



République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la  
Recherche Scientifique

Centre Universitaire El-wancharissi de Tissemsilt

Institut de Sciences et de la Technologie

Département des Sciences et de la Technologie

Mémoire de fin d'études pour l'obtention du diplôme

de Master académique en

Filière : **Génie Mécanique**

Spécialité : **Installation Energétique et Turbomachines**

Présentée par : **CHAHED Fatima et MALEK Lalia**

*Thème*

---

# SIMULATION AÉRODYNAMIQUE D'UNE AILE D'AVION PAR SOLIDWORKS

---

Dépose le, 05.11.2020

**Devant le Jury :**

FERNINI Brahim	Encadreur	M.C.B.	CU-Tissemsilt
HAMDI amine	Examineur	M.A.A.	CU-Tissemsilt
BAGHDAD mohamed	Président	M.C.A	CU-Tissemsilt

**Année universitaire : 2019-2020**

# Remerciement

Nous remercions en premier lieu Dieu, le tout puissant, pour nous avoir donné le courage, la patience et la force nécessaire, pour affronter toutes les difficultés et les obstacles, qui sont hissés au travers de notre chemin, durant toutes les années d'études. Nous adressons nos plus sincères remerciements à nos parents, nos frères et nos sœurs, nos proches amis qui nous ont toujours étant encouragé et soutenus.

Nous tenons aussi exprimer nos remerciements à tous nos enseignants de l'institut de science et de la technologie qui nous ont guidées dans notre cursus, notamment notre promoteur Monsieur FERNINI Brahim enseignant au centre universitaire de Tissemsilt l'aide à l'accomplissement de ce travail, pour sa très grande patience et sa compréhension et ses compétences scientifiques.

Notre reconnaissance s'adresse à Monsieur BAGHDAD.M d'avoir accepté de présider le jury de mon mémoire. Ainsi, nous tenions à exprimer nos remerciements au Monsieur HAMDI.A qui a accepté d'évaluer notre travail.

Nous souhaitons adresser nos plus sincères remerciements à

- M<sup>r</sup> BAGHDAD M, MCA au centre universitaire El Wancharissi de Tissemsilt.
- M<sup>r</sup> ZEBBAR Djallal, professeur au centre universitaire El Wancharissi de Tissemsilt
- M<sup>r</sup> KHERIS Sahraoui, professeur au centre universitaire El Wancharissi de Tissemsilt
- M<sup>r</sup> BENLEFKI A, MCA au centre universitaire El Wancharissi de Tissemsilt.
- M<sup>r</sup> MOSTEFA K, MCB au centre universitaire El Wancharissi de Tissemsilt.

Cette page ne serait être complète sans remercier toutes les personnes qui nous ont soutenu de près et de loin à réussir ce modeste travail.

# 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 soutenus 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 Nora et Houria et Nassima qui m'ont beaucoup aidés par leur présence, leur encouragement et leur amour.

Mes chers frères Zoubir, Djalal et Mohammed

Mes beaux anges Serin Maram, Wassim et Taim

À mes cousins Hiba, Ahlem Zahira

Je tiens à dédier spécialement ce travail à mon encadreur Mr. Fernini brahim et à tous mes professeurs du centre universitaire El – Wancharissi de Tissemsilt

À mon cher ami Mekdoud .med O ma grâce dans le monde, oh la plus belle que j'ai connue, Merci d'être avec moi

À mes amis Alia, Imane, Yasmine et nadjet

Tous mes amis de la section du 3<sup>ème</sup> année construction mécanique

Merci d'être toujours à mes côtés, par votre présence, par votre amour dévoué et votre tendresse, pour donner du goût et du sens à ma vie. Je ce travail l'expression de mon estime et mon sincère attachement. Je prie Dieu, le tout puissant, pour qu'il vous donne bonheur et prospérité.

# Dédicace

J'ai le grand plaisir de dédier ce modeste travail:

À mon très Cher Père : pour ses encouragements, son soutien, surtout pour son amour

À ma très Chère Mère : qui me donne toujours l'espoir de vivre et son sacrifice pour mon succès

À mes chères sœurs : Malika et ses enfants Beissan Nour elyakin et Mohamed, Amina et son fils  
Abed el Hadi, Samia et sa fille Aya pour leurs encouragements permanents, et leur soutien moral.

À mes Cher Frères Djamel et Houari pour leur appui et leur encouragement

À mon fiancé Mounir : pour leur encouragement, et sa famille Laadj

À mes chers et fidèles amis : Saida, Imane, Amel, Yassmin et spécialement

Mon binôme Fatima et sa famille qui j'ai eu le plaisir de partager ce modeste

Travail merci d'être à mes côtés au long de ce trajet et pour ton amitié

À tous ceux qui mon aider de près ou de loin

À toute la promotion Génie mécanique installations énergétiques et turbomachines 2018-2020.

# Liste des figures

## CHAPITRE 01 : Généralité sur les ailes d'avion (État de l'art)

Fig.1.1– Schéma représentatif de l'aile .....	16
Fig.1.2– Aile en caisson .....	18
Fig.1.3– Composition interne d'une aile d'avion .....	18
Fig.1.4– Composition d'une aile d'avion .....	19
Fig.1.5– Ailette d'un avion-cargo KC-135A .....	20
Fig.1.6– Ailerons .....	20
Fig.1.7– Becs de bords d'attaque .....	21
Fig.1.8– Divers types de volet et bec (Sur bord d'attaque) 1 - Volet basculant 2-Volet Krueger 3 – Bec à fente .....	21
Fig.1.9– Volets de bord de fuite .....	22
Fig.1.10– Divers types de volets sur bord de fuite .....	22
Fig.1.11– Générateurs de vortex installés sur un Gloster Javelin FAW.8 (XH992) .....	23
Fig.1.12– Aérofreins .....	23
Fig.1.13– Disposition du spoiler sur un Boeing 707 aile .....	24
Fig.1.14– Angle de flèche .....	24
Fig.1.15– Angle de dièdre .....	25
Fig.1.16– Angle de calage .....	25
Fig.1.17– Caractéristiques géométrique de l'aile d'avion .....	26
Fig.1.18– Différents position d'aile .....	26
Fig.1.19– Différentes forme d'aile d'Avion .....	27
Fig.1.20– Forme et disposition des VGs à l'extrados du profil .....	29
Fig.1.21– Contours de vitesse autour du bord d'attaque pour un boîtier de profil aérodynamique..... propre. 1 <sup>ère</sup> ligne: $\alpha = -4^\circ$ (Gauche) et $\alpha = -2^\circ$ (Droite), 2 <sup>ème</sup> ligne: $\alpha = 2^\circ$ (Gauche) et $\alpha = 4^\circ$ (Droite),...30	

## CHAPITRE 02 : Aérodynamiques des ailes

Fig.2.1– Profil d'aile .....	34
Fig.2.2– Profil cambré .....	35
Fig.2.3– Classification géométrique des profils d'aile .....	38
Fig.2.4– Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression .....	39
Fig.2.5– Portance .....	39
Fig.2.6– Variation de la pression en fonction de la section de passage selon le théorème de..... Bernoulli .....	40

Fig.2.7– Moments aérodynamiques .....	42
Fig.2.8– Foyer du profil .....	42
Fig.2.9– Polaire .....	44
Fig.2.10– Centre de pression est fonction de l'angle d'attaque .....	45
Fig.2.11– Écoulement d'air .....	46
Fig.2.12– Couche limite sur un profil .....	46
Fig.2.13– Profil de vitesse lors de décollement de la couche limite sur un corps profilé .....	47
Fig.2.14– Sillage avec et sans décollement .....	48
Fig.2.15– Définition des pressions totale $p_0$ statique $p$ sur un tube de Prandtl .....	50
Fig.2.16– Différents régimes d'écoulement .....	51

### **CHAPITRE 03 : Simulations aérodynamiques d'une aile d'avion (Profil NACA 4412)**

Fig.3.1– Profil NACA4412 en 2D par logiciel solidworks .....	<b>Error! Bookmark not defined.</b>
Fig.3.2– Interface de la géométrie de logiciel Solidworks du profil NACA 4412 pour différent angle d'attaque .....	56
Fig.3.3– Vue de face.....	57
Fig.3.4– Vue isométrique .....	57
Fig.3.5– Flux d'air d'un angle d'attaque $0^\circ$ .....	58
Fig.3.6– Flux d'air d'un angle d'attaque $15^\circ$ .....	58
Fig.3.7– Flux d'air d'un angle d'attaque $30^\circ$ .....	59
Fig.3.8– Flux d'air d'un angle d'attaque $45^\circ$ .....	59
Fig.3.9– Pression total en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $0^\circ$ .....	59
Fig.3.10– Pression total en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $15^\circ$ .....	60
Fig.3.11– Pression total en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $30^\circ$ .....	60
Fig.3.12– Pression total en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $45^\circ$ .....	60
Fig.3.13– Force de portance en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $0^\circ$ .....	61
Fig.3.14– Force de portance en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $15^\circ$ .....	61
Fig.3.15– Force de portance en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $30^\circ$ .....	62
Fig.3.16– Force de portance en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque $45^\circ$ .....	62
Fig.3.17– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque $0^\circ$ .....	63
Fig.3.18– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque $15^\circ$ .....	63
Fig.3.19– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque $30^\circ$ .....	63
Fig.3.20– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque $45^\circ$ .....	64

# Liste des tableaux

## **CHAPITRE 01 : Généralité sur les ailes d'avion (État de l'art)**

Tableau 1.1– $C_x$ et $C_z$ par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 6409 .....	28
--	----

## **CHAPITRE 03 : Simulations aérodynamiques d'une aile d'avion (Profil NACA 4412)**

Tableau 3.1– Caractéristiques du profil NACA 4412 .....	54
Tableau 3.2– Coordonnées du profil NACA 4412. ....	55
Tableau 3.3– Détail du maillage en utilisant SolidWorks .....	56
Tableau 3.4– Paramètres de simulation.....	58

# Nomenclature

## Lettres Grecques

Symboles	Signification	Unités (SI)
$\varphi$	Angle de flèche	[°]
$\delta$	Angle dièdre	[°]
$\theta$	Angle de calage	[°]
$\alpha$	Angle d'attaque	[°]
$\rho$	Masse volumique	[kg/m <sup>3</sup> ]
$\lambda$	Allongement	[-]
$\tau$	Tenseur des contraintes visqueuses	[pa]
$\mu$	Viscosité dynamique	[kg/m.s]
$\nu$	Viscosité cinématique	[m <sup>2</sup> .s <sup>-1</sup> ]

## Lettres Latines

Symboles	Signification	Unités (SI)
<b>A</b>	Borde d'attaque	[-]
<b>B</b>	Borde de fuite	[-]
<b>AB</b>	Corde de référence	[m]
<b>L</b>	Longueur de la corde	[m]
<b>F</b>	Flèche maximale	[m]
<b>b</b>	Envergure du profil	[m]
<b>C</b>	Corde du profil	[m]
<b>e<sub>max</sub></b>	Épaisseur	[m]
	Allongement relative du profil	[-]
<b>S</b>	Surface alaire	[m <sup>2</sup> ]
<b>E</b>	Effilement De l'aire	[-]
<b>Ce</b>	Extrémité De l'aile (Soumun)	[m]
<b>P</b>	Pression	[ pa]
<b>T</b>	Temp	[s]
<b>g</b>	Accélération de pesanteur	[m/s <sup>2</sup> ]
<b>E</b>	Épaisseur relative	[m] [m/s <sup>2</sup> ]
<b>R</b>	Résultante aérodynamique	[kg.ms <sup>-2</sup> ]
<b>V</b>	Vitesse	[m.s-1]
<b>M</b>	Moment aérodynamique	[N.m]



<b>a</b>	Vitesse de son	[m.s <sup>-1</sup> ]
<b>L</b>	Longueur caractéristique	[m]
<b>W</b>	Vitesse relative du vent sur la pale	[m.s <sup>-1</sup> ]
<b>F<sub>x</sub></b>	Force de traînée	[kg.ms <sup>-2</sup> ]
<b>F<sub>z</sub></b>	Force de portance	[kg.ms <sup>-2</sup> ]
<b>f</b>	Finesse	[-]
<b>C<sub>x</sub></b>	Coefficient de traîné	[-]
<b>C<sub>z</sub></b>	Coefficient de portance	[-]
<b>C<sub>m</sub></b>	Coefficient de moment	[-]
<b>C<sub>p</sub></b>	Coefficient de pression	[-]
<b>C<sub>f</sub></b>	Coefficient de frottement	[-]
<b>CL</b>	Moment de roulis	[N.m]
<b>C<sub>m</sub></b>	Moment de tangage	[N.m]
<b>C<sub>n</sub></b>	Moment de lacet	[N.m]
<b>V<sub>x</sub></b>	Vitesse horizontal	[m.s <sup>-1</sup> ]
<b>V<sub>z</sub></b>	Vitesse vertical	[m.s <sup>-1</sup> ]
<b>C<sub>g</sub></b>	Centre de gravité	[N]
<b>U</b>	Vitesse	[m.s <sup>-1</sup> ]
<b>Q</b>	Pression dynamique	[pas]
<b>N</b>	Vitesse de rotation	[RPM]
<b>P<sub>0</sub></b>	Pression totale	[pa]

### Nombre adimensionnel

#### Symboles      Signification

<b>Ma</b>	Nombre de mach
<b>Re</b>	Nombre de reynold

### Abréviation

<b>LEBU</b>	Large eddy break up
<b>NASA</b>	National Aeronautics and Space Administration
<b>NACA</b>	National Advisory Committee for Aeronautics
<b>VGs</b>	Acronyme pour vortex generators (Générateurs de vortex en langue française)
<b>CFD</b>	Computational fluide dynamique

# Sommaire

Remerciement.....	2
Dedicace 01 .....	3
Dedicace 02 .....	4
Liste des figures.....	5
Liste des tableaux .....	7
Nomenclature .....	8
Sommaire.....	10
Introduction generale.....	13

## **CHAPITRE 01 : Généralité sur les ailes d'avion (État de l'art)**

Introduction .....	16
1.1 Définition l'aile d'avion .....	16
1.2 Rôle des ailes d'un avion.....	16
1.3 Anatomie de l'aile.....	17
1.3.1 Mono longeron .....	17
1.3.2 Multi longerons .....	17
1.3.3 Caissons .....	17
1.4 Structure général d'une aile d'avion.....	18
1.5 Principales composantes d'une aile d'avion.....	18
1.5.1 Structure interne des ailes .....	18
1.5.2 Gouvernes (Bord d'attaque et de bord de fuite) .....	19
1.5.2.1 Winglet ou ailette verticale marginale.....	19
1.5.2.2 Ailerons .....	20
1.5.2.3 Volets hypersustentateurs .....	20
1.5.2.4 Dispositifs hypo sustentateurs .....	23
1.6 Caractéristiques géométriques d'une l'aile .....	24
1.7 Caractéristiques aérodynamiques de l'aile d'avion .....	26
1.8 Différentes types d'ailes .....	26
1.8.1 Suivant leur position .....	26
1.8.2 Suivant leurs formes.....	27
1.9 État de l'art .....	27
Conclusion.....	32

## CHAPITRE 02 : Aérodynamiques des ailes

Introduction .....	34
2.1 Profil d'une aile d'avion .....	34
2.1.1 Définition .....	34
2.1.2 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile .....	35
2.1.3 Dénomination des profils .....	36
2.1.4 Familles des profils NACA .....	36
2.1.5 Différents types des profils .....	38
2.2 Caractéristiques aérodynamiques d'un profil .....	39
2.2.1 Portance (lift) .....	39
2.2.2 Trainée (Drag) .....	41
2.3 Moments aérodynamique .....	41
2.4 Coefficients aérodynamique .....	43
2.5 Les principales caractéristiques aérodynamiques des profils .....	43
2.5.1 La Polaire $C_z = f(C_x)$ .....	43
2.5.2 La finesse .....	44
2.6 Centre de pression (Cp) .....	45
2.7 L'écoulement .....	45
2.7.1 L'écoulement d'air sur les ailes d'un avion revêt différents aspects .....	45
2.8 Couche limite .....	46
2.8.1 Le décollement de la couche limite et le décrochage aérodynamique .....	47
2.8.2 Sillage des profils .....	47
2.9 Modèle mathématique .....	48
2.9.1 Équations de Navier-Stokes .....	48
2.9.1.1 Formulation différentielle .....	48
2.9.1.2 Expression pour les écoulements de fluides incompressibles .....	49
2.9.2 Équation de Bernoulli .....	49
2.9.3 Paramètres adimensionnels .....	50
2.9.3.1 Nombre de mach .....	51
2.9.3.2 Nombre de Reynolds .....	51
Conclusion .....	52

## CHAPITRE 03 : Simulations aérodynamiques d'une aile d'avion (Profil NACA 4412)

Introduction .....	53
3.1 Présentation du profil utilisé NACA 4412 .....	54

3.2 Objectif principal.....	55
3.3 Logiciel du Solidworks .....	55
3.4 Simulation sur Solidworks.....	56
3.4.1 Construction de la géométrie .....	56
3.4.2 Maillage de profil .....	56
3.5 Résultat et interprétation.....	58
3.6 Interprétation.....	64
Conclusion .....	65
Conclusion generale .....	67
Référence bibliographique .....	68
Résumé .....	70

## **Introduction général**

## Introduction général

L'aérodynamique est la science qui étudie l'action de l'air en mouvement sur un obstacle profil et qui intervient essentiellement dans la conception des corps en mouvement tels que les avions, les missiles, les voitures et les turbomachines. Elle a pour but d'étudier les phénomènes qui se produisent lorsqu'un corps solide est en mouvement relatif dans un fluide qui l'entoure.

C'est aussi une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que leurs effets sur les éléments solides qu'ils environnent. Elle s'applique aux véhicules en mouvement dans l'air (Aéronefs ,ailes d'avion ,avion, pales d'hélicoptère, pales d'éolienne, aubes des turbomachines), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs), aux installations fixes dans un air en mouvement subissant les effets du vent (Bâtiments, tours, ponts) ou des tines sa la production d'énergie (Éoliennes), aux systèmes mécaniques transformant une énergie aérodynamique en énergie mécanique et vice versa (Turbines, 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. Ce travail est composé de trois chapitres :

- Le premier chapitre est consacré aux généralités sur les ailes d'avions et une étude bibliographique afin de passer en revue les différents travaux antérieurs réalisés dans le domaine des écoulements autour d'un profil d'aile.
- Le deuxième 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).
- Dans le dernier chapitre, une simulation numérique de l'écoulement autour du profil étudié à l'aide du code de calcul (Solidworks). 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. 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 interprétés.

**CHAPITRE 01**  
**Généralité sur les ailes d'avion (État de l'art)**

## Introduction

Depuis les débuts du vol , différentes formes d'ailes ont été visualisées pour sécuriser le soulèvement d'objets lourds de l'air , l'homme a commencé à citer les ailes d'oiseau en premier , puis, au début du XXe siècle, il a développé de nouveaux types d'ailes , il a permis d'augmenter sa charge maximale pour transporter des charges plus importantes , et réduit la résistance à l'air (Restauration du profil) pour voler plus rapidement sur de grandes distances ,avec une consommation de carburant minimale. [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 ses différents types. Et enfin citer les différents travaux réalisés sur ce sujet, en particulier les profils NACA.

### 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).

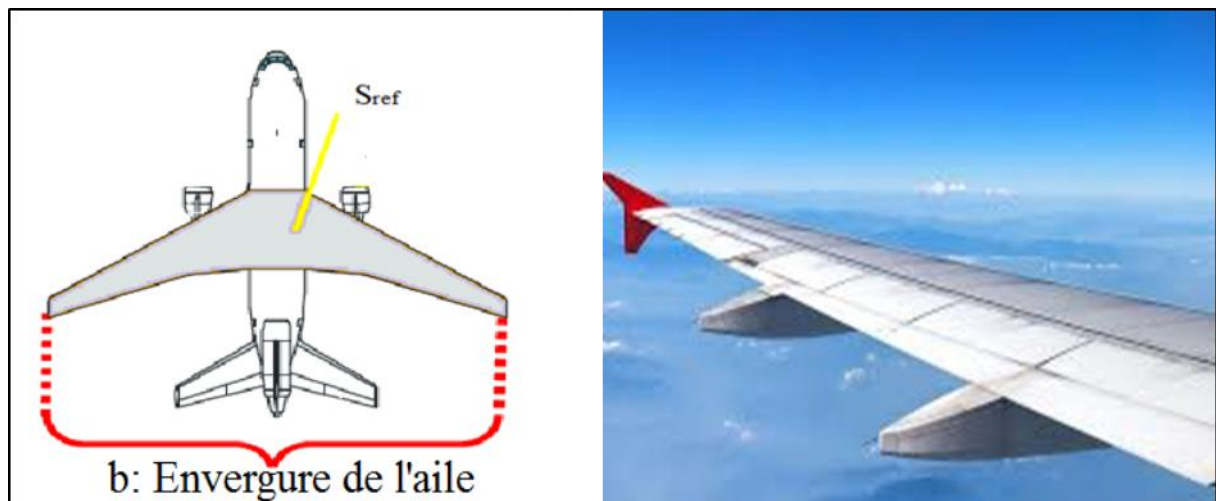


Fig.1.1– Schéma représentatif de l'aile [2]

On définit également l'allongement d'une aile noté  $\lambda$  qui est égale au carré de l'envergure divisé par la surface de référence. [2]

$$\lambda = \frac{b^2}{S_{ref}} \quad (1.1)$$

### 1.2 Rôle des ailes d'un avion

Les ailes sont une partie essentielle des aéronefs utilisés pour le levage, tourner, atterrir et contrôler l'avion, Sans ailes les avions ne peuvent 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 forte, 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. [3]

### **1.3 Anatomie de l'aile**

Il existe trois structures classiques:

#### **1.3.1 Mono longeron**

Il est utilisé dans le bois et la toile ou le bois et le contreplaqué. Un longeron traverse toute l'envergure de l'aile sur. Il permet également d'absorber les forces de flexion de l'aile. Un faux longeron traverse l'aile arrière sans être attaché au fuselage. Des éléments transversaux relient les deux. Ce sont les nervures. Les nervures jouent le rôle des cadres de fuselage et ont la forme exacte du profil de l'aile. [4]

#### **1.3.2 Multi longerons**

Il est courant d'observer une structure multi-longerons. Dans ce type d'architecture, l'aile contient au moins deux longerons et un certain nombre de faux longerons qui augmente à la rigidité. Plusieurs nervures s'appuient sur les éléments longitudinaux. Cela permet d'obtenir des structures suffisamment rigides pour construire des ailes avec de très grandes envergures ou des ailes qui résistent aux grandes limitations des très grandes vitesses. [4]

#### **1.3.3 Caissons**

La construction diffère des deux autres en ce qu'il n'y a plus de longerons. Mais la structure de l'aile est divisée. Les sections longitudinales (Direction des nervures) et transversales (Direction des nervures) définissent des volumes appelés caissons sur tous les aéronefs civils, L'aile fait également office de réservoir de carburant (Jusqu'à 300000 litres) et contribue ainsi à la rigidité de l'aile. Enfin, Certaines parties du revêtement peuvent être constituées d'un matériau appelé « Sandwich ». Il est similaire à l'emballage en carton. Une structure en nid d'abeille recouverte de tôles, Forte résistance à la pression, Il est utilisé pour produire des pièces exposées à ce type de contraintes, comme les planchers, les bords d'attaque et les empennages. [5]

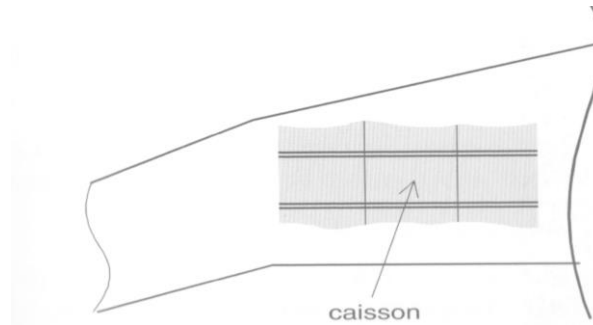


Fig.1.2– Aile en caisson [5]

#### 1.4 Structure général d'une aile d'avion

La structure sera, elle 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. [5]

#### 1.5 Principales composantes d'une aile d'avion

##### 1.5.1 Structure interne des ailes

Il est constitué de longerons pour résister à la plupart des sollicitations (En flexion), ainsi que de nervures pour donner la forme, transmettre aux longerons les efforts venant du revêtement, Et il supporte une grande partie des contraintes de torsion. À cela s'ajoute un revêtement, et souvent des lisses. [6]

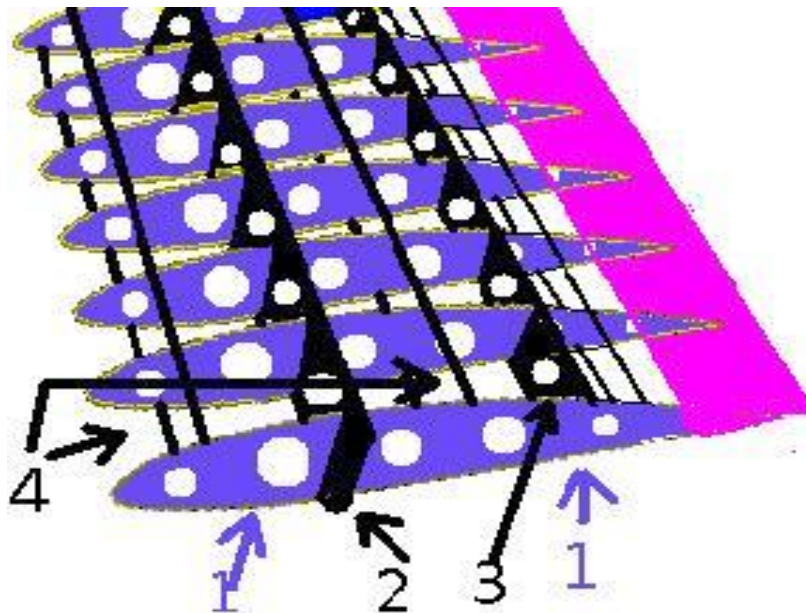
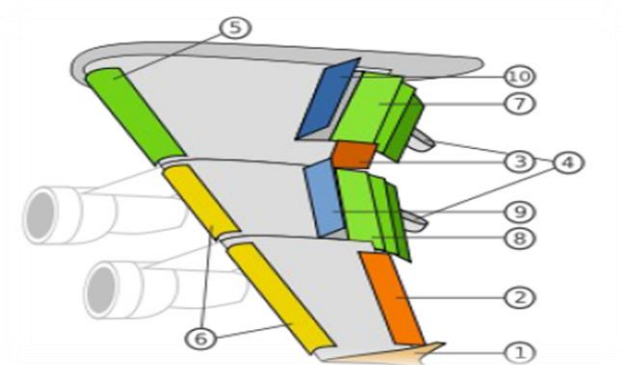


Fig.1.3– Composition interne d'une aile d'avion [6]

- 1) Nervures

- 2) Longeron principal
- 3) Longeron arrière
- 4) Lisses.

### 1.5.2 Gouvernes (Bord d'attaque et de bord de fuite)



**Fig.1.4– Composition d'une aile d'avion [7]**

- 1) Ailette verticale marginale (Winglet en anglais)
- 2) Aileron basse vitesse
- 3) Aileron haute vitesse
- 4) Rail de glissement des volets
- 5) Becs de bord d'attaque de type Kruger
- 6) Becs de bord d'attaque de type slats
- 7) Volets intérieurs de type Fowler
- 8) Volets extérieurs de type Fowler
- 9) Spoilers (destructeur de portance)
- 10) Spoilers / Aérofreins

#### 1.5.2.1 Winglet ou ailette verticale marginale

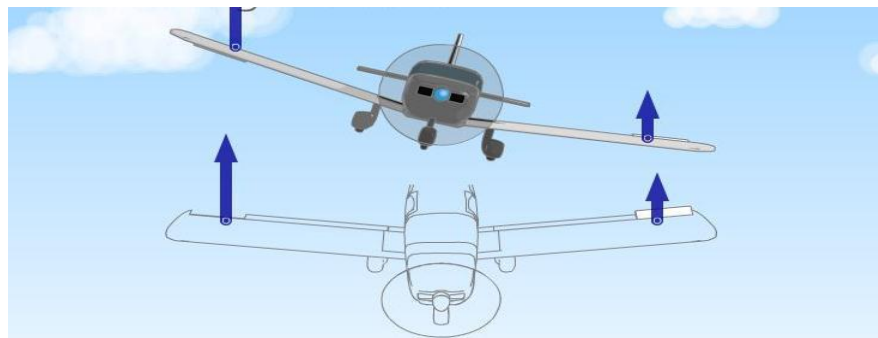
Certaines ailes d'avion contiennent un composant supplémentaire appelé winglet, Qui est situé à l'extrémité de chaque aile. Son but est de réduire la résistance (Ou résistance à l'air) produite par l'aile lorsqu'elle est propulsée dans l'air. Cela ne permet tout simplement pas à l'avion de voler plus vite, mais cela signifie aussi qu'il brûle moins de carburant, Cela lui permet de parcourir de plus longues distances sans faire le plein. [8]



**Fig.1.5– Ailette d'un avion-cargo KC-135A [9]**

### 1.5.2.2 Ailerons

Les ailerons font bouger l'avion autour de son axe de roulis, ils sont situés au bord de fuite des ailes à l'extrémité. Leur mouvement est inversé, il diminue vers le haut, les autres diminuent automatiquement, ils sont entraînés à droite, à gauche ou par rotation du volant, lorsque les ailerons sont en position neutre, la force de portance est appliquée symétriquement aux deux ailes, En changeant la position d'un aileron, on augmente ou diminue la portance à cet endroit, comme les ailerons sont inversés, la portance augmente d'un côté de l'avion et diminue de l'autre côté, ce déséquilibre des forces appliquées à l'aile provoque une rotation autour de l'axe de roulis. [10]



**Fig.1.6– Ailerons [10]**

### 1.5.2.3 Volets hypersustentateurs

Il vous permet de voler à basse vitesse pour les besoins d'atterrissage et de décollage. Pour maintenir la portance constante, La diminution de la vitesse est compensée par une augmentation de la surface de l'aile et / ou une augmentation de la courbure ( $C_x$  et  $C_z$  modifiés). [11]

#### a. Volets hypersustentateurs de bord d'attaque

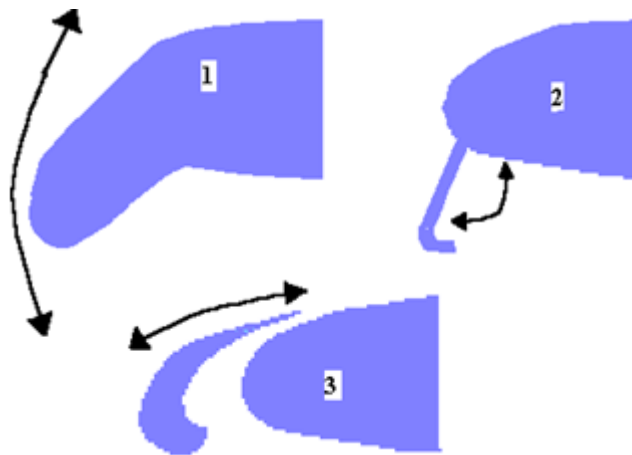
Les bords de bords d'attaque augmentent la portance en modifiant la cambrure de l'aile et parfois sa surface.



**Fig.1.7– Becs de bords d’attaque [11]**

**b. Effets des becs de bord d’attaque sont :**

- Augmentation plus ou moins importante la portance (Selon le type de becs)
- Augmentation de la traînée, cela entraîne une réduction de la vitesse de décrochage.
- Une augmentation de la surface alaire. [11]



**Fig.1.8– Divers types de volet et bec (Sur bord d’attaque) 1 - Volet basculant 2-Volet Krueger 3 – Bec à fente [11]**

**c. Volets hypersustentateurs de bord de fuite**

Les volets de bord de fuite augmentent la portance de modifiant la cambrure de l’aile et parfois aussi sa surface. Avec les volets de bord de fuite, le pilote peut augmenter plus ou moins la portance en agissant sur les différents angles ou crans de réglage.

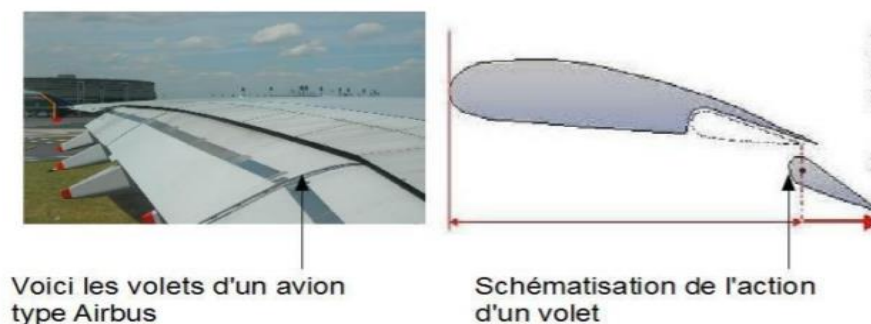


Fig.1.9– Volets de bord de fuite [12]

1. **Volet simple à courbure ordinaire** : Ce volet pivote vers le bas, il augmente la cambrure et la portance mais ce profil est surtout utilisé pour les petits avions.
2. **Volet d'intrados** : Seul l'intrados de l'aile est changé, il se braque vers le bas augmentant ainsi la portance mais aussi la traînée. la déflexion du volet donne un effet de courbure retardant ainsi le décollement. Ce dispositif est maintenant peu utilisé.
3. **Volet Fowler** : Il s'agit d'une aile auxiliaire se logeant sous l'extrados. le déplacement de ce volet combine à la fois une rotation et une translation, il permet ainsi les effets de courbure.
4. **Volet de courbure à fente** : Ce type de volet allie le braquage vers le bas avec un léger recul, qui ouvre une fente entre l'aile et le volet pour permettre à l'air de passer de l'intrados vers l'extrados afin de redonner de l'énergie à la couche limite et de retarder le décollement de celle-ci sur le volet. [12]

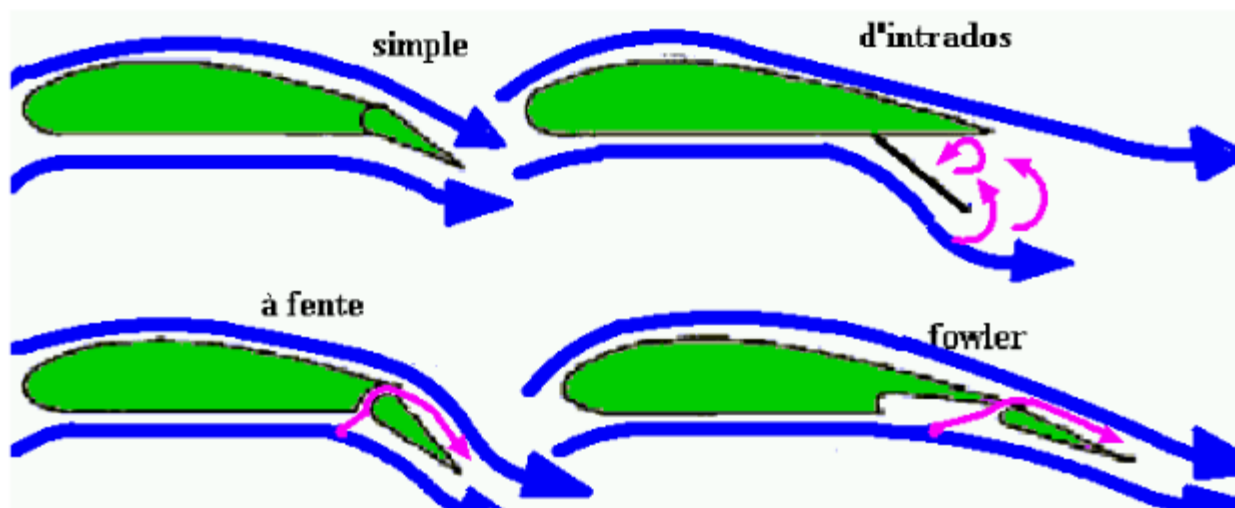
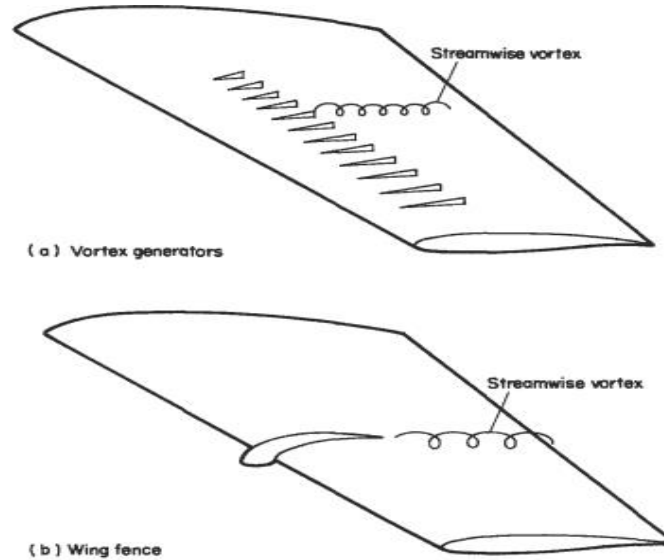


Fig.1.10– Divers types de volets sur bord de fuite [12]

Il existe aussi des dispositifs plus complexes destinés, soit à provoquer les transitions ou retarder les décollements de la couche limite comme les générateurs de vortex (Fig.1.11), soit à réduire la traînée de frottement des couches limites turbulentes comme les « Ribbles » et les systèmes « Large Eddy Break Up » (LEBU) (Fig.1.11)

- Les ribles sont des surfaces striées dans le sens de l'écoulement, qui orientent la couche limite turbulent dans une direction longitudinal afin de réduire le cisaillement transversal.
- Les systèmes LEBU sont des dispositifs destinés à casser les grandes structures de la couche limite turbulent, Ces deux systèmes permettent d'obtenir des réductions de traînée de 7 à 8%. [12]



**Fig.1.11– Générateurs de vortex installés sur un Gloster Javelin FAW.8 (XH992) [12]**

#### 1.5.2.4 Dispositifs hypo sustentateurs

Les dispositifs hypo sustentateurs servent à augmenter la traînée qui est une des forces qui agit sur l'avion. Cette traînée va augmenter et elle va agir sur la vitesse principalement.

Les dispositifs hypo sustentateurs sont les aérofreins et les spoilers. Aérofrein est le nom global des dispositifs hypo sustentateurs. [13]

##### a. Aérofreins

Les aérofreins sont des panneaux encastrés dans la voilure ou le fuselage dont la sortie dans l'écoulement de l'air permet d'augmenter la traînée. [13]



**Fig.1.12– Aérofreins [12]**

## b. Spoilers

Les spoilers sont des panneaux de face supérieure dont les déflexions peuvent être symétriques (Fonction de freinage pneumatique) ou asymétriques (Fonction de chaîne, c'est-à-dire réduisant la portance de l'aile intérieure dans les virages). [14]

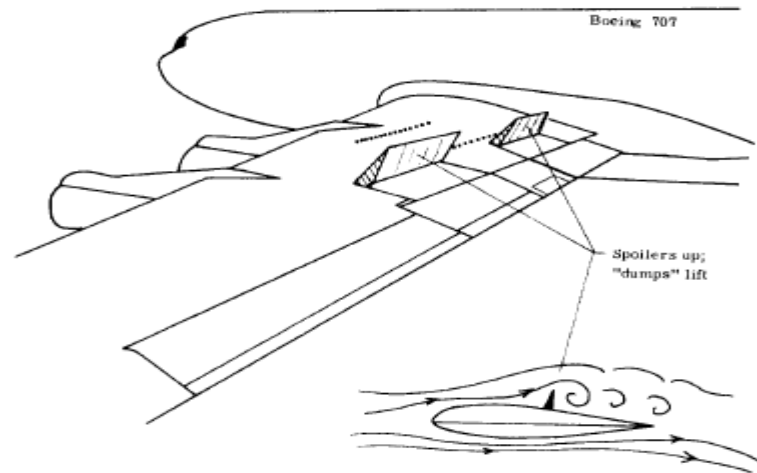


Fig.1.13– Disposition du spoiler sur un Boeing 707 aile [14]

## 1.6 Caractéristiques géométriques d'une l'aile

La géométrie d'une aile se définit en fonction de plusieurs éléments [15]

- **Flèche ( $\varphi$ )** : Angle formé par la perpendiculaire horizontale de l'axe longitudinal de l'avion et le bord d'attaque de l'aile (La flèche est un élément de la stabilité de route de l'avion). La flèche d'une voilure est exprimée en degrés. Elle peut être positive (vers l'arrière), négative ou nulle. [16]

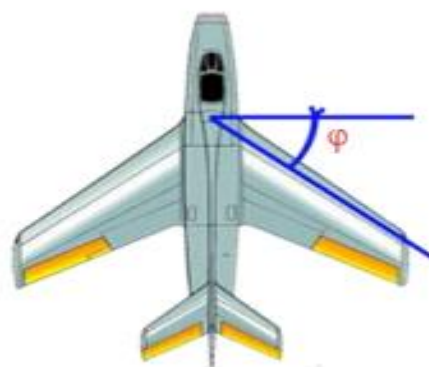


Fig.1.14– Angle de flèche [16]

- **Dièdre ( $\delta$ )** : Angle formé par l'horizontale et le plan de l'aile (Le dièdre est un élément de la stabilité latérale de l'avion). Le dièdre d'une voilure peut être exprimé en degrés ou en mètres mesurés en bout d'aile. [16]



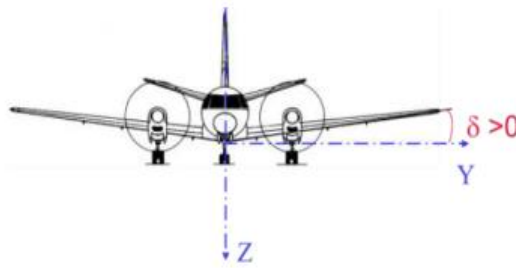


Fig.1.15– Angle de dièdre [16]

- **Angle de calage ( $\theta$ ):** C'est l'angle  $\alpha$  entre la corde du profil de l'aile et l'axe longitudinal de l'aéronef. Ceci permet de diminuer la traînée en vol de croisière. [16]



Fig.1.16– Angle de calage [16]

- **L'envergure :** Distance entre les deux saumons.
- **L'allongement ( $\lambda$ ) [-] :**  $\lambda = \frac{b^2}{S_a}$ , les planeurs ont des voilures à fort allongement (de 20 à 25), les avions classiques de 6 à 12 et les avions rapides à faible allongement (de 3 à 5).
- **Saumon ( $C_e$ ) :** L'extrémité de chaque aile se termine par une forme profilée appelée saumon. qui sert à son équilibrage.
- **L'emplature :** Partie de l'aile qui assure la jonction avec le fuselage.
- **Karman :** Carénage de raccordement entre le fuselage et la voilure. Il permet par sa forme aérodynamique, de favoriser l'écoulement des filets d'air.
- **Surface alaire  $S_a$  [m<sup>2</sup>] (La surface portante de l'aile) :** les deux demi-ailes + la zone du fuselage entre les deux demi-ailes.
- **Charge alaire (kg / m<sup>2</sup>)  $C = M / S_a$  :** Rapport de la masse de l'avion sur la surface alaire (Surface portante).
- **Effilement de l'aile :** Rapport de la corde de profil à l'extrémité de l'aile (Saumon) à la corde de profil à l'emplature.  $\left( E = \frac{C_e}{C_i} = \frac{2 \cdot S_a}{b \cdot C_i} - 1 \right)$  Valeur moyenne de l'ordre de 0,7.

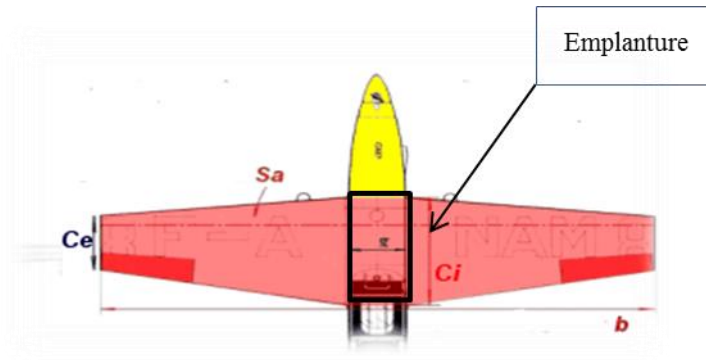


Fig.1.17– Caractéristiques géométrique de l'aile d'avion [15]

### 1.7 Caractéristiques aérodynamiques de l'aile d'avion

Les propriétés aérodynamiques les plus importantes de l'aile étendue limitée sont la portance, et la traînée que nous allons utiliser sous la forme de leurs dimensions, que nous appellerons les coefficients. Nous en discuterons dans la prochain chapitre. [17]

### 1.8 Différentes types d'ailes

On peut « Classer » les types d'ailes d'après leur position et leur forme transversale

#### 1.8.1 Suivant leur position

Aile haute (1), aile médiane (Ou moyenne) (2), aile basse (3), biplan (4), aile en M (5), surtout pour les hydravions, en plaçant les moteurs au niveau le plus haut sur les ailes pour les éloigner des projections d'eau, aile en W (6), (F4 Corsair, Junker Stuka), pour permettre, en plaçant le train d'atterrissage au point le plus bas, d'augmenter la garde au sol, et permettre l'emploi d'une hélice plus grande, un dièdre négatif (7), un dièdre positif .[18]

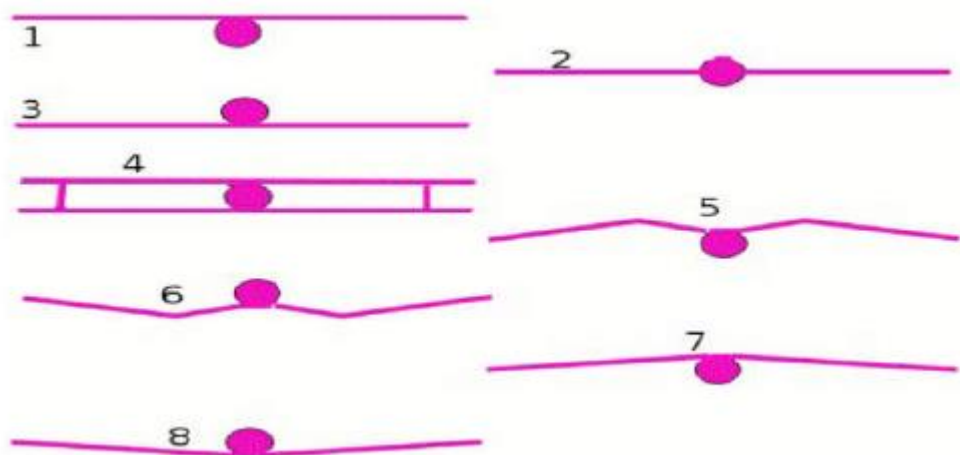


Fig.1.18– Différents position d'aile [18]

### 1.8.2 Suivant leurs formes

Il existe de nombreuses formes d'ailes, comme les ailes droites, ailes elliptiques, ailes trapézoïdales pour le régime subsonique, ailes en flèche et en delta pour le régime supersonique, etc..... Quelques exemples les plus classiques de formes d'ailes. [19]

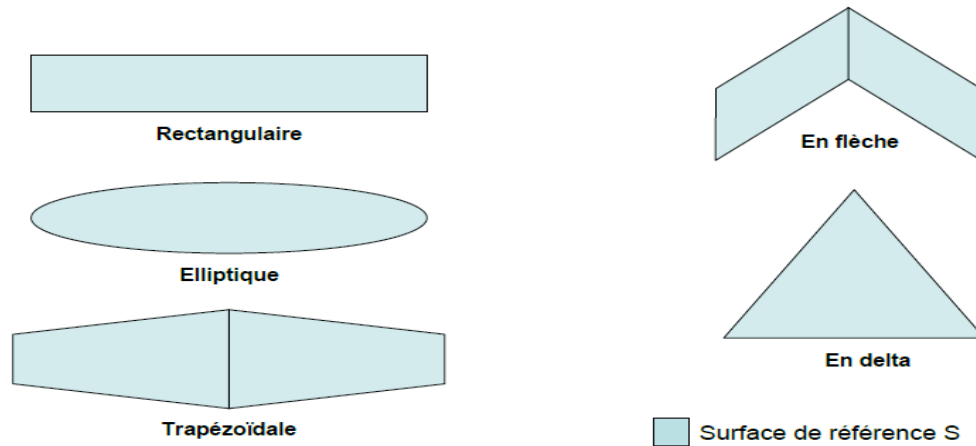


Fig.1.19– Différentes formes d'aile d'Avion [ 19]

### 1.9 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 d'un quelconque profil d'aile.

**Mragank Pratap Singh et al [20]** Cette recherche décrit la simulation de problèmes de dynamique des fluides computationnels (CFD) qui se produisent dans les pratiques physiques. L'objectif principal est la simulation du flux d'air autour du profil aérodynamique. Les simulations d'écoulement des fluides sont obtenues avec le logiciel FLUENT d'ANSYS. 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 extraits des simulations et de l'analyse a été présenté. Les simulations CFD ont été réalisées sur le modèle de calcul d'un profil aérodynamique. Les calculs ont été effectués pour différents angles d'attaque. Cela signifie que l'écoulement laminaire et turbulent et plusieurs combinaisons de l'angle d'attaque ont été considérés. La recherche vise à effectuer une analyse CFD sur un modèle d'avion à l'aide du solveur FLUENT. Lors de l'exécution des simulations, techniques de maillage, les sections de prétraitement et de post-traitement et l'évaluation d'une simulation sont en cours d'apprentissage. 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.

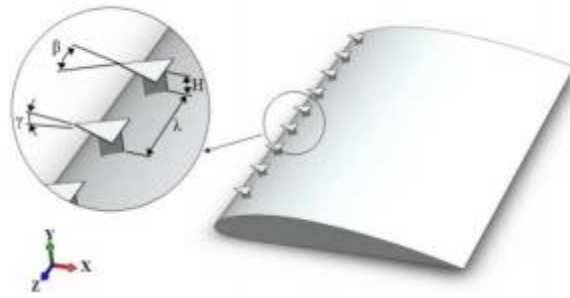
**Tableau 1.1– Cx et Cz par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 6409 [20]**

Angle d'attaque	Coefficient de portance Cz	Coefficient de traînée 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 il a 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 [21]** : Dans ce travail, l'analyse de l'écoulement de deux profils (NACA 6409 et NACA 4412) a été étudiée. 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, nous avons comparé le meilleur profil entre ces deux profils, Toute l'analyse est basée uniquement sur le principe de la méthode des éléments finis et de la dynamique des fluides computationnelle (CFD). Finalement, 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 [22]** Le décollement de la couche limite à l'extrados des profils engendre une diminution des performances aérodynamiques accompagnée de vibrations et de nuisances sonores. Le contrôle passif du décollement par des générateurs de vortex (VGs) est la solution la plus simple qui permet de retarder ou d'éliminer la séparation du fluide de la paroi. Le présent travail porte sur l'optimisation d'une nouvelle géométrie de VGs en forme d'ailes Delta lorsqu'elle est implantée à l'extrados d'un profil NACA 4412. L'investigation expérimentale entreprise en soufflerie montre une amélioration significative des performances aérodynamiques qui se traduit par une augmentation de la portance de l'ordre de 20%.



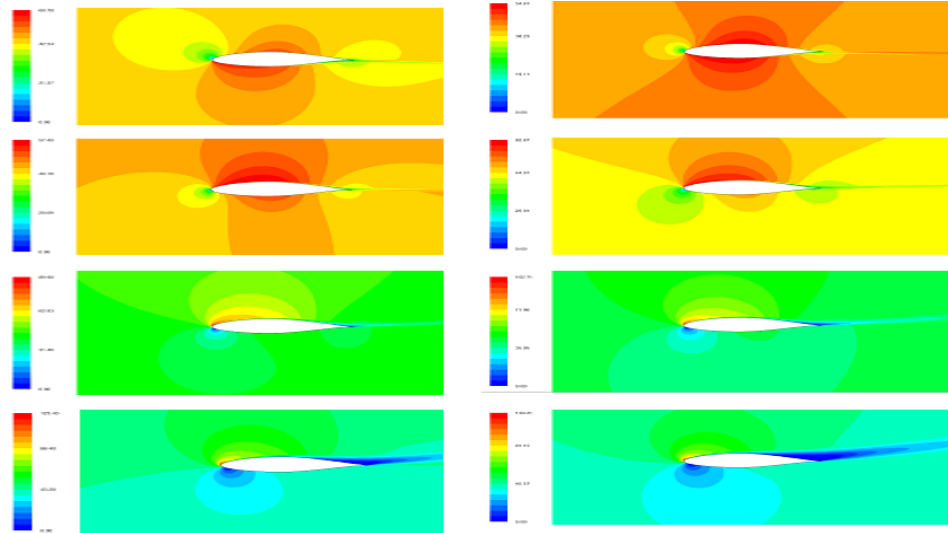
**Fig.1.20– Forme et disposition des VGs à l'extrados du profil [22]**

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  $45^\circ$ . Globalement, le contrôle montre un gain de portance de l'ordre de 20% et une diminution de traînée 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.

**Anagha S Gowda [23]** Comparaison des caractéristiques de performances aérodynamiques de deux profils populaires NACA 2412 et NACA 4412 ont été observés dans les mêmes conditions d'écoulement à 2 millions de Reynolds. 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.

**Abdelghany ES1,et all [24]** Dans cette recherche, nous avons obtenu les coefficients de traînée et de portance, vitesse, contours des lignes de pression et de trajectoire à l'aide CFD qui peut 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 au problème. Nous sommes 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 .Tout d'abord, la forme du modèle de profil aérodynamique, conditions aux limites et mailles ont tous été formés dans GAMBIT® 2.3.16 en tant que préprocesseur. La deuxième étape d'un modèle CFD devrait consister à examiner. effet du maillage sur les résultats de la solution. Afin de gagner du temps, optez pour une grille d'environ 100 000 cellules. La troisième étape est la validation du modèle de forme de profil aérodynamique CFD NACA653218 par différents modèles de turbulence avec

données expérimentales pour le même modèle et les mêmes conditions de fonctionnement.  $K$ , lequel est la même que la température ambiante. À la température donnée, la densité de l'air est  $\rho = 1,225 \text{ kg / m}^3$ , les la pression est de 101325 Pa et la viscosité est  $\mu = 1,7894 \times 10^{-5} \text{ kg / m.s}$ . Un ségrégué, un solveur implicite est utilisé (FLUENT® processeur) ont été préparés pour des angles d'attaque variés de  $-5$  à  $16^\circ$ .



**Fig.1.21– Contours de vitesse autour du bord d'attaque pour un boîtier de profil aérodynamique propre. 1<sup>ère</sup> ligne:  $\alpha = -4^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = -2^\circ$  (Droite), 2<sup>ème</sup> ligne:  $\alpha = 2^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = 4^\circ$  (Droite), 3<sup>ème</sup> ligne:  $\alpha = 8^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = 10^\circ$  (Droite), 4<sup>ème</sup> ligne:  $\alpha = 14^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = 16^\circ$  (Droite). Les valeurs sont en m / s à  $Re = 3 * 106$ . [24]**

**Radhakrishnan P M1, Dheepthi M2 [25] :** Des modèles bidimensionnels pour les profils aérodynamiques ont été créés, dessinés et maillés dans ANSYS Mechanical à l'aide de données géométriques réunies par le Comité consultatif national de l'aéronautique. ANSYS FLUENT est utilisé pour calculer le flux sur les deux profils aérodynamiques dimensionnels NACA 2415 et 23012 à un angle d'attaque de  $4^\circ$ . Les calculs sont effectués à haut Reynolds nombre dans des conditions de rugosité standard. L'un des maillages populaires pour simuler un profil aérodynamique dans un flux est un C-Mesh, et c'est ce que nous utiliserons. À l'entrée du système, nous définirons la vitesse comme entrant à un angle d'attaque de  $4^\circ$ , et à une magnitude totale de 1. Nous définirons également la pression relative à l'entrée à 0. Quant à la sortie, la seule chose que nous pouvons supposer que la pression manométrique est de 0. Quant au profil lui-même, nous le traiterons comme un mur. De l'analyse,  $C_p$  (coefficient de la distribution de pression),  $C_L$  (coefficient de portance) et  $C_D$  (coefficient de traînée) sont estimés et comparés aux Résultats expérimentaux.

**N. K. Sahu et al. [26]:** 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 Spalart-Almaras et  $k-\omega$  et ont conclu 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 traînée.
- On augmentant le nombre de Mach on constate l'apparition des ondes de choc dans le champ d'écoulement, et devient plus intense en augmentons la vitesse, et elles s'accompagnent d'une brusque augmentation de la traînée.
- 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. [27]** 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 m<sup>2</sup>. Le contrôle passif de l'écoulement est étudié par un code de calcul Fluent en deux dimensions, en considérant l'écoulement en régime laminaire pour un nombre de  $Re = 3.33.10^5$  et ils ont comparé les résultats avec un cas sans contrôle. D'après les résultats représentés sur (Fig.1.26) ils ont conclu que :

- L'augmentation de  $C_z$  par rapport au cas sans contrôle est assurée dans tous les cas de figure. Le  $C_z$  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 [28]:** Ont étudié par la simulation numérique d'un écoulement laminaire transsonique autour d'un profil de type NACA 0012, pour deux cas, le premier l'écoulement est visqueux et bidimensionnel à différent angle d'attaque ( $\alpha = 0^\circ, \alpha = 10^\circ$ ), 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 ( $M = 1^\circ, M = 3^\circ$ ), 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 ceux trouvés pour les régimes subsonique et supersonique.

**Varatharajan R Madhanraj and Dilip A Shah [29]** Le nombre de Reynolds est de  $1,8 \times 10^5$  et la vitesse est de 20 m / s. Le coefficient de portance et de traînée est comparé à la valeur standard dans la littérature. La variation du coefficient de pression est représentée sous forme de contour. La voilure est conçue dans ANSYS et il est importé dans Computational Fluid Dynamics et les variations de  $C_L$  et  $C_D$  avec par rapport à différents angles d'attaque est analysée.

On conclue

- 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  $2,452 \times 10002$  à en haut et  $-4,735 \times 10002$  Pascal en bas.
- À l'angle d'attaque de 150, la pression est de  $2,46 \times 10002$  Pascal en haut et  $-6.159 \times 10002$  Pascal en bas.
- La séparation du flux affectera la génération de portance dans le section de profil aérodynamique

### **Conclusion**

Dans ce chapitre nous avons cité quelques généralités sur les ailes d'avions, et leurs caractéristiques. Et enfin par citer les différents travaux réalisés sur ce sujet, en particulier les profils NACA.



**CHAPITRE 02**  
**Aérodynamiques des ailes**

## 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. [30]

- Aérodynamique incompressible subsonique

$$\left( \text{Ma} < 0,4 ; \frac{\partial p}{\partial t} = 0 \right) \quad (2.1)$$

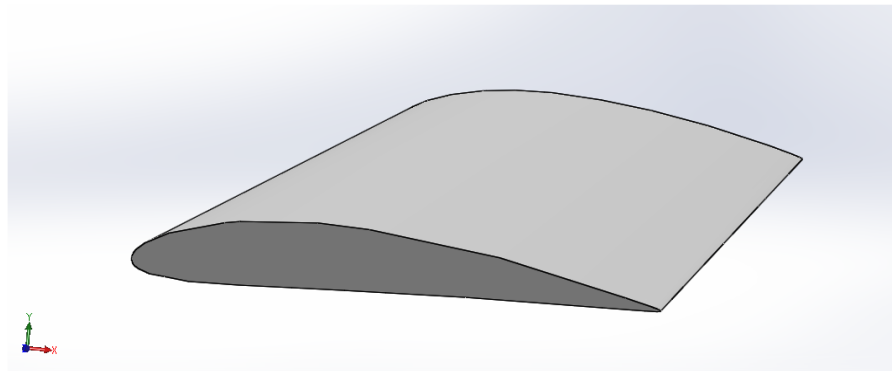
- Aérodynamique compressible subsonique (Pour des nombres de mach compris entre 0,4 et 1).
- Aérodynamique compressible supersonique (Pour des nombres de mach compris entre 1 et 5).
- Aérodynamique compressible hypersonique (Au-delà de mach 5).

## 2.1 Profil d'une aile d'avion

### 2.1.1 Définition

On peut définir un profil d'aile d'avion comme un obstacle spécifique à faible résistance.

Lorsque l'angle d'attaque n'est pas très élevé mais par contre une portance importante. [31]



**Fig.2.22– Profil d'aile [31]**

Le profil d'une aile d'avion est conçu de telle sorte que l'écoulement d'air autour de l'aile engendre une force de portance, qui compense le poids de l'avion et lui permettra ainsi de voler.

### 2.1.2 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

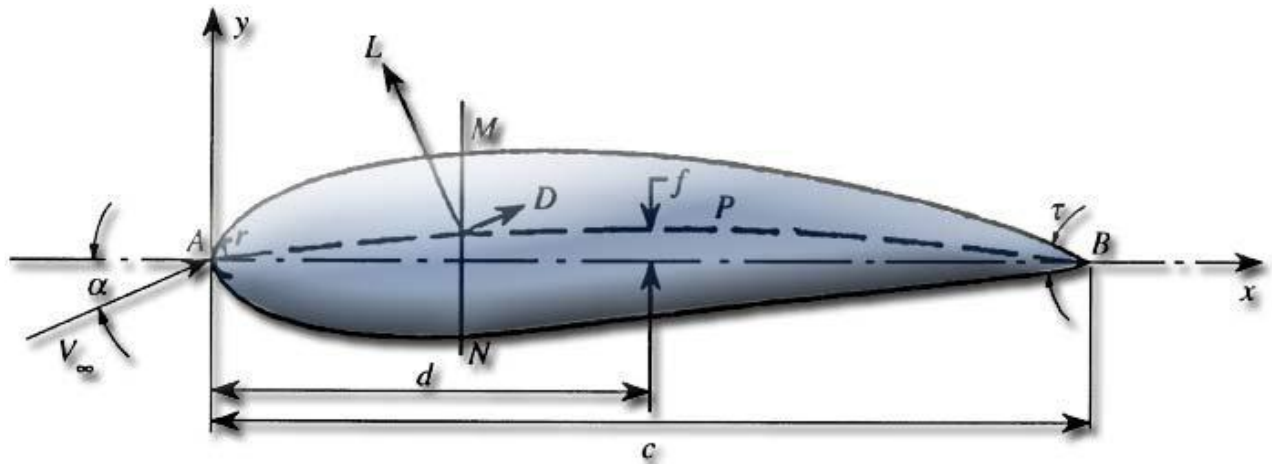


Fig.2.23– Profil cambré [32.35]

Un profil d'aile se caractérise en général par :

- **A** : Bord d'attaque.
- **B** : Bord de fuite.
- **AB** : Corde de référence (c'est le segment joignant le bord de fuite au bord d'attaque).
- **l = AB** : Longueur de la corde ou profondeur du profil.
- **e** : Épaisseur maximale. Lorsqu'un profil est plongé dans un écoulement de vitesse  $V_0$  à l'infini amont, on appelle l'angle d'incidence l'angle formé par la direction de  $V_0$  et la corde de l'aile.
- **e/l** : Épaisseur relative, c'est le rapport de l'épaisseur maximale et la corde
- **f**: Flèche maximale qui caractérise la plus grande ordonnée de la ligne moyenne AMB par rapport à la corde AB.
- L'angle d'attaque : Est l'angle entre la corde du profil et la direction de l'écoulement à l'infini (Désigné par la lettre  $\alpha$ ).
- **Squelette** : C'est le lieu géométrique des points équidistants de l'intrados et de l'extrados.
- **d/l** : Représente la position de la flèche.
- **f/l**: Cambrure relative ; c'est le rapport de la flèche maximale sur la longueur de la corde.
- **$\Lambda = b/l$**  : Allongement relatif du profil ; le rapport de l'envergure sur la longueur de la corde. [32]

L'épaisseur relative d'un profil est variée comme suit :

- **e < 6%** : Pour un profil mince (Avion de chasse)
- **6% < e < 12%** : Pour un profil semi épais (Avion de ligne)
- **e > 12 %** : Pour un profil épais (Avion de transport à basse vitesse)

### 2.1.3 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 référence, certains donnent pratiquement tous les renseignements sur la géométrie du profil (comme les profils NACA a 6 chiffre), d'autres ne donnent qu'un numéro de série. [33]

- **Les profils NACA** : NACA est suivi soit de 4 ou 5 ou 6 chiffres 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.

### 2.1.4 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 en Algérie, sont réparties selon l'ordre croissant du nombre des chiffres qu'ils comportent. [34]

#### a. Profils NACA à quatre chiffres

Dans cette famille, on identifie un profil par quatre chiffres, le premier spécifiant la cambrure relative maximale en pourcentage 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.

Dans notre étude on va se servir du profil NACA 0012 qui est un profil symétrique, on se sert de l'expression suivante pour le calcul de sa forme géométrique. [34]

$$y = e(1.4845\sqrt{X} - 0.63X - 1.758X^2 + 1.42155X^3 - 0.5075X^4) \quad (2.2)$$

### b. 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 ( $1/2 \cdot 30 = 15\%$  de la corde)
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%). [34]

### c. 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. [34]

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  $\alpha = 0$  degré (CL= 0).
- Le 12 représente l'épaisseur relative maximale (12%).

### d. 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. [34]

Le NACA les a désigné 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%).

### 2.1.5 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.2.3), présente les cinq familles lié à la géométrie des profils, organisé comme suite: profil Biconvexe symétrique, profil Biconvexe dissymétrique, profil plan convexe, profil Creux, profil à double courbure. [35]

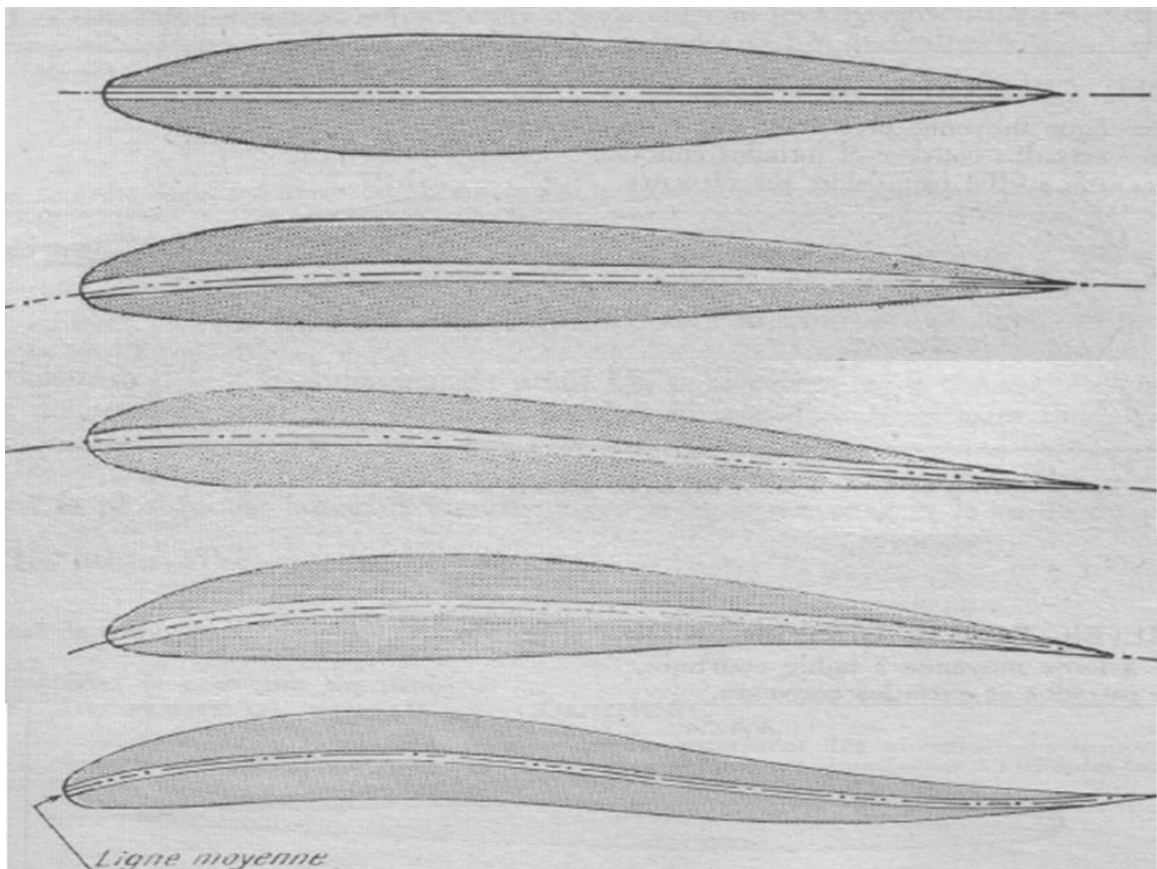
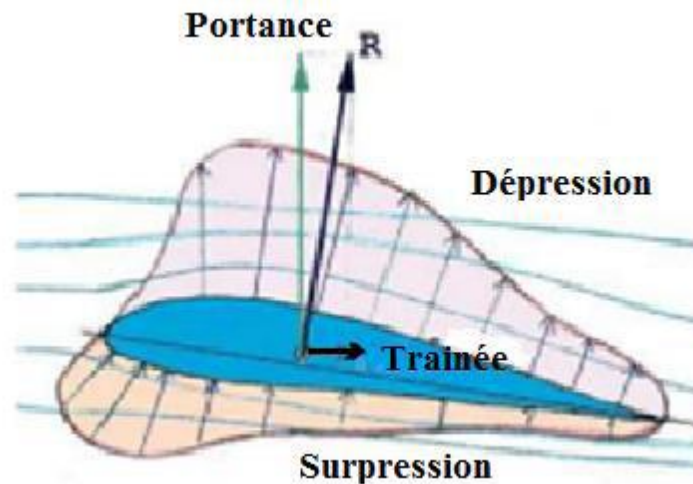


Fig.2.24– Classification géométrique des profils d'aile [35]

## 2.2 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 :

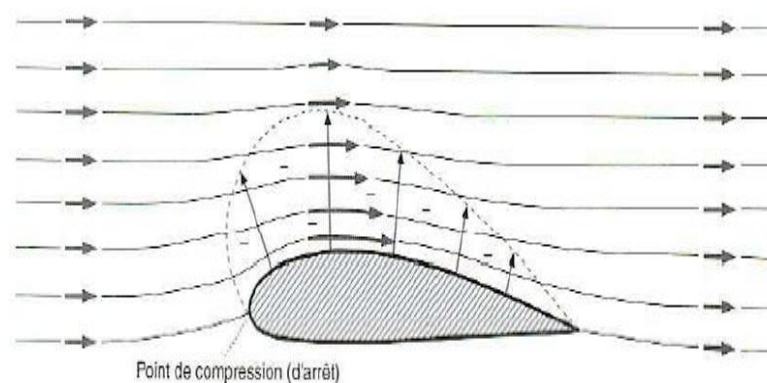


**Fig.2.25– Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression [1]**

- Une composante horizontale (Parallèle au sens de l'écoulement) qui constitue la trainée.
- Une composante verticale perpendiculaire à cette dernière, qu'on appelle la portance. [36]

### 2.2.1 Portance (lift)

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). [37]



**Fig.2.26– Portance [37]**

La force de portance est donnée par la formule suivante :

$$F_z = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_z \quad (2.3)$$

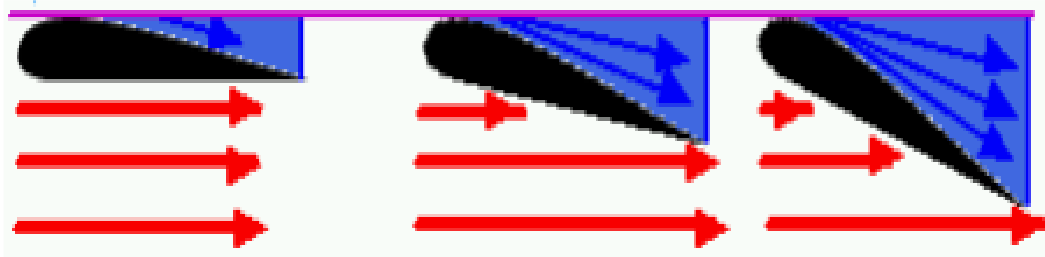
Avec :

- $V$  : Vitesse loin de l'obstacle (m/s).
- $\rho$  : La masse volumique du fluide ( $\text{Kg/m}^3$ )
- $S$  : Surface de référence de l'aile, également appelée maître-couple, surface du dessus du profil d'aile projetée sur le sol. D'une manière générale, si on augmente la surface de l'aile, on augmente sa portance ( $\text{m}^2$ ).
- $C_z$  : Coefficient de portance. (Sans dimension) qui dépend de la rugosité de la surface en contact avec l'air. Il dépend de la forme du profil et de l'incidence de vol.

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

– **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 dirigé 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. [38]



**Fig.2.27– Variation de la pression en fonction de la section de passage selon le théorème de Bernoulli [1]**

– **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. [39].



– **Selon le théorème de Kutta-Jokowski**

À une vitesse subsonique, la portance d'une aile de grand allongement est proportionnel à la circulation de l'air autour d'elle (théorie de Kutta - Joukowski). 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. [40]

### 2.2.2 Trainée (Drag)

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 traînée 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

$$F_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_x \quad (2.4)$$

$C_x$  : 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. [41]

On peut distinguer trois catégories de traînée :

- **La traînée de forme:** Qui est liée à la forme du profil. En effet, l'écoulement est différent selon la forme de profil, la différence de pression entre l'extrados et l'intrados varie.
- **La traînée de sillage:** Qui est influencée par le décollement de l'écoulement laminaire (Filets d'air). Elle dépend de l'angle d'attaque (Incidence) et de la vitesse de l'écoulement.
- **La traînée induite:** (Due à la portance), qui est lié à la différence de pressions entre l'extrados et l'intrados (Équation de Bernoulli). [41]

### 2.3 Moments aérodynamique

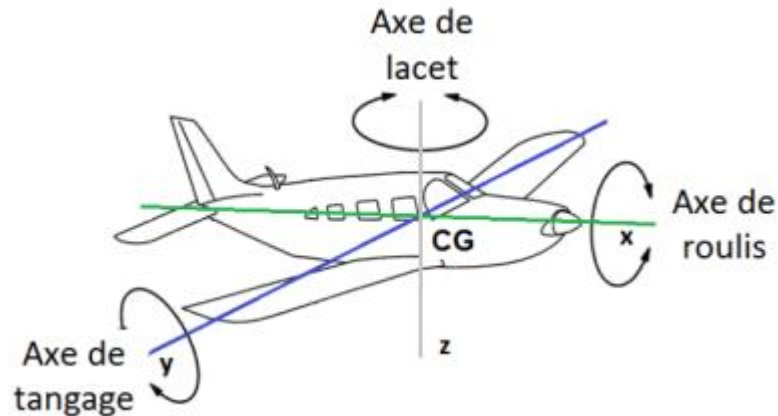
Une force (F) exercée au niveau du centre de gravité de tout objet solide qui ne fait pas tourner ce corps. Si le point d'application est espacé à une distance (d) du centre de gravité, alors la force produit un effet qui tend à faire tourner l'objet, et le moment est le produit d'une force avec une distance. [42]

$$M = \frac{1}{2} \rho V^2 S C M \quad (2.5)$$

Pour évoluer dans les trois dimensions et pour se diriger, l'aéronef subit des moments de roulis, de tangage et de lacet qui le mettent en rotation autour des axes de roulis, lacet et tangage et

qui passent par son centre de gravité. Les gouvernes d'un aéronef génèrent des moments de roulis (Ailerons d'un avion), de tangage (Gouverne de profondeur) et de lacet (Gouverne de direction).

L'avion se déplace dans les trois dimensions et doit donc pouvoir modifier son orientation suivant 3 axes.

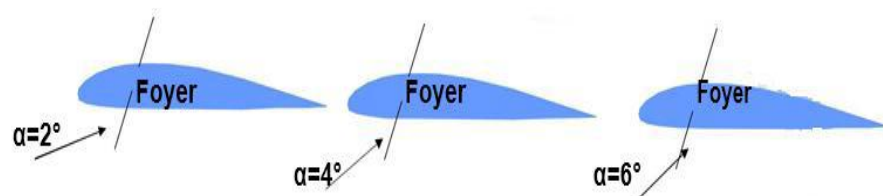


**Fig.2.28– Moments aérodynamiques [42]**

- Le moment de roulis ( $C_l$ ) : Action gauche-droite du manche (Avec son coefficient).
- Le moment de tangage ( $C_m$ ) : Action avant-arrière du manche (Avec son coefficient).
- Le moment de lacet ( $C_n$ ) : Action du palonnier (Avec son coefficient).

Le moment aérodynamique le plus intéressant est le moment de tangage car c'est lui qui conditionne l'équilibre longitudinal.

- **Le centre de poussée** : D'un profil d'aile est le point portance. Son emplacement varie en fonction de l'angle d'attaque. C'est environ 30 à 40% de la profondeur du profil. [42]
- **Le foyer** : C'est un point fixe où les variations de portance lorsque l'angle d'attaque varie. Sa position est déterminée par la forme du profil. Il est situé à 25% de la profondeur du profil. Il sert de référence. On peut donc considérer de deux manières différentes les effets d'augmentation de l'angle d'attaque sur le moment de tangage d'un profil aérodynamique. En revanche, on peut considérer que l'ascenseur est différent et que le point d'application (Centre de poussée) est en mouvement. D'autre part, on peut considérer que le point d'application (Foyer) est fixe et que seule la portance varie. [43]



**Fig.2.29– Foyer du profil [43]**

## 2.4 Coefficients aérodynamique

La résultante aérodynamique varie selon de nombreux paramètres (surface, vitesse de vent relative, densité de l'air, 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. [44]

$$- \text{ Le coefficient de portance } C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2.6)$$

$$- \text{ Le coefficient de traîné } C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2.7)$$

$$- \text{ Le coefficient de moment } C_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (2.8)$$

Pour déterminer les forces qui s'appliquent à un profil, il faut connaître les distributions de pression et de frottement autour du profil, ce qui équivaut à déterminer les coefficients de pression  $C_p$  et de frottement  $C_f$ . En général, ces coefficients s'écrivent sous la forme . [44]

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{P_{dy}} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (2.9)$$

$$C_f = \frac{\tau}{P_\infty} \quad (2.10)$$

## 2.5 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  $C_z$ .
- Le coefficient de traînée  $C_x$ .
- Le rapport de la portance à la tramée et la position du centre de poussée. [45]

### 2.5.1 La Polaire $C_z = f(C_x)$

Afin de pouvoir définir facilement les caractéristiques du profil et choisir le plus adapté parmi plusieurs modèles, Ou pour déterminer les dimensions à donner à l'aile en sélectionnant simplement le profil, Nous utilisons une courbe appelée polaire du profil. [45]

En pratique on en utilise deux types :

- La polaire de type EIFFEL (Que l'on doit à Gustave Eiffel) : Elle représente  $C_z$  en fonction de  $C_x$ .
- La polaire des vitesses : elle représente  $V_z$  (Vitesse verticale) en fonction de  $V_x$  (Vitesse horizontale) dans le cas d'un vol plané. Elle est surtout utile pour la conception des ailes de planeurs ou de parapentes.

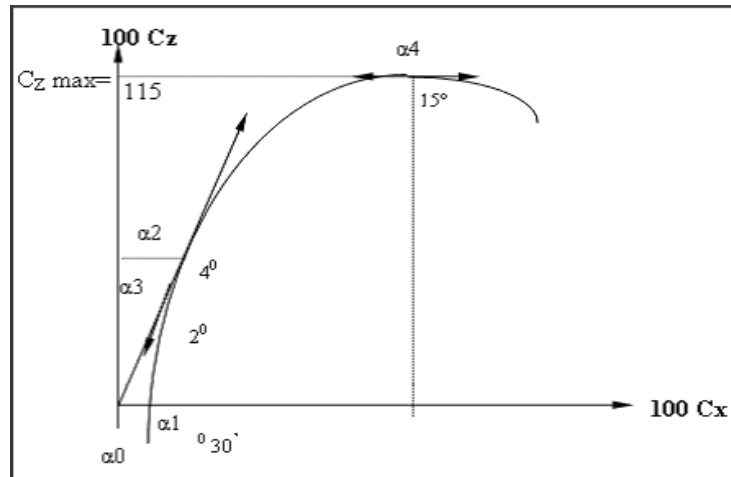


Fig.2.30– Polaire [45]

La polaire est une donnée très importante car elle permet de déterminer un certain nombre de points qui sont caractéristiques des diverses phases de vol de l'avion.

### 2.5.2 La finesse

Le rapport entre la portance et la traînée. C'est également le rapport de la vitesse horizontale à la vitesse de chute d'un point de vue mathématique, la finesse est calculée comme suit :

$$f = \frac{\text{portance}}{\text{traînée}} = C_x / C_z \quad (2.11)$$

Ou :

- $C_x$  : le coefficient de traînée
- $C_z$  : le coefficient de portance

C'est aussi le rapport entre la distance parcourue et la perte d'altitude. La finesse maximale ne dépend pas du poids mais du coefficient de portance et donc de l'incidence de l'aile. La vitesse de finesse maximale augmente avec le poids pour un même avion. [46]

## 2.6 Centre de pression (Cp)

La force aérodynamique résulte de la pression appliquée sur le contour du profil. Cette distribution de pression peut être adaptée à la force aérodynamique exercée en un point particulier appelé centre de pression. [47]

- Le centre de pression est fonction de l'angle d'attaque, il avance si  $\alpha$  augmente.

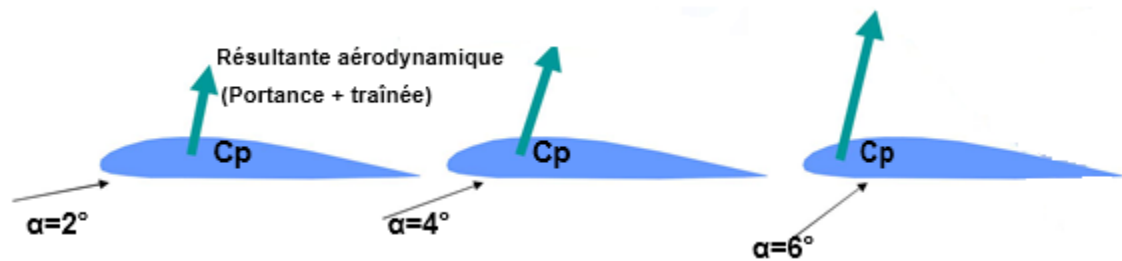


Fig.2.31– Centre de pression est fonction de l'angle d'attaque [47]

Le centre de pression est décalé du Cg du profil, il en résulte l'apparition d'un moment. Concrètement, le profil a tendance à « Basculer » par rapport à son centre de gravité.

## 2.7 L'écoulement

Terme générique définissant le déplacement de l'air. On distingue en général trois types d'écoulement classés selon le comportement des particules d'air

### – L'écoulement laminaire

Les particules d'air suivent des trajectoires parallèles éclair en mouvement se comporte comme s'il était constitué de lames superposées glissant complètement les unes sur les autres.

### – L'écoulement turbulent

Les particules d'air suivent des trajectoires à peu près parallèles les unes aux autres, mais ne sont plus droites, tout en se déplaçant généralement dans la même direction à la même vitesse globale.

### – L'écoulement tourbillonnaire

L'ensemble du flux est très désordonné, et bien que tout le flux d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent pointer vers l'amont et former des tourbillons. [48]

### 2.7.1 L'écoulement d'air sur les ailes d'un avion revêt différents aspects

Lorsque l'écoulement d'air suit des trajectoires droites et parallèles, ils sont dits "Laminaires". C'est le cas lorsque l'angle d'attaque de l'aile contre l'air est faible, l'air suit alors tout le profil de l'aile. Lorsque cet angle augmente, l'écoulement devient "turbulent". Les filets d'air se

décollent de la surface supérieure de l'aile, la portance augmente et l'avion monte. Si l'angle d'attaque augmente encore, l'écoulement est dit "Tourbillonnaire", les courants d'air proviennent du bord d'attaque de l'aile. Le flux des ailes devient chaotique et les courants d'air se mélangent. La portance commence à diminuer jusqu'à ce qu'elle provoque le décrochage (l'arrêt de l'avion), ce qui est une diminution soudaine de la portance des ailes entraînant une perte soudaine d'altitude. [49]

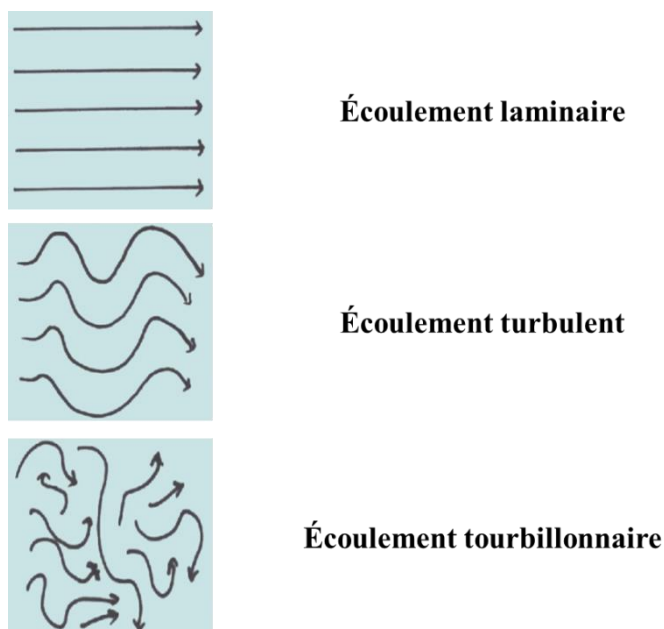


Fig.2.32– Écoulement d'air [49]

## 2.8 Couche limite

Les courants d'air arrivent près d'une surface solide et la vitesse d'écoulement ralentit progressivement avec le temps. Cette couche d'air est appelée la couche limite. L'épaisseur de la couche limite varie en fonction d'autres choses, la vitesse (Plus la vitesse est élevée, plus la couche est mince) et l'état de la surface (Plus la surface est lisse, plus la couche est mince). [50]

La couche limite joue un rôle important car elle détermine directement la résistance au frottement de l'aile. Peut-être laminaire ou turbulent. Comme suit :

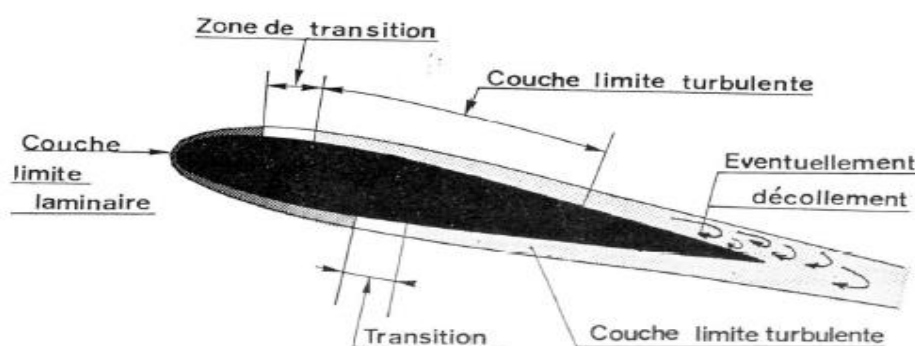


Fig.2.33– Couche limite sur un profil [35]

- **La couche limite laminaire :** La zone laminaire est caractérisée par un écoulement organisé en couches parallèles.
- **La couche limite turbulente :** La zone turbulente est, au contraire, caractérisée par le déplacement aléatoire des particules fluides. Cette couche est plus « Stable » que la couche limite laminaire. La couche laminaire devient turbulente lorsque les forces dynamiques provoquent un mouvement de vague dans la couche limite qui éclate ensuite en fluctuations aléatoires (Mouvement turbulent).

### 2.8.1 Le décollement de la couche limite et le décrochage aérodynamique

Si l'on augmente l'angle d'incidence, la déflexion des lignes de courant augmente du profil, la surpression et surtout la dépression à la surface supérieure augmente, de sorte que la portance augmente. Tout cela, au moins, jusqu'à une valeur d'incidence allant de  $15^\circ$  à  $20^\circ$ . Derrière ces valeurs, tous ces phénomènes s'installent et soudain le vide du pont supérieur disparaît et l'ascenseur s'effondre. C'est le phénomène de décrochage aérodynamique. Si nous visualisons les lignes existantes, à noter que la non-adhérence du profil correspond à la séparation de la couche limite d'extrados, avec l'émergence d'une zone dite de «zone de recirculation». [51]

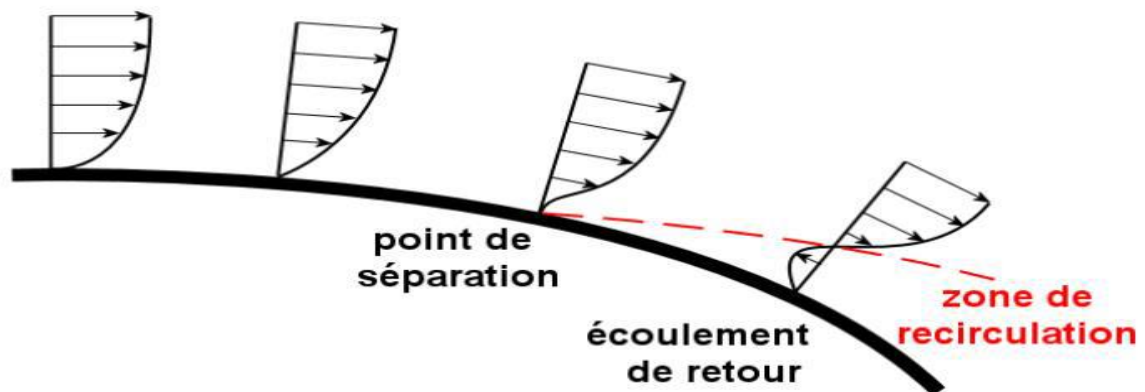


Fig.2.34– Profil de vitesse lors de décollement de la couche limite sur un corps profilé [51]

### 2.8.2 Sillage des profils

La résistance à la pression est directement liée au phénomène de séparation de la couche limite et à l'émergence d'une zone de sillage derrière le corps immergé. La largeur de cette zone de sillage et la pression qui y règne sont les deux facteurs qui conditionnent la grandeur de cette résistance de pression. Plus la zone du sillage est grande, plus la surface sur laquelle agit la différence de pression entre l'avant et l'arrière du corps est grande et plus la résistance est importante. De même, plus la pression dans le sillage est faible, plus la différence de pression affectant le corps est grande et donc plus la résistance est grande. La vitesse du fluide dans la zone de sillage est fortement réduite par rapport à la vitesse  $U_\infty$  en aval du corps. De plus, cette vitesse dans le sillage est généralement non uniforme, non permanente et parfois même oscillatoire. Plusieurs études ont été menées pour comprendre la nature de cet écoulement instable extrêmement

complexe présent dans la zone de sillage. Parce que cela peut conduire à des forces très importantes. Cependant, dans la plupart des cas, on se contente d'utiliser des vitesses relatives moyennes, mesurées avec un tube de Pitot par exemple. Quant à la résistance à la traînée, elle peut être déterminée directement par la mesure dans le sillage, ou par calcul à partir des profils de vitesse et de la pression dans le sillage. [52]

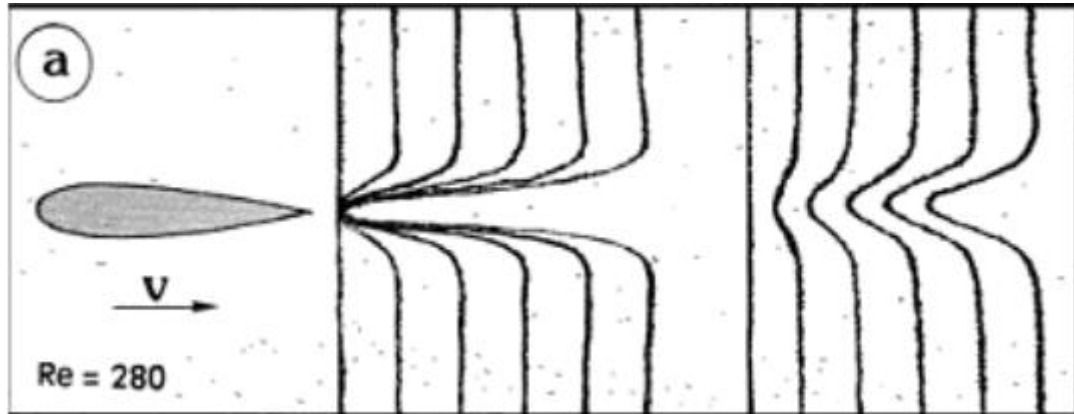


Fig.2.35– Sillage avec et sans décollement [53]

## 2.9 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). [54]

### 2.9.1 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. [54]

#### 2.9.1.1 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**

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad (2.12)$$

- **Équation de bilan de la quantité de mouvement**

$$\frac{\partial (\rho \vec{v})}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{v} \otimes \vec{v}) = -\vec{\nabla} P + \vec{\nabla} \cdot \vec{\tau} + \rho \vec{f} \quad (2.13)$$

- **Équation de bilan de l'énergie**

$$\frac{\partial (\rho e)}{\partial t} \vec{\nabla} \cdot [(\rho e + p) \vec{v}] = \vec{\nabla} \cdot (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) + \rho \vec{f} \cdot \vec{v} - \vec{\nabla} \cdot \vec{q} + \gamma \quad (2.14)$$

### 2.9.1.2 Expression pour les écoulements de fluides incompressibles

Pour un fluide visqueux newtonien et lorsque l'écoulement est incompressible, l'équation de l'énergie est découplée des équations de continuité et de quantité de mouvement, c'est-à-dire qu'on peut déterminer la vitesse et la pression indépendamment de l'équation de l'énergie. L'expression des équations de continuité et de quantité de mouvement sont considérablement simplifiées. On obtient alors : [54]

- **Équation de continuité appelée alors équation d'incompressibilité :**

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.15)$$

- **Équation de bilan de la quantité de mouvement**

$$\frac{\partial \vec{v}}{\partial t} + (\vec{v} \cdot \vec{\nabla}) \vec{v} = -\frac{1}{\rho} \vec{\nabla} p + \nu \nabla^2 \vec{v} + \vec{f} \quad (2.16)$$

Avec :

$$\begin{aligned} \frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) + g_x \\ \frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) + g_y \\ \frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} &= -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial z} + \nu \left( \frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) + g_z \end{aligned} \quad (2.17)$$

### 2.9.2 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 : [55]

- Fluide non visqueux,
- Écoulement irrotationnel, c'est-à-dire :

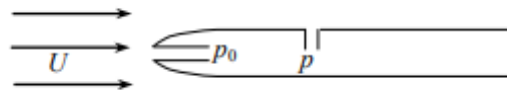
$$\nabla \times \mu = 0 \quad (2.18)$$

Son usage est très courant dans le cas d'un écoulement stationnaire incompressible. Elle permet le long d'une ligne de courant de relier directement la pression statique  $p$  et la pression totale  $p_0$  par :

$$\frac{1}{2} \rho |u|^2 + p = p_0 \quad (2.19)$$

Cette relation est largement utilisée en soufflerie pour calculer la vitesse moyenne à partir de la mesure des pressions statique et totale à l'aide d'un tube de Prandtl (Souvent appelé un tube de Pitot double, cf. (Fig.2.14). La pression statique  $p$  est la pression mesurée par un orifice placé perpendiculairement à l'écoulement moyen, tandis que la pression totale  $p_0$  est mesurée dans l'axe de la vitesse moyenne. A noter que la pression totale est justement appelée parfois la pression d'arrêt du fait qu'il s'agit d'une pression obtenue à vitesse nulle dans l'axe de l'écoulement. On définit par ailleurs la pression dynamique

$$q = \frac{\rho |u|^2}{2} \quad (2.20)$$



**Fig.2.36– Définition des pressions totale  $p_0$  statique  $p$  sur un tube de Prandtl [55]**

### 2.9.3 Paramètres adimensionnels

Nous avons mentionné la difficulté à résoudre les équations de Navier-Stokes pour l'aérodynamique. Aussi les essais en soufflerie représentent un moyen d'obtenir des informations fiables sur les écoulements et leurs effets sur les structures. . Cependant, il est nécessaire de respecter des règles de similitudes pour que le problème simulé en soufflerie sur une maquette à échelle réduite, soit bien représenté pour le cas réel. La conversion de l'équation de la quantité de mouvement en une équation liant des grandeurs sans dimension permet de mettre en évidence certains paramètres sans dimension. [55]

### 2.9.3.1 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  $a$

$$M = \frac{V}{a} \quad (2.21)$$

Souvent le nombre de mach est utilisé pour quantifier la vitesse de vol plutôt que de simplement utiliser la vitesse, mais pourquoi cela la réponse à cette question est qu'en utilisant le nombre de mach, nous ne quantifions pas seulement l'amplitude de la vitesse d'écoulement, mais nous disons également beaucoup de choses sur les caractéristiques physiques de l'écoulement. Lorsque nous changeons le nombre de mach d'un écoulement, il y a des changements distincts dans la nature physique de l'écoulement. [56]

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  $M > 5$

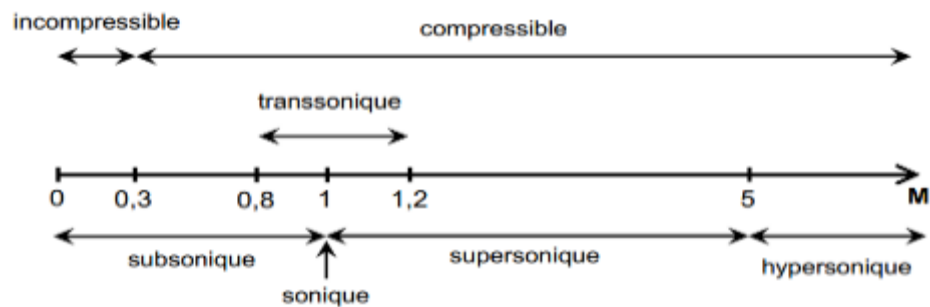


Fig.2.37– Différents régimes d'écoulement [56]

### 2.9.3.2 Nombre de Reynolds

Soit l'écoulement de vitesse caractéristique  $U$ , de dimension caractéristique  $L$ , d'un fluide de masse volumique  $\rho$  et de viscosité  $\mu$ . Le nombre de Reynolds caractéristique de cet écoulement est le nombre sans dimension :

$$Re = \frac{\rho U L}{\mu} \quad (2.22)$$

Où  $\nu = \mu/\rho$  est la viscosité cinématique du fluide. La longueur caractéristique  $L$  est le diamètre d'une conduite, ou la dimension d'un obstacle. Le nombre de Reynolds sert à identifier les courbes qui permettront de déterminer les coefficients de portance et de traînée ainsi que les angles d'attaque et de décrochage. [57]

$$R = \frac{WL}{\nu} \quad (2.23)$$

Avec :

- $W$  : Vitesse relative du vent sur la pale.
- $L$  : Longueur caractéristique, dans notre cas la corde de la pale
- $\nu$  : Viscosité cinématique de l'air,  $\nu \approx 15,10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$

Et :

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

### **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 03**

# **Simulations aérodynamiques d'une aile d'avion (Profil NACA 4412)**

## Introduction

Ce troisième chapitre est consacré à la simulation aérodynamique de l'écoulement d'air autour du profil NACA 4412 à l'aide du logiciel SOLIDWORKS (2020). Nous choisissons le profil Naca 4412 parce que il est similaires au niveau de la partie de bord d'attaque est différents au niveau de la partie de d'arrière et aussi les profil aérodynamique de la série Naca 4, sont vraiment destinés à un nombre de Reynold élevé.

### 3.1 Présentation du profil utilisé NACA 4412

La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot « NACA ». Les chiffres de cette série peuvent alors être saisis dans des équations pour générer précisément la section de l'aile (Son profil) et déterminer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de la corde, cette corde étant la droite reliant bord d'attaque et borde de fuit.

Le profil NACA 4412 est biconvexe dissymétrique, et 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 second chiffre indique la position de la cambrure maximale en dixième de la corde
- Les deux derniers chiffres représentent l'épaisseur relative en pourcentage de la corde.

Ainsi, le profil NACA 4412 a une cambrure relative de 4 % dont la valeur maximale se situe à 4% de la corde et possède une épaisseur relative de 12 % de la corde. [58]

- Les données permettant de construire le profil de référence de la série NACA4412 sont données dans le Tableau suivant :

**Tableau 3.1– Caractéristiques du profil NACA 4412 [58]**

NACA 4412	
Épaisseur (% de la corde)	12,0
Cambrure (% de la corde)	4,0
Angle du bord de fuite (degré)	14,4°
Épaisseur de l'intrados (%)	76,1
Portance maximale (CL)	1,507
Maximum (L/D)	57,209

- et Les coordonnées de l'ensemble des points de profil NACA4412 ( X.Y.Z ) sont données dans le tableau suivant :

**Tableau 3.2– Coordonnées du profil NACA 4412. [59]**

X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z(m)
1	0.0013	0	0.25	0.0941	0	0.0125	-0.0143	0	0.4	-0.0180	0
0.95	0.0147	0	0.2	0.0880	0	0.025	-0.0195	0	0.5	-0.0140	0
0.9	0.0271	0	0.15	0.0789	0	0.05	-0.0249	0	0.6	-0.0100	0
0.8	0.0489	0	0.1	0.0659	0	0.075	-0.0274	0	0.7	-0.0065	0
0.7	0.0669	0	0.075	0.0576	0	0.1	-0.0286	0	0.8	-0.0039	0
0.6	0.0841	0	0.05	0.0473	0	0.15	-0.0288	0	0.9	-0.0022	0
0.5	0.0919	0	0.025	0.0339	0	0.2	-0.0274	0	0.95	-0.0016	0
0.4	0.0980	0	0.0125	0.0244	0	0.25	-0.0250	0	1	-0.0013	0
0.3	0.0976	0	0	0	0	0.3	-0.0226	0			

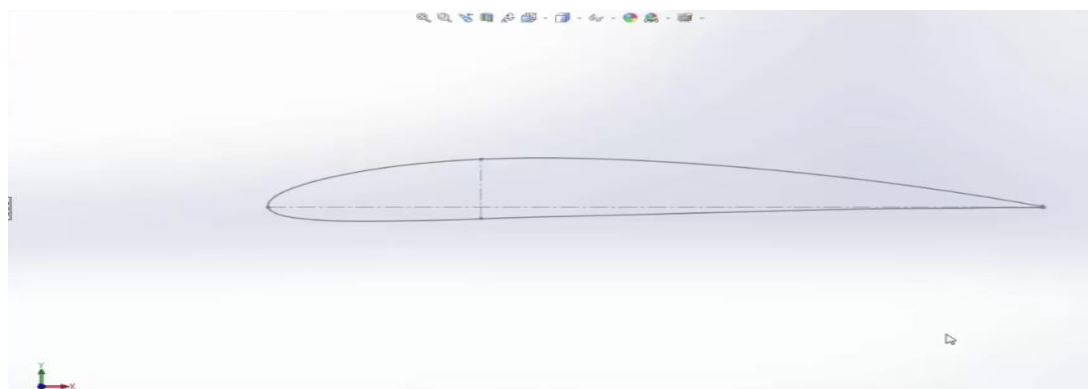
### 3.2 Objectif principal

L'objectif principal de notre étude est, une simulation aérodynamique de l'écoulement d'air autour du profil NACA 4412 à l'aide de logiciel SolidWorks.

La simulation est faite par SolidWorks (2020) avec plusieurs angles d'attaque du profil NACA 4412 ( $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  et  $45^\circ$ ) comme montre les figures ci-dessous. L'objectif de choisir ces quatre angles d'attaque est de montrer l'influence de l'angle d'attaque sur la portance de l'aile d'avion pendant l'écoulement. Les conditions de simulation sont montrées dans le tableau.

### 3.3 Logiciel du Solidworks

Est un modéleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère trois types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés. Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SolidWorks. Des utilitaires orientés métiers (mécanique, conception, tôlerie, bois, ...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image des synthèses travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle. [49]

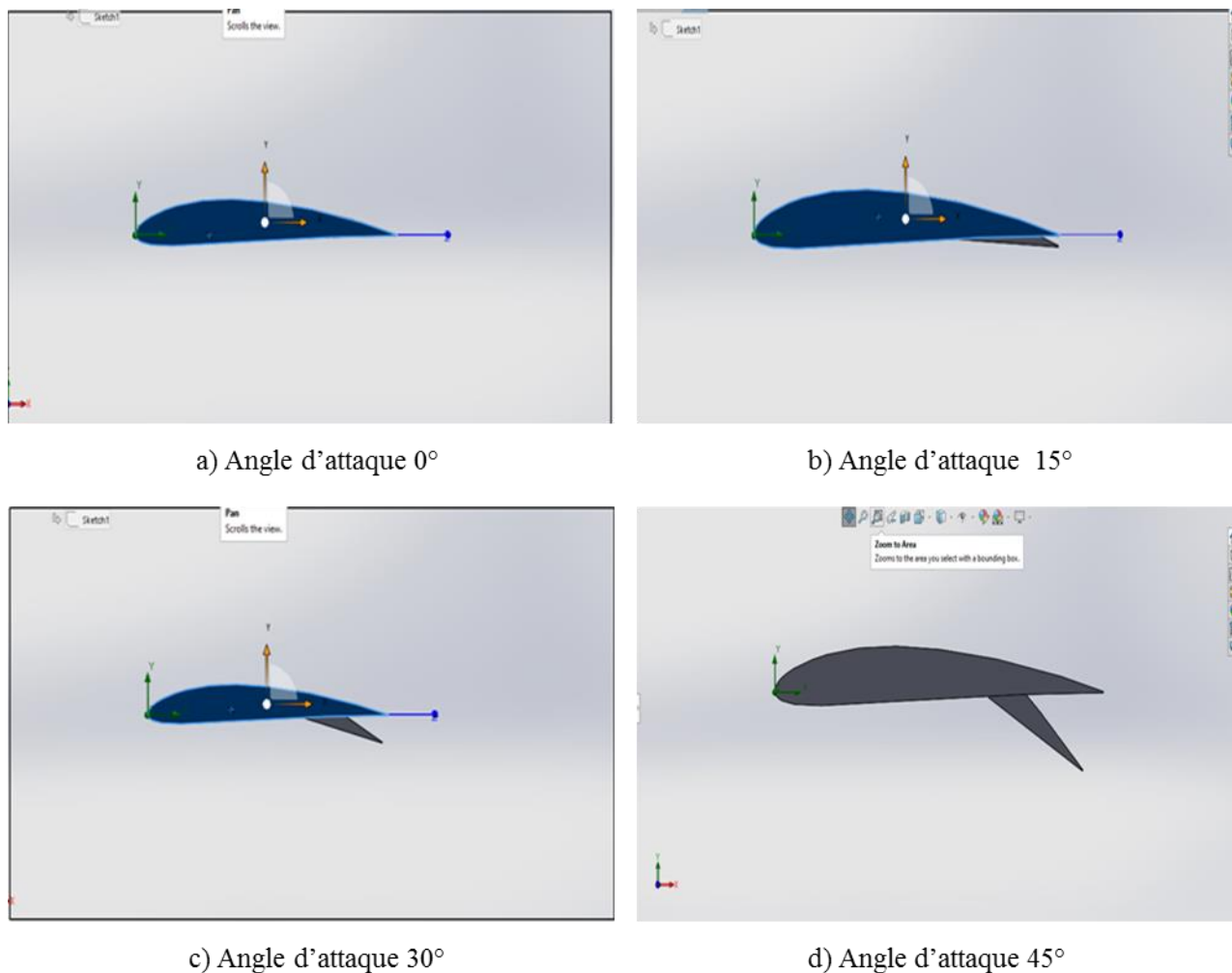


**Fig.3.1–profil NACA 4412 en 2D par logiciel solidworks**

### 3.4 Simulation sur Solidworks

#### 3.4.1 Construction de la géométrie

Les différentes étapes accomplies dans la réalisation de la simulation de chaque profil sont : la préparation de la géométrie a consisté essentiellement à importer des points dans le but de tracer les profils. Une fois la géométrie importée et le volume de contrôle créés, un maillage fut créé afin d'analyser l'écoulement autour du profil.



**Fig.3.2– Interface de la géométrie de logiciel Solidworks du profil NACA 4412 pour différent angle d'attaque**

#### 3.4.2 Maillage de profil

Dans cette étude, on choisit un maillage fin et aussi selon les capacités de l'ordinateur tableau suivant montre les détails du maillage .

**Tableau 3.3– Détail du maillage en utilisant SolidWorks**

Dimension des mailles	(m)
Selon (x)	$2.61 \cdot 10^{-5}$
Selon (y)	0.00018
Selon (z)	$3.35 \cdot 10^{-5}$



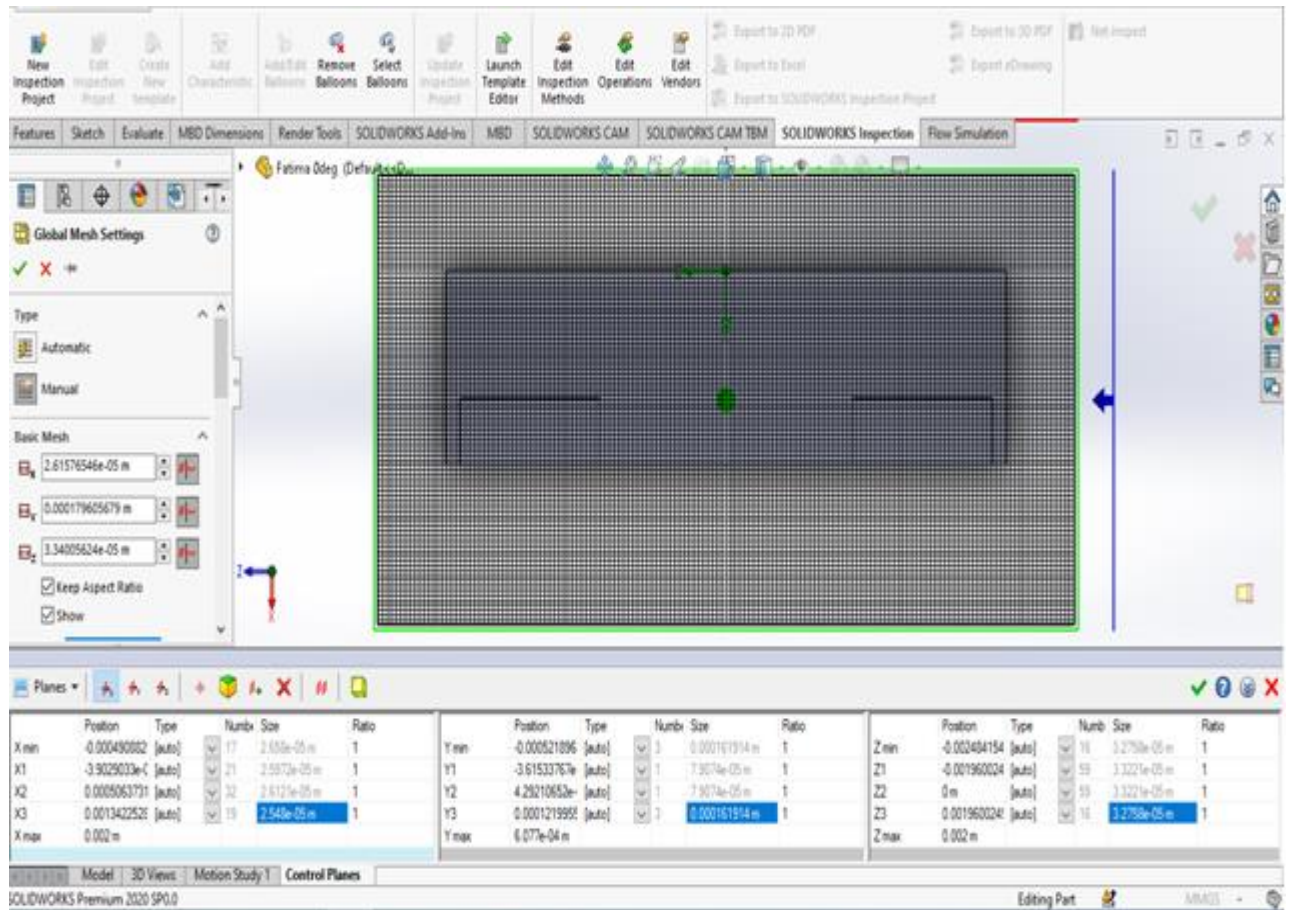


Fig.3.3– Vue de face

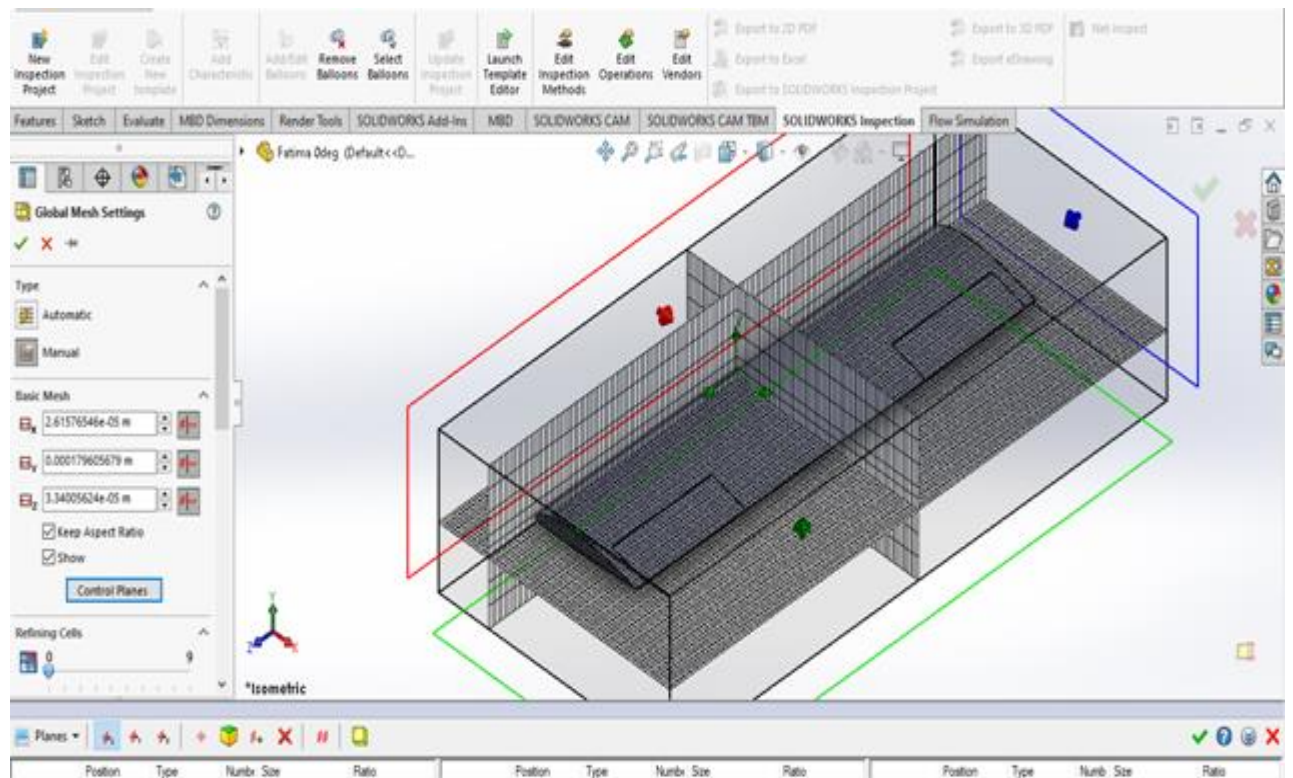


Fig.3.4– Vue isométrique

L'ensemble des paramètres relatifs au solveur sont réunis sur le tableau 3.5 :

Tableau 3.5– Paramètres de simulation

Analyse	Extérieure
Fluide utilisé pour la simulation	Air
Type de l'écoulement	Laminaire Turbulent
Paroi extérieure	Adiabatique
Rugosité	0 Micromètre
Pression de l'environnement	101325 Pa
Température Ambiante	293.2 K
Vitesse (x)	35 m/s
Vitesse (y)	0 m/s
Vitesse (z)	0 m/s
Paramètre de Turbulence	Intensité et Longueur
Intensité	0.1 %
Longueur(m)	$1.61 \cdot 10^{-6}$

### 3.5 Résultat et interprétation

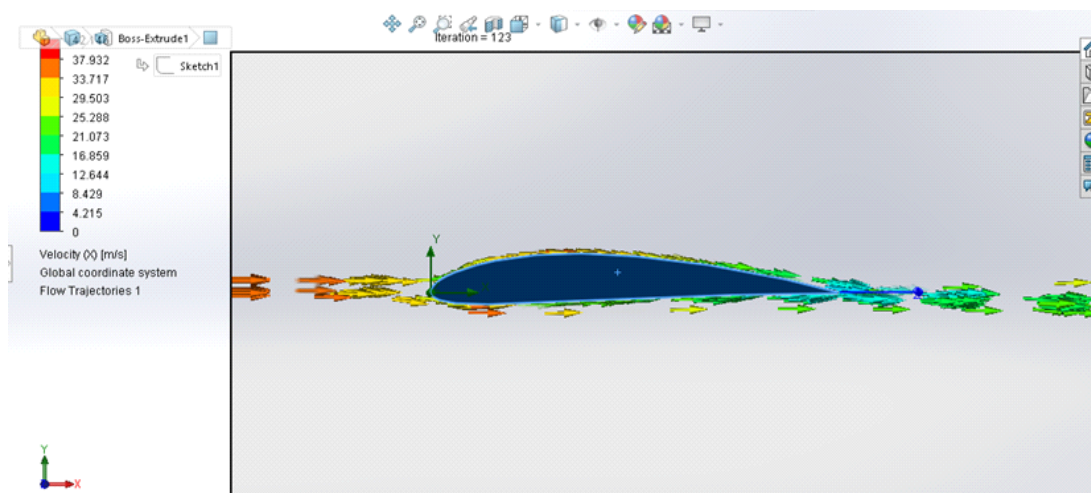


Fig.3.5– Flux d'air d'un angle d'attaque 0°

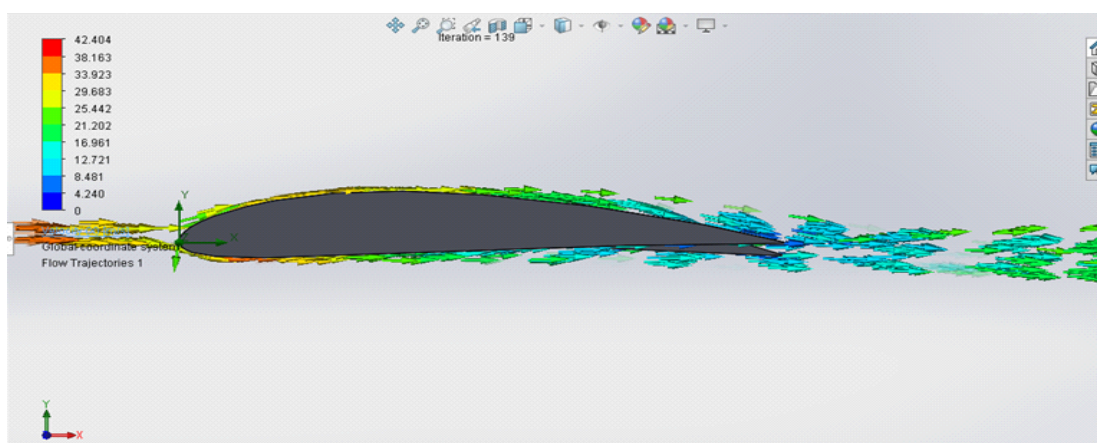
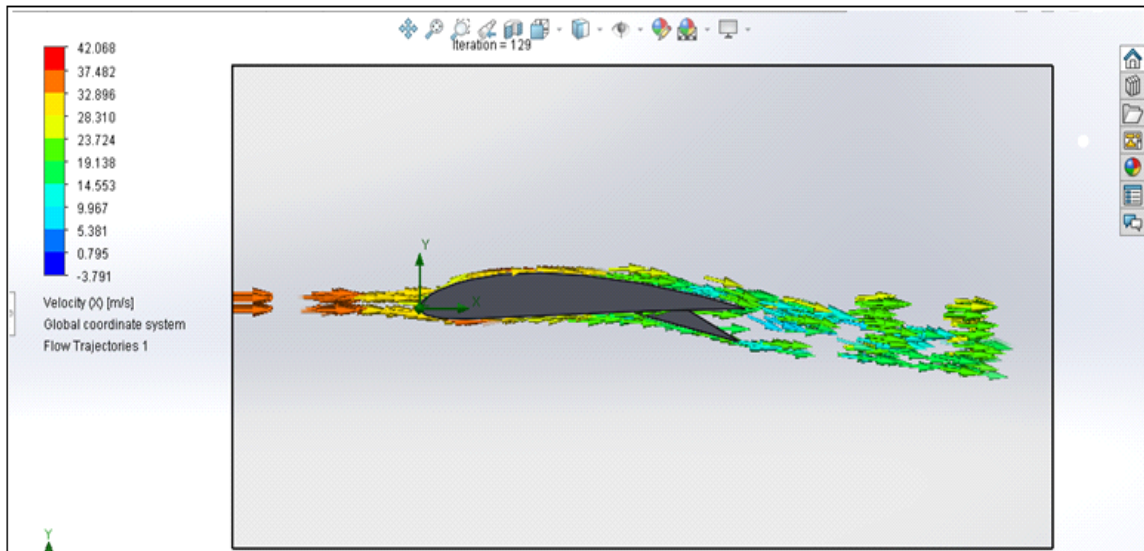
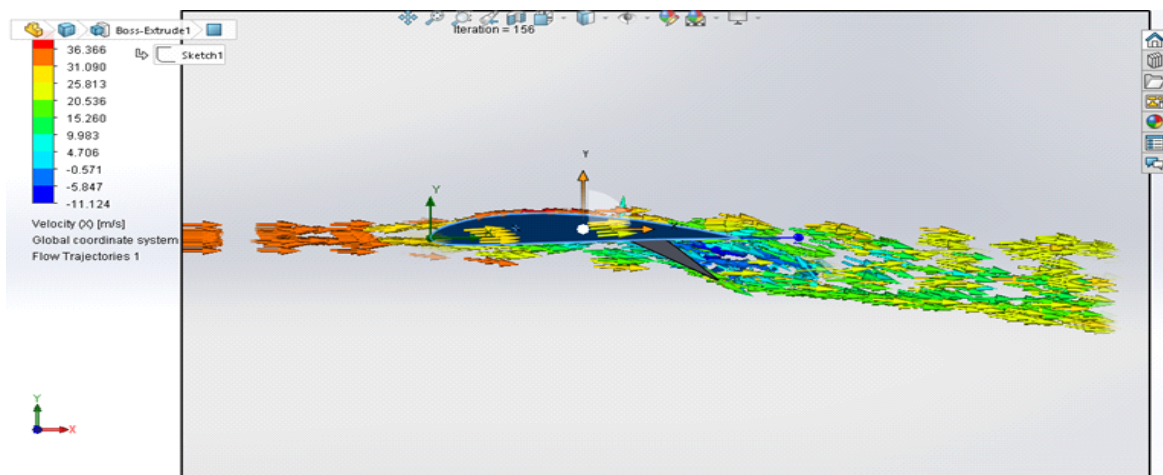


Fig.3.6– Flux d'air d'un angle d'attaque 15°



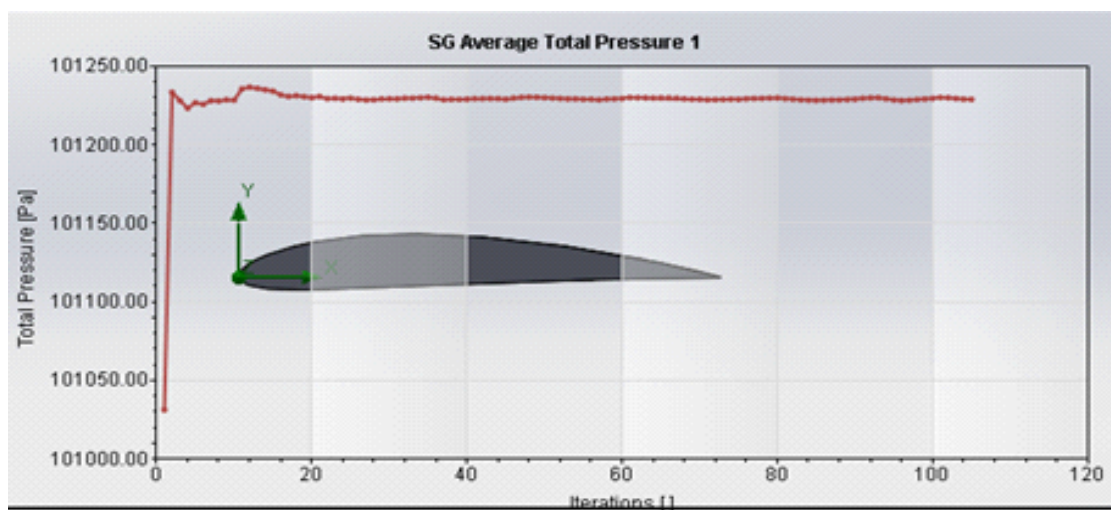


**Fig.3.7– Flux d'air d'un angle d'attaque 30°**

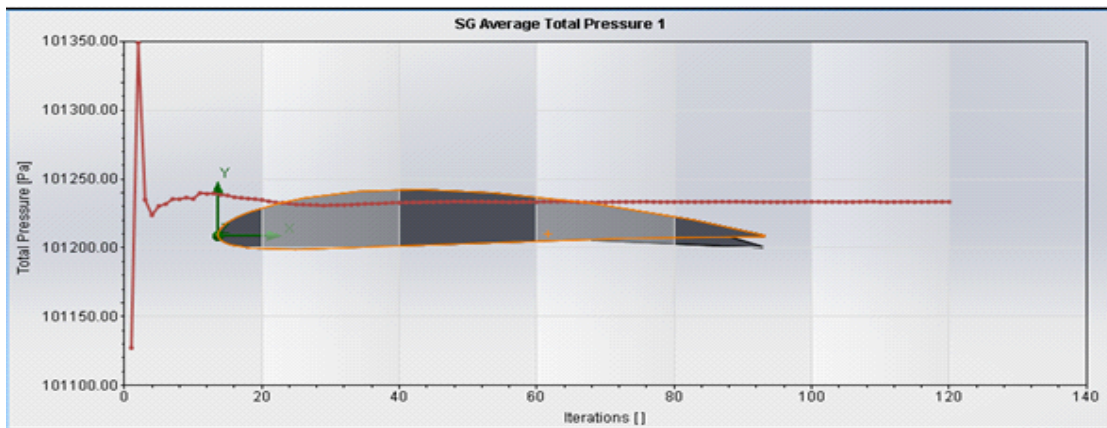


**Fig.3.8– Flux d'air d'un angle d'attaque 45°**

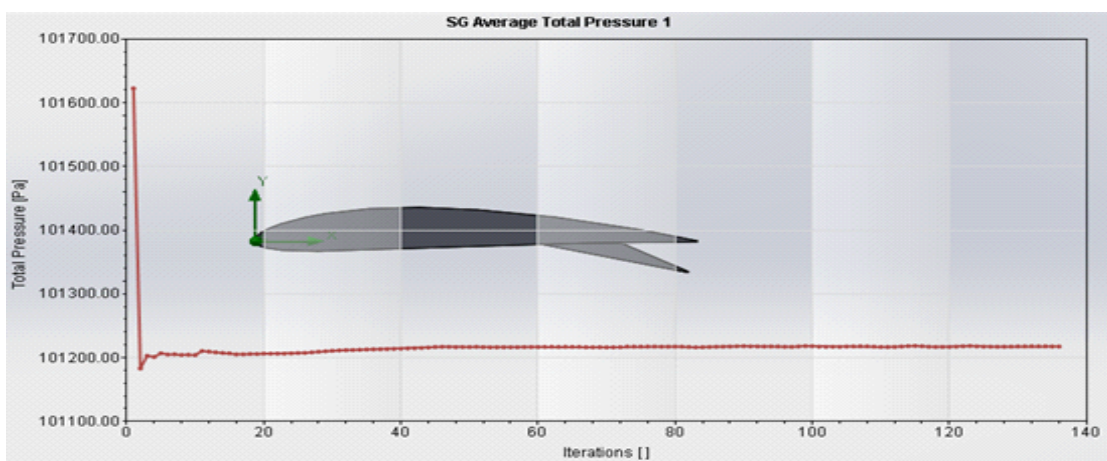
(Fig.3.8 .....3.11) représenter la distribution de la vitesse de flux d'air pour des angles d'attaque différents.



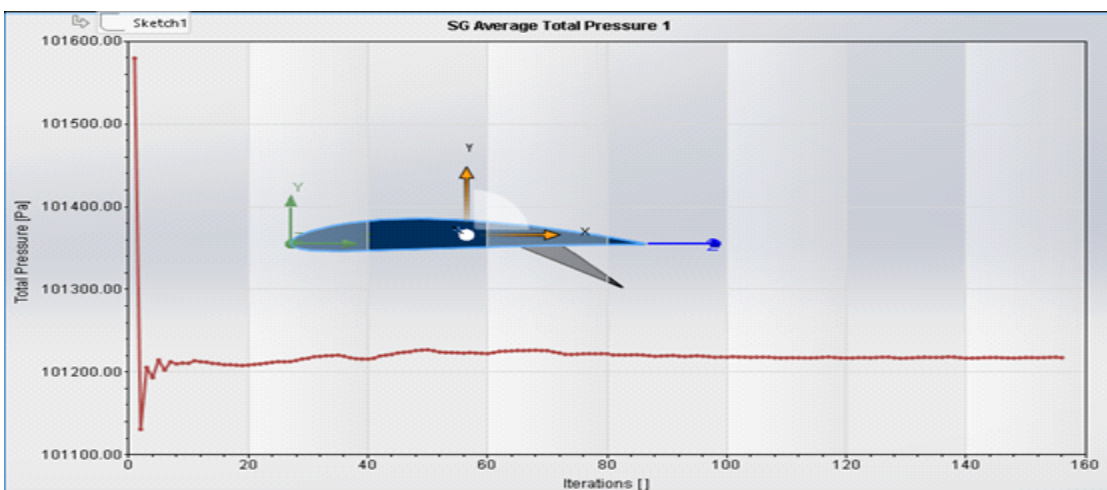
**Fig.3.9– Pression total en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque 0°**



**Fig.3.10–** Pression total en fonction de la nombre d'itération d'un angle d'attaque 15°



**Fig.3.11–** Pression total en fonction de nombre d'itération d'un angle d'attaque 30°



**Fig.3.12–** Pression total en fonction de nombre d'itération d'un angle d'attaque 45°

(Fig.3.12 ..... 3.15) montre la courbe de la pression totale en fonction du nombre d'itération avec des angles d'attaque différents.

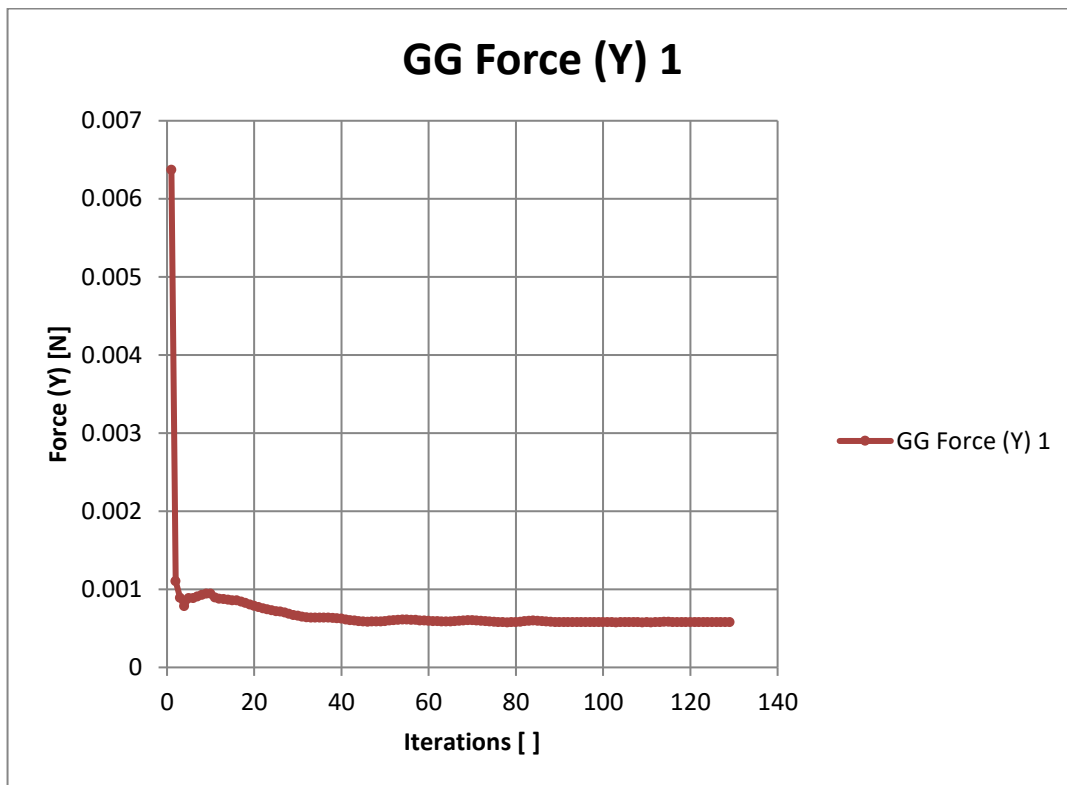


Fig.3.13– Force de portance en fonction de nombre d’itération d’un angle d’attaque 0°

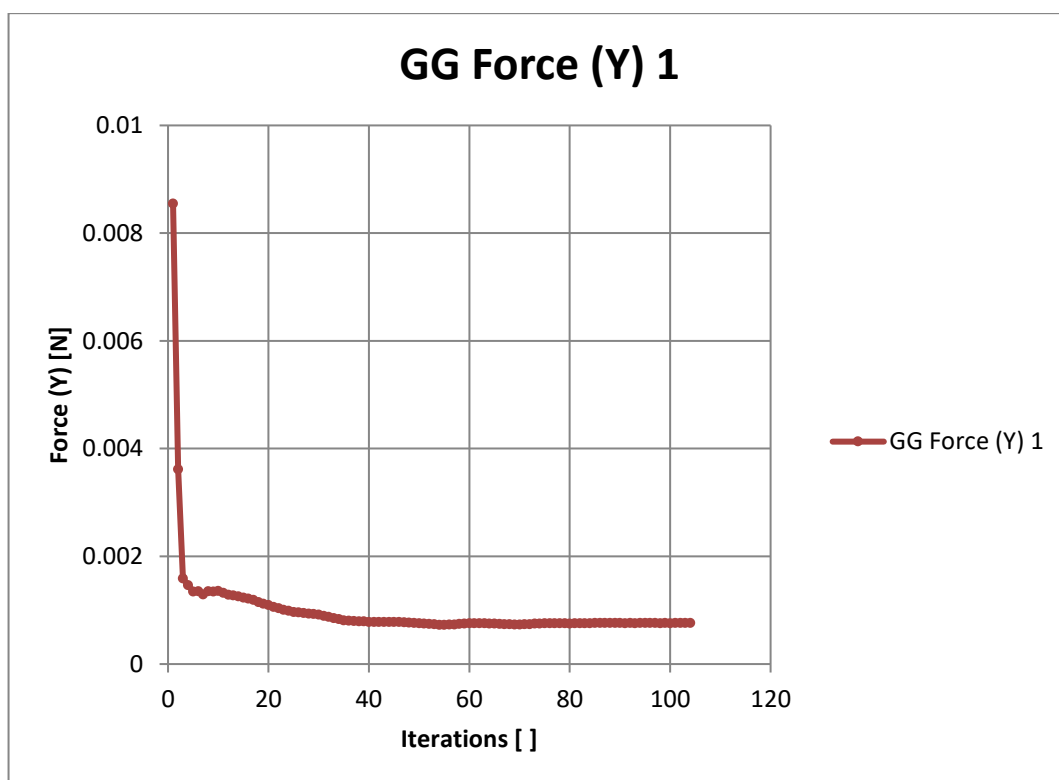


Fig.3.14– Force de portance en fonction de nombre d’itération d’un angle d’attaque 15°

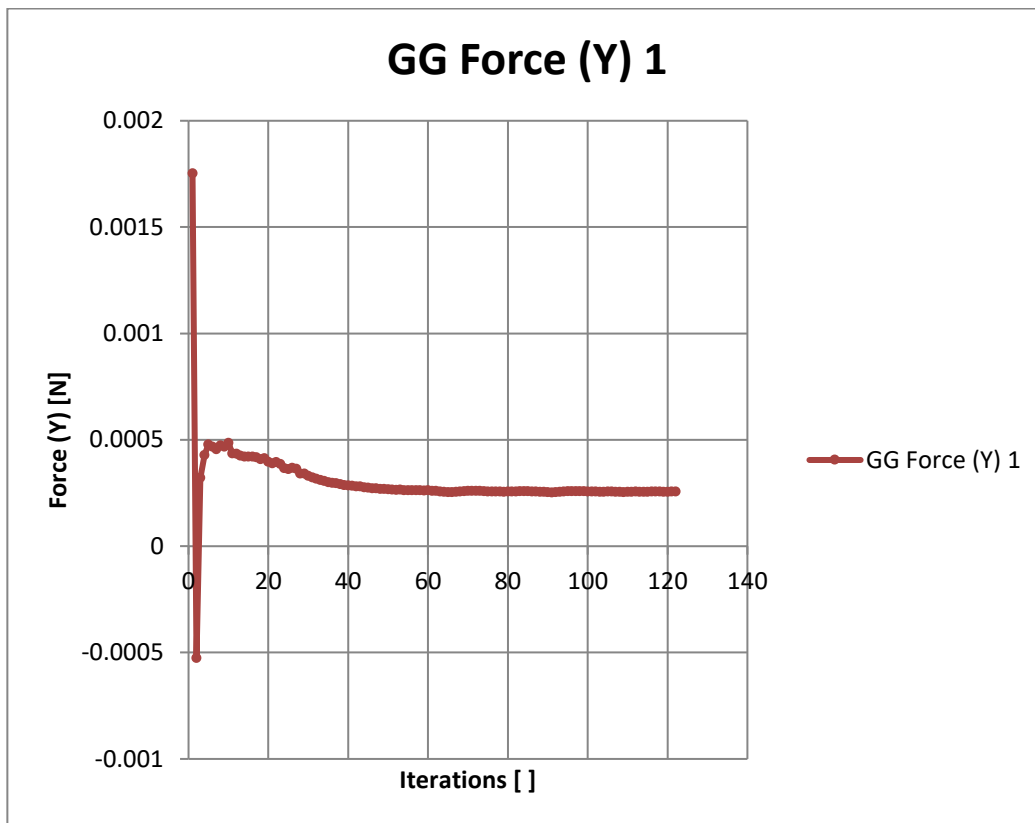


Fig.3.15– Force de portance en fonction de nombre d'itération d'un angle d'attaque 30°

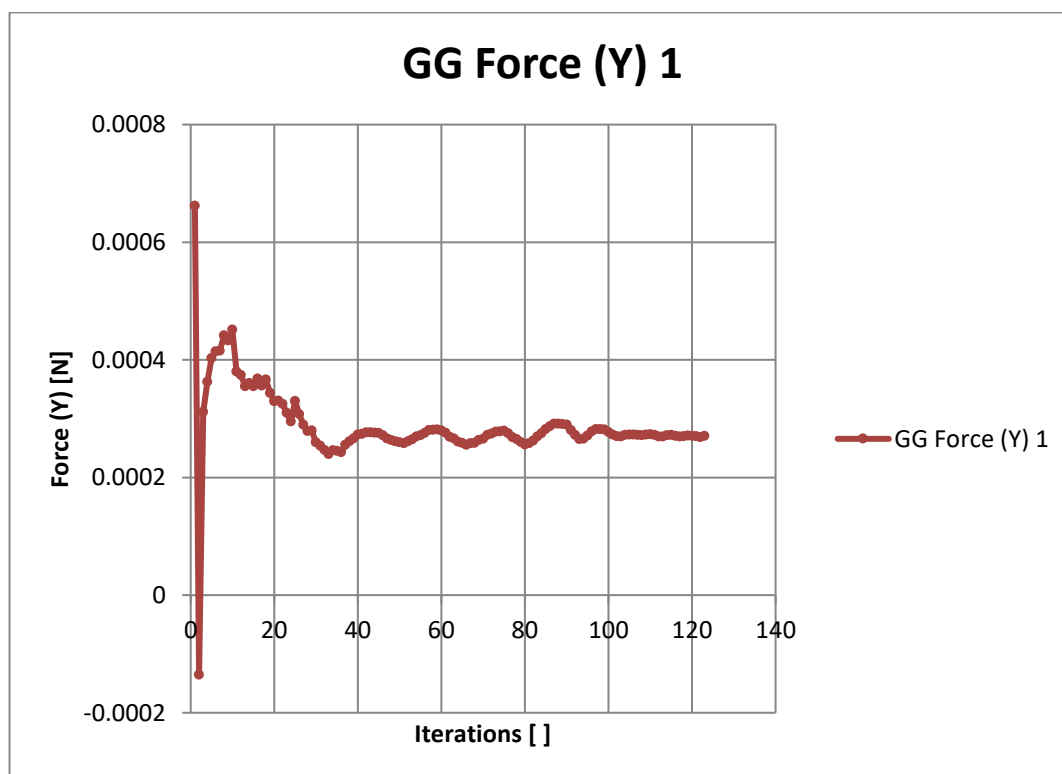
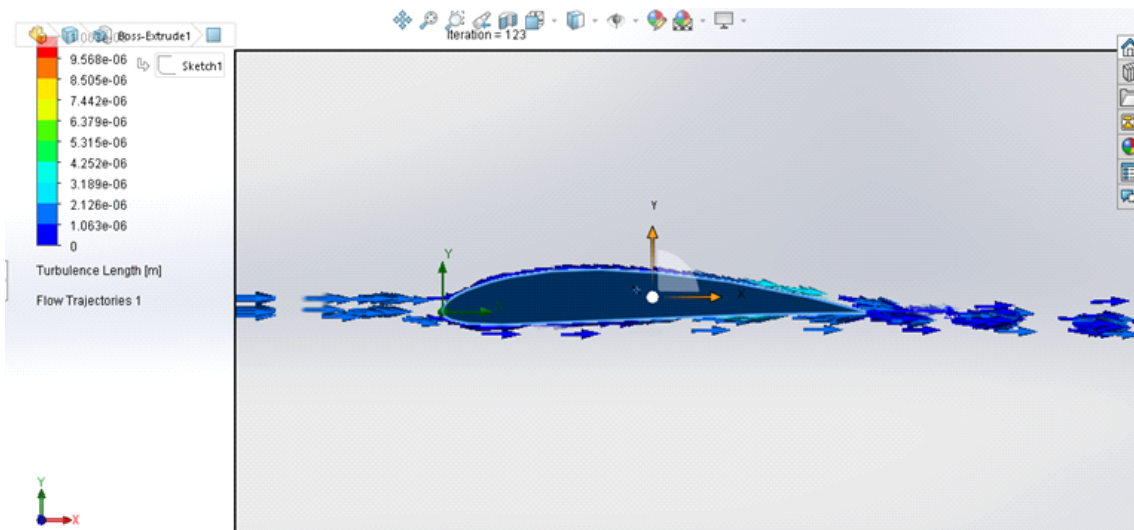
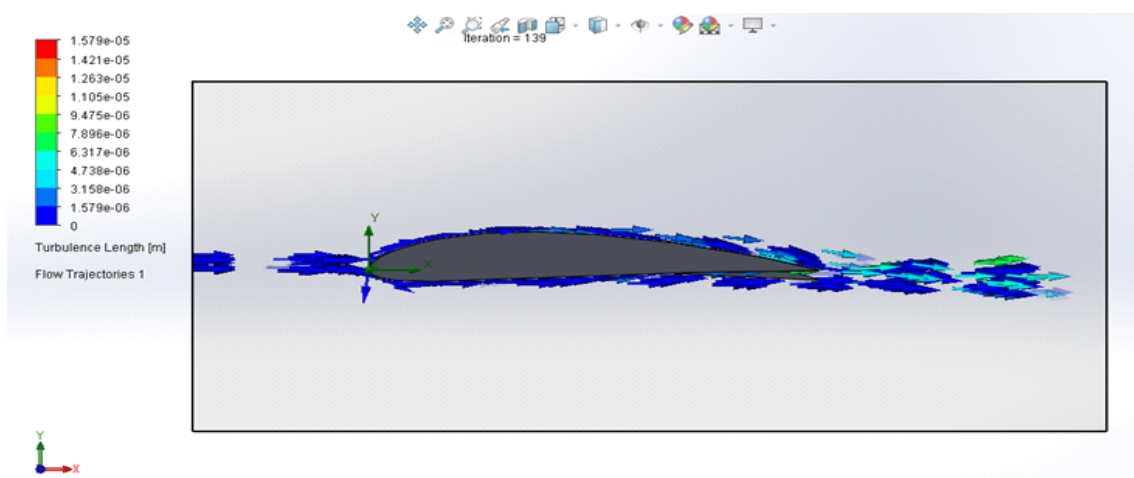


Fig.3.16– Force de portance en fonction de nombre d'itération d'un angle d'attaque 45°

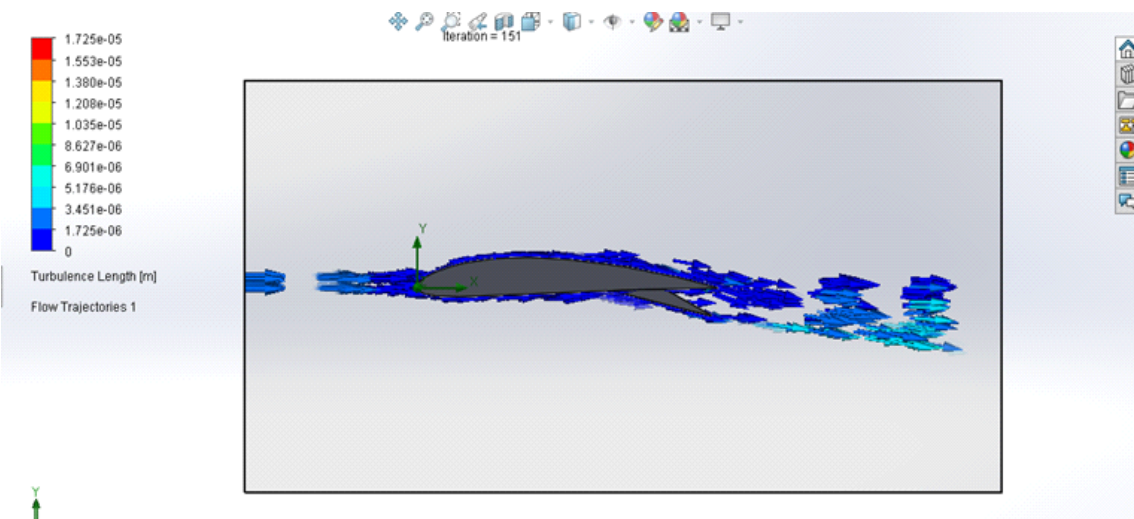
(Fig.3.16 ..... 3.19) montre la courbe de la force de portance en fonction de nombre d'itérations avec des angles d'attaque différents.



**Fig.3.17– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque 0°**

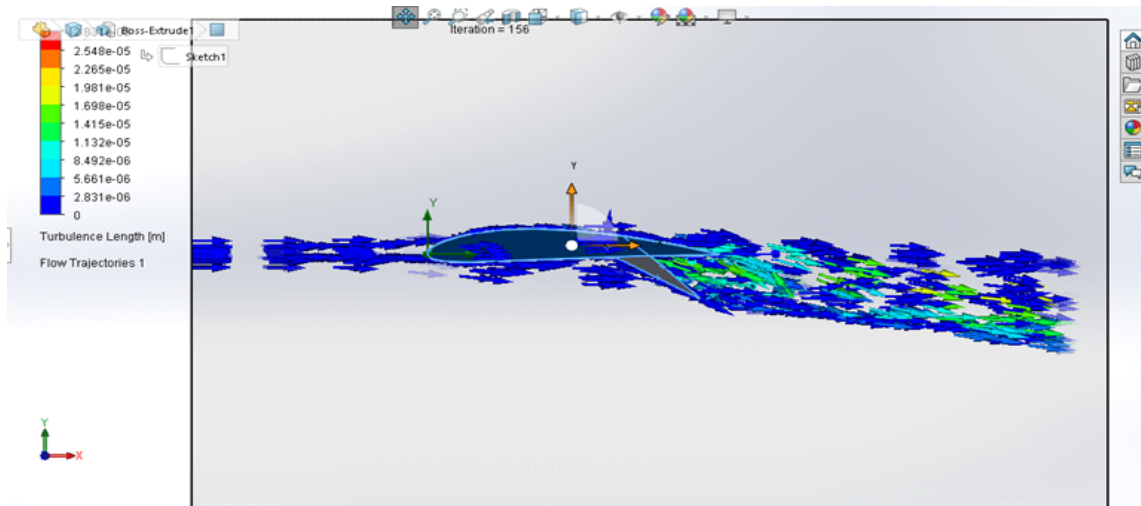


**Fig.3.18– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque 15°**



**Fig.3.19– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque 30°**





**Fig.3.20– Longueur de la turbulence d'un angle d'attaque 45°**

(Fig.3.20..... 3.23) représenter la variation longueur de la turbulence pour des angles d'attaque différents.

### 3.6 Interprétation

Pour les différents angles d'attaque et a partir les figures de simulation, on remarque que la vitesse de flux d'aire de l'extrados est plus rapide que l'intrados pour chaque angle d'attaque pour la même vitesse d'écoulement ( $V_x=35\text{m/s}$ ). L'écoulement passe autour du profile d'une façon symétrique pour l'angle  $0^\circ$ . Le flux d'air reste a peu près stable rien a changé et la vitesse du fluide diminue des que le fluide il est en contact avec le profil à cause du frottement et par contre pour les différents angles de  $15^\circ$  , $30^\circ$   $45^\circ$ , les lignes des courants changent sa formes c'est-à-dire la trajectoire de l'écoulement change. Lorsque on augmente l'angle d'attaque la vitesse des lignes des courants diminue à la surface de l'intrados plus moins que l'extrados et on remarque aussi qu'il y a une zone de recirculation dans le cas de angle attaque est égale  $45^\circ$ .

Lorsque la pression devient inférieure à sa pression, à un angle de 0 degré. Et la région de surpression se déplace sous l'aile vers la zone de dépression, les générant une portance maximale. Cette pression sur la face de cambrure du profil entraîne l'apparition d'une plus forte dépression que sur la face inférieure. C'est cette différence de pression qui crée une force normale qui est la force de portance .La force de portance peut être expliquée par le principe de Bernoulli lorsque le mouvement du fluide (L'air) est rapide est soumis à une pression inférieure à la pression à laquelle il est exposé dans le cas d'un mouvement lent de l'air (Une vitesse élevée entraîne moins de pression, tandis qu'une faible vitesse entraîne une pression élevée).

A partir les résultats qu'on a obtenu on peut dire que la vitesse et inversement proportionnel à la pression. si l'on augmente l'angle d'attaque encore et que l'on dépassa une certaine valeur (Angle attaque  $15^\circ$ ). Le filet d'air découlement et l'extrados deviennent le siège de tourbillons désordonnée on dit qu'il ya décrochage. Ce qui conduit à une turbulence de l'air sur la surface



supérieure sur le bord de fuite. Cela conduit à une diminution de la pression jusqu'à ce qu'elle soit presque nulle de sorte que la force de portance augment progressivement. Une chute brutale de pression sur l'extrados du profil ce qui induit une amélioration des efforts aérodynamiques dans le bon se lorsque le profil décroche, les angles d'attaques sont trop importants et le fluide ne parvient plus prendre les trajectoires imposées par le profil (Fortement incliné). Quant à la durée de la longueur turbulent (Pour angle attaque  $45^\circ$ , et angle max de vole), elle augmente Les filets d'air se décolent de la l'intrados et a borde de fuit de l'aile. L'écoulement le long de l'aile devient désordonné et les filets d'air se mélangent plus par contre des autres angles. Pour la force de portance (Lift Force), on remarque d'après les figures ci-dessus (3.13-3.16) que la force de portance a une relation proportionnelle avec l'angle d'attaque jusqu'à  $15^\circ$ , après cet angle la relation devient inversement proportionnelle. Ces résultats sont les mêmes trouvés dans le site officiel du NACA4412.

### **Conclusion**

Au cours de ce chapitre nous avons présenté les résultats de simulations numériques pour un écoulement autour de profils aérodynamiques NACA 4412 et cela en utilisant logiciel de Solidworks d'après les résultats et la discussion. Nous sommes arrivés aux résultats suivants :

- L'angle d'attaque augment, le flux d'air supérieur commence à se séparer de la queue de l'aile .cela crée des turbulences dans son sillage.
- La Pression Totale commence à décroître à partir d'un angle d'attaque de  $15^\circ$ .
- On remarque d'après cette étude que la portance a une relation proportionnelle avec l'angle d'attaque jusqu'à  $15^\circ$ . Cela veut dire que quand l'angle d'attaque augment la portance augment.
- On peut déduire que le meilleur angle  $15^\circ$  est le meilleur angle car elle donne un meilleur rendement.
- Le présent travail montre une bonne concordance entre les résultats numériques et expérimentaux qui montrent que la modélisation de notre système est bonne. Les valeurs obtenues peuvent être différentes de celles que l'on pourrait trouver à partir des programmes de simulation utilisant des hypothèses différentes. On s'intéressera surtout à la façon dont ils évoluent quand certains paramètres, tel que l'incidence, de l'aile changent.
- Les profils de vitesse sont calculés en supposant que l'aile est fixe et l'air se déplaçant autour de celle-ci.les valeur obtenues par d'autres peuvent différer du programme de simulation que nous avons utilisé.

## **Conclusion générale**

## **Conclusion générale**

La recherche des aérodynamiciens a été toujours d'essayer de trouver un moyen fondamental pour l'aérodynamique et cela par l'intermédiaire de l'exploitation de l'idée changée l'angle d'attaque tel que les configurations dont actuellement le concept est communément utilisé sur les nouvelles configurations.

Notre travail peut être considéré comme un départ sur la recherche aérodynamique des ailes d'avions en utilisant le logiciel SolidWorks.

L'aile produit une circulation d'air en fonction de son angle d'attaque (et sa vitesse) cette circulation de l'air au-dessus de l'aile se déplace plus vite que l'air ambiant ce qui provoque une faible pression (Dépression) au-dessus de l'aile en conformité avec le principe de Bernoulli. Cette faible pression "tire vers le haut sur l'aile et tire vers le bas le flux d'air, conformément à toutes les lois de Newton. Il y a donc une déflexion vers le haut à l'avant de l'aile et une déflexion vers le bas en arrière de l'aile. Le profil NACA 4412 biconvexe dissymétrique porte également bien même à l'angle d'attaque nulle et est très stable.

Le présent travail montre un bon résultat de simulation qui montre que la modélisation de notre modèle est bonne. En plus cette étude nous a permis de comprendre l'impact de l'angle d'attaque sur les paramètres aérodynamiques du profil d'aile NACA 4412.

Enfin Une simulation aérodynamique à l'aide du logiciel SolidWorks aide beaucoup à étudier l'aérodynamique et nous a donné un résultat en peu de temps et sont acceptables et montrent une bonne concordance avec la théorie.

# Référence et bibliographique

- [1] INO PARASCHIVOIU, 1998. Livre aérodynamique subsonique page 3 : aérodynamique subsonique édition de l'école polytechnique de Montréal
- [2] 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.
- [3] <https://bu.umc.edu.dz/theses/gmecanique/HAD7298.pdf>
- [4] Darrol Stinton Past Senior Visiting Fellow, 1998. Loughborough University of Technology, Leicestershire: UK.the anatomy of airplane\_1998
- [5] Abbott I. H. et Von Donehoff A. F, 1959. Dover: Theory of Wing Sections
- [6] <http://accrodavion.be/Accrodavions/lastructuredesavions5.html>
- [7] <http://tpe-ailles-avion.e-monsite.com/pages/a-la-portance.html>
- [8] Connaissance des aéronefs -BIA & CAEA vario planeur add à terminer.doc
- [9] DAMA RATSIMANDRESYZNGELICK : réparation structural d'un fuselage de l'airbus A330-202
- [10] [www.academia.edu › cours\\_de\\_construction\\_aeronautique](http://www.academia.edu/cours_de_construction_aeronautique)
- [11] KHELAIPIA Selma, Octobre 2018. Blida : Simulation numérique de l'effet des dispositifs hypersustentateurs sur le profil NACA 44120
- [12] mechri yamina , septembre 2018 . Blida : prédiction de la ligne de découpage aérodynamique de l'écoulement transsonique autour d'une aile à profile symétrique
- [13] <https://eduscol.education.fr/sti/sites/eduscol.education.fr/sti/files/ressources/pedagogiques/11282/11282-manuel-bia-chapitre-1.pdf>
- [14] Lee, C-S., Bodapati, S, November 1987. AIAA journal, vol. 25, n°11: Experimental investigations of the Flow field of an airfoil with Spoiler
- [15] Kouah zakarya, Mémoire de Fin d'étude : Etude des profils Aérodynamiques (NACA)
- [16] [http://www.aerobigorre.org/bia/download/tome\\_2\\_aerodynamique\\_mecanique\\_du\\_vol.pdf](http://www.aerobigorre.org/bia/download/tome_2_aerodynamique_mecanique_du_vol.pdf)
- [17] [https://fr.wikipedia.org/wiki/Profil\\_\(a%C3%A9rodynamique\)](https://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_(a%C3%A9rodynamique))
- [18] A.C.KERMODE Editions MODULO; Mécanique du vol2ème édition
- [19] O. MAUCHE ET M, BENALI, 2013/2014. Mémoire De Fin D'étude UMMTO: Évolution Du Fluide A Travers Les Aubes D'une Turbine Haute Pression D'un Turboréacteur
- [20] Mragank Pratap Singh, Dr. Mahendra Singh Khidiya, Sahil Soni: CFD Simulation of an Airfoil at different Angle of Attack
- [21] MD. Safayet Hossain1, Muhammad Ferdous Raiyan2, Mohammed Nasir Uddin Akanda3, Nahed Hassan Jony: A COMPARATIVE FLOW ANALYSIS OF NACA 6409 AND NACA 4412 AEROFOIL
- [22] TEBBICHE H., GAOUIR N., BOUTOUDJ M. S : AMELIORATION DES PERFORMANCES AERODYNAMIQUES DU PROFIL NACA 4412 PAR DES GENERATEURS DE TOURBILLONS
- [23] Anagha S Gowda: Comparison of Aerodynamic Performance of NACA 4412 and 2412 using Computational Approach
- [24] Abdelghany ES1, Abdellatif OE2, Elhariry G3 and Khalil EE4: NACA653218 Airfoil Aerodynamic Properties
- [25] Radhakrishnan P M1, Dheepthi M2: CFD Analysis of NACA2415 and23012 Airfoil
- [26] Novel Kumar Sahu, Mr.Shadab Imam, April 2015. Issue 4: Analysis of Transonic Flow over an AirfoilNACA0012 using CFD
- [27] C. Hafien, A. Bourehla, T. Lili, 2013. Bordeaux : Simulation numérique d'un écoulement autour d'un profil d'aile muni d'un volet poreux
- [28] 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
- [29] Varatharajan R Madhanraj et Dilip A Shah: CFD Analysis of NACA 2421 Aerofoil at Several Angles of Attack
- [30] Equipe aéronautique France, 2003. Cours aérodynamique et mécanique du vol (TOME II)
- [31] R. OUAKED et H. OUSSAD, UMMTO 2009/2010. Mémoire De Fin D'étude: Étude De L'écoulement Autour D'une Grille D'aube
- [32] S. GUENOUN et M. MOKHTARI, UMMTO 2000. Mémoire de Fin d'étude : Écoulement D'un Fluide Réel Incompressible Autour D'un Profil D'aile.
- [33] 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
- [34] 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

- [35] Thomson J.J. (Lord Kelvin), 1880. Phil. Mag., 10, 155-168: Vibrations of a columnar vortex
- [36] Equipe aéronautique France, 2003. Cours aérodynamique et mécanique du vol (TOME II)
- [37] 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
- [38] Franck Richecoeur, 2002. "Mécaniques des fluides (aérodynamique). Équation générale, écoulement laminaire et turbulent autour d'un profil, couche limite".
- [39] Thierry Faure . 2007 .Maison dunod, Université Paris 6-Piere-et-Marie-Curie : Dynamique des fluides appliquée (application a l'aérodynamique)
- [40] Raymond Comolet, 1999. Maison dunod, Université Paris 6-Piere-et-Marie-Curie : Mécanique expérimentale des fluides (dynamique des fluides réels, turbomachines)
- [41] 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.
- [42] Comolet .R, 1994. Edition MASSON : Mécanique des fluides expérimentaux
- [43] Raymond Comolet. "Mécanique expérimentale des fluides (dynamique des fluides réels, turbomachines)". Université Paris 6-Piere-et-Marie-Curie. Maison dunod.1999.
- [44] [https://www.univ-usto.dz/images/coursenligne/airo\\_lo.pdf](https://www.univ-usto.dz/images/coursenligne/airo_lo.pdf)
- [45] ION Paraschivoiu, 1998. Canada, Editions de l'école polytechnique de Montréal (Québec) : Aérodynamique subsonique
- [46] BOULANOUAR KHEDIDJA, 2016-2015. Université saad dahlab BLIDA : Dynamique et control d'un drone (aile volante).mémoire de fin d'étude
- [47] A.C.KERMODE Editions MODULO; 11<sup>ème</sup> édition: mechanics of flight
- [48] 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
- [49] MANUEL DU BREVET D'INITIATION AERONAUTIQUE (édition 3.0. –2019) \_chapitre01
- [50] Farés AIT-ALI, 2019. Blida : Etude du décrochage aérodynamique d'une aile d'avion symétrique dans un écoulement turbulent à régime transsonique.
- [51] Kouah zakary, 2019. Université Larbi Ben M'hidi Oum-El-Bouaghi, Mémoire de master : Etude des profils Aérodynamiques (NACA)
- [52] Université pierre et marie curie, Année 2006-2007.aérodynamique et mécanique du vol
- [53] Anderson DJ Jr, 1991. 792. St. Louise, New York: McGraw-HillInc: Fundamentals of Aerodynamics
- [54] 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
- [55] 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
- [56] BENCHARIF, 2013. Mémoire de Master, université de Biskra : Variation des paramètres mécaniques pour l'optimisation du rendement d'une éolienne
- [57] KHELAIPIA SELMA. Blida, Octobre 2018. mémoire de fin d'étude : Simulation numérique de l'effet des dispositifs hypersustentateurs sur le profil NACA 4412
- [58] <http://airfoiltools.com/airfoil/details?airfoil=naca4412-il>

## Résumé

L'objectif principal de notre travail est une simulation aérodynamique de l'aile d'avion de type NACA4412 par le logiciel SolidWorks. La simulation est basée sur quatre angles d'attaque ( $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  et  $45^\circ$ ) pour montrer la relation entre la force de portance et ces angles. Les résultats de simulation ont montré que la force de portance a une relation proportionnelle avec l'angle d'attaque jusqu'à  $15^\circ$  après cet angle la force de portance commence à décroître progressivement. La similitude des résultats avec la théorie montre la justesse de notre analyse.

**Mots clés :** Simulation; Aérodynamique des ailes ; Profil d'aile ; Angle d'attaque; SolidWorks.

## Abstract

The main objective of our work is an aerodynamic simulation of the aircraft wing type NACA4412 by the software SolidWorks. The simulation is based on four angles of attack ( $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  and  $45^\circ$ ) to show the relationship between the lift force and these angles. The simulation results showed that the lift force has a proportional relationship with the angle of attack up to  $15^\circ$  after this angle the lift force begins to gradually decrease. The similarity of the results with the theory shows the correctness of our analysis.

**Key words :** Simulation; Aerodynamic; Wing profile; Angle of attack; SOLIDWORKS.

## ملخص

الهدف الرئيسي لعملنا هو محاكاة ديناميكية هوائية لطائرة من نوع NACA4412 بواسطة برنامج SolidWorks. تعتمد المحاكاة على أربع زوايا للهجوم ( $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $30^\circ$  و  $45^\circ$ ) لإظهار العلاقة بين قوة الرفع وهذه الزوايا. أظهرت نتائج المحاكاة أن قوة الرفع لها علاقة تناسبية مع زاوية الهجوم حتى  $15^\circ$  بعد هذه الزاوية تبدأ قوة الرفع بالانخفاض تدريجياً. يظهر تشابه النتائج مع النظرية صحة تحليلنا

**الكلمات الرئيسية:** محاكاة. الديناميكية الهوائية, الجنيح , زاوية الهجوم, صوليدوركس.