

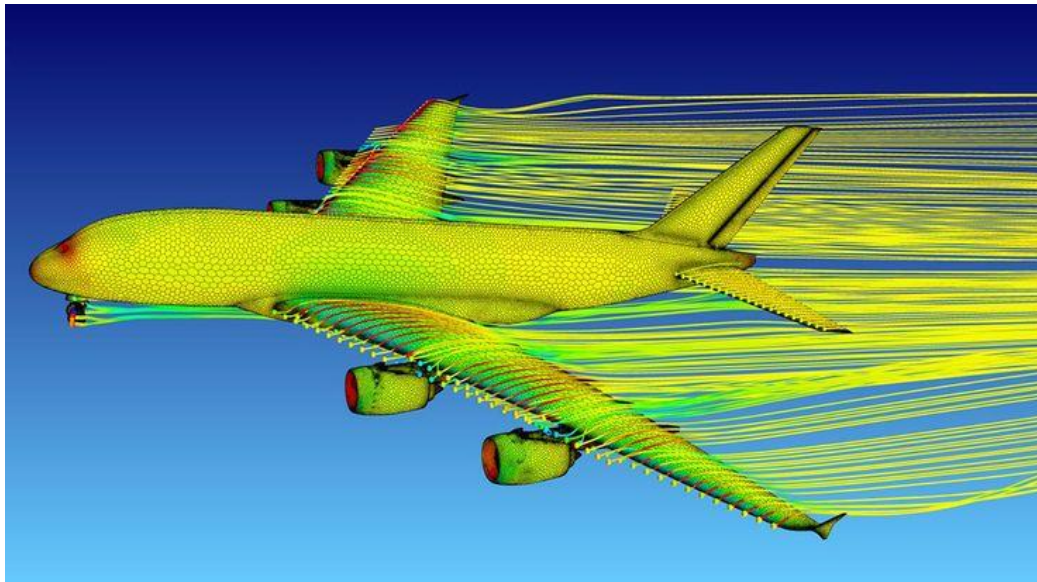
# Rapport de Projet CFD II

Elaboré par : Lanait Abderrahim & Naouil Ali  
Spécialité : Génie Mécanique

---

## Projet 4 : Simulation de l'écoulement autour d'une aile d'avion 3d

---



Encadré par : M. BOUDI

## INTRODUCTION

L'aérodynamique est la science qui étudie l'action de l'air en mouvement sur un obstacle profilé 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 en 3D étudié à l'aide du code de calcul (Ansys). 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)**

## Liste des figures :

Fig.1.1– Schéma représentatif de l'aile .....	5
Fig.1.2– Aile en caisson .....	6
Fig.1.3– Composition interne d'une aile d'avion .....	7
Fig.1.4– Composition d'une aile d'avion .....	8
Fig.1.5– Ailette d'un avion-cargo KC-135A .....	9
Fig.1.6– Ailerons .....	10
Fig.1.7– Becs de bords d'attaque .....	11
Fig.1.8– Divers types de volet et bec (Sur bord d'attaque) 1 - Volet basculant 2-Volet Krueger 3 – Bec à fente .....	12
Fig.1.9– Volets de bord de fuite .....	13
Fig.1.10– Divers types de volets sur bord de fuite .....	14
Fig.1.11– Générateurs de vortex installés sur un Gloster Javelin FAW.8 (XH992) .....	14
Fig.1.12– Aérofreins .....	14
Fig.1.13– Disposition du spoiler sur un Boeing 707 aile .....	15
Fig.1.14– Angle de flèche .....	16
Fig.1.15– Angle de dièdre .....	16
Fig.1.16– Angle de calage .....	17
Fig.1.17– Caractéristiques géométrique de l'aile d'avion .....	17
Fig.1.18– Différents position d'aile .....	18
Fig.1.19– Différentes forme d'aile d'Avion .....	18
Fig.1.20– Forme et disposition des VGs à l'extrados du profil .....	19
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	

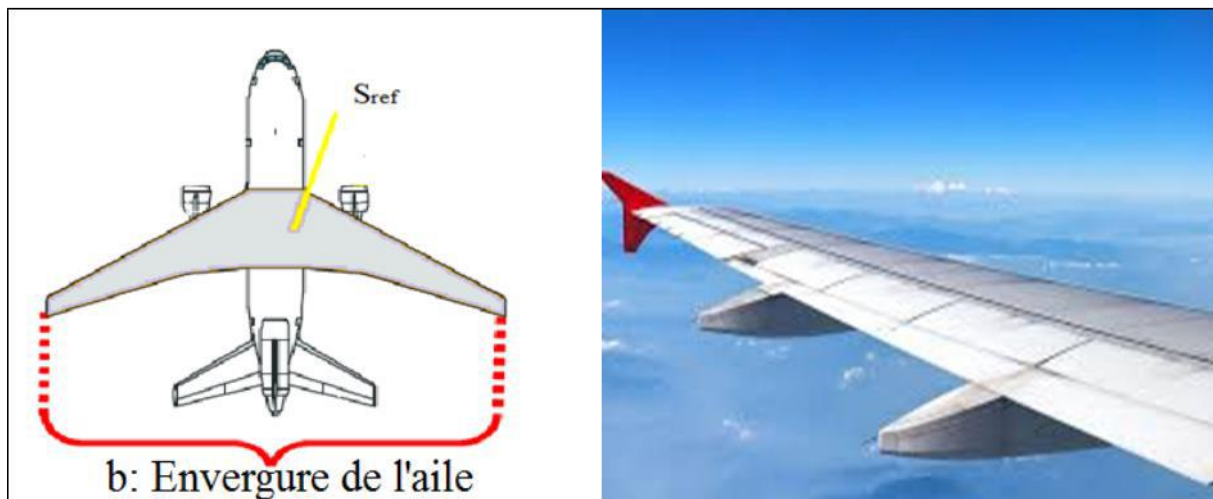
## Introduction

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 différentes 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 (Sref) 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]

$$\lambda = b^2 / S_{ref}$$

### 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]

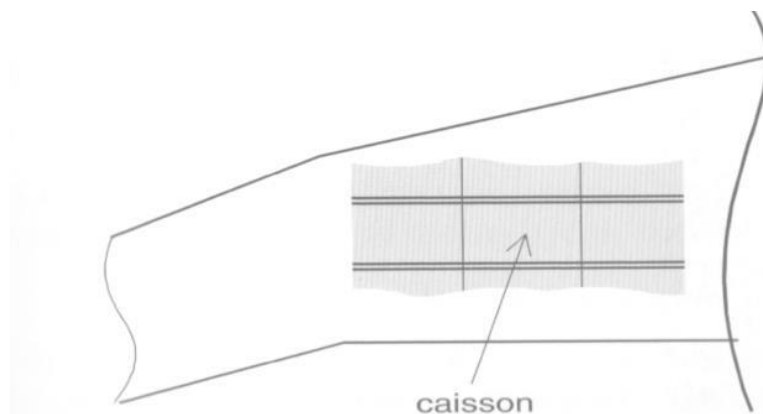


Fig.1.2– Aile en caisson [5]

### 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]

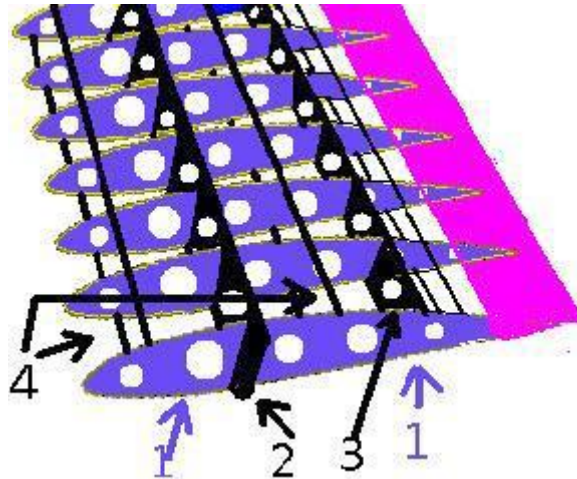


Fig.1.3– Composition interne d'une aile d'avion [6]

- 1) Nervures
- 2) Longerons principaux
- 3) Longerons arrière
- 4) Lisses.

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

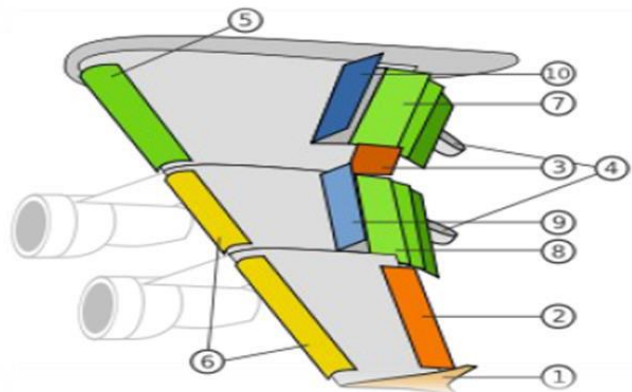


Fig.1.4– Composition d'une aile d'avion [7]

- 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]

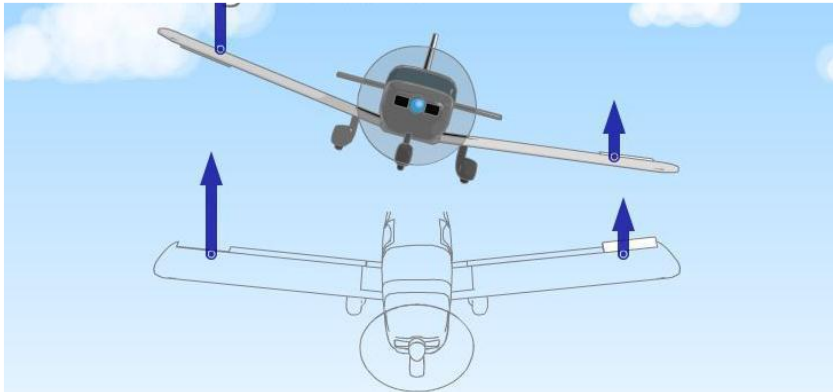


Fig.1.6– Ailerons [10]

### 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



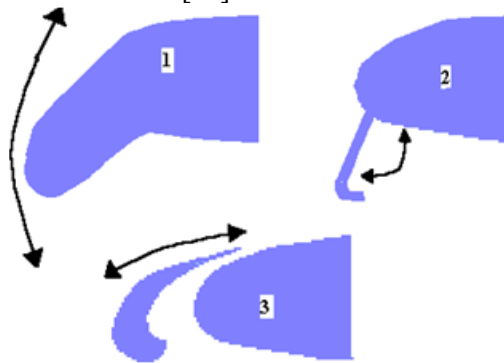
Les becs de bords d'attaque augmentent la portance en modifiant la cambrure de l'aile et parfois sa surface.

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)

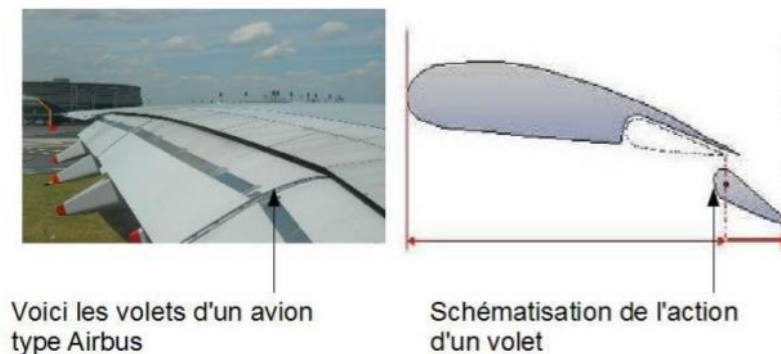
- Augmentation de la traînée, cela entraîne une réduction de la vitesse de décrochage.
- Une augmentation de la surface alaire. [11]



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

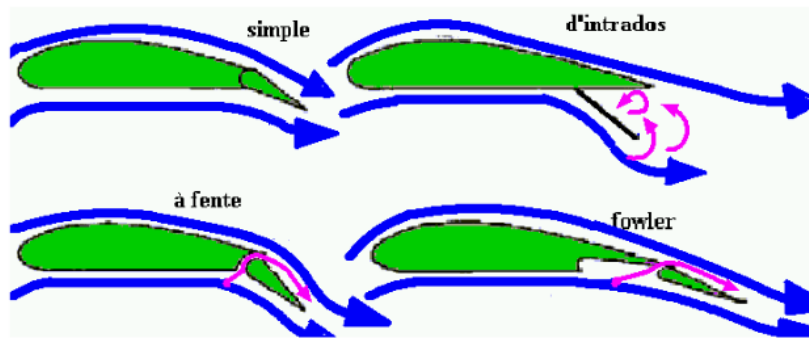
### c. Volets hypersustentateurs de bord de fuite

Les volets de bord de fuite augmentent la portance en 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]**

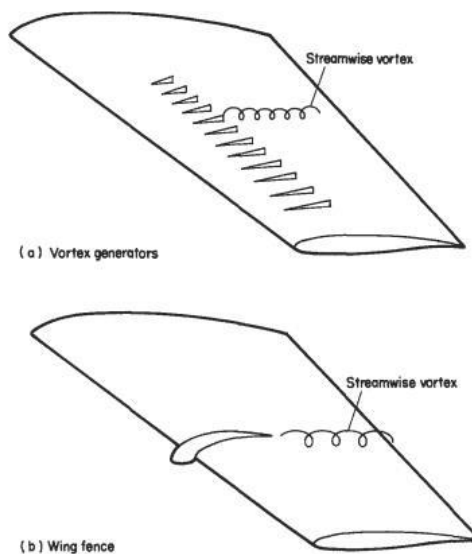
- 1. Volet simple à courbure ordinaire :** Ce volet pivote vers le bas, il augmente la cambrure et la portance mais ce profil est surtout utilisé pour les petits avions.
- 2. Volet d'intrados :** Seul l'intrados de l'aile est changé, il se braque vers le bas augmentant ainsi la portance mais aussi la 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 ribbles sont des surfaces striées dans le sens de l'écoulement, qui orientent la couche limite turbulente dans une direction longitudinale afin de réduire le cisaillement transversal.



– Les systèmes LEBU sont des dispositifs destinés à casser les grandes structures de la couche limite turbulente. 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

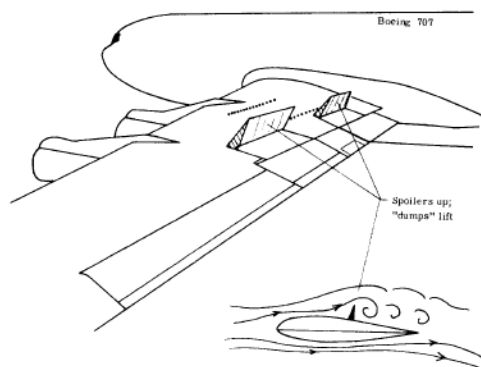
Les aérofreins sont des panneaux encastrés dans la voilure ou le fuselage dont la sortie dans l'écoulement de l'air permet d'augmenter la traînée. [13]



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



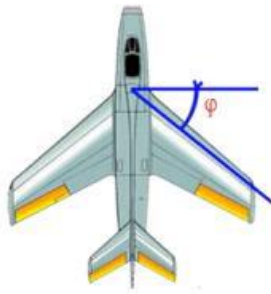
portance de l'aile intérieure dans les virages). [14]

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

### 1.6 Caractéristiques géométriques d'une l'aile

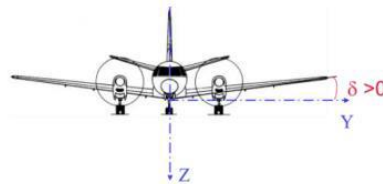
La géométrie d'une aile de définit en fonction de plusieurs éléments [15]

– **Flèche (□ )** : 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 ( $\alpha$ ):** 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 ():** , 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 (Ce) :** L'extrémité de chaque aile se termine par une forme profilée appelée saumon. qui sert à son équilibrage.

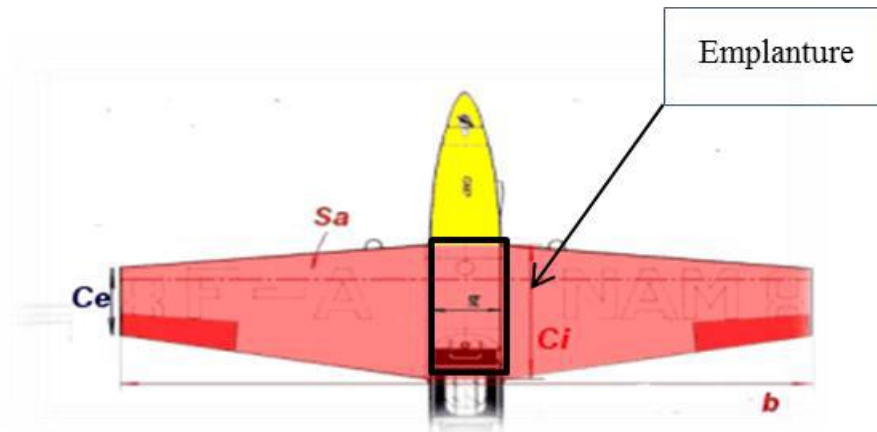
**l'emplanture :** Partie de l'aile qui assure la jonction avec le fuselage.

**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  $S_a$  [ $m^2$ ] (La surface portante de l'aile) :** les deux demi-ailes + la zone du fuselage entre les deux demi-ailes.

**Charge alaire ( $\text{kg} / \text{m}^2$ )  $C = M / S_a$  :** 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'emplanture. 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

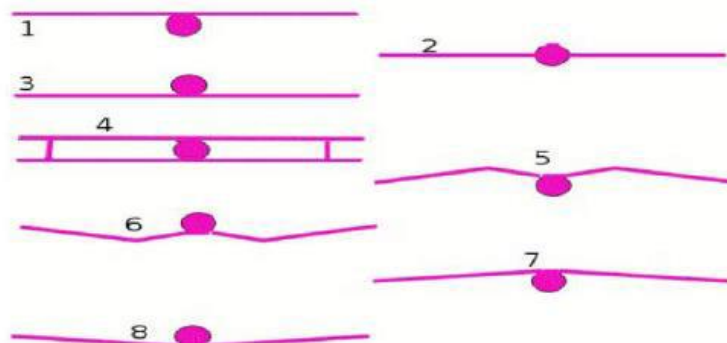
Les propriétés aérodynamiques les plus importantes de l'aile étendue limitée sont la portance, et la traînée que nous allons utiliser sous la forme de leurs dimensions, que nous appellerons les coefficients. Nous en discuterons dans la prochain chapitre. [17]

### 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

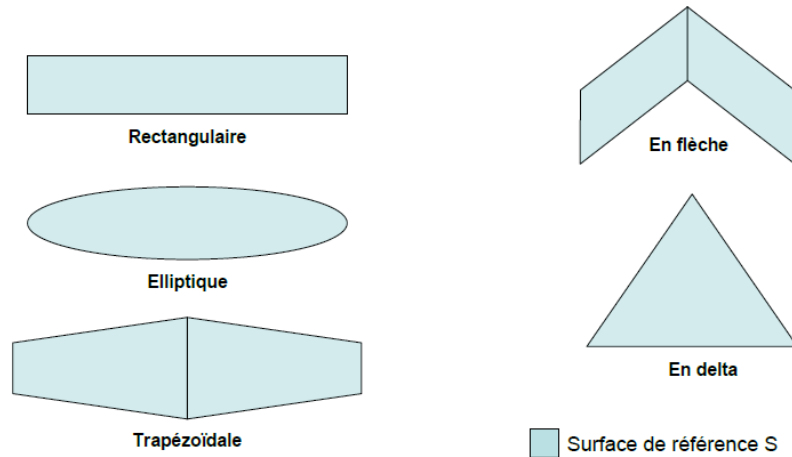
Aile haute (1), aile médiane (Ou moyenne) (2), aile basse (3), biplan (4), aile en M (5), surtout pour les hydravions, en plaçant les moteurs au niveau le plus haut sur les ailes pour les éloigner des projections d'eau, aile en W (6), (F4 Corsair, Junker Stuka), pour permettre, en plaçant le train d'atterrissage 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'attaques. 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.

<b>Tableau 1.1– Cx et Cz par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 6409 [20] Angle d'attaque</b>	<b>Coefficient de portance Cz</b>	<b>Coefficient de traînée Cx</b>
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

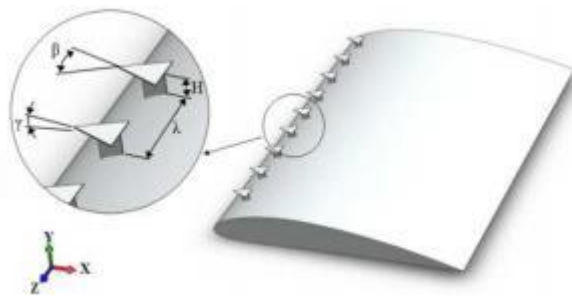
**Tableau 1.1– Cx et Cz par rapport à l'angle d'attaque profil NACA 6409 [20]**

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 al [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 al [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°. Globalement, le contrôle montre un gain de portance de l’ ordre de 20% et une diminution de trainée appréciable lorsque l’ incidence est supérieure à celle du décrochage. Par ailleurs, le champ de pression pariétale montre un pic de dépression à l’ endroit des générateurs de vortex.

**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.

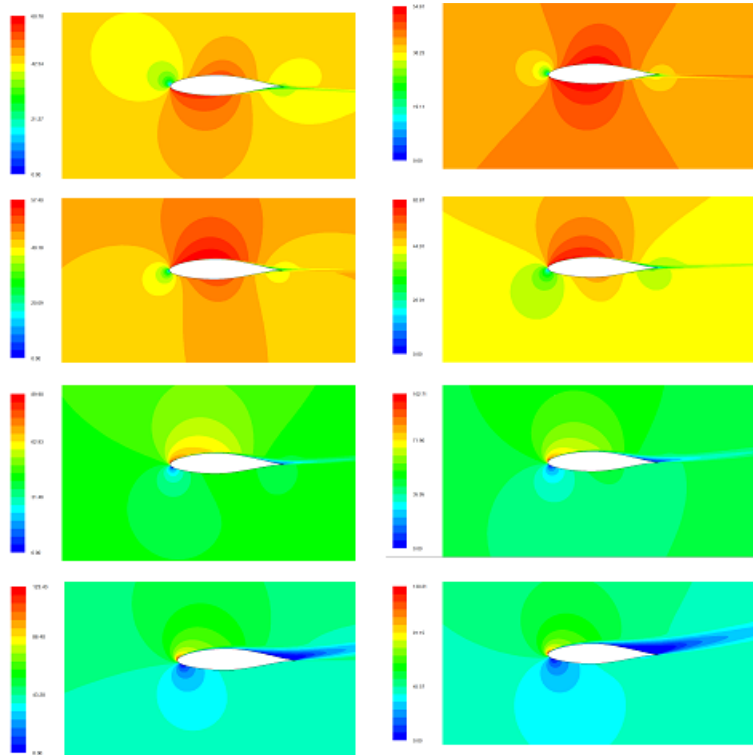
**Abdelghany ES1,et all [24]** Dans cette recherche, nous avons obtenu les coefficients de trainée et de portance, vitesse, contours des lignes de pression et de trajectoire à l’aide CFD qui peut également être déterminé en utilisant un test expérimental en soufflerie. Ce processus est relativement difficile 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 100000 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. 1ère ligne:  $\alpha = -4^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = -2^\circ$  (Droite), 2ème ligne:  $\alpha = 2^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = 4^\circ$  (Droite),

3ème ligne:  $\alpha = 8^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = 10^\circ$  (Droite), 4ème ligne:  $\alpha = 14^\circ$  (Gauche) et  $\alpha = 16^\circ$  (Droite).

Les valeurs sont en  $\text{m / s}$  à  $\text{Re} = 3 * 10^6$ . [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 réunis 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 nombre de Reynolds 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 est 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  $30^\circ$  et  $65^\circ$ , le profil est fixé à une incidence de  $15^\circ$  et sa porosité varie entre 10-6 et 10-12 m2. 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  $Re = 3.33.105$  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  $R = 500$ . 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 03**

### **Simulations aérodynamiques d'une aile en 3D (Profil NACA 4412)**

## Introduction

Ce deuxième chapitre est consacré à la simulation aérodynamique de l'écoulement d'air autour du profil NACA 4412 à l'aide du logiciel ANSYS FLUENT. 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]**

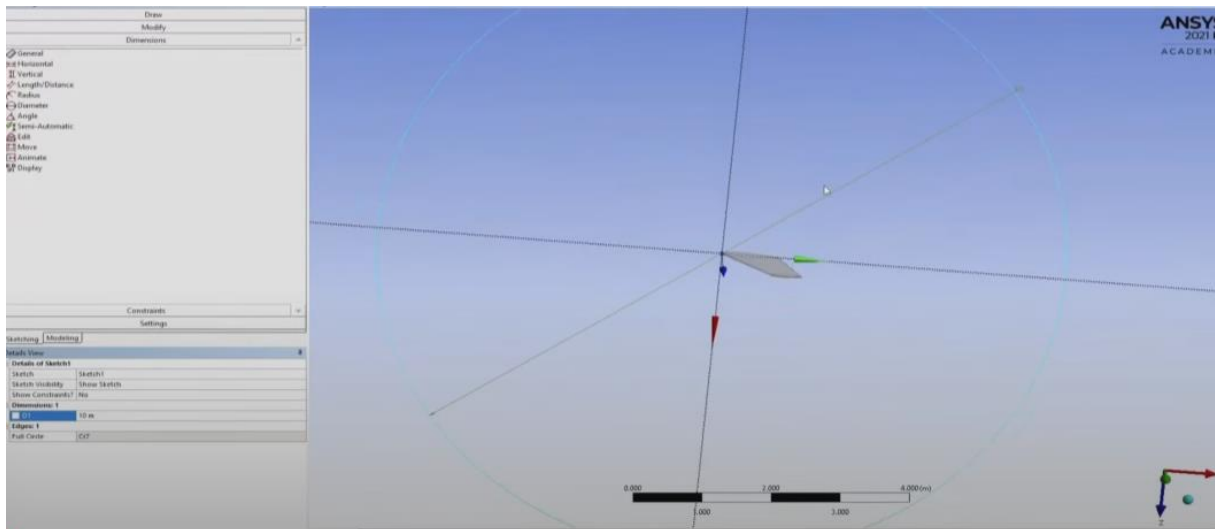
X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z(m)	X(m)	Y(m)	Z(m)
1	0.0013	0	0.25	0.0941	0	0.0125	-0.0143	0	0.4	-0.0180	0
0.95	0.0147	0	0.2	0.0880	0	0.025	-0.0195	0	0.5	-0.0140	0
0.9	0.0271	0	0.15	0.0789	0	0.05	-0.0249	0	0.6	-0.0100	0
0.8	0.0489	0	0.1	0.0659	0	0.075	-0.0274	0	0.7	-0.0065	0
0.7	0.0669	0	0.075	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 ANSYS FLUENT.

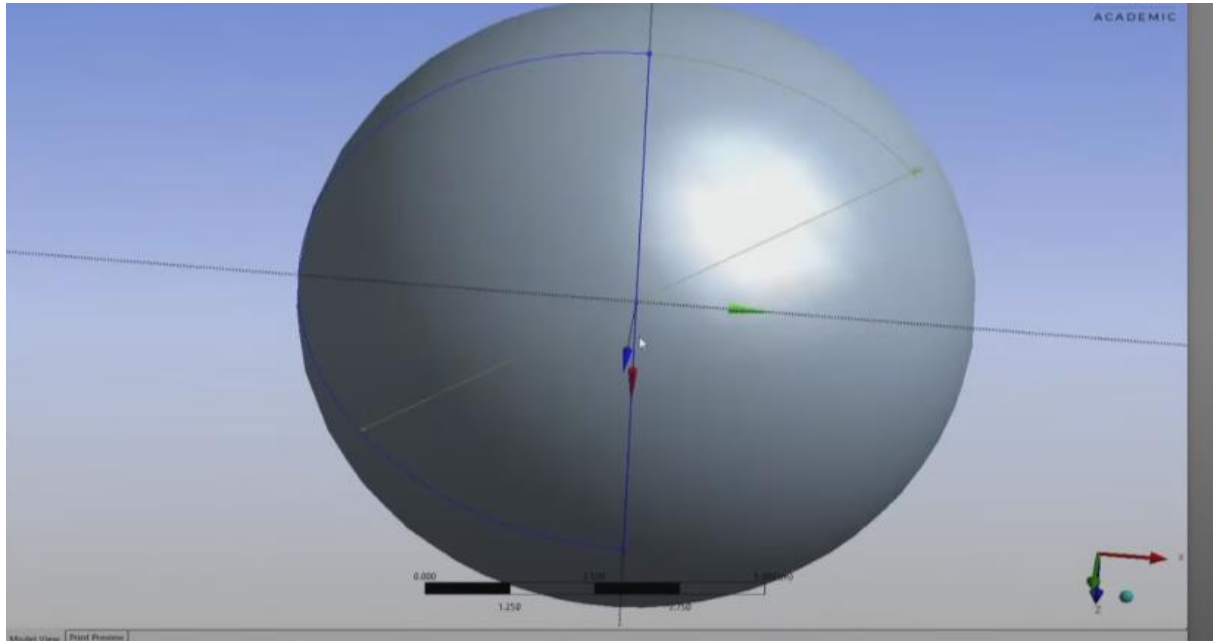
La simulation est faite par ANSYS FLUENT avec plusieurs angles d'attaque du profil NACA 4412 ( $0^\circ, 15^\circ, 30^\circ$  et  $45^\circ$ ) comme montre les figures ci-dessous. L'objectif de choisir ces quatre angles d'attaque est de montrer l'influence de l'angle d'attaque sur la portance de l'aile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

#### 3.4.2 Maillage de profil

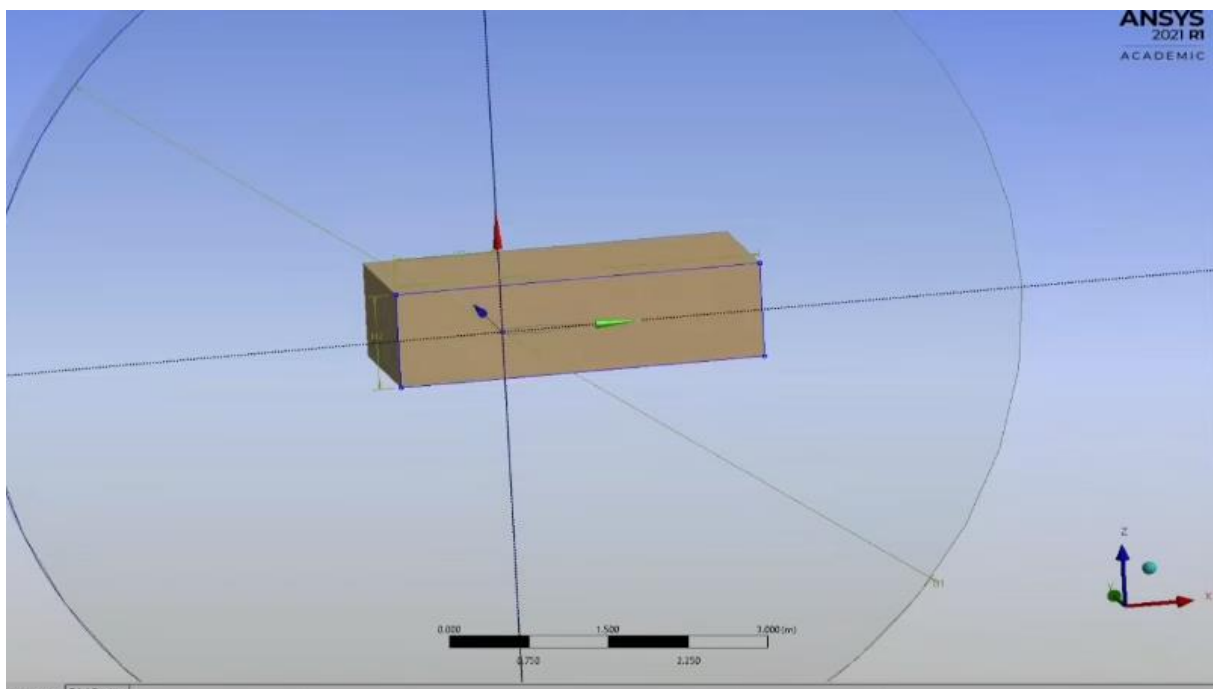


Dans cette étude, on choisit un maillage fin et aussi selon les capacités de l'ordinateur

On a crée une emisphère pour le domaine du fluide

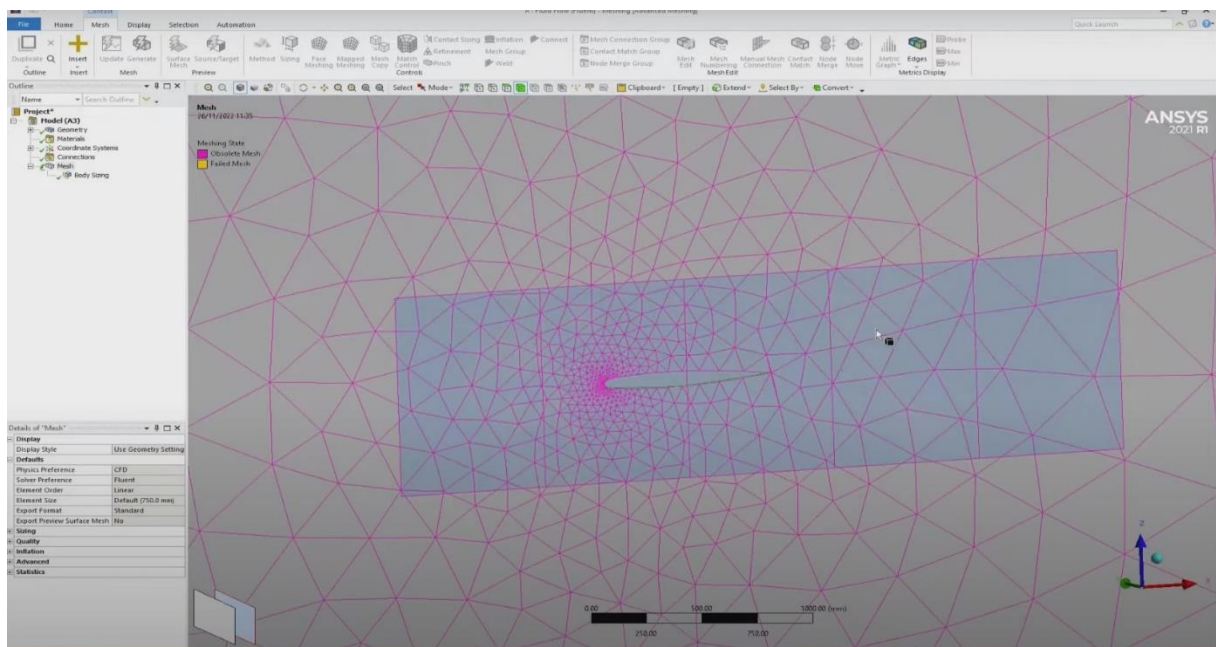
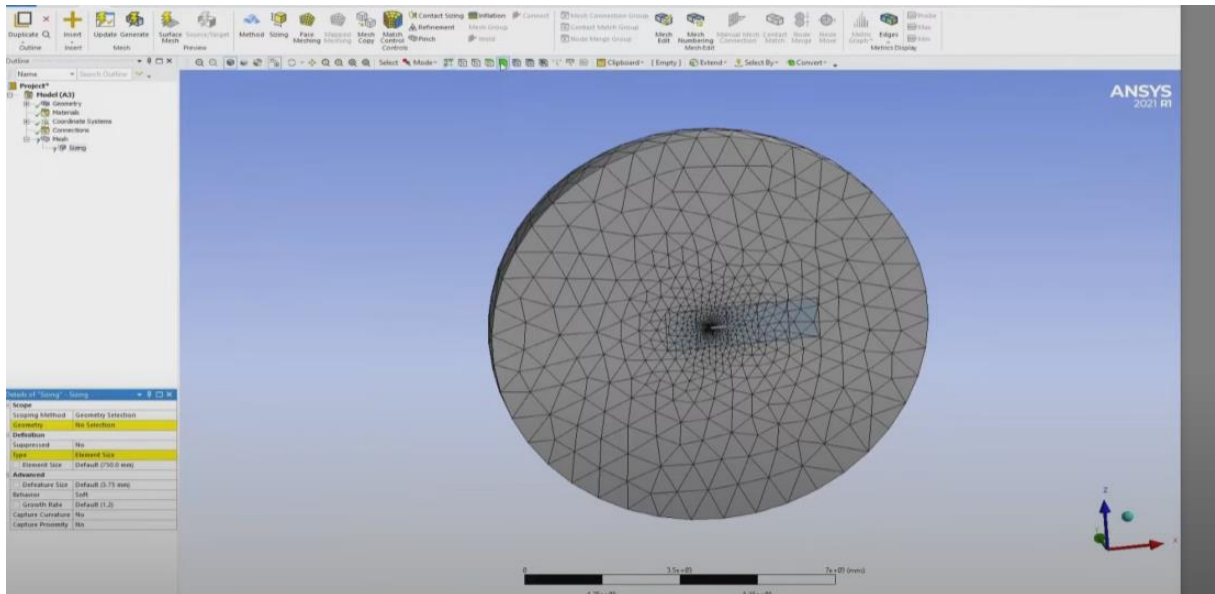


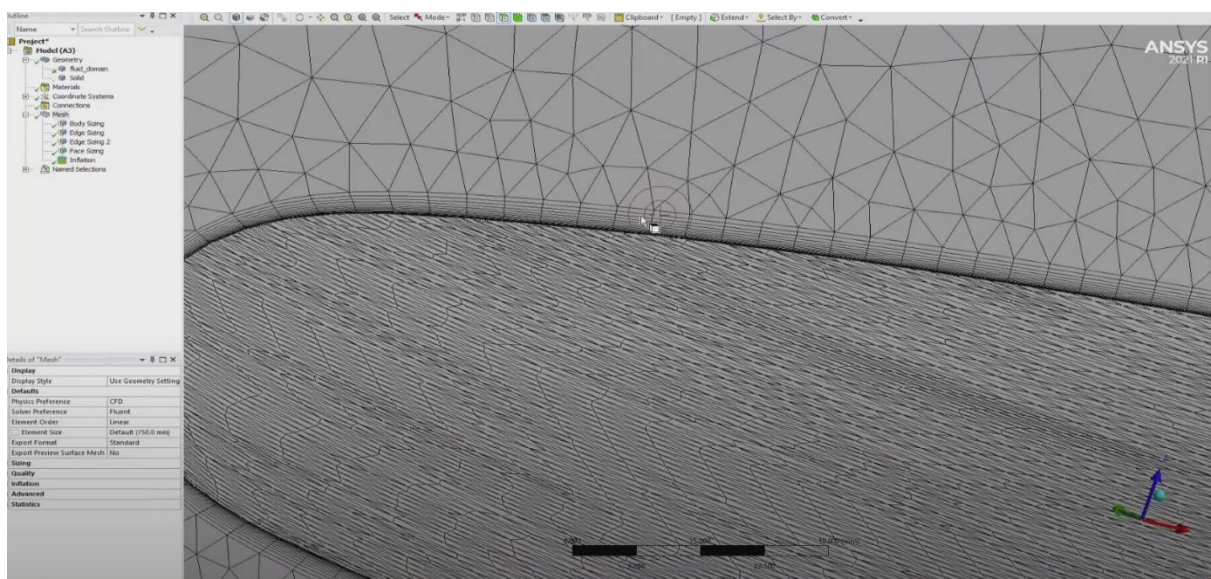
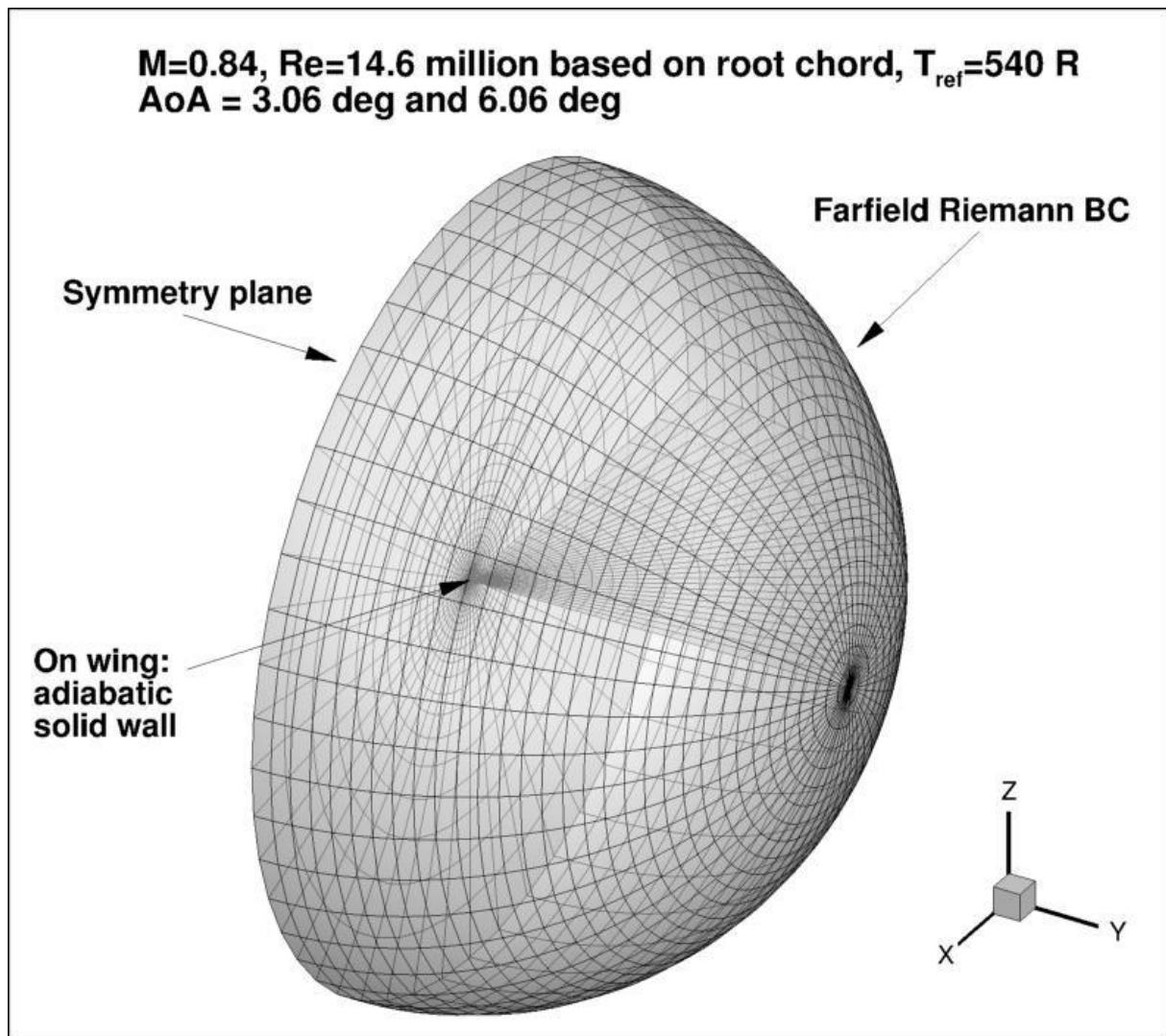
Pour faciliter le raffinement du maillage on a ajouté un rectangle dans le plan ZX , ce dernier va permettre d'augmenter le d'élément du MESH ainsi avoir des résultats plus exacts dans zone qui nous intéresse .

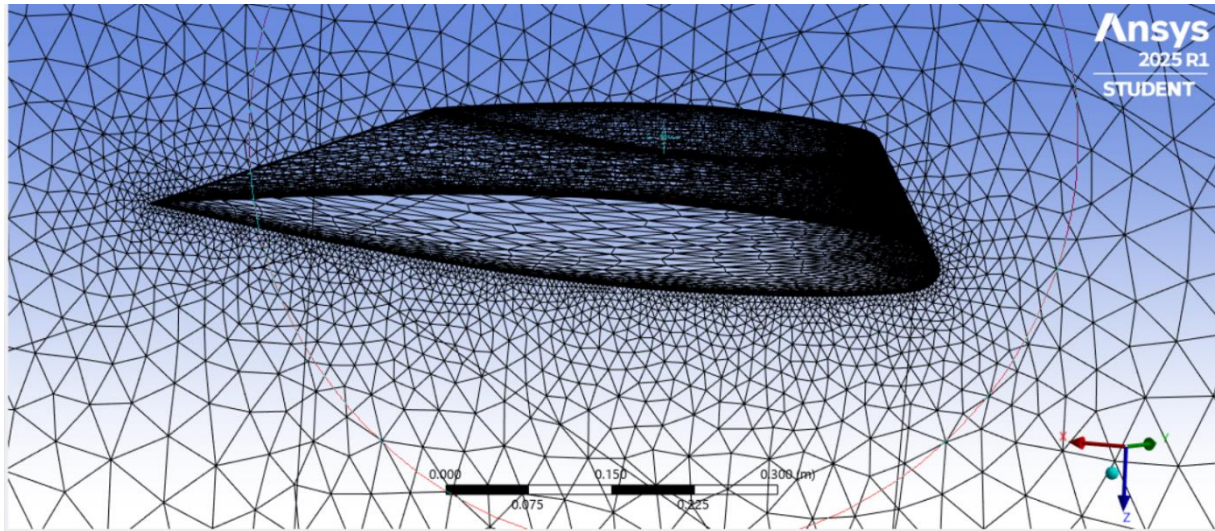




Voici les résultats du Meshing , il n'y a pas d'erreurs , donc la géométrie est correcte , malheureusement on est limitée par la version student du logiciel Ansys , donc le maillage ne dépasse 2 millions éléments , malgré notre raffinement et amélioration du mesh , à la fin on a diminué le nombre d'élément pour pouvoir effectuer les calculs et afficher les résultats .









ci-dessous on a calculé les paramètres de calcul nécessaire pour les introduire dans la simulation , ( le calcul est inspiré d'un papier publié par la NASA , ils ont publié des résultats expérimentaux dont on va comparer notre résultat

*Conditions initiales*

$$T = 300K$$

$$M = 0.84$$

*Calcul de la vitesse en amont*

$$M = \frac{u}{c}$$

$$u_{freestream} = M \cdot c = 0.84 \times \sqrt{\gamma RT} = 0.84 \times \sqrt{1.4 \times 287 \times 300} = 291.64 \text{ m/s}$$

*Paramètres géométriques*

$$Re = 11.72E6 \text{ (taken from mean chord)}$$

$$L = 646.07 \text{ mm}, \quad A_{ref} = 0.76532 \text{ m (from papers)}$$

*Définition du nombre de Reynolds*

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu}$$

*Calcul de la densité*

$$\rho = \frac{Re \times \mu}{uL}$$

*Calcul de la viscosité dynamique (loi de Sutherland)*

$$\mu = \mu_{ref} \times \left( \frac{T}{T_{ref}} \right)^{3/2} \times \frac{T_{ref} + S}{T + S}$$

*Application numérique pour la viscosité*

$$\mu = 1.716E-5 \times \left( \frac{300}{273.15} \right)^{3/2} \times \frac{273.15 + 110.4}{300 + 110.4} = 1.8459E-5$$

*Calcul de la densité*

$$\rho = \frac{Re \times \mu}{uL} = \frac{11.72E6 \times 1.8459E-5}{291.64 \times 0.64607} = 1.148 \text{ kg/m}^3$$

*Calcul de la pression*

$$p = \rho RT = 1.148 \times 287 \times 300 = 98858.97 \text{ Pa}$$

*Viscosité turbulente au champ lointain*

$$\text{Turbulent viscosity at farfield} = 3 \times \text{freestream turbulent viscosity}$$

*Calcul de la viscosité turbulente*

$$\nu_{farfield} = 3\nu_{\infty} = \frac{3 \times \mu}{\rho} = \frac{3 \times (1.8459E-5)}{1.148} = 4.82378E-5$$

*Note finale*

Plotting pressure coefficient at  $\eta = 0.2$

## Application des paramètres :

**Viscous Model**

**Model**

- ☐ Inviscid
- ☐ Laminar
- ☒ Spalart-Allmaras (1 eqn)
- ☐ k-epsilon (2 eqn)
- ☐ k-omega (2 eqn)
- ☐ Transition k-kl-omega (3 eqn)
- ☐ Transition SST (4 eqn)
- ☐ Reynolds Stress (7 eqn)
- ☐ Scale-Adaptive Simulation (SAS)
- ☐ Detached Eddy Simulation (DES)
- ☐ Large Eddy Simulation (LES)

**Model Constants**

Cb1	0.1355
Cb2	0.622
Cv1	7.1
Cw2	0.3
Cw3	2
Kappa	0.41
Corad	

**Spalart-Allmaras Production**

- ☐ Vorticity-Based
- ☒ Strain/Vorticity-Based

**Options**

- ☐ Curvature Correction
- ☐ Corner Flow Correction

**User-Defined Functions**

Turbulent Viscosity

none

OK

Cancel

Help

**Operating Conditions**

**Pressure**

Operating Pressure [Pa]

0

**Reference Pressure Location**

X [m] 0

Y [m] 0

Z [m] 0

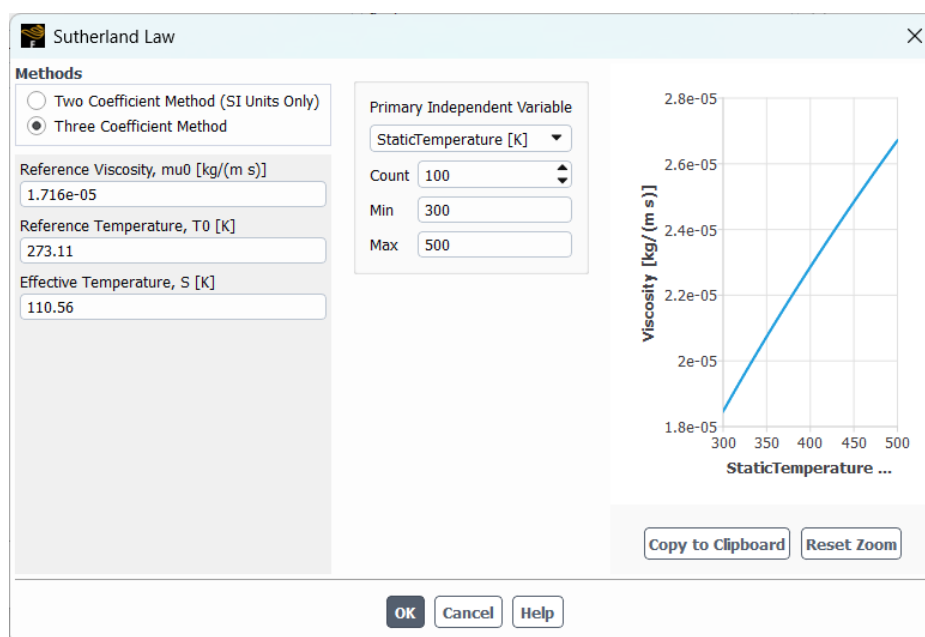
**Gravity**

☐ Gravity

OK

Cancel

Help



Wall

Zone Name

airoil-surface

Adjacent Cell Zone

fluid\_domain

Momentum

Thermal

Radiation

Species

DPM

Multiphase

UDS

Potential

Structure

Ablation

Thermal Conditions

☐ Heat Flux
 

Temperature [K] 300

☒ Temperature
 

Wall Thickness [m] 0

☐ Convection
 

Heat Generation Rate [W/m<sup>3</sup>] 0

☐ Radiation
 

☐ Shell Conduction
 

1 Conduction Layer

Edit...

☐ Mixed

☐ via System Coupling

☐ via Mapped Interface

Material Name

aluminum

Edit...

Apply

Close

Help

Pressure Far-Field

Zone Name

farfield

Momentum

Thermal

Radiation

Species

Potential

Structure

UDS

DPM

Gauge Pressure [Pa] 98858.97

Mach Number 0.84

Coordinate System Cartesian (X, Y, Z)

X-Component of Flow Direction 0.99857418112

Y-Component of Flow Direction 0

Z-Component of Flow Direction 0.05338168975

Turbulence

Specification Method Modified Turbulent Viscosity

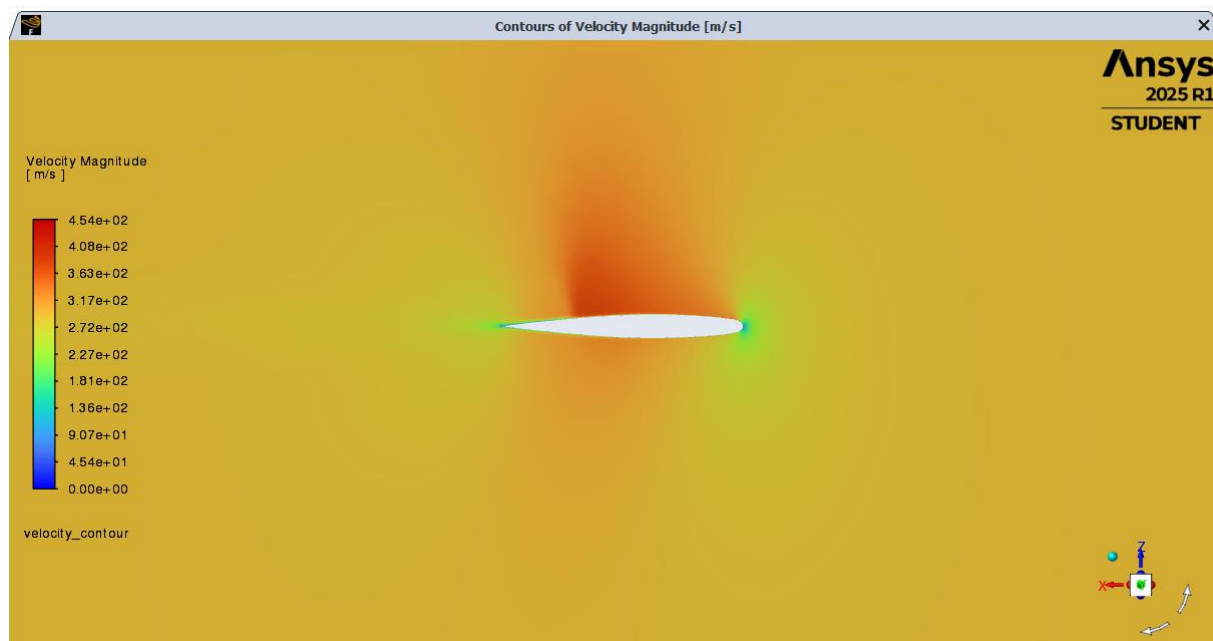
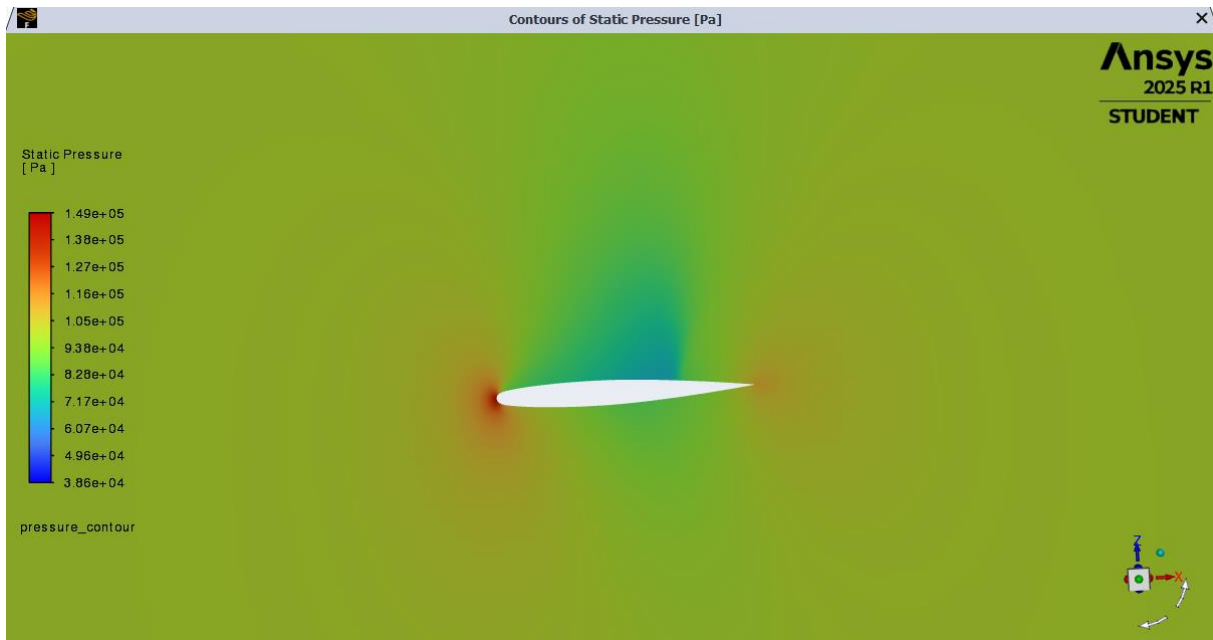
Modified Turbulent Viscosity [m<sup>2</sup>/s] 4.82378E-5

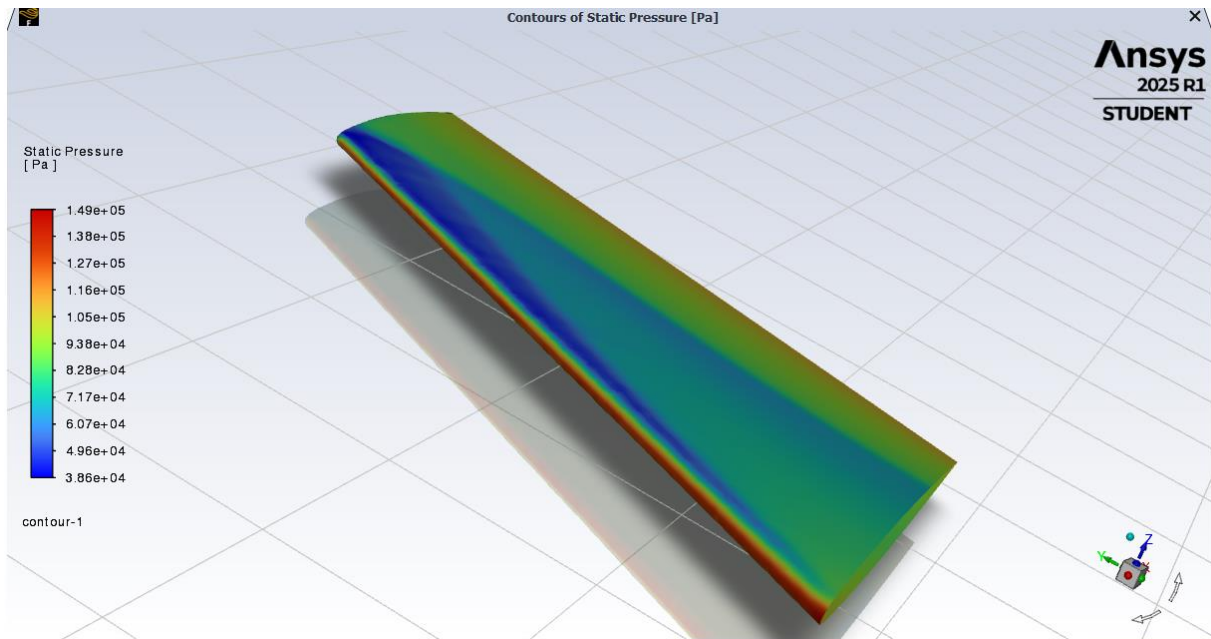
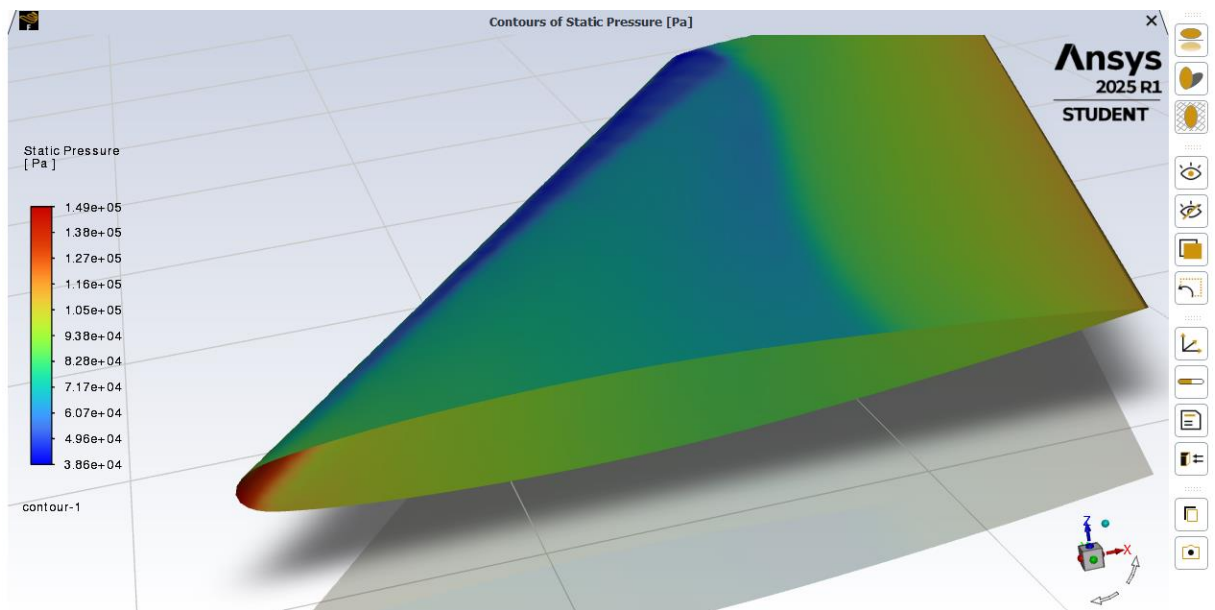
Apply

Close

Help

# résultats





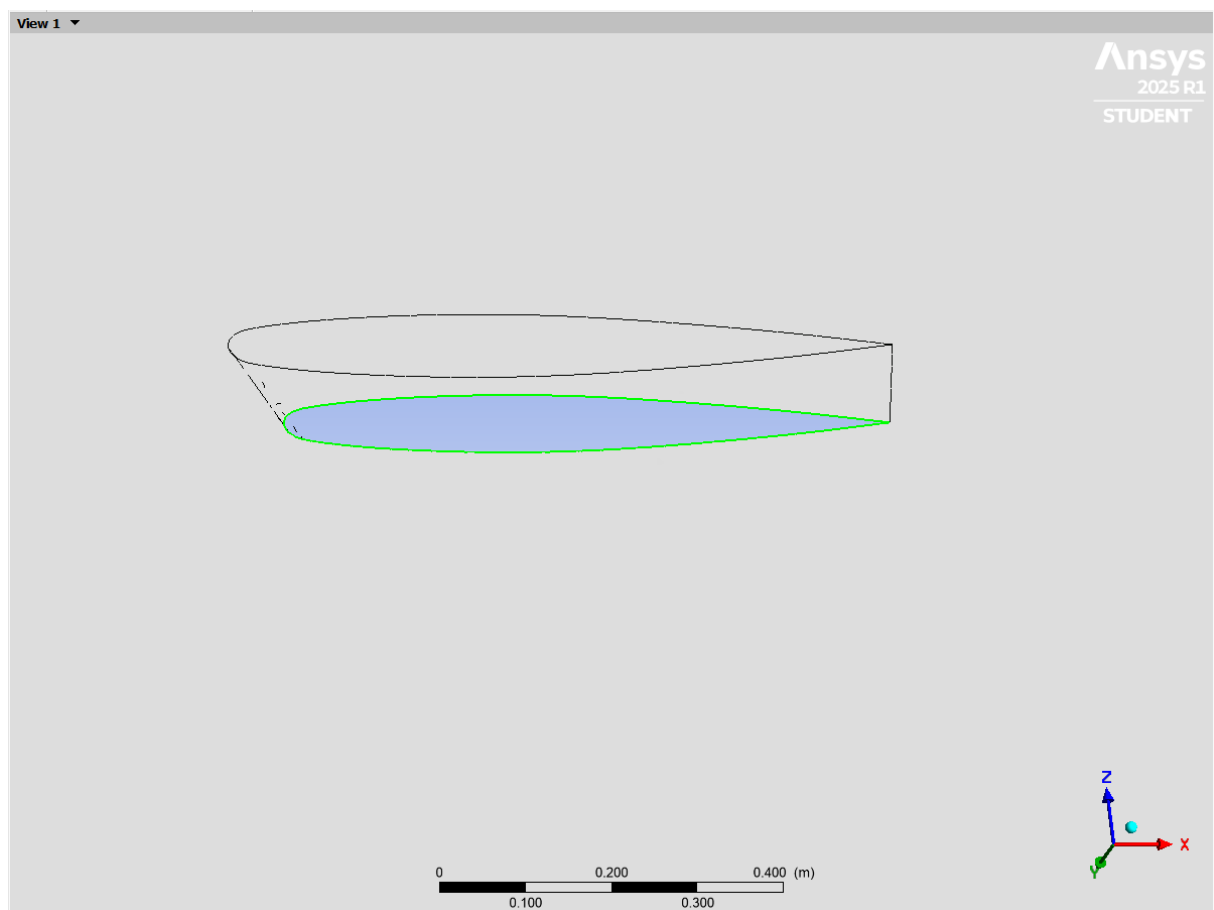
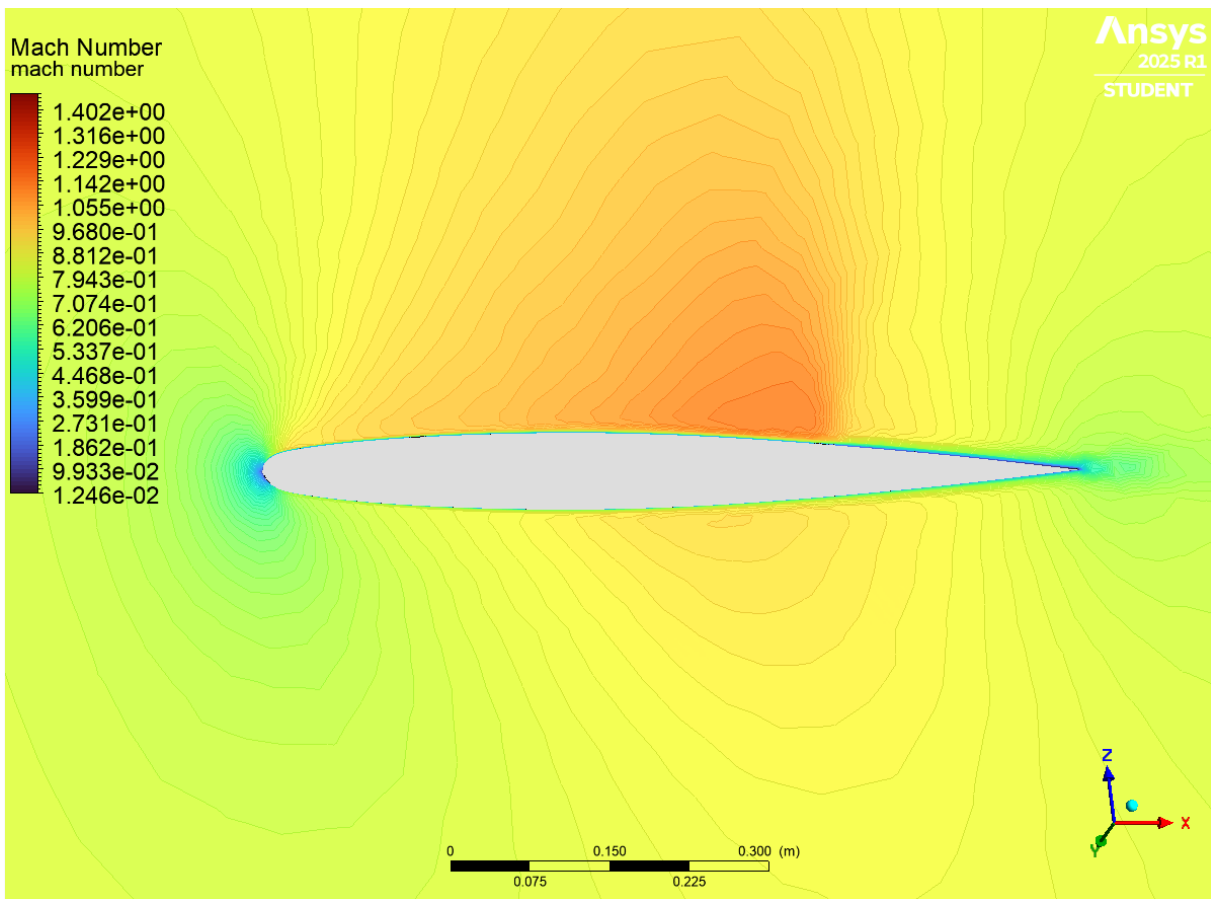
Les coefficients des trainées :

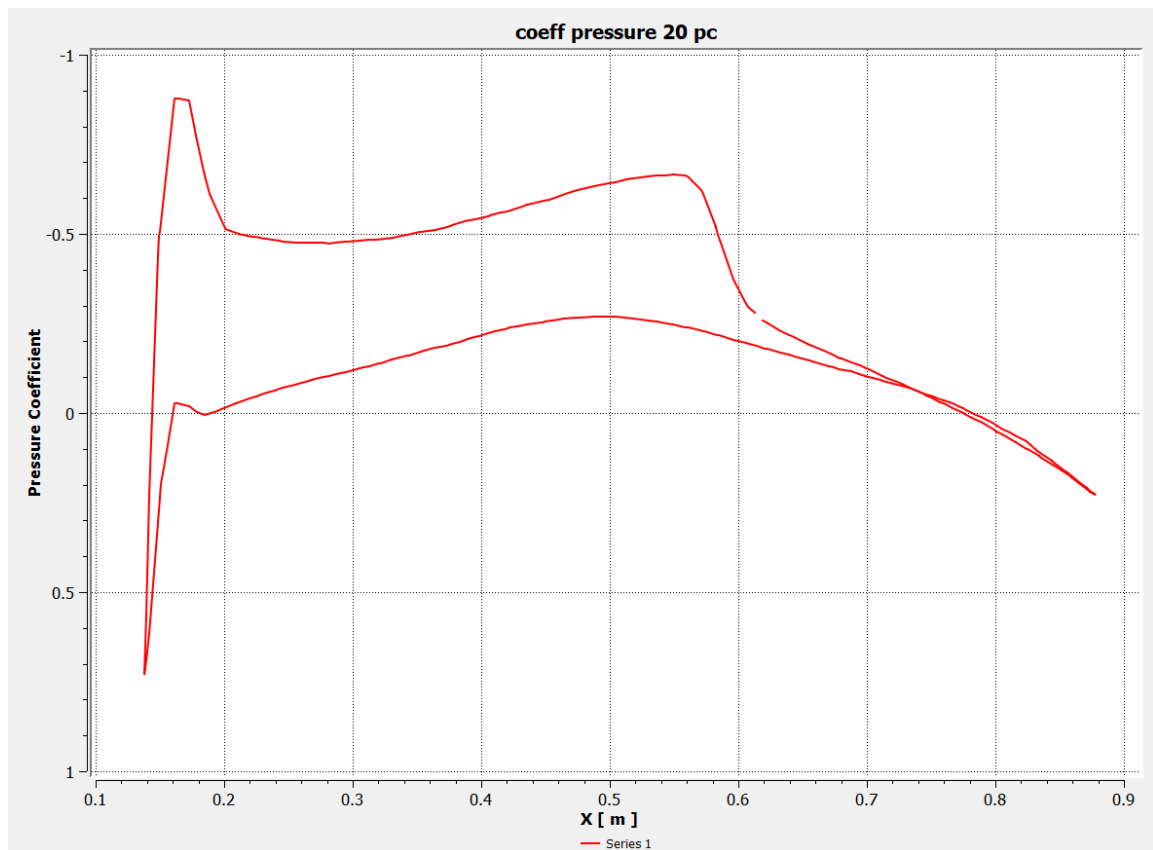
C <sub>l</sub>	
airoil-surface	0.18424

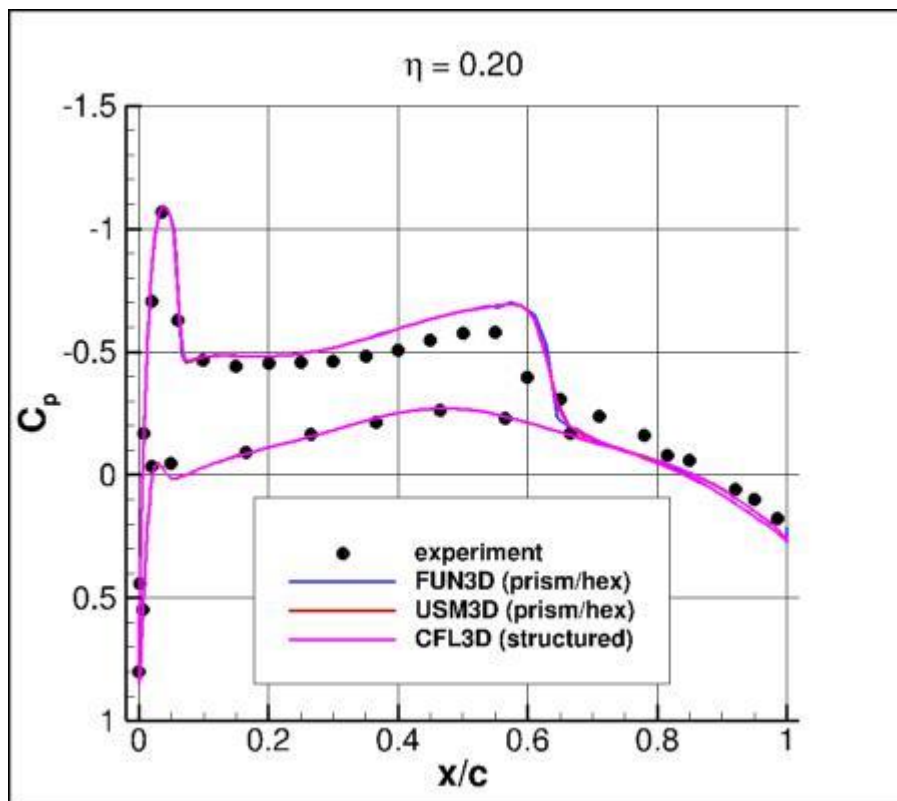
C <sub>d</sub>	
airoil-surface	0.020193404







## RESULTAT DE LA NASA



## **ANALYSE DES RESULTATS :**

Analyse comparative des résultats CFD pour le profil NACA 4412

### **Introduction**

Cette analyse présente une comparaison entre les résultats de simulation CFD obtenus avec ANSYS Fluent pour un profil NACA 4412 et les données de référence publiées par la NASA. L'objectif est d'évaluer la précision et la fiabilité de notre modélisation numérique en confrontant nos résultats aux données expérimentales et aux simulations de codes CFD validés.

### **Validation par rapport aux données NASA**

La figure de référence NASA présente une comparaison des coefficients de pression à 20% d'envergure entre les données expérimentales et trois codes CFD distincts (FUN3D, USM3D, et CFL3D). Cette comparaison révèle plusieurs caractéristiques importantes de l'écoulement autour du profil NACA 4412. Les données expérimentales montrent un pic de succion prononcé au bord d'attaque avec un coefficient de pression atteignant approximativement -1.0, suivi d'un plateau de pression sur l'extrados aux environs de -0.5. La remontée progressive de la pression vers le bord de fuite respecte la condition de Kutta, essentielle pour une portance réaliste.

Parmi les codes CFD de référence, FUN3D présente le meilleur accord avec les données expérimentales, particulièrement dans la capture du pic de succion et de la distribution de pression sur l'extrados. USM3D montre également un accord satisfaisant malgré quelques différences mineures, tandis que CFL3D présente des écarts plus importants, notamment dans la prédiction du plateau de pression sur la surface supérieure du profil.

### **Analyse des résultats ANSYS Fluent**

Notre simulation ANSYS Fluent du profil NACA 4412 révèle une distribution de coefficient de pression globalement cohérente avec les tendances observées dans les données NASA. Le pic de succion au bord d'attaque atteint une valeur d'environ -0.8, ce qui constitue une légère sous-estimation par rapport aux données expérimentales (-1.0). Cette différence peut s'expliquer par plusieurs facteurs incluant la finesse du maillage au bord d'attaque, le choix du modèle de turbulence, ou les paramètres de discrétisation numérique.

La distribution de pression sur l'extrados présente un plateau aux environs de -0.4, valeur légèrement surestimée comparée aux données de référence. Sur l'intrados, la pression demeure légèrement positive comme attendu théoriquement, créant ainsi la différence de pression nécessaire à la génération de portance. La convergence des courbes de pression au bord de fuite respecte correctement la condition de Kutta, démontrant la capacité de notre simulation à capturer cette caractéristique physique fondamentale.

### **Validation par les champs de vitesse et de pression :**

Les visualisations des champs de nombre de Mach, de pression statique et de magnitude de vitesse confirment la cohérence physique de notre simulation. Le champ de nombre de Mach révèle une accélération significative de l'écoulement sur l'extrados, avec des valeurs maximales atteignant 1.4, ce qui est cohérent avec le pic de succion observé sur la distribution de coefficient de pression. Cette accélération locale explique la dépression marquée responsable de la génération de portance.

La distribution de pression statique montre clairement la dépression sur l'extrados (représentée par les zones bleues et vertes) contrastant avec la surpression relative sur l'intrados. Cette répartition spatiale de la pression est physiquement correcte et confirme que notre simulation capture adéquatement les mécanismes de génération de portance. Le champ de vitesse présente des magnitudes maximales concentrées sur l'extrados, avec un sillage bien défini en aval du profil, témoignant de la capacité de la simulation à représenter les phénomènes de décollement et de mélange turbulent.

### **Évaluation critique et ouverture :**

La comparaison entre notre simulation ANSYS Fluent et les données NASA révèle des résultats globalement satisfaisants, avec une physique correctement capturée et des tendances conformes aux attentes théoriques. Cependant, plusieurs améliorations peuvent être envisagées pour réduire les écarts observés. Le raffinement du maillage, particulièrement au niveau du bord d'attaque où se développe le pic de succion, pourrait améliorer la précision de la capture de ce phénomène critique.

L'optimisation des paramètres de turbulence, notamment l'ajustement du  $y^+$  pour assurer une résolution adéquate de la couche limite, constitue une autre voie d'amélioration. De plus, l'exploration de différents modèles de turbulence, tels que la comparaison entre  $k-\omega$  SST et Spalart-Allmaras, pourrait révéler des variations significatives dans la prédiction de l'écoulement. Enfin, une vérification approfondie des conditions aux limites et des paramètres de discrétisation numérique pourrait contribuer à une meilleure concordance avec les données expérimentales.

### **Conclusion**

Cette analyse comparative démontre que notre simulation CFD avec ANSYS Fluent produit des résultats cohérents et physiquement réalistes pour l'écoulement autour du profil NACA 4412. Bien que des écarts subsistent par rapport aux données expérimentales NASA, la qualité globale des résultats et la capture correcte des phénomènes physiques principaux valident l'approche numérique adoptée. Les améliorations suggérées offrent des perspectives pour affiner davantage la précision de la simulation et rapprocher nos résultats des standards de référence établis par les organismes de recherche aéronautique.