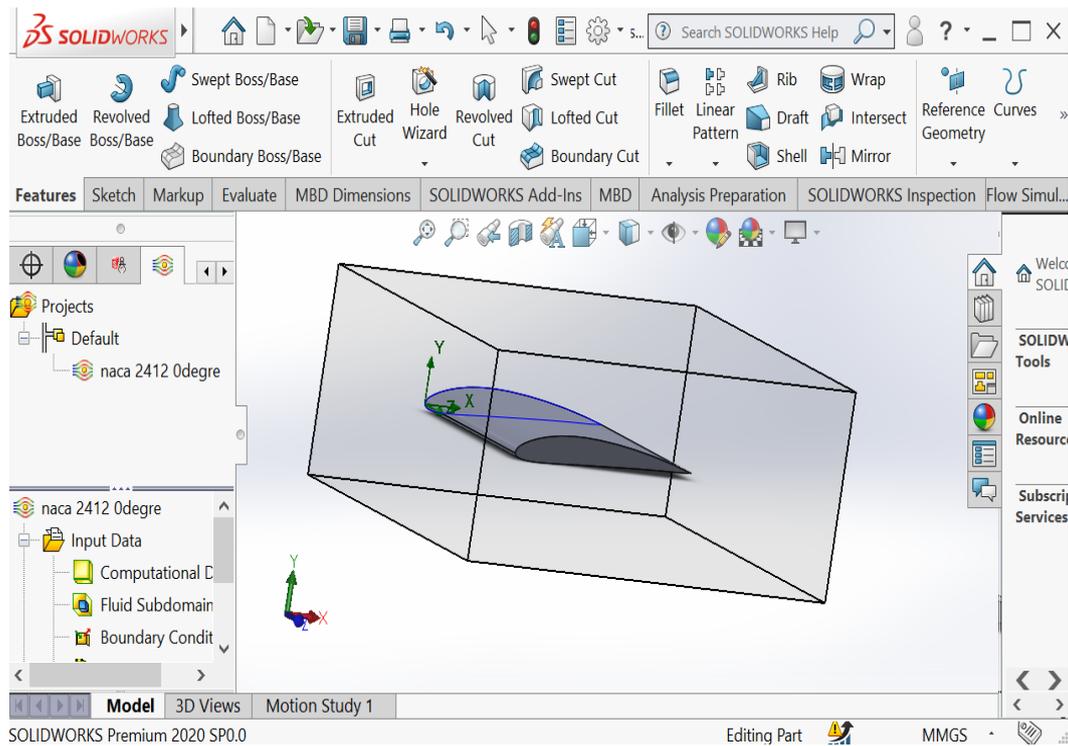


Figure II.7 : Création du domaine air de la simulation

II.7.3 Génération du maillage

Dans cette étape on réalise le maillage du domaine de calcul. Le type de maillage qu'on a choisit est automatique par le code, Figure II.8.

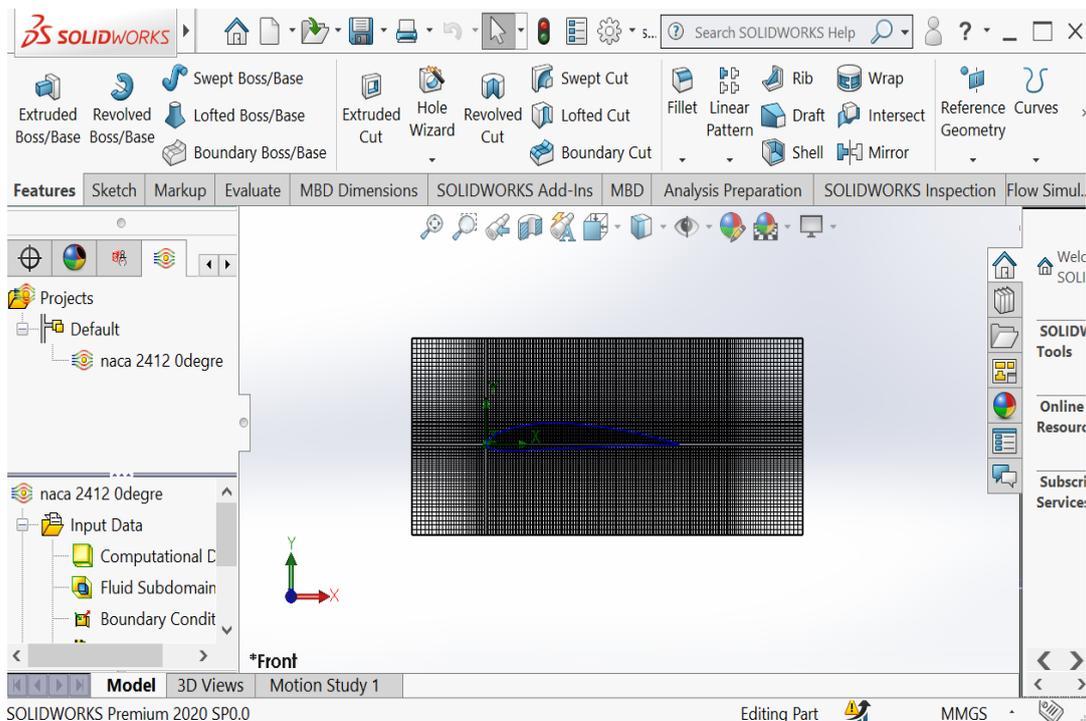


Figure II.8 : Maillage de la géométrie et le domaine

II.7.4 flow simulation

Ce module permet de définir les conditions aux limites et initiales du système étudié, ainsi que l'équation à résoudre, le type de résolution (régime permanent ou transitoire), les paramètres du solveur, parmi lesquels : le pas de temps, le nombre d'itération.

Les conditions aux limites sont définies automatiquement, il reste à définir les équations de portance ou traînée par exemples.

II.7.5 Solveur :

Le module flow simulation s'occupe de la résolution du système étudié et il effectue les calculs demandés. Il est basé sur l'intégration des équations de Navier Stokes. La convergence est assurée par le nombre maximal d'itération demandé par l'utilisateur, Figure II.9.

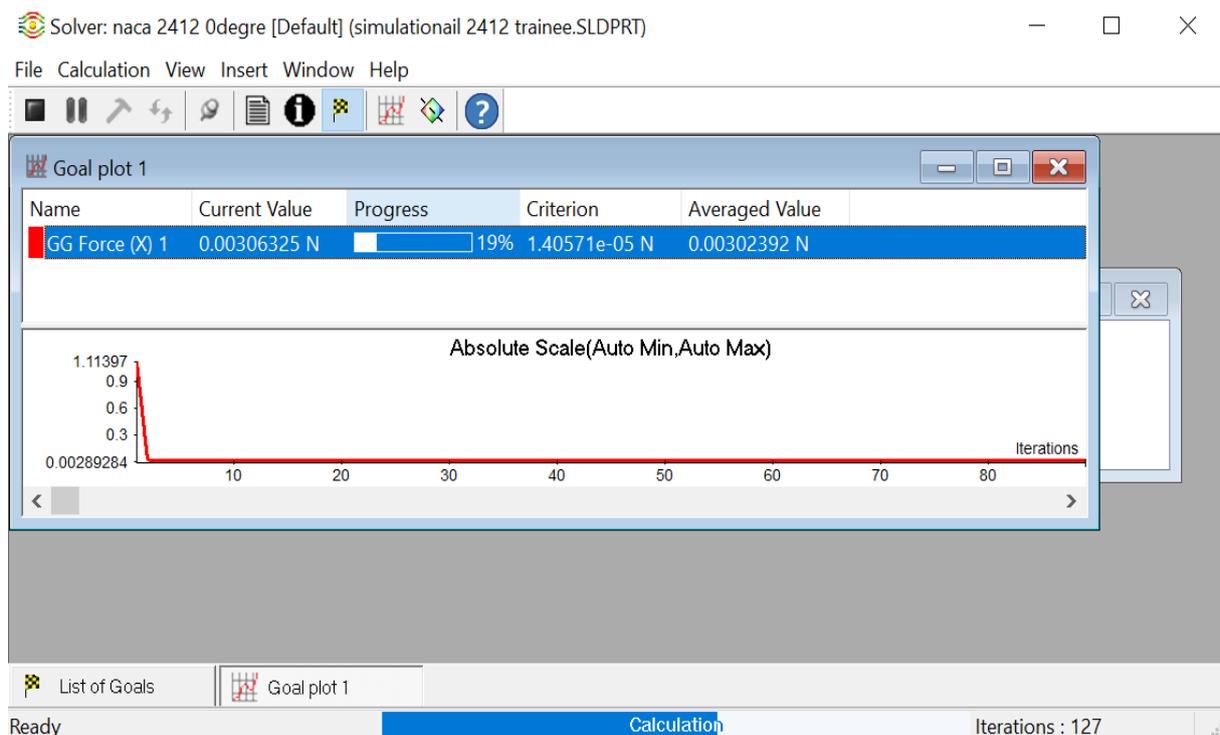


Figure II.9 : résolution du problème à l'aide du solveur

| Projects | Mesh | Solve | New | Close Monitor | Run At | Use Core(s) | Status... |
|------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|--------------------------|---------------|-------------|------------------|
| All projects | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | |
| simulationairl 2412 trainee.SLDPRT | | | | | | | |
| naca 2412 0degre(3) [Default] | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Calculation...OK |
| naca 2412 2degre(1) [Default] | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Calculation...OK |
| naca 2412 4degre(2) [Default] | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Calculation...OK |
| naca 2412 6degre(3) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Calculation... |
| naca 2412 8degre(4) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 10degre(5) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 12degre(6) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 14degre(7) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 16degre(8) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 18degre(9) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 20degre(10) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |
| naca 2412 22degre(11) [Default] | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> | This computer | [use all] | Waiting... |

II.7.6 visualisation des résultats

Le module Flow simulation permet aussi le traitement et la visualisation des résultats. Il permet d'appliquer des textures sur la géométrie, de visualiser des contours, des iso-surfaces, des lignes de courant, des champs de vitesses. Il permet également l'exportation des résultats sous forme numérique via un fichier Excel, Figure II.10.

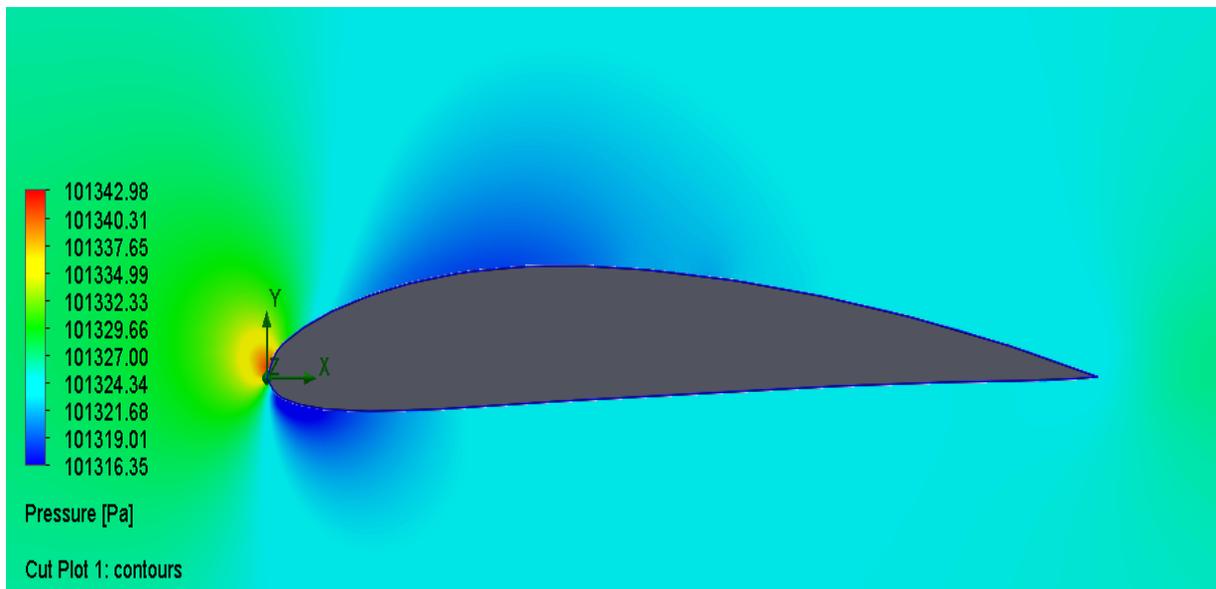


Figure II.10: Visualisation des résultats

III.1.Introduction

Solid flow simulation est un module d'analyse de l'écoulement autour d'un objet ajouté sur ce logiciel .il offre la résolution des équations Naviers-stokes des fluides en mouvement. cette analyse implique le passage par plusieurs phase de modélisation sur solid works a savoir, la géométrie, création du domaine fluide, maillage de la géométrie et le domaine, introduction des conditions aux limites, résolution et enfin visualisation des résultats [9].

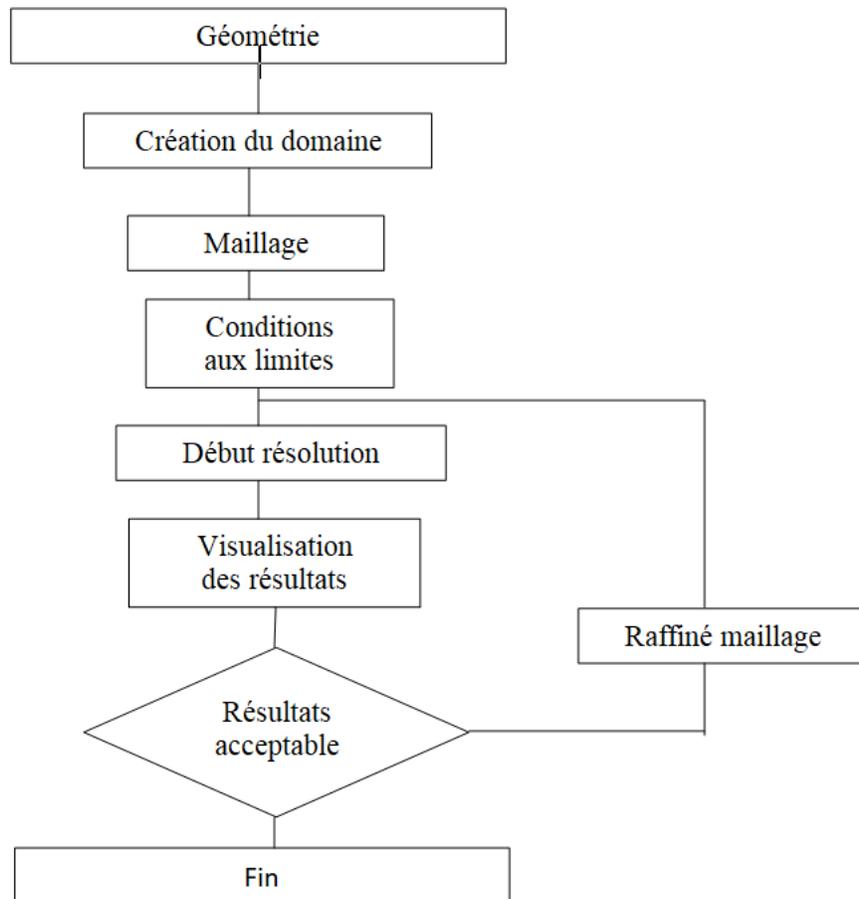


Figure III.1 : Organigramme de la modélisation du comportement aérodynamique du profil d'aile

III.2.Caractéristiques

Dans cette étude , il est utilisé la simulation de l'écoulement bidimensionnel, turbulent, incompressible, permanent et subsonique de l'air autour du profil NACA 2412 de longueur de corde $L = 2m$ et une cambrure maximale de 2% située à 40% du bord d'attaque avec une épaisseur maximale de 12%

de la corde. On prendra pour la vitesse de l'air 5 m.s^{-1} avec masse volumique $\rho = 1.2 \text{ kg } \times \text{m}^{-3}$ à la température $T = 25 \text{ }^\circ\text{C}$.

| N° | X | Y | N° | X | Y | N° | X | Y |
|----|-----|-------|----|-----|-------|----|-----|-------|
| 1 | 0 | 0 | 13 | 120 | 16.28 | 25 | 40 | -5.48 |
| 2 | 2.5 | 4.88 | 14 | 140 | 13.38 | 26 | 50 | -5 |
| 3 | 5 | 6.78 | 15 | 160 | 9.78 | 27 | 60 | -4.52 |
| 4 | 10 | 9.46 | 16 | 180 | 5.42 | 28 | 80 | -3.6 |
| 5 | 15 | 11.52 | 17 | 190 | 2.94 | 29 | 100 | -2.8 |
| 6 | 20 | 13.18 | 18 | 200 | 0.26 | 30 | 120 | -2 |
| 7 | 30 | 15.78 | 19 | 2.5 | -2.86 | 31 | 140 | -1.3 |
| 8 | 40 | 17.6 | 20 | 5 | -3.9 | 32 | 160 | -0.78 |
| 9 | 50 | 18.82 | 21 | 10 | -4.98 | 33 | 180 | -0.44 |
| 10 | 60 | 19.52 | 22 | 15 | -5.48 | 34 | 190 | -0.32 |
| 11 | 80 | 19.6 | 23 | 20 | -5.72 | 35 | 200 | -0.26 |
| 12 | 100 | 18.38 | 24 | 30 | -5.76 | | | |

Tableau III.1 : Coordonnées du profil d'aile NACA 2412

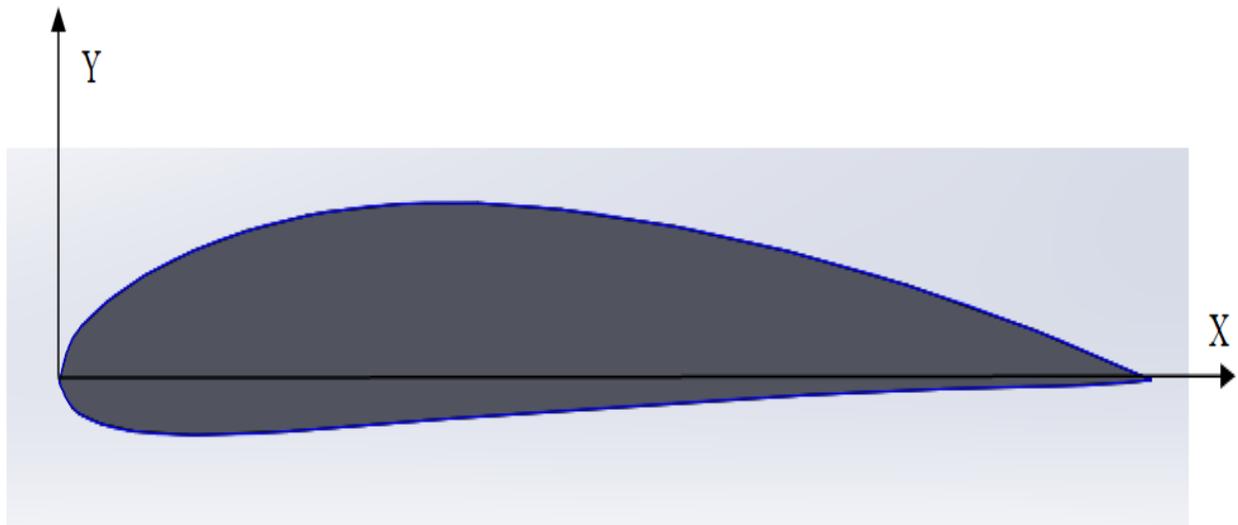
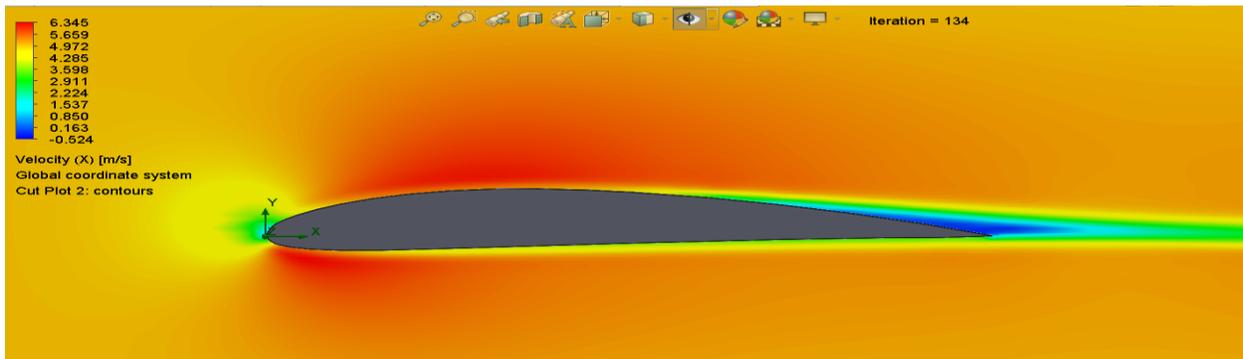


Figure III.2 : Profil NACA 2412

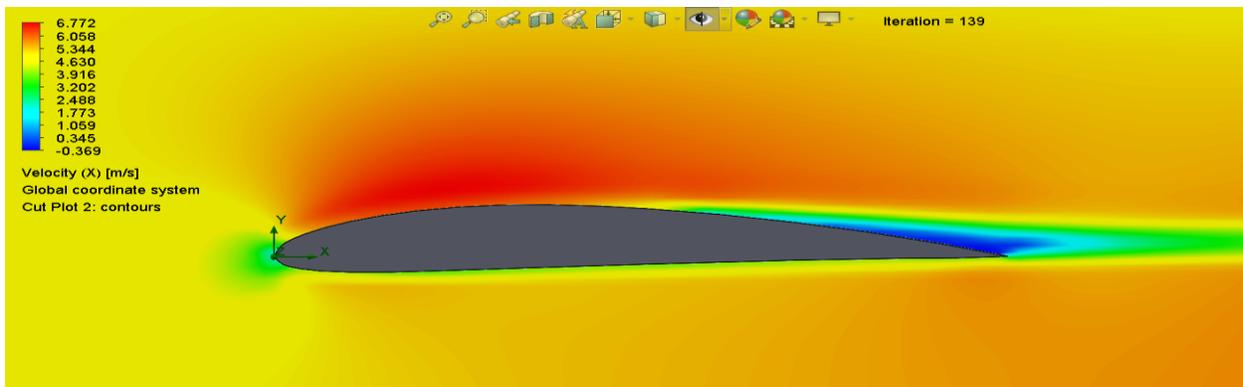
III.3.Evolution de la vitesse

D’après les figures (a), (b) ,(e),(f),(g),(h),(i),(j),(k),et (c) qui représentent la variation du champ de vitesse au tour du profile d’aile en fonction de la variation l’angle d’attaque qui sont obtenus à partir du code du calcul Solidworks , il apparait clair que les lignes des courants changent sa formes c’est-à-dire la trajectoire de l’écoulement change est aussi leurs vitesse, ainsi lorsque on augmente l’angle d’attaque la vitesse des lignes des courants diminue à la surface de intrados plus moins que l’extrados et on a remarque aussi que le point de décollement de la couche limite avance ce qui provoque le décrochage du profile d’aile. Il est remarqué aussi qu’à partir de 16 en entame la phase de décrochage du profil.

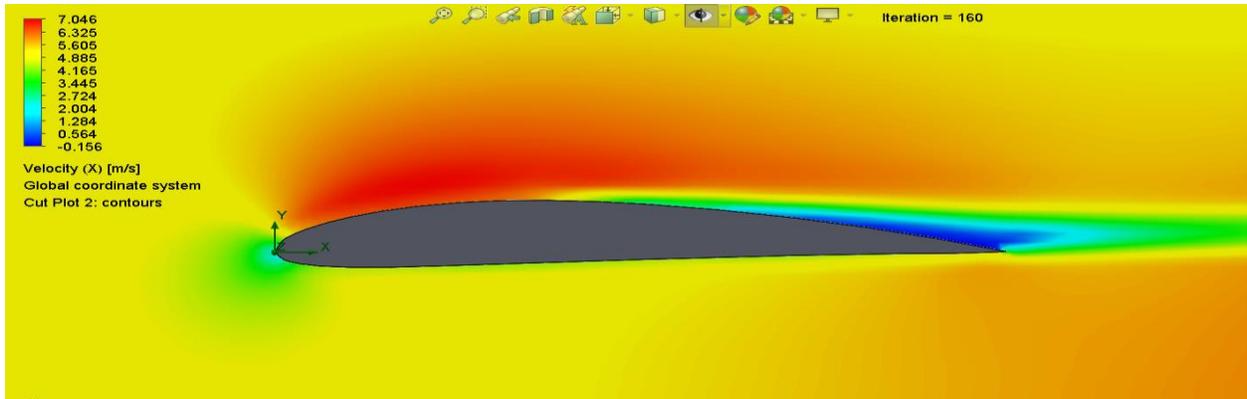
Angle 2 degrés



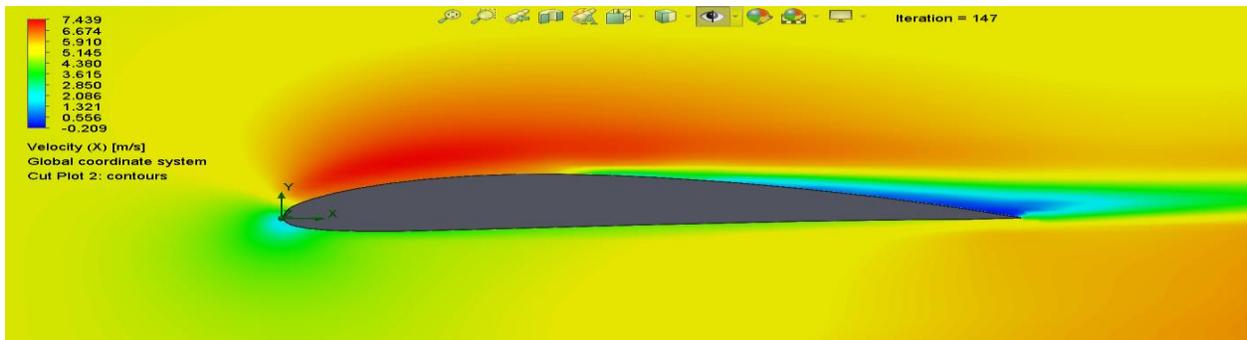
Angle4 degrés



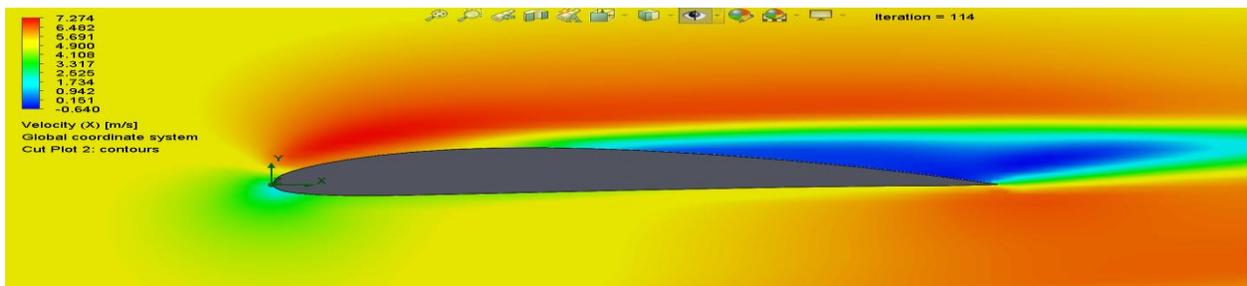
Angle 6 degrés



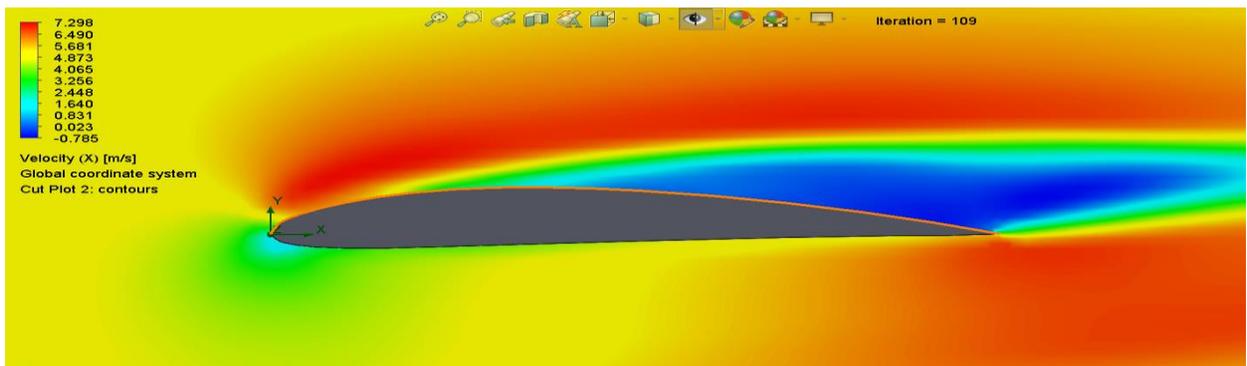
Angle 8 degree



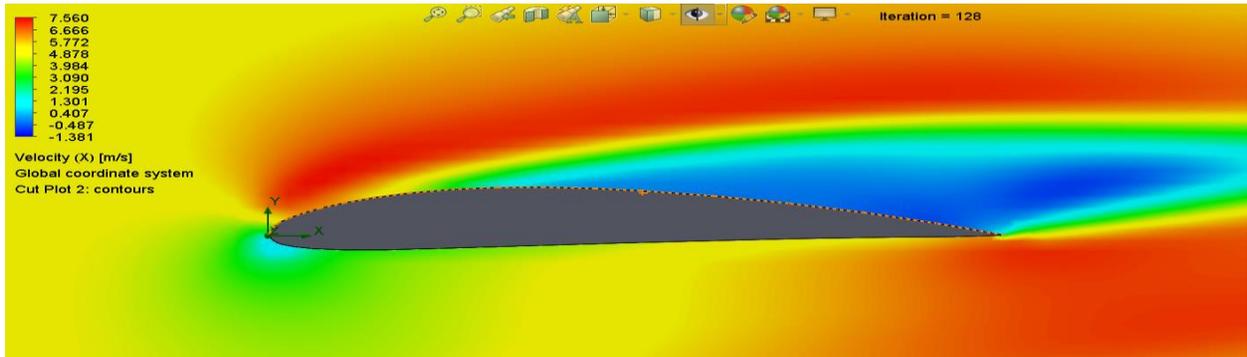
Angle 10 degree



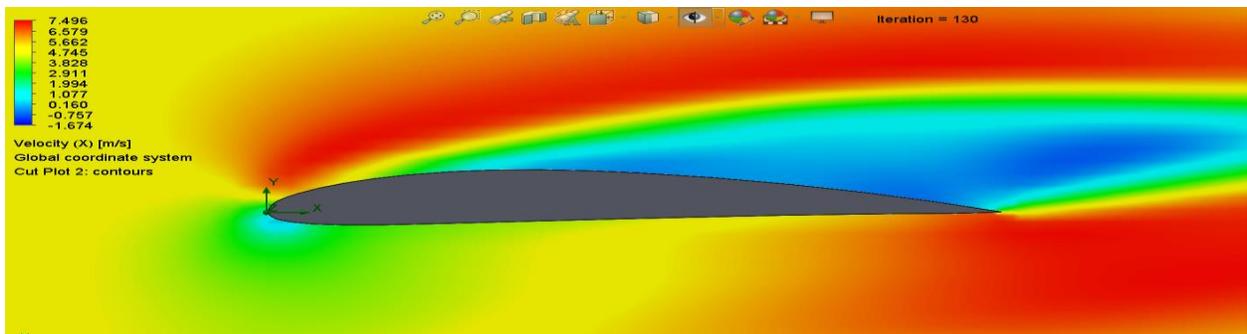
Angle 12 degrees



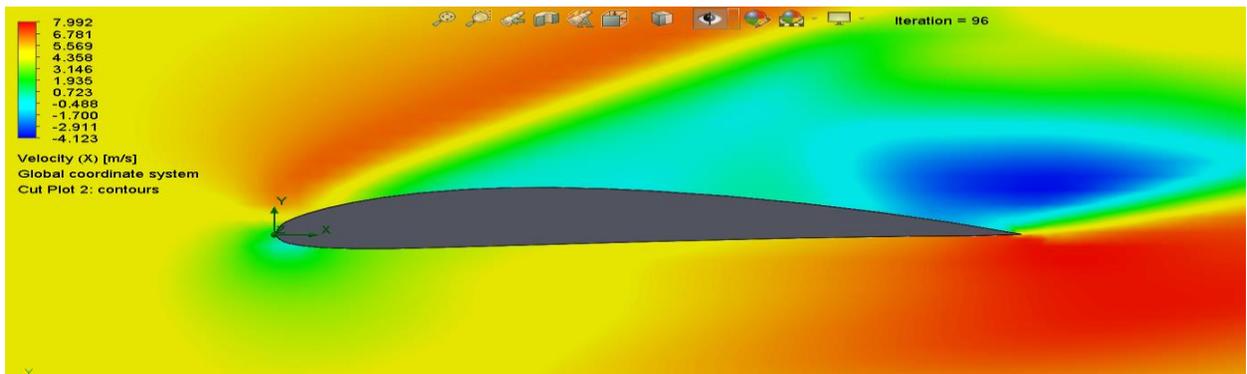
Angle 14 degrés



Angle 16 degrés



Angle 18 degrés



Angle 20 degrés

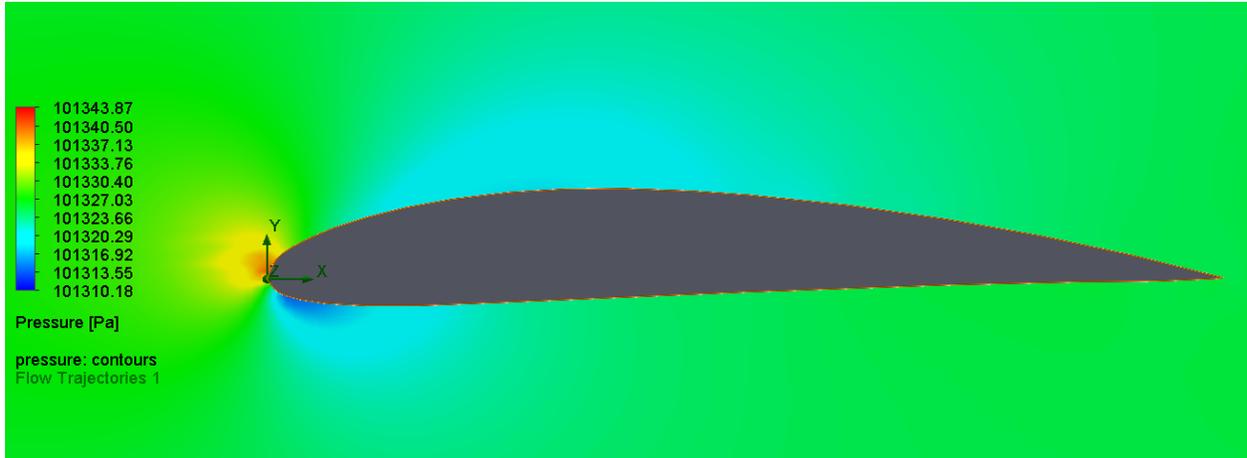
Figure III.3 : Evolution de la vitesse en fonction de l'angle d'incidence :

III.4. Evolution de la pression

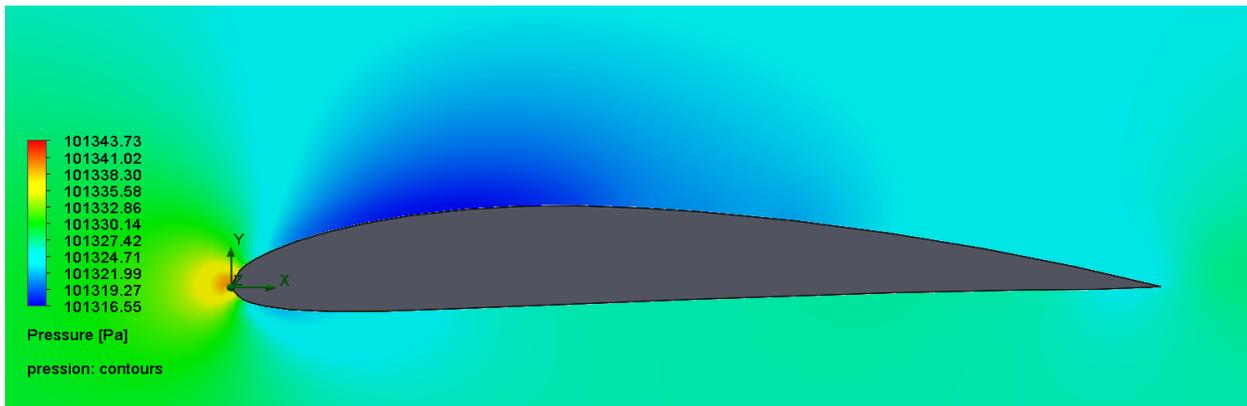
D'après les figure au dessous qui représente la distribution de la pression sur le profil d'aile étudié en fonction de l'angle d'attaque. Il est observé une il y a une zone une zone de dépression sur l'extrados du profil pour tous les angles d'incidences accompagnée d'une nette

augmentation de la pression au voisinage du bord d'attaque et l'intrados ce qui provoque la l'augmentation de la portance.

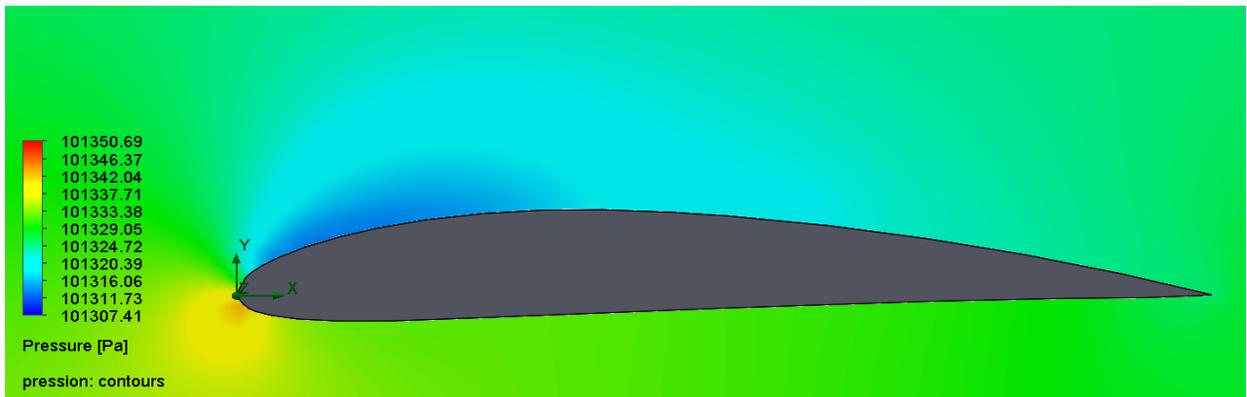
Angle 0 degrés



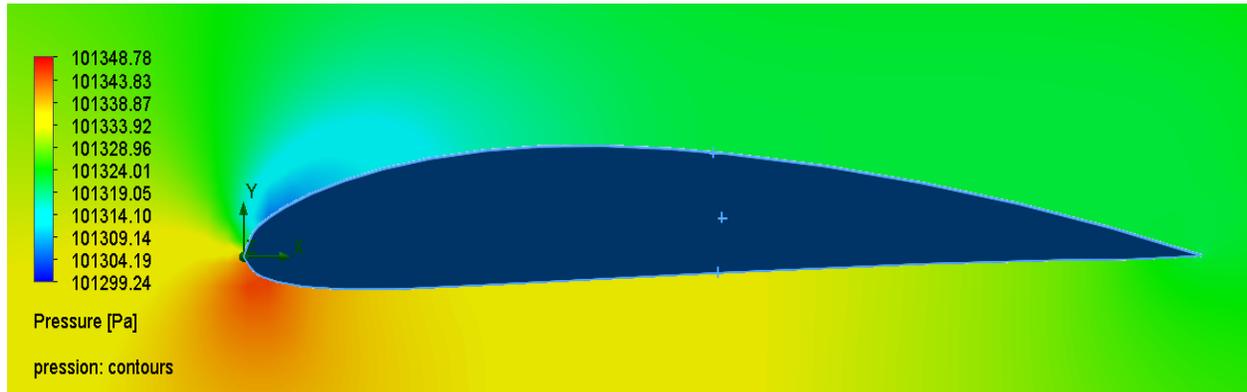
Angle 2 degrés



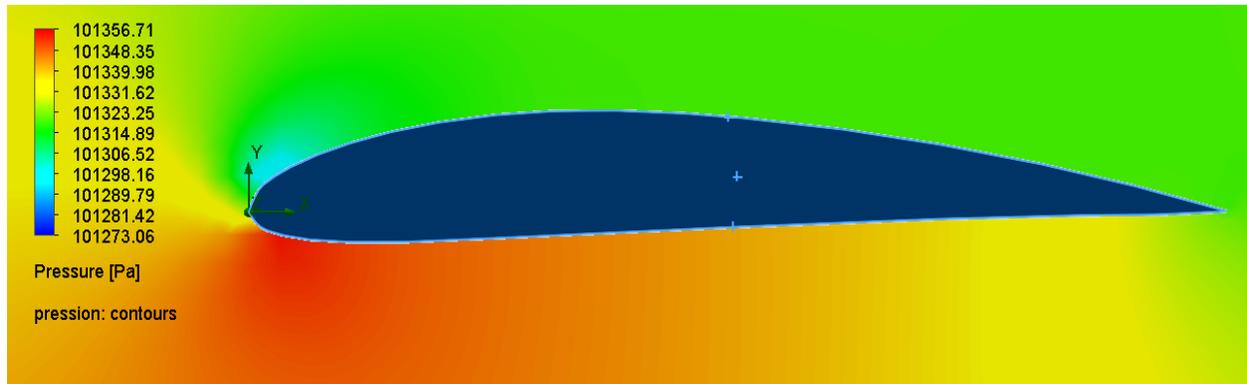
Angle 6 degrés



Angle 10degrés



Angle 16 degrés



Angle 20 degrés

Figure III.4 : Evolution de la pression en fonction de l'angle d'incidence.

III.5.Coefficient de portance

Les graphes de la figure montre l'interprétation graphique des résultats numériques, calculé par la présente étude et expérimentaux de la littérature [10], de la variation du coefficient aérodynamiques C_z , en fonction de l'angle d'incidence. D'après ces graphes, il a noté que le coefficient de la portance C_z augmente avec l'augmentation de l'angle d'incidence. Ainsi les résultats numériques sont en concordance avec ceux expérimentaux.

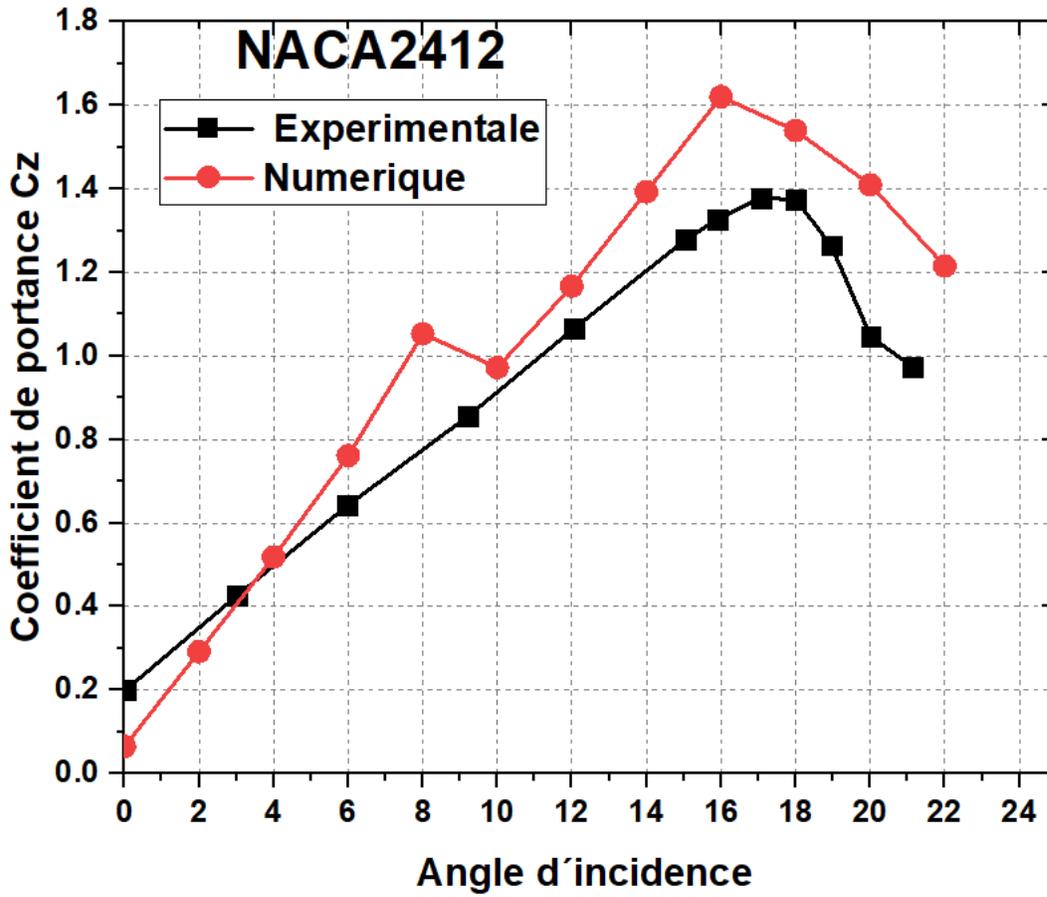


Figure III.5 : Evolution de la portance en fonction de l'angle d'incidence.

Conclusios et perspectives

Le but de ce travail est de se familiariser les notions aérodynamiques des ailes d'avion d'une part, et d'autre part d'approfondir les techniques utilisées pour résoudre les équations de l'écoulement de l'air autour des profils d'ailes d'avion, sachant que il est difficile d'approcher la solution de ses équations sans faire appel aux méthodes numériques existantes tel que ANSYS CFX, SOLIDWORKS.

Dans la présente étude, il a été évalué l'influence de l'angle d'incidence, du profil d'aile type NACA 2412, sur l'évolution de l'écoulement ainsi que les coefficients aérodynamiques, à l'aide du module de simulation FLOWSIMULATION de SOLIDWORKS.les conclusions tirés de ce travail se résumant comme suit :

- Comme toutes les études la portance augment avec l'augmentation de l'angle d'incidence ;
- La pression de sur l'intrados augmente aussi avec l'angle d'incidence jusqu'à atteindre la limite a 14° ensuite elle commence a diminué se qui se traduit par le décrochage de l'aile a cause du décalage du point de décollement de la couche limite vers l'avant du profil (bord d'attaque) ;
- La vitesse est accélérée sur l'extrados à cause de l'augmentation de l'angle d'incidence
- Le module Flow simulation de SOLIDWORKS offre des résultats satisfaisants comparé aux résultats expérimentaux.

Comme perspective pour le futur, une attention particulière devait être consacrée à l'étude des caractéristiques aérodynamiques des ailes en variant les angles de flèche, de calage de dièdre, en utilisant le code de calcul SOLIDWORKS FLOWSIMULATION.

REFERENCES

- [1] D.DEBUIS, P.MOSCA, A.TAGLIAVINI : **Connaissances générales des aéronefs (tome1): cellule et systèmes** ; Institut aéronautique JEAN MERMOZ ; édition N°2.
- [2] D.DEBUIS ,P.MOSCA, A.TAGLIAVINI :**Connaissances générales des aéronefs (tome3):électricité, équipements de secours** ; Institut aéronautique JEAN MERMOZ ; édition N°1.
- [3] ZAITSEVE.V-N ET ROUDAKOV.V-L : **Construction et résistance des avions**, édité par le ministère de l'enseignement supérieure de l'URSS.
- [4] HOCINE TEBBICHE1 and MOHAMMED S. BOUTOUDJ: **Passive Control on the NACA 4412 Airfoil and Effects on the Lift**, Springer International Publishing Switzerland 2015
- [5] GUILLAUME FILLOLA : Etude expérimentale et numérique autour des surfaces mobiles de voilure, thèse de doctorat, ONERA centre de Toulouse ,2006.
- [6] J.D. ANDERSON, Fundamentals of Aerodynamics, 2005, 4th Ed. Mc Grow-Hill, Columbus, USA.
- [7] GUGGIARI BRUNO et WEICHEL T Peter, Principes du vol dans le domaine subsonique, Lucerne,1999, Aéroclub-club de Suisse.
- [8] YUNUS , A. ÇENGEL, JOHN M. CIMBALA, Fluid Mechanics Fundamentals and Applications, 2006, higher education, 1221 Avenue of the Americas, New York.
- [9] JOHN,E, MATSSON : **an introduction to solidworks flowsimulation 2019**,SDC publication ,USA 2019 .
- [10] H. ZERROUKI , D. BOUTCHICHA :**étude de la stabilité aéroélastique de profil d'aile de type NACA 4412 a l'échelle réduite**, *23ème Congrès Français de Mécanique Lille, 28 Août au 1er Septembre 2017*