

## Annexe A:

*Théorème de transport de Reynolds*

Considérons une grandeur scalaire fonction des coordonnées de l'espace et du temps :  $f(\vec{r}, t)$  sur le volume  $V_S$  d'un système de particules fluides l'intégration de  $f(\vec{r}, t)$  s'écrit :

$$F = \iiint f(\vec{r}, t) dV \quad (\text{A.1})$$

Si l'on souhaite évaluer les variations de  $F$  dans le temps, il nous faut calculer

$$\frac{dF}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint_{V_S(t)} f(\vec{r}, t) dV$$

(A.2)

Le problème est qu'ici  $V_S$  est une fonction du temps :

En effet, le système de particules fluides est en mouvement.

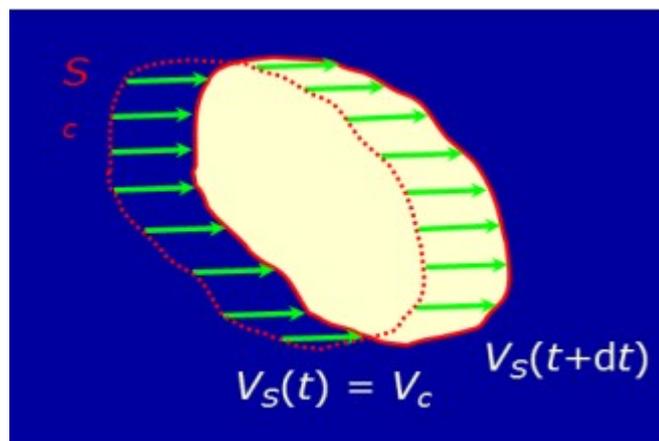
La parade consiste à utiliser un volume fixe (volume de contrôle), délimité par une surface  $S_C$  (surface de contrôle) à travers laquelle on pourra comptabiliser le flux de  $f$  :

$$\frac{dF}{dt} = \iiint_{V_S} \frac{\partial f}{\partial t} dV + \iint_{S_C} f \vec{V} \cdot \vec{n} ds$$

(A.3)

$\iiint_{V_S} \frac{\partial f}{\partial t} dV$  = dérivée locale, variation instantanées de  $f$  dans le volume de contrôle

$\iint_{S_C} f \vec{V} \cdot \vec{n} ds$  = dérivée convective, flux de  $f$  à travers la surface de contrôle.



---

**Fig. A.1.**théorème de transport de Reynolds

Prenons un exemple concret :  $f(\vec{r}, t) \equiv \rho(\vec{r}, t)$ , masse volumique d'un fluide.

Dans ce cas :

$$F = \iiint_{V_s} f(\vec{r}, t) dV \equiv \iiint_{V_s} \rho(\vec{r}, t) dV = M \quad (\text{A.4})$$

M : masse de  $V_s$

La variation de masse s'exprime donc comme :

$$\frac{dM}{dt} = \iiint_{V_C} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV + \iint_{S_c} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} ds \quad (\text{A.5})$$

D'où :

$$\iiint_{V_C} \frac{\partial \rho}{\partial t} dV = \dot{\phantom{f}} \text{ Variation de masse due aux variations instantanées de } f$$

$$\iint_{S_c} \rho \vec{V} \cdot \vec{n} ds = \text{Variation de masse due au flux massique à travers la surface de contrôle.}$$

## Annexe B:

### *Théorème d'Ostrogradeski*

Le théorème d'Ostrogradeski est une formule permettant de transformer d'une intégrale de surface en une intégrale de volume :

Soit un vecteur  $\vec{A}$ , le théorème d'Ostrogradeski s'écrit :

$$\iint_S \vec{A} \cdot \vec{n} \, ds = \iiint_V \vec{\nabla} \cdot \vec{A} \, dV = \iiint_V \text{div} \vec{A} \, dV \quad (\text{B.1})$$

Prenons un exemple concret :  $\vec{A} = \rho \vec{V}$

Dans ce cas la formule d'Ostrogradeski s'écrit :

$$\iint_{S_c} (\rho \vec{V}) \cdot \vec{n} \, ds = \iiint_V \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \, dV \quad (\text{B.2})$$

Il s'en suit :

$$\frac{dM}{dt} = \iiint_{S_c} \rho \cdot \vec{V} \cdot \vec{n} \, ds \quad (\text{B.3})$$

(B.4)

$$\frac{dM}{dt} = \iiint_{V_c} \frac{\partial \rho}{\partial t} \, dV + \iiint_{V_c} \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \, dV$$

(B.5)

$$\text{div} > \text{div} \quad \frac{dM}{dt} = \iiint_{V_c} \left( \frac{\partial \rho}{\partial t} \text{div} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) \right) \, dV \text{div}$$

Avec :  $\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V})$  : l'équation de continuité.



### I.1. La structure d'un avion

Les avions de ligne actuels proposent à peu près tous la même géométrie globale constituée d'ailes principales et d'un empennage situé à l'arrière de l'appareil, cette configuration très répandue n'est pourtant pas celle retenue initialement par les frères Wright lors de leur premier vol en 1903. Le premier appareil volant avait plutôt une géométrie inversée ou les ailes se situaient à l'arrière et deux canards étaient placés vers l'avant de l'appareil, la forme actuelle des avions de ligne est apparue assez rapidement à l'initiative de chercheurs et aérodynamiciens français, très dynamique dans le domaine.

De nos jours, plusieurs géométries se sont imposées, outre le couple aile/empennage des avions de ligne, on retrouve des ailes Delta présentes principalement sur les avions militaires, et leur variante gothique (une aile delta avec une flèche variable) popularisée par la Concorde, l'ajout de canards, éléments sustentateurs additionnels situés en avant de l'aile, permettent d'assurer la stabilité de telle configuration.

De nombreux éléments de l'avion sont en contact avec l'écoulement extérieur et en contribuent aux forces de portance et/ou de traînée, parmi ces éléments on trouve dans la (Voir figure I.1), les éléments principaux d'avion commercial actuel [4].

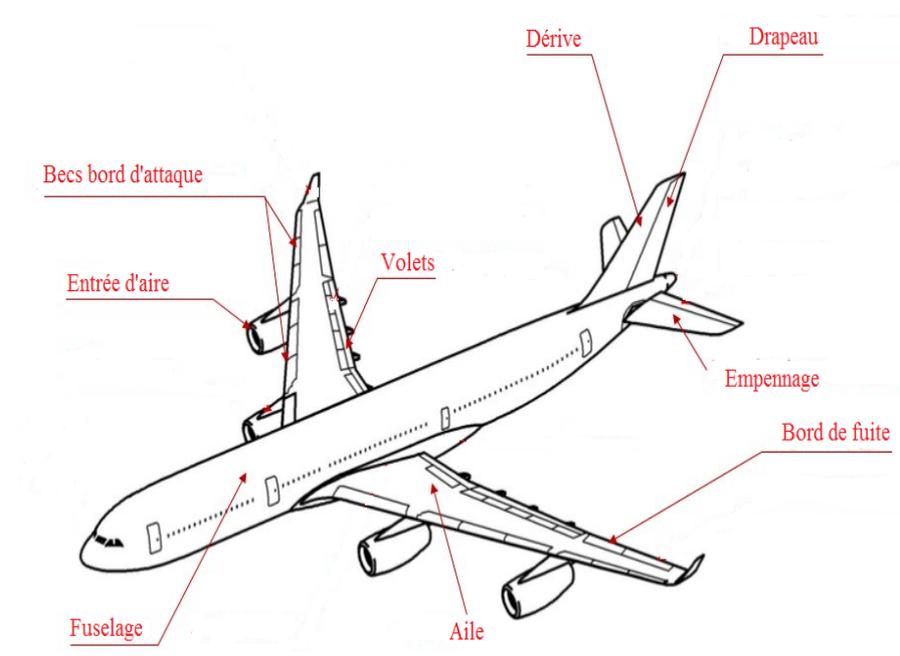


Fig. I.1. Les éléments principaux d'un avion commercial actuel

- **Le fuselage (body)** est un élément principal de l'avion, il contient les charges à transporter et n'a pas de fonction aérodynamique, sa forme cylindrique permet de

résister aisément aux différences de pression qui existe entre l'intérieur et l'extérieur en cours de vol.

- **L'aile (Wing)** est le principal élément portant sa surface est en rapport avec la masse totale de l'avion, elle est profilée pour générer la portance nécessaire et fait l'objet d'une attention particulière au moment de la conception afin d'optimiser le rapport portance sur traînée, il s'agit de minimiser la traînée tout en assurance la portance suffisante.
- **L'empennage (stabilizer)** est la surface portante situé a l'arrière de l'avion, sa fonction principale est d'assurer la stabilité en tangage de l'avion, une aile classique est naturellement instable elle a tendance à se positionner a la vertical, l'empennage crée un couple de rappel qui maintient l'avion en position horizontale.
- **Les entrées d'air (air intake)** sont aspirent l'air ambiant pour alimenter les réacteurs nécessaires à la propulsion.
- **Les bords de bord d'attaque (slat)** sont des appendices rétractables situé sur le bord d'attaque de l'aile utilisés dans les phases d'atterrissage et de décollage ils permettent d'augmenter la surface de la voilure lorsque la vitesse de progression de l'avion est la plus faible.
- **Les volets (flaps)** sont également des appendices de la voilure mais situés sur le bord de fuite de l'aile, leur fonction est d'augmenter la surface de l'aile afin de permettre à l'avion de décoller et atterrir.
- **La dérive (drift)** est l'extension verticale situé a l'arrière de l'avion, c'est u élément aérodynamique qui ne crée pas de portance mais qui assure la stabilité en lacet de l'avion, c'est-a-dire qu'elle permet de maintenir la direction de l'avion.
- **Le drapeau (roller)** est un organe de commande, c'est la partie mobile de la dérive qui permet de piloter l'avion en modifiant la répartition des forces aérodynamique sur l'arrière et ainsi de tourner.
- **La tuyère (nozzle)** est la partie arrière des moteurs à travers laquelle les gaz chauds sont éjectés, c'est l'éjection des gaz chauds à haute vitesse qui permet de créer la poussée.
- **Les aérofreins (spoilers)** sont des éléments mobiles plaqués sur les ailes et qui peuvent être relevés pour ralentir l'avion.

Si tout ces éléments ont un effet certain sur l'aérodynamisme globale de l'avion, les ailles et l'empennage sont les composantes qui assurent l'essentiel de la portance de l'avion.

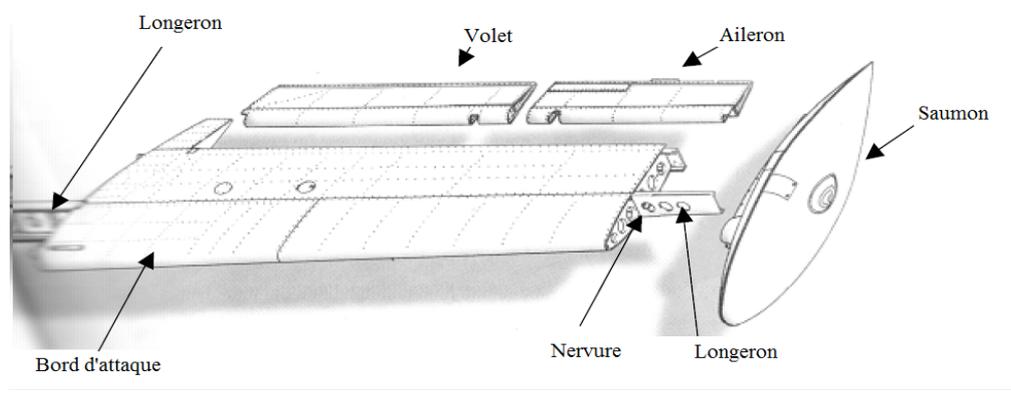
## *1.2. Paramètres géométrique des profils de l'aile d'avion*

L'aérodynamique des profils d'ailes est une science très récente dans le domaine de la mécanique, puisque les premiers travaux de recherche numérique ou expérimentaux remontent au vingtième siècle [5].

### *1.2.1.L'aile d'avion*

#### *1.2.1.a Définition de l'aile*

L'aile est un élément très important sur un aéronef, les ailes assurent la portance en vol, voici sa composition la plus simple (voir figure I.2).



**Fig. I.2.** Constitutions de l'aile

- Longeron, chaque aile est constituée d'un ou plusieurs, ils sont en quelque sorte la colonne vertébrale de l'aile.
- Les nervures supportent le revêtement supérieur et inférieur [5].

#### *1.2.1.b Caractéristiques géométrique de l'aile*

Un profil est considéré comme une aile bidimensionnelle avec son envergure qui tend vers l'infini. Une définition géométrique des profils d'ailes est représentée sur la figure I.3.

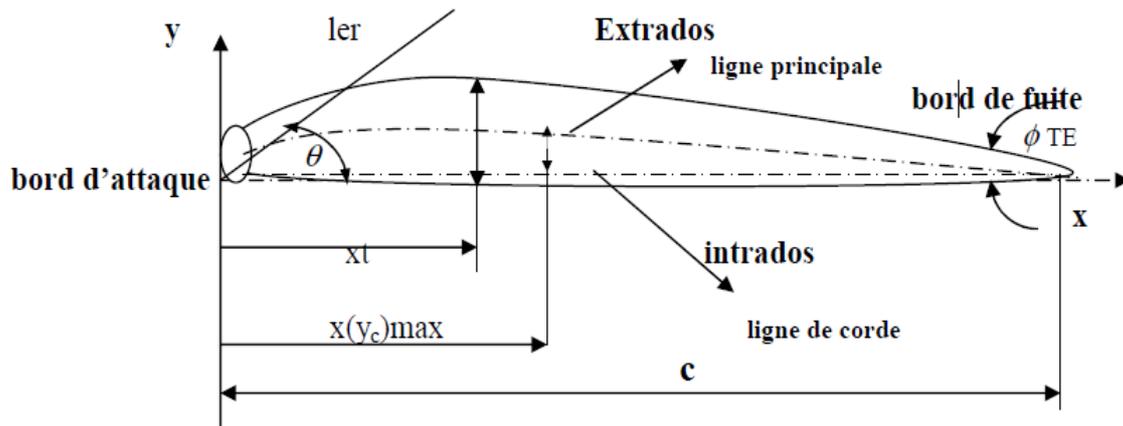


Fig. I.3. Géométries du profil d'aile d'avion

Les paramètres géométriques les plus importants qui définissent les caractéristiques aérodynamiques d'un profil sont :

- L'épaisseur maximale, le rapport  $\frac{e}{c}$ .
- La forme de la cambrure.
- La forme du bord d'attaque ou le paramètre  $\Delta Y$ .
- L'angle du bord de fuite  $\phi_{TE}$  (la flèche).

Selon la figure (I.3), on définit les grandeurs géométriques d'un profil aérodynamique

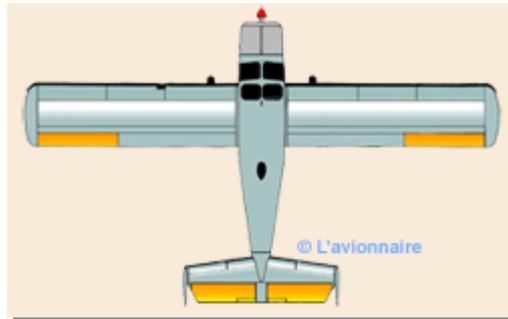
- $c$  : Corde de la section du profil ;
- $x$  : Distance de long de la corde mesurée à partir du bord d'attaque ;
- $y$  : Ordonnée par rapport à plusieurs valeurs de  $X$  (mesurée normale à  $X$  et à partir de la ligne de corde pour les profils symétriques d'après, et normale à  $X$  et à partir de la ligne moyenne pour les profils cambrés) ;
- $Y(x)$  : Distribution de l'épaisseur du profil ;
- $e = Y : \max$  : Épaisseur maximale du profil ;
- $L.er$  : Rayon du bord d'attaque ;
- $\phi_{TE}$  : La flèche (angle inclus entre les tangentes aux surfaces du bord d'attaque et du bord de fuite) la ligne moyenne de la cambrure ;
- $(Yc)_{\max}$  : Ordonnée maximale de la ligne moyenne ;
- $Yc(x)$  : Forme de la ligne moyenne ;
- $X(Yc)_{\max}$  : Position de la cambrure maximale ;
- $\theta$  : Pente entre le bord d'attaque jusqu'au bord de fuite, égale à la pente qui existe entre le bord d'attaque et la ligne moyenne ;
- $\Delta Y$  : Paramètre de la forme du nez.

Les profils d'ailes d'avion les plus reconnus dans les fameux profils américains de type NACA et on utilise certaines couramment tant en pratique pour la validation des méthodes numérique [6].

### ***I.2.2. Différentes forme d'aile d'avion***

- ✓ **Aile droit** : les ailes droites forment un angle droit avec l'axe du fuselage, ce type d'ailes est utilisé uniquement pour les aérodynes ayant une vitesse relativement faible.

**Exemple** : MH-1521 Broussard (voir figure I.4).

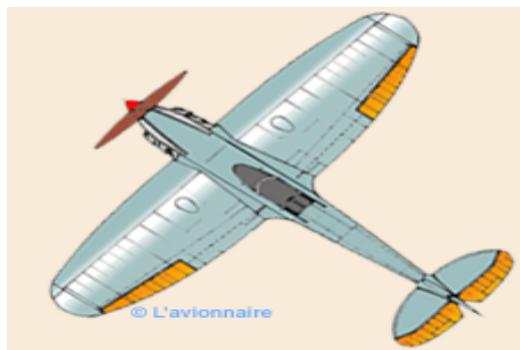


**Fig. I.4.** Aile droit

- ✓ **Aile elliptique** : l'avantage de l'aile elliptique est la diminution de la courbure à son extrémité entraînant un écoulement aérodynamique homogène sur toute sa longueur et une traînée minimale en vol subsonique.

L'inconvénient d'une telle aile est le vol à basses vitesses avec un décrochage plus rapide et plus brutal, ainsi que la complexité de la structure.

**Exemple** : Speed Spitfire (voir figure I.5).

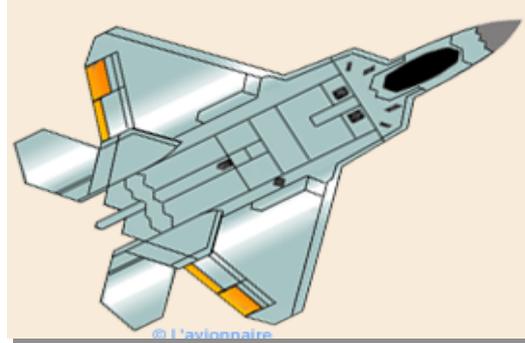


**Fig. I.5.** Aile elliptique

- ✓ **Aile trapézoïdale** : cette aile très performante se caractérise par un faible allongement avec un bord d'attaque à flèche positive alors que le bord de fuite a une flèche négative.

Comme l'aile elliptique, l'aile trapézoïdale a un écoulement aérodynamique homogène sur toute sa longueur mais à basse vitesses le décrochage est réparti sur toute sa surface.

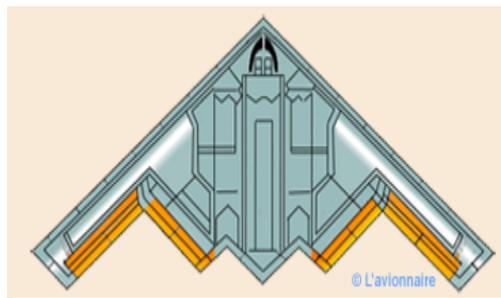
**Exemple** : Lockheed F-22 Raptor (voir figure I.6)



**Fig. I.6.** Aile trapézoïdale

- ✓ **Aile volante** : l'aile volante ne possède ni fuselage ni empennage horizontal. Certaines, comme le bombardier stratégique Northrop B2 n'a plus de dérive. Le pilotage assisté par ordinateur se fait à travers les gouvernes situées toutes dans l'aile. Bien que le concept soit ancien, l'aile volante pose des problèmes de stabilité notamment en tangage et lacet.

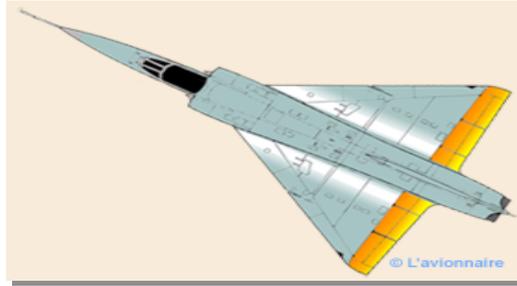
**Exemple** : Northrop B2 (voir figure I.7)



**Fig. I.7.** Aile volante

- ✓ **Aile delta** : l'aile delta est un type d'aile en forme de triangle, ce type d'aile est bien adapté au vol supersonique, c'est pourquoi de nombreux avions de chasse ont des ailes delta.

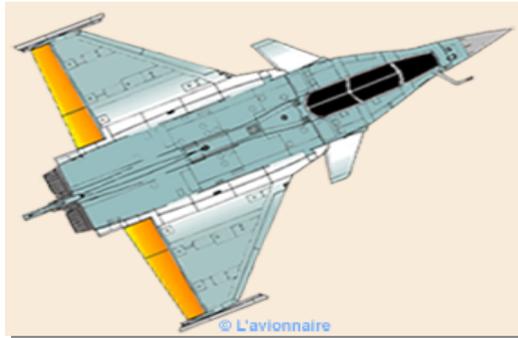
**Exemple** : Dassault Mirage V (voir figure I.8).



**Fig. I.8.** Aile delta

- ✓ **Aile delta avec empennage canard** : le plan canard situé a l'avant n'est pas un empennage (comme sur un aérodyne classique), mais une petite aile portante qui peut également servir de gouverne de profondeur.

**Exemple** : Dassault Rafale B (voir figure I.9)

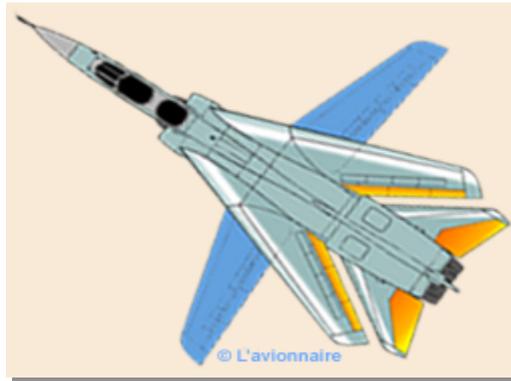


**Fig. I.9.** Aile delta avec empennage canard

- ✓ **Aile a géométrie variable** : la voilure à géométrie variable est une voilure dont la forme peut être modifiée en cours de vol, afin de rendre l'aéronef le plus performant possible a différentes vitesse sans perte d'efficacité. La solution consiste à articuler tout ou une partie de la voilure a fin augmenter ou de diminuer la flèche en fonction de la vitesse.

Inconvénients complexité et poids d'un tel système.

**Exemple** : Dassault Mirage G-8 (voir figure I.10)

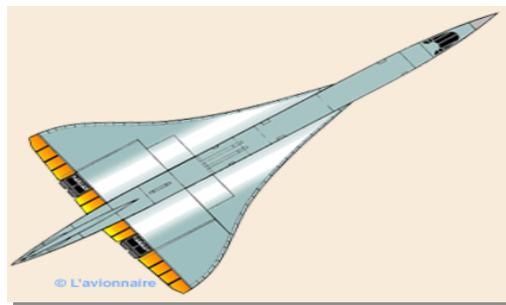


**Fig. I.10.** Aile à géométrie variable

- ✓ **Aile gothique** : l'aile gothique est une aile delta, qui présente un bord d'attaque à flèche variable, pour le supersonique concorde la flèche est très accentuée  $76^\circ$  au bord d'attaque près du fuselage, puis elle diminue. Les bouts d'aile sont à courbure parabolique ce qui entraîne une augmentation de la surface en bout d'aile.

L'inconvénient est la complexité de la structure [5].

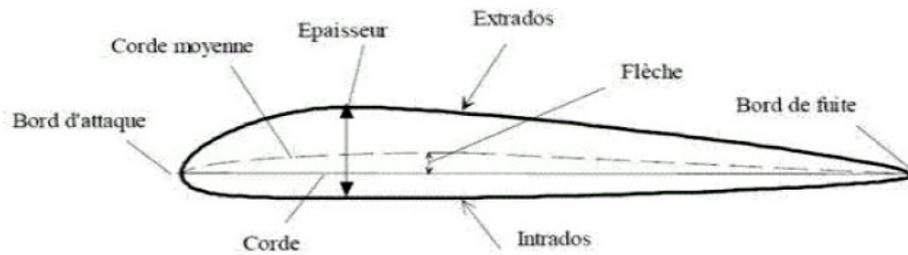
**Exemple** : concorde (voir figure I.11).



**Fig. I.11.** Aile gothique

### ***I.3. Profil d'aile***

Un profil est une coupe transverse d'une surface portante, l'objectif premier de la surface portante est de créer une force de portance lorsque l'avion est en mouvement afin de compenser le poids de ce dernier, ainsi, pour chaque avion, ou type d'avion, un profil lui sera préférable (voir figure I.12).



**Fig. I.12.** Profil d'aile [6]

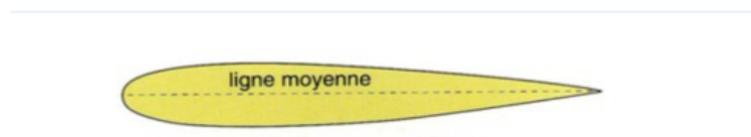
- **Bord d'attaque:** c'est la partie la plus avant du profil ;
- **Bord de fuite:** c'est la partie la plus arrière du profil ;
- **Extrados :** c'est la ligne joignant le bord d'attaque au bord de fuite par le dessus ;
- **Intrados :** c'est la ligne joignant le bord d'attaque et bord de fuite par le dessous ;
- **Corde (du profil) :** c'est le segment (AB) qui joint le bord d'attaque au bord de fuite ;
- **Epaisseur :** c'est la distance maximum entre l'extrados et l'intrados.
- **Corde moyenne :** ligne passant par tous les points équidistants de l'extrados et de l'intrados.

### ***1.3.1. Forme géométrique des profils d'ailes***

Il existe un multiple de famille de profils :

#### ✓ **Profil biconvexe symétrique**

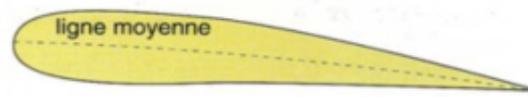
Ce profil est principalement utilisé pour les empennages verticaux et horizontaux, la ligne moyenne du profil et la corde de référence sont confondues (voir la figure **I.13**).



**Fig. I.13.** Profil biconvexe symétrique

#### ✓ **Profil biconvexe dissymétrique**

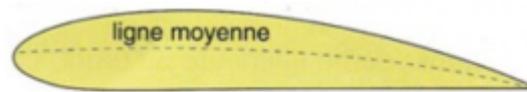
Le profil est biconvexe dissymétrique si la courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados, ce profil est le plus employé pour les ailes surtout sur les avions de loisir (voir la figure I.14).



**Fig. I.14.** Profil biconvexe dissymétrique

✓ **Profil plan convexe**

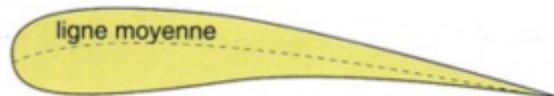
Le profil est plan convexe si l'extrados est convexe et l'intrados est plan, ce profil est utilisé surtout pour les parachutes (voir la figure I.15).



**Fig. I.15.** Profil plan convexe

✓ **Profil creux**

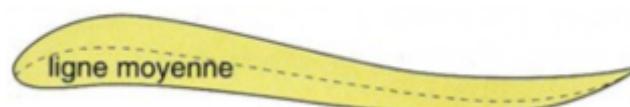
Le profil est creux si l'extrados est concave et l'intrados convexe, ce profil est généralement utilisé pour les avions destinés au vol lent et les planeurs. (Voir la figure I.16).



**Fig. I.16.** Profil creux

✓ **Profil a double courbure**

Le profil est à double courbure si la ligne moyenne coupe la corde du profil, ce profil est auto stable. Mais il est assez peu répandu, et il est utilisé principalement pour les ailes volantes (voir la figure I.17).



**Fig. I.17.** Profil à double courbure

✓ **Profil laminaire**

Le profil laminaire est un profil mince, biconvexe symétrique, avec un bord d'attaque à lame de couteau, il est utilisé principalement pour les avions à grande vitesse puisque son épaisseur est faible. N'entraîne pas d'onde de choc importante (voir la figure I.18).

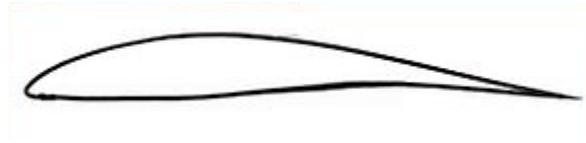


Fig. I.18. Profil laminaire

✓ **Profil supercritique**

Le profil supercritique est un profil épais avec un extrados tendu et forte courbure au bord de fuite ainsi qu'au bord d'attaque. Il est adapté au vol subsonique (voir la figure I.19) [5].

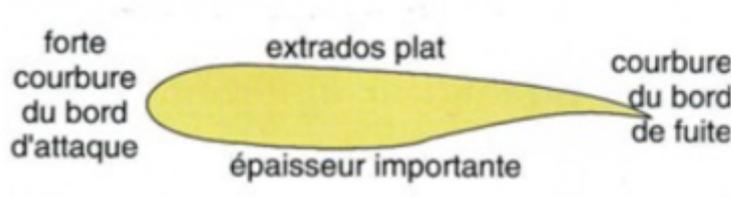


Fig. I.19. Profil supercritique

### ***1.3.2. Type des profils d'ailes***

Il devenait alors possible de prédire la caractéristique aérodynamique pour certaines géométries de profils d'ailes d'une manière théorique, à partir de 1915, les profils suivants ont été développés :

- Profils NACA ;
- Profils Göttingen ;
- Profils Ritz ;
- Profils M.SELIG ;
- Profils M.H ;
- Profils CLARK ;
- Profils H.Q [7].

### ***1.4. Les profils de types NACA***

Le prédécesseur de la NASA était le NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Cet organisme a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi ces dernières, il faut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaire [6 et 8-9].

Dans notre étude on s'intéressera principalement aux profils à cinq chiffres.

#### ***1.4.1. Famille de profils à quatre chiffres***

Dans cette série, 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 ;
- Les deux derniers chiffres l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde ;

**Exemple :**

**Tab. I.1.** Désignation du profil à quatre chiffres NACA 2415

<b>NACA 2415</b>	<b>2</b>	La cambrure relative maximale (2%)
	<b>4</b>	La position de cambrure maximale (4%)
	<b>15</b>	L'épaisseur relative maximale (15%)

**Tab. I.2.** Désignation du profil maximal à quatre chiffres NACA 0012

<b>NACA 0012</b>	<b>00</b>	Indiquant que le profil n'a pas de cambrure (profil symétrique)
	<b>12</b>	Épaisseur relative maximale (12%)

*I.4.2. Famille de profils a cinq chiffres*

Dans cette série cinq chiffres caractérisent chaque profil.

- Le premier chiffre définit la cambrure
- Les deuxième et troisième chiffres indiquent le double de l'abscisse de la flèche.
- les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde.

**Exemple :**

**Tab. I.3.** Désignation du profil à cinq chiffres NACA 23012

<b>NACA 23012</b>	<b>2</b>	La cambrure relative (2%)
	<b>30</b>	La position de la cambrure maximale
	<b>12</b>	L'épaisseur relative maximale (12%)

*I.1.4.3 Famille de profils a 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  $\alpha=0^\circ$ .

**Exemple :**

**Tab. I.4.** Désignation du profil a six chiffres NACA 661012

	<b>6</b>	Désigne les profils laminaires
	<b>6</b>	La position du minimum de pression a 60% de la corde
	<b>1</b>	Le maximum du coefficient de portance qu'on peut atteindre

<b>NACA 661012</b>		dans les conditions d'un gradient favorable ( $C_l=0.1$ )
	<b>0</b>	Le coefficient de portance pour un écoulement a un angle d'incidence $\alpha=0^\circ$ . ( $C_l=0$ )
	12	L'épaisseur relative maximale (12%)

#### *1.4.4. Famille des 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 supersonique (recul du Mach critique), par contre au-delà du Mach critique, le choc est très brutal. Le NACA les a désignés par un nombre de chiffre significatifs.

- Le premier chiffre représente la désignation de la série des profils laminaires.
- Le deuxième représente la position de la pression minimale.
- L'indice est la marge au dessus et au dessous du coefficient de portance.
- Le quatrième représente l'épaisseur relative maximale.

**Exemple :**

**Tab. I.5.** Désignation du profil laminaire NACA 64,1-215

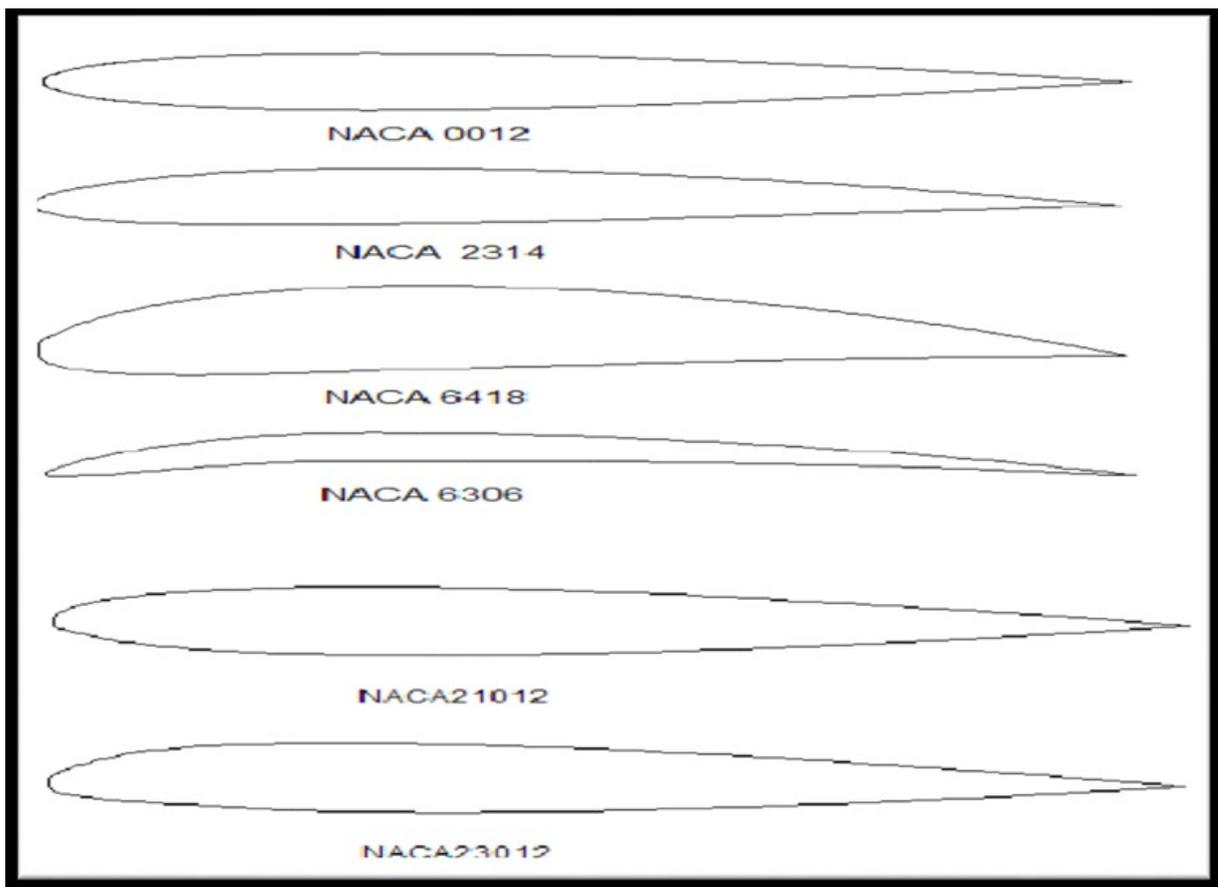
<b>NACA 64,1-215</b>	<b>6</b>	La désignation de la série profil (profil laminaire).
	<b>4</b>	La position de la pression minimale.
	<b>1</b>	L'indice 1 est la marge au dessus et au dessous du coefficient de portance.
	<b>2</b>	Le coefficient de portance caractéristique (0.2).
	<b>15</b>	L'épaisseur relative maximale (15%).

### *1.5. Choix d'un profil*

Bien que la NASA ait développé une large gamme de profils NACA modernes, les ailes sont conçues en fonction de leur application. Parfois les contraintes de conception peuvent conduire à des formes d'ailes non conventionnelles. Dû à une large gamme de conditions d'exploitation et des contraintes, la conception de l'aile et son optimisation sont nécessaires.

Ainsi le progrès majeur dans les performances de l'avion, peut être obtenu avec une combinaison des concepts qui combinent des technologies avancées.

Les surfaces portantes planes employées au début de l'aviation pour la réalisation des ailes d'avion sont apparues rapidement moins efficaces que les surfaces courbes. Des expériences aérodynamiques effectuées en soufflerie ont montré qu'une surface courbe est plus porteuse a superficie n'égale qu'une surface plane



**Fig. I.20.**Type des profils

De plus la construction exige que les ailes aient une certaine épaisseur et l'un a été conduit a recherche des volumes (et non plus des surfaces sans épaisseur) réunissant les

meilleures conditions de portances et de pénétration. C'est ainsi que l'on est arrivé à adapter un profil aérodynamique [10].

## ***II.1. Concept de la mécanique des fluides***

La mécanique des fluides est la science des lois de l'écoulement des fluides. Elle est la base du dimensionnement des conduites de fluides et des mécanismes de transfert des fluides.

C'est une branche de la physique qui étudie les écoulements des fluides c'est -à-dire des liquides et des gaz lorsque ceux-ci subissent des forces ou des contraintes. Elle comprend deux grandes sous branches :

- La statique des fluides, ou hydrostatique qui étudie les fluides au repos. C'est historiquement le début de la mécanique des fluides, avec la poussée d'Archimède et l'étude de la pression.
- La dynamique des fluides qui étudie les fluides en mouvement. Comme autres branches de la mécanique des fluides.

On distingue également d'autres branches liées à la mécanique des fluides : l'hydraulique, l'hydrodynamique, l'aérodynamique,..... Une nouvelle approche a vu le jour depuis quelques décennies : la mécanique des fluides numérique (CFD ou Computational Fluid Dynamics en anglais), qui simule l'écoulement des fluides en résolvant les équations qui les régissent à l'aide d'ordinateurs très puissants : les supercalculateurs.

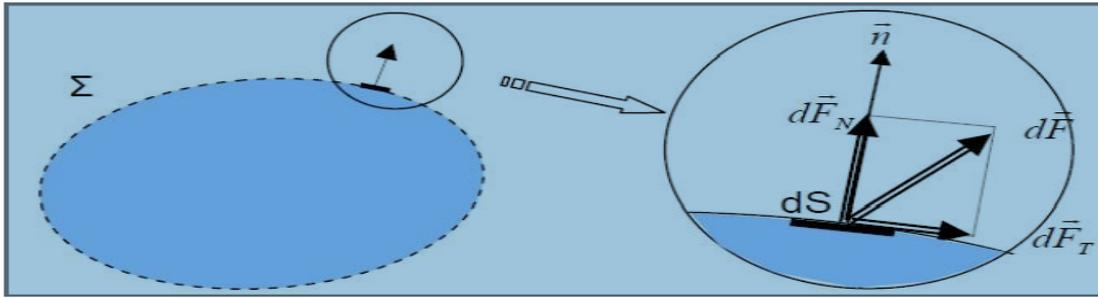
La mécanique des fluides a des nombreuses applications dans divers domaines comme l'ingénierie navale, la biomédecine, la météorologie, l'hydraulique, la géophysique, la turbomachine et l'aérodynamique [11].

## ***II.2. Notions des fluides***

Un fluide peut être considéré comme étant formé d'un grand nombre de particules matérielles, très petites et libres de se déplacer les unes par rapport aux autres, un fluide donc est un milieu continu, déformable, sans rigidité et qui peut s'écouler. Parmi les fluides, on fait souvent la distinction entre liquide et gaz. Un fluide peut être réel (visqueux), parfait (non visqueux) [11].

### ***II.2.1. Fluide parfait***

Soit un système fluide, c'est-à-dire un volume délimité par une surface fermée  $\Sigma$  fictive ou non.



**Fig. II.1.** Forces s'exerçant sur un fluide [11].

Considérons  $d\vec{F}$  la force d'interaction au niveau de la surface élémentaire  $dS$  de normale  $\vec{n}$  entre le fluide et le milieu extérieur. On peut toujours décomposer  $d\vec{F}$  en deux composantes :

- Une composante  $d\vec{F}_T$  tangentielle à  $dS$  .
- Une composante  $d\vec{F}_N$  normale à  $dS$  .

En mécanique des fluides, un fluide est dit parfait s'il est possible de décrire son mouvement sans prendre en compte les effets de frottement. C'est-à-dire quand la composante  $d\vec{F}_N$  est nulle. Autrement dit, la force  $d\vec{F}$  est normale à l'élément de surface  $dS$  [11].

### ***II.2.2. Fluide réel***

Contrairement à un fluide parfait, qui n'est qu'un modèle pour simplifier les calculs, pratiquement inexistant dans la nature, dans un fluide réel les forces tangentielles de frottement interne qui s'opposent au glissement relatif des couches fluides sont prises en considérations. Ce phénomène de frottement visqueux apparaît lors du mouvement du fluide.

C'est uniquement au repos, qu'on admettra que le fluide réel se comporte comme un fluide parfait, et on suppose que les forces de contact sont perpendiculaires aux éléments de surface sur lesquels elles s'exercent. La statique des fluides réels se confond avec la statique des fluides parfaits [11].

### ***II.3. Variables fondamentales***

Les variables fondamentales de la mécanique des fluides, sont : la pression, la masse volumique, la viscosité et la vitesse d'écoulement [12].

### II.3.1. La pression

La pression est la force normale exercée sur une surface unitaire :

$$P = \lim_{ds \rightarrow 0} \left( \frac{dF}{dS} \right) \quad (\text{II.1})$$

Ou :

$dS$  : Surface élémentaire autour d'un point dans le fluide.  
 $dF$  : Force élémentaire appliquée à la surface  $dS$  .

IL s'agit d'une propriété qui dépend du point considéré, elle peut donc être différent d'un point à l'autre dans le fluide [12-13].

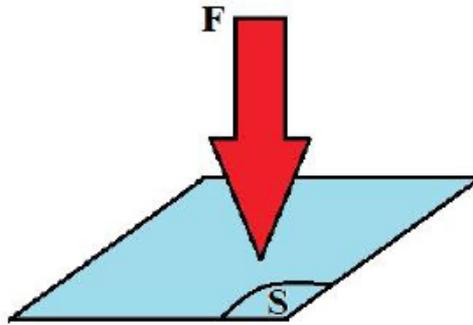


Fig. II. 2. Notion de pression [14].

### II.3.2. La masse volumique

On définit la masse volumique comme la quantité de masse par unité de volume :

$$P = \lim_{\Delta \vartheta \rightarrow 0} \left( \frac{dm}{d\vartheta} \right) \quad (\text{II.2})$$

Ou :

$d\vartheta$  : Volume élémentaire autour d'un point.

$dm$  : Masse du fluide à l'intérieur de  $d\vartheta$  [12].

### II.3.3. La viscosité

La viscosité d'un fluide est la propriété qui exprime sa résistance à une force tangentielle de frottement. Son effet se manifeste principalement au voisinage des parois. Dans le cas d'un fluide Newtonien en mouvement, la relation entre la contrainte de cisaillement et le gradient de vitesse est linéaire (la direction de l'axe des y est perpendiculaire et la vitesse de l'écoulement est parallèle à la paroi)

$$\tau = \mu \frac{dV}{dy} \quad (\text{II.3})$$

L'expression de la viscosité cinématique est :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (\text{II.4})$$

Où :

$\mu$  : viscosité dynamique en (N.s/ m<sup>2</sup>).

$\nu$  : La viscosité cinématique en (m<sup>2</sup>/s).

$\tau$  : Contrainte de cisaillement en (N/m<sup>2</sup>) [12].

Les fluides peuvent être classés, selon la viscosité en deux grandes familles :

### ***II.3.3.1. Fluides Newtoniens***

Les fluides Newtonien ont une viscosité constante ou qui ne peut varier qu'en fonction de la température, Exemples : l'eau, l'air et la plupart des gaz [11].

### ***II.3.3.2. Fluides non Newtoniens***

Dans un fluide non newtonien, la viscosité évolue en fonction du gradient de vitesse auquel il est soumis. Exemples : le sang, les gels, les boues, les pâtes, les suspensions, les émulsions...). Ainsi, la viscosité augmente pour les corps dits épaississants (par exemple : ciment liquide) et diminue pour les corps dits fluidifiants (par exemple : Ketchup, sables mouvants, le sang) [15].

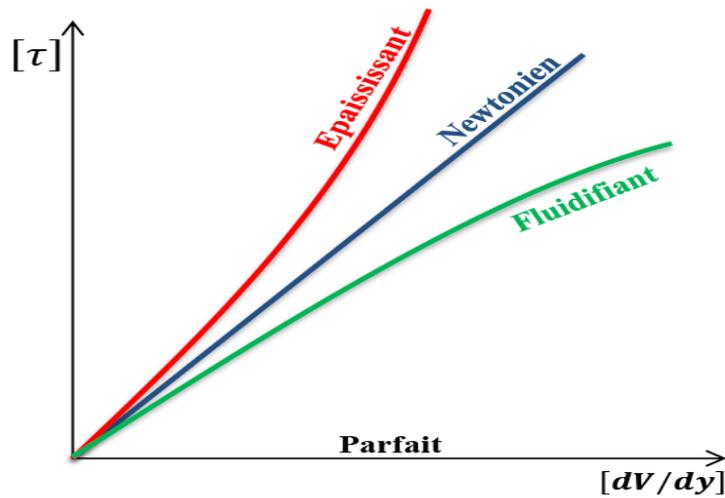


Fig. II. 3. Fluide Newtonien et fluide non Newtonien (Epaississant et fluidifiant) [15].

### II.3.4. Vitesse de l'écoulement

La vitesse de l'écoulement représente la vitesse d'un élément de fluide qui passe par un point à un instant donné. Elle joue un rôle très important en dynamique des fluides [12].

### II.4. Régimes d'écoulements

#### II.4.1. Ecoulement laminaire et turbulent

On dit qu'un écoulement est laminaire lorsque le mouvement des particules fluides se fait de façon régulière et ordonnée. L'écoulement est turbulent lorsque le déplacement est irrégulier et que des fluctuations aléatoires de vitesse se superposent au mouvement moyen du fluide. L'une des premières analyses de la transition d'un régime laminaire vers la turbulence est basée sur des observations d'écoulements en conduit cylindrique effectuées par Reynolds en 1883. Une étude systématique du régime d'écoulement a été réalisée en fonction des différents paramètres intervenant dans le problème : la masse volumique du fluide, la viscosité, la géométrie de la conduite, ...etc. Reynolds a montré que la transition du régime laminaire au régime turbulent ne dépend pas séparément de chacun des paramètres mais d'une seule grandeur les regroupant tous : le nombre de Reynolds.

$$\mathfrak{R} = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V L}{\nu}$$

(II.5)

Ou :

$V$  : La vitesse moyenne de l'écoulement [ $V$ ] en (m/s)

$L$  : La longueur caractéristique [ $L$ ] en (m)

Le nombre de Reynolds est une grandeur sans dimension représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces de la viscosité, et caractérise l'apparition de la turbulence [12].

### ***II.4.2.Ecoulement permanent et transitoire***

On dit qu'un écoulement est permanent (ou stationnaire) si toutes les variables décrivant le mouvement sont indépendantes du temps, comme la pression, la masse volumique, la vitesse,...etc. On dit qu'un écoulement transitoire (ou instationnaire) si les variables décrivant le mouvement sont dépendant du temps [16].

### ***II.4.3.Ecoulement bidimensionnel et unidimensionnel***

Dans certains cas particuliers intéressants, le problème réel tridimensionnel peut ramener à l'étude d'un écoulement théorique bidimensionnel ou unidimensionnel. C'est pour ça, on peut considérer l'écoulement de grande étendue suivant l'axe des ( $Z$ ) comme un écoulement bidimensionnel suivant les axes des ( $X$ ) et des ( $Y$ ), et toutes les grandeurs cinématiques ne dépend alors que de deux variables d'espace [16].

### ***II.4.4.Ecoulement compressible et incompressible***

Ce qui différencie un écoulement compressible d'un écoulement incompressible, c'est le fait que des petites variations de masse volumique, de pression et de vitesse se propagent à l'intérieur du fluide à une certaine vitesse qui la célérité du son [17].

## ***II.5.Equations fondamentales***

On peut décrire le mouvement d'un fluide par un ensemble d'équations aux dérivées partielles déduites des lois fondamentales de la mécanique et de la thermodynamique, c'est-à-dire les lois de conservation de la masse (équation de la continuité), de la quantité de mouvement (équation de la quantité de mouvement) et d'énergie (équation de l'énergie).

Pour proposer de façon complète un problème en dynamique des fluides, il convient d'ajouter aux équations de mouvement des conditions initiales et des conditions aux limites (ou conditions frontières) [12].

### II.5.1. Equation de continuité

L'équation de la continuité doit traduire le principe de conservation de la masse. C'est-à-dire la variation de masse pendant un temps d'un écoulement de volume fluide doit être égal à la somme des masses de fluide entrant diminuée de celle de fluide sortant.

On considère un volume matériel  $\Omega$ . Sa masse peut s'exprimer comme :

$$m = \iiint_{\Omega} \rho dv \tag{II.6}$$

Où  $\rho$  désigne la densité locale du fluide. Si le volume matérielle ne contient ni sources ni puits, la masse qui trouve dans  $\Omega$  est constante et on peut écrire :

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt} \iiint_{\Omega} \rho dv \tag{II.7}$$

On applique le théorème de transport au volume  $\Omega$  sur une surface de contrôle  $\Sigma$  "Le théorème de transport de Reynolds", voir (Annexe A)

$$\frac{d}{dt} \iiint_{\Omega} \rho dv = \iiint_{\Omega} \frac{\partial \rho}{\partial t} dv + \iint_{\Sigma} \rho(\vec{v} \cdot \vec{n}) ds \tag{II.8}$$

Si le volume ne contient pas de surface de discontinuité, l'intégrale sur  $\Sigma$  peut être remplacé par une intégrale de volume "Le théorème d'Ostrogradsky", voir (Annexe B)

$$\iint_{\Sigma} \rho(\vec{v} \cdot \vec{n}) ds = \iiint_{\Omega} \nabla \cdot (\rho \vec{v}) dv \tag{II.9}$$

Dans ces conditions l'équation (II.8) devient :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \tag{II.10}$$

Le volume d'intégration est arbitraire et par conséquent l'intégrale doit être identiquement nulle :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V}) = 0$$

(II.11)

L'équation (II.11) est appelée l'équation de continuité (forme différentielle) [12-13].

### II.5.2. Equation de quantité de mouvement

La quantité de mouvement d'un système fluide de volume  $\Omega$ , s'écrit :

$$\iiint_{\Omega} \rho \vec{V} dv$$

(II.12)

Or, le principe fondamental de la dynamique nous dit que la dérivée par rapport au temps de la quantité de mouvement doit être égale à la somme des forces agissant sur le système

$$\frac{d}{dt} \iiint_{\Omega} \rho \vec{V} d\vartheta = \vec{R} + \vec{P}$$

(II.13)

Où  $\vec{R}$  : forces de surface et  $\vec{P}$  : force de volume (poids), l'expression de  $\vec{R}$  et de  $\vec{P}$  sont :

$$\vec{R} = \iint_{\Sigma} \acute{p} \vec{n} ds \quad \text{Et} \quad \vec{P} = \iiint_{\Omega} \rho \vec{F} d\vartheta$$

(II.14)

D'où :  $\vec{F}$  : représente le vecteur des forces appliquées au fluide (force massique).

Comme par exemple l'accélération de la pesanteur ou les forces d'aubages dans l'hypothèse de symétrie axiale dans les turbomachines.

$\vec{n}$  : est la vectrice unité tangent à la surface  $\Sigma$  .

$\acute{P}$  : est le tenseur des contraintes totales appliquées en un point du fluide et qui s'écrit en fonction des composantes tangentielle  $\tau$  , et composantes normales  $\sigma$  de la manière suivante :

$$\dot{P} = \begin{bmatrix} \sigma_{xx} & \tau_{xy} & \tau_{xz} \\ \tau_{yx} & \sigma_{yy} & \tau_{yz} \\ \tau_{zx} & \tau_{zy} & \sigma_{zz} \end{bmatrix}$$

On applique le théorème de transport de Reynolds sur l'équation (II.13) et on remplace  $\vec{R}$  et  $\vec{P}$  par leurs équations, on trouve l'équation générale de dynamique des fluides, sous la forme ci-dessous :

$$\iiint_{\Omega} \frac{\partial}{\partial t} (\rho \vec{V}) dv + \iint_{\Sigma} (\rho \vec{V}) \vec{V} \cdot \vec{n} ds = \iint_{\Sigma} \dot{p} \vec{n} ds + \iiint_{\Omega} \rho \vec{F} dv$$

(II.15)

Après transformation et réarrangement, l'équation (II.15) s'écrit sous la forme différentielle, comme suit :

$$\rho \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \rho (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} = \vec{F} - \nabla \dot{p}$$

(II.16)

Dans le cas d'un écoulement idéal (sans frottement interne), le tenseur des contraintes totales se réduit uniquement à l'effet de la pression hydrostatique, et cela devient :

$$\vec{P}_{idéal} = -p \vec{1}$$

Pour le cas d'un fluide incompressible, newtonien et visqueux, l'équation de la conservation de la quantité de mouvement représente l'équation de Navier-Stokes sous forme vectorielle écrit comme suit :

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \left[ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} \right] = \rho \vec{F} - \nabla p + \mu \nabla^2 \vec{V}$$

(II.17)

Pour les écoulements non visqueux ( $\mu = 0$ ), l'équation (II.17) est connue sous le nom de l'équation d'Euler à savoir [12-17] :

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \rho \left[ \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} \right] = -\nabla p + \rho \vec{F}$$

(II.18)

### II.5.3. Equation d'énergie

L'équation d'énergie est basée sur l'équation thermodynamique, elle est utilisée sous la forme suivante [18-19] :

$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{Dp}{Dt} + \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \phi$$

(II.19)

Où :  $\phi$  est la fonction de dissipation, représentant l'équivalent thermique de l'énergie mécanique liée à la dissipation visqueuse et les efforts de cisaillement :

$$\phi = \frac{\partial V_i}{\partial x_j} \tau_{ij} = \mu [ 2 \left( \frac{\partial V_x}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial V_y}{\partial x} \right)^2 + 2 \left( \frac{\partial V_z}{\partial x} \right)^2 + \left( \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_x}{\partial y} \right)^2 \left( \frac{\partial V_z}{\partial y} + \frac{\partial V_y}{\partial z} \right)^2 + \left( \frac{\partial V_x}{\partial z} + \frac{\partial V_z}{\partial x} \right)^2 ] + \lambda \left( \frac{\partial V_x}{\partial x} + \frac{\partial V_y}{\partial y} + \frac{\partial V_z}{\partial z} \right)^2$$

$\frac{Dh}{Dt}$  : représente la variation d'enthalpie (dérivée particulaire)

$\frac{Dp}{Dt}$  : Le taux de travail des efforts de pression.

$\nabla \cdot (\lambda \nabla T) = \text{div}(\lambda \vec{\text{grad}} T)$  : Le transfert de chaleur par conduction dans le fluide

$\lambda$  : est le coefficient de conductivité thermique

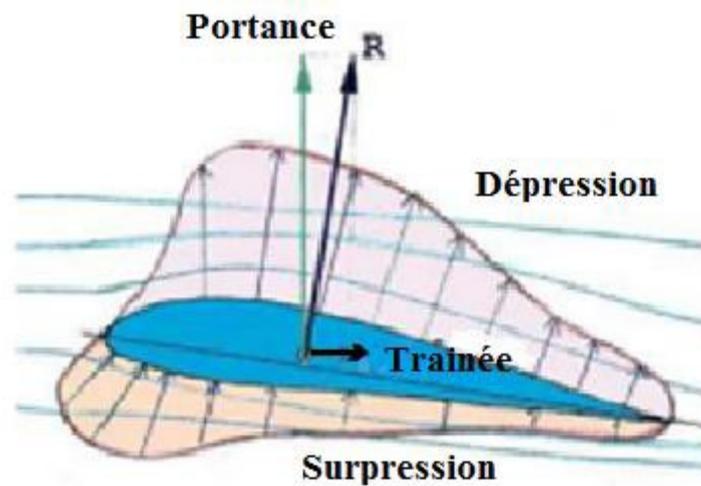
En introduisant la chaleur massique à pression constante  $C_p = \frac{\partial h}{\partial t}$  et le coefficient de dilatation cubique à pression constante  $\gamma$ , on écrit l'équation sous la forme suivante :

$$\rho C_p \frac{DT}{Dt} = \gamma T \frac{Dp}{Dt} + \nabla \cdot (\lambda \nabla T) + \phi$$

(II.20)

### II.6. Notions de base en aérodynamique

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



**Fig. II.4.** Représente des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression [20].

- ✓ 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.

### ***II.6.1.La Portance***

Cette force est caractérisée par :

- ✓ Le point d'application (centre de poussée)
- ✓ La direction : perpendiculaire au sens de l'écoulement)
- ✓ Le sens : de l'intrados vers l'extrados
- ✓ L'intensité :  $F_z = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_l$  (II.21)

Avec :

$C_l$  : Coefficient de portance qui dépend de la forme du profil, l'état de surface, de l'angle d'attaque et de la vitesse à l'infini. Il existe plusieurs hypothèses sur l'origine de la portance :

#### ***II.6.1.a. Selon l'effet Coanda et la loi Newton***

Du fait de sa viscosité, une masse d'air en mouvement qui rencontre un profil bombé suit la surface de ce profil, la masse d'air est dérivée, de telle manière qu'elle reste «collée » à la surface de l'aile (effet coanda), la loi de Newton. En réaction à la quantité de mouvement

de la masse d'air divisée dans un sens (vers le bas pour un profil porteur), l'aile est tirée dans l'autre sens (vers le haut), en vertu de la troisième loi de Newton.

Tout corps A (profil) exerçant une force sur un corps B (air) subit une force d'intensité égale, de même direction, mais de sens opposés, exercée par le corps B [21].

### II.6.1.b. Selon le théorème de Kutta-Jukowski

En subsonique la portance d'une aile de grand allongement est proportionnelle à la circulation de l'air autour de celle-ci (théorème de Kutta-Jukowski). C'est la condition de Kutta qui impose la valeur de la circulation telle qu'il n'y ait pas de vitesse infinie au bord de fuite [22-4].

### II.6.1.C. Selon le théorème de Bernoulli

Pour une incidence positive (bord d'attaque du bord de fuite), la dissymétrie du profil crée des vitesses plus élevées sur l'extrados et plus faible sur l'intrados. Selon le théorème de Bernoulli, cela se traduit par des pressions plus fortes sur l'intrados que sur l'extrados, donc une portance dirigée vers le haut. Cette explication mal a la portance des profils minces et des plaques planes sans épaisseur ou les profils symétriques [4].



Fig. II.5. Variation de la pression en fonction de la section de passage selon le théorème de Bernoulli [20]

### II.6.2. La traînée

C'est la force qui s'oppose au sens de l'écoulement, elle 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 :

$$F_x = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_d$$

(II.22)

Avec :

$c_d$  : 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.

On peut distinguer trois catégories de trainée : La trainée de forme, la trainée de sillage et la trainée induite.

### **II.6.2.1. La trainée 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.

### **II.6.2.2. La trainée de sillage**

Qui est influencée par le décollement de l'écoulement laminaire (filets d'aire). Elle dépend de l'angle d'attaque (incidence) et de la vitesse de l'écoulement.

### **II.6.2.3. La trainée induite : (due à la portance),**

Qui est liée à la différence de pression entre l'extrados et l'intrados (équation de Bernoulli) [23].

## **II.6.3. Coefficient de pression**

La pression est tendus adimensionnelle grâce a la formule suivante [22] :

$$C_p = \frac{P - P_{ref}}{\frac{1}{2} \rho V_{ref}^2}$$

(II.23)

La pression de référence choisie en pratique est souvent la pression statique en amont (prélevé à l'aide du tube de Prandtl), et la vitesse de référence choisie est celle de l'écoulement hors couche limite.

## **II.6.4. Finesse aérodynamique**

C'est le rapport entre la force de portance et la force de trainée (  $\frac{F_z}{F_x}$  )

L'objectif principal de l'aérodynamique, c'est d'avoir une finesse maximale, et pour faire, soit on augmentant la portance ou on minimisant la trainée [22].

## **II.6.5. Centre de poussée**

Est le point d'application des résultantes aérodynamique et a pour particularité qu'il se déplace en fonction de l'incidence. Le centre de poussée est en général placé sur la corde de profil entre 30% et 50% de la partie avant du profil pour les angles d'incidence courants, et se calcule d'une manière simplifiée comme suite [22] :

$$\frac{X_p}{l} = 0.25 - \frac{C_m}{C_l}$$

(II.24)

## II.7. Couche limite

### II.7.1. Définition

Lorsqu'un corps matériel est placé dans un écoulement visqueux, il se développe autour du corps une couche limite qui est la zone d'influence de la viscosité réalisant entre la condition d'adhérence à la paroi ( $\vec{V} = 0$ ) et l'écoulement extérieur ( $\vec{V} = \vec{U}_e$ ).

Elle se caractérise par l'épaisseur de la couche limite ( $\delta$ ) qui est l'étendue de cette zone transversalement à l'écoulement. Cette zone est généralement de faible dimension et dépend de l'abscisse ( $x$ ) [9].

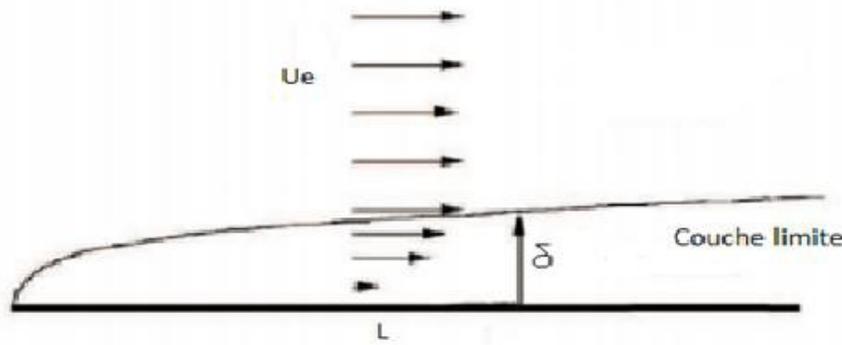


Fig. II.6. Schémas de la couche limite sur une plaque [24].

### II.7.2. Contexte physique du décollement de la couche limite

Dans le cas d'un décollement autour d'un profil, les particules sont soumises à un mouvement dû aux forces d'inertie et sont ralenties par les forces de viscosité (frottement pariétal) et par l'augmentation de pression. Ces deux effets se combinent et tendent à ralentir les particules du fluide jusqu'à annuler sa vitesse et inverser son sens sous l'effet de la pression, il apparaît alors une zone d'écoulement de retour ou de recirculation dans laquelle l'écoulement correspond au point d'inflexion du profil de vitesse. La zone située en amont de ce point de décollement est à l'opposé une zone d'écoulement attaché [25].

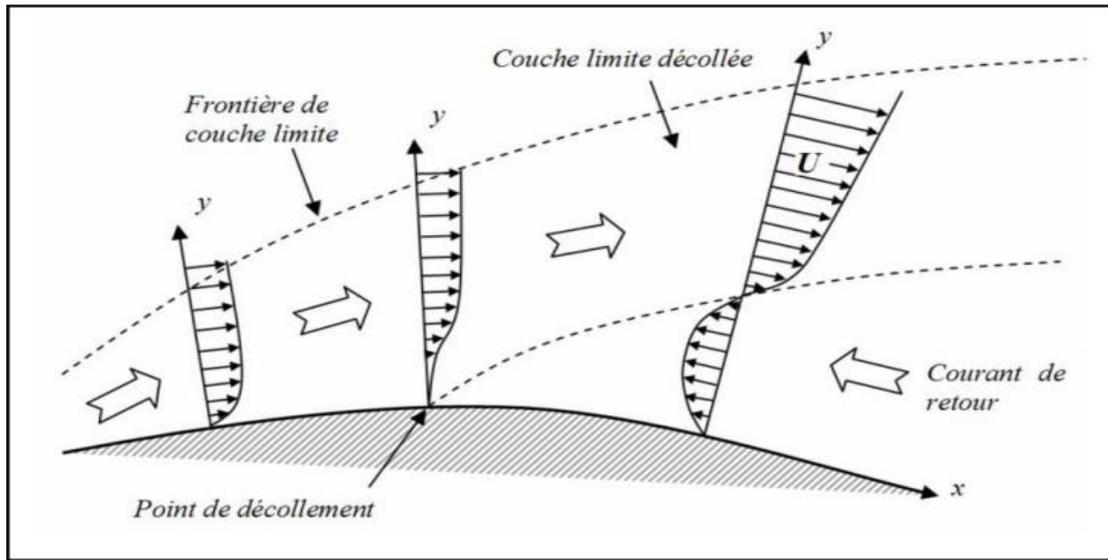


Fig. II.7. Profil de vitesse lors de décollement de la couche limite sur un corps profilé [24].

### II.8. Écoulement de l'air

Etudier en soufflerie l'écoulement de l'air est matérialisé par de la fumée ou des brins de laine très fins. Une suite de particules d'air suivant la même trajectoire et visualisée par des fils de laines s'appelle « filet d'air ».

« Écoulement » est le terme générique définissant le déplacement de l'air.

On distingue trois types d'écoulement :

✓ **Écoulement laminaire :**

Les filets d'air suivent des trajectoires rectilignes et parallèles entre elles.

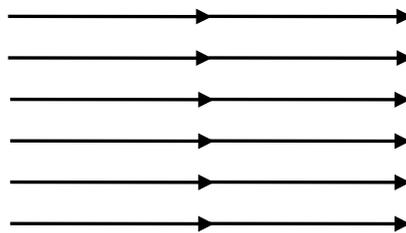


Fig. II.8. Écoulement laminaire

✓ **Écoulement turbulent :**

Les filets d'air suivent des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans la même direction avec une même vitesse d'ensemble.

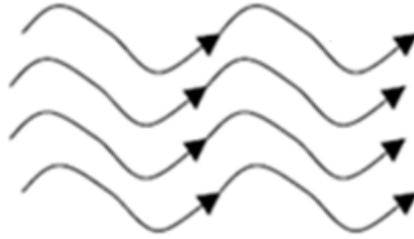


Fig. II.9. Écoulement turbulent

✓ *Écoulement tourbillonnaire :*

L'ensemble de l'écoulement est très désordonné. Bien que globalement tout l'écoulement d'air se déplace dans la même direction, certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons.

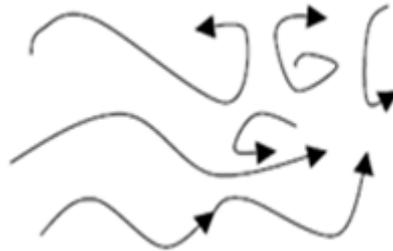


Fig. II.10. Écoulement tourbillonnaire

## II.9. Interaction fluide-structure

L'interaction fluide structure s'intéresse au comportement d'un système constitué par deux entités mécanique considérées comme distinctes ; (une structure mobile rigide ou déformable) et un fluide (en écoulement ou au repos) autour ou à l'intérieur de la structure. Plus précisément, le mouvement de la structure est influencé par l'écoulement du fluide, à travers les efforts transmis à l'interface, et réciproquement, le mouvement de la structure influence l'écoulement du fluide, en modifiant localement sa vitesse et sa trajectoire ; par les déplacements de l'interface qui entraîne le fluide dans son mouvement. Ces interactions dépendent à la fois de la nature de l'écoulement incident, de la forme de l'obstacle et de son environnement proche.

Dans la nature, nombre de situations relèvent de ce type de problème. Nous nous intéresserons aux cas où la structure subit, en présence de l'écoulement fluide, des vibrations. Ce type de situations intervient, par exemple, dans les cas suivants :

- ✓ Hautes cheminées, gratte-ciels, ponts suspendus, câbles de téléphérique vibrant sous l'effet du vent.
- ✓ Ailes d'avions, pales d'hélice, aubages de turbine.
- ✓ Tuyauteries de réfrigération, réservoirs subissant l'effet de ballonnement de la surface libre du liquide...etc. [26].

De telles vibrations peuvent endommager la structure concernée, en effet, il se peut qu'à partir d'un seuil de vitesse du fluide, des mécanismes de couplage (instables) apparaissent, ou une partie de l'énergie cinétique du fluide se transforme en énergie vibratoire de la structure, on observe alors une instabilité dite (flottement) particulièrement dangereuse pour la structure, pouvant mener ainsi, la ruine instantanée de cette dernière.

### ***III.1. Introduction***

Les écoulements turbulents se prêtant à une solution analytique exacte sont extrêmes rares et constituent une idéalisation très poussée de l'écoulement.

Généralement, la résolution des équations différentielles non linéaires gouvernant des problèmes physiques fait appel aux méthodes numériques, Il existe quatre types de méthodes numériques pour résoudre les problèmes physiques :

- ✓ Méthodes des différences finies.
- ✓ Méthodes des éléments finis.
- ✓ Méthodes des volumes finis.
- ✓ Méthodes de spectrale.

Les quatre méthodes rendent les équations différentielles non linéaires, des équations algébriques, accessibles à la résolution, mais les une présentent des avantages par rapport aux autres, selon le cas étudié. En effet, la précision, la convergence et le temps de calcul sont les principaux paramètres des choix des méthodes suscitées. Pour notre étude, nous avons choisi la méthode des volumes finis pour discrétiser les équations du modèle mathématique.

### ***III.2. Description de méthode de volume finis***

La méthode des volumes finis est utilisée depuis environ quatre décennies (1960).

Elle doit son nom à son principe même dont la première étape est d'intégrer les équations sur un volume élémentaire.

La méthode des volumes finis (MVF) est utilisée par les ingénieurs pour résoudre numériquement sur les maillages structurés des problèmes de mécanique des fluides, sous forme d'équation aux dérivées partielles et non-linéaires. L'avantage de la résolution par la méthode des volumes finis réside dans le caractère conservatif des équations, ainsi que dans la simplicité de la discrétisation du domaine d'écoulement, cette méthode a prouvé son efficacité dans la résolution des problèmes de mécanique des fluides et de transfert de chaleur.

#### ***III.2.1. Principe de la méthode des volumes finis***

Le principe de cette méthode est de diviser le domaine de calcul en un certain nombre de volumes élémentaires dits volumes de contrôle, de sorte que chacun entoure un point de maillage P, les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs position N, S, W, E. (North, South, West, East). Elle consiste à faire l'intégration de l'équation régissant le mouvement sur un volume de contrôle pour obtenir une équation discrétisée au point nodal P.

Le transport d'une variable  $\phi$  par convection diffusion dans un système de coordonnées cartésiennes, est défini par l'équation stationnaire, qui s'écrit sous la forme générale suivante :

$$\frac{\partial}{\partial x_i} \left( \rho U_i \phi - \Gamma \phi \frac{\partial \phi}{\partial x_i} \right) = s_\phi \quad i=1,2,3 \quad (\text{III.1})$$

- $U$  La composante de la vitesse suivant la direction  $X_i$ .
- $\rho$  La masse volumique.
- $\Gamma$  Le coefficient de diffusion.
- $\phi$  Une des variables suivantes  $\phi = 1, u, v, w$ .
- $S_\phi$  Le terme source relatif à la variable  $\phi$ .

L'équation (III.1) s'écrit encore sous la forme suivante :

$$\left( \Gamma_\phi \text{grad}(\phi) \right) + S_\phi \quad (\text{III.2})$$

Et en intégrant sur un volume de contrôle (théorème de la divergence)

$$\int_A \rho (\mu \cdot n) \cdot \phi \cdot dA = \int_A \Gamma_\phi \text{grad}(\phi) \cdot n \cdot dA + \int_{CV} s_\phi \cdot dv \quad (\text{III.3})$$

### III.2.2. Etapes de résolution

#### III.2.2.1. Maillage

La première étape de cette méthode est de diviser le domaine de calcul en un nombre fini et discret de volume de contrôle, on dit qu'on génère un maillage. L'opération consiste à définir un certain nombre de nœuds, ensuite les frontières des volumes de contrôle ou sont placées exactement deux nœuds consécutifs.

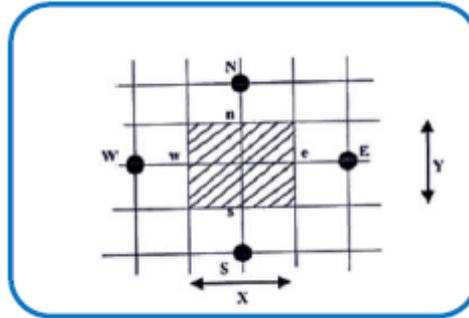


Fig.III.1.Maillage à deux

dimensions

**III.2.2.2.Discrétisation**

Considérons la forme moyenne des équations de conservation de masse, quantité de mouvement et d'énergie, exprimées en coordonnées cartésiennes :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho U_j) = 0 \quad (III.4)$$

Ces équations peuvent être intégrées dans un volume de contrôle, en utilisant le théorème de la divergence de Gauss pour convertir les intégrales de volume en intégrale de surface comme suit :

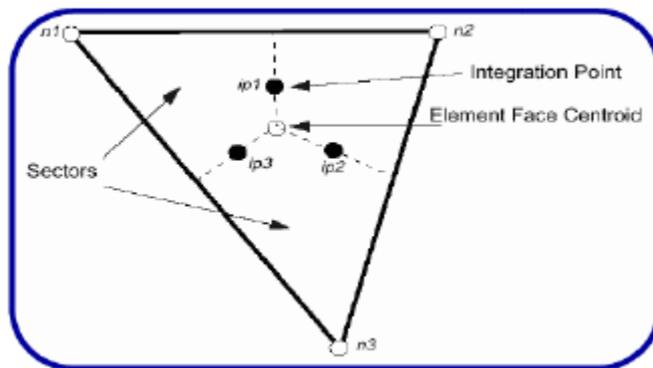
$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho dV + \int_S \rho U_j d n_j = 0 \quad (III.5)$$

$$\rho U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_i} d n_j + \int_S \rho U_j U_i d n_j = - \int_S \mu_{eff} \frac{\partial U_i}{\partial x_i} d n_j + \int_V s_{ui} dV \quad (III.6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V \rho \phi dV + \int_S \rho U_j \phi d n_j = \int_S \Gamma_{eff} \frac{\partial \phi}{\partial x_i} d n_j + \int_V S_\phi dV \quad (III.7)$$

**III.2.2.3 Résolution des équations**

La première étape pour résoudre numériquement ces équations continues est d'employer des fonctions discrètes. Considérons maintenant un élément de maille isolé tels les points d'intégrations,  $ip_n$ , situés au centre de chaque segment de surface dans un élément 3D entourant le volume de contrôle.



**Fig.III.2.** Présentation d'un point d'intégration dans un volume de contrôle

La forme discrète des équations intégrale est écrite comme suit :

$$V \left( \frac{\rho - \rho^\circ}{\Delta t} \right) + \sum_{ip} \rho U_j \Delta n_j$$

**(III.8)**

Sachant que :

- $V$  : volume d'intégration de la grandeur  $\phi$ .
- $ip$  : indice du point d'intégration.
- $\Delta n_j$ : Surface d'intégration de la grandeur  $\phi$ .
- $\Delta t$ : Un intervalle de temps (time step).

L'indice supérieur ( $^\circ$ ) se rapporte au vieux niveau de temps.

L'équation sera construite pour tous les points nœuds du domaine de calcul. En vue d'incorporer réservé aux nœuds de frontières. Le système d'équation résultant sera un

système d'équations algébriques linéaires comportant autant d'inconnus que d'équation matricielle disponible.

Ces fonctions sont également employées pour le calcul des diverses quantités géométriques, telles que les positions, les coordonnées des points d'intégral (ip), les surfaces et les différents vecteurs. Les équations de formes sont également applicables pour les coordonnées cartésiennes, dans ce cas, elles peuvent être écrites de la manière suivante :

$$X = \sum_{i=1}^{noeud} N_i X_i \quad Y = \sum_{i=1}^{noeud} N_i Y_i \quad Z = \sum_{i=1}^{noeud} N_i Z_i$$

D'après l'approche standard d'élément fini, des fonctions de forme sont employées pour évaluer les dérivés pour les termes de diffusion. Par exemple, pour un dérivé dans la direction x au point d'intégration IP,

$$\frac{\partial \phi}{\partial x} \Big|_{i_p} = \sum_n \frac{\partial N_n}{\partial x} \Big|_{i_p} \phi_n$$

(III.9)

Les dérivés cartésiens des fonctions de forme peuvent être exprimés en termes de leurs dérivés locaux par l'intermédiaire de la matrice de transformation de Jacobian :

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial x} \\ \frac{\partial N}{\partial y} \\ \frac{\partial N}{\partial z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{\partial x}{\partial s} & \frac{\partial y}{\partial s} & \frac{\partial z}{\partial s} \\ \frac{\partial x}{\partial t} & \frac{\partial y}{\partial t} & \frac{\partial z}{\partial t} \\ \frac{\partial x}{\partial u} & \frac{\partial y}{\partial u} & \frac{\partial z}{\partial u} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{\partial N}{\partial s} \\ \frac{\partial N}{\partial t} \\ \frac{\partial N}{\partial u} \end{bmatrix}$$

### III.3. ANSYS ICEM CFD ET ANSYS CFX 14.5

Pour l'aspect fondamental, quand il s'agit d'étudier un phénomène particulier, on a souvent recours à la simulation numérique directe (DNS). Ce type de simulation, qui consiste à la résolution numérique des équations de Navier Stokes sans aucune modélisation, s'est révélé très utile pour la compréhension des phénomènes physiques mis en jeu dans l'écoulement turbulent.

Dans certains cas de configuration géométrique complexe, ces écoulements sont traités numériquement à l'aide de technique de CFD (computation fluide dynamique).

A l'heure actuelle, il existe un certain nombre de codes tridimensionnelles conviviaux, aux meilleures performances permettent la prédiction d'écoulement fluide par la résolution des équations de NAVIER STOCKS.

Ces équations ont été dérivées au début du 19eme siècle et n'ont aucune solution analytique générale. Il existe un certain nombre de méthodes de solution qui sont employées dans les codes CFD, telle que la méthode des éléments finis, différence fini et la méthode des volumes finis, sur la qu'elle est basée le code ANSYS CFX 14.5.

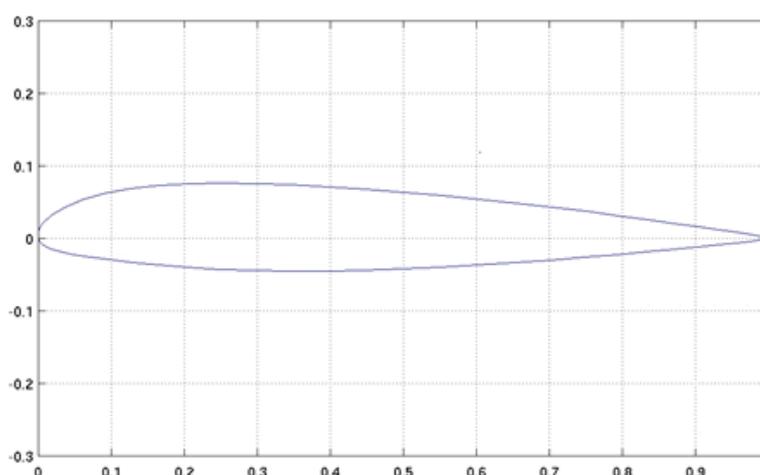
### ***III.3.1. ANSYS ICEM CFD 14.5***

Ce module permet de réparer la configuration géométrique du problème étudié et de générer le maillage de manière assez conviviale. Dans le cas de notre travail on a fait recours à l'ICEM CFD 14.5, un des avantages de ce logiciel, réside dans sa simplicité et sa robustesse envers la réalisation des géométries les plus complexes. Pour le maillage ICEM CFD 14.5 utilise des structures mono ou multi-blocs en fonction de la géométrie. Il permet de générer deux types de maillage tétraèdre et hexaèdre.

#### ***III.3.1.1. GENERATION DE LA GEOMETRIE***

ANSYS ICEM CFD 14.5 permet d'établir la géométrie du système étudié.

La géométrie est construite à partir des points, de courbes, de surfaces et de volumes.



**Fig.III.3.** Profil NACA 23012

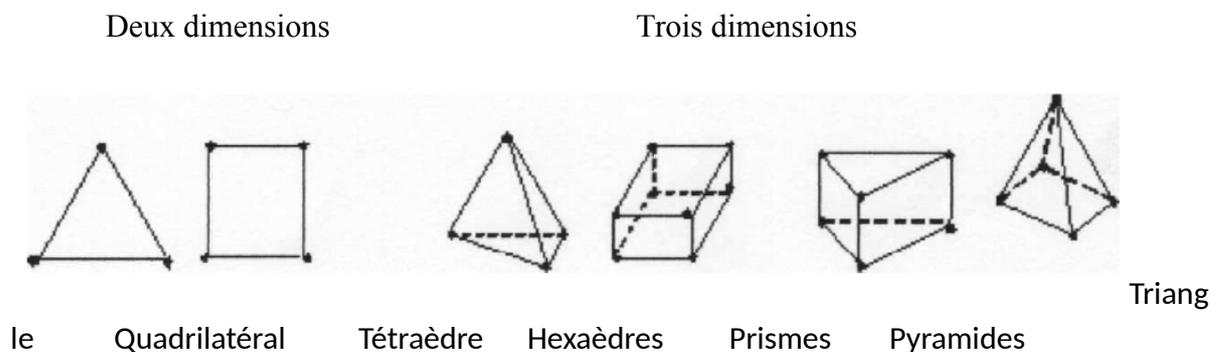
#### ***III.3.1.2. GENERATION DU MAILLAGE***

Une fois le domaine généré, il est indispensable de le subdiviser en volumes de contrôles afin de pouvoir résoudre le problème par la méthode des volumes finis, cette opération est dite génération de maillage. Le maillage sert donc à une représentation discrète d'une variable continue.

La solution numérique s'appuie sur ce maillage. Les méthodes numériques discrétisent les équations sur un maillage du domaine physique considéré. Dans le cas de problèmes d'évolution, la méthode numérique définit le calcul d'une valeur approchée de la solution à des points voisins et à l'étape précédente.

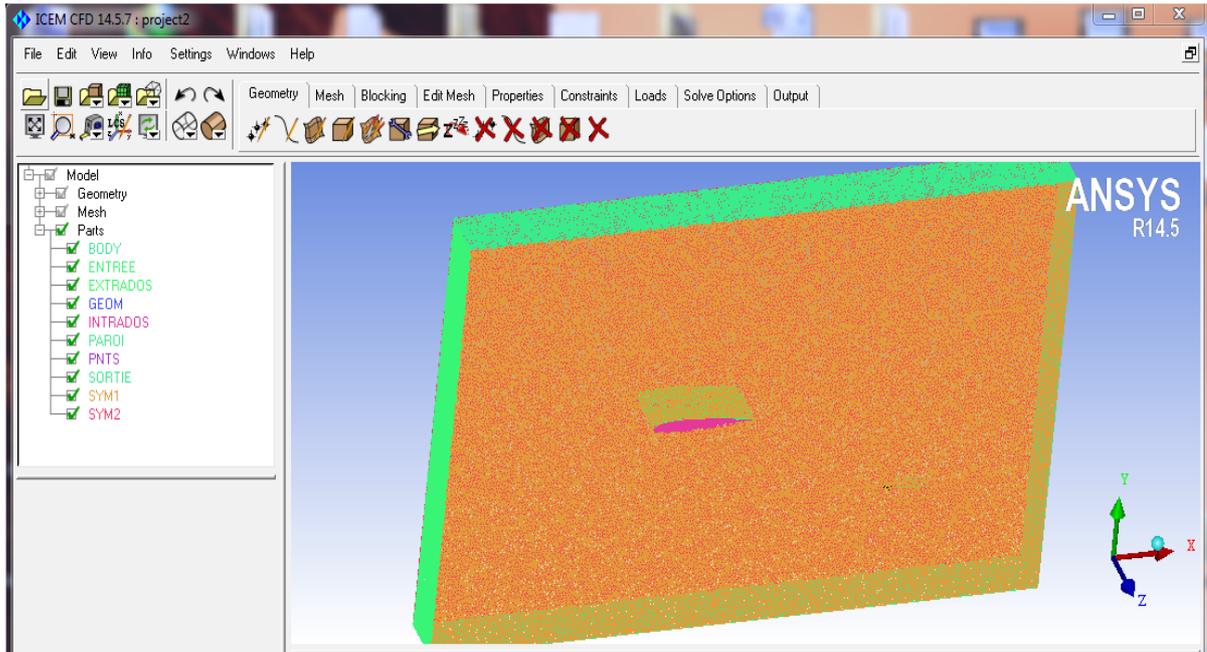
Les mailles primitives sont des triangles ou des quadrilatères en 2D. En 3D, on peut utiliser des tétraèdres, prismes, pyramides, etc. (**figure III.4**). Pour les géométries simples (écoulements dans des cylindres, cube, etc.) on peut se contenter d'un maillage structuré car s'est un maillage qui peut être généré en reproduisant plusieurs fois une maille élémentaire.

Pour une géométrie plus complexe, un maillage non-structuré tel que celui utilisé dans notre cas pourrait être envisagé en 2D, c'est un maillage dont les éléments sont triangles ou des quadrilatères assemblés de manière quelconque. En 3D, il s'agit de tétraèdres, de prismes, d'hexaèdres et de pyramides (**figure III.4**). On peut aussi combiner ces deux types de maillage et obtenir un maillage hybride.



**Fig.III.4.** Exemples de mailles utilisées en VF

Un maillage doit respecter plusieurs conditions, par exemple, resserré dans les zones où la variable calculée présente de forts gradients. La figure III.1 montre la génération d'un maillage non structuré en forme tétraèdre.



**Fig.III.5.** Maillage du profil et du domaine

**Tab.III.1.** Propriété du maillage

Maillage	Nombre des éléments	Nombres des nœuds
Tétra	1643707	296669

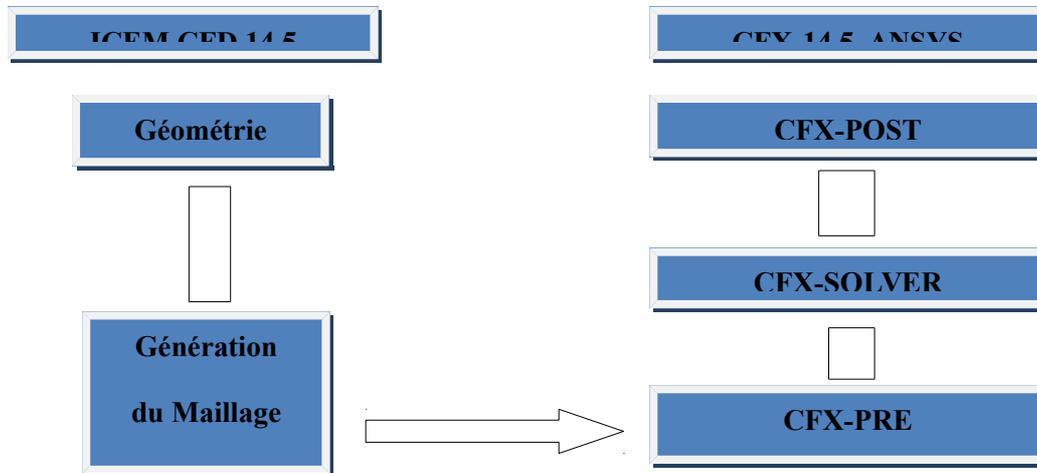
### III.3.2. ANSYS CFX 14.5

#### III.3.2.1. Méthode de résolution

Dans les algorithmes traditionnels on emploie une stratégie de solution où les équations de quantité de mouvement sont d’abord résolues. On donne une valeur initiale de la pression, on la corrige ensuite avec un processus itératif par une équation de correction. Pour la résolution de l’ensemble des équations de l’hydrodynamique (u, v, w et p), le CFX 14.5 utilise le couplage du système d’équation, il emploie une discrétisation entièrement implicite des équations à n’importe quel instant. Dans le cas des écoulements stationnaires, le pas temporel se comporte comme un paramètre d’accélération pour que la solution converge vers une solution stationnaire.

#### III.3.2.2. PRESENTATION DU CODE DE CALCUL ANSYS CFX 14.5

Le code ANSYS CFX 14.5 est un code de calcul des écoulements qui appartient à la grande famille CFD. Ce code se caractérise par une meilleure souplesse de manipulation par rapport à beaucoup d'autres codes.



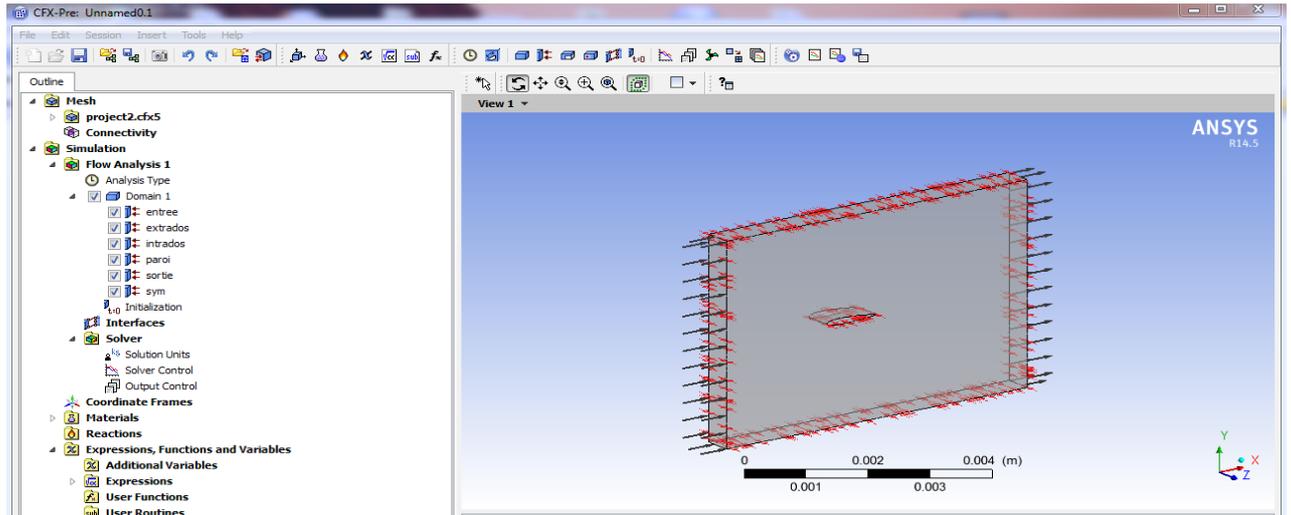
**Fig.III.6.** Structure générale d'ANSYS CFD 14.5

ANSYS CFX est capable de modéliser :

- Les écoulements stationnaires et in stationnaires
- Les écoulements laminaires et turbulents
- Les écoulements subsoniques, transsoniques et supersoniques
- Le transfert de chaleur et le rayonnement thermique
- Les écoulements non newtoniens
- Les écoulements multi phases
- La combustion etc.

### ***III.3.2.3.ANSYS CFX.PRE***

Ce module a le rôle d'importer le maillage du domaine du problème généré par une gamme de logiciel et de définir la physique d'écoulement, les états de frontières, les valeurs initiales et les paramètres du module SOLVER (figure **III.7**).



**Fig.III.7.** Conditions aux limites par le module CFX PRE

### ***III.3.2.4. CFX SOLVER***

Il permet de résoudre les équations de l'hydrodynamique modélisant le problème physique étudié. Toutes les spécifications du problème produites dans le module CFX PRE sont résolues par CFX SOLVER pour une erreur bien définie ou un nombre d'itération maximale. Tous les résultats sont stockés dans un fichier (\*.res).

### ***III.3.2.5. ANSYS CFX SOLVER MANAGER***

IL fournit une interface graphique au CFX SOLVER afin de fournir des informations sur l'évolution de la solution et une manière facile de le commander (figure **III.8**). Ces fonctions principales sont les suivantes :

- Spécifier les fichiers entrés pour le module SOLVER
- Lancer /arrêter l'ANSYS CFX SOLVER
- Modifier certain paramètre dans le fichier de définition
- Surveillez le progrès de la solution
- Installer l'ANSYS CFX SOLVER pour un calcul parallèle

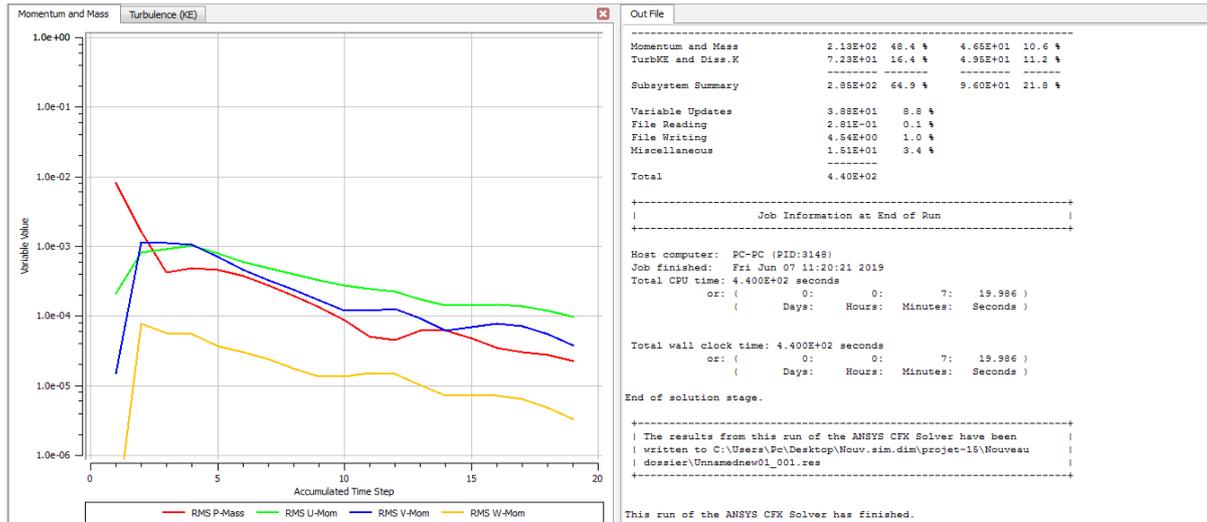


Fig.III.8. progression des calculs avec le module ANSYS CFX-SOLVER Manager

### III.3.2.6. ANSYS CFX POST

ANSYS CFX POST fournit les outils interactifs du graphisme, il permet la visualisation des résultats obtenus par le module CFX SOLVER à l'écran (figure III.9)

Il dispose d'outils graphiques très puissants permettant la présentation et l'analyse des résultats en forme de :

- Lignes de courant, champ de vitesse....
- Visualiser différents formats, pour tracer d'autres logiciels avec l'évolution des variables.

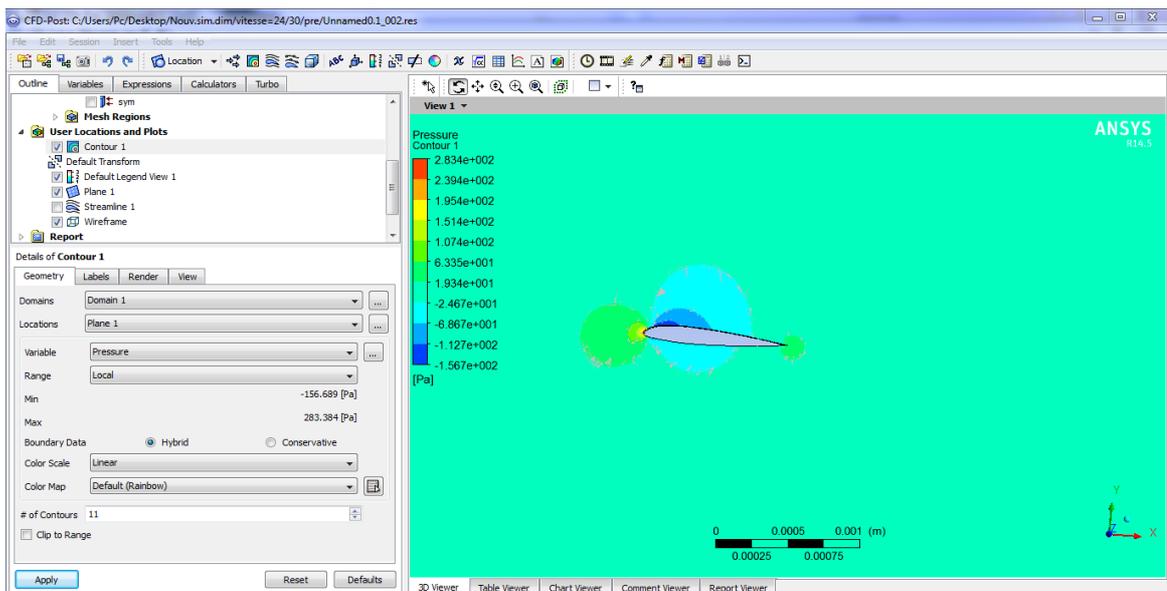


Fig.III.9. Visualisation des résultats dans Module ANSYS CFX-POST

### *Résultats et discussions*

On présente dans ce chapitre les résultats de notre étude qui porte sur l'écoulement autour des profils NACA. La distribution de vitesse, de pression et l'évaluation de coefficient de pression et de frottement sur le profil dissymétrique sont déterminées en recherchant l'influence de l'angle d'incidence du nombre de Reynolds de l'écoulement sur ces derniers.

Le but de la simulation numérique effectuée dans ce travail est de pouvoir maîtriser le code CFD afin de pouvoir visualiser les résultats obtenus sous forme de contours de pression et de vecteur de vitesse autour du profil d'ail NACA 23012, à savoir :

- ❖ L'écoulement de l'air autour du profil NACA 23012 à un grand nombre de Reynolds.
- ❖ Répartition de la pression sur la surface du profil.
- ❖ Etude de la variation de la vitesse sur la surface du profil.

Les hypothèses considérées pour le fluide sont :

- ❖ Le fluide est incompressible
- ❖ L'écoulement est bidimensionnel
- ❖ Le régime est turbulent

Les conditions aux limites sont :

Entrée du domaine : entrée du fluide (inlet)

- $V_{in} = 16,20$  m/s ( $V$  : vitesse de l'écoulement)
- $P = 1$  atm ( $P$  : pression de référence)

Sortie du domaine : sortie du fluide (outlet)

- $P = 0$  atm ( $P$  : pression relative, création d'un gradient de pression)

Parois du domaine : symmetry

Contour du profil : paroi solide

Dessous et dessus du domaine : parois solides

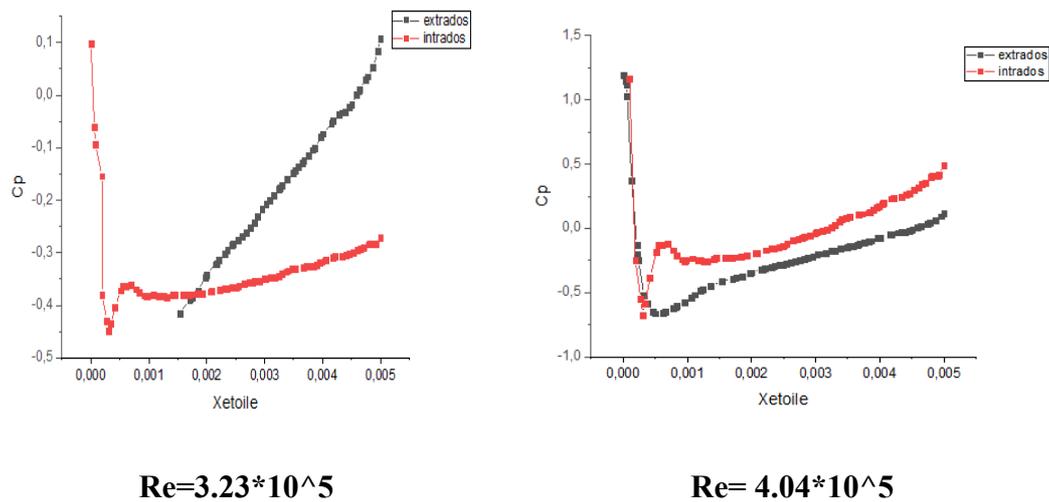
Les hypothèses concernant le fluide, les conditions initiales et les conditions aux limites sont introduites dans le code de calcul qui opère sur trois étapes : pré-processing, processing et post processing.

Pour la représentation graphique de nos résultats, on a utilisé le logiciel de graphisme ORIGIN 6.0

Le profil dissymétrique utilisé est NACA 23012, sur ce type de profil le point d'épaisseur maximale se trouve à 12% de la corde à partir du bord d'attaque.

#### ***IV.1. validation du code de calcul***

La figure IV.1 représente la distribution du coefficient de pression  $C_p$  autour du profil NACA 23012.



**Fig. IV.1.** *Distribution du coefficient de pression autour du profil NACA23012 a  $\alpha=0^\circ$ .*

## IV.2. contour de pression

La figure représente la distribution de la pression sur le profil NACA23012.

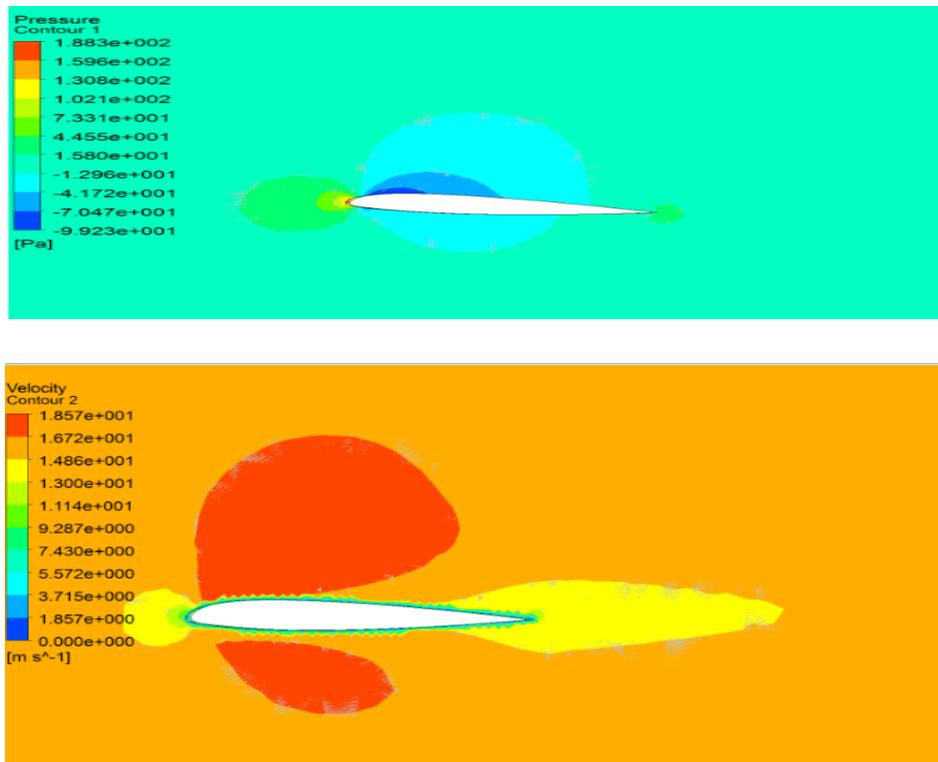


Fig. IV.2. Contours de pression et de vitesse sur le profil NACA23012,  $\alpha=0^\circ$ ,  $Re=3.23 \cdot 10^5$ .

### IV.2.1. L'effet de l'angle d'incidence sur le coefficient de pression

La figure IV.3 représente l'évolution du coefficient de pression sur le profil NACA 23012 pour différentes angle d'incidence ( $0^\circ, 15^\circ, -15^\circ, 30^\circ$ , et  $-30^\circ$ ).

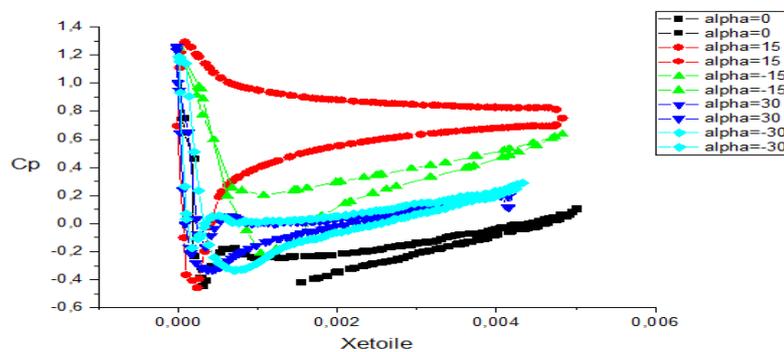
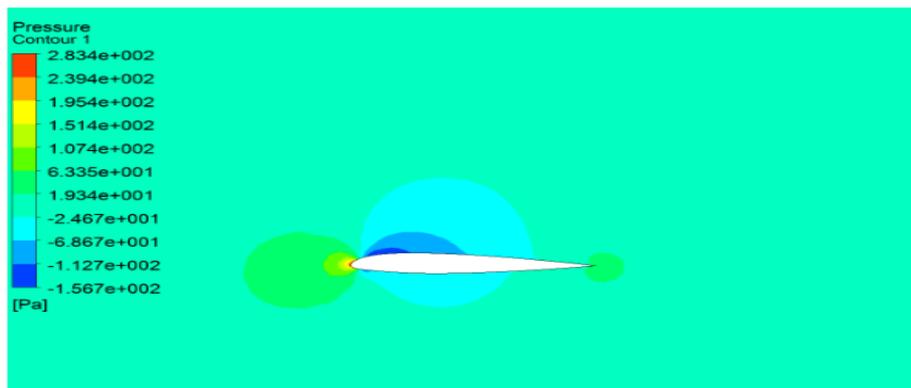


Fig. IV.3. Distribution de coefficient de pression sur le profil NACA23012 pour différentes valeurs de l'angle d'incidence a  $Re=4.04 \cdot 10^5$ .

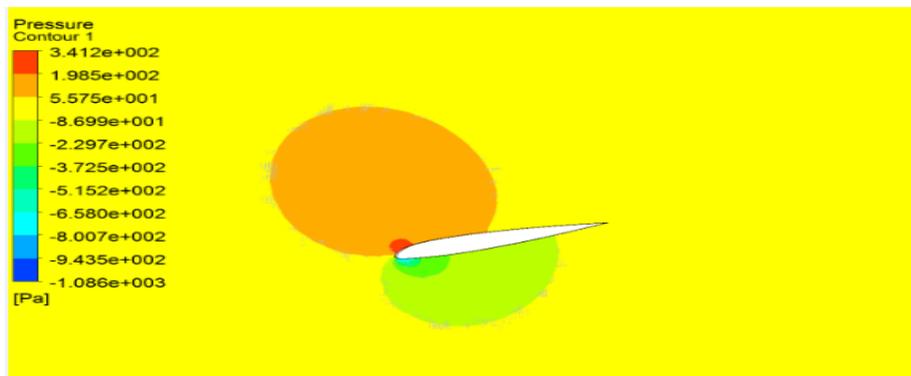
La figure IV.4 représente les contours de pression pour différents angles d'incidences ( $0^\circ$ ,  $15^\circ$ ,  $-15^\circ$ ,  $30^\circ$ , et  $-30^\circ$ ).

On remarque que la plus grande valeur de pression est au voisinage du bord d'attaque.

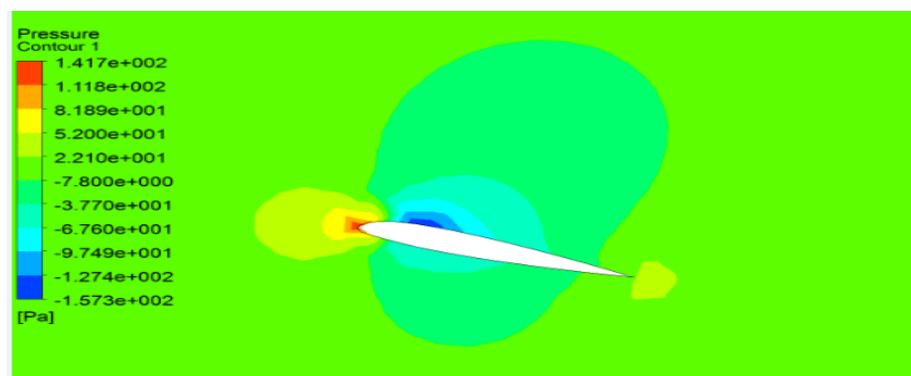
On constate aussi qu'il y a une dépression marquée sur l'extrados et une encore plus faible sous l'intrados et une légère turbulence près du bord de fuite.



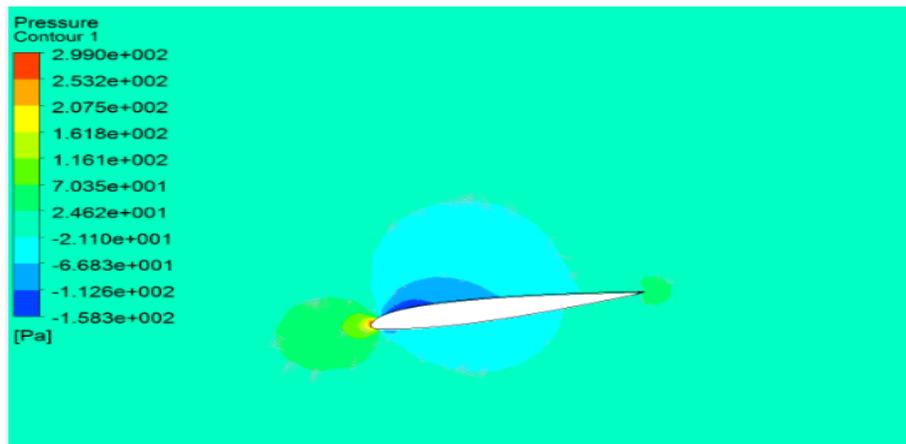
$\alpha = 0^\circ$



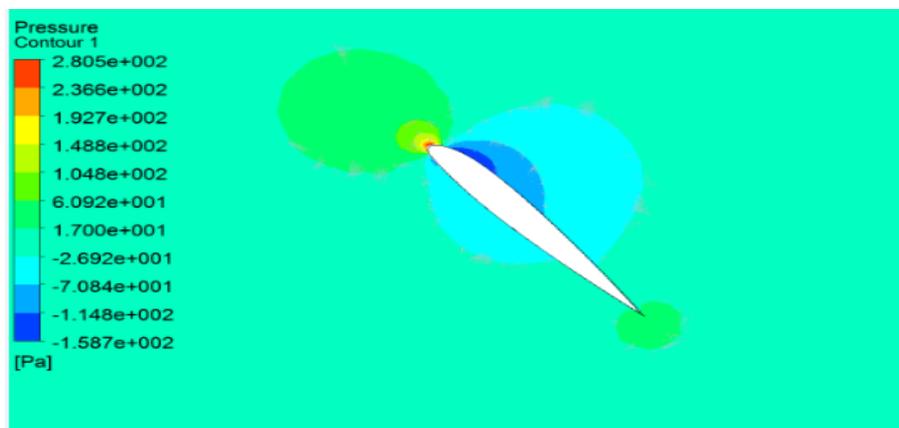
$\alpha = 15^\circ$



$\alpha = -15^\circ$



$$\alpha = 30^\circ$$



$$\alpha = -30^\circ$$

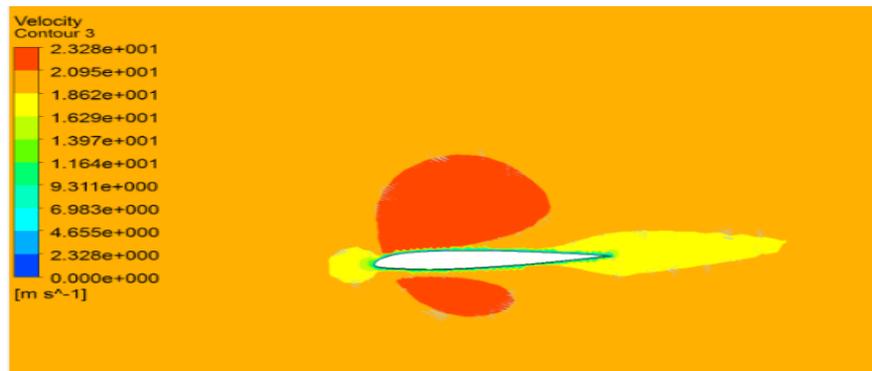
**Fig. IV.4.** Contour de pression sur le profil NACA23012 pour différentes valeurs de l'angle d'incidence à  $Re=4.04 \cdot 10^5$ .

### ***IV.3. Distribution de vitesse sur un profil***

La figure IV.5 représente les profils de la vitesse sur le profil NACA23012 pour différentes nombre de Reynolds.



$$Re = 3.23 \cdot 10^5$$



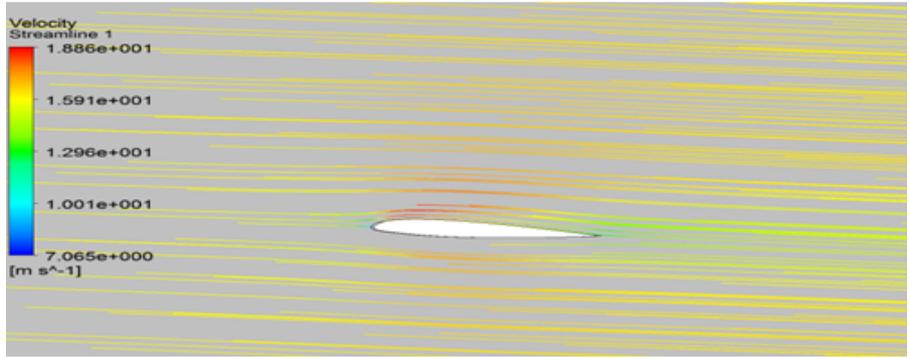
$$Re = 4.04 \cdot 10^5$$

**Fig. IV.5.** Distribution de la vitesse sur le profil NACA23012 pour différents nombre de Reynolds à  $\alpha = 0^\circ$ .

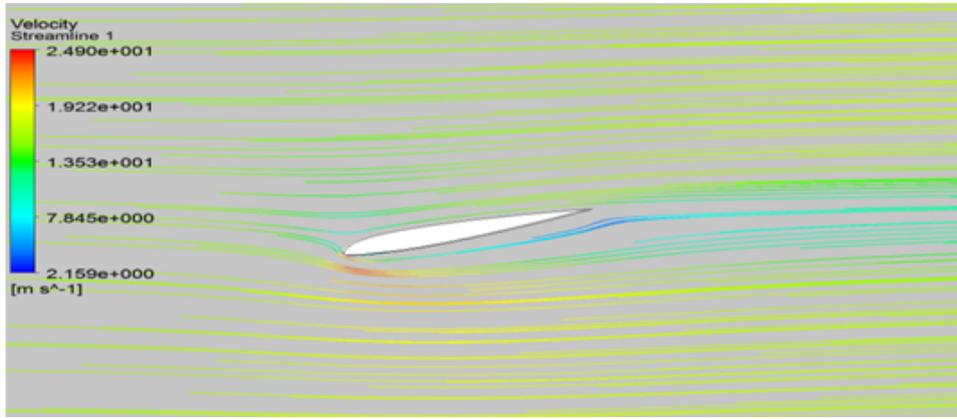
#### *IV.4. Lignes de courants*

La figure **IV.6** montre les lignes de courants pour les angles d'incidence ( $0^\circ, 15^\circ, -15^\circ, 30^\circ$  et  $-30^\circ$ ).

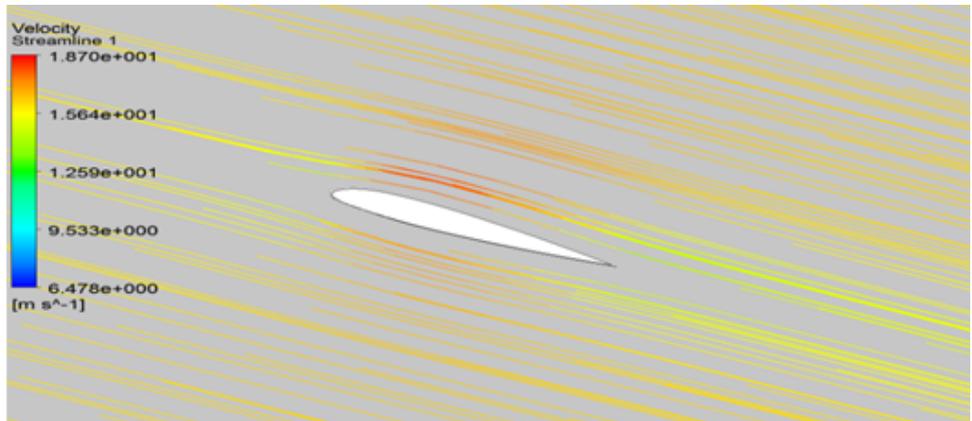
On remarque que pour l'angle  $\alpha = 0^\circ$  les filets fluides s'écoulent régulièrement autour du profil sans que leurs trajectoires soient sensiblement affectées, et pour les autres angles on voit clairement le détachement du fluide qui produit à la partie extrados du profil en créant une légère turbulence près du bord de fuite qui se propage en arrière de l'aile.



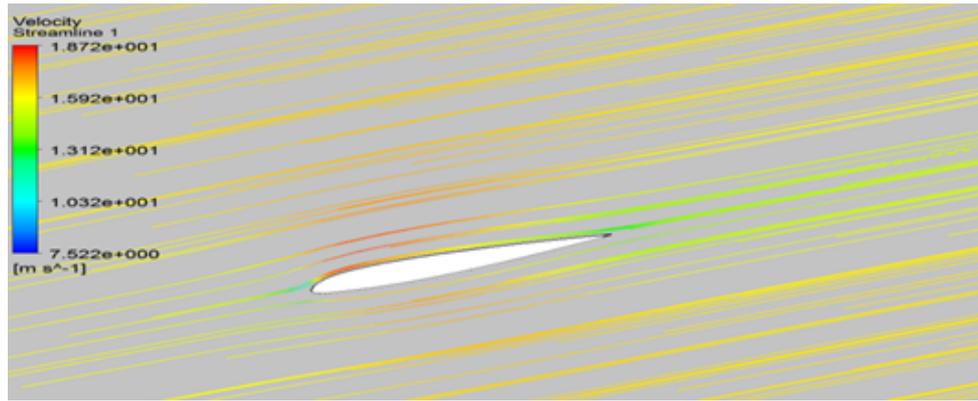
$\alpha = 0^\circ$



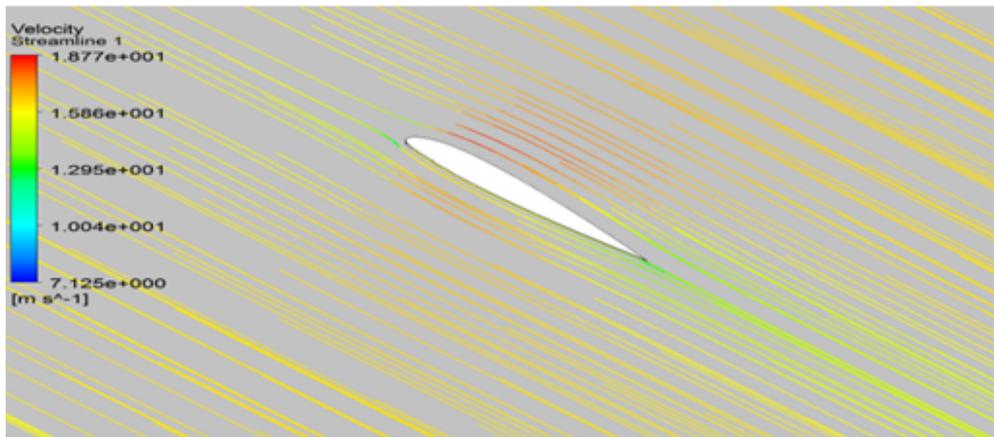
$\alpha = 15^\circ$



$\alpha = -15^\circ$



$$\alpha = 30^\circ$$



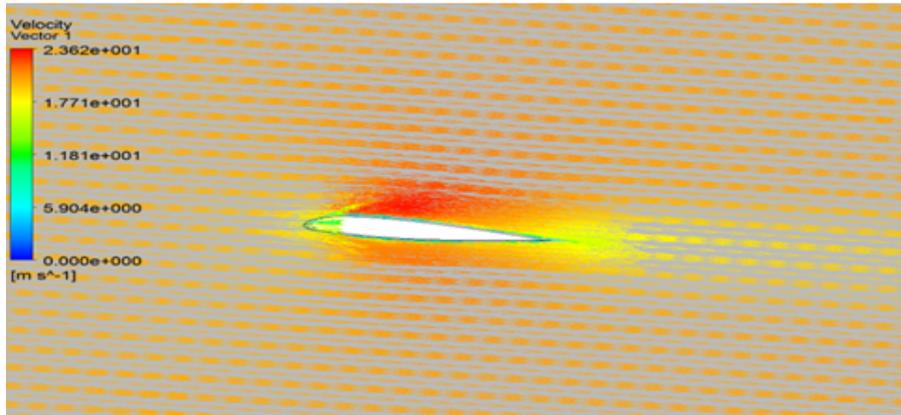
$$\alpha = -30^\circ$$

**Fig. IV.6.** Lignes de courant pour différentes angles d'incidence.

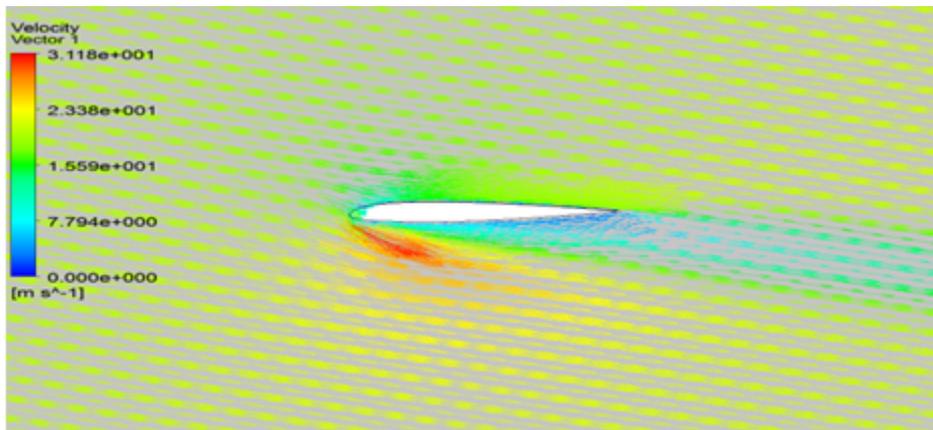
#### ***IV.5. Vecteurs de vitesses***

La figure **IV.7** montre les vecteurs de vitesses pour les angles d'incidence ( $0^\circ, 15^\circ, -15^\circ, 30^\circ$  et  $-30^\circ$ ).

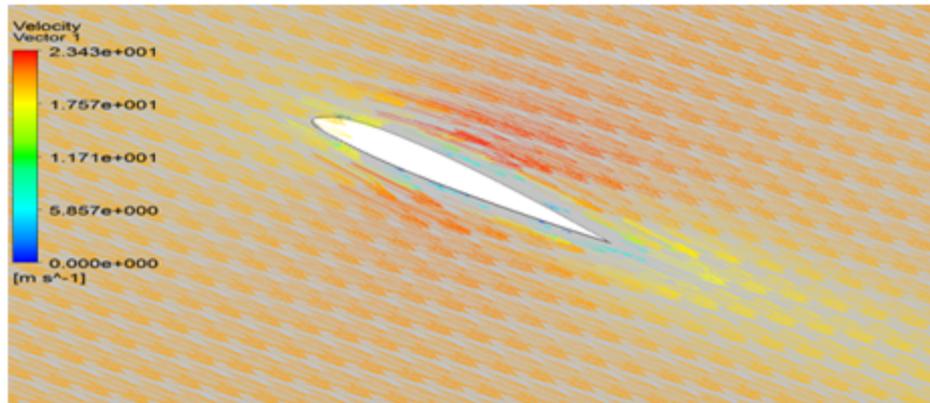
On remarque que pour tous les angles d'incidences, les vecteurs de vitesses sont tangentiels au profil quand on est proche du bord d'attaque, mais on voit un détachement des vecteurs sur l'extrados près du bord de fuite.



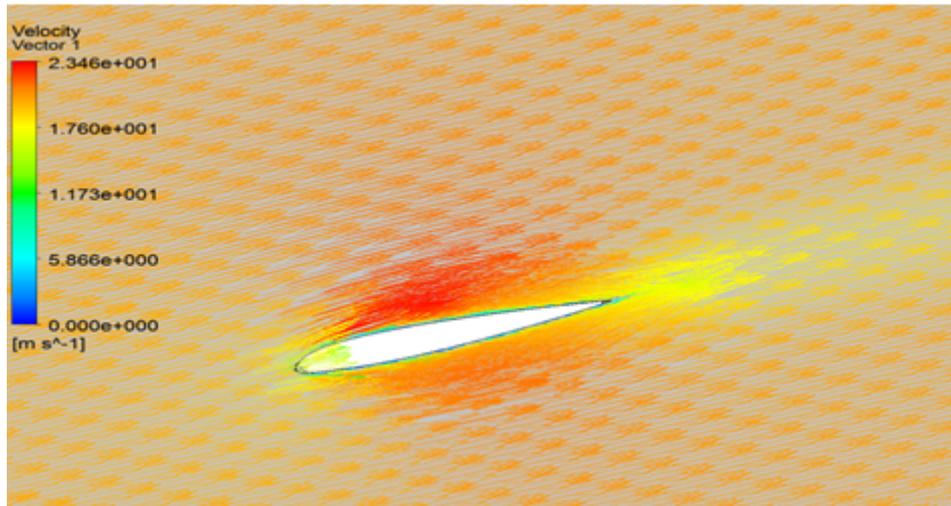
$\alpha = 0^\circ$



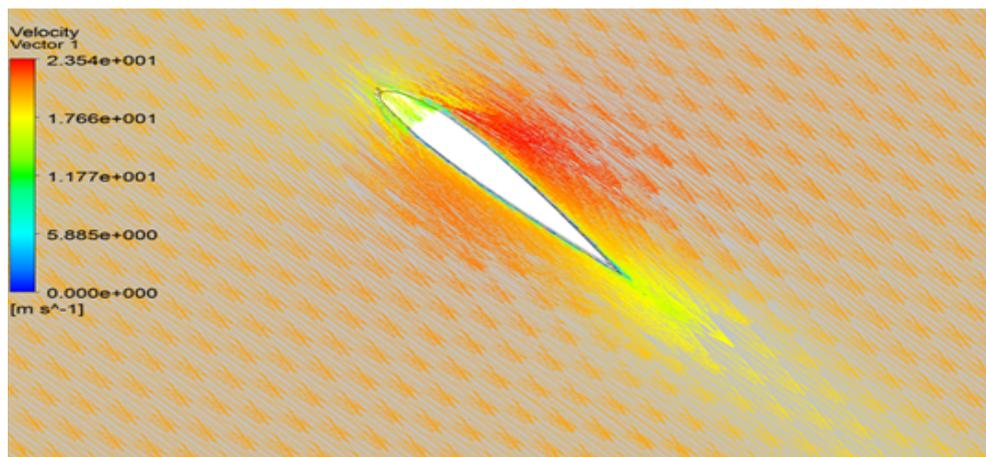
$\alpha = 15^\circ$



$\alpha = -15^\circ$



$$\alpha = 30^\circ$$



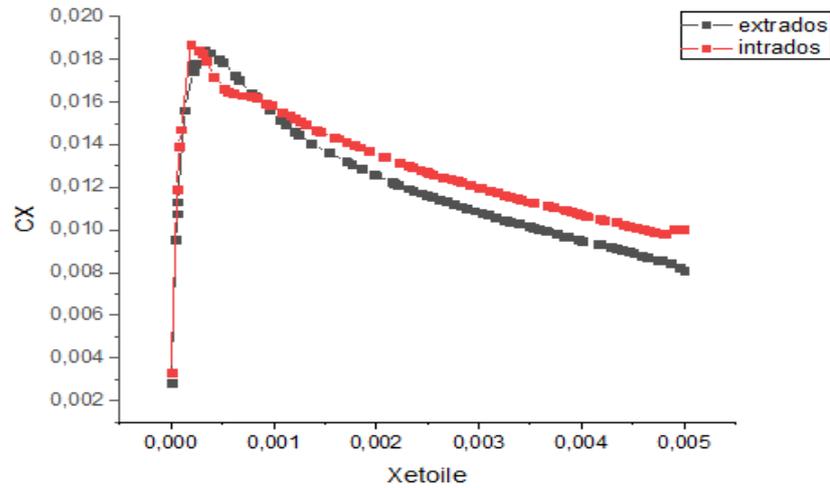
$$\alpha = -30^\circ$$

Fig. IV.7. Vecteur de vitesse pour différentes angle d'incidence

#### ***IV.6. coefficient de frottement***

La figure IV.8 représente l'évolution du coefficient de frottement.

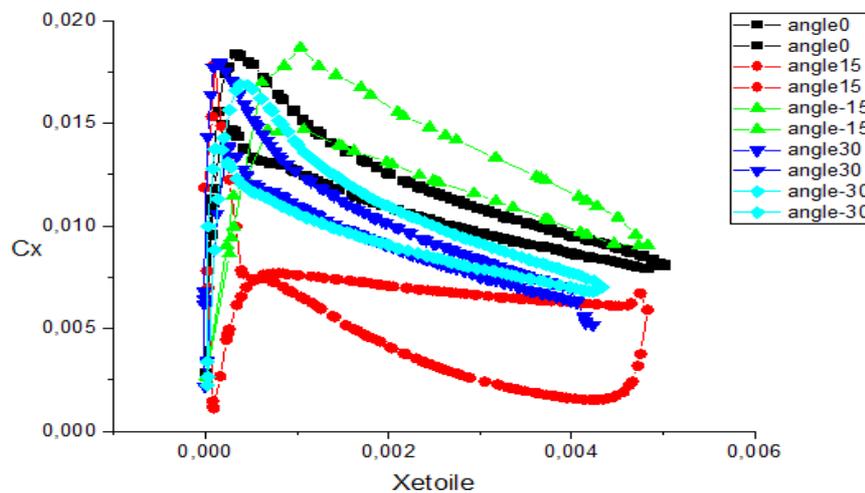
Cette coefficient est important ay voisinage du bord d'attaque, son maximum est  $C_x=0.019$  est qu'il décroît progressivement vers le bord de fuites.



**Fig. IV.8.** Distribution du coefficient de frottement autour d'un profil NACA 23012 a  $\alpha=0^\circ$ ,  $Re=4.04*10^5$ .

#### *IV.6.1.l'effet de l'angle d'incidence sur le coefficient de frottement*

La figure IV.9 représente l'évolution du coefficient du frottement qui augmente avec l'angle d'incidence.



**Fig. IV.9.** Distribution du coefficient de frottement autour d'un profil NACA 23012 pour différents angle d'incidence a  $Re=4.04*10^5$ .

# Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail:*

*A mon très Cher Père : Zaid.*

*A ma très Chère Mère : Khedidja.*

*A tous mes Frères*

*A tous mes sœurs*

*A mes chers et fidèles amis : Chafia, Kelthoum,  
Noussaiba.*

*Houda*

# Dédicaces

*Je dédie ce modeste travail:*

*A tous mes sœurs : Khadidja, Fatima Zohra et Asma*

*A tous mes Frères : Rachid, Ahmed*

*A mes chers et fidèles amis : Houda, Kelthoum,  
Noussaiba.*

*Chafia*

# *Remerciements*

En remercier le grand dieu pour le courage, la patience et la santé qui nous a donné pour suivre nos études.

En premier lieu nous tenons à remercier chaleureusement, notre encadreur: **Dr. Khatir Twafiq** qui n'a épargné aucun effort pour nous aider et diriger durant la réalisation de ce modeste travail. Nous lui somme très reconnaissant pour la patience dont il a fait preuve le long de ce projet qui a nécessité un travail de longue haleine.

Nous exprimons notre profonde gratitude au **Dr. Belabed Zakaria** qui m'a fait l'honneur de présider le jury de ce mémoire. Je lui suis très reconnaissant pour l'attention qu'il a portée à ce travail.

Je tiens à remercier également, **Mr. Chaaban Mustapha** d'avoir accepté d'être membre du Jury de soutenance.

Nous exprimons également notre profonde gratitude à tous les enseignants du département de mécanique, particulièrement aux : **Dr.Boukhadia Karima; Dr.Kaid noureddine; Dr.Benameur Benameur.**

Enfin, nous remercions toutes les personnes qui ont contribué de près ou de loin, à la réalisation de ce travail.

## *Introduction générale*

L'aérodynamique est l'une des branches de la mécanique des fluides. Elles sont spécialement réservées aux études de l'écoulement de l'air et plus pratiquement autour d'obstacles. C'est surtout autour des profils d'aile que ses applications deviennent de plus en plus étendues (turbomachines,.... Etc.) [1].

Le développement de l'aérodynamique a suivi celui d'autres sciences telles que l'information avec l'apparition d'ordinateurs de plus en plus puissants, malgré leur coût, les techniques expérimentales (essais en souffleries) et bien sûr, les mathématiques avec leurs grands progrès et contribution en techniques numériques pour la résolution en mécanique des fluides des équations des NAVIERS STOCKES généralisées [1].

En 1670 un jésuite, Francesco Lana, décrit un navire aérien qui reste le premier projet d'un engin plus léger que l'air, bien que je participe développé ne soit plus acceptable avec les connaissances actuelles.

En 1709 un moine brésilien, Bartolomeo Lourenco de Gusmao, aurait expérimenté un appareil construit par lui-même. Rien de très précis ne vient confirmer cette information.

En 1768, le « journal des savants » présentait un dessin de la machine volante de Beisner, avec laquelle il aurait effectué quelques essais de 'planement' avec succès.

Le 4 juin 1783, les frères Joseph et Etienne Montgolfier firent, pour la première fois, voler un ballon à air chaud à Annonay.

Le 19 septembre 1783, ils firent décoller de Versailles, un ballon à air chaud équipé d'une cage en osier dans laquelle ils avaient mis un mouton, un canard et un coq.

Le 21 novembre 1783, une nouvelle montgolfière décollait du château de la Muette avec son bord Pilatre de Rosier et le marquis d'Arlandes, après 25 minutes de vol, le premier voyage aérien se terminait près de la butte-aux-cailles.

Le 27 août 1783 le physicien Charles, aidé des frères Robert, mécaniciens de talent, faisait décoller un ballon rempli d'hydrogène du champ-de-Mars.

Le 1 décembre 1783 Charles et Robert le jeune, s'élevaient du bassin des tuileries avec un aérostat à hydrogène, après un vol de deux heures, ils se posaient près de la tour de Nesle ou

Robert descendit. Charles redécolla, seul a bord, pour un vol qui lui permit d'atteindre 3000 mètres de hauteur, il se posa ensuite à la Tourdu-Lay, au nord de l'Isle-Adam.

Le 7 janvier 1785 l'aéronaute français Blanchard, accompagné du médecin anglais Jeffries, effectuèrent la première traversée maritime de Douvres à Calais.

En 1852 le premier dirigeable à moteur (vapeur) permit à Henri Giffard de voler de Paris à Trappes d'une seule traite, le 24 septembre de cette année.

C'est Clément Ader qui inventa le nom « avion », cet ingénieur, déjà connu à l'époque pour ses travaux sur le téléphone réussit le premier vol d'un aéroplane emportant son moteur et son pilote le 9 octobre 1890.

Otto Lilienthal (1891-1896) est le père de l'aéronautique, ingénieur né en Poméranie, il pratique de très nombreuses expériences en vol sur des petits planeurs. Il mit en évidence l'aérodynamisme et la portance de l'aile, il fut le premier à voir l'intérêt de la courbure de l'aile. Otto décéda en 1896 au cours d'un vol, probablement lors d'un décrochage.

De 1901 à 1905, l'histoire de l'aviation est dominée par l'activité des frères Wright.

Dès 1902, ils avaient réussi à faire décoller un planeur évolué convenablement, de leur conception.

Le 17 décembre 1903 Orville Wright décolla un avion entièrement construit par eux, y compris le groupe motopropulseur. Ce vol dura 12 secondes pour un parcours de 36 mètres. Wilbur Wright prit la place de son frère pour le second vol et réussit 59 mètres en 11 secondes.

En France, Fernand Faure, passant du planeur à l'appareil à moteur réussit le premier essai d'un aéroplane équipé d'un moteur à explosion le 25 mai 1905 à Chalais-Meudon.

En 1907 Robert Esnault-Pelterie inventa le « manche à balai ».

En 1908 Henry Farman boucle le premier kilomètre en circuit fermé.

En 1910 Louis Blériot sur un monoplan de sa conception, équipé d'un moteur de 28 chevaux volait à 120 km/h.

L'entre-deux-guerres :

Cette période est marquée par de nombreuses tentatives de traversées de l'Atlantique nord. Elles furent toutes des échecs, jusqu'à la réussite de Charles Lindbergh le 27 mai 1927.

En 1933, tous les exploitants de transport aériens se regroupent et forment Air France.

En 1939-1945 la seconde guerre mondiale fut le théâtre de conflits aériens mythiques (la bataille d'Angleterre par ex). L'aviation fut énormément utilisée durant cette période.

En 1943 le premier bombardier à réaction est l'Ara Ar 234 Blitz.

En 1944 le premier avion à réaction entre en service, c'est le Messerschmitt 262.

En 1955 la caravelle (avion français) est le premier avion de ligne à réaction au monde.

En 1960 le Harrier est le premier appareil à décollage et atterrissage verticaux (ADAV).

En 1966 le premier vol du Boeing 747.

En 1969 vol du premier avion de ligne supersonique ; le Concorde.

En 1970 lancement de l'Airbus A300.

En 1982 lancement de l'Airbus A310.

En 1983 lancement de l'Airbus A 320.

En 1987 lancement des Airbus A330 et A340.

En 2005 lancement du transporteur long courrier A380 d'Airbus [2].

Les travaux de recherche actuels se basent essentiellement sur les déterminations des caractéristiques aérodynamiques des profils, et l'amélioration de leur rendement ce qui veut dire augmentation de leurs portances et diminution de leurs traînées, et cela constitue un défi majeur pour les aérodynamiciens, car elles impliquent une diminution de la consommation de combustible pour les machines axiales : une diminution à la fois des rejets chimiques dans l'atmosphère (intérêt écologique) une réduction du coût (intérêt économique), mais aussi l'amélioration de confort (réduction des nuisances sonores), pour ce faire d'importants efforts ont été fournis bien morale que matérielle : les progrès réalisés ces dernières décades dans le domaine informatique et technique ont permis la validation de modèles mathématiques permettant une approche fiable pour ces profils plus compliqués (profil cambré symétrique et asymétrique, mince ou épais) par le biais de codes de calcul de plus en plus performants tels que : FLUENT, XFOIL, ANSYS, STRAECM+ .....etc. [3].

Les profils aérodynamiques existent sous plusieurs formes et ont plusieurs normalisations parmi lesquelles nous pouvons énumérer NACA, Joukovski, FX, Göttingen,

Clark Y. Dans le présent travail nous utiliserons un profil de type NACA 23012, nous avons choisi un profil dissymétrique d'épaisseur relative de 12 % et de longueur de corde C.

Ce travail est décomposé en (04) chapitres :

- ❖ Premier chapitre : Caractéristique géométrique et aérodynamique des profils
- ❖ Deuxième chapitre : Interaction fluide-structure
- ❖ Troisième chapitre : étude numérique
- ❖ Quatrième chapitre : résultats et discussion

***Chapitre I :***  
***Caractéristique géométrique et aérodynamique des***  
***profils***

***Chapitre II :***  
***Interaction fluide-structure***

***Chapitre III :***  
***Etude Numérique***

***Chapitre IV :***  
***Résultats et Discussion***

## *Introduction Générale*

## ***ANNEXE***

*Les références bibliographiques*

- [1] BELGHAR Nouredine, « Analyse de l'influence du sillage engendré par l'aile sur les caractéristiques de la configuration infirmée : aile-fuselage-empennage », thèse université de Constantine, octobre 2011.
- [2] Cours BIA, historique aéronautique.
- [3] Benazouz Koceila et Ichalal Nacer « Simulation d'un écoulement autour d'un profil aérodynamique », mémoire de Master en génie mécanique énergétique, université de Bejaïa.2016.
- [4] Franck Richecoeur. « Mécaniques des fluides (aérodynamique). Équation générale, écoulement laminaire et turbulent autour d'un profil, couche limite ».2002.
- [5] Chami Ali Abdelhamid et Aidaoui Abdelmadjid. « Étude aérodynamique de l'aile NACA0012 en fonction de la variation du dièdre et la flèche », centre universitaire de Naama.2017.
- [6] Merabet Amel. « Analyse des caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion de différents profils sous l'effet des vitesses subsoniques ». Thèse de Doctorat en Génie Mécanique, université Mentouri de Constantine. 2012.
- [7] DANIEL Cauvin, « Aérodynamique, Mécanique du vol », Université Aéronautique Jean Mermoz, France, 1990.
- [8] Turbomachines thermiques. ALBIN BOLCS. STOCKHOLM / LAUSANNE. 2006/1993.
- [9] Klaa Eftikhar. « Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites ». Thèse du magister en Génie Mécanique université de Batna. 2015.
- [10] lazhar Bouchaour et L.Bahi, « étude d'un écoulement incompressible autour d'un profil tournante », thèse de magister en physique, université Mentouri Constantine, 2011.
- [11] RIADH Ben Hamouda, « Notions de mécanique des fluides », Centre de publication universitaire, Tunis, 2008.
- [12] ION Paraschivoiu, « Aérodynamique subsonique », Editions de l'école polytechnique de Montréal (Québec), Canada, 1998.
- [13] STEPHANE Chaussedent, « Statique et dynamique des fluides », université d'Angers, novembre 2011.
- [14] HUA Shan, LI Jiang and CHAOQUN Luis, « Direct numerical solution of flow separation around a NACA 0012 airfoil », Journal of Computers & Fluids, vol.34, pp 1096-1114, 2004.

- [15] RAYMOND Brun, « Manuel du Mécanicien et du Thermicien », Editions Techip, Paris, 1977.
- [16] ION Paraschivoiu, MICHEL Prud'homme, LUC Robillard et PARTICK Vasseur, « Mécanique des fluides », Presses internationales polytechnique, Ecole de Montréal, Canada, 2003.
- [17] PIERRE Louis, « Mécanique des fluides à masse volumique variable », Presses de l'école nationale des ponts et chaussées, Paris, 1997.
- [18] INGEL Ryhming, « Dynamique des fluides », Presses Polytechniques et universitaires Romandes, 2004.
- [19] R.K. Zeytounian, « Mécanique des fluides fondamentale », Université de Lille, France, 1991.
- [20] Cours aérodynamique et mécanique du vol (TOME II). Equipe aéronautique France. 2003.
- [21] Thierry Faure. « Dynamique des fluides appliquée (application à l'aérodynamique) » Université Paris 6-Pierre-et-Marie-Curie. Maison dunod.2007.
- [22] Raymond Comolet. « Mécanique expérimentale des fluides (dynamique des fluides réels, turbomachines) ». Université Paris 6-Pierre-et-Marie-Curie. Maison dunod.1999.
- [23] CHERRAD Adel Eddine, « Etude de l'écoulement transsonique autour d'un obstacle », thèse université de Batna, 2012.
- [24] Saadi Mohamed chérif. « Etude de la séparation de la couche limite sur un profil ». Thèse magister en physique énergétique université Mentouri Constantine. 2012.
- [25] Sébastien Bourgois. « Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile: analyse et contrôle ». Sciences de l'ingénieur [physics]. Université de Poitiers, 2006. Français.
- [26] L. Ryhming. Dynamique des fluides. Deuxième édition, revue et augmentée version PPUR\_étudiants. 1991, Presses polytechniques et universitaires romandes.

***Liste des figures***

Fig. I.1. Les éléments principaux d'un avion commercial actuel.....	9
Fig. I.2. Constitutions de l'aile.....	11
Fig. I.3. Géométrie du profil d'aile d'avion.....	12
Fig. I.4. Aile droit.....	13
Fig. I.5 Aile elliptique.....	14
Fig. I.6. Aile trapézoïdale.....	14
Fig. I.7. Aile volante.....	15
Fig. I.8. Aile delta.....	15
Fig. I.9. Aile delta avec empennage canard.....	15
Fig. I.10. Aile a géométrie variable.....	16
Fig. I.11. Aile gothique.....	16
Fig. I.12. Profil d'aile.....	17
Fig. I.13. Profil biconvexe symétrique.....	18
Fig. I.14. Profil biconvexe dissymétrique.....	18
Fig. I.15. Profil plan convexe.....	18
Fig. I.16. Profil creux.....	18
Fig. I.17. Profil a double courbure.....	19
Fig. I.18. Profil laminaire.....	19
Fig. I.19 Profil supercritique.....	19
Fig. I.20. Type des profils.....	24
Fig. II.1. Force s'exerçants sur un fluide .....	27
Fig. II.2. Notion de pression .....	28
Fig. II.3. Fluide Newtonien et fluide non Newtonien (épaississant et fluidifiant).....	30
Fig. II.4. Représente des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression .....	35
Fig. II.5. Variation de la pression en fonction de la section de passage selon le théorème de Bernoulli .....	36

Fig. II.6. Schémas de la couche limite sur une plaque .....	38
Fig. II.7. Profil de vitesse lors de décollement de la couche limite sur un corps profilé.....	39
Fig. II.8. Écoulement laminaire .....	39
Fig. II.9. Écoulement turbulent.....	40
Fig. II.10. Écoulement tourbillonnaire.....	40
Fig. III.1. Maillage à deux dimensions.....	45
Fig. III.2. Présentation d'un point d'intégration dans un volume de contrôle.....	46
Fig. III.3. Profil NACA 23012.....	48
Fig. III.4. Exemples de mailles utilisées en VF.....	49
Fig. III.5. Maillage du profil et du domaine.....	49
Fig. III.6. Structure générale d'ANSYS CFD 14.5.....	50
Fig. III.7. Conditions aux limites par le module CFX PRE.....	51
Fig. III.8. progression des calculs avec le module ANASYS CFX-SOLVER Manager.....	52
Fig. III.9. Visualisation des résultats dans Module ANSYS CFX-POST.....	52
Fig. IV.1. Distribution du coefficient de pression autour du profil NACA23012 a $\alpha=0^\circ$ .....	55
Fig. IV.2. Contours de pression et de vitesse sur le profil NACA23012, $\alpha=0^\circ$ , Re= $3.23 \cdot 10^5$ .....	56
Fig. IV.3. Distribution de coefficient de pression sur le profil NACA23012 pour différentes valeurs de l'angle d'incidence a Re= $4.04 \cdot 10^5$ .....	56
Fig. IV.4. Contour de pression sur le profil NACA23012 pour différentes valeurs de l'angle d'incidence a Re= $4.04 \cdot 10^5$ .....	58
Fig. IV.5. Distribution de la vitesse sur le profil NACA23012 pour différentes nombre de Reynolds a $\alpha=0^\circ$ .....	59
Fig. IV.6. Lignes de courant pour différentes angles d'incidence.....	61
Fig. IV.7. Vecteur de vitesse pour différentes angle d'incidence.....	63
Fig. IV.8. Distribution du coefficient de frottement autour d'un profil NACA 23012 a $\alpha=0^\circ$ , Re= $4.04 \cdot 10^5$ .....	64

Fig. IV.9. Distribution du coefficient de frottement autour d'un profil NACA 23012 pour différents angle d'incidence a  $Re=4.04*10^5$ .....64

*Liste des tableaux*

---

*Liste des tableaux*

Tab. I.1. Désignation du profil a quatre chiffres NACA 2415.....	21
Tab. I.2. Désignation du profil a quatre chiffres NACA 0012.....	21
Tab. I.3. Désignation du profil a cinq chiffres NACA 23012 .....	21
Tab. I.4. Désignation du profil a six chiffres NACA661012 .....	22
Tab. I.5. Désignation du profil laminaire NACA 64,1-215.....	23
Tab.III.1. propriété du Maillage.....	49

***Nomenclature***

***Notations usuels :***

C : corde

$\vec{F}$  : Forces totales appliquées au fluide (Kg.m/s<sup>2</sup>)

$\vec{F}_T$  : Force tangentielle appliquée au fluide (Kg.m/s<sup>2</sup>)

$\vec{F}_N$  : Force normale appliquée au fluide (Kg.m/s<sup>2</sup>)

$F_x$  : Force de trainée (Kg.m/s<sup>2</sup>)

$F_z$  : Force de portance (Kg.m/s<sup>2</sup>)

$h$  : Enthalpie par unité de masse (J/Kg)

$m$  : Masse du fluide (Kg)

$\vec{n}$  : Vecteur unitaire normal a un élément de surface

P : pression local du fluide (Kg/ms<sup>2</sup>)

$P$  : Force de portance (Kg/ms<sup>2</sup>)

$\hat{p}$  : Tenseur des contraintes totales (Kg/ms<sup>2</sup>)

R : constante des gaz parfaits (J/mol.K)

S : entropie par unité de masse (J/Kg)

$s$  : surface élémentaire (m<sup>2</sup>)

T : température du fluide (K)

t : temps

$\vartheta$  : Volume élémentaire (m<sup>3</sup>)

x,y : les coordonnées cartésiennes

$X, Y$  : Les coordonnées adimensionnelles

$v$  : Composante verticale de la vectrice vitesse (m/s)

***Symbole Grecque :***

$\alpha$  : Angle d'incidence (°)

$\gamma$  : Coefficient de dilatation cubique a pression constante

$\lambda$  : Conductivité thermique (W/m.K)

## *Nomenclature*

---

$\mu$  : viscosité dynamique (N.s/m<sup>2</sup>)

$\rho$  : masse volumique (Kg/s<sup>2</sup>)

$\Sigma$  : surface de contrôle (m<sup>2</sup>)

$\tau$  : contrainte de cisaillement (N/m<sup>2</sup>)

$\nu$  : viscosité cinématique (m<sup>2</sup>/s)

$\phi$  : potentiel total vitesse (m<sup>2</sup>/s)

### ***Nombres sans dimensions :***

$C_p$  : Coefficient de pression

$C_m$  : Coefficient de couple

$C_l$  : Coefficient de portance

$C_d$  : Coefficient de traînée

f : la finesse

$R_e$  : Nombre de Reynolds

### ***Abréviation :***

CFD : Computational Fluid Dynamics

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics

MVF: La méthode des volumes finis

## **Résumé**

Le travail de ce mémoire, a pour but d'étudier numériquement le comportement des caractéristiques aérodynamique de l'écoulement d'un fluide autour d'un profil de l'aile NACA23012.

Pour avoir plus d'informations sur les coefficients aérodynamique des différentes configurations pour un écoulement bidimensionnel en régime turbulent pour un fluide incompressible, une étude a été entamé par simulation turbulent, on a employé le modèle de turbulence K- $\epsilon$  en utilisant le code calcul ANSYS CFD 14.5.

Cette étude, nous a conduits à s'intéresser en premier lieu, au champ dynamique des vitesses, au champ de pression et les profils des coefficients aérodynamique, en second lieu, nous avons comparé les coefficients aérodynamiques pour les différentes configurations.

**Mots clés:** aérodynamique, profil, aile, NACA, ANSYS.

## **Abstract**

The purpose of this thesis is to study numerically the behavior of the characteristics aerodynamic flow of a fluid around wing NACA23012 profile.

For more information on the aerodynamic coefficients of the different configurations for a two-dimensional flow in a turbulent regime for an incompressible fluid, a study was initiated by numerical simulation.

To manage turbulent flow, the turbulence model K- $\epsilon$  was used using the ANSYS CFD calculation 14.5.

This study led us to focus first of all on the dynamic field of velocities, pressure field and aerodynamic coefficient profiles; second, we compared the aerodynamic coefficients for the different configuration.

**Keywords:** aerodynamics, airfoil, wing ,NACA, ANSYS.

## ملخص

الغرض من هذه الأطروحة هو دراسة عدديا لسلوك الخصائص التدفق الديناميكي الهوائي لسائل حول ملف تعريف NACA23012

لمزيد من المعلومات حول المعاملات الديناميكية الهوائية للتكوينات المختلفة لتدفق ثنائي الأبعاد في نظام مضطرب لسائل غير قابل للضغط بدأت الدراسة عن طريق المحاكاة العددية

الاضطراب باستخدام حساب ANSYS CFD 14.5 K-ε لإدارة التدفق المضطرب, تم استخدام نموذج

قادتنا هذه الدراسة إلى التركيز أولاً على المجال الديناميكي للسرعات مجال الضغط و ملامح معامل الديناميكية الهوائية , ثانياً, قارنا المعاملات الديناميكية الهوائية لمختلف التكوينات

**كلمات البحث:** الديناميكية الهوائية, جناح

***Table des matières***

Remerciement	
Dédicace	
Tables des matières	
Liste des figures	
Liste des tableaux	
Nomenclature	
Résumé et Abstract .....	1
Introduction générale .....	4

***Chapitre I :***

***Caractéristique géométrique et aérodynamique des profils***

I.1. la structure d'un avion .....	9
I.2. paramètres géométrique des profils de l'aile d'avion .....	11
I.2.1. l'aile d'avion .....	11
I.2.1.a. Définition de l'aile .....	11
I.2.1.b. Caractéristique géométrique de l'aile.....	11
I.2.2. Différentes forme d'aile d'avion .....	13
I.3. profil d'aile.....	17
I.3.1. Forme géométrique des profils d'ailes.....	17
I.3.2. Types des profils d'aile.....	20
I.4. les profils de types NACA.....	20
I.4.1. Famille de profils a quatre chiffres .....	20
I.4.2. Famille de profils a cinq chiffres.....	21
I.4.3. Famille de profil a six chiffres .....	22
I.4.4. Famille des profils laminaires .....	22
I.5. Choix d'un profil .....	23

**Chapitre II :**

***Interaction fluide-structure***

II.1. Concept de la mécanique des fluides .....	26
II.2. Notions de fluides.....	26
II.2.1. Fluide parfait.....	26
II.2.2. Fluide réel .....	27
II.3. Variable fondamentales.....	27
II.3.1. La pression .....	27
II.3.2. La masse volumique.....	28
II.3.3. La viscosité.....	28
II.3.3.1. Fluides Newtoniens.....	29
II.3.3.2. Fluides non Newtoniens.....	29
II.3.4. Vitesse d'écoulement.....	30
II.4. Régimes d'écoulement.....	30
II.4.1. Ecoulement laminaire et turbulent .....	30
II.4.2. Ecoulement permanant et transitoire.....	31
II.4.3. Ecoulement bidimensionnel et unidimensionnel.....	31
II.4.4. Ecoulement compressible et incompressible .....	31
II.5. Equations fondamentaux.....	31
II.5.1. Equation de continuité .....	32
II.5.2. Equation de quantité de mouvement .....	33
II.5.3. Equation d'énergie.....	34
II.6. Notions de base en aérodynamique.....	35
II.6.1. Portance .....	35
II.6.1.a. Selon l'effet coanda et la loi Newton .....	36
II.6.1.b. Selon le théorème de Kutta-Jukowski .....	36
II.6.1.c. Selon le théorème de Bernoulli .....	36

II.6.2. La trainée.....	37
II.6.2.1. La trainée de forme .....	37
II.6.2.2. La trainée de sillage.....	37
II.6.2.3. La trainée induite .....	37
II.6.3. Coefficient de pression .....	37
II.6.4. Finesse aérodynamique.....	37
II.6.5. Centre de poussée .....	38
II.7. Couche limite .....	38
II.7.1. Définition .....	38
II.7.2. Contexte physique du décollement de la couche limite.....	38
II.8. Ecoulement de l'air .....	39
II.9. Interaction fluide-structure.....	40

***Chapitre III :***

***Etude Numérique***

III.I. Introduction .....	43
III.2. Description de méthode de volume finis.....	43
III.2.1. Principe de la méthode des volumes finis .....	44
III.2.2. Etapes de résolution .....	44
III.2.2.1. Maillage .....	44
III.2.2.2. Discrétisation .....	45
III.2.2.3 Résolution des équations.....	45
III.3. ANSYS ICEM CFD ET ANSYS CFX 14.5.....	47
III.3.1. ANSYS ICEM CFD 14.5.....	47
III.3.1.1. GENERATION DE LA GEOMETRIE.....	48
III.3.1.2. GENERATION DU MAILLAGE.....	48

III.3.2. ANSYS CFX 14.5.....	50
III.3.2.1. Méthode de résolution.....	50
III.3.2.2. PRESENTATION DU CODE DE CALCUL ANSYS CFX 14.5.....	50
III.3.2.3. ANSYS CFX.PRE.....	51
III.3.2.4. CFX SOLVER.....	51
III.3.2.5. ANSYS CFX SOLVER MANAGER.....	51
III.3.2.6. ANSYS CFX POST.....	52

***Chapitre IV :***

***Résultats et Discussion***

IV.1. Validation du code de calcul.....	55
IV.2. Contour de pression.....	56
IV.2.1.L'effet de l'angle d'incidence sur le coefficient de pression.....	56
IV.3. Distribution de vitesse sur un profil.....	58
IV.4.Lignes de courants .....	59
IV.5.Vecteurs de vitesses .....	61
IV.6. Coefficient de frottement .....	63
IV.6.1.L'effet de l'angle d'incidence sur le coefficient de frottement.....	64