

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'enseignement Supérieur Et de la Recherche scientifique

Center Université Salhi Ahmed- NAAMA

Faculté des Sciences et de la Technologie

Département de Génie Mécanique

Mémoire du Projet de Fin d'Etude Pour l'obtention de diplôme

Master 2

« Génie Mécanique »

Option :

«Energétique »

THEME :

ETUDE D'AERODYNAMIQUE D'UN PROFIL NACA 0012

Présenté par :

- Saihi Aicha.
- AbiddineNadjat.

Devant le jury composé de :

Dr. D.M. Medjahed:Président ; center Université de NAAMA.

Dr. T. Brahimi: Examineur ; center Université de NAAMA.

Dr. N. Bounoua : Encadreur ; center Université de NAAMA.

Soutenu le : 07/07/2019

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ

DÉDICACE :

Avant tous je dis EL Hamdou Lillah qui m'a aidé à terminer ce travail, Je dédiece modeste travail :

A Mes chers parents:

Saihi MohemMed et Rabia

Que je respecte beaucoup, car ils m'ont tous donné dans ma vie personnel et

Professionnel et je souhaite que je rembourse tous ces sacrifices,

Ma chère sœur : Amina

A mon frère: Ali, Mostapha, Houcine

Ma grande mère

À toute la famille

A mes chers et fidèles amis : Ahmed, Maryeme, Karima, sana

A mon binôme : Abiddine Nadjat

A tous mes amis chacun par son nom

À tous ceux qui ont participé de près ou de loin pour la réalisation de ce travail,

Et A toute la promotion Génie mécanique énergétique.

SAIHI AICHA

DÉDICACE :

Je dédie ce modeste travail:

A mon très Cher Père : Brahim Abiddine.

A ma très Chère Mère : Fatma.

A tous mes Frères : Mounir, Redwane , Idriss, Rafik,

A mon sœur : souad ;sara.

A mes chers et fidèles amis : Marawa, Imane, Fatima.

A mon binôme : Saihi Aicha

A toute la promotion Génie mécanique énergétique.

ABIDDINE NADJET

Remerciements :

Tout d'abord, Nous remercions le Dieu, notre créateur de nos avoir donné les forces Pour accomplir ce travail.

Premièrement et avant tout, nous adressons le grand remerciement à notre encadreur : Mr. N.BOUNOUA qui n'a épargné aucun effort pour nos 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 voulons également remercier tous les étudiants de notre promotion et nous souhaitons le bon courage à tous les étudiants pour finir ces études.

Nous exprimons mes remerciements et ma gratitude à tous les membres du jury.

Nous exprimons également ma profonde gratitude à tous les Enseignants du département de mécanique, particulièrement aux :
Dr ; KAID Nouredine ; Dr. BOUIGHI Habib ; Dr. MEDJAHED

Enfin, nous remercions toutes les personnes qui ont contribué de près

Ou de loin, à la réalisation de ce travail.

Sommaire :

Introduction.....	1
I.1 – Historique du développement du profil d’aile de type NACA.....	2
1.2-Généralité De L’aérodynamique	3
1.3-Définition De L’aérodynamique	4
1.4-Objectifs	4
1.5-Méthodes numériques et expérimentales en aérodynamique	4
I.6-Les différentes approches en aérodynamiques sont	6
I.6.1- Aérodynamique théorique	6
I.6.2-Aérodynamique appliquée	6
I.6.3-Aérodynamique Expérimentale.....	6
I.6.4- Aérodynamique numérique.....	6
I.7- Nouvelle approche pour le calcul des ailes subsoniques de grand allongement.....	7
I.8-Place de l’aérodynamique vis-à-vis des autres matières relevant de la Mécanique	8
I.9 -PRINCIPALES PROPRIÉTÉS DE L’AIR.....	8
I.9.1- Caractéristiques de l’air	8
I.9.2- Les écoulements de l’air	9
a. Ecoulement laminaire	9
b. Ecoulement turbulent.....	9
c. Ecoulement tourbillonnaire	9
I.9.3- Résistance de l’air	10
I.9.4- Influence de la forme	10
I.10- profil De NACA	10

I.10.1-Génération des profils NACA	10
I.10.2-Définition analytique du profil	11
I.10.3- profils aérodynamiques	11
I.10.3.1- Définitions géométriques des profils.....	11
I.10.3. 2- Classification géométrique des profils.....	12
I.10.3.3- Désignation d'un profil	13
I.10.3.4- les Famille de profil	13
a) Famille de profil à 4chiffres	14
b) Famille de profil à 5chiffres	14
c) Profils NACA laminaire.....	14
I.10.4- Estimation de la traînée	14
I.10.5- Choix d'un profil	15
I.10.6- Caractéristiques géométriques d'un profil	16
I.10.7- Ecoulement autour d'un profil d'aile.....	17
I.10.7.1- Ecoulement autour d'un profil symétrique.....	18
I.10.7.2- Courbes de portance et de traînée pour un profil symétrique.....	19
I.11- Conclusion	20
I.12- Remarques	20
II-Etude théorique	22
II.1 -Notions de base en aérodynamique.....	22
II.1.1.Définition.....	22
II.1.2 : Equation de la courbure des profils utilisés	22
II.1.3-Forces et moments aérodynamiques.....	22
II.2- Lois de l'aérodynamique	23

II.2.1 Forces aérodynamiques dans le domaine subsonique	23
II.2.1.1.Définition du Domaine Subsonique	23
III.2.1.2Répartition des pressions	24
II.2.2.Les force des profils aérodynamiques	24
II.2.2.1.la Portance	25
a. Selon l'effet Coanda et la loi de Newton	25
b. Selon le théorème de Kutta-Jukowski.....	25
c. Selon le théorème de Bernoulli	25
II.2.2.2-La traînée	26
II.2.3 -Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée	27
II.3-Coefficient de pression (Le nombre d'Euler).....	28
II.4 les caractéristiques aérodynamiques du profil d'aile de l'avion.....	28
II.4.1- Le centre aérodynamique	30
II.4.2- La pente de la portance de la section (lift curve slope)	30
II.5 -Les obstacles aérodynamiques.....	31
II.6- Finesse aérodynamique	31
II.7- Centre de poussée	31
II.8-Couche limite	32
II.8.1-Définition	32
III.8.2- Contexte physique du décollement de la couche limite	32
II.11- État de l'art.....	33
II.9- définitions de quelques nombres adimensionnels	34
II.9.1- Nombre de Reynolds	34
II.10- Régimes d'écoulements:.....	34
II.10.1. Ecoulement laminaire et turbulent.....	34

II.10.2-Ecoulement permanent et transitoire.....	35
II.10. 3- Ecoulement bidimensionnel et unidimensionnel.....	35
III.10.4-Ecoulement rotationnel et irrotationnel	35
II.10.5-Ecoulement compressible et incompressible.....	36
II.11- La vitesse du son.....	36
II.12- Nombre de Mach	37
II.13- Classification des écoulements selon le nombre de Mach.....	38
III.1-Introduction	39
III.2-Modélisation géométrique	39
III.3-Equations de base	40
III.4- Equations de Navier-Stokes pour un fluide incompressible.....	41
III.4.1-Hypothèses simplificatrices	41
III.4.2- Equation de continuité	41
III.4.3-Equation de quantité de mouvement suivant x	42
III.4.4- Equation de quantité de mouvement suivant y	42
IV.1- Introduction	43
IV.2.Effet De L' Angel D'attaque	43
IV.3.Effet Epaisseur Maximale Du Profil	45
IV.4-Effet Du Nombre De Reynolds	47
IV.5- Comparaison Entre Le Profil NACA0012 Et D'autre Profil Non Symétrique	49
Conclusion.....	51

CONCLUSION GENERALE

Nomenclature :

Notations usuels:

e : épaisseur maximal (m)

c : longueur de la corde (m)

r : Le rayon de courbure au bord d'attaque.

t : l'épaisseur relative maximale du profil

\bar{C} : Couple

\bar{F} : La force (kg /m .s²)

\bar{V} : La vitesse

\bar{M} : Le moment aérodynamique (N.m)

L : Longueur caractéristique de l'obstacle (m)

S : La surface de l'aile (m²)

V : vitesse de l'aile (m)

P_{dy} : La pression dynamique (kg /ms²)

P_{∞} : La pression initiale de l'écoulement (kg /ms²)

μ : viscosité dynamique

φ : Potentiel total vitesse

γ : coefficient de dilatation cubique à pression constante

F_A : Force d'inertie

F_C : Force dues à la compressibilité

C : vitesse de son (m.s⁻¹)

m : Cambrure maximale

p : Position du maximale

u : vitesse par rapport l'axe x (m)

v : vitesse par rapport l'axe y (m)

C_p : chaleur spécifique à pression constante (J/Kg .k)

C_v : chaleur spécifique à volume constante (J/Kg .k)

L : longueur caractéristique de l'obstacle (m)

M : masse molaire (kg /mol)

m : masse du fluide (kg)

P : pression local du fluide(kg.m⁻¹.s⁻²)

P ;F_z: force de portance (kg /ms²)

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

T : température du fluide(k)

T ;F_x : force de trainée (kg /ms²)

U_∞ : vitesse parallèle à l'infini (m/s)

ϑ: volume élémentaire(m³)

x, y :les coordonnées adimensionnelles

u, v, w : composantes de la vitesse suivant x, y, z.

Symbole Grecque :

α: angle d'incidence (°)

λ: conductivité thermique (W /m.k)

μ: viscosité dynamique(kg.m⁻¹.s⁻¹)

ρ: Masse volumique(kg.m⁻³)

ν: Viscosité cinématique (m²/s)

ν : viscosité cinématique de l'écoulement (m².s⁻¹)

Nombres sans dimensions :

C_m : coefficient de couple

C_p : coefficient de pression

C_x, C_d : coefficient de trainé

C_z, C_L : coefficient de portance

f : la finesse

M : nombre de Mach

Re : nombre de Reynolds

Abréviations :

- NACA : National Advisory Committee for Aeronautics
- $k-\omega$: Modèles de turbulence à premier ordre
- SST : shear-stress turbulent
- $k-\varepsilon$: Modèles de turbulence de deuxième ordre
- PIV Particle Image Velocimetry,
- POD Modes Propres Orthogonaux
- RANS Reynolds Averaged Navier-Stokes (Moyennisation des équations de Navier-Stokes par décomposition de Reynolds)
- AOA angle of attack

Liste des figures :

Figure.I-1 : différents types de profils NACA [03].

Figure. I-2 :Représente La Place de l'aérodynamique vis-à-vis des autres matières relevant de la Mécanique [15]

Figure.I-3:Ecoulement Du Fluide laminaire [64]

Figure.I-4 :Ecoulement Du Fluide turbulent [64]

Figure 1.5: Ecoulement Du Fluide tourbillonnaire[64]

Figure.I-6 :Évolution de la résistance de l'air en fonction de la forme de l'obstacle[04].

Figure.I-7 :présente analytique du profil [18]

Figure.I-8 :Définition géométrique d'un profil d'aile [19]

Figure.I-9:Classification géométrique des profils d'aile [20]

Figure .I-10:types de profiles [03].

Figure .I-11 :Caractéristiques géométriques du profil [61]

Figure .I-12: Ecoulement autour d'un profil d'aile [20]

Figure .I.13: Ecoulement des filets fluide autour d'un profil et distribution de la pression a) $\alpha=0^\circ$; b) $\alpha=5^\circ$ à 10° [19]

Figure. I.14: Profil symétrique en décrochage statique [19]

Figure. I.15: Courbes de portance et de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour u Profil NACA 0012 $Re=$ [19]

Figure II.1- Types de profils [27]

Figure. II.2- Système de force aérodynamique s'exerçant sur un obstacle [29]

Figure II.3-distribution de pression sur un profil d'aile d'avion

Figure II.4-Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression [04].

Figure II.5- Variation de la pression en fonction de la section de passage selon le théorème de Bernoulli [04]

Figure II.6- Forces aérodynamiques sur un profil [56]

Figure II.7- courbe de portance

Figure II.8- courbe de traînée

Figure II.9- courbe de centre de poussée ET du coefficient de moment

Figure II.10- courbe de finesse

Figure II- Les caractéristiques aérodynamiques du profil d'aile d'avion

Figure II.11- Schémas de la couche limite sur une plaque [51].

Figure II.12- Profil de vitesse lors de décollement de la couche limite sur un corps profilé [51]

Figure I.13- Protocole expérimental [51]

Figure II.14- Contours de champs de vitesse moyenne dans la zone proche du bord d'attaque pour $Re = 0,46 \times 10^6$ et $\alpha = 16^\circ$. (a) sans contrôle. (b) Avec contrôle [52]

Figure II.15- Ecoulement irrotationnel autour d'un profil [19]

Figure II.16- Mise en évidence de la notion de la célérité du son [30]

Figure III.1- Domaine d'écoulement autour du profil NACA0012.

Figure III.2- Caractéristique géométrique d'un profil NACA 0012 [62].

Figure IV .1- la distribution des vitesses d'écoulement de l'air autour de notre profil NACA0012 pour différentes angles d'attaques

Figure IV .2 l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de portance (CL)

Figure IV .3 l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de traînée (CD)

Figure IV .4 représente les distributions des vitesses autour de chaque profil symétrique étudié.

Figure IV .5 l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de portance (CL)

Figure IV .6 l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de trainée (CD).

Figure IV .7 représente la variation du rapport entre le coefficient de portance par le coefficient de trainée (CL/CD) en fonction de l'angle d'attaque pour les cinq profils symétriques.

Figure IV .8 la variation du coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

Figure IV .9 la variation du coefficient de trainée CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

Figure IV .10 la variation du rapport CL/CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

Figure IV .11 la variation du coefficient de portance CL

Figure.IV.12 - la variation du coefficient de Trainée (CD).

Liste des tableaux :

TABLEUX I.1:caractéristique géométrique de quelques profils [23].

TABLEUX.II.1- Récapitulation des principaux effets de la géométrie du profil sur sesCaractéristiques aérodynamiques.

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

INTRODUCTION GENERALE :

Les profils NACA sont des profils aérodynamiques pour les ailes d'avions développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA, États-Unis). Il s'agit de la série de profils la plus connue et utilisée dans la construction aéronautique. La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot « NACA ». Les paramètres dans le code numérique peut être saisi dans les équations pour générer précisément la section de l'aile et de calculer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de corde, la droite reliant bord d'attaque et bord de fuite [01].

Les travaux de recherche actuels se basent essentiellement sur la détermination des caractéristiques aérodynamique des profils, et l'amélioration de leurs rendements 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 du 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 du confort (réduction des nuisances sonores), pour ce faire d'importants efforts ont été fournis aussi bien morale que matérielle ; les progrès réalisés ces dernières décades dans le domaine informatique et technique ont permis la validation de modèle mathématique permettant une approche fiable pour des cas plus compliqués (profil cambré symétrique et asymétrique, mince ou épais) par le biais de code de calcul de plus en plus performant tel que : COMSOL , FLUENT, XFOIL, ANSYS, STARCCM+ etc.....[02]

Dans le présent travail nous étudierons le profil symétrique NACA0012, nous avons choisi un profil symétrique d'épaisseur relative de 12% et de longueur de corde C , qui est assez utilisé dans l'industrie, notamment pour les pales du rotor des hélicoptères ainsi que pour les éoliennes. L'objectif de ce modeste mémoire est l'étude numérique paramétrique d'un écoulement autour d'un profil naca0012 en utilisant le code de calcul comsol version 5.3a , en vue d'une meilleure compréhension, et une mise en évidence des différents paramètres régissant cet écoulement (vitesse, pression, etc. ...) ainsi que les caractéristiques aérodynamiques, pour différentes configurations (variation de l'angle d'attaque, du nombre de Reynolds, et de l'épaisseur relative....)

Ce mémoire est composé en quatre chapitres: Dans le premier chapitre «**Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils**» nous présentons les profils NACA ainsi qu'une étude bibliographique afin de passer en revue les différents travaux antérieurs réalisés dans le domaine des écoulements autour d'obstacles solides. Le second chapitre «**Modélisation mathématique**» est une revue de la théorie des profils NACA et leurs caractéristiques aérodynamiques. Le troisième chapitre «**Simulation Numérique** » est consacré au positionnement de notre problématique d'étude, il s'agit donc de l'établissement des équations de Navier Stokes moyennées. Ces équations seront complétées par les conditions initiales et aux limites appropriées au problème. Finalement, les résultats sont présentés dans le chapitre quatre «**RESULTATS ET DISCUSSIONS** » avec les différentes discussions et conclusions qui se sont suivies.

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

I.1 – Historique du développement du profil d'aile de type NACA :

En 1915, un comité a été formé aux États-Unis d'Amérique, afin d'accélérer la technologie en aviation, connu sous le nom de comité consultatif national de l'aéronautique (NACA) et dont l'actuelle appellation est NASA (National Administration of Space and Aeronautics). Les membres du comité, ont reconnu entre autre, la nécessité de développer efficacement les ailes d'avion.

Les scientifiques de la NASA ont permis par des changements apportés à la géométrie de l'aile, des améliorations dans les performances aérodynamiques qui n'ont pas pu être obtenues auparavant. Après avoir fait des recherches intensives sur les ailes, ce comité a publié son numéro avec une série d'ailes à quatre chiffres. Dans cette série, on retrouve quatre chiffres qui définissent la forme générale de l'aile. Le premier chiffre indique la courbure maximale en pourcentage de la corde, le deuxième chiffre précise la position de la courbure maximale en dixièmes de la corde et les 3, 4 derniers chiffres indiquent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde. Par exemple, un profil NACA 2314 a une courbure maximale de 2 pour cent de la longueur de la corde indiquée par le premier chiffre. Le maximum de courbure est situé à une distance de $\frac{3}{10}$ de la corde à partir du bord d'attaque, représenté par le deuxième chiffre et l'épaisseur maximale de l'aile est de 14 pour cent de la corde de l'aile, indiqué par les deux derniers chiffres.

NACA en outre, a étudié l'effet de la forme aérodynamique sur les caractéristiques aérodynamiques du profil afin d'accroître la portance et réduire la traînée. Ceci a abouti à des profils NACA à cinq chiffres comme par exemple NACA 23012. De même que dans les séries à quatre chiffres, le premier chiffre et les deux derniers chiffres indiquent respectivement la courbure et l'épaisseur maximales. Cependant, le second et le troisième chiffre indiquent le double de l'abscisse de la courbure maximale, 15 pour cent de la corde [03].

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

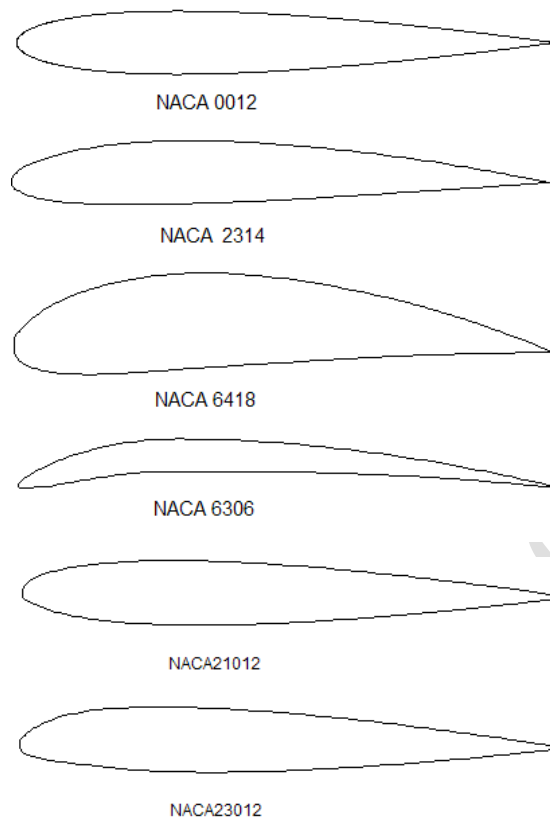


Figure I.1-différents types de profils NACA[03].

1.2-Généralité De L'aérodynamique :

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air et leurs effets. Ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis à un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédentes[04].

Le champ d'étude peut se subdiviser en :

- Aérodynamique incompressible subsonique ($Ma < 0,4$; $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$).
- Aérodynamique compressible subsonique (pour un nombre de Mach compris entre 0.4 et 1).
- Aérodynamique compressible supersonique (pour des nombres de Mach compris entre 1 à 5).
- Aérodynamique compressible hypersonique (au-delà de Mach 5).

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

1.3-Définition De L'aérodynamique :

L'aérodynamique (du grec aér =air et Dynamics =force) est la science qui a pour objet

L'étude des mouvements de l'air autour des corps. En d'autres termes, il s'agit des

Phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure. Le corps peut se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol) ou être fixé dans le fluide en mouvement (aile d'avion dans une soufflerie).

1.4-Objectifs :

Le premier objectif de l'aérodynamique est de déterminer les forces et les moments, sur un corps se déplaçant dans un fluide, généralement de l'air, par exemple, la génération de la portance, de la traînée et des moments sur les profils, les ailes d'avion, le fuselage, les nacelles et les hélices. On peut également calculer les forces qui s'exercent sur les pales d'hélicoptère ou sur les éoliennes (machine à vent) à axe horizontal ou à axe vertical. On pourrait aussi s'intéresser, aux détails de l'écoulement dans le sillage d'un corps en mouvement, de l'écoulement associé aux tourbillons libres qui se détachent aux bouts des ailes d'un avion subsonique comme le Boeing 747.

Le second objectif se résume à la détermination des écoulements internes des gaz dans les tuyaux, les moteurs, les turbines, les compresseurs et les ventilateurs. L'aérodynamique doit permettre de calculer et de mesurer les propriétés de l'écoulement dans un propulseur de missiles (ou de fusées), etc. Dans notre thèse, nous nous intéressons à l'aérodynamique des ailes d'avion de différents profils dans le régime de vitesses subsonique [05].

1.5-Méthodes numériques et expérimentales en aérodynamique :

Les méthodes numériques et expérimentales en aérodynamiques reposent essentiellement sur les notions de base régissant le mouvement d'un corps dans un fluide réel [06-07].

L'aérodynamique des profils d'ailes a été étudiée par Kutta (1902) sur des profils squelettes et Joukowski (1905) sur des profils présentant de l'épaisseur. Ces profils étaient obtenus par la transformation conforme d'un cercle en un contour fermé avec un arrondi à l'avant et une pointe à l'arrière. La théorie de Joukowski en mouvement plan, dite théorie de l'aile d'envergure infinie, marque le début de l'aérodynamique moderne. A la même époque, les travaux des pionniers de l'aviation, des frères Wright qui se sont basés sur l'analyse de la stabilité de l'avion faite par Lanchester en 1894 [05-08], permettent de faire voler un avion en 1903 et ont réussi à faire décoller pour la première fois un avion propulsé par leur propre moyen, avant même, que l'on ne connaisse les équations de la portance et de la traînée, personne ne se doutait de l'extraordinaire degré de développement qu'allait atteindre ce mode de locomotion. Bien que l'appareil ne se soit élevé que de quelques mètres et n'ait parcouru qu'une distance inférieure à 36m, cet événement historique allait marquer le début d'une période très féconde en perfectionnements techniques qui donner en naissance à des avions tels les chasseurs hautement supersoniques

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

et les avions de transport capables de traverser l'Atlantique à des vitesses supérieures à la vitesse du son, comme le Concorde. Parallèlement, les études expérimentales prennent un nouvel essor par l'essai en souffleries de maquettes faites en Angleterre par Wenham et Philips. Un pas nouveau fut franchi par Prandtl [06-09-10] qui édifia la théorie de l'aile d'envergure limitée (1917-1918) qui fut présentée par une formule mathématique laborieuse qui honore de nos jours le domaine de l'aérodynamique. Cette théorie donna un nouvel essor à l'aérodynamique. Pendant vingt ans, les théories de Joukowski et de Prandtl furent les points de départ de nombreux travaux théoriques et expérimentaux, et nous permettent dans ce contexte de décrire les propriétés aérodynamiques de l'aile de distribution elliptique [11-12] et de distribution de forme arbitraire. Cette distribution représente l'aile avec une traînée minimale, alors il est convenable de présenter cette distribution de circulation en termes de séries infinies [13-14]. Ce premier terme décrit une distribution elliptique, ce qui fait que les propriétés aérodynamiques des ailes de forme planes arbitraires ne diffèrent pas radicalement de celles des ailes elliptiques. Plusieurs chercheurs célèbres ont contribué à l'établissement de toutes les notions d'aérodynamique : Bernoulli (1700-1782), auteur du théorème qui régit l'écoulement des fluides incompressibles, Euler (1707-1783) avec ses travaux de l'hydrodynamique, Laplace (1749-1829), qui a donné la formule exacte de la propagation du son dans l'air, Mach (1838-1916), qui a découvert les ondes de choc dans le domaine supersonique, Navier Stokes, qui ont généralisé les lois qui gouvernent le mouvement d'un fluide visqueux, Prandtl (1875 - 1953), qui a établi le concept de la couche limite et la théorie de l'aile d'envergure finie, Reynolds (1842-1912), qui a trouvé une des lois fondamentales de la similitude en dynamique des fluides, Von Karman

(1881- 1963), qui a développé le concept de la couche limite, Ackeret, qui a développé la première théorie de l'écoulement supersonique autour d'une aile en 1925, enfin Bossemans qui, en 1935, a pu améliorer les résultats en utilisant une méthode encore plus perfectionnée. C'est au cours de la seconde guerre mondiale qu'on a entrepris les premières études sur le régime transsonique, par la suite on a mis sur pied un vaste programme de recherche sur l'aérodynamique des avions (subsonique/supersonique, civils/militaires), des hélicoptères et des véhicules spéciaux. Parallèlement aux études et recherches numériques, les premiers travaux relatifs à l'aérodynamique expérimentale datent de 1866, alors que Lilienthal a pu mesurer la composante de sustentation d'éléments plans et déterminer, dans un vent naturel, la portance, la traînée et le moment de tangage dont la forme s'apparentait à celles d'ailes d'oiseaux. Depuis, plusieurs souffleries aérodynamiques ont vu le jour: grâce à Wenham (1871) puis à Philips (1891) en Angleterre grâce à Lacour (1890) au Danemark, à Joukowski (1903) en Russie, à Râteau (1909) et à Eiffel (1909) en France, on doit d'ailleurs à EIFFEL la mise au point de techniques d'essai en soufflerie qui sont encore en usage de nos jours [10-15]. Actuellement, on dispose de grandes souffleries qui sont indispensables autant pour valider et améliorer les méthodes

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

de calcul. On effectue également des essais en vol afin de compléter les mesures prises en soufflerie.

I.6-Les différentes approches en aérodynamiques sont :

I.6.1- Aérodynamique théorique :

- Établissement de l'ensemble des modèles de l'aérodynamique.
- Etude des propriétés de ces modèles.
- Résolution analytique éventuelle.
- Etablissement des résultats à caractères fondamentaux.

I.6.2-Aérodynamique appliquée :

- Aérodynamique hybride utilisant les résultats théoriques, les résultats expérimentaux pour en tirer des applications plus générales : configurations géométriques complexes incidences élevées etc. cette Aérodynamique pourrait être qualifiée d'empirico théorico-expérimentale tant ces trois aspects apparaissent conjointement.

I.6.3-Aérodynamique Expérimentale :

- Essais en soufflerie ONERA.
- Tir de Maquette Véhicules Espace (SUPAERO).
- Essais en vol Aérospatiale- Dassault (contrôle de la laminaire).

I.6.4- Aérodynamique numérique :

- date de naissance approchée 1971 : première résolution numérique d'une configuration 2DSUPERCRITIQUE avec une approche potentielle simplifiées.
- Codes de calcul Navier-Stokes
- En partenariat ONERA + industriels, FLU 3M (avec aérospatiale adapté au supersonique)-CANARI (avec Aérospatiale et SNECMA- adapté subsonique)en partenariat divers, NSMB (CERFACS, Aérospatiale, SAAB, Ecole polytechnique de Lausanne).
- Codes du commerce : FLUENT, PHOENICS,...
- Code de couche limite : en partenariat ONERA + industriel, 3C3D.

UN EXEMPLE DE CALCUL NUMERIQUE (code MSES du MIT disponible à SUPAERO), tiré des études numériques d'un profil transsonique sous l'action du logiciel MSES 1998 Profil Boeing à 2° d'incidence- $Re = 6.21 \cdot 10^6$.

Les aérodynamiques théorique et appliquée s'appuient encore très largement sur les méthodes linéarités (en fluide parfait) et sur l'approche couche limite en (fluide visqueux).

Avec pour objectif en fluide parfait, l'analyse à tout régime de Mach :

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

- des profils (écoulement 2D).
- des ailes (grand ou petit allongement) (écoulement 3D).
- des corps fuselés (autre écoulement 3D de faible allongement).

I.7- Nouvelle approche pour le calcul des ailes subsoniques de grand allongement :

Le calcul des ailes subsoniques en régime incompressible a fait l'objet de nombreuses analyses théoriques dont la plupart considèrent une distribution elliptique de circulation le long de l'envergure. Sato [16] a proposé une formule qui généralise la distribution de la circulation sur les ailes rectangulaires de grand allongement. Notre analyse traitera l'écoulement autour de l'aile avec une distribution de type série de FOURIER pour la circulation. On calculera une aile équivalente à l'aile réelle, ce qui permettra d'obtenir la portance et la traînée induite en fonction de coefficients de FOURIER.

La plupart des études sur les ailes de grand allongement portent sur les cas particuliers, soit pour la distribution de circulation, presque toujours elliptique, soit pour des formes en plan rectangulaires ou triangulaires. En 1977, Sato a réussi à généraliser la distribution de la circulation, mais seulement pour les ailes rectangulaires de grand allongement. En considérant la forme en plan de l'aile connue et en tenant compte des tourbillons libres, on peut calculer la portance et la traînée induite pour n'importe quelle forme d'aile et pour une gamme d'allongements assez grande par une méthode approximative, avec de bons résultats toutefois, surtout pour les ailes à bords d'attaque arrondis. Le calcul de la portance maximale permet également d'estimer le comportement de chaque aile au régime de décollage et d'atterrissage. La présente méthode représente une extension de la théorie linéaire aux ailes d'une forme en plan arbitraire ayant des bords d'attaque arrondis, on l'applique surtout aux ailes à incidence variable le long de l'envergure.

I.8-Place de l'aérodynamique vis-à-vis des autres matières relevant de la Mécanique:

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

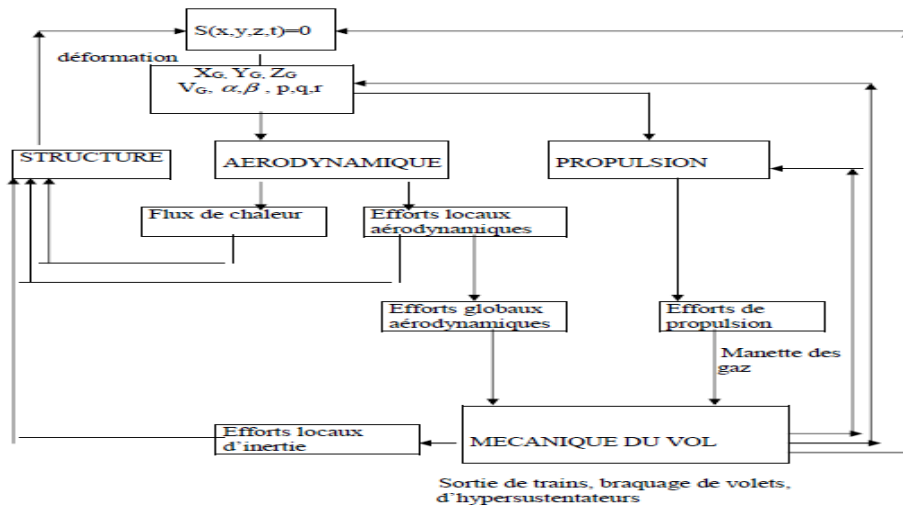


Figure I.2- Représente La Place de l'aérodynamique vis-à-vis des autres matières relevant de la Mécanique [15]

L'avion dans l'espace peut être considéré comme un point massique, sur lequel actionnent les forces de gravité, la portance, la traînée (forces aérodynamiques) et la poussée (forces de propulsion). En ce qui concerne la structure, on peut sûrement dire que la performance concerne avec un long terme, l'allure des mouvements de l'avion et donc seulement trois degrés de liberté sont considérés : trois déplacements linéaires.

L'avion est soumis à des agitations intérieures produites qui sont : le changement dans la location du centre de gravité et les changements dans la configuration de l'avion tels que : braquage des volets, sortie des trains d'atterrissage, changement d'incidence, des exemples extérieures produites sont : la turbulence, les coups de vent les manettes des gaz et les changements dans l'altitude et la température. Les parties structureaérodynamique et propulsion, forment les axes principaux de la mécanique du vol de l'avion.

I.9 -PRINCIPALES PROPRIÉTÉS DE L'AIR :

I.9.1- Caractéristiques de l'air :

- L'air est constitué d'un ensemble de gaz (78% d'azote, 21% d'oxygène et 1% de gaz rares). L'air est pesant, un peu plus de 10 tonnes au m^2 au sol.
- (Masse volumique = $1,225 kg/m^3$), invisible, a un indice de viscosité (résistance à l'avancement et création de tourbillons), perd $2^\circ C$ tous les 1000 ft dans la troposphère ($6,5^\circ C / 1000m$), se dilate avec la pression donc perte de $1 hPa / 28 ft$ dans les basses couches.
- L'air se dilate, se comprime, est expansible (propriété de tous les gaz tendant à occuper tout l'espace disponible (loi de Mariotte : (Pression x Volume = Constante) et (masse volumique / Pression = Constante)).
- L'atmosphère standard : une pression 1013 hPa et une température $+ 15^\circ C$.

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

I.9.2- Les écoulements de l'air :

a. Ecoulement laminaire :

L'air se déplace sans rencontrer d'obstacles ou de forces de déviation le fluide se comporte comme s'il était inclus dans une multitude de tuyaux parallèles et jusqu'à présent tous ces filets d'air affichent la même vitesse et la même direction. La pression est uniforme dans toute la veine.

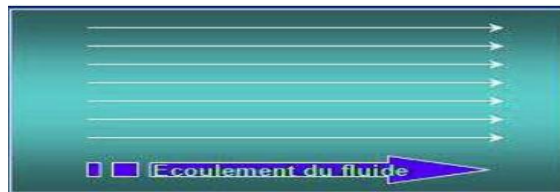


Figure I.3-Ecoulement du fluide laminaire[64]

b. Ecoulement turbulent :

Le courant d'air rencontre un obstacle à son déplacement le mouvement d'ensemble du fluide suit toujours la même direction mais le déplacement des molécules devient anarchique et ne présente plus aucun caractère de permanence et de régularité quel que soit l'endroit de l'observation du phénomène ou constate une divergence des molécules tant en direction qu'en intensité.



Figure I.4-Ecoulement du fluide turbulent[64]

c. Ecoulement tourbillonnaire :

Cas particulier de l'écoulement turbulent dépassé ce régime tourbillonnaire semble vouloir réorganiser l'agitation désordonnée de l'écoulement turbulent les filets d'air déviés dans tous les sens s'organisent, se regroupent prennent une direction commune circulaire et associent leur intensité.



Figure I.5-Ecoulement du fluide tourbillonnaire[64]

I.9.3- Résistance de l'air :

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

Tout corps immergé dans l'air en écoulement est soumis à une résistance qui tend à s'opposer à son mouvement. Cette résistance a son origine dans les propriétés de l'air, mais aussi des caractéristiques du corps concerné (surface, forme ...).

Cette action de l'air se traduit en chaque point de la surface du corps par :

- Une force élémentaire de pression perpendiculaire à la surface.
- Une force élémentaire de frottement tangente à la surface [04].

I.9.4- Influence de la forme :

Afin de mettre en évidence l'effet de la géométrie sur la résistance de l'air on peut tester les formes suivantes: la plaque, la sphère puis des formes fuselées. L'amélioration, ou plus exactement la diminution de la résistance exercée par l'air sur la forme est notable (division par 20 de la résistance) lorsqu'on atteint les formes les plus efficaces et ce pour les mêmes conditions [04]

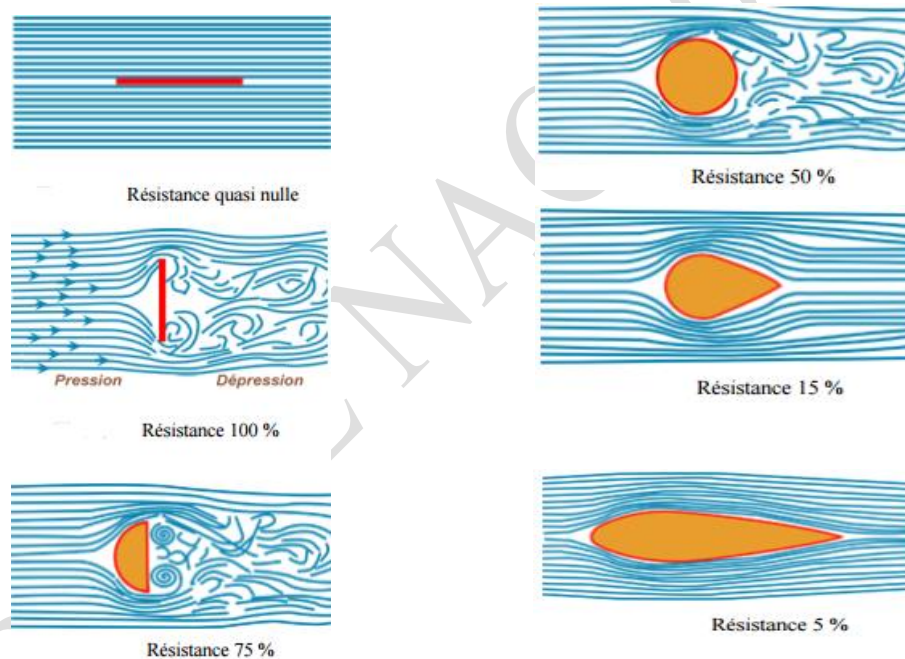


Figure I.6 : Évolution de la résistance de l'air en fonction de la forme de l'obstacle [04]

I.10- profil De NACA :

I.10.1-Génération des profils NACA :

Le comité NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), prédécesseur de la NASA, a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi celles-ci, on peut distinguer la famille des profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires portant la désignation NLF. Dans notre étude, on s'intéressera principalement aux profils à quatre chiffres.

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

I.10.2-Définition analytique du profil :

Un profil déduit du cercle par une transformation conforme, présente l'avantage de conduire à une solution analytique. Il est obtenu par le jeu de transformation ci-dessous, où R est le rayon du cercle dans le plan (Z), est par convention, supérieur à 1 [18].

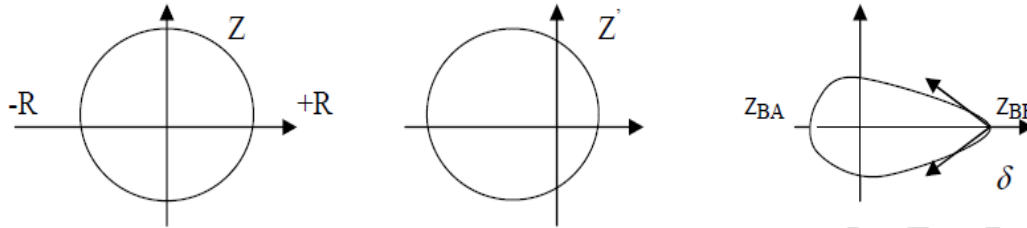


Figure I.7- présentation analytique du profil [18]

I.10.3- profils aérodynamiques:

Plusieurs familles des profils ont été conçues et testées. Par exemple: profils JOUKOWSKI, profils SANDIA, profils GOTTINGEN mais Les plus utilisés de nos jours, sont les profils NACA (National Advisory Comité for Aeronautics). Ils sont couramment utilisés, ce qui les rend pratiques dans la validation des méthodes numériques [19].

I.10.3.1- Définitions géométriques des profils:

Une définition géométrique d'un profil aérodynamique (de type NACA) d'une pale est représentée sur la figure suivante:

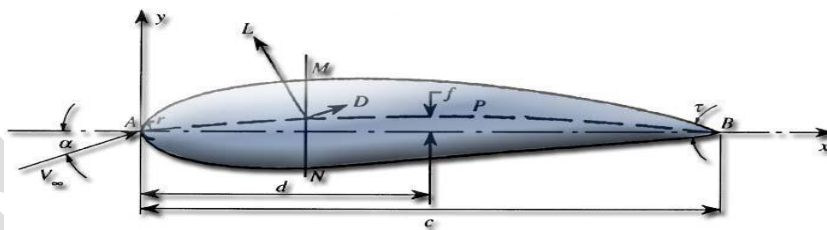


Fig.I.8: Définition géométrique d'un profil d'aile [19]

L'air aborde le profil par le bord d'attaque (A) et le quitte par le bord de fuite (B). La partie supérieure du profil est appelée extrados (AMB) et la partie inférieure intrados (ANB). Le segment qui joint le bord d'attaque et le bord de fuite est appelé corde du profil (c). La distance entre l'intrados et l'extrados est l'épaisseur (NM). La valeur maximale de l'épaisseur divisée par la longueur de la corde donne l'épaisseur relative (noté par e). La ligne qui joint le bord d'attaque au bord de fuite en passant à égale distance de l'intrados et de

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

l'extrados est appelée corde moyenne (APB). La distance maximale entre la corde et la corde moyenne est appelée flèche du profil.

Le rapport entre la flèche et la longueur de la corde est appelé courbure (ou cambrure) relative [19-20]

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

- $e < 6\%$: pour un profil mince (avion de chasse).
- $6\% < e < 12\%$: pour un profil semi épais (avion de ligne).
- $e > 12\%$: pour un profil épais (avion de transport à basse vitesse) [21].

A partir de ces termes, on a créé des rapports qui expriment les performances pour un profil donné:

- **l'épaisseur maximum du profil (e)** : C'est la distance maximum entre l'extrados et

l'intrados, qui est donnée en pourcentage de C .

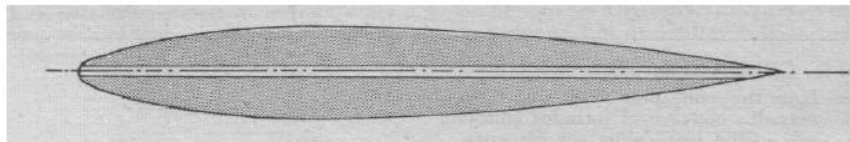
- **l'épaisseur relative (e/C)** : rapport entre l'épaisseur maximum et la corde du profil, il permet de construire des profils de tailles différentes avec les mêmes références.

- **Courbure relative (f/C)** : c'est le rapport de la flèche maximale à la corde du profil, ou f est donnée en pourcentage de C , permet de déterminer si le profil est plus ou moins creux [22].

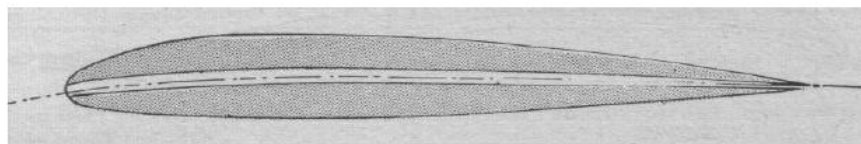
I.10.3. 2- Classification géométrique des profils:

Les différents types de profils sont classés à cinq familles, suivants la forme géométrique générale qu'ils sont [20] :

- **Biconvexe symétrique**: La ligne moyenne est rectiligne (confondue avec la corde).

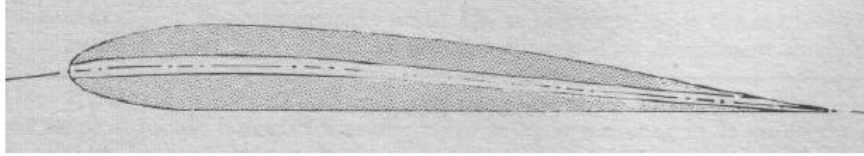


- **Biconvexe dissymétrique**: La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes)

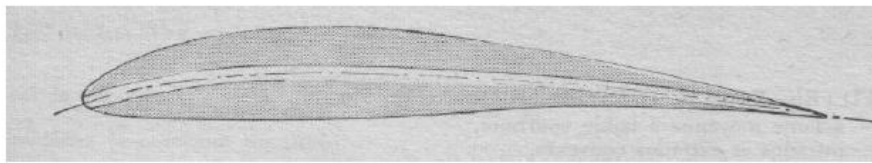


CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

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



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



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

La figure (I.9), présente les cinq familles liées à la géométrie des profils, organisés comme suite: profil Biconvexe symétrique, profil Biconvexe dissymétrique, profil Plan convexe, Profil Creux, Profil à Double courbure.

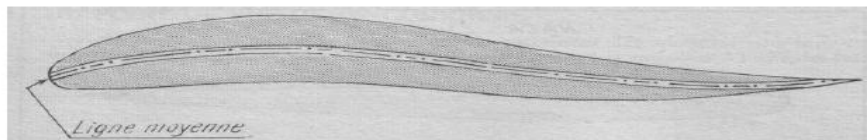


Fig.I.9: Classification géométrique des profils d'aile[20]

I.10.3.3- Désignation d'un profil :

Au cours du temps, les profils ont évolué et chaque nation a développé son propre programme de recherche sur les profils. Le plus fameux fut le programme Américain NACA (National Advisory Commuté for Aéronautiques) ancienne appellation de NASA fut créé dans les années 50 et elle est l'équivalent de L'ONERA français. Cet organisme créa essentiellement des profils laminaires[23].

I.10.3.4- les Famille de profil[19] :

a) Famille de profil à 4 chiffres :

Dans cette famille, on identifie un profil à 4 chiffres, par exemple le cas du profil NACA2415, de la manière suivante :

- Le chiffre 2 représente la position de courbure relative maximale (2%).
- Le chiffre 4 représente l'abscisse de la courbure maximale (40%).

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

- Le nombre 15 représente l'épaisseur relative maximale.

Le profil de la forme NACA0012 est des profils symétriques NACA0012, NACA0015.

Ces profils ont l'épaisseur maximale 12 et 15% respectivement à une abscisse $x/c = 30\%$.

Le profil NACA0012 est un profil typique vu la disponibilité de ces caractéristiques.

De nos jours, le NACA0012 est encore le profil étalon pour la validation des calculs numériques

Le profil symétrique NACA0012 est couramment utilisé comme profil de référence.

- 00 indique que le profil est sans cambrure donc symétrique.

- 12 indique que le profil a une épaisseur relative de 12%

b) Famille de profil à 5 chiffres :

Dans cette famille, 5 chiffres caractéristique chaque profil par exemple, dans le cas du NACA23015

- Le chiffre 2 représente le coefficient de portance caractéristique $((2/3) \times 0.2 = 0.3)$.

- Le nombre 30 représente la position e la cambrure maximale $((1/2) \times 0.2 = 15\%$ de la corde).

- Le nombre 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%) [19]

C) Profils NACA laminaire:

Le NACA a également étudié une série de profils dont l'écoulement est laminaire sur une majeure partie de sa surface est les a désignés par un ensemble de chiffres significatifs. Par exemple, pour NACA66₂-215 :

- Le premier chiffre (6) représente la désignation de la série (profils laminaire).
- Le douzième chiffre (6) représente la position de la pression minimale (60%).
- L'indice (2) est la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance caractéristique

Pour laquelle il existe un gradient de pression favorable (0.2).

- Le (2) représente le coefficient de portance caractéristique
- Les derniers chiffres (15) représentent l'épaisseur relative maximale (15%) [24]

I.10.4- Estimation de la traînée :

Il a toujours été un objectif théorique de l'aérodynamique en conjonction avec la dynamique des fluides, de prévoir les valeurs des coefficients de portance et de traînée à partir des équations de base et des notions de sciences physiques. Toutefois, les hypothèses de simplification sont généralement nécessaires. Par conséquent, lorsque les résultats théoriques sont obtenus, ils ne sont généralement pas exactes [03].

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

I.10.5- Choix d'un profil :

Bien que la NASA a 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 à surface égale qu'une surface plane.

De plus la construction exige que les ailes aient une certaine épaisseur et l'on a été conduit à rechercher des volumes (et non plus des surfaces sans épaisseur) réunissant les meilleures conditions de portance et de pénétration. C'est ainsi que l'on est arrivé à adapter un profil aérodynamique.

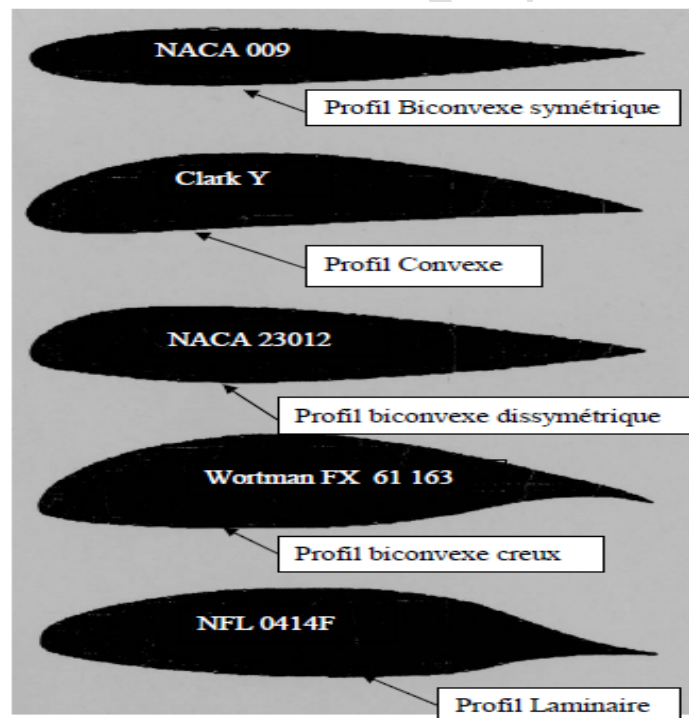


Figure I-10: types de profils [03].

* N.A.C.A: National advisory committee for aeronautic.

On peut également les classer par épaisseur.

- Profil mince jusqu'à 8%
- Profil semi-épais 8 à 15%

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

□ Profil épais > à 15%

I.10.6- Caractéristiques géométriques d'un profil :

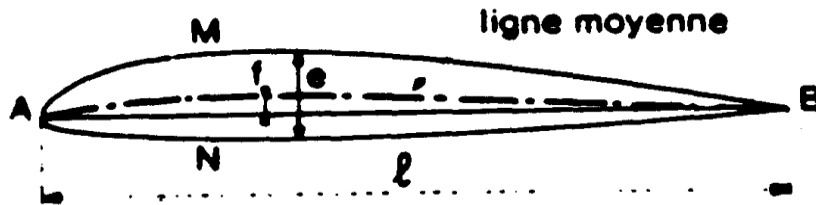


Figure I-11 : Caractéristiques géométriques du profil [61]

A: bord d'attaque.

B: bord de fuite.

AB: corde de l'aile de longueur l.

e: épaisseur maximale.

Le profil est caractérisé principalement par :

- son épaisseur relative e/l
- sa cambrure ou courbure relative f/l
- la position de l'épaisseur maximale par rapport au bord d'attaque
- le rayon du bord d'attaque
- la position de la flèche maximale par rapport au bord d'attaque
- la surface supérieure : l'extrados
- la surface inférieure : l'intrados

Les profils utilisés en général ont une épaisseur relative de 10 % à 15 % pour les avions subsoniques, et voisines de 3 % pour ceux supersoniques. La position de l'épaisseur maximale est de 30 % du bord d'attaque sur des profils classiques, et de 40 % à 60 % sur des profils laminaires. La cambrure est inférieure à 6 %, et la position de la flèche maximale est comprise entre 15 et 50%.

La résultante F des forces aérodynamiques qui agissent sur une aile peut être décomposée en deux composantes :

- La portance F_z perpendiculaire à la vitesse U_∞ de l'air libre, qui est due surtout aux forces de pression.
- La traînée F_x , parallèle à la vitesse U_∞ .

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

Pour permettre de choisir un profil en fonction de ses caractéristiques et de ses performances de vol, on doit faire aussi intervenir d'autres paramètres [04].

- Les difficultés de construction : il est beaucoup plus facile de construire une aile munie d'un profil dont l'intrados est plat qu'une aile adoptant un profil à l'intrados légèrement courbe qui aurait pourtant de meilleures performances (C'est pourquoi on trouve beaucoup de Clark Y sur les avions au début). D'autre part, il n'est pas toujours facile de respecter exactement un profil dont le bord de fuite est très effilé ou présentant d'autres difficultés de construction.
- Les problèmes de résistance : ils sont surtout liés à l'épaisseur relative. Il est plus facile d'obtenir une aile résistante avec un profil d'épaisseur relative 15% qu'avec un profil d'épaisseur relative 8%
- Si on désire équiper l'aile de dispositifs hypersustentateurs (volets de courbure par exemple), il faut un profil qui soit conçu pour pouvoir en supporter.
- La taille du planeur et son poids, influent sur le choix du profil : on ne mettra pas un profil épais sur un petit planeur car le rendement sera beaucoup moins bon qu'avec un profil de plus faible épaisseur relative.
- La courbe de déplacement du centre de poussée en fonction de l'incidence peut aider à choisir un profil; en général, le centre de poussée se déplace en direction du bord d'attaque lorsqu'on augmente l'incidence. Pour certains profils, il recule avec l'incidence, ce sont les profils auto stables. Si le centre de poussée varie de façon sensible avec l'incidence, ce n'est pas bon pour la stabilité (profil plat); par contre, un profil biconvexe symétrique est très stable, son centre de poussée varie peu.
- Il faut savoir que les profils très minces induisent un décrochage brutal

Introduction sur les écoulements :

Les écoulements autour des obstacles est un phénomène physique qui se produit fréquemment dans l'industrie et nécessaire pour la conception mécanique et thermique de nombreux systèmes en engineering comme : avions, automobiles, bâtiments, composants électroniques, les aubes de turbines et les obstacles cylindriques. L'identification et l'étude des phénomènes aérodynamiques qui manifestent dans le sillage d'un obstacle restent un sujet d'intérêt dans divers domaines

I.10.7- Écoulement autour d'un profil d'aile:

Des expériences faites en soufflerie ont permis de déterminer, de façon précise, les

Phénomènes de l'écoulement de l'air autour d'un profil, par la mesure des pressions et des vitesses.

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

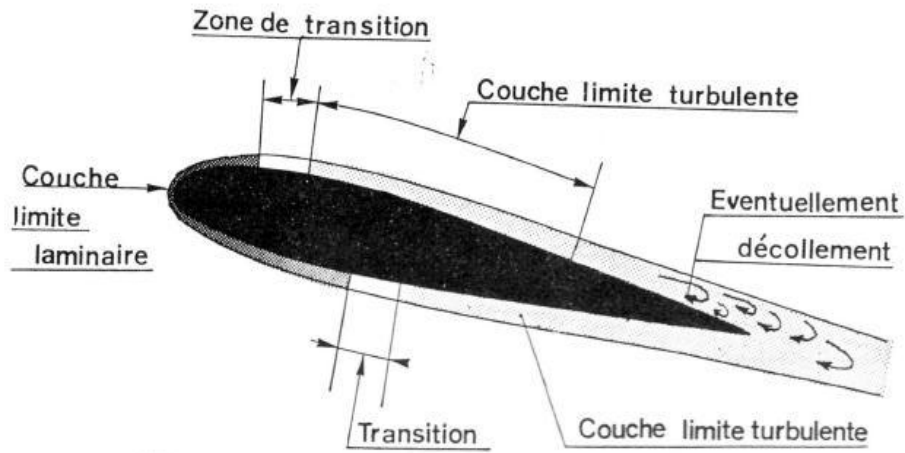


Fig. I.12: Ecoulement autour d'un profil d'aile[20]

La couche limite joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance

de frottement de l'aile. Cette couche limite peut être laminaire ou turbulente. Dans la plupart des cas, elle commence par être laminaire sur la surface voisine du bord d'attaque puis devient turbulente à partir d'un point appelé point de transition. Ce point de transition n'a pas une position fixe, aussi existe-t-il, en réalité, une zone de transition dont les limites dépendent, en grande partie, de la turbulence de l'atmosphère. Sous certaines conditions, les filets fluides peuvent se séparer de la paroi et le phénomène du décollement apparaît [20].

I.10.7.1- Ecoulement autour d'un profil symétrique:

Pour un profil symétrique à angle d'attaque nul, l'air s'écoule symétriquement et à la même vitesse sur l'extrados et sur l'intrados du profil, formant une pression égale sur chacune des surfaces (**Fig.13**).

Dans ce cas il n'est pas de portance, mais il y a une traînée provenant du frottement de l'air sur le profil. Lorsque l'angle d'attaque augmente une surpression naît sous l'intrados, où la vitesse est réduite, et une dépression se produit sur l'extrados, où l'écoulement s'accélère. Ces deux actions s'additionnent et s'ajoutent au frottement de l'air sur le profil pour donner la portance et la traînée. Si l'on augmente encore l'angle d'attaque et que l'on dépasse une certaine valeur ($\alpha = 12$), les filets d'air décollent et l'extrados devient le siège de tourbillons désordonnés; on dit qu'il y a décrochage (**fig.14**)[26]

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

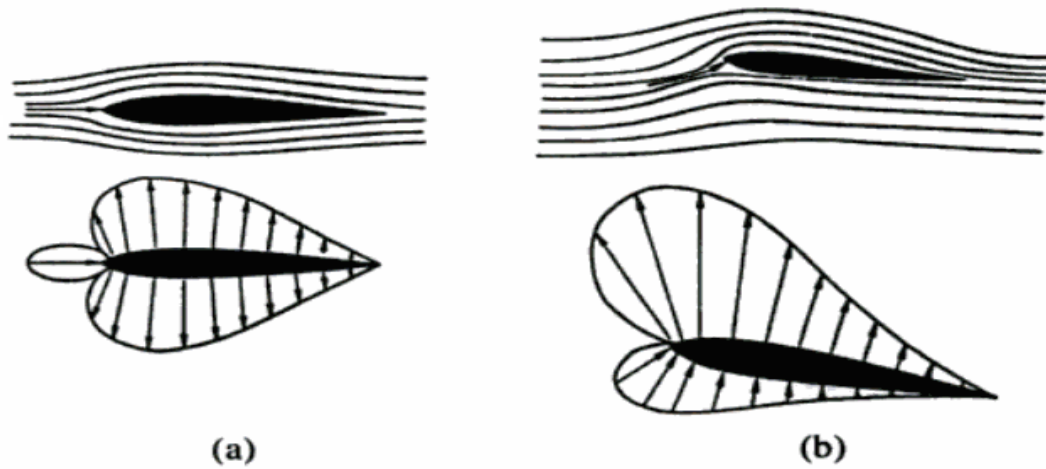


Fig. I.13: Ecoulement des filets fluide autour d'un profil et distribution de la pression

a) $\alpha=0^\circ$; b) $\alpha=5^\circ$ à 10° [19]

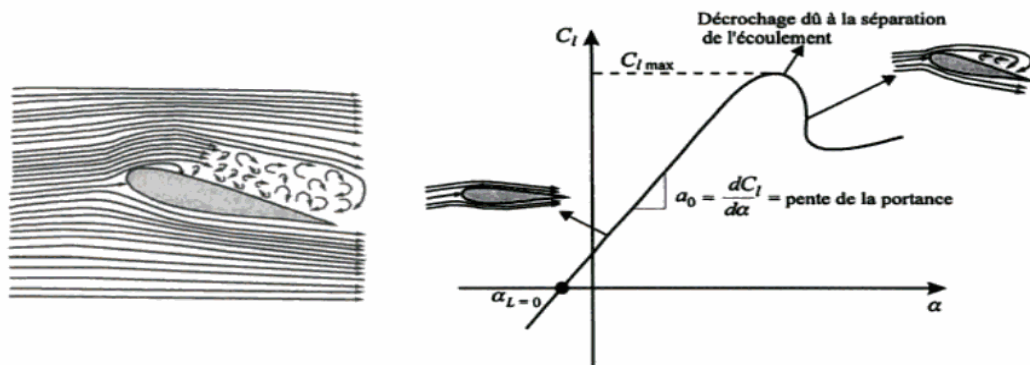


Fig. I.14: Profil symétrique en décrochage statique[19]

I.10.7.2- Courbes de portance et de traînée pour un profil symétrique:

Des coefficients déterminés en fonction de l'angle d'attaque permettent de représenter les caractéristiques de portance et de traînée d'un profil d'aile: le coefficient de portance et le coefficient de traînée.

La figure (I.15) explique la variation de ces coefficients selon les divers angles d'attaque. A un angle d'attaque nul, la portance est nulle; c'est la caractéristique des profils symétriques (profil NACA 0012 dans ce cas).

Par la suite, le coefficient de portance augmente d'une manière brusque linéaire avec l'angle d'attaque, il atteint un maximum puis décroît brusquement par la suite en raison du phénomène de décrochage. Dans le cas du coefficient de traînée, la variation avec l'angle d'attaque est

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

d'abord lente, puis devient de plus en plus forte, particulièrement lorsqu'apparaît le décrochage. Toutefois, contrairement à la portance, la traînée n'est jamais nulle, mais elle passe par un minimum. Les variations de la portance et de la traînée sont d'un intérêt particulier pour les concepteurs d'avions et pour les pilotes également, car elles indiquent d'une manière claire les caractéristiques aérodynamiques de l'aile [19]

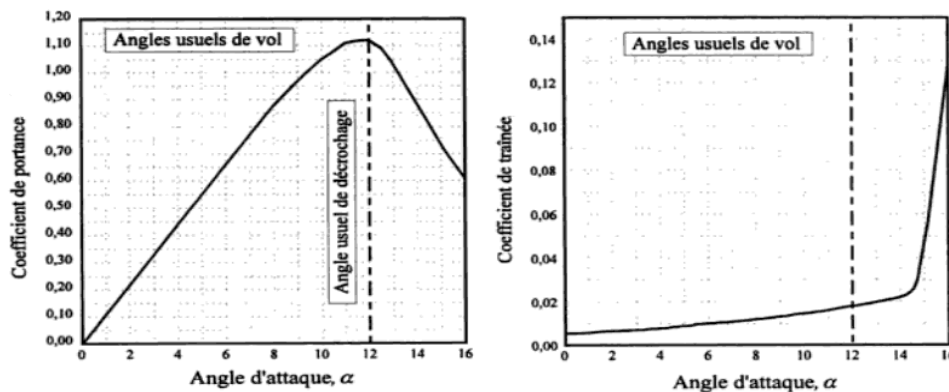


Fig. I.15: Courbes de portance et de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour un Profil NACA 0012 $Re=10^6$ [19]

I.11- Conclusion :

Nous venons d'énoncer toute une série de critères, il convient donc dans chaque cas particulier de sélectionner ceux qui semblent avoir le meilleur rapport avec l'étude entreprise et essayer de choisir un profil de manière à les satisfaire au mieux [25].

I.12- Remarques :

- ✓ Les profils sont des compromis adaptés à chaque cas particulier : il n'existe pas de profil miracle, intégralement laminaire donnant une portance élevée, n'ayant qu'une faible traînée et décrochant en douceur. Si un tel profil existait, il serait universellement utilisé.
- ✓ La NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) a fait un nombre d'essais considérable sur les profils. Ces essais ont été pour la plupart réalisés à de très grands nombres de Reynolds et les résultats ne sont pas tous acceptables et utilisables pour des modèles réduits et à faibles vitesses. Ils permettent toutefois d'établir une liste de règles simples :
- ✓ La courbe de C_z (coefficient de portance) d'un profil dépend principalement de la courbure de la ligne moyenne du profil: Si elle est nulle (biconvexe symétrique) la portance est nulle à $\alpha = 0^\circ$. D'autre part, ces profils sont incapables d'assurer une portance élevée car ils décrochent avant d'arriver à des C_z importants ($C_z \text{ maxi} = 0,7$ à $0,8$).
- ✓ La valeur maximale de C_z (coefficient de portance) est d'autant plus élevée que la courbure est prononcée ; c'est pourquoi les profils très épais et les profils creux

CHAPITRE I : Caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils

permettent d'atteindre une portance importante. La courbure de l'extrados est cependant limitée sous peine de décrochage et ceci limite la portance maximale de ces profils à des valeurs de l'ordre de 1,3.

- ✓ La traînée dépend principalement de l'épaisseur du profil et de la courbure de la ligne moyenne.
- ✓ Si le rayon du bord d'attaque est important, le décrochage est sans brutalité.
- ✓ Le C_x est plus fort pour un profil creux que pour un biconvexe de même épaisseur.

Au vu de ces conclusions, nous avons dressé un tableau de caractéristiques de quelques profils. Ces caractéristiques sont celles des profils considérés à $Re = 100\,000$ [25].

profil	Epaisseur Relative(en %)	Flèche Relative(en %)	C_z de finesse maxi	finesse maxi	C_x de finesse maxi	C_z maxi
NACA 0009	9	0	0.3	28	0.011	0.7
NACA 0012	12	0	0.6	30	0.02	0.84
NACA 4409	9	4.4	0.98	52	0.019	1.15
NACA 2415K24	15	2	0.95	36	0.026	1.06
NACA 2412	12	2	0.8	43	0.019	1.05
Clark Y	11.5	3.75	1	47	0.021	1.13

TABLEUX I.1 :caractéristique géométrique de quelques profils [25]

II-Etude théorique :

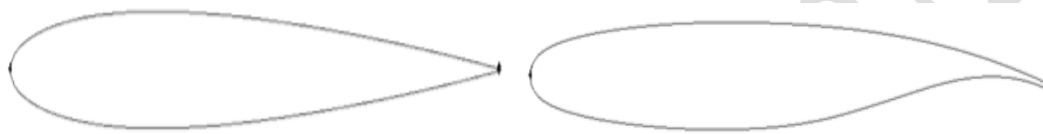
II.1 -Notions de base en aérodynamique:

II.1.1.Définition:

L'aérodynamique est la science qui a pour objet l'étude des mouvements de l'air autour des corps. En d'autres termes, il s'agit des phénomènes mise en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure. Le corps peut se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol) ou être fixe dans le fluide en mouvement (maquette dans une soufflerie)[19].

II.1.2 : Equation de la courbure des profils utilisés :

Les profils qui sont utilisées dans ce travail, sont les profils symétriques (NACA00t) et le profil supercritique (14%), représentés dans la figure suivante :



-Profil NACA symétrique

-Profil Supercritique

Figure II.1- Types de profils [27]

Nous allons maintenant voir la formule permettant de calculer les coordonnées des points des profils symétriques on se sert de l'expression suivante[27] :

$$Y = \frac{t}{0.2} (a_1 \sqrt{x} + a_2 x + a_3 x^2 + a_4 x^3 + a_5 x^4) \quad (\text{II.1})$$

$$a_1 = 0.2969$$

$$a_2 = -0.1260$$

$$a_3 = -0.3537$$

$$a_4 = 0.243$$

$$a_5 = -0.1015$$

Le rayon de courbure au bord d'attaque est :

$$r = 1.1019t^2$$

t : l'épaisseur relative maximale du profil[28].

II.1.3-Forces et moments aérodynamiques:

L'expérience montre qu'un corps solide en mouvement dans un fluide de vitesse \vec{V} subit de la part du fluide, des forces de résistance. Ce système de forces qui s'appliquent sur l'obstacle peut se réduire à une force \vec{F} et un couple \vec{C} .

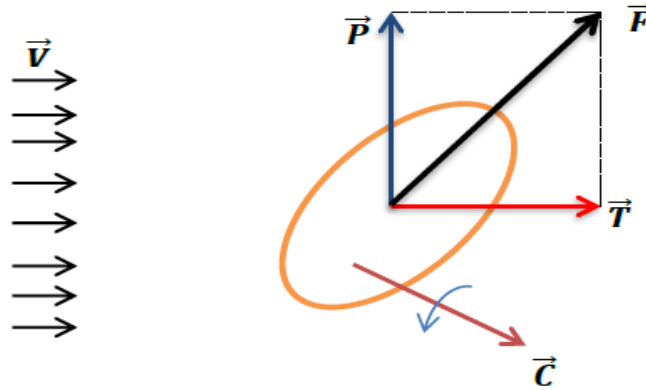


Fig. II.2-: Système de force aérodynamique s'exerçant sur un obstacle[29]

On décompose généralement \vec{F} en une composante parallèle à \vec{v} la traînée d'intensité, et une composante perpendiculaire à \vec{v} , la portance d'intensité P . Le moment résultant \vec{M} du système de forces est prise par rapport à un point ou un axe. Les expressions de ces forces dépendent de la densité ρ du fluide, de la vitesse \vec{v} de la taille du profil, et de l'orientation du corps.

$$T = \frac{1}{2} C_x \rho S V^2 \quad (\text{II.2})$$

$$P = \frac{1}{2} C_z \rho S V^2 \quad (\text{II.3})$$

$$C = \frac{1}{2} C_m \rho S V^2 L \quad (\text{II.4})$$

D'où : C_x, C_z, C_m : sont respectivement les coefficients de traînée, de portance et de couple.

L : Longueur caractéristique de l'obstacle.

S : maître couple de l'obstacle (la surface projetée normalement sur le plan perpendiculaire à la direction de l'écoulement)[29]

II.2- Lois de l'aérodynamique :

II.2.1 Forces aérodynamiques dans le domaine subsonique :

II.2.1.1. Définition du Domaine Subsonique :

C'est le domaine des vitesses inférieures à la vitesse du son. Aux basses vitesses, l'air se comporte comme un fluide incompressible, ce qui signifie que sa densité est indépendante de sa pression et qu'il obéit aux lois de l'aérodynamique. La cause fondamentale qui génère les forces et les moments aérodynamiques est la distribution de pression sur le profil de l'aile de l'avion.

III.2.1.2 Répartition des pressions :

La figure ci-dessous nous montre précisément un diagramme de la répartition des Pressions sur un profil d'une aile d'avion dans le régime de vitesse subsonique.

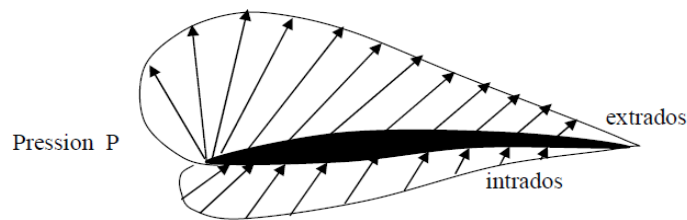


Figure II.3-distribution de pression sur un profil d'aile d'avion

Nous pouvons observer deux particularités remarquables [32-33] :

- 1- La diminution de pression sur l'extrados en valeur absolue, par contre l'augmentation de pression sur l'intrados.
- 2- Les pressions ne sont pas réparties également : la diminution de pression sur l'extrados et l'augmentation de pression sur l'intrados sont plus importantes à l'avant du profil.

II.2.2. Les forces des profils aérodynamiques :

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

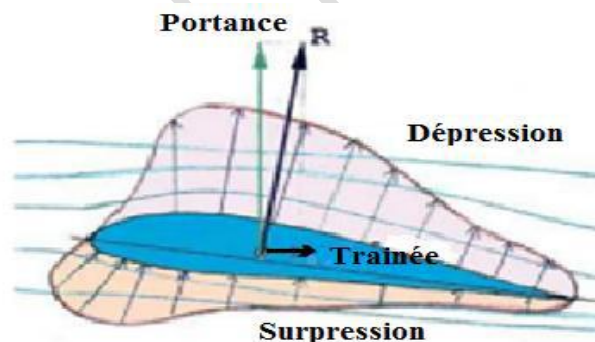


Figure II.4-Représentation des efforts aérodynamiques et la distribution de la pression [04].

- ✓ 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.2.2.1.la Portance :

Perpendiculaire à l'aile donc au l'écoulement, C'est cette composante de la résultante Aérodynamique qui maintient l'avion en l'air.

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.5)

Avec :

C_L : coefficient de portance, qui dépend de :

- Nombre de Reynolds
- Nombre de Mach
- Forme du profil
- Incidence.

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

a. Selon l'effet Coanda et la loi de 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 déviée 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**[35].

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 [34-35].

c. Selon le théorème de Bernoulli :

Pour une incidence positive (bord d'attaque au-dessus du bord de fuite), la dissymétrie du profil crée des vitesses plus élevées sur l'extrados et plus faibles 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

Chapitre II : Modélisation mathématique

explication s'applique mal à la portance des profils minces et des plaques planes sans épaisseur ou les profils symétriques[37].



Figure II.5-Variation de la pression en fonction de la section de passage selon le théorème de Bernoulli [04]

II.2.2.2-La traînée :

Parallèle à l'écoulement Composante horizontale Cette composante de la résultante Aérodynamique s'oppose à la poussée, et freine par conséquent l'avion.

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.6)

Avec :

C_d : Coefficient de traînée, il dépend de :

- Nombre de Reynolds
- Nombre de Mach
- Forme du profil
- Incidence

On peut distinguer quatre catégories de traînée:

- La traînée de forme : Appelée aussi traînée de profil, elle est due à l'épaisseur du profil.
- La traînée induite : Générée par la différence de pression entre l'intrados et l'extrados entraîne des tourbillons marginaux en bouts d'aile.
- La traînée de frottement : Elle est due à la viscosité de l'air.
- La traînée d'onde : Engendrée lors des écoulements transsoniques, ou apparaissent des ondes de chocs l'extrados et l'intrados (équation de Bernoulli).

La résultante de ces deux forces appelée **résultante aérodynamique (R)** est appliquée au centre de poussée.

Chapitre II : Modélisation mathématique

ρ : La masse volumique

S : surface de l'aile

V : vitesse de l'aile

II.2.3-Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée :

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique du profil d'aile, les scientifiques ont retenu deux forces principales dont la résultante est appelée la force aérodynamique.

Ces deux forces sont fonctions de coefficients appelés coefficients aérodynamiques et Dénommés par coefficient de portance et coefficient de traînée Le coefficient de la portance, qui se note C_z , et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, est donné par la formule suivante :

Portance :

$$F_z = C_z qS \quad (\text{II.7})$$

Donc :

$$C_z = 2F_z / \rho V^2 S \quad (\text{II.8})$$

Le coefficient de traînée dépend de la répartition de la pression (la traînée due à la forme) et du frottement contre la surface (la traînée de frottement). Ce coefficient noté C_x est donné par la relation suivante :

Traînée :

$$F_x = C_x qS \quad (\text{II.9})$$

Donc :

$$C_x = 2F_x / \rho V^2 S \quad (\text{II.10})$$

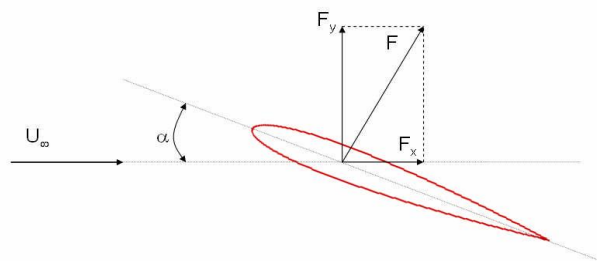


Figure1I.6-Forces aérodynamiques sur un profil[56]

II.3-Coefficient de pression (Le nombre d'Euler):

Le coefficient de pression (ou le nombre d'Euler), C_p , permet d'indiquer les pressions sous forme adimensionnelle. Il s'agit du rapport entre les forces de pression et les forces d'inertie. En général, le coefficient de pression, s'écrit sous la forme :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{P_{dy}} = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (\text{II.11})$$

D'où:

$$P_{dy} : \text{La pression dynamique, } P_{dy} = \left(\frac{1}{2}\right) \rho V_\infty^2 \text{ en (N/m}^2\text{)} \quad (\text{II.12})$$

P Et P_∞ ; sont respectivement la pression locale et la pression initiale de l'écoulement

II.4 les caractéristiques aérodynamiques du profil d'aile de l'avion

Les caractéristiques aérodynamiques des profils d'aile d'avion qui sont importantes du point de vue contrôle et stabilité sont :

- a- Le coefficient de portance
- b- Le coefficient de traînée
- c- Le rapport de la portance à la traînée
- d- La position du centre de poussé ou le coefficient du moment de tangage

La figure 3 nous donne, les caractéristiques aérodynamiques de ces profils

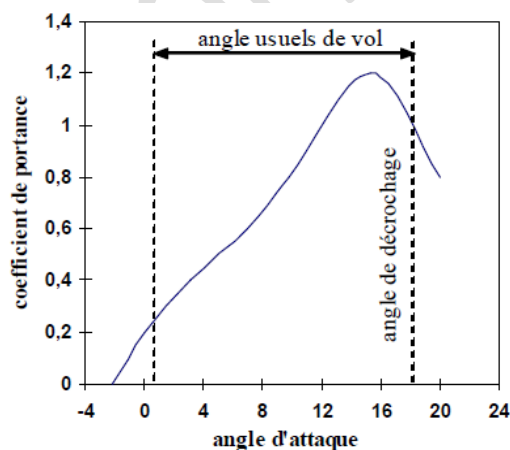


fig.II.7- courbe de portance

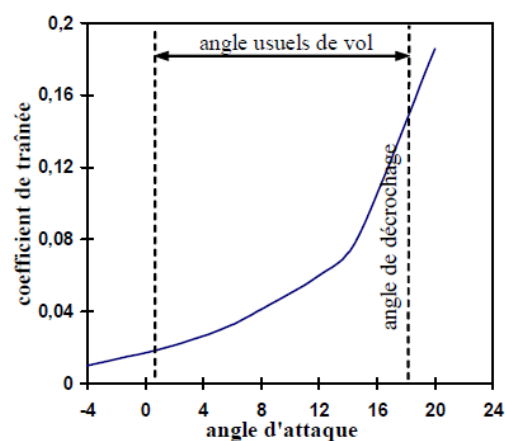


fig. II.8-: courbe de traînée

Chapitre II : Modélisation mathématique

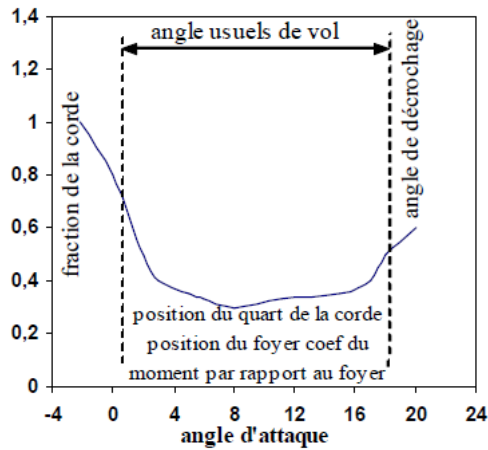


fig.II.9-courbe de centre de poussée et Du coefficient de moment

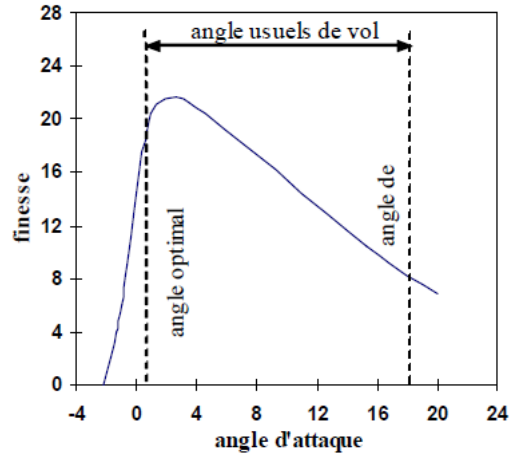


fig.II.10-courbe de finesse

Figure. II- Les caractéristiques aérodynamiques du profil d'aile d'avion

-La table 1 nous montre l'effet de la géométrie du profil sur les caractéristiques aérodynamiques de celui-là d'après [38-39] :

Le paramètre géométrique du profil	Le principal effet sur les caractéristiques aérodynamiques à l'exception de la traînée
Épaisseur maximale le rapport e/c	- le coefficient de portance maximale Cl_{max} - le centre aérodynamique, \bar{X}_{ac}
La forme de la ligne moyenne	- l'angle d'attaque d'une hauteur nulle α_0 - le coefficient de portance maximale CL_{max} - le coefficient du moment de lancement (tangage), C_m
La forme du bord d'attaque	Le coefficient de portance maximale Cl_{max}
La flèche ϕ_{TE}	Le centre aérodynamique \bar{X}_{ac}

Table .II.1- Récapitulation des principaux effets de la géométrie du profil sur ses Caractéristiques aérodynamiques

- Deux caractéristiques, sont d'une importance majeure dans la détermination des Caractéristiques d'aérodynamiques de l'aile de l'avion :

- 1- La section du centre aérodynamique
- 2- La section de la pente de la portance

II.4.1- Le centre aérodynamique :

- Le centre aérodynamique du profil est défini comme un point pour lequel Le coefficient du moment de lancement (tangage) demeure invariant avec l'angle d'attaque[40].
- Le centre aérodynamique ne doit pas être confondu avec le centre de pression.

II.4.2- La pente de la portance de la section (lift curve slope) :

Une autre caractéristique très importante dans la stabilité de l'aile de l'avion est la pente de la portance pour une vitesse subsonique, Cl_α varie avec le nombre de Mach de la manière suivante :

$$Cl_{\alpha M} = \frac{Cl_\alpha | M}{\sqrt{1-M^2}} = 0 \quad (\text{II.13})$$

Cette relation est basée sur la transformation de (Prandtl – Glauret) d'après [39-40] :

- Le centre de pression est défini comme étant le point où s'exerce la force aérodynamique totale sur le profil.
- Les profils non symétriques (cambrés) possèdent deux types de distribution de portance :
 1. Une distribution de portance de base qui dépend de la cambrure.
 2. Une distribution de portance additionnelle qui dépend de l'angle d'attaque.
- Le centre aérodynamique (x_{ac}) est le centre de distribution de la portance additionnelle.

A partir de cette analyse, le centre aérodynamique (x_{ac}) et le centre de pression (x_{cp}) sont les mêmes pour les profils symétriques.

- Pour des petits angles d'attaque :

$$Cm_{ac} = -Cl(x_{cp} - x_{ac})^c \quad (\text{II.14})$$

- si la contribution de (C_d) traînée peut être négligée on aura :

$$x_{cp} = x_{ac} - \frac{C_{mac}}{Cl} \quad (\text{II.15})$$

- Profil symétrique donc : $C_{mac} = 0$ et par suite : $x_{cp} = x_{ac}$
- Pour les profils communs (bas subsonique), le centre aérodynamique est à 0.25 du point de la corde.

Chapitre II : Modélisation mathématique

- Il a été montré d'après [12] qu'à des vitesses supersoniques, le centre aérodynamique des sections plates à des épaisseurs nulles est situé à environ 0.50 du point de corde, ceci est dû à la distribution de pression de type rectangulaire sur différentes sections.

- Pour des profils à des épaisseurs limitées, le centre aérodynamique supersonique est plus éloigné d'après [44].

Lorsque la vitesse est supersonique, on aura d'après [45] :

$$Cl_{\alpha} = \frac{4}{\sqrt{M^2 - 1}} \quad (\text{II.16})$$

.Lorsque la vitesse est transsonique, la variation de Cl_{α} avec M est étudiée expérimentalement

II.5 -Les obstacles aérodynamiques:

On peut classer les obstacles de forme géométrie simple en trois types:

✓ Les obstacles à courbure progressive: pour lesquels le point de décollement de la couche limite est susceptible de se déplacer: le modèle géométrique est la sphère ou la cylindre.

✓ Les obstacles à arrête vive, pour lesquels le point de décollement de la couche limite est fixe: le modèle géométrique est la plaque plane inclinée sur la direction de la vitesse \vec{v} .

✓ Les obstacles profilés, pour lesquels il n'a pas de décollement de la couche limite: le modèle géométrique est la plaque plane parallèle à \vec{v} [29].

II.6- Finesse aérodynamique :

C'est le rapport entre la force de portance et la force de traînée (F_z / F_x) L'objectif principal de l'aérodynamique, c'est d'avoir une finesse maximale, et pour se faire, soit on augmentant la portance ou on minimisant la traînée [36]

II.7- Centre de poussée :

Est le point d'application des résultantes aérodynamiques 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 [46]

$$\frac{x_p}{l} = 0.25 - \frac{C_m}{C_L} \quad (\text{II.17})$$

II.8-Couche limite :

II.8.1-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 la transition entre la condition d'adhérence à la paroi ($\vec{v} = \vec{0}$) et l'écoulement extérieur ($\vec{V} = \vec{U}_e$). Elle est caractérisée par l'épaisseur de la couche limite (δ) qui est l'étendue de cette zone transversalement à l'écoulement. Cette zone est généralement de faible dimension et dépend de l'abscisse (x) [48].

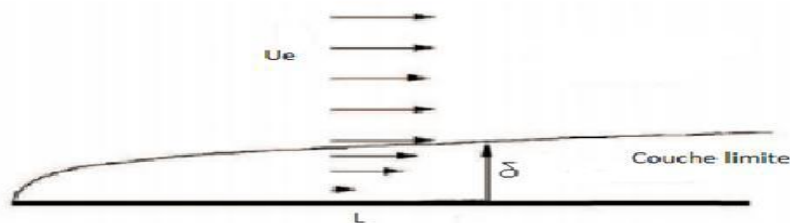


Figure II.11-Schémas de la couche limite sur une plaque[49].

III.8.2- Contexte physique du décollement de la couche limite :

Dans le cas d'un écoulement 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 est décollé. Le point de séparation ou de décollement de 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 [50].

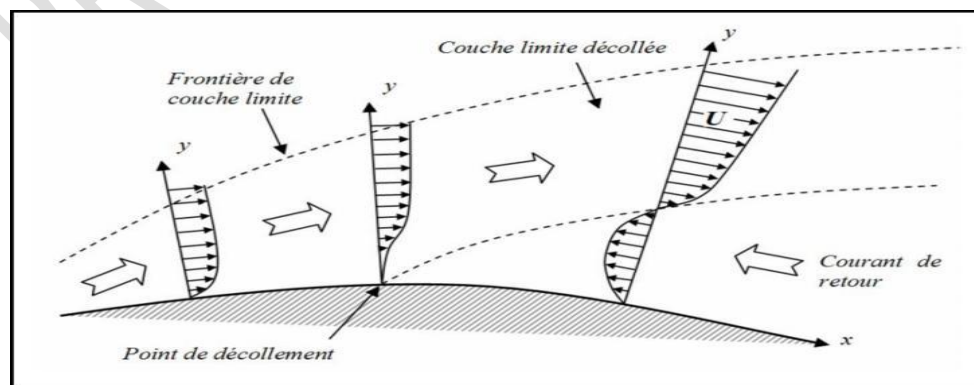


Figure II.12- : Profil de vitesse lors de décollement de la couche limite sur un corps profilé [49]

II.11- État de l'art

L'analyse bibliographique développée dans ce chapitre regroupe des résultats d'expérience et des travaux de modélisation relative à des travaux de recherches menées sur des écoulements autour des profils aérodynamiques :

J. Favier et A. Kourta [51] ont proposé une étude du contrôle de décollement de la couche limite autour d'un profil (ONERA), à l'aide des micro jets à soufflage continu (figure II.13) ils ont utilisé la vélocimétrie laser par image de particules (PIV) pour mesurer les champs de vitesse bidimensionnels de la demi-envergure du profil pour différentes valeurs de nombre de Reynolds et d'incidence, avec et sans contrôle (figure II.14) un post-traitement par décomposition en modes propres orthogonaux (POD) est développé pour mettre en évidence les caractéristiques énergétiques principales de l'écoulement. Grâce à cette décomposition en modes (POD), le mécanisme de recollement de la couche limite par distribution de l'énergie est mis en évidence, la base (POD) obtenue ici empiriquement va permettre de construire un système dynamique par projection de Galerkin des équations de Navier-Stokes sur les modes (POD). En ne retenant qu'un nombre réduit de modes, le modèle d'ordre réduit ainsi rend possible l'application de méthodes.

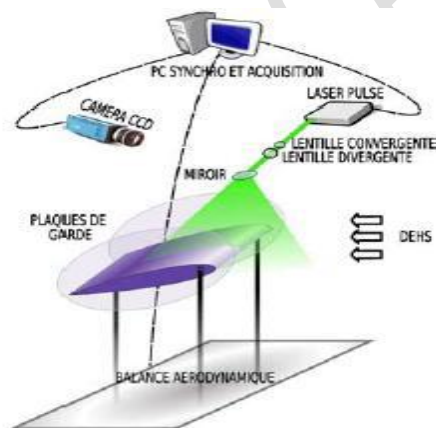


Figure I.13-Protocole expérimental[51]

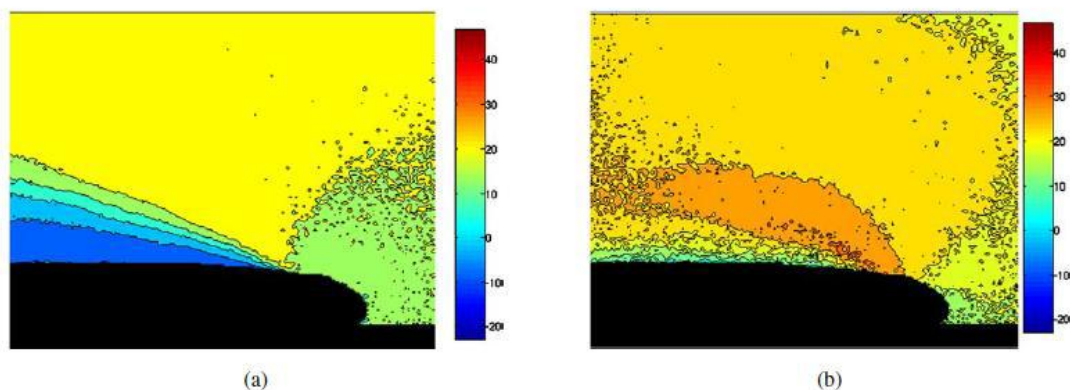


Figure II.14-Contours de champs de vitesse moyenne dans la zone proche du bord d'attaque pour $Re = 0,46 \times 10^6$ et $\alpha = 16^\circ$. (a) sans contrôle. (b) Avec contrôle[52]

II.9- définitions de quelques nombres adimensionnels :

Les écoulements externes sont fortement influencés par les effets de turbulence, de compressibilité. On peut quantifier ce phénomène par quelque nombre adimensionnel.

II.9.1- Nombre de Reynolds :

Le nombre de Reynolds est le rapport des forces d'inertie sur les forces visqueuses :

$$\text{Re} = \frac{U_{\infty} \cdot L}{\nu} \quad (\text{II.18})$$

Avec:

U_{∞} : vitesse de l'écoulement à l'infini.

ν : viscosité cinématique de l'écoulement.

L: Longueur caractéristique (la corde dans le cas d'une aile d'avion).

-Le nombre de Reynolds est un paramètre très important en aérodynamique, notamment dans la classification des écoulements. Il permet, par exemple de quantifier les écoulements laminaires et turbulents.

II.10- Régimes d'écoulements:

II.10.1. 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[31]

$$\text{Re} = \frac{\rho V L}{\mu} = \frac{V L}{\nu} \quad (\text{II.19})$$

Où: 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

Chapitre II : Modélisation mathématique

Les forces d'inertie et les forces de la viscosité, et caractérise l'apparition de la turbulence [19].

II.10.2-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 in stationnaire) si les variables décrivant le mouvement sont dépendant du temps [21].

II.10.3- 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 [19].

III.10.4-Ecoulement rotationnel et irrotationnel :

On dit de l'écoulement d'un fluide qu'il est irrotationnel si les vitesses angulaires

Des particules sont nulles. Dans ce type d'écoulement, toute particule de fluide se déplace en une succession de mouvements translation pure (**fig.II.10**).

Dans un écoulement irrotationnel, la vitesse \vec{v} dérive d'un potentiel des vitesses φ :

$$\vec{V} = \overrightarrow{\text{grad}} \varphi = \vec{\nabla} \varphi \quad (\text{II.20})$$

En coordonnées cartésiennes, on écrit encore la vitesse \vec{v} comme :

$$\vec{V} = u\vec{i} + v\vec{j} + w\vec{k} \quad (\text{II.21})$$

Suivant la définition de l'écoulement irrotationnel, on peut écrit:

$$\vec{V} = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \vec{i} + \frac{\partial \varphi}{\partial y} \vec{j} + \frac{\partial \varphi}{\partial z} \vec{k} \quad (\text{II.22})$$

D'où:
$$u = \frac{\partial \varphi}{\partial x} \quad v = \frac{\partial \varphi}{\partial y} \quad w = \frac{\partial \varphi}{\partial z} \quad (\text{II.23})$$

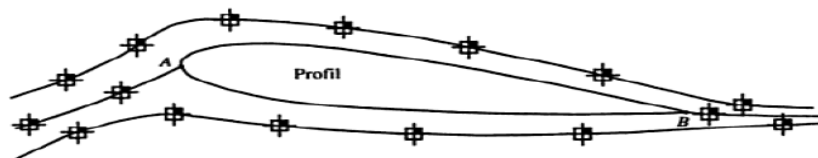


Fig. II.15-Ecoulement irrotationnel autour d'un profil [19]

Chapitre II : Modélisation mathématique

On dit que l'écoulement d'un fluide est rotationnel lorsque les particules fluides subissent une vitesse angulaire de rotation pure [19-55]

$$\overline{rot\vec{V}} = \vec{\nabla} \wedge \vec{V} \neq \vec{0} \text{ (II.24)}$$

II.10.5-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 est la célérité du son [30].

II.11- La vitesse du son:

Considérons une petite perturbation adiabatique réversible (donc isentropique) qui se déplace dans le fluide initialement au repos contenu dans un tube de section A constante.

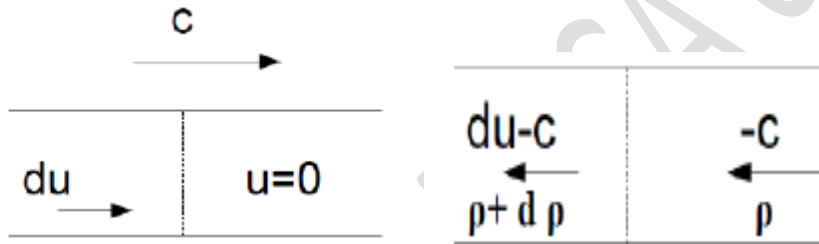


Fig.II.16-Mise en évidence de la notion de la célérité du son [28]

Dans un référentiel lié à la perturbation, l'écriture des bilans de masse et quantité de Mouvement donne:

✓ Masse: $\rho c = (\rho + d\rho)(c - du) \text{ (II.25)}$

✓ Quantité de mouvement : $\rho c^2 - (\rho + d\rho)(c - du)^2 = dp \text{ (II.26)}$

Ces deux équations s'écrivent respectivement, au premier ordre:

$$\begin{cases} \rho du = cd\rho \\ 2\rho c du - c^2 d\rho = dp \end{cases} \text{ D'où } c^2 d\rho = dp \text{ (II.27)}$$

La perturbation considérée est isentropique, donc:

$$c^2 = \left(\frac{dp}{d\rho} \right)_s \text{ (II.28)}$$

Dans le cas d'un gaz parfait : $c = \sqrt{\gamma \frac{R}{M} T} = \sqrt{\gamma \frac{p}{\rho}}$

Chapitre II : Modélisation mathématique

D'où: \mathbf{M} est la masse molaire, \mathbf{R} est la constante des gaz parfaits, et $\gamma = C_p / C_v$

- Pour bien comprendre la différence entre l'écoulement compressible et l'écoulement Incompressible, doivent être identifiés un nombre sans dimension, appelé nombre de Mach[30].

II.12- Nombre de Mach :

Le nombre de Mach, est un nombre adimensionnel noté par M_∞ est proportionnel à la racine carrée du rapport entre les forces d'inertie et les forces dues à la compressibilité :

$$\frac{F_A}{F_C} = \frac{\text{Force d'inertie}}{\text{Force dues à la compressibilité}}$$

$$\frac{F_A}{F_C} = \frac{\rho V^2 L^2}{E_v L^2} = \frac{V^2}{E_v / \rho} = \frac{V^2}{(dp/d\rho)^2} = \frac{V^2}{C^2} = M_\infty^2 \quad (\text{II.29})$$

D'où : E_v : est le module de la compressibilité du fluide.

$$M_\infty = \frac{V}{C} \quad (\text{II.30}) \text{ le nombre de Mach.}$$

- Le nombre de Mach caractérise les effets de compressibilité dans un écoulement. Pour les fluides incompressibles, la vitesse du son tend vers l'infini c'est-à-dire M_∞ tend vers 0[19].

II.13-Classification des écoulements selon le nombre de Mach:

- On distingue en général les régimes d'écoulement suivants[19 30] :

- ❖ **Subsonique incompressible :** $0 < M_\infty < 0.3$
- ❖ **Subsonique compressible:** $0.3 < M_\infty < 1.0$
- ❖ **Transsonique:** $0.8 < M_\infty < 1.2$
- ❖ **Sonique:** $M_\infty = 1.0$
- ❖ **Supersonique:** $1.0 < M_\infty < 5.0$
- ❖ **Hypersonique :** $M_\infty > 5.0$

III.1-Introduction :

Dans ce travail, on s'intéresse à l'écoulement turbulent rencontrant un obstacle fixe placé sur le fond d'un canal. En mécanique des fluides, en supposant que le fluide est un milieu continu, on peut utiliser les lois classiques de conservation : la conservation de masse (équation de continuité), et la conservation de la quantité de mouvement (équation de Navier-Stokes). Pour résoudre un problème de turbulence, il faut de déterminer en tout point du domaine étudié les grandeurs physiques qui caractérisent le fluide

III.2-Modélisation géométrique :

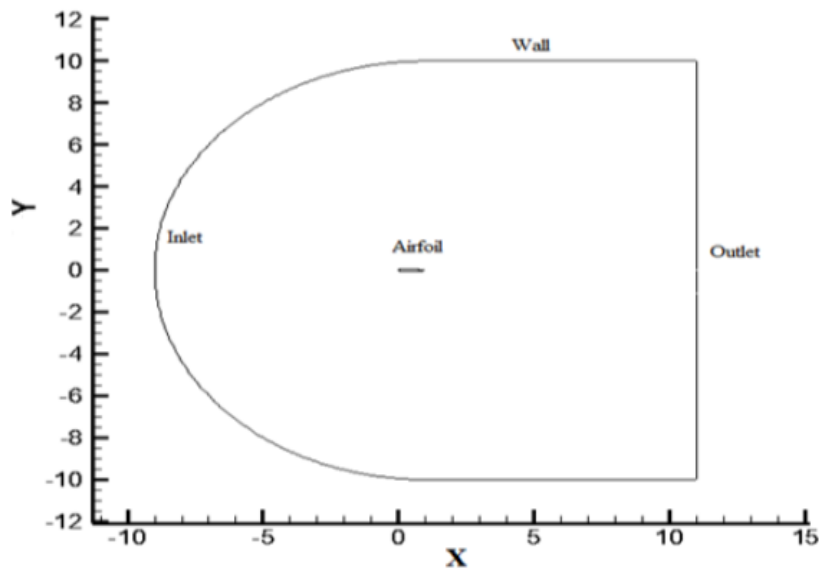


Figure.III.1-Domaine d'écoulement autour du profil NACA0012 [02].

Les paramètres de géométrie :

- Le corde $c=0.1\text{m}$
- Cambrure maximale $m=0$
- Position du maximale $p=0.4$
- Epaisseur maximale $th=0.12$
- Angle d'attaque $\alpha=0, \dots, 15$
- Reynolds $Re = 3 \cdot 10^5$
- La Vitesse $V=1\text{m/s}$
- Taille de section : $300\text{mm} \cdot 300\text{mm}$

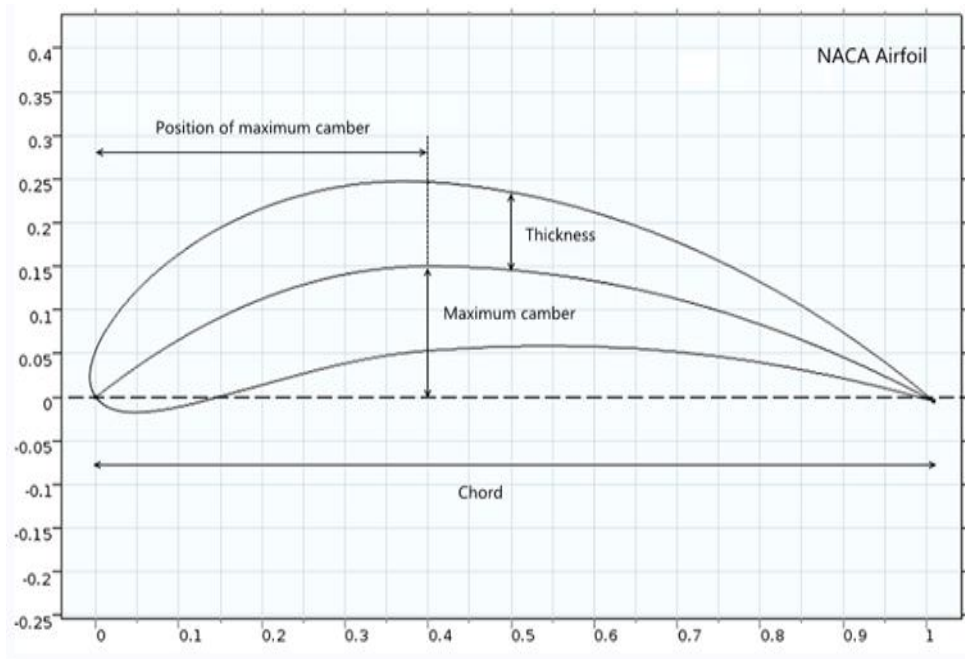


Figure.III.2- Caractéristique géométrique d'un profil NACA 0012 [62].

III.3-Equations de base :

Les relations nécessaires pour prédire l'évolution d'un écoulement bidimensionnel autour d'un profil sont les équations de Navier-Stokes. Ces dernières, de la quantité d'équations sont déduites, des principes fondamentaux de la conservation de la masse et du mouvement. Les variables qui en découlent dans le cas le plus général sont :

Les trois composantes de la vitesse U_i , la pression P . Ces variables sont toutes fonctions des coordonnées de l'espace, Nous présenterons ensuite l'ensemble des équations générales de la mécanique des fluides sur lesquelles sont basées les équations régissant l'écoulement. Nous estimons d'exposer les équations une fois les principes de conservation sont appliqués. Les formes différentielles de l'équation de continuité et l'équation de conservation des quantités de mouvement peuvent être obtenues à partir des relations intégrales sur un volume de contrôle et par l'application du théorème de la divergence. Si le fluide considéré est Newtonien et la pesanteur est la seule force de volume agissant sur le domaine considéré ([58], [56], [57].), les équations régissant l'écoulement peuvent être exprimées ainsi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = 0 \quad \text{(III.1)}$$

$$\rho d \frac{D \vec{v}}{Dt} = \left[\rho (\vec{v} \cdot \nabla) \cdot \vec{v} + \frac{\partial \vec{v}}{\partial t} \right] = -\vec{v} \rho + \rho g + \frac{\partial}{\partial X_j} \left[\mu \left\{ \frac{\partial v_i}{\partial X_j} + \frac{\partial v_j}{\partial X_i} \right\} + \delta_{ij} \lambda \text{div } \vec{v} \right]$$

(III.2)

(1)

(2)

(3)

(4)

(5)

(6)

(7)

Chapitre III : Simulation Numérique

Les termes 1, 2, et 3 de l'équation (2.2) représentent l'accélération totale, convective, et locale. Le terme 4 représente la force de pression, le terme 5 la force de la pesanteur, les termes 6 et 7 les effets visqueux, où normalement la viscosité de dilatation est considérée comme nulle.

(C'est-à-dire $\lambda = -\frac{2}{3}\mu$ d'après l'hypothèse de Stokes). Une discussion détaillée des termes visqueux peut être trouvée dans les travaux de White. Pour les écoulements laminaires incompressibles, la densité et la viscosité sont supposées constantes dans les équations (.1) et (.2).

Ces équations représentent un ensemble complet de quatre équations pour quatre inconnues, à savoir, la pression et les trois composantes de la vitesse. Pour des écoulements non visqueux, les deux derniers termes dans l'équation (.2) sont nuls. Dans la plupart des écoulements internes, le cinquième terme de l'équation (2), est négligé.

On se retrouve assez souvent avec des mouvements lents vis-à-vis d'une rotation d'ensemble par exemple pour les écoulements atmosphériques, océaniques ou certains écoulements industriels. Il est alors commode d'écrire l'équation du mouvement dans le référentiel tournant (non galiléen) à la vitesse angulaire constante Ω .

III.4- Equations de Navier-Stokes pour un fluide incompressible[57] :

L'écoulement turbulent peut être représenté par les équations de Navier-Stokes qui exprime les équations de continuité, la conservation de masse, et de quantité de mouvement, pour simplifier le problème nous allons imposer quelques hypothèses.

III.4.1-Hypothèses simplificatrices :

- L'écoulement est stationnaire
- L'écoulement est bidimensionnel
- L'écoulement est incompressible
- Sans transfert de chaleur
- Forces de volume sont négligeables devant les forces de surface

III.4.2- Equation de continuité :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (\text{III.3})$$

III.4.3-Equation de quantité de mouvement suivant x :

$$\frac{\partial(uu)}{\partial x} + \frac{\partial(uv)}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (\text{III.4})$$

Chapitre III : Simulation Numérique

III.4.4- Equation de quantité de mouvement suivant y[57] :

$$\frac{\partial(uv)}{\partial x} + \frac{\partial(vv)}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \text{(III.5)}$$

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

IV.1-Introduction :

Nous présentons dans ce chapitre les différents résultats et discussions de notre étude. la première partie est consacrée à l'effet de l'angle d'attaque sur les différentes caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 0012. Nous verrons par la suite l'effet de l'épaisseur des profils NACA symétriques sur leurs performances aérodynamiques. Une troisième partie est consacré à l'influence du nombre de Reynolds, alors que dans la dernière partie nous ferons une comparaison entre le profil NACA 0012 et d'autres profils NACA non symétriques de même épaisseur.

IV.2.Effet De L'Angle D'attaque :

L'effet de l'angle d'attaque sur les différentes caractéristiques aérodynamiques de notre modèle 2D du profil NACA 0012 défini dans le chapitre précédent a été étudié par simulation grâce au code de calcul COMSOL multiphasiques version 5.3a.

La figure (III.1) montre la distribution des vitesses d'écoulement de l'air autour de notre profil NACA0012 pour différents angles d'attaques. L'étude est faite pour un nombre de Reynolds $Re = 3 \cdot 10^5$ soit une vitesse d'entrée d'environ 45 m/s. Ces conditions sont celles présentées par B. Raghava Rao et Rangineni Sahitya [63] dans leur étude numérique et expérimentale de l'écoulement autour d'un profil NACA0012.

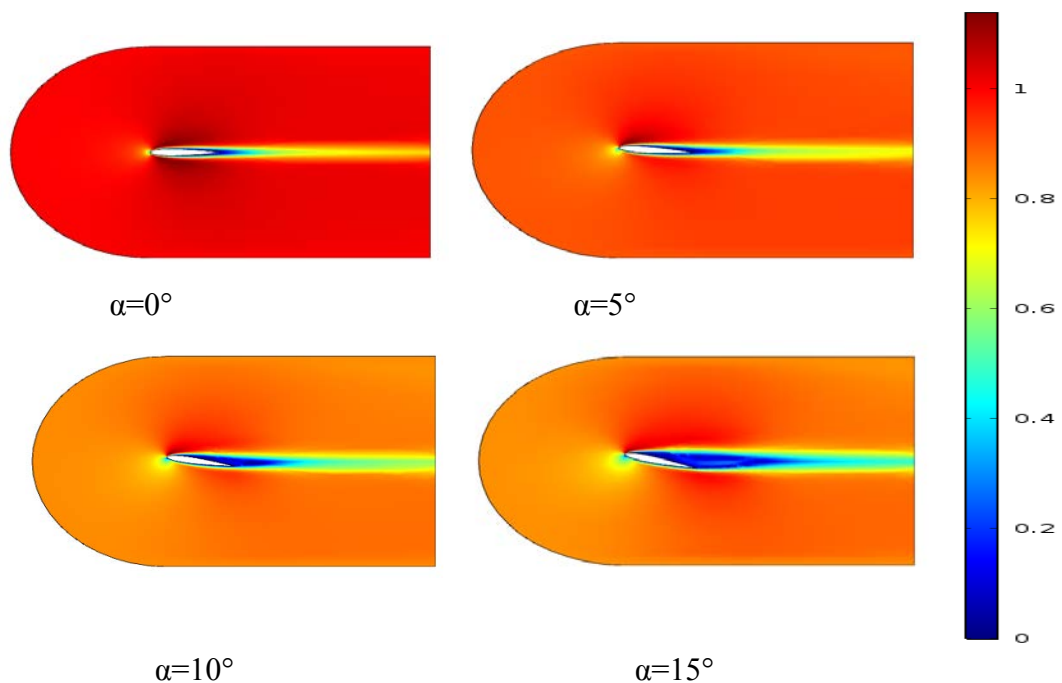


Figure IV .1- la distribution des vitesses d'écoulement de l'air autour de notre profil NACA0012 pour différents angles d'attaques.

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

La figure.IV .2.Montre l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de portance (CL) .En noir le résultat de notre simulation réalisé grâce au code de calcul COMSOL et en rouge le résultat expérimental réalisé par B. Raghava Rao et Rangineni Sahitya [63].Nous remarquons quenos résultats sont très proches de celles obtenues expérimenté.

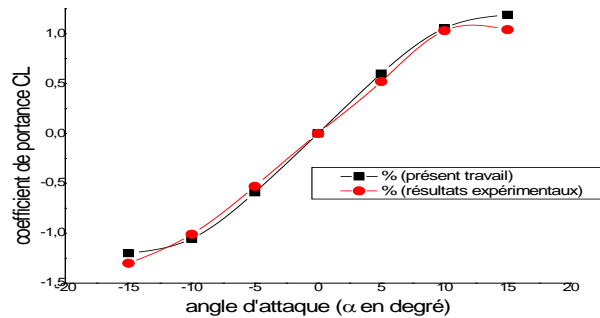


Figure IV .2-l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de portance (CL).

Par ailleurs le coefficient de portance varie linéairement et de façon symétrique par rapport à l'angle d'attaque $\alpha=0^\circ$, jusqu'à une valeur critique de ($\alpha=15^\circ$). Au-delà de cette valeur, la portance diminue brusquement, c'est ce qu'on appelle l'angle de décrochage.

La figure III.3 montre l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de trainée (CD) pour les mêmes conditions cités ci-dessus .On remarque une certaine coïncidence entre les résultats que nous avons obtenus avec celles obtenus expérimentalement par B. Raghava Rao et Rangineni Sahitya [63].D'autre part nous constatons que le coefficient de trainée CD vari de façon symétrique avec l'angle d'incidence par rapport à $\alpha=0^\circ$, les valeurs maximales du coefficient CD sont atteintes pour les angles $\alpha= 15^\circ$ et $\alpha= -15^\circ$ qui correspondent aux angles de décrochages.

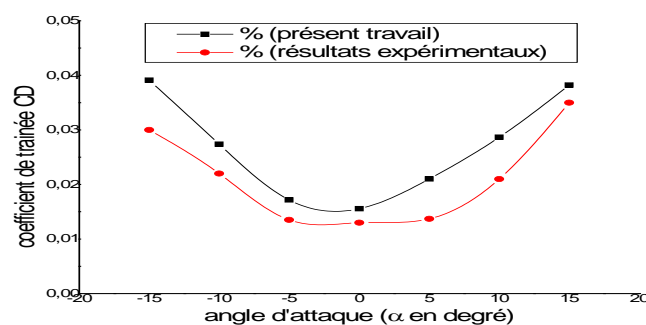


Figure. IV .3.l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de trainée (CD)

IV.3.Effet Epaisseur Maximale Du Profil :

Pour étudier l'effet de l'épaisseur des profils NACA symétriques, nous avons fait une comparaison entre cinq profils de même corde ($c = 1m$).

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

Les profils étudiés sont : NACA0012, NACA0015, NACA0020, NACA0025 et NACA0030. La figure IV .4 représente les distributions des vitesses autour de chaque profil symétrique étudié.

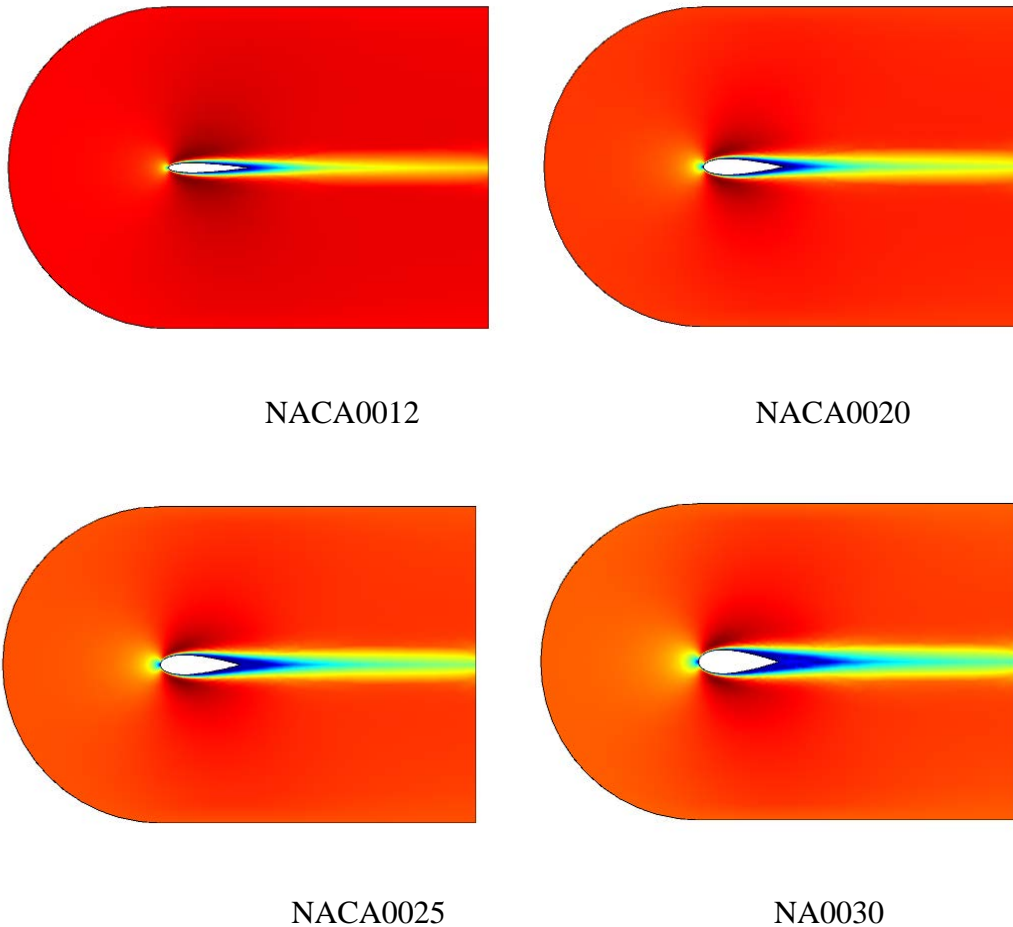


Figure IV .4-représente les distributions des vitesses autour de chaque profil symétrique étudié.

La figure IV .5 montre l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de portance (C_L) pour différentes épaisseurs maximales. Nous distinguons que le coefficient de portance évolue inversement à l'épaisseur maximale du profil symétrique ce qui explique l'utilisation de profil de plus en plus minces. Plus le profil est épais plus ces performances aérodynamiques sont moins bonnes. Un profil NAACA0012 donne un coefficient de portance maximal ($C_L=0.55$) pour un angle d'attaque $\alpha= 15^\circ$ cinq fois plus qu'un profil NACA0030 ($C_L=0.1$).

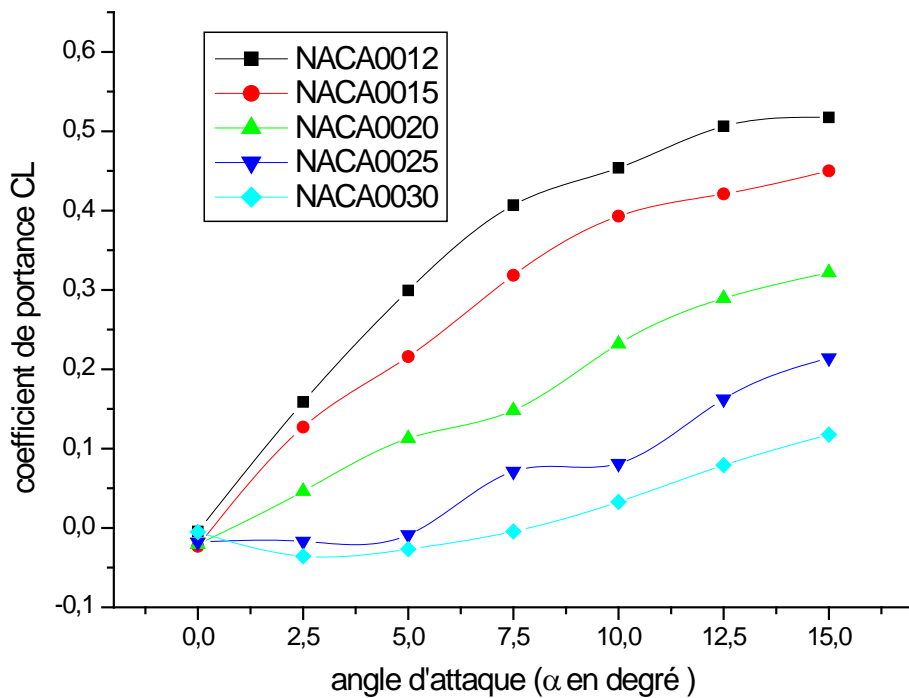


Figure IV .5-l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de portance (CL)

La figure IV .6 représente la variation du coefficient de trainée (CD) en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils symétrique .Le profil NACA0012 est de loin le profil qui présente les meilleures performances aérodynamiques puisqu'il présente le plus faible coefficient de trainée.

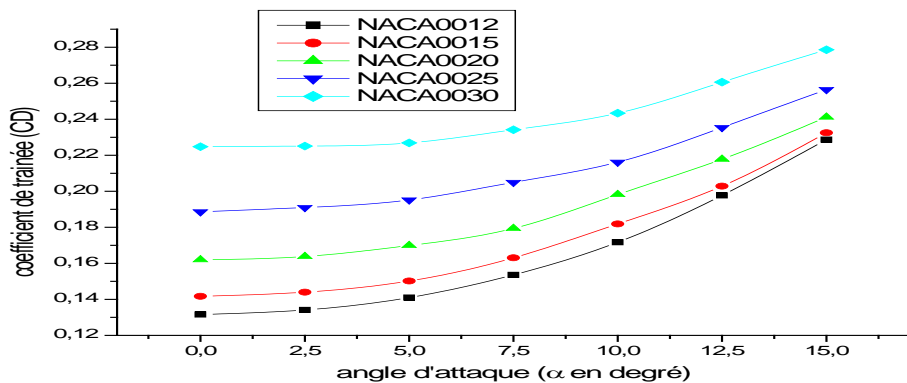


Figure IV .6-l'influence de l'angle d'incidence sur le coefficient de trainée (CD).

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

La figure IV .7 représente la variation du rapport entre le coefficient de portance par le coefficient de trainée (CL/CD) en fonction de l'angle d'attaque pour les cinq profils symétriques. Nous remarquons que le profil NACA 0012 présente le meilleur rapport optimal pour un angle d'attaque $\alpha=7.5^\circ$ cela consolide notre conclusion que les profils les moins épais sont les plus performants.

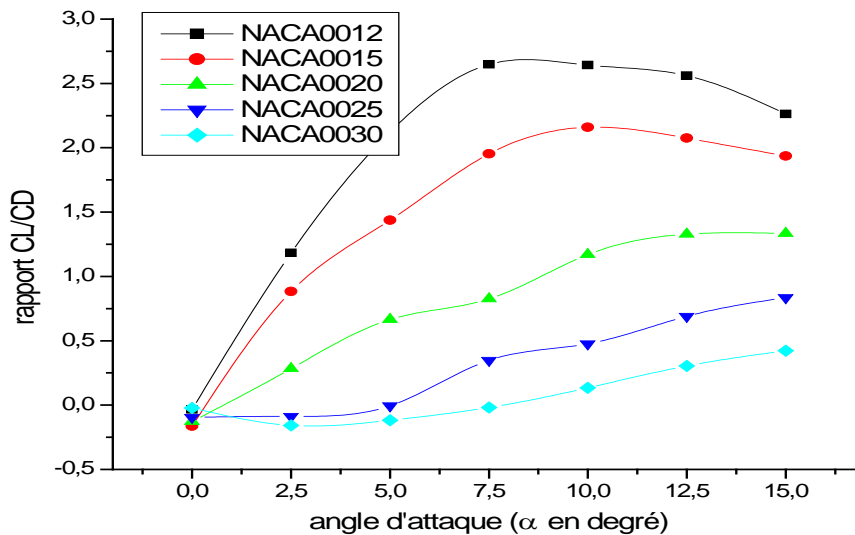


Figure IV .7- représente la variation du rapport entre le coefficient de portance par le coefficient de trainée (CL/CD) en fonction de l'angle d'attaque pour les cinq profils symétriques.

IV.4-Effet Du Nombre De Reynolds :

Nous présentons dans ce paragraphe les résultats par simulation de l'effet de la variation du nombre de Reynolds sur le comportement aérodynamique du profil NACA0012. L'étude est faite pour cinq nombre de Reynolds : $Re=10^2$, 10^3 en régime laminaire et $Re=10^4$, 10^5 et 10^6 en régime turbulent.

Les résultats sont les suivantes:

La figure IV .8 montre la variation du coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

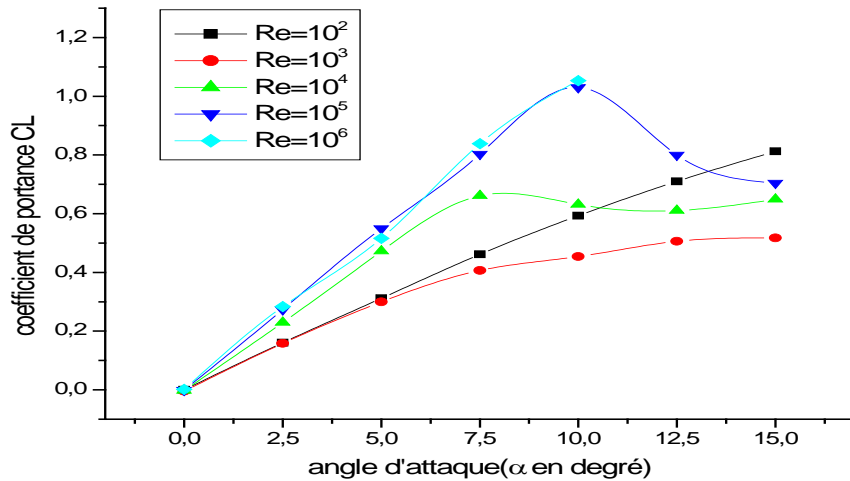


Figure IV .8-la variation du coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

Nous constatons que l'angle de décrochage diminue lorsque le nombre de Reynolds augmente, sa valeur est autour de 15° en régime laminaire alors qu'il ne dépasse pas les 7° pour les valeurs du nombre de Reynolds $\geq 10^4$. Par contre les performances aérodynamiques augmentent avec les vitesses de l'écoulement. Les meilleures valeurs du coefficient de portance sont relevées pour des nombres de Reynolds élevés. Ceci est valable pour les valeurs du coefficient de traînée qu'on distingue sur la figure VI.4.2 qui montre la variation du coefficient de traînée CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

La figure IV .9 montre la variation du coefficient de traînée CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

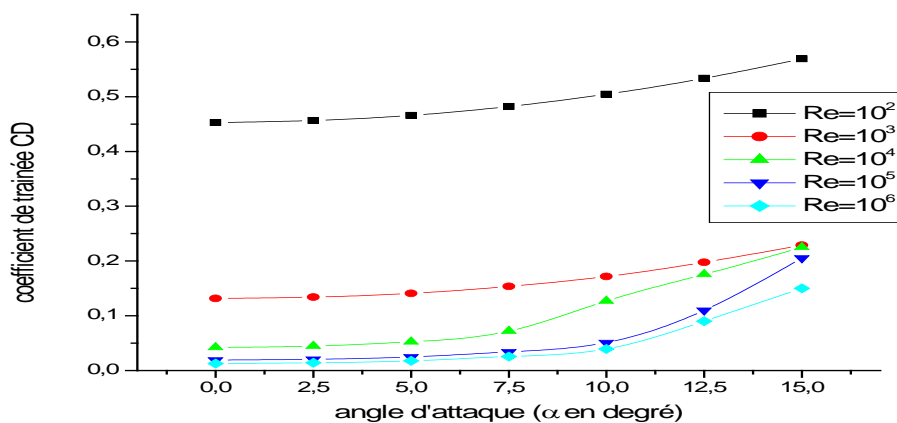


Figure .IV .9. la variation du coefficient de traînée CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

Les remarques précédentes sont plus évidentes sur la figure IV .10 montre la variation du rapport CL/CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

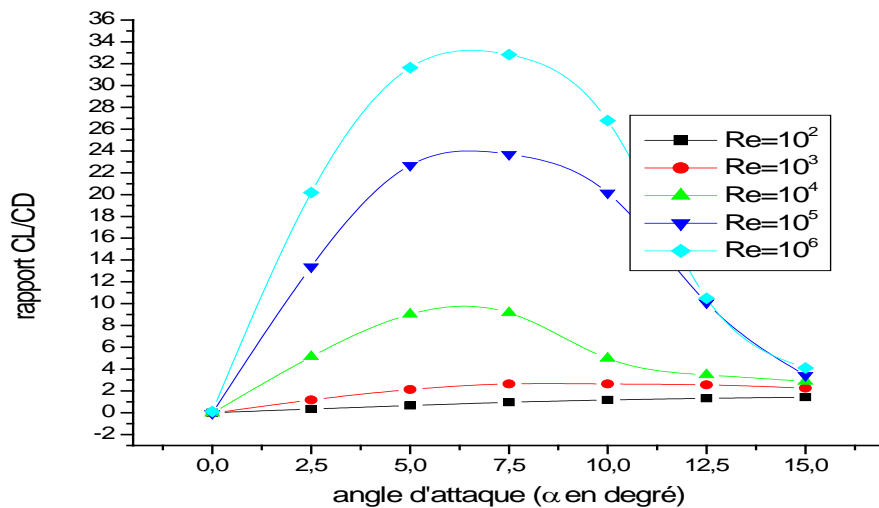


Figure IV .10- la variation du rapport CL/CD en fonction de l'angle d'attaque sur le profil NACA0012 pour différents nombres de Reynolds.

IV.5- Comparaison Entre Le Profil NACA0012 Et D'autre Profil Non Symétrique :

Nous présentons dans ce qui suit une comparaison entre le profil (symétrique) NACA0012 et trois autres profils non symétriques de même épaisseur maximale (12%). Nous avons choisis les profils NACA à série de quatre chiffres non symétriques suivants: NACA1412, NACA2412 et NACA4412.

La figure IV .11 montre la variation du coefficient de portance CL en fonction de l'angle d'attaque pour les différents profils choisis. L'étude est faite pour un nombre de Reynolds $Re=3 \cdot 10^5$. On distingue que la courbe de CL en fonction de α du profil NACA0012 est symétrique alors que celles des autres profils sont non symétriques. On remarque d'autre part que les profils non symétriques donnent des caractéristiques aérodynamiques meilleurs que celles données par le profil symétrique NACA0012.

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

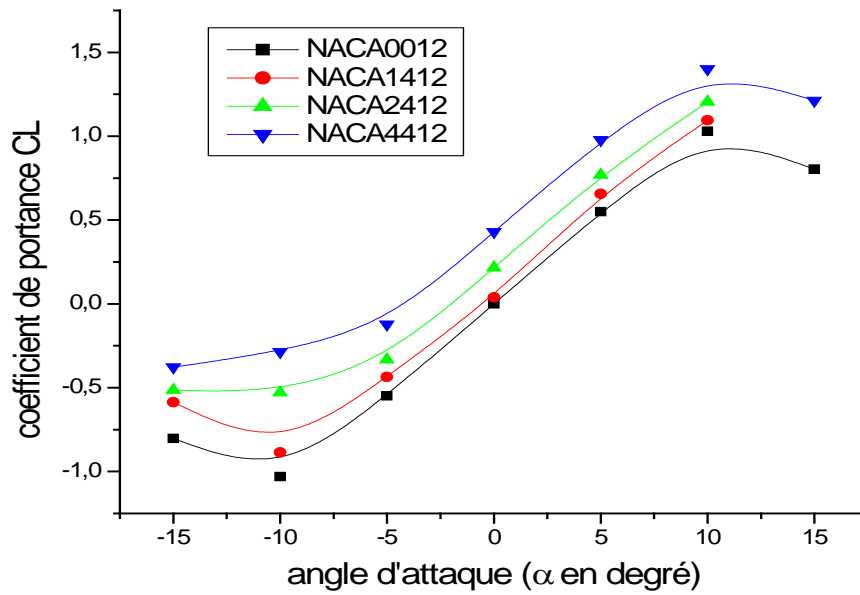


Figure IV .11-la variation du coefficient de portance **CL**.

Nous remarquons que la courbe est symétrique par rapport à $\alpha = 0^\circ$ pour NACA0012 ce qui n'est pas le cas pour les trois autres profils. D'autre part, en Remarque que le coefficient (C_D) croît avec la cambrure maximal relative (le profil NACA4412 présentent les meilleurs coefficients de portance), d'autant plus que les quatre profils présentent Presque les memes coefficients de trainee , chose qui est. Clair sur la figure IV.12 qui représente evolution du coefficient aérodynamique de trainé avec l'angle d'inclinaison α pour les quatre profils.

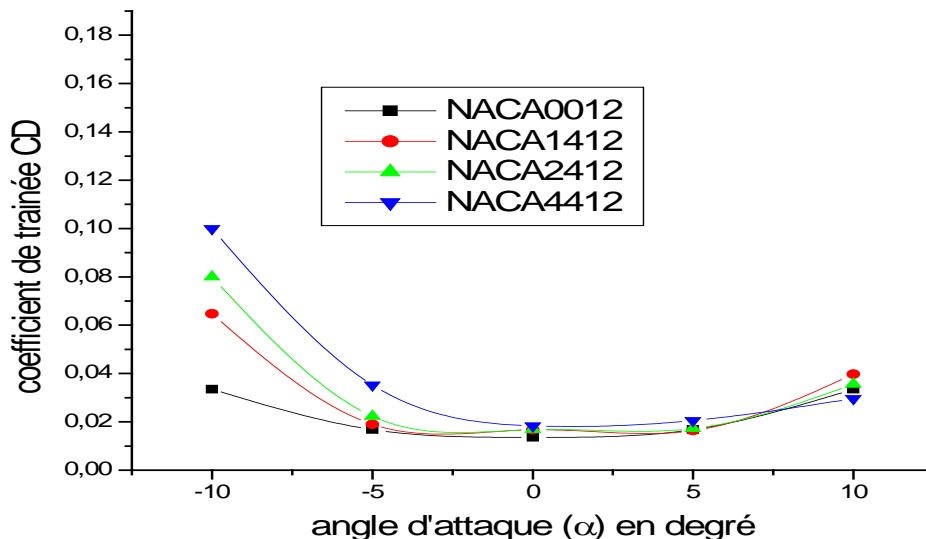


Figure. IV.12-la variation du coefficient de Trainee (**CD**).

CHAPITRE IV : RESULTATS ET DISCUSSIONS

Conclusion:

Au cours de ce chapitre nous avons présenté les résultats de simulations numériques pour un écoulement autour de profils aérodynamique NACA avec un code de calcul COMSOL MULTIPHYSICS version 5.3a où nous avons fait une étude comparative entre nos résultats et les résultats retrouvés expérimentalement, puis nous avons fait une étude paramétrique pour voir le comportement des caractéristiques aérodynamiques du profil NACA0012. et parmi les conclusions à tirer on peut citer que :

- Les coefficients aérodynamique varient linéairement et de façon symétrique avec l'angle d'attaque.
- les profils symétriques les plus minces sont les plus performants.
- plus le nombre de Reynolds est grand plus l'angle de décrochage est petit.
- les profils NACA non symétrique présentent de meilleures performances que les profils NACA symétrique.

CONCLUSION GENERALE :

Les écoulements autour des profils aérodynamiques portant sont un domaine de recherche à la fois vaste et complexe. Les profils NACA sont des profils aérodynamiques pour les ailes d'avions développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA, États-Unis). Il s'agit de la série de profils la plus connue et utilisée dans la construction aéronautique. Les travaux de recherche actuels se basent essentiellement sur la détermination des caractéristiques aérodynamique des profils, et l'amélioration de leurs rendements.

Ce mémoire récapitule notre étude menée sur l'écoulement autour du profil NACA0012. Cette étude théorique d'une part et numérique grâce au code de calcul COMSOL MULTIPHYSICS (version 5.3) d'autre part nous a permis de tirer les conclusions suivantes :

-Les coefficients aérodynamique varient linéairement et de façon symétrique avec l'angle d'attaque.

-les profils symétriques les plus minces sont les plus performants.

-plus le nombre de Reynolds est grand plus l'angle de décrochage est petit.

Plus la vitesse de l'écoulement est grandes plus les performances aérodynamiques sont meilleures.

-les profils NACA non symétriques à série de 4 chiffres présentent de meilleures performances aérodynamiques que les profils symétriques de même série.

-Plus la cambrure relative est grande plus les caractéristiques aérodynamique sont performants.

Résumé :

Ce travail s'inscrit dans le contexte d'une analyse de l'écoulement subsonique incompressible autour d'un profil bidimensionnel NACA0012, Pour des angles d'attaques et des nombres de Reynolds et des épaisseurs relatives différentes. L'écoulement est obtenu en résolvant les équations stationnaires, de continuité et de quantité de mouvement combinées avec le modèle de fermeture $k-\omega$ SST, nous avons par la suite validé ce modèle par une comparaison entre nos résultats et les données expérimentales. Le but de ce présent travail est d'étudier le comportement des caractéristiques aérodynamiques pour différentes configurations. Le domaine de calcul est composé de 80 000 mailles correctement répartie.

Mots clés : NACA0012, écoulement subsonique, profil, angle d'attaque, nombre de Reynolds, épaisseur relative, caractéristiques aérodynamiques, couche limite.

Abstract :

The analysis of the two dimensional subsonic flow over a NACA0012 (National Advisory Committee for Aeronautics) airfoil $k-\omega$ SST at various angles of attack and operating at a various Reynolds number and for various thickness of the airfoil. The flow was obtained by solving the steady-state governing equations of continuity and momentum conservation combined with turbulence model $k-\omega$ shear stress transport (SST) aiming to the validation of this model through the comparison of the predictions and the free field experimental measurements for the selected airfoil. The aim of the work was to show the behavior of the airfoil at these conditions. The computational domain was composed of 80 000 cells emerged in a structured way. Key words: NACA0012, airfoil, aerodynamic coefficients, subsonic flow, angle of attack, Reynolds number, thickness, turbulence model, boundary layer.

ملخص :

تحليل تدفق دون سرعة الصوت على NACA0012 في زوايا مختلفة من الهجوم وتعمل في مختلف رقم الجنيح رينولدز و سمك مختلف ثم الحصول على التدفق من خلال حل المعادلة الحفاظ على استمرارية و الزخم جنباً إلى نماذج $k-w$ SST جنب مع تهدف إلى التحقق من صحة هذا النموذج من خلال المقارنة بين التنبؤات و الساحة خالية الاضطراب

القياسات التجريبية لجنيح المحدد وكان الهدف من العمل لإظهار سلوك الجنيح في هذه الظروف و تألفت المجال الحسابي 80000 الخلايا ظهرت بطريقة منظمة مع الحرص على صقل الشبكة بالقرب من الجنيح من أجل إحاطة نهج الطبقة الحدية الكلمات الرئيسية: NACA0012 ، الجنيح ، المعاملات الهوائية ، تدفق دون سرعة الصوت ، زاوية الهجوم ، عدد رينولد سمك ، نموذج الاضطراب و الطبقة الحدودية.

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES :

[01] [www. wikipedai.com](http://www.wikipedai.com)

[02] **BENAZOUZ Koceila ICHALAL Nacer.** "Simulation d'un écoulement autour d'un profil aérodynamique" Mémoire du diplôme master en Génie Mécanique UNIVERSITE ABDERRAHMANE MIRA BEJAIA 29/06/2016.

[03] **Sachin Goel.** Développment of àComputational Design System for the Multi-ObjectiveAerodynamic Design Optimisation of 2D Airfoils- Intégration ». School of Engineering, Cranfield Université.

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

[05]**Harris, sherwood,** “ the first to fly, Aviation’s pioneer days” Simon and Schuster Ed.New York, 1970.

[06]**Henderson M.L.** “A solution to the 2 –D separated wake modeling problem andits use to predict CL max of arbitrary air foil sections”, AIAA Paper 78-156, presented atthe AIAA 16TH AEROSPACE SCIENCES MEETING, 1978.

[07]**Schlichting H.,** “Boundary layer theory,” Mc Graw-Hill, 7th Ed 1979

[08]**Joukowski.N.E.,** “ Sur les Tourbillons Adjoints., ” Travaux de la section physique de laSociété Imperiale des Amis des Sciences Naturelles., ” Vol.13.No.2.1906.

[09]**Kutta. M.W.,** “ Auftriebskrafte in Stromenden to Flussigkeiten., ” IllustrierteAeronautische Mitteilungen. Vol.6.1902. P.133.

[10]**Hoak D.E., Ellison D.E.,** “USAF stability and control dactom,” Air force flightdynamics laboratory, Base, Ohio, 1968.

[11] Blum E.K., “Numerical Analysis And Computation Theory And Practice,” Addison-Wesley, 1972.

[12] McCormick, B.W. “Aerodynamics aeronautics and flight mechanics,” 2nd ed, Wiley,New York, 1995, 112-119.

[13]**Zumwalt G. W., and Nark. S. N.,** “An analytical model for highly separated flow on airfoils at low speeds”, Wichita state université report AR-77-2, 1977.

[14]**Aboutt I. H., and Von Doenhoff A.E.,** “ Theory of wing sections,”Dover publications, Inc, 1979.

[15]**ParaschivoiuI** “ Aérodynamique Subsonique” Editions de l'Ecole Polytechnique deMontréal. Canada. 1998.

[16]**Drela, M.**, “**XFOIL**: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Aerodynamics, Univ. of Notre Dame, in, June 1989.

[17]Citer PAR **Melle MERABET Amel** ANALYSE DES CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES D'UNE AILE D'AVION DE DIFFERENTS PROFILS SOUS L'EFFET DES VITESSES SUBSONIQUES.

[18]**Bonnet.A.**, “ Aérodynamique : Théorie de la dynamique des fluides ”, EditionsCepadues. E.N.S.A.E.Toulouse 1989.

[19]**ION Paraschivoiu**, « Aérodynamique subsonique », Editions de l'écolePolytechnique de Montréal (Québec), Canada, 1998.

[20]**DANIEL Cauvin**, « Aérodynamique, Mécanique du vol », Université AéronautiqueJean Mermoz, France, 1990.

[21] **A. Brima**, « Mécanique des fluides et Aérodynamique», cours de Master I, Département Génie mécanique, Université de Biskra, 2012-2013.

[22]**W. H. Mason Professor of Aerospace & Ocean Engineering Virginia PolytechnicInstitute & State University** « Applied Computational Aerodynamics » Chapitre7Copyright 1998 by W. F. Masson.

[23]**Xiao-Chuan Cai, William D. Gropp, David E. Keyes, Robin G. Melvin and David DP. Young** « Parallel Newton -Krylov- Schwarz Algorithms for the Transonic FullPotential Equation » Siam J. SCI. Comput. Vol. 19, No. 1, pp. 246{265, January 1998.Society for Industrial and Applied Mathematics.

[24]**R.K. Zeytounian**, « Mécanique des fluides fondamentale», Université de Lille. France, 1991.

[25]<http://www.chez.com/aerodynamique>.

[26]**HAMDI T.Hemdan and ABDULFATAH A.Selim**, « Supersonic flow past pointed-Nose thin airfoils», Journal of Acta Astronautica vol.26, N° 5, pp 317-323,1992.

[27]**C. A. J Fletcher**, « Computational Techniques in Fluid Dynamics- Volume 1 Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 1988.

[28]**Charles D.Harris** « Aerodynamic characteristics of a 14 -Percent- thick NASA Supercritical Airfoil Designed for a normal Force coefficient of 0.7 » NASA TM X-72712, February 1981.

[29]**SAMIR Khene**, « Mécanique des fluides»,publications de l'université BadjiM Mokhtar, Annaba, 2000.

[30]**PIERRE Louis**, « Mécanique des fluides à masse volumique variable», Presses de l'école nationale des ponts et chaussées, Paris, 1997.

[31]RAYMOND Brun, « Manuel du Mécanicien et du Thermicien », Editions Techip, Paris, 1977.

[32]Moore D.W., Saffman P.G., "Axial flow in laminar trailing vortices", Proc. R. Soc.Lond., Ser. A 333, pp. 491-508, 1973.

[33]Sibony.M et Mardon.J., "Approximation et équations différentielles en Analyse numérique". 1988

[34]Turbomachines thermiques. ALBIN BOLCS. STOCKHOLM / LAUSANNE. 2006/1993

[35]Thiery Faure. "Dynamique des fluides appliqué (application l'aérodynamique)" Université Paris 6-Piere-et-Marie-Curie. Maison dunod.2007.

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

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

[38]Amel.Merabet et B. NECIB. "Investigation analytique et expérimentale des ailes d'avion de différentes formes". 1er Congrès International de Mécanique Constantine 14-16 Décembre 2002

[39]Amel.Merabet et B. NECIB. " Calcul des couches limites laminaires autour des profils d'ailes d'avions par des méthodes numériques." Journées d'Etudes Sur les Matériaux Sidi Bel Abbes19-20 Octobre 2003.

[40]Carlson L. A., "A program for high lift separated flow about air foils final,"report NASA CR-3376 (TEXAS. UNIVERCITY),1980

[41]Jacob , K.W., " Some Programs for Incompressible Aerodynamic Flow Calculation.," California Inst. Of Technology Computing Center, TR-122, FEB.1964

[42]Filotas.L.T., " Solution of the lifting-Line Equation for Twisted Elliptic Wings". Journal of Aircraft, Vol .17, N°12,1980.pp 898-904.

[43]Prandtl.L., " Applications of Modern Hydrodynamics to Aeronautics.," NACA 116 June1921.

[44]Bera.R.J," Some Remarks on the Solution of the Lifting-Line Equation.," Journal ofAircraft.Vol.11.N°10.1974.pp647-648.

[45] **Thwaites.B.**, "Incompressible Aerodynamics". Oxford Univ. Press. Oxford. England. UK. 1960.

[46] **Carlson L. A.**, "Transonic Airfoil flow field analysis Cartesian coordinates final," report NASA CR- 2577 (TEXAS UNIVERCITY), 1975.

[47] **Merabet Amel.** "Analyse des caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion de différents profils sous l'effet des vitesses subsoniques

[48] **Klaa Eftikhar.** "Conception d'une aube de turbine à gaz en matériaux composites". Thèse du magister en Génie Mécanique université de Batna. 2015

[49] **Saadi Mohamed chérif.** "Etude de la séparation de la couche limite sur un profil

[50] **Sébastien Bourgois.** "Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile: analyse et contrôle". Sciences de l'ingénieur [physics]. Université de Poitiers, 2006. Français.

[51] **Julien Favier, Azddine Kurta.** "Etude du contrôle du décollement sur un profil d'aile par mesure PIV et analyse POD". 2006.

[52] **Shantanu S. Bhat, Raghuraman N. Govardhan.** "Stall flutter of NACA 0012 airfoil at low Reynolds numbers". 2013.

[53] **BEDJEGHIT EL-Houas,** « Etude expérimentale et numérique d'un écoulement autour d'obstacles carré et cylindrique »,

[54] **HUA Shan, LI Jiang and CHAOQUN Luis,** « Direct numerical solution of flow separation around a NACA 0012 airfoil », Journal of Computers & Fluids, vol.34, pp1096-1114, 2004.

[55] **INGEL Ryhming,** « Dynamique des fluides », Presses Polytechniques et universitaires Romandes, 2004

[56] **L. Bouchaour** « Etude d'un écoulement incompressible autour d'un Profil tournant ». Thèse de Magister. Université de Constantine, 2011.

[57] Mémoire de Magister en physique option photo thermique université MONTOURI CONCTANTINE 2012

[58] **H .SCHLICHTING** « Boundary Layer Theory » 7th Ed, McGraw-Hill, New York, 1979.

[59] **F.White** « Viscous Fluid Flow », McGraw-Hill , New York. (1974)

[60]BOUHELAL A., BRIMA A., DERFOUF C.E, MOUMMI N « Contribution A L'étude Numérique De L'écoulement Subsonique Et Transsonique Autour D'un Profil D'aile Mince Type NACA 0006 », Larhyss Journal, ISSN 1112-3680, n°21, Mars 2015, pp. 227-242.

[61]LAZHAR BOUCHAOURETUDE D'UN ECOULEMENT INCOMPRESSIBLE AUTOUR D'UN PROFIL TOURNANT MEMOIRE DE DIPLOME DE MAGISTER EN PHYSIQUE UNIVERSITE MENTOURI CONSTANTINE 25 / 05 / 2011

[62]COMSOL multiphasiques version 5.3a

[63]B. Raghava Rao, Rangineni Sahitya Mechanical Department Numerical And Experimental Investigation of The Flow Field Around NACA 0012 Aerofoil ISSN (Print): 2319-3182, Volume -4, Issue-4, 2015

[64]AÉRODYNAMIQUE MÉCANIQUE DU VOL PERFORMANCES AVION Cours théoriques BIA Edition 2013 - 2014 André PARIS - FI - FE