

**REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE MENTOURI-CONSTANTINE
FACULTE DES SCIENCES EXACTES
DEPARTEMENT DE PHYSIQUE**

N^o de série :.....
N^o d'ordre :.....

MEMOIRE

PRESENTE POUR OBTENIR LE DIPLOME DE MAGISTER EN PHYSIQUE

SPECIALITE : PHYSIQUE ENERGETIQUE

OPTION : PHOTO-THERMIQUE

Thème :

**ETUDE DE LA SEPARATION DE LA COUCHE LIMITE
SUR UN PROFIL**

Par

SAADI Mohamed chérif

SOUTENU LE:...../.../2012

Devant le jury :

Président : N.ATTAF Prof Univ .Mentouri Constantine

Rapporteur : L.BAHI Prof Univ .Mentouri Constantine

Examineurs : T.BOUFENDI Prof Univ .Mentouri Constantine

A.MOKHNACHE M.C Univ .Mentouri Constantine

Dédicaces

*Je dédie ce travail à l'âme de mon père
Je dédie également ce travail à l'âme de ma
mère source de tendresse et de soutien moral.
A ma petite famille, surtout à ma femme.
A mes deux sœurs et leurs petites familles.
A tous mes collègues.*

SAADI Mohamed chérif

Remerciements

*J'adresse mes plus vifs remerciements à **Mr.L.Bahí**, Professeur à l'université Mentouri, qui m'a proposé ce sujet et n'a pas cessé de me guider pour la réalisation, jusqu'à la phase finale de la rédaction de cette thèse.*

*Mes remerciements s'adressent aussi à **Mr.N.Attaf**, Professeur à l'université Mentouri pour m'avoir fait l'honneur d'accepter la présidence du jury de ma thèse.*

*Je tiens à remercier également Mr **A.Mokhnache**, Maître de conférence à l'université Mentouri, et le docteur **T.Boufendí**, Professeur à l'université Mentouri, d'avoir accepté d'être membre de jury.*

Enfin, je remercie tous ceux qui m'ont aidé et soutenu de près ou loin.

Nomenclature

μ	Viscosité dynamique [kg.m.s]
ν	Viscosité cinématique [m ² /s]
U_E	Vitesse externe de la couche limite [m/s]
U_∞	Vitesse à l'infini [m/s]
u	Vitesse d'écoulement parallèle à la paroi [m/s]
a	Vitesse de son [m/s]
Re	Nombre de Reynolds
u_τ	Vitesse de frottement pariétal [m/s]
M_∞	Nombre de Mach à l'infini
P	Pression statique [N/m ²]
C_Z	Coefficient de portance
C_X	Coefficient de trainée
F_X	Force de trainée [N]
F_Z	Force de portance [N]
L	Longueur caractéristique (la corde dans le cas d'un profil) [m]
τ_p	Contrainte de frottement pariétal [N/m ²]
y	Distance à la paroi [m]
α	Angle d'attaque [degré]

Sommaire

Sommaire

Nomenclature

Introduction générale.....1

Chapitre1

Généralités et phénomène de décollement de la couche limite

1.1	Notion de la couche limite.....	4
1.2	Phénomène de décollement de la couche limite.....	4
1.3	Causes et effets de décollement.....	6
1.4	Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile.....	7
1.5	Profils de type NACA.....	8
1.5.1	Famille de profils à 4 chiffres.....	8
1.5.2	Famille de profils à 5 chiffres.....	8
1.5.3	Famille de profils laminaires.....	9
1.6	Forces exercées sur un profil.....	9
1.7	Répartition de pression sur un profil.....	11
1.9	Définitions de quelques nombres adimensionnels.....	12
1.9.1	Nombre de Reynolds.....	12
1.9.2	Nombre de Mach.....	12
1.10	Etat de l'art des écoulements décollés autour d'une aile.....	14

Chapitre 2

Investigation numérique de séparation de la couche limite

2-1	Introduction	17
2.2	Equations de Navier-Stokes pour un fluide incompressible.....	17
2.2.1	Hypothèses simplificatrices.....	17
2.2.2	Equation de continuité.....	18
2.2.3	Equation de quantité de mouvement suivant x.....	18
2.2.4	Equation de quantité de mouvement suivant y.....	18
2.3	Choix de modèle de fermeture.....	18
2.3.1	Modèle à une équation sparlat-allamas.....	19
2.3.2	Modèles à deux équations.....	19
2.1	Développement de la géométrie	19
2.2	Génération du maillage.....	22
2.3	Le solver fluent.....	27

Chapitre 3

Résultats et discussions

3.1	Validation du code de calcul.....	31
3.2	Influence de l'angle d'attaque sur la séparation de couche limite.....	32
3.2.1	Courbes de portance et de traînée.....	32
3.2.2	Coefficient de pression.....	35
3.2.3	Coefficient de frottement.....	42
3.3	Influence de l'épaisseur du profil sur la séparation de la couche limite.....	45

3.3.1 Coefficient de pression.....	45
3.2.3 Coefficient de frottement.....	48
3.4 Influence du nombre de Mach sur la séparation de la couche limite.....	51
3.4.1 Coefficient de pression.....	55
3.4.2 Coefficient de frottement	55
Conclusion.....	60
Référence bibliographiques.....	61
Résumé en français	
Résumé en anglais	
Résumé en arabe	

Introduction générale

Introduction générale

L'étude des écoulements autour d'ailes d'avion et des aubes de turbomachines est une préoccupation d'une importance capitale dans l'industrie aéronautique, vu les problèmes engendrés par ces derniers en particulier le problème de la séparation de la couche limite et ses conséquences sur la trainée et la consommation énergétique. L'écoulement d'air autour d'un profil d'aile, se présente sous forme de deux régions, une région où les effets de la viscosité sont négligeables appelé l'écoulement externe et une région interne proche de la paroi qu'on l'appelle couche limite, où au contraire ces effets visqueux sont dominants [1].

La séparation de l'écoulement sur la surface d'un profil provoque une augmentation significative de la trainée. Si la couche limite séparée échoue de se réattacher à la surface du profil, une perte de portance et une augmentation dramatique de la trainée sont engendrées [2].

D'où tout contrôle de cette séparation réduit la trainée et par conséquent la consommation énergétique ou une amélioration des performances. Certains experts sont fixés comme objectif la réduction de la consommation énergétique de 50% d'ici 2020 [4]. Cette Indésirable trainée présente un enjeu majeur pour les constructeurs d'avions. La décomposition de la trainée montre que la trainée de frottement représente environ 50% de la trainée totale [5]. La trainée de frottement de nos jours fait l'objet de recherches plus intensives. L'une des stratégies consiste à diminuer les frottements en agissant sur la nature de l'écoulement en maintenant la couche limite laminaire sur une grande partie de la surface du profil [3,6].

La séparation de la couche limite apparait quand la couche limite devient trop instable en raison d'un gradient de pression défavorable important. Ce gradient de pression déséquilibre la couche limite et il est d'autant plus fort que l'angle d'attaque du profil est grand. Ceci produit une extension du décollement sur le profil, jusqu'à provoquer un effondrement de la portance : c'est le décrochage [7].

Le contrôle des écoulements trouve des applications nombreuses et variées dans diverses configurations aéronautiques car l'aptitude à modifier la dynamique d'un fluide permet d'obtenir une amélioration des performances aérodynamiques. En particulier, contrôler le phénomène de séparation de la couche limite autour d'un profil va permettre d'améliorer les

Introduction générale

performances des véhicules aériens ou la réduction de la consommation énergétique, avec une diminution des émissions de gaz à effet de serre. La capacité de supprimer ou de retarder le phénomène de séparation conduit à l'amélioration de la portance, et une réduction de la traînée [8]. Ce qui représente des enjeux économiques et technologiques évidents. Plusieurs études ont été menées jusqu'à ici sur le plan expérimental pour tester l'efficacité des différentes méthodes de contrôle tels que l'utilisation du contrôle de séparation par aspiration ou soufflage de la couche limite [9].

D'autres études sont menées dont le but de réduire la zone de séparation en reculant le point de séparation vers le bord de fuite. Ceci nous mène à une diminution du coefficient de frottement C_f et un gain en portance.

D'autres travaux ont été consacrés aux effets de l'épaisseur du profil et en particulier le lien entre les performances, le décrochage et l'état de la couche limite [10].

Les écoulements turbulents autour d'un profil sont rencontrés dans plusieurs applications industrielles. Dans cette étude, On se propose de simuler la séparation de la couche limite sur un profil. Cette séparation est un défi scientifique considérable sur le plan expérimental et numérique depuis des dizaines d'années.

Les résultats montrent que pour des angles d'attaque élevés a priori au-delà de $\alpha=11^\circ$, il y a présence de séparation de l'écoulement et le point de séparation est déplacé vers le bord d'attaque, ce qui traduit une perte de portance et augmentation de traînée et pour des angles faibles la séparation est faiblement localisée sur le bord de fuite [11].

Notre but est d'étudier la séparation de la couche limite engendrée et les effets des différents paramètres géométriques et dynamiques sur cette dernière tels que l'angle d'attaque, l'épaisseur du profil ainsi que le nombre de Mach et envisager une solution qui peut agir sur l'écoulement de manière à retarder le point de séparation vers le bord de fuite.

Ce type d'écoulement est régi par des équations différentielles aux dérivées partielles et non linéaires appelées équation de Navier-Stokes. Il est impossible de proposer une solution analytique et exacte. Pour cela, on se propose de traiter numériquement l'étude de la séparation de la couche limite autour d'un profil de type NACA symétrique.

Introduction générale

Un code commercial « Fluent » basé sur la méthode des volumes finis sera utilisé pour traiter ce problème. On considère le cas d'un écoulement turbulent visqueux, en utilisant un modèle de turbulence à deux équations (k - ϵ) autour de profils de type NACA symétrique.

Ce travail est reparti en trois chapitres

- Dans le premier chapitre, on présente la couche limite turbulente, le phénomène de décollement de la couche limite ainsi que les causes et les effets du décollement et les caractéristiques géométriques des corps profilés et les forces exercées sur un profil, les définitions de quelques nombres adimensionnels, et enfin l'état de l'art des écoulements décollés autour d'une aile.

- Au deuxième chapitre, on présente les différentes étapes de construction du maillage autour du profil en utilisant le logiciel « Gambit » ainsi que le choix du modèle de turbulence, et la démarche de la résolution numérique en utilisant le code commercial « Fluent 6.1 ».

- Au troisième chapitre, on retrouve les résultats et leurs interprétations, en examinant les effets des différents paramètres géométriques et dynamiques tels que l'angle d'attaque, l'épaisseur du profil ainsi que le nombre de Mach sur le point de séparation.

- Enfin, une conclusion sur les résultats est présentée.

Chapitre 1

Généralités et Caractéristiques géométriques du profil

1.1 Notion de la couche limite

Dans la nature les phénomènes physiques se produisent d'une façon continue et comme il existe deux conditions qui limitent l'écoulement au voisinage de la paroi; la première est la

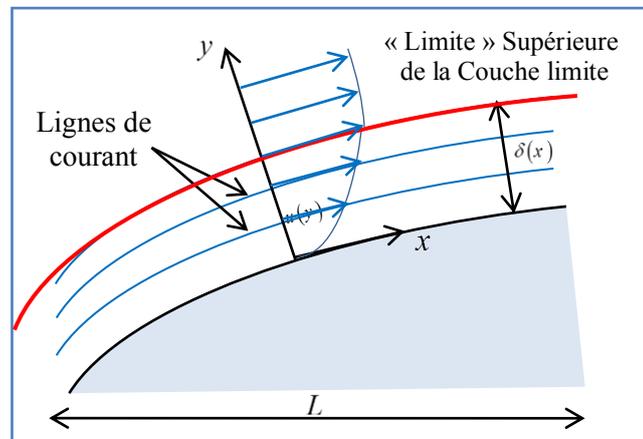


Figure 1.1 Couche limite développée sur un corps solide

condition d'adhérence ($u_{\text{fluide}}=u_{\text{solide}}$) et la deuxième représente la condition d'écoulement libre ($u_{\text{fluide}}=u_{\text{externe}}$), entre ces deux valeurs (u_{solide} et u_{externe}) la vitesse se progresse rapidement et donne une distribution représentant une zone appelée couche limite. La répartition de vitesse dans la zone de la couche limite est privilégiée par des grands gradients transversaux de vitesse et par conséquents des forces de viscosité importantes, tandis que la zone d'écoulement libre possède un profil de vitesse constant et donc l'effet de viscosité est nul. La couche limite peut être laminaire (les filets fluides parallèles à la surface de l'aile) ou turbulente (la répartition de vitesse est tout à fait désordonnée). En outre, elle joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance du frottement de l'aile. [12]

1.2 Phénomène de décollement de la couche limite

Le problème de décollement a été entamé pour la première fois (1904) par Prandtl en même temps qu'il élaborait sa théorie de couche limite. Il étudia le décollement pour un modèle d'une couche limite bidimensionnelle stationnaire développée autour d'un cylindre [12]. D'après le bilan des forces influant sur les fluides visqueux, on trouve qu'au sein de la couche limite les particules fluides sont ralenties par les forces du frottement visqueux ou par la présence des forces de pression. La théorie de Prandtl de couche limite [12] nous montre que

la pression est constante dans chaque section droite de la couche limite c.à.d. le gradient de pression transversal est nul, par contre le gradient de pression longitudinal est exprimé par la relation suivante: [1]

$$\frac{dP}{dx} = -\rho U_E \frac{dU_E}{dx}$$

Où U_E est la vitesse d'écoulement externe. Cette dernière relation est obtenue en dérivant l'équation d'énergie de Bernoulli à la lisière de la couche limite

$$P + \frac{\rho}{2} U_E^2 = Cte$$

Si l'écoulement est accéléré ($\frac{dU_E}{dx} > 0, \frac{dP}{dx} < 0$) il existe d'après l'équation de Bernoulli une pression plus élevée à l'amont qu'à l'aval et dans ce cas il n'existe plus de phénomène de décollement.

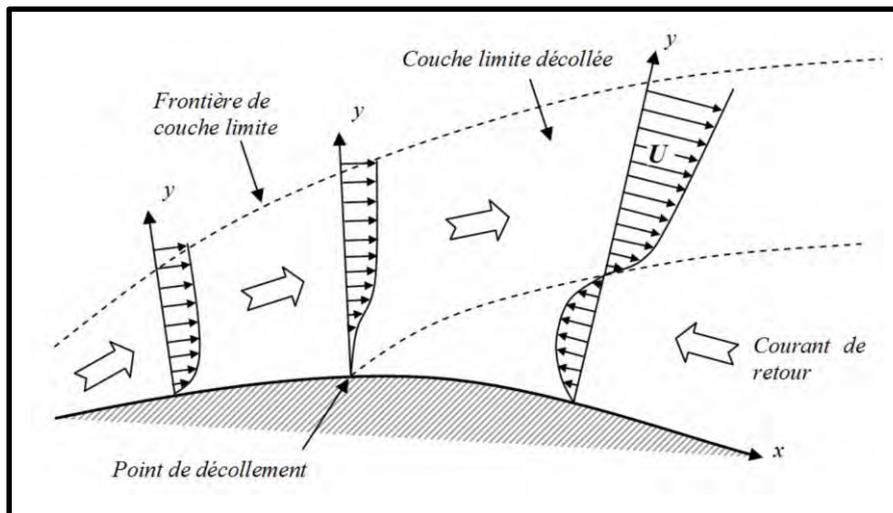


Figure 1.2 Profils de vitesse lors de décollement [13]

Si l'écoulement est retardé ($\frac{dU_E}{dx} < 0, \frac{dP}{dx} > 0$) toutes les particules fluides se trouvent ralenties et si la différence entre la pression à l'amont et à l'aval est suffisamment importante la vitesse des particules fluides à proximité de la paroi s'annulent ou peuvent même prendre des valeurs négatifs d'où la naissance du phénomène du décollement. La figure (1.2) illustre

l'évolution de la couche limite sur un corps profilé de l'écoulement sain vers l'écoulement décollé. Le décollement se manifeste dans les écoulements internes comme les écoulements externes. Le fluide qui s'écoule, par exemple, dans un canal convergent divergent peut se décoller dans la deuxième partie divergente où la condition du gradient de pression défavorable ($\frac{dU_E}{dx} < 0$, $\frac{dP}{dx} > 0$) est satisfaite, fig (1.3). [14]

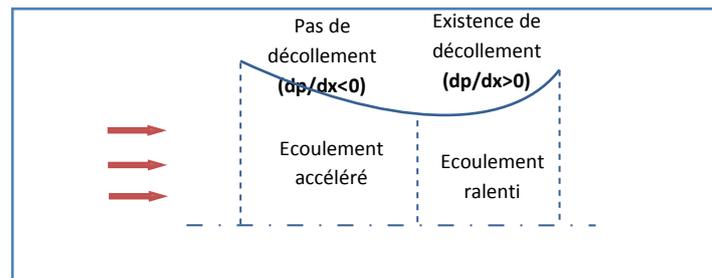


Figure 1.3 Existence de décollement dans une tuyère

1.3 Les causes et effets de décollement

Généralement les décollements de couche limite se produisent donc sur des fortes courbures de paroi ou en présence d'un obstacle venant perturber le champ de pression environnant par exemple en aéronautique le décollement se produit lors des phases de vols où les incidences aérodynamiques sont plus fortes.

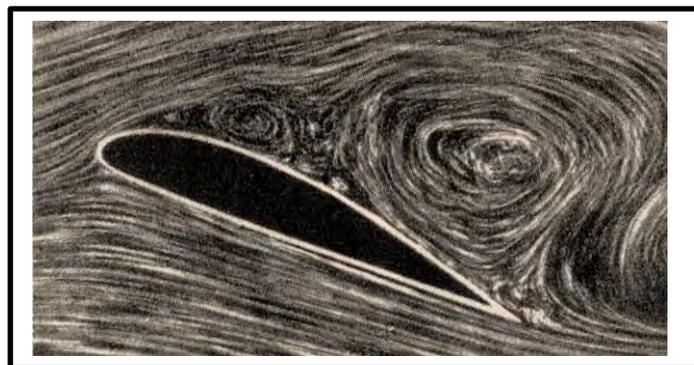


Figure 1.4 Décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion [15]

Les effets du décollement de couche limite, perturbent généralement les performances aérodynamiques, exprimées par les phénomènes physiques suivants [16] :

- Perturbations des distributions de pression.
- Augmentation de la traînée de forme.
- Apparition du décrochage sur les profils.
- Chute de la portance.

1.4 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

On définit un profil aérodynamique comme le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion, d'une pale d'hélicoptère ou d'une ailette de turbine ou une aube de compresseur. La forme du profil est une caractéristique essentielle qui influence énormément sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances d'un avion. Selon la figure (1.5), on définit les grandeurs géométriques suivantes d'un profil aérodynamique [15,17,18].

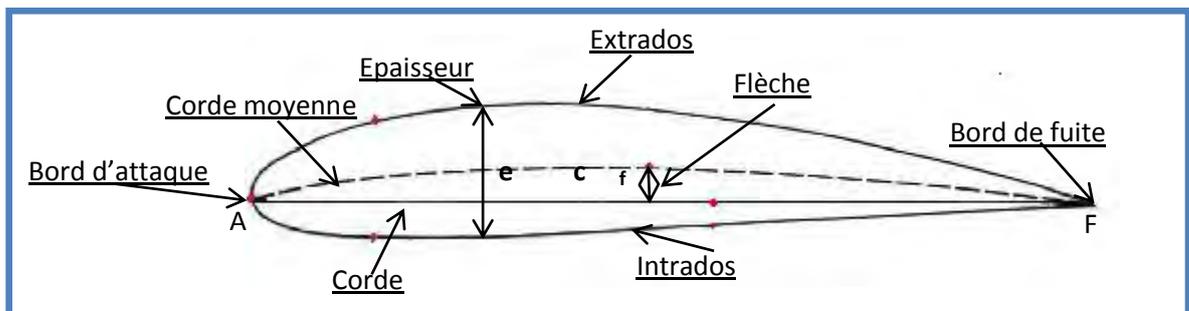


Figure 1.5 Caractéristiques géométriques d'un profil

- (A) Bord d'attaque: le premier point commun entre l'extrados et l'intrados.
- (F) Bord de fuite: le dernier point commun entre l'extrados et l'intrados.
- (AF) Corde : c'est le segment qui lie le bord d'attaque et le bord de fuite.
- (e) Epaisseur: la valeur maximale des distances perpendiculaire à la corde.
- (f) Flèche maximale: la plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à (AF)
- (ACF) Corde moyenne désigné par la lettre c : le milieu des segments perpendiculaire à la corde.

1.5 Profils de type NACA [19]

Le prédécesseur de la NASA était le NACA (National advisory comitté for aéronautics)

Cet organisme a étudié différentes familles de profils répondants à diverses applications Parmi ces profils, on retrouve les profils à quatre chiffres, à cinq chiffres et les profils laminaires.

1.5.1 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%).
- Le nombre 15 représente l'épaisseur relative maximale.

Le profil de la forme NACA00ee sont 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%

1.5.2 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%).

1.5.3 Famille de profils laminaires

Le NACA a également étudiée une série de profils dont l'écoulement est laminaire sur une majeure partie de sa surface et les a désignés par un ensemble de chiffres significatifs .Par exemple pour NACA 66₂-215.

- Le premier 6 représentent la désignation de la série (profil laminaire).
- Le deuxième 6 représentent la position de la pression minimale (60%).
- L'indice 2 est la marge au-dessus et au-dessous de coefficient de portance caractéristique par laquelle il existe un gradient de pression favorable (0.2).
- Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique (0.2).
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%).

1.6 Les forces exercées sur un profil

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique d'un profil d'aile, les scientifiques ont défini deux paramètres qui donnent la résultante des forces aérodynamiques ces deux vecteurs sont nommés.

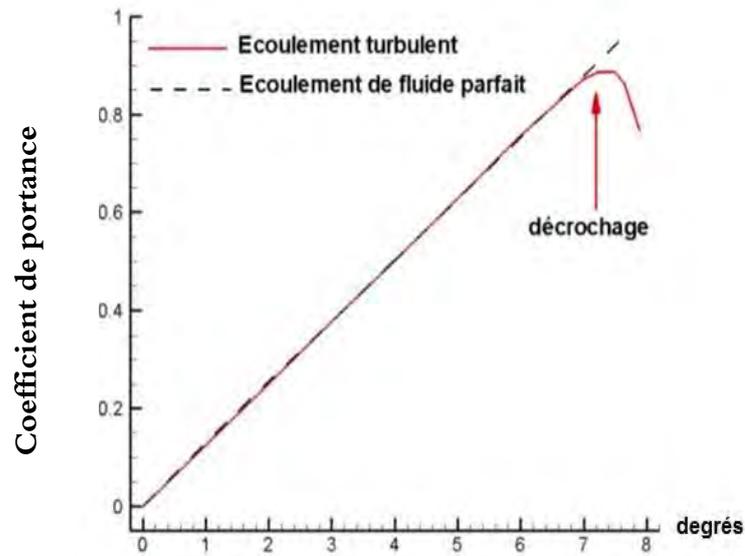
- Le premier est le coefficient de portance, qui se note C_z et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, comme le montre la formule :

$$\text{On a : } F_z = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S C_z \quad \text{d'où} \quad C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S}$$

Avec:

$$\text{Pression dynamique: } \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S$$

S: Maitre couple du profil (la surface projetée normalement sur le plan perpendiculaire à la direction de l'écoulement)



((Angle d'attaque (α

Figure 1.6 Courbe de portance.

Pour un écoulement turbulent, plus l'angle d'attaque est grand plus le C_Z augmente, ce coefficient augmente jusqu'à une limite maximale, le $C_{Z_{max}}$ obtenue pour un angle d'attaque dit critique, α_c (figure 1.6). Cet angle critique correspond au décollement de la couche limite sur l'extrados ainsi une formation de sillage considérable derrière l'aile. Par contre pour un écoulement de fluide parfait l'évolution de C_Z est linéaire.

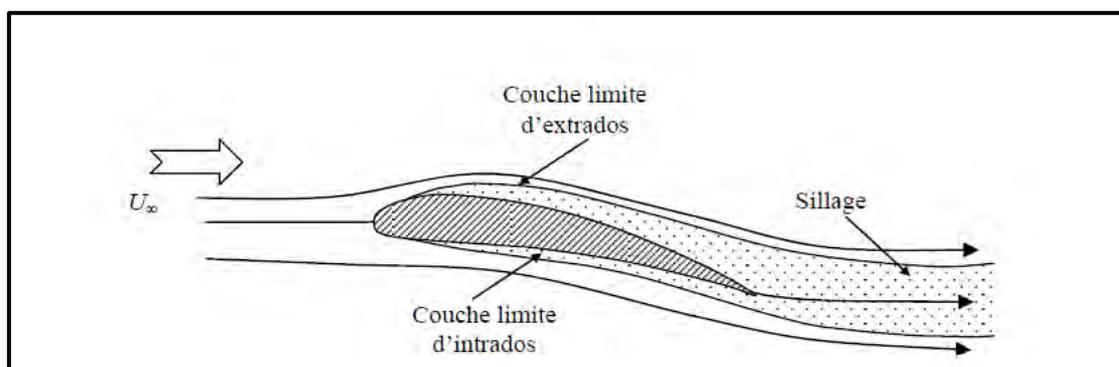


Figure 1.7 Phénomène de décrochage de l'aile [20]

- Le deuxième paramètre est le coefficient de la trainée qui dépend de la répartition de la (la trainée due à la forme) et du frottement, qui crée une résistance. Ce coefficient se note C_x . Au-delà de l'angle d'attaque critique, α_c , la trainée augmente fortement. Donc il y a décrochage.

Cette relation nous donne la forme formule suivante :

$$F_x = \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S C_x \quad \text{d'où} \quad C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho U_\infty^2 S}$$

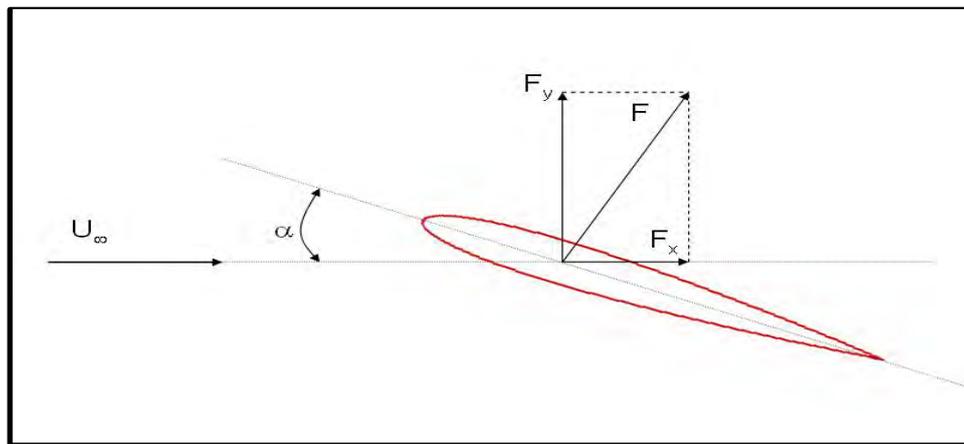


Figure 1.8 Efforts aérodynamiques sur un profil [21]

1-7 Répartition de pression sur un profil

Il existe toujours un écart entre pressions théoriques et réelles au voisinage du bord de fuite où l'épaisseur couche limite produit une modification du profil, transformant le contour fermé théorique en un contour ouvert.

Les répartitions de pressions mettent bien en évidence le mécanisme de la sustentation, en montrant l'évolution des zones de surpression et de dépression quand l'angle d'attaque varie. On notera que pour un profil symétrique $C_z = 0$ ($\alpha = 0$) est réalisé par l'équilibre de deux zones de dépression; quand α croît, les dépressions se développent sur l'extrados et des surpressions prennent naissance sur l'intrados. Les dépressions diminuent lorsque le régime avec le décollement est établi. [14]

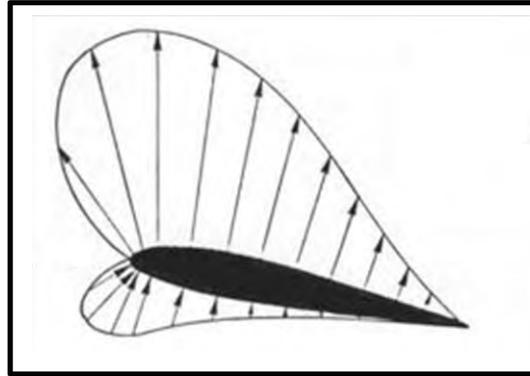


Figure 1.9 Distribution de la pression sur un profil [22]

1-8 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.

1.8.1 Nombre de Reynolds

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

$$\text{Re} = \frac{U_{\infty} L}{\nu}$$

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.

1.8.2 Nombre de Mach

Le nombre de Mach est le rapport de la vitesse de l'écoulement U_{∞} à la vitesse du son.

$$M_{\infty} = \frac{U_{\infty}}{a}$$

a: vitesse du son

Le nombre de Mach caractérise les effets de compressibilité dans un écoulement gazeux.

1.8.3 L'unité pariétale

La distance adimensionnelle à la paroi. Elle est identifiée par l'expression:

$$y^+ = \frac{u_{\tau}}{\nu} y$$

Avec:

$$u_{\tau} = \sqrt{\frac{\tau_p}{\rho_p}}$$

$$\tau_p = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0}$$

ν : viscosité cinématique

u_{τ} : vitesse de frottement pariétal

τ_p : Contrainte de frottement pariétal

ρ_p : viscosité dynamique;

u : vitesse d'écoulement parallèle à la paroi

y : Distance à la paroi

Ce nombre permet d'identifier dans un écoulement turbulent les trois sous-couche zones de proche-paroi (figure.9).

-Une sous-couche visqueuse laminaire pour $0 < y^+ < 5$

-Une couche-tampon pour $5 < y^+ < 30$

-Une couche de transition ou turbulente pour $y^+ > 30$

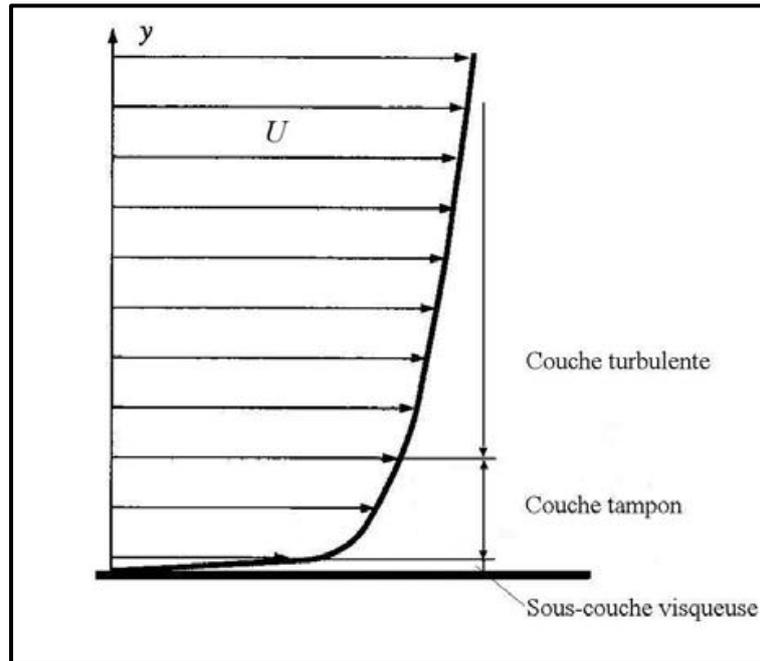


Figure 1.10 Profil de vitesse pour un écoulement turbulent. [20]

1.9 Etat de l'art des écoulements décollés autour d'une aile

C. Sarraf, H. Djeridi, J.Y. Billard [10]: Leur étude a permis de mettre l'influence de l'épaisseur relative des sur les caractéristiques globales de l'écoulement à savoir, la diminution de la portance et l'augmentation de la traînée. Pour cela ils des différents types NACA symétrique, NACA0015, NACA0025 et NACA0035 sont utilisés. Les résultats obtenus on montrer que le coefficient de portance diminue toute en augmentant l'épaisseur relative et que le décrochage est perçu à $\alpha=21^\circ$, $\alpha=35^\circ$, $\alpha=40^\circ$ pour NACA0015, NACA0025 et NACA0035 respectivement d'une part. D'autre part l'analyse des profils de vitesse à $\alpha=10^\circ$, $Re=5.10^5$ ont permis de montrer que le décollement de la couche limite turbulente est bien perçu au voisinage de bord de fuite sur les profils NACA0015, NACA0025 par contre sur NACA0035 le décollement est observer entre $x/c = 0.8$ et $x/c = 0.9$.

J.Favier, A.Kourta [23] : Cette étude concerne le contrôle actif du décollement de la couche limite autour d'un profil symétrique ONERA D de 0,35m de corde et 1m d'envergure. Les résultats PIV dans le cas d'une configuration décroché $\alpha = 16^\circ$, $Re = 0.46 \cdot 10^6$. L'effet de contrôle est mis en évidence par la disparation de la zone décollé, l'analyse des champs PIV montre l'efficacité de contrôle par microjets dans la suppression de la zone de décollement même dans des configurations de décrochage ce qui a permet d'avoir un gain en portance de 20%. La modification de l'écoulement au voisinage du bord d'attaque est clairement visible dans le cas du soufflage par microjet.

R.B.Katapati-Apparao, K.D.Squires [24] : ils ont appliquées deux méthode, RAN et DES, pour la prédire l'écoulement sur le profil-A à l'angle d'attaque $\alpha = 13.5^\circ$, $Re = 2 \cdot 10^6$ avec deux modèles de turbulence ; SST et Spalart-Allamas. Ils ont trouvé que dans le cas d'un écoulement supposé totalement turbulent, que le modèle de fermeture Spalart-Allamas prédit le décollement à $x/c = 0.88$ par contre le modèle SST à $x/c = 0.92$

J.Favier, S.Bourgois [25] : Cette étude concerne le contrôle actif du décollement de la couche limite autour d'un profil symétrique ONERA D. Les résultats à l'aide d'actionneurs fluidiques actif ce sont des microjets a soufflage dans le cas d'une configuration décroché $\alpha = 16^\circ$, $Re = 0.46 \cdot 10^6$. L'effet de contrôle est mis en évidence par la disparation de la zone décollé, l'analyse des champs PIV montre l'efficacité de contrôle par microjets dans la suppression de la zone de décollement même dans des configurations de décrochage ce qui a permet d'avoir un gain en portance de 20% pour le cas d'une couche limite laminaire. Par contre dans le cas de la couche limite turbulente, les effets de contrôle sont moins importants où le gain de portance est plus faible que dans le cas laminaire pour un même coefficient de soufflage $C_\mu = 0.7\%$.

G.Petit, A.Kourta, J.Claude Country, J.Pierre Rosenblum [26] : Une étude numérique a été menée pour investiguer les effets d'un jet synthétique et d'un VGF sur les caractéristiques aérodynamiques du profil ONERA D. Ils ont démontré que le jet synthétique peut augmenter la portance d'un profil dans les conditions correspondant à celles qu'ils ont rencontré dans la soufflerie et même dans les conditions réelles. A l'issue de ce travail, ils ont montré que le contrôle par jet synthétique modifie le décollement et améliore le coefficient de portance de 40%.

S.Bourgois, J.Tensi, E.Sommier, J.Favier, A.Kourta, J.Paul Bonnet, F.Alvi, W.Long Siauw [27] : L'étude traite des effets d'actionneurs fluidiques sur des décollements de couche limite par gradient de pression (bord d'attaque d'un profil d'aile placé en incidence).ils ont employées des diverses techniques (aspiration, soufflage tangentiel, microjet) pour montrer leurs possibilité de retarder voir annuler l'apparition des décollements. La suite de l'étude consiste à valider l'efficacité des actionneurs testés sur un profil épais de type NACA0015 qui présente des décollements de bord de fuite.

Chapitre 2

Investigation numérique de séparation de la couche limite

2-1 Introduction

Les méthodes théoriques et expérimentales en aérodynamique reposent sur les notions de base régissant le mouvement d'un corps dans un fluide réel. Plusieurs chercheurs ont contribué à l'établissement de ces notions: Bernoulli (1700-1782), auteur du théorème qui régit l'écoulement des fluides incompressibles; Navier et Stokes (publiées en 1823 et 1843), qui ont généralisé les lois qui gouvernent le mouvement d'un fluide visqueux; Prandtl (1875-1953), qui établit le concept de la couche limite et la théorie de l'aile d'envergure finie. Parallèlement aux recherches théoriques, les premiers travaux relatifs à l'aérodynamique expérimentale date de 1866 grâce à plusieurs souffleries aérodynamique. Depuis trois décennies environ, on dispose d'un autre moyen de résoudre les équations qui régissent l'écoulement de fluide, développée en régime turbulent sur un profil. Il s'agit de l'utilisation de méthode numérique avec l'informatique, l'utilisation de la méthode numériques dans les études d'aérodynamique sert à fournir un moyen rapide et bon marché de simuler les écoulements des fluides. Les méthodes numériques mènent aussi à des modèles hybride théorie- expérience qui favorisent la compréhension de phénomènes très complexes comme la turbulence et décrochage dynamique [19]. La simulation numérique, qui en relation directe avec la physique, les mathématiques et l'informatique représente un moyen de recherche courant dont l'évolution et les performances des moyens de calculs qui ont permis l'essor de l'industrie en aérodynamique.

La simulation numérique donne l'occasion à la résolution numérique du système d'équations (Navier-Stokes) pour un régime turbulent en utilisant le code calcul " FLUENT" Car il impossible de trouver une solution analytique et exacte pour un tel système en vue de complexité des équations.

2.2 Equations de Navier-Stokes pour un fluide incompressible

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.

2.2.1 Hypothèses simplificatrices

Supposons alors :

- L'écoulement est totalement turbulent

- 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

2.2.2 Equation de continuité

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

2.2.3 Equation de quantité de mouvement suivant x

$$\frac{\partial(uu)}{\partial x} + \frac{\partial(vv)}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right)$$

2.2.4 Equation de quantité de mouvement suivant y

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

2.3 Choix de modèle de fermeture

Le modèle de fermeture le plus couramment utilisé dans les codes industriels est le modèle à deux équations de transports.

Les modèles $(K - \varepsilon)$ et $(K - \omega)$ offrent souvent un bon équilibre entre la complexité et l'exactitude. Le « CODE FLUENT » fournit le choix entre différents modèles de turbulence [28]:

2.3.1 Modèle à une équation sparat-allamas

- Avantages: plus économique (légu). Bon pour les écoulements moyennement complexes.
- Inconvénient: N'est pas largement testé.

2.3.2 Modèles à deux équations

- Modèle $(K - \varepsilon)$ Standard

- Avantages: Robuste, économique et relativement précis.

- Inconvénients: Résultat médiocre pour les écoulements complexes (fort gradient de pression, rotation, ect...)

- Modèle RNG ($K - \varepsilon$)

- Avantages: Bon pour les écoulements moyennement complexes (impact de jet, Séparation d'écoulements, ect...).

- Inconvénients: Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.

- Modèle Réalisable ($K - \varepsilon$)

Avantages: Offre les mêmes avantages que le ($K - \varepsilon$) RNG. Recommandé dans le cas de turbomachines.

Inconvénients: Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.

- Modèle ($K - \omega$)

Avantages: Modèle le plus recommandé pour les problèmes liés aux turbomachines, meilleur que le Réalisable ($K - \varepsilon$)

Inconvénient: Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières.

- Modèle ($SSTK - \omega$)

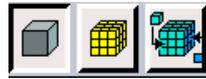
Avantages: Le modèle le plus complet physiquement (transport et l'anisotropie de la turbulence sont tenu en compte)

Inconvénient: Requier plus de temps CPU. Les équations de quantité de mouvement et turbulence sont étroitement liées.

2.1 Développement de la géométrie « Gambit »

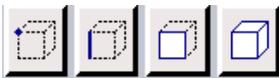
Il permet à l'utilisateur de construire la géométrie du domaine de calcul et subdiviser ce dernier en petits volumes de contrôle et cellule de calcul. L'ensemble de ces volumes élémentaire constitue le maillage. La définition des conditions aux limites appropriées, au niveau des cellules qui coïncident ou touchent la frontière du domaine de calcul, se fait également à ce niveau. Il permet de créer plusieurs type de maillage suivant la géométrie et de spécifier le type de matériau (fluide ou solide) [29].

La fenêtre de travail de Gambit comporte en haut à gauche un menu nommé « Opération »



comprenant les icônes suivantes : . La première icône sert à construire la **géométrie** du domaine de calcul, la seconde permet de **mailler** cette géométrie. La troisième icône permet de définir le type des différentes **zones** du maillage et en particulier d'appliquer les **conditions aux limites**. De manière assez logique, on utilise ces outils dans l'ordre où ils sont présentés ici.

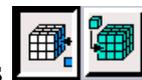
Le menu consacré à la génération de la géométrie comporte les sous menus suivants :



qui permettent de créer respectivement des points, des segments, des faces et des volumes. On peut accéder à différents sous menus pour chacun de ces éléments en cliquant droit sur ces icônes.

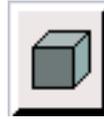


Le sous menu du menu maillage comporte les éléments suivants : . Ils permettent de définir des couches limites, de mailler un segment, de mailler une face et de mailler un volume.



Enfin, le sous menu « Zone » fait apparaître les deux icônes . La première permet d'appliquer les conditions aux limites en ayant au paravent choisi le solveur adéquat qui sera utilisé par la suite (dans notre cas il s'agit du code Fluent 5/6). La seconde permet de spécifier si une zone du maillage est une zone fluide ou solide.

On souhaite ici mailler l'espace entourant un profil aérodynamique. La première étape dans le processus de génération du maillage consiste à tracer le profil dont on souhaite évaluer les performances. On définira ensuite l'espace qui entoure le profil avant de mailler les différentes faces ainsi créées. La démarche décrite dans ce qui suit concerne un profil symétrique NACA0012.

**Création de la géométrie à mailler :**

On importe les points définissant le profil par la commande File/ICEM. Nous obtenez la situation suivante :

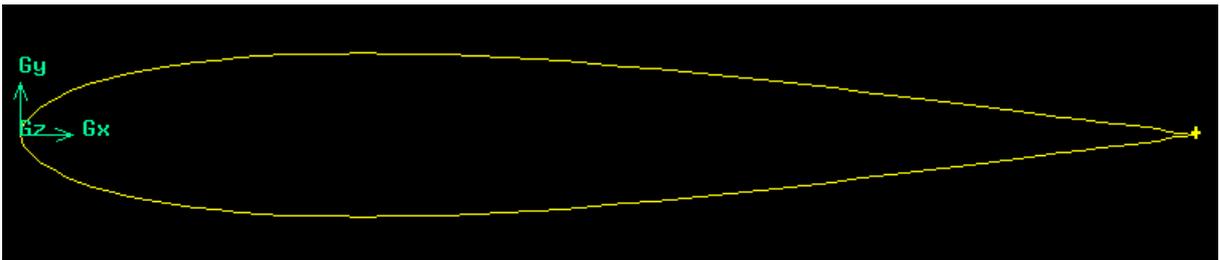


Figure 2.1 Géométrie de profil

Toutefois, si nous tentons d'obtenir des informations  sur le point du bord de fuite (maintenez la touche shift enfoncée pendant que on clique sur un élément géométrique pour le sélectionner), nous rendrons compte qu'il y a en réalité deux points superposés. De ce fait, le profil est ouvert au bord de fuite.

Pour le fermer, utilisons l'icône  et connectons les deux points du bord de fuite qu'il n'y a maintenant qu'un seul point au bord de fuite.

Le profil est maintenant parfaitement défini. Pour plus de sécurité, sauvegardons notre travail avant de définir l'espace entourant le profil.

Nous sommes en présence d'un écoulement externe, les frontières du domaine de calcul sont en théorie repoussées à l'infini. Il existe diverses manières de mailler un profil aérodynamique, nous proposons ici de générer un maillage dit en C-H dont la structure est donnée sur la figure suivante (les points A et F étant respectivement le bord d'attaque et le bord de fuite du profil) :

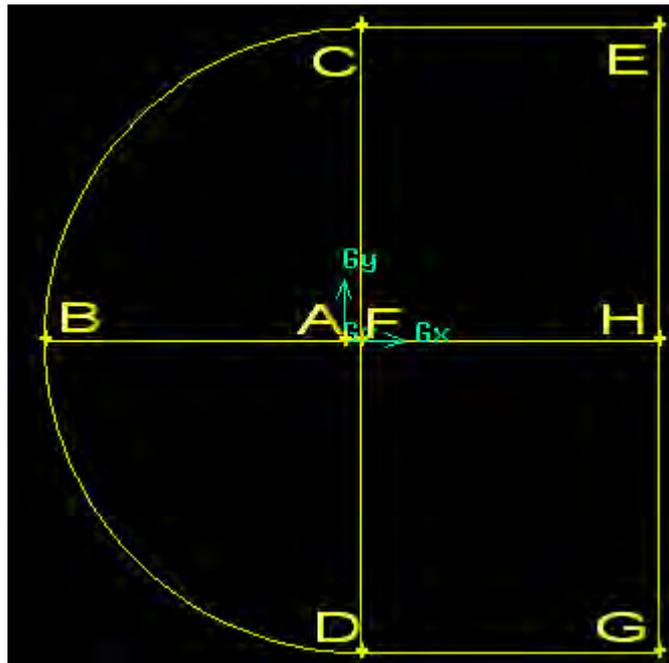


Figure 2.2 Faces entourant le profil

Construisons tous les **points et segments** nécessaires à la construction d'un tel maillage. Il sera nécessaire de séparer le profil en un segment intrados et un segment extrados en

« splittant » le profil au bord d'attaque à l'aide de l'icône .

Nous pouvons ensuite construire les quatre **faces** qui entourent le profil en utilisant l'icône

 qui permet de créer une face en assemblant tous les segments qui la composent.

Les contours de Notre construction géométrique doivent être maintenant de couleur bleue, ce qui indique que nous disposons maintenant de faces que nous allons pouvoir mailler.

2.2 Génération du maillage



Gambit permet de générer des maillages triangulaires, quadrangulaires ou mixtes. Nous choisirons de générer un maillage composé uniquement de quadrangles.

Commençons par mailler les segments qui définissent le profil avec 70-100 points sur l'extrados et 70-100 points sur l'intrados par exemple. Resserrons les points vers le bord d'attaque et le bord de fuite.

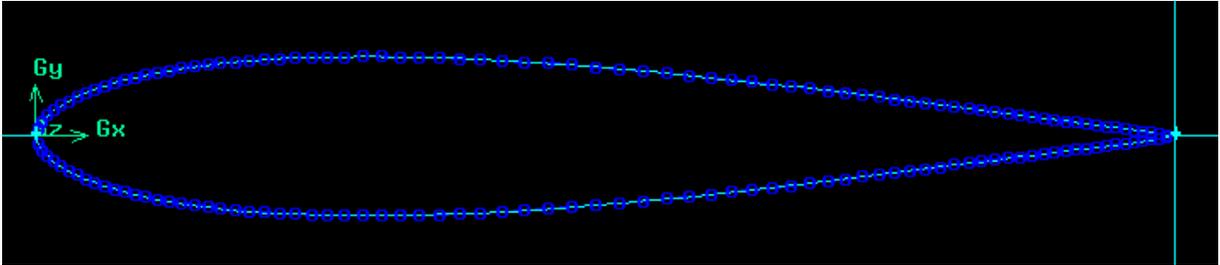


Figure 2.3 Maillage des segments du profil

Maillons également le segment dans le sillage du profil avec 70-100 points en veillant à ce que la taille des mailles ne change pas brusquement.

De manière à mieux contrôler le maillage dans les zones critiques de l'écoulement (couches limites et sillages) on placera localement des maillages de type couche limite, icône . On plaque une couche limite sur un segment en donnant la taille des mailles dans la direction perpendiculaire à ce segment ainsi que le nombre de mailles à générer dans cette direction. La taille des mailles augmente en s'éloignant du segment selon une progression géométrique dont il faut fixer la raison, on gardera une valeur de 1.1 à 1.2. On placera des maillages de ce type sur le profil ainsi que dans le sillage du profil. Dans la zone proche du profil on obtient la situation suivante :

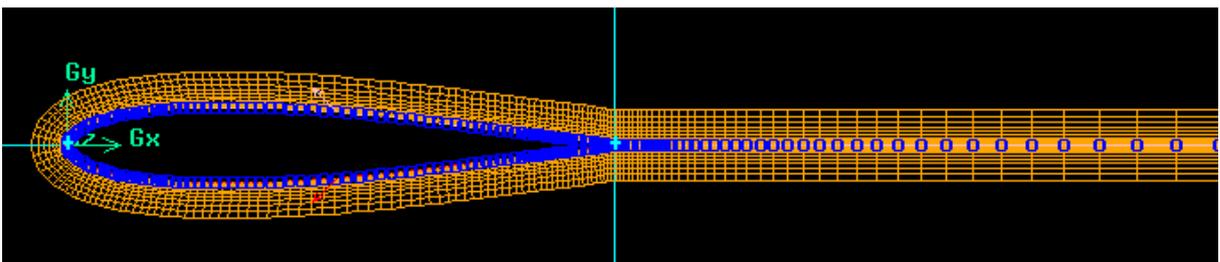


Figure 2.4 Couche limite Méthode de maillage en proche paroi

La taille des éléments près de la paroi doit satisfaire certaines conditions dépendant

Du modèle de turbulence utilisé afin de simuler correctement le comportement de la couche limite. Ces conditions se traduisent par un critère sur la taille de la première maille exprimé en y^+

Cette distance adimensionnée est défini comme :

$$y^+ = \frac{u_\tau y}{\nu}$$

Où y est l'ordonnée de la première maille

On note $\nu = \mu / \rho$ la viscosité cinématique du fluide.

$$\text{avec } u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \text{ est la vitesse de frottement}$$

Afin de pouvoir capter correctement la couche limite avec un modèle comme (k-ε) , Fluent utilise ce qu'on appelle des lois de paroi pour modéliser les couches limites, ces lois sont valables pour des valeurs de y^+ de l'ordre de 30. C'est avec cette valeur que l'on choisira

la taille de la première maille de couche limite.

Il ne reste plus qu'à mailler le reste du domaine de calcul. Nous utiliserons ici des maillages structurés quadrangulaires (« quad – map » pour Gambit). Ceci est possible car on dispose de 4 faces composées de 4 segments. On commence par mailler les segments en veillant à imposer le même nombre de points de discrétisation sur les segments se faisant face. Il faut également doser l'espacement des points sur les différents segments de manière à obtenir un maillage régulier avec des mailles peu déformées.

Globalement le maillage à obtenir a l'allure suivante

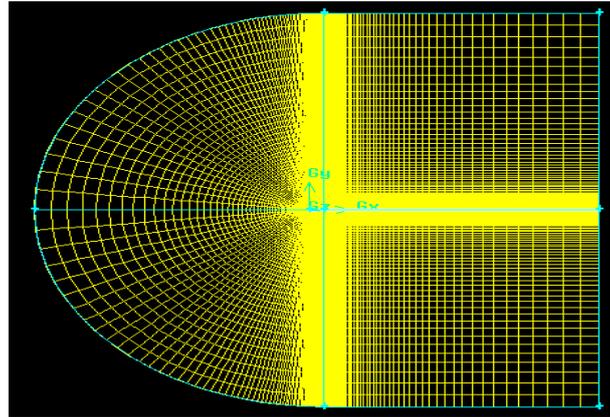


Figure 2.5 Maillage " C-H " généré autour d'un profil NACA0012 par Gambit

Si l'on se rapproche du profil, on observe ce type de maillage :

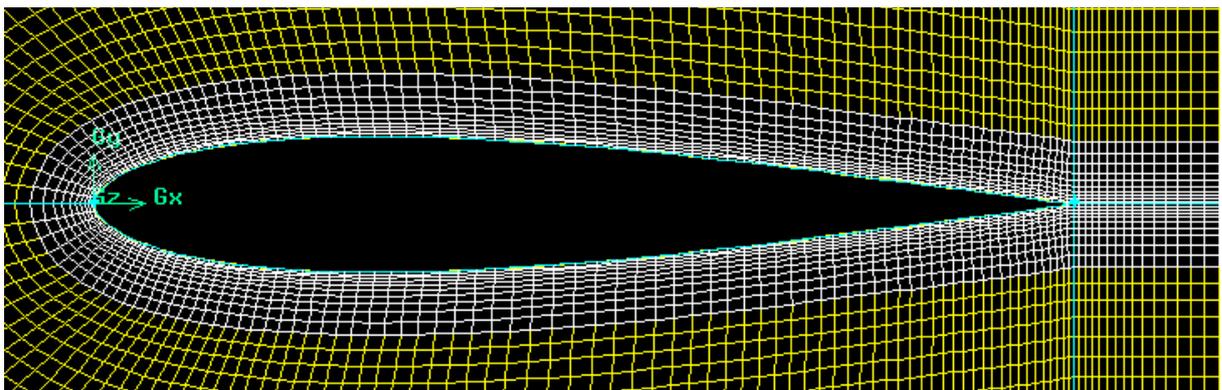


Figure 2.6 Maillage rapproché du profil

On remarque que le maillage dans la zone éloignée du profil se raccorde bien avec le maillage de couche limite.

Conditions aux limites



Il faut définir le type de conditions aux limites que l'on souhaite imposer sur les différentes limites du domaine de calcul. On commence par choisir le solveur qui sera utilisé par la suite : Solver/Fluent5/6. Sur le profil, on imposera des conditions d'adhérence (« Wall »). En amont du profil, on supposera connue la vitesse de l'écoulement et on imposera des conditions aux limites de type vitesse imposée (« Velocity inlet »). A la sortie du domaine de calcul, on imposera la valeur de la pression, la pression atmosphérique par exemple et on optera pour des conditions de type sortie à pression imposée (« pressure outlet »). Ces différents choix sont récapitulés ci-dessous :

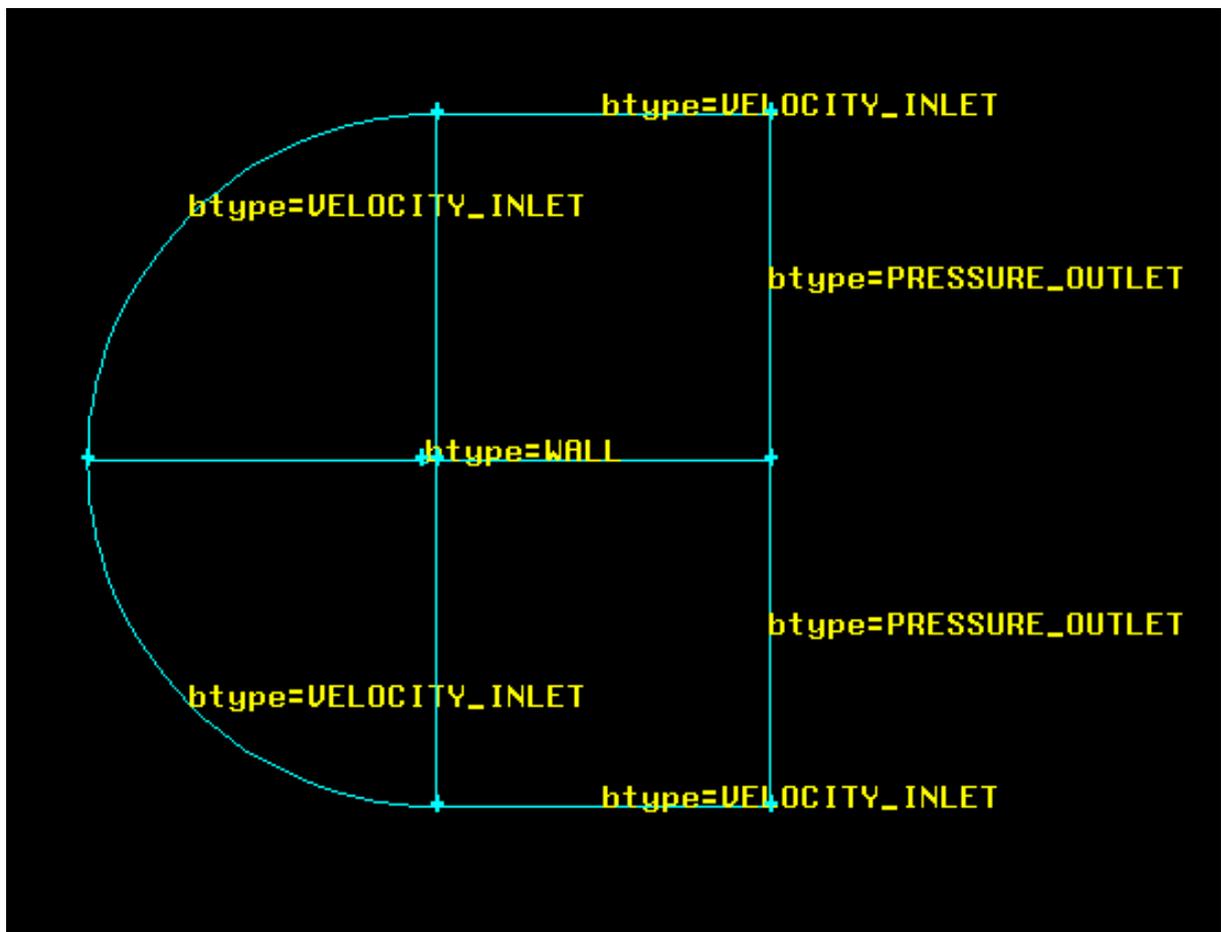


Figure 2.7 Les conditions aux limites

Lorsque le maillage est terminé et que les conditions aux limites sont correctement imposées, il ne reste qu'à exporter ce maillage dans un format lisible par le solveur, Fluent en l'occurrence. Ceci se fait par la commande File/Export/Mesh qui permet d'écrire un fichier de maillage avec l'extension .msh. Cochez l'option « Export 2-D mesh ».

2-3-Le solver fluent

Le solver fluent est un programme conçu pour la simulation des écoulements de fluide et du transfert de chaleur pour des géométries complexes. Ce solver utilise la méthode des volumes finis cette dernière est souvent utilisée pour la résolution de problèmes d'écoulements numériques [30].

2-3-1- Interface du solver fluent

L'interface « Fluent » présente plusieurs outils sur lequel on peut travailler. On commence tous d'abord par importer le maillage avec l'extension (.msh) sur lequel on travaille puis on définit les paramètres nécessaire comme le choix du modèle physique du problème et insertion du nombre du mach où la vitesse d'écoulement. On injecte les conditions initiales et aux limites et paramétrer la turbulence, enfin on lance le calcul itérative. Le fluent permet avec ces outils la visualisation des champs de pression, coefficient de pression, vitesse, etc. autour du profil.

D'écrivant maintenant les étapes nécessaires pour réussir la simulation numérique sous fluent à partir d'un maillage de profil symétrique NACA. Ces étapes forment les marches à suivre pour générer les calculs de séparation de la couche limite dans le fluent:

Initialisation du problème dans fluent

- **Lancement de fluent**

Start>Programs> Fluent6.3

On choisit 2ddp à partir de la liste d'options et on clique sur **Run**

- **Importation de la géométrie**

Pour commencer la simulation importer le fichier (.MSH)généré sous gambit.

Files>Read>Case

- **Vérification de maillage importé**
- Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs. **Grid>check. affichage de maillage.**

Display>grid

- **choix du solver:**

Define>Models>Solver

segregated solver: couramment utilisé pour les écoulement compressible.

coupled solvers: les solvers (coupled implicit) et (coupled explicit), sont réservés aux écoulements compressibles à grande vitesse.

C'est là aussi quand choisit le régime d'écoulement permanent ou instationnaire.

- **choix du modèle de turbulence**

Define>Models>Viscous

Le fluent propose différentes modélisation de l'écoulement turbulent. Parmi lesquels les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents..etc.

- **Définition des caractéristiques du fluide**

Define>Matérials

Les caractéristiques du fluide sont chargées à partir de la bibliothèque de données de Fluent.

- **Opérating conditions:**

Define> Opérating conditions

Avant de choisir les conditions aux limites, il faut d'abord choisir la pression de référence (Opérating conditions).

- **Conditions aux limites usuelles**

Define> Boundary conditions

Il faut fixer les valeurs relatives aux conditions aux limites.

- **Evolutions des forces exercées sur le profil**

solve> monitors>force

Affichage pendant les calculs de l'évolution des forces exercées sur le profil peut être un moyen efficace pour vérifier la stabilité des calculs.

- **Choix des critères de convergence**

- **solve> monitors>residual**

Il s'agit ici de choisir les critères qui doivent être vérifiés pour que les calculs de la simulation s'arrêtent.

- **Résolution**

Définissons maintenant les paramètres de la solution.

Solve>Control>Solution

On utilise le schéma second ordre pour cela dans la boîte d'option discrétisation on choisit **Second order upwind**.

- **Initialisation des calculs :**

Solve>initialize

il est préférable d'initialiser un calcul précédent déjà convergé.

- **Lancement de la simulation**

Solve>Iterate

Choisir le nombre des itérations que le fluide devra réaliser et lancer les calculs

- **Sauvegarde du fichier**

file>write> case & data

Le fichier case regroupe toute les informations concernant la géométrie.

Le fichier dat contient tous les paramètres et données des calculs.

- **Post-traitement numérique des résultats**

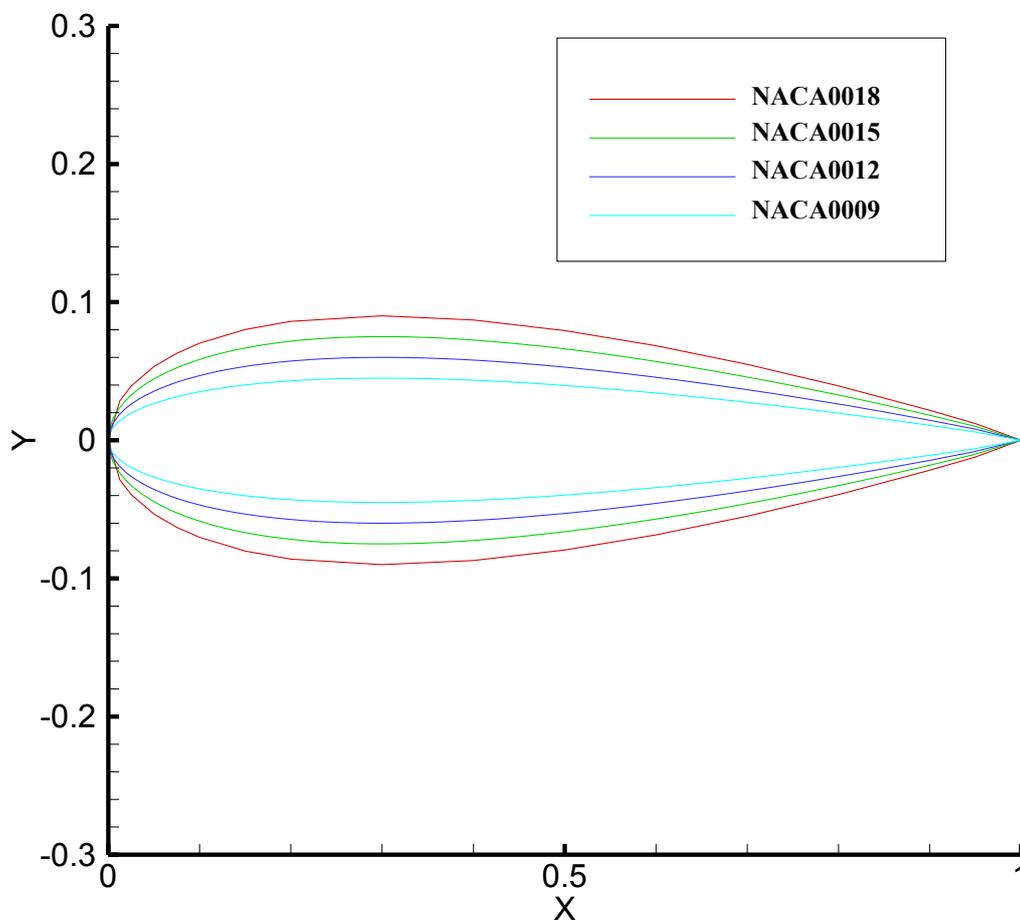
Le fluide fournit des outils pour les traitements des résultats comme (**Display,Plot,Report,..etc.**)

Interprétation des résultats

Dans ce chapitre on présente les résultats de notre étude concernant la séparation de la couche limite sur un profil. La distribution de coefficient de pression et l'évaluation de coefficient de frottement ainsi que les contours des lignes de courants sur différents profils sont déterminées en recherchant l'influence de l'angle d'attaque et l'épaisseur des différents profils et le nombre de Mach sur la séparation de la couche limite.

Pour la représentation graphique de nos résultats, on utilise le logiciel de graphisme **Tecplot360**.

Sur la figure (3.1) Les profils symétriques NACA0009, NACA0012, NACA0015, NA-



3-1 Validation du code de calcul

De manière à vérifier l'exactitude des résultats numériques obtenus dans le présent travail. Une comparaison des résultats provenant étude numériques avec expérimentale [31] est présenté on se base sur la distribution de la courbe de coefficient de pression.

La figure (3.2) démontre presque une concordance entre les deux résultats

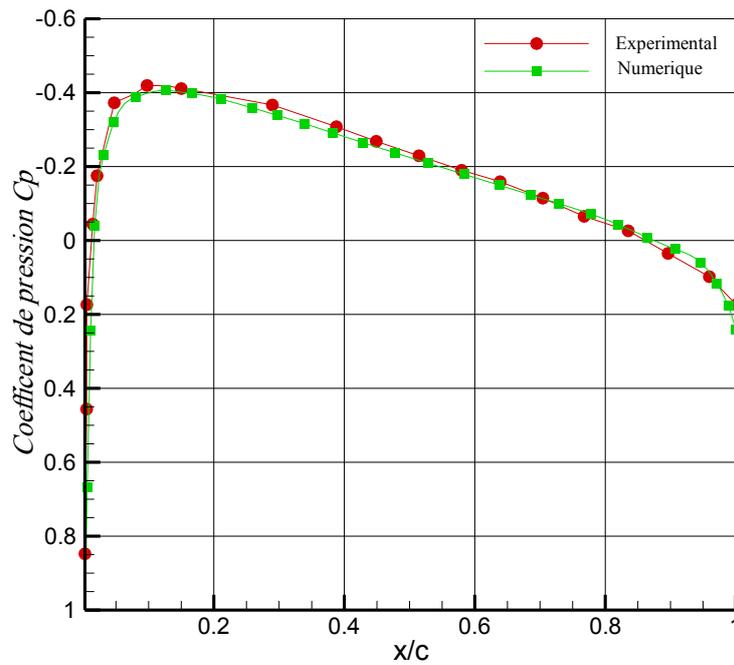


Fig.3.2 Distribution du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_\infty=0.13$

3-2- Influence de l'angle d'attaque sur la séparation de couche limite

3.2-1 Courbes de portance et de trainée

Le premier travail de simulation a été donc d'établir les courbes de portance et de trainée pour le profil N

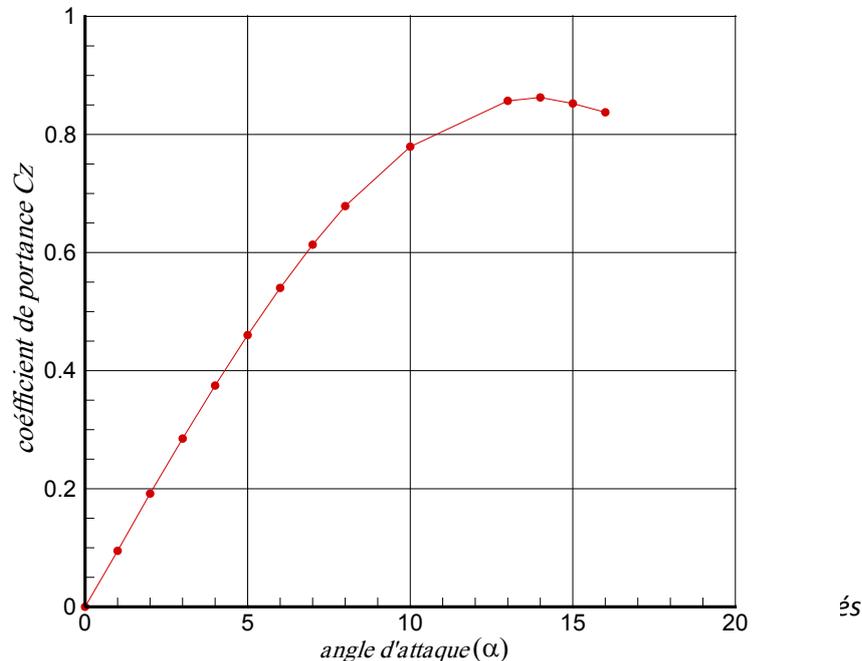
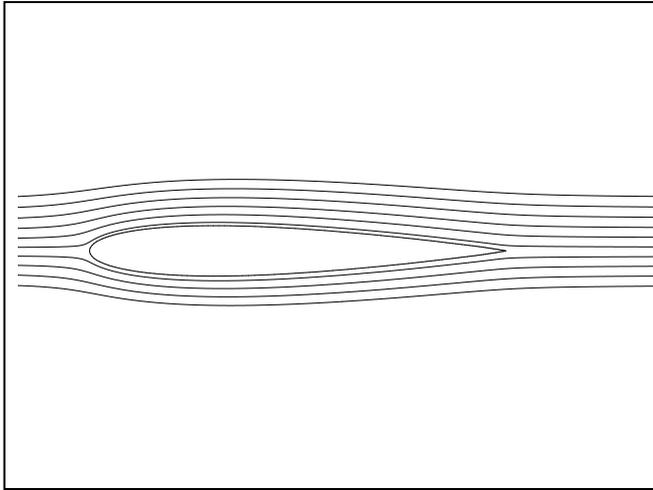
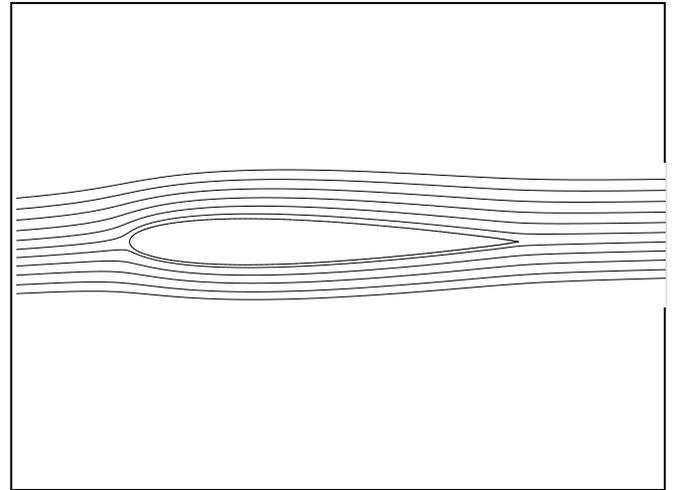


Fig.3.5 Evolution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty=0.1$

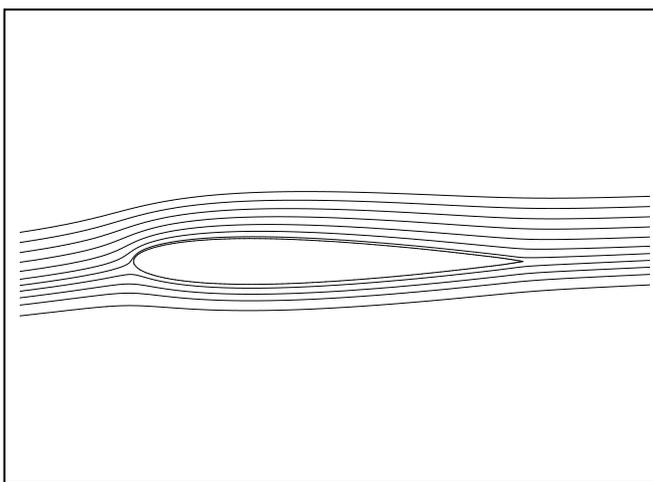
On distingue deux zones sur la courbe de portance, l'une située entre zéro et 10° environ où la courbe est linéaire avec une pente globalement constante. Ce résultat reste approximativement valable pour un autre profil. La courbe est d'abord croissante puis décroissante. Le coefficient de portance C_z passe donc par un maximum égal à 0,87 pour un angle d'attaque $\alpha=14^\circ$. Pour des valeurs α supérieures à 14° , le C_z décroît brusquement puisque les filets d'air n'épousent plus le contour du profil on dit que pour $\alpha=14^\circ$, le profil où l'aile décroche. $\alpha=14^\circ$ est appelé angle de décrochage ou angle critique et $C_z=0.87$ est appelé C_z de décrochage ou C_z maximum. Pour le point d'origine de la courbe, correspondant à $\alpha=0^\circ$, on a un C_z nul et $\alpha=0^\circ$ est appelé l'angle de portance nulle pour un profil biconvexe symétrique tel que le profil NACA0012. Plus l'angle est élevé et plus le point de décollement est repoussé vers l'amont. Les images suivantes montrent l'évolution de la position du point de décollement en fonction de l'angle d'attaque.



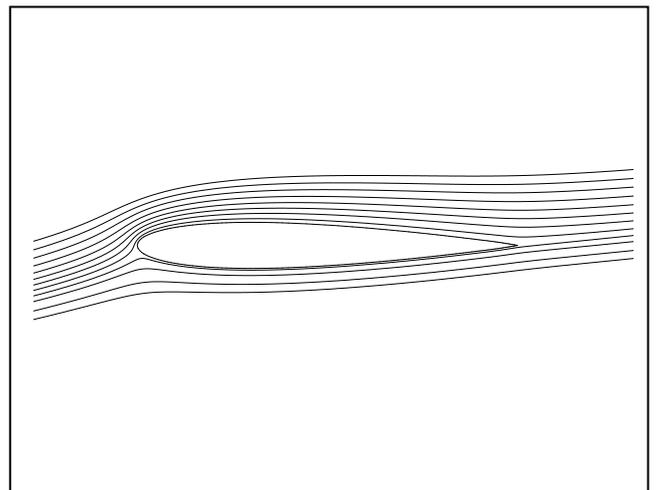
a) $\alpha=0^\circ$



b) $\alpha=2^\circ$



c) $\alpha=4^\circ$



d) $\alpha=8^\circ$

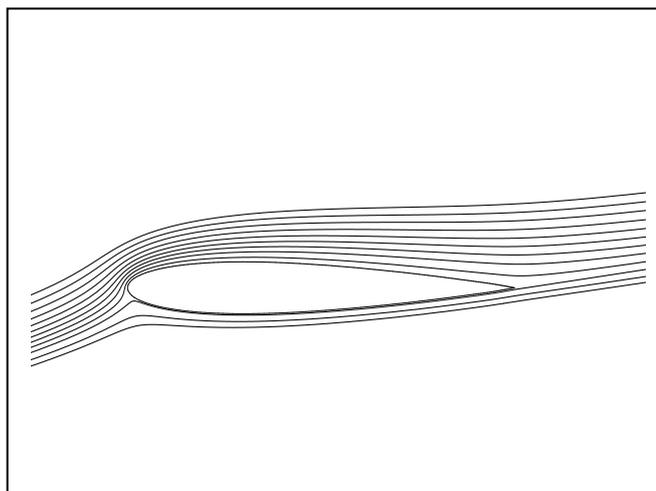
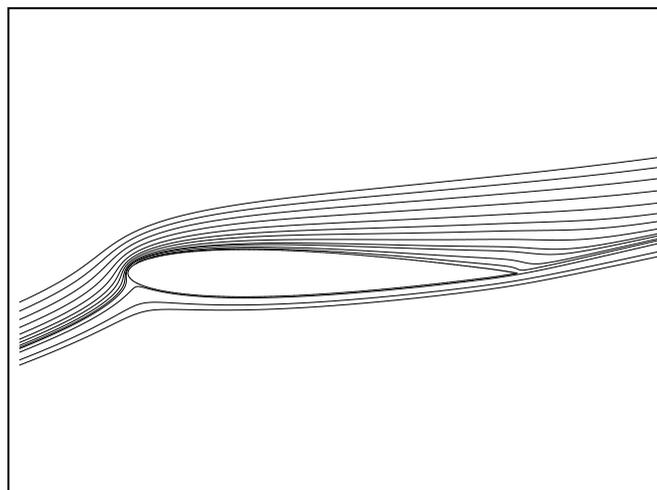
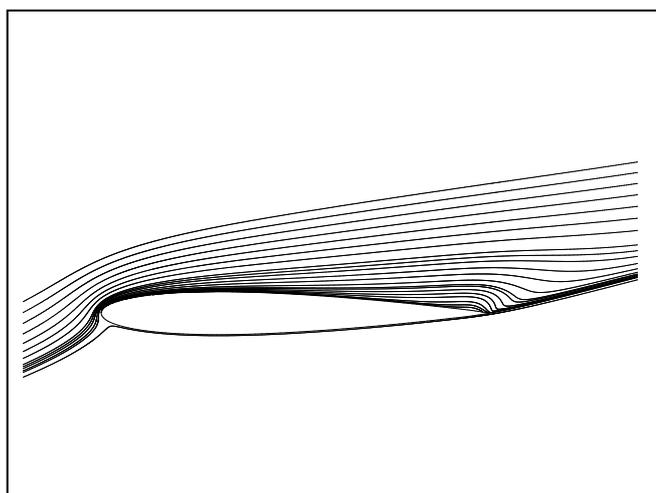
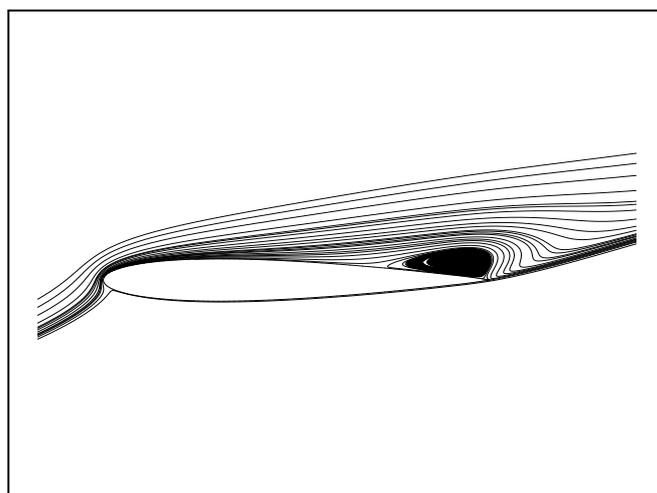
e) $\alpha=10^{\circ}$ f) $\alpha=14^{\circ}$ g) $\alpha=15^{\circ}$ h) $\alpha=16^{\circ}$

Fig.3.4 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_{\infty}=0.1$ pour différents angles d'attaque

On observe à partir de la courbe de trainée que les valeurs C_x de augmente rapidement et le C_x devient très grand qu'o

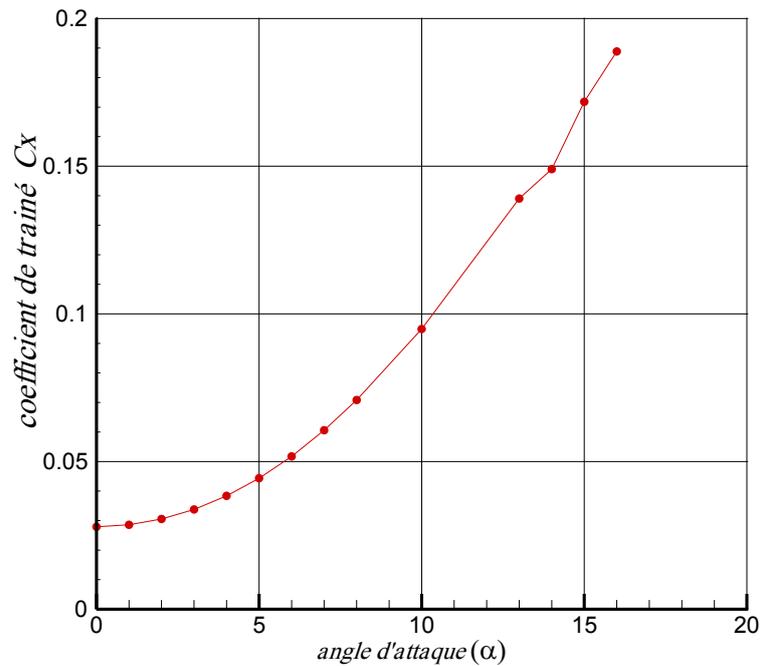


Fig.3.5 Evolution du coefficient de trainée sur un profil NACA0012, $M_\infty=0.1$

3-2-2 Coefficient de pression

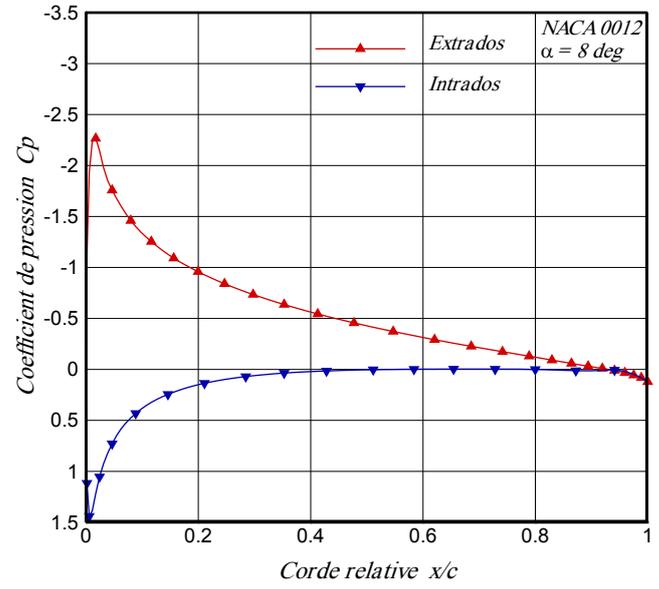
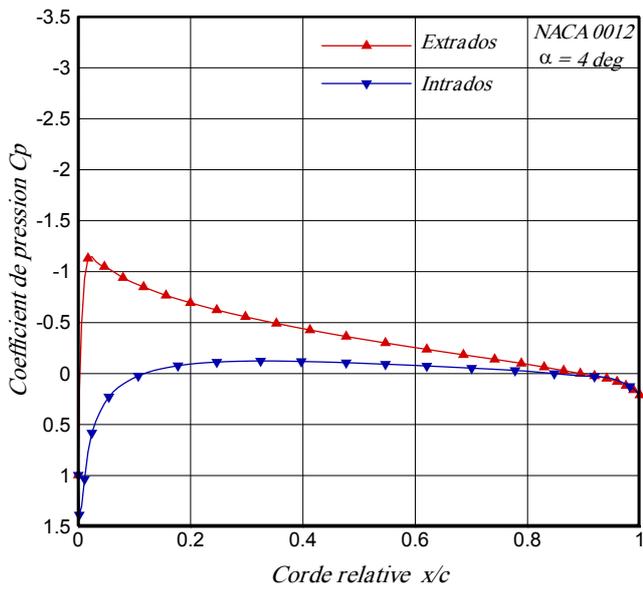
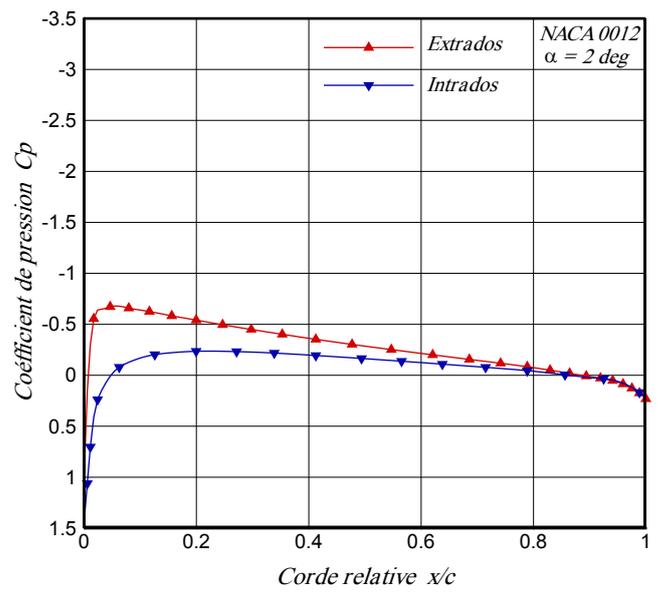
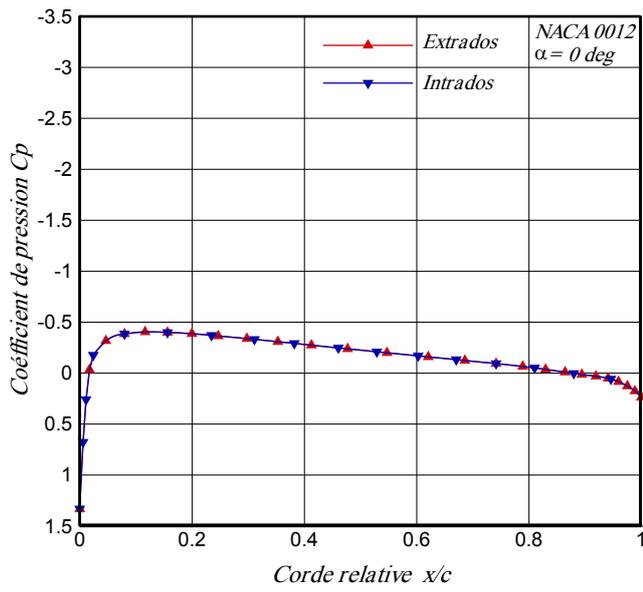
La figure (3.6) représente l'évolution de coefficient de pression C_p sur le profil NACA0012 C_p pour différents angles d'attaque, $\alpha=0^0, 2^0, 4^0, 8^0, 10^0, 14^0, 16^0, 17^0$. On définit le coefficient de pression pour un profil aérodynamique à l'aide de la relation:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho_\infty u_\infty^2}$$

Où P: Pression statique locale

P_∞ : Pression statique de l'écoulement non perturbé

On observe sur la figure (3.6) que l'écart de la distribution du coefficient de pression à l'extrados et à l'intrados augmente avec l'angle d'attaque jusqu'à $\alpha=14^0$ (d'où augmentation de portance) .Au-delà on constate une réduction de cet écart correspond à une chute portance



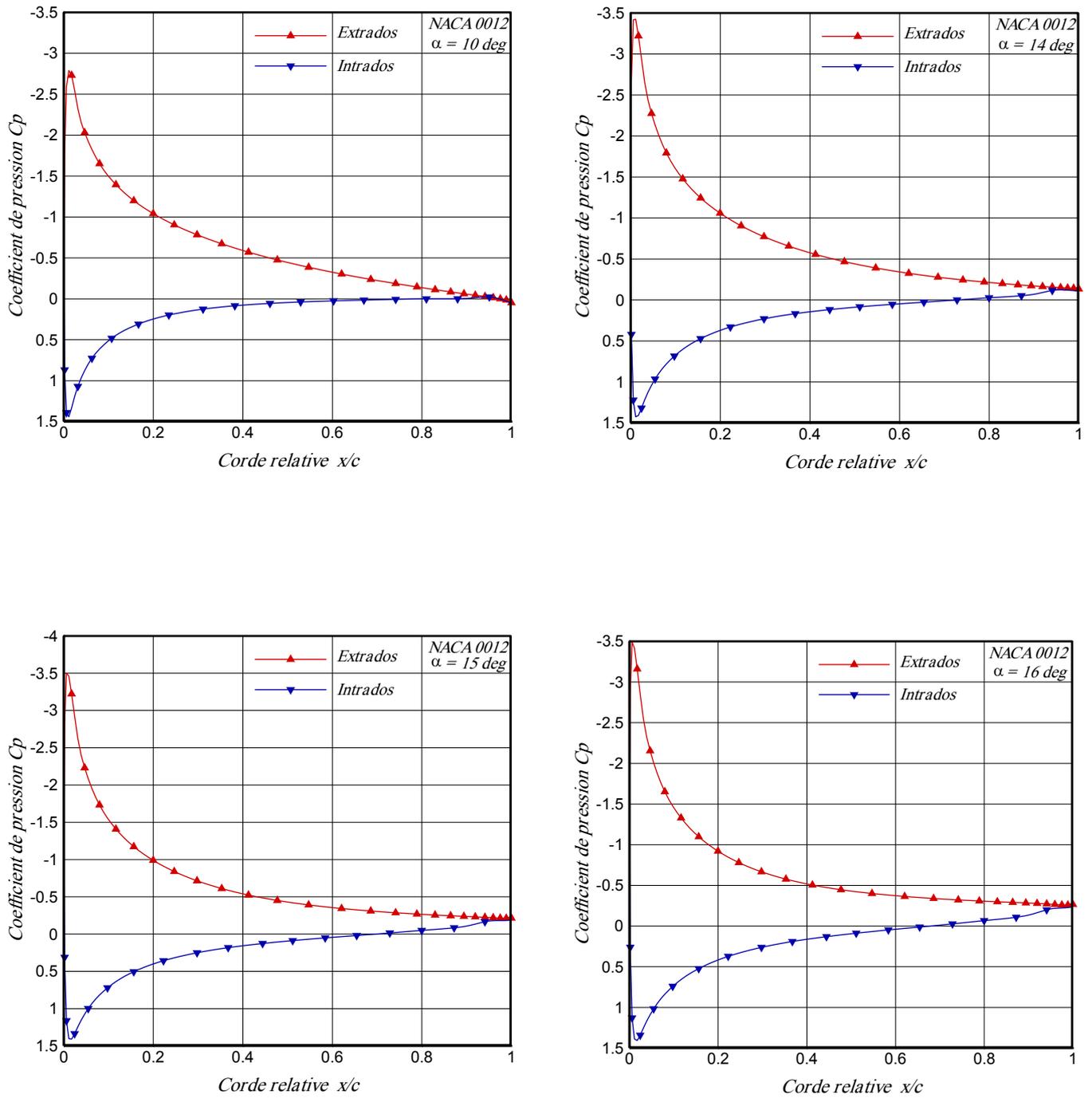
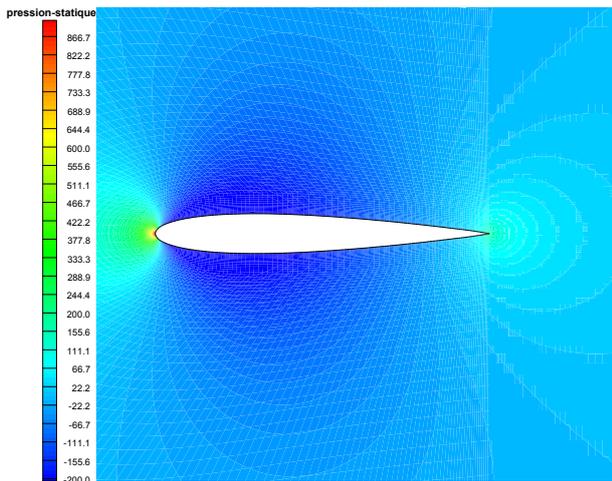


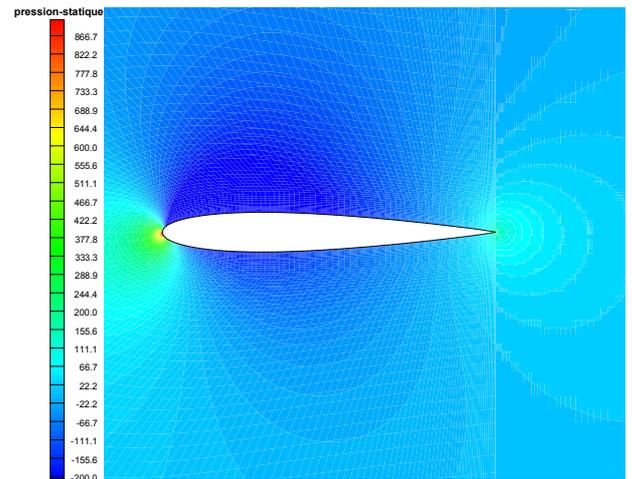
Fig.3.6 Distribution du coefficient de pression NACA0012 à $M_\infty=0.1$

pour différents angles d'attaque

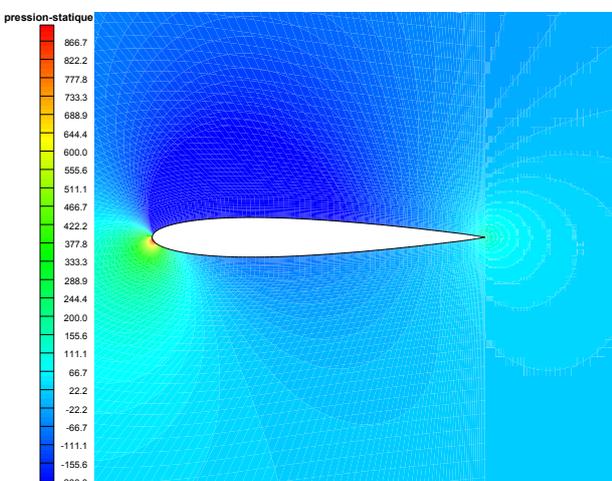
D'après la figure (3.7) qui représente les contours de pression statique pour différents angles d'attaque, on observe que la pression est maximale au voisinage du bord d'attaque. La pression statique qui s'exerce sur l'extrados et l'intrados sont identiques pour une incidence nulle vu le profil symétrique. La zone de dépression sur l'extrados augmente avec l'angle d'attaque ce qui traduit par une augmentation de la portance jusqu'à l'apparition de décrochage, au-delà duquel elle chute brusquement, correspondant à un décollement des filets d'air sur l'extrados.



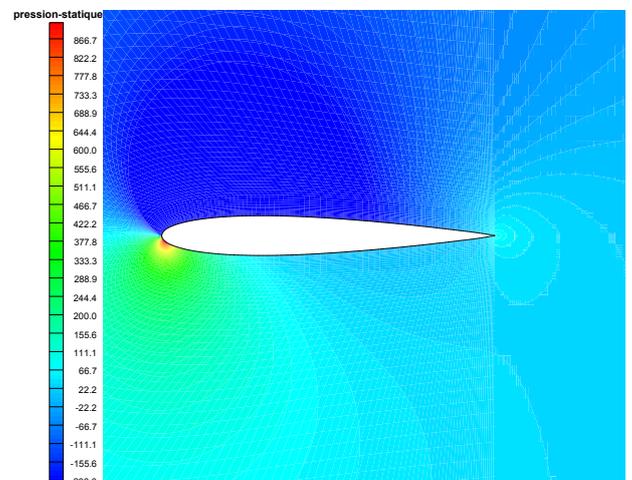
a) $\alpha=0^{\circ}$



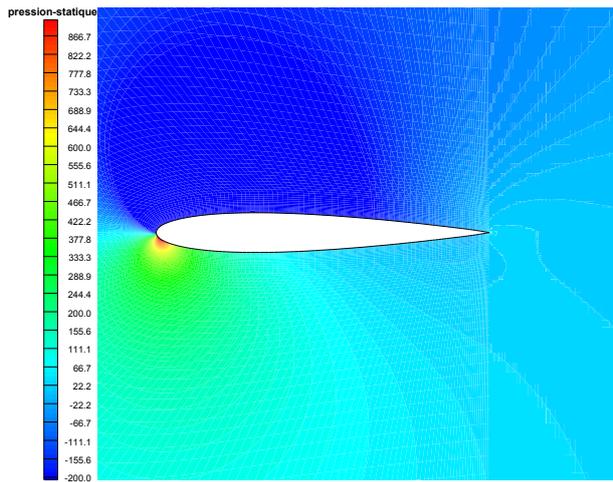
b) $\alpha=0^{\circ}$



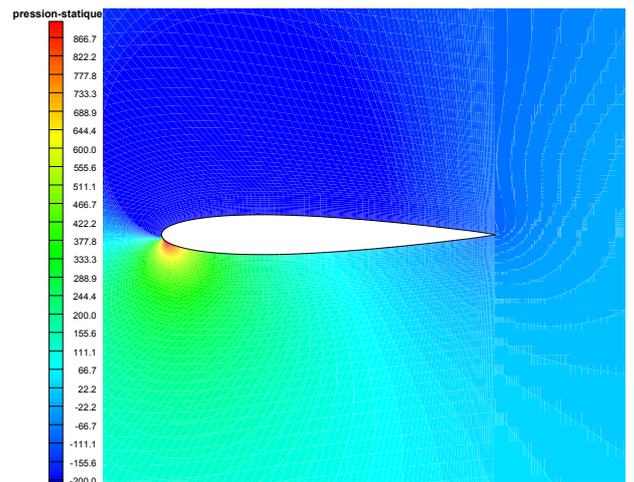
c) $\alpha=4^{\circ}$



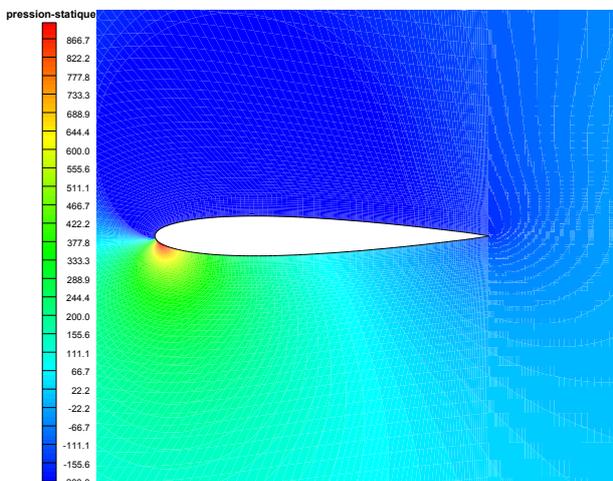
d) $\alpha=8^{\circ}$



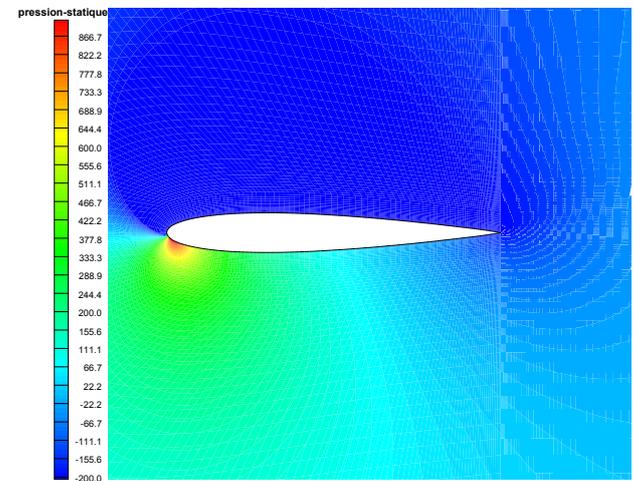
e) $\alpha=10^0$



f) $\alpha=14^0$



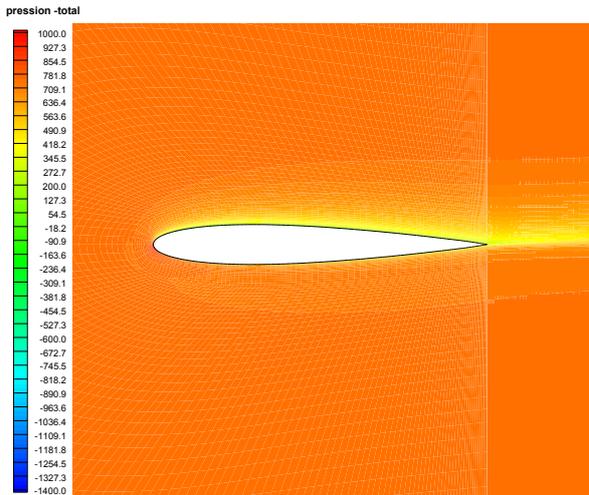
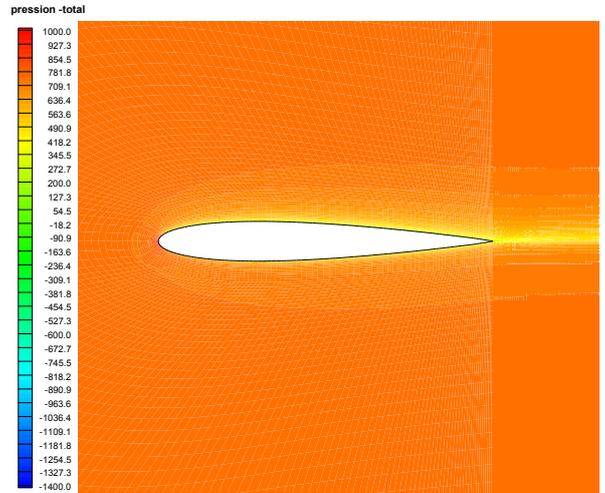
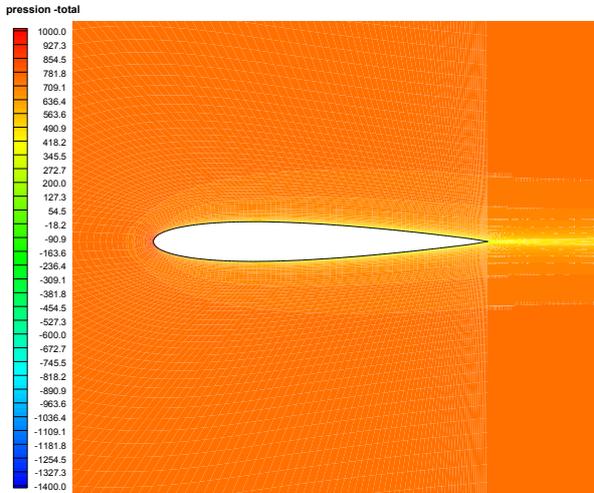
g) $\alpha=15^0$



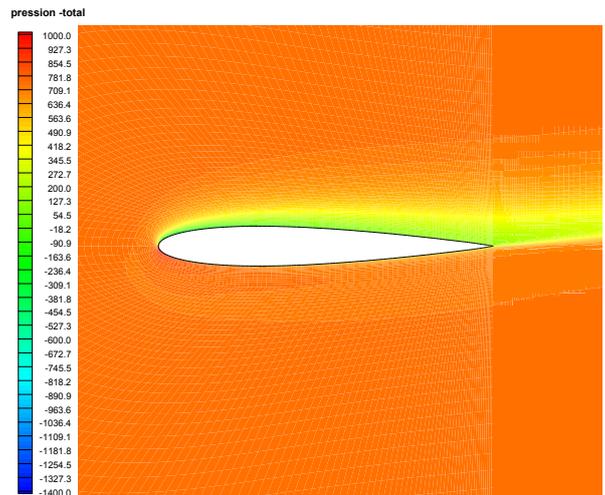
h) $\alpha=16^0$

Fig.3.7 Contours de pression statique sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0.1$ pour différents angles d'attaque

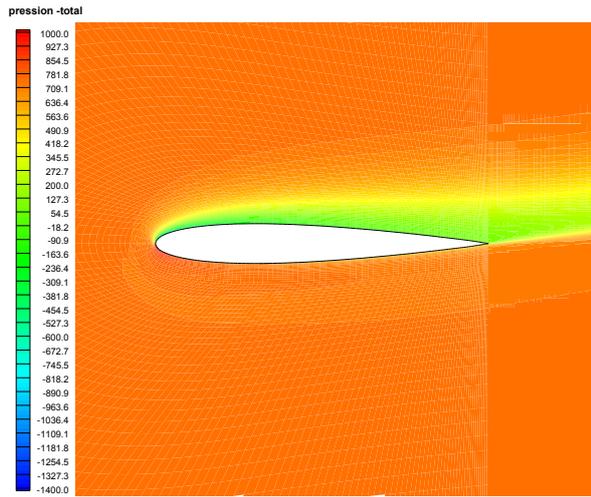
D'après la figure (3.8) qui représente le contour de pression totale pour différents angles d'attaque, on observe que les pertes en terme énergie due au sillage augmentent avec l'angle d'attaque, ce qui induit une trainée plus grande.



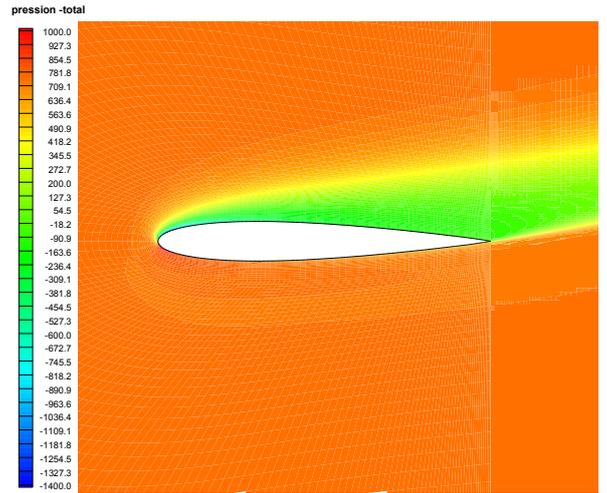
c) $\alpha=4^{\circ}$



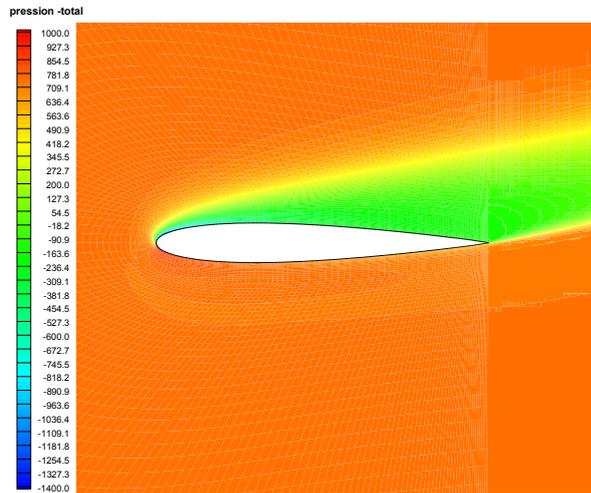
d) $\alpha=8^{\circ}$



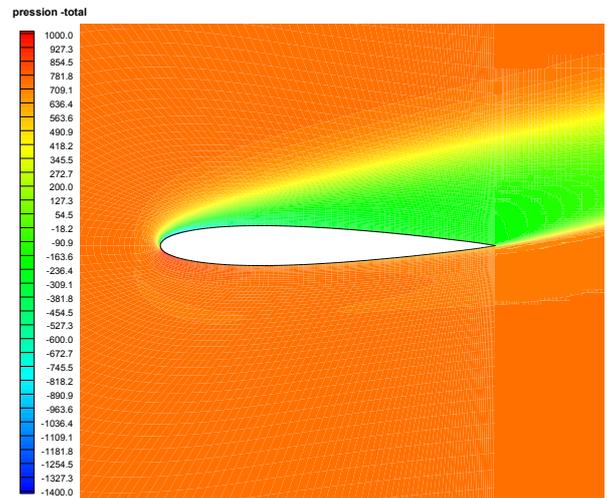
e) $\alpha=10^0$



f) $\alpha=14^0$



g) $\alpha=15^0$



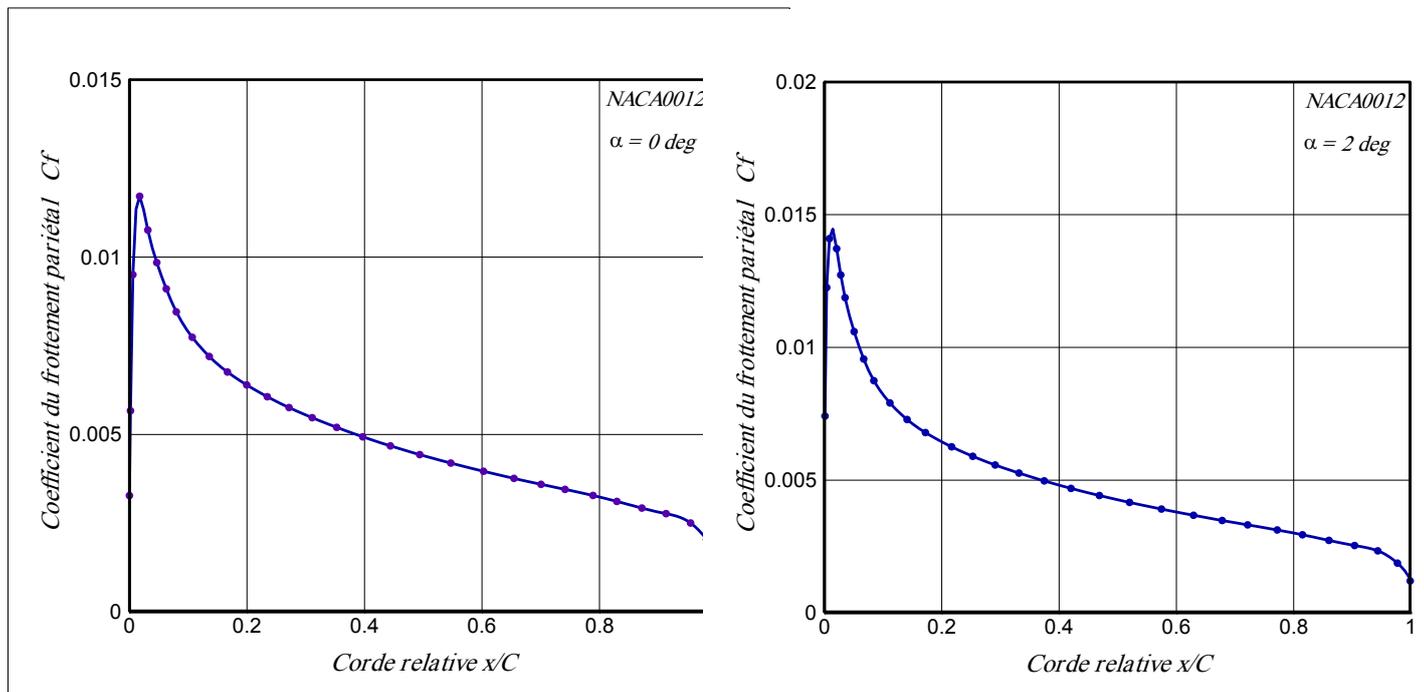
h) $\alpha=16^0$

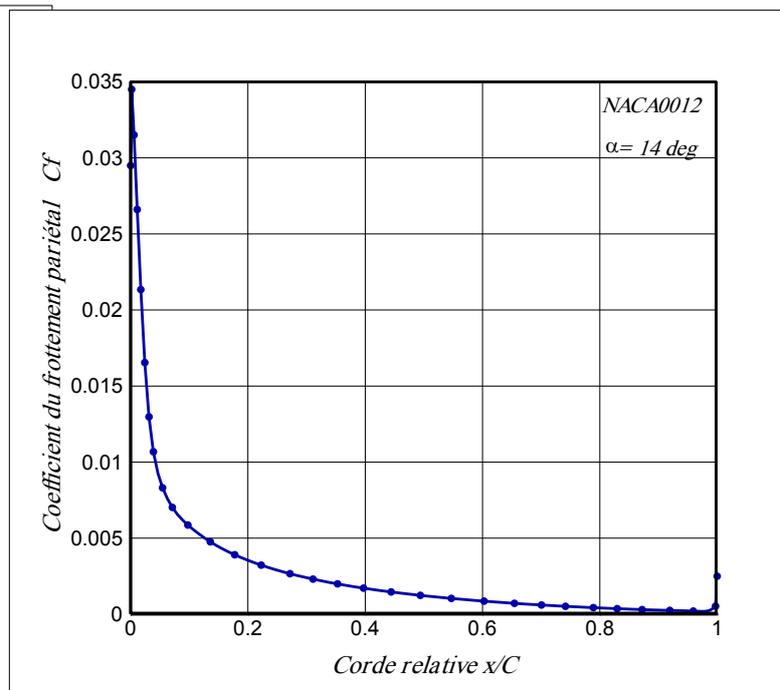
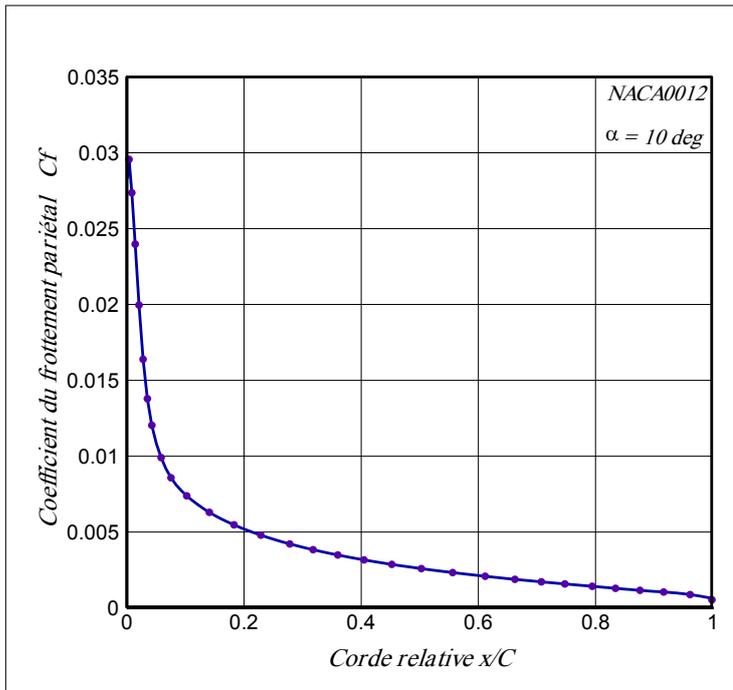
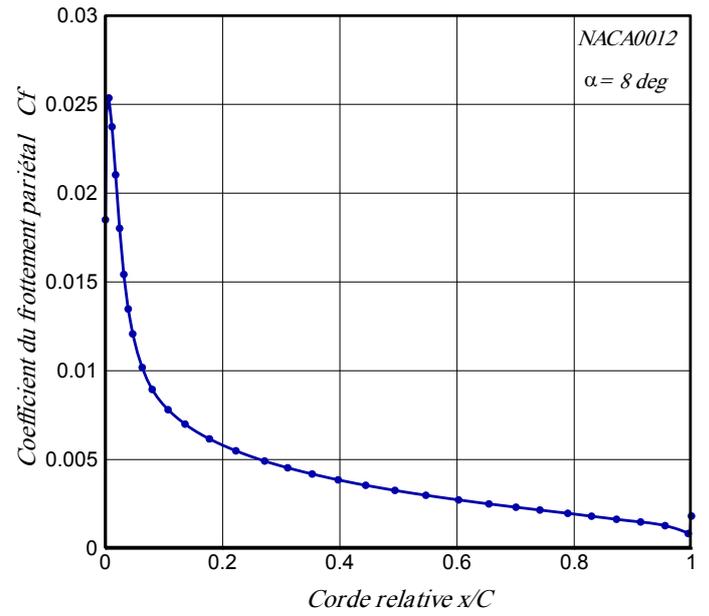
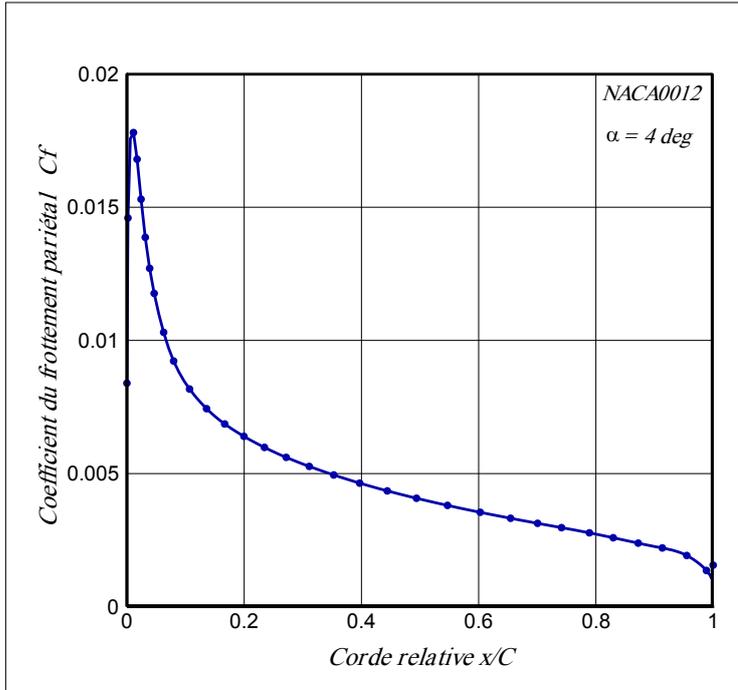
Fig.3.8 Contours de pression total sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0.1$ et $\alpha=15^0$ et pour différents angles d'attaque.

3-2-3 Coefficient de frottement

-Identification du point de décollement

La figure (3.9) représente l'évolution des coefficients de frottement en fonction de l'angle d'attaque. On constate que le C_f est au maximum au voisinage du bord d'attaque puis décroît en allant vers le bord de fuite pour différents angles d'attaque. On constate que le C_f ne s'annule pas d'où une couche limite rattaché jusqu'à 14° , sans décollement (le décollement est identifié par l'annulation du C_f). Au-delà de 14° , le C_f s'annule vers le bord de fuite, traduisant une zone dite de décollement ceci peut bien être bien perçu pour le cas de 15° où le décollement est initié à partir de x/c égal à environ 0.7, donc au-delà de 70% de la corde du profil.





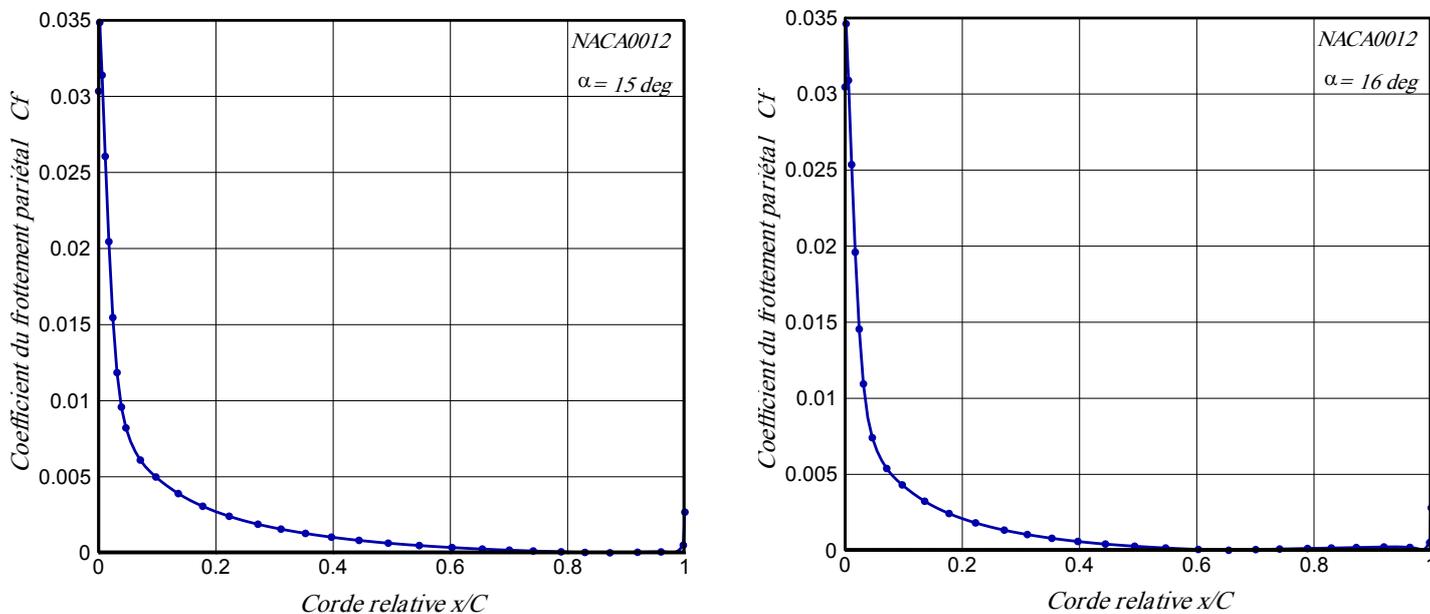


Fig.3.9 Distribution du Coefficient de frottement sur un profil NACA0012, $M_\infty=0.1$ pour différents angles d'attaque.

3-3-Influence de l'épaisseur du profil sur la séparation de la couche limite.

3-3-1- Coefficient de pression

La figure (3.10) représente la distribution du coefficient de pression C_p sur les profils NACA0009, NACA0012, NACA0015 et NACA0018 pour un angle d'attaque $\alpha=15^\circ$ et $M_\infty=0.1$. On constate que l'écart entre la distribution du coefficient de pression à l'extrados et à l'intrados représentant la portance, augmente en augmentant l'épaisseur du profil. On remarque que cet écart s'annule en bord de fuite pour NACA0009, par contre les profils NACA0012, 0015 et 0018, cet écart devient nul à $x/c= 0.94$, $x/c= 0.92$ et $x/c= 0.90$

respectivement correspondent à une dégradation de la portance vers le bord de fuite qui augmente avec l'épaisseur du profil

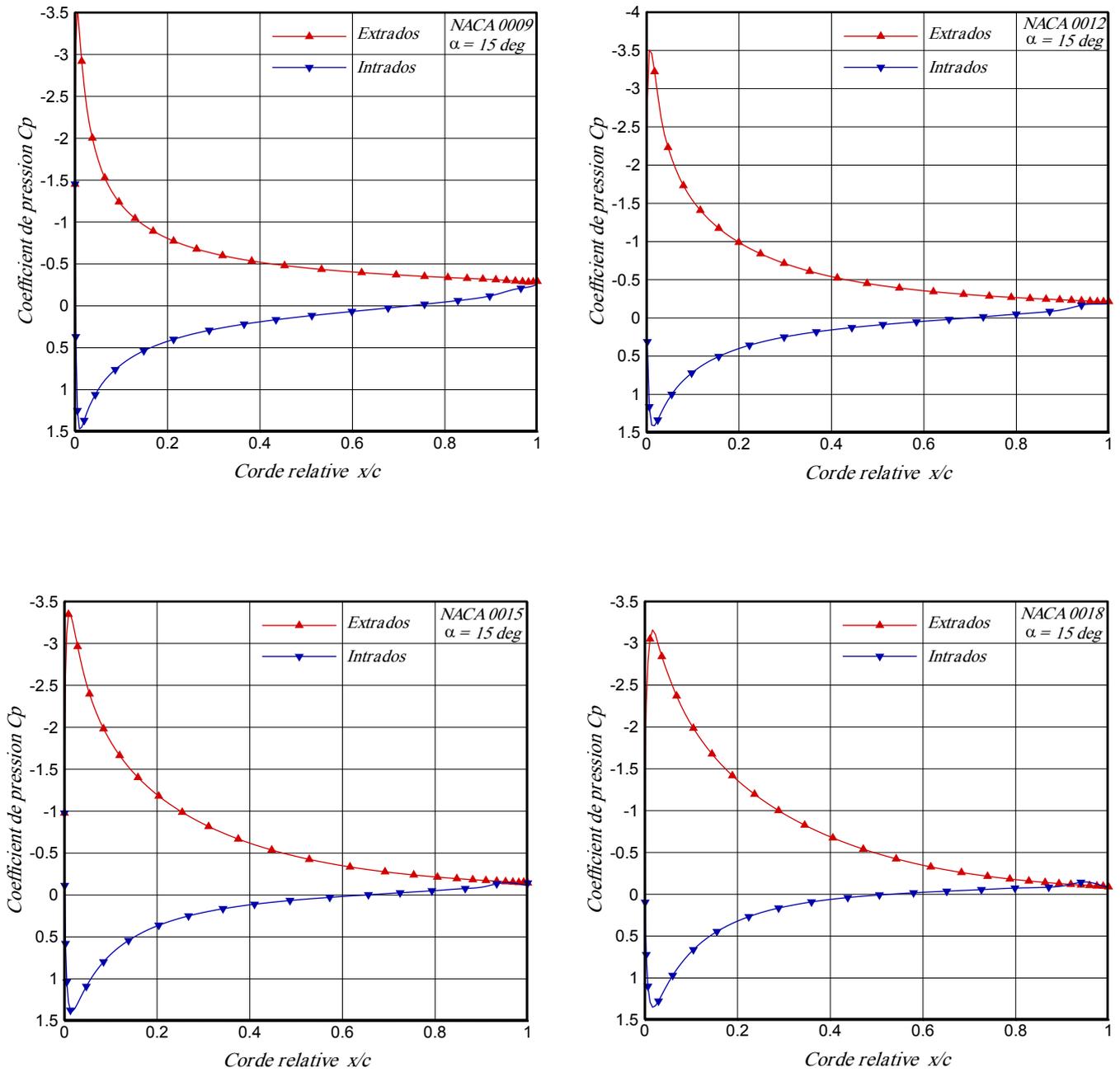


Fig.3.10 Distribution du coefficient de pression sur des profils NACA symétriques de différentes épaisseurs pour $M_\infty=0.1$, $\alpha=15^\circ$

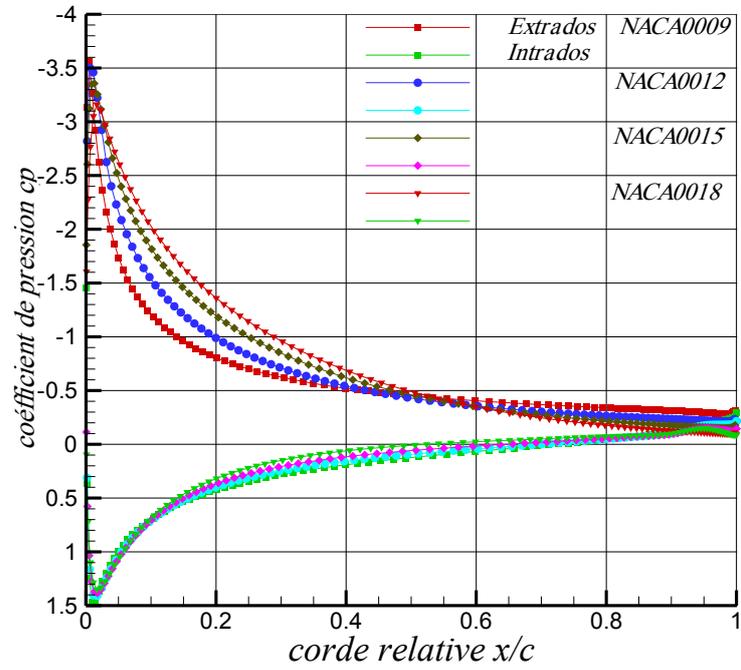


Fig.3.11 Comparaison des distributions du coefficient de pression sur des profils NACA symétriques de différentes épaisseurs pour $M_\infty=0.1$, $\alpha=15^\circ$

D'après la figure (3.12) qui représente les contours de pression statique pour différentes épaisseurs relative, on constate que la dépression est maximale au voisinage du bord d'attaque. La pression statique qui s'exerce sur l'extrados diminue avec l'épaisseur relative ce qui traduit par une augmentation de la portance engendrée par l'accélération de l'écoulement ceci

ai

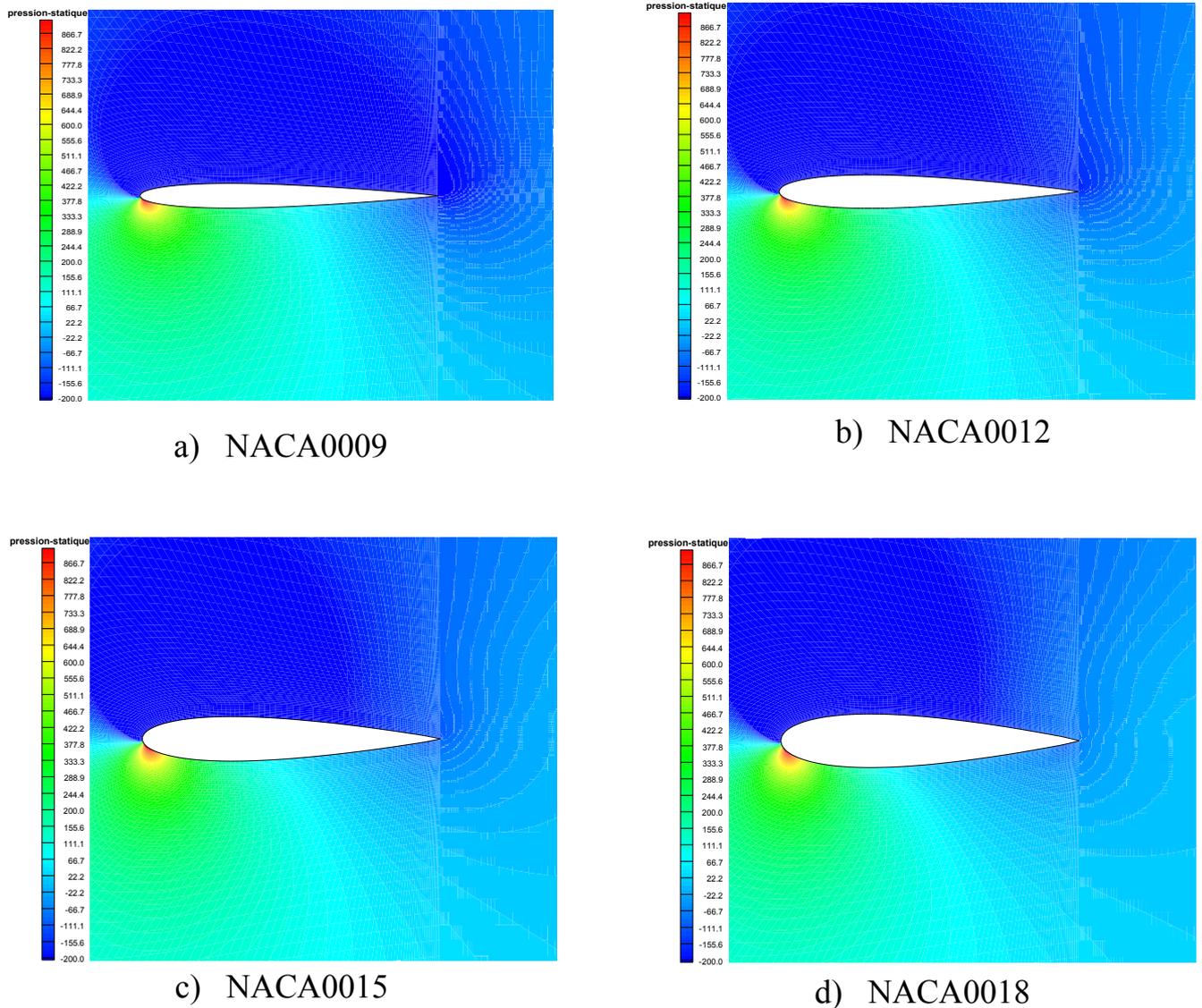
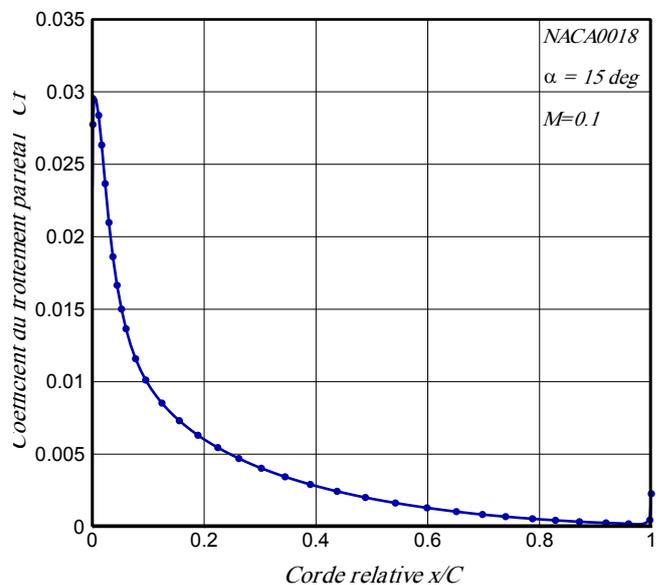
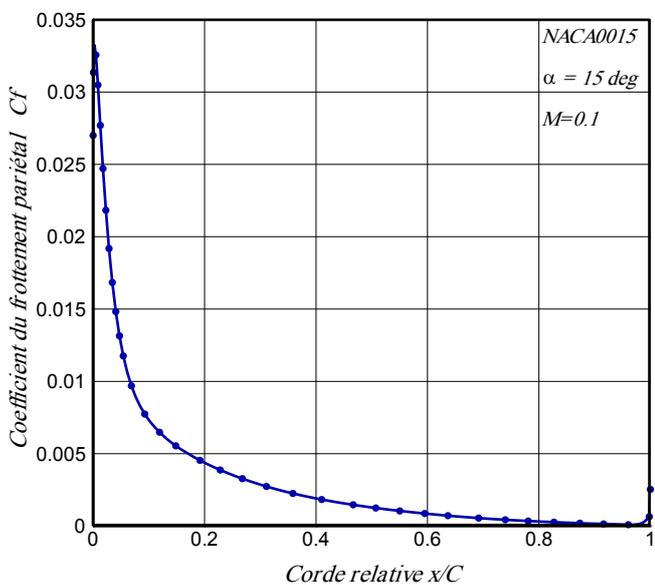
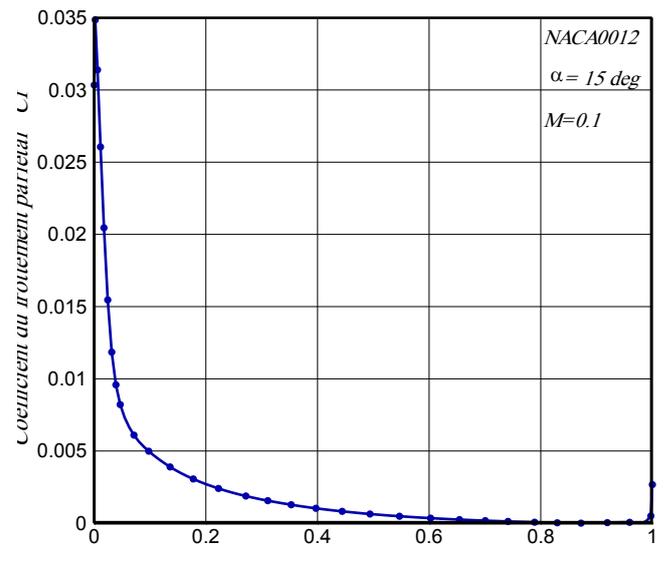
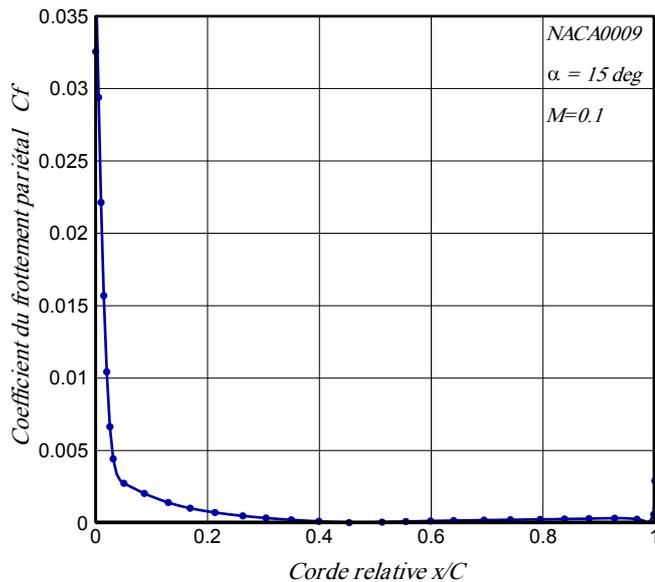


Fig.3.12 Contours de pression statique sur des profils NACA symétriques de différentes épaisseurs pour $M_\infty=0.1$, $\alpha=15^\circ$

3-2-3 Coefficient de frottement

-Identification du point de décollement

La figure(3.13) représente l'évolution du coefficients de frottement C_f sur les profils NACA0009,NACA0012,NACA0015et NACA0018 à $M_\infty=0.1$ et $\alpha=15^\circ$. On constate que le C_f est maximum au voisinage du bord d'attaque puis décroît en allant vers le bord de fuite pour différents épaisseurs relatives. On constate aussi qu'il y a une augmentation de C_f avec l'épaisseur relative. Plus l'épaisseur est grand et plus frottements sont importants. Par contre le décollement correspond à un C_f nul, est retardé vers le bord de fuite en augmentant



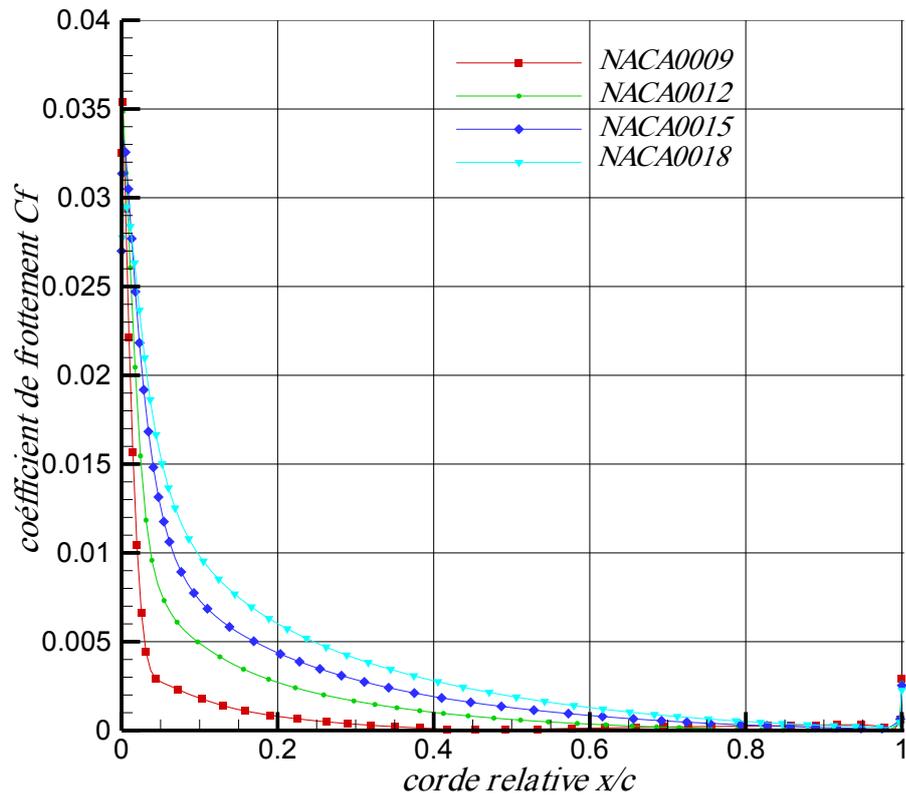
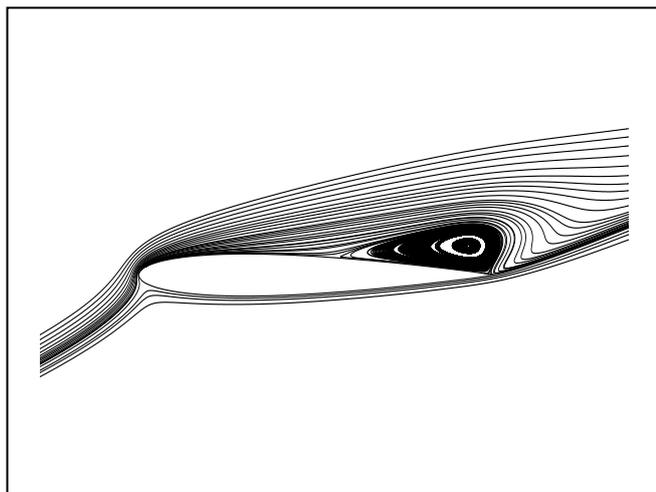
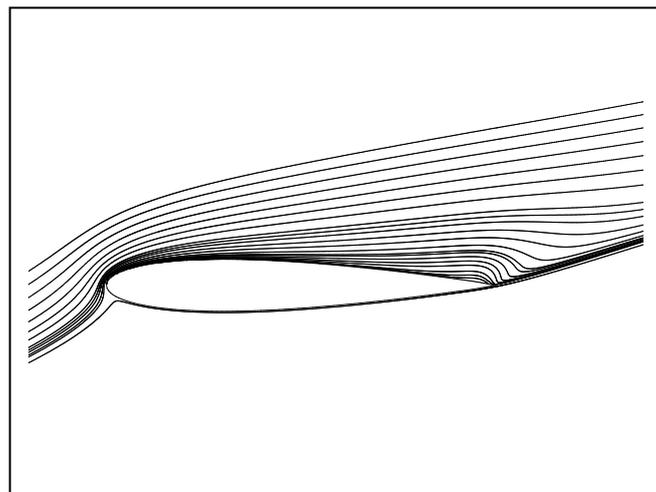


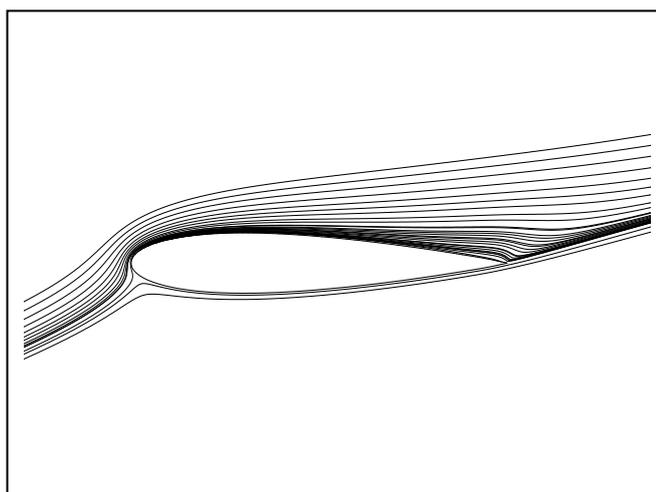
Fig.3.13 Comparaison des distributions des coefficients de frottement sur des profils NACA symétriques de différentes épaisseurs pour $M_\infty=0.1$, $\alpha=15^\circ$



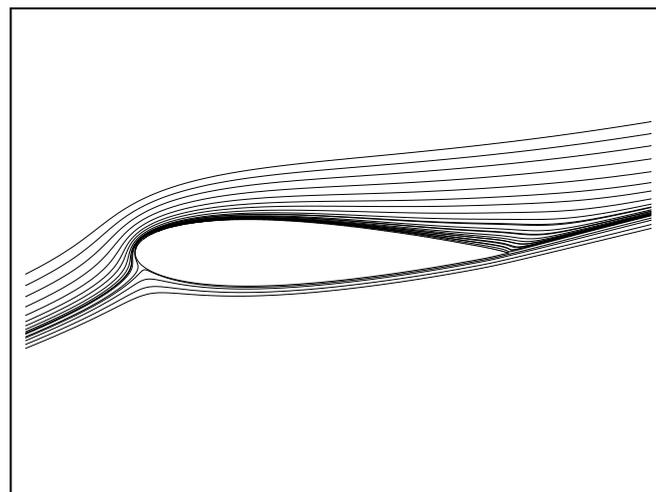
a) NACA0009



b) NACA0012



c) NACA0015



d) NACA0018

Fig.3.14 Lignes de courant sur des profils NACA symétriques de différentes épaisseurs pour
 $M_\infty=0.1, \alpha=15^\circ$

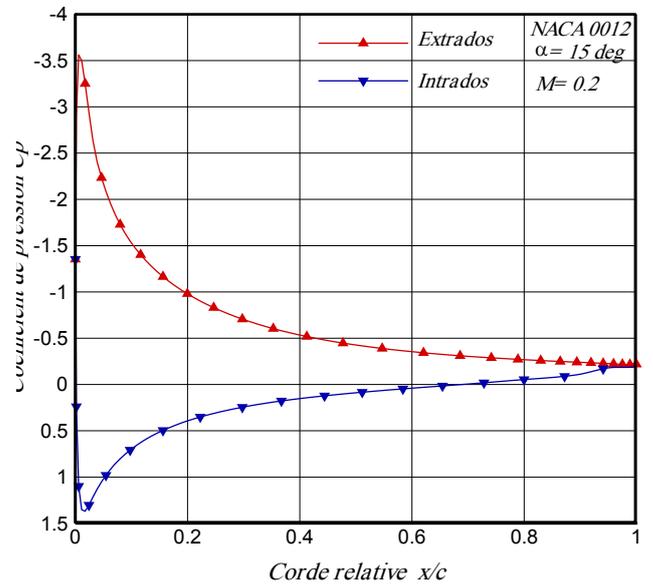
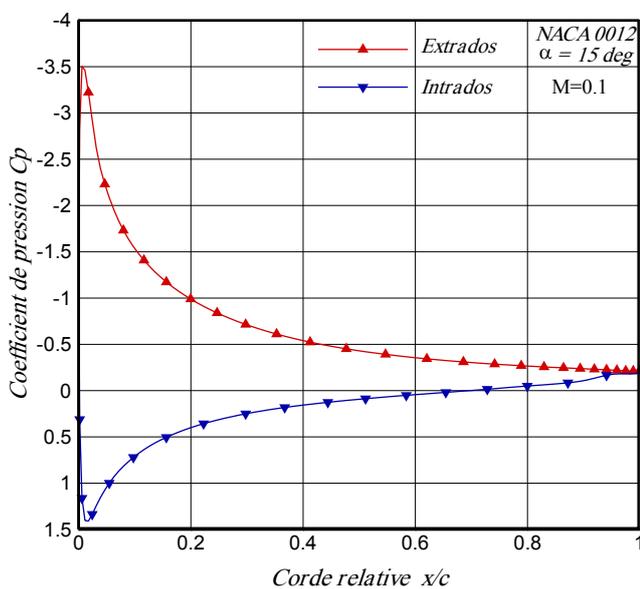
3-4- Influence du Mach de profil sur la séparation de couche limite

3-4-1- coefficient de pression

La figure (3.15) représente la distribution du coefficient de pression C_p sur le profil NACA0012 différents Mach et pour un angle d'attaque $\alpha=15^\circ$. On constate que l'écart entre la distribution du coefficient de pression à l'extrados et à l'intrados représentant la portance, reste presque constant en augmentant le nombre de Mach .Ce résultat est conforme à la relation théorique:

$$C_p = \frac{C_{p_i}}{\sqrt{1-M_\infty^2}}$$

C_{p_i} : Coefficient de pression pour le cas incompressible



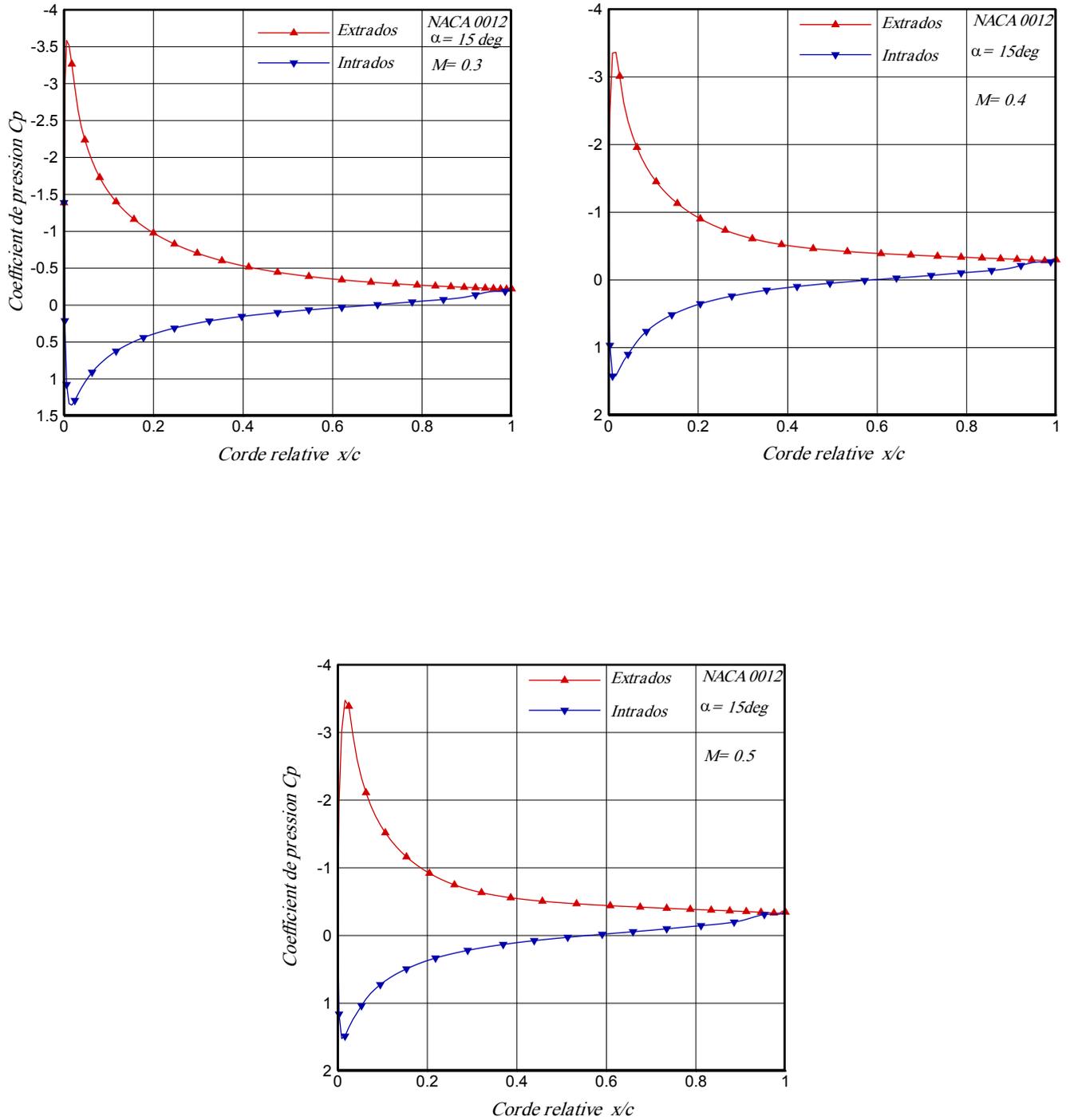


Fig.3.15 Distribution du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $\alpha=15^\circ$ pour différents nombre de Mach.

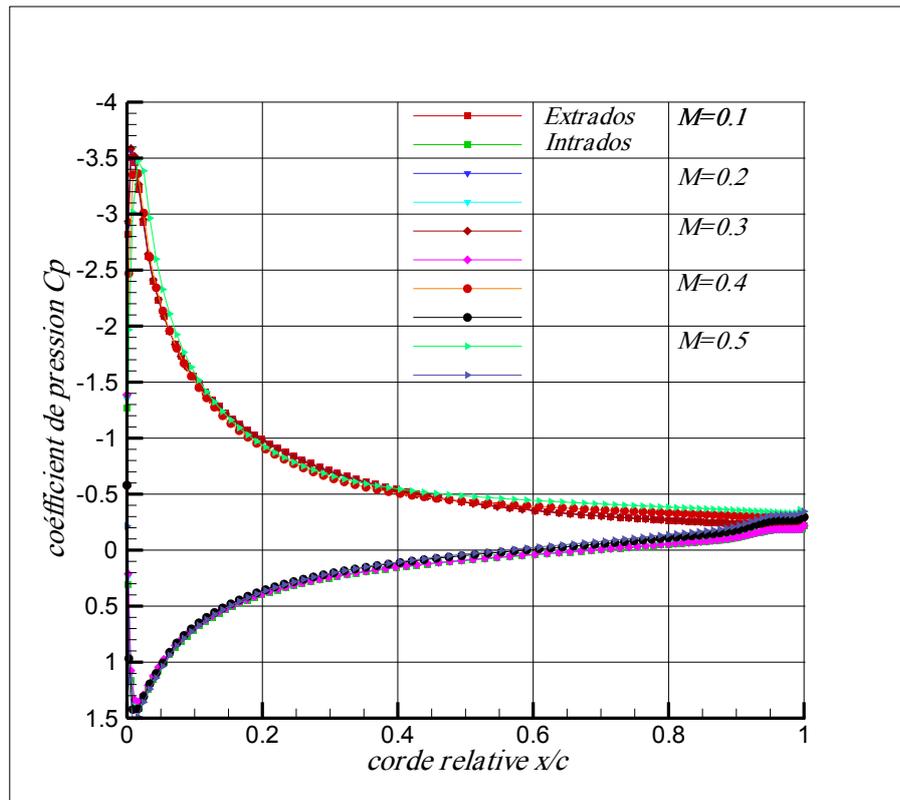
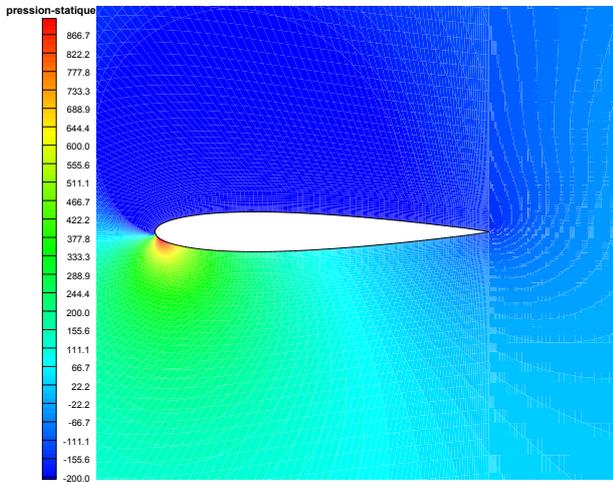
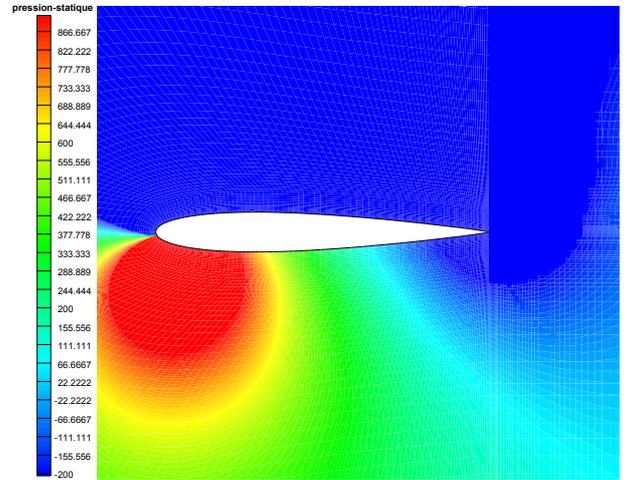


Fig.3.16 Comparaison des distributions du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $\alpha=15^\circ$ pour différents nombre de Mach.

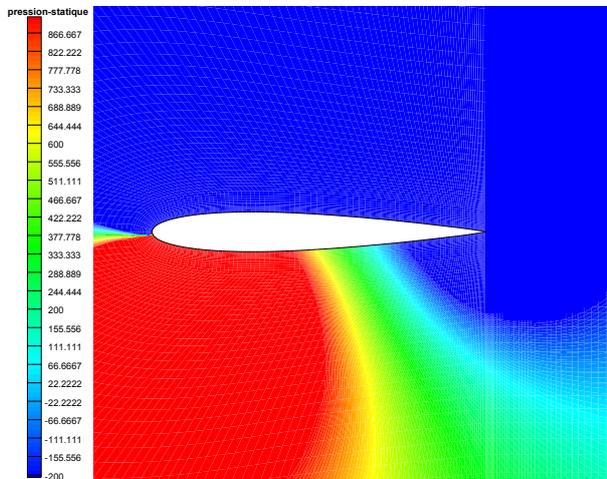
D'après la figure (3.17) qui représente les contours de pression statique pour différents nombre Mach, on constate que la dépression est maximale au voisinage du bord d'attaque. La pression statique qui s'exerce sur l'extrados augmente avec le mach.



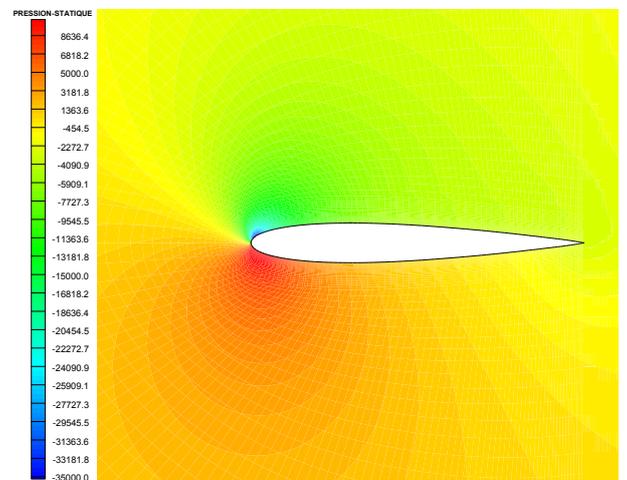
a) $M_\infty=0.1$



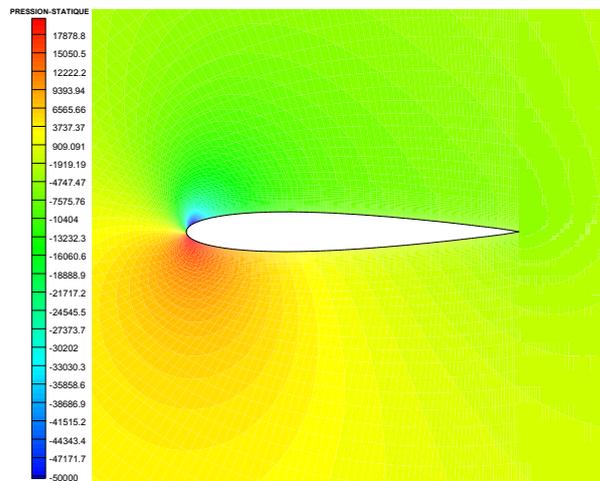
b) $M_\infty=0.2$



c) $M_\infty=0.3$



d) $M_\infty=0.4$



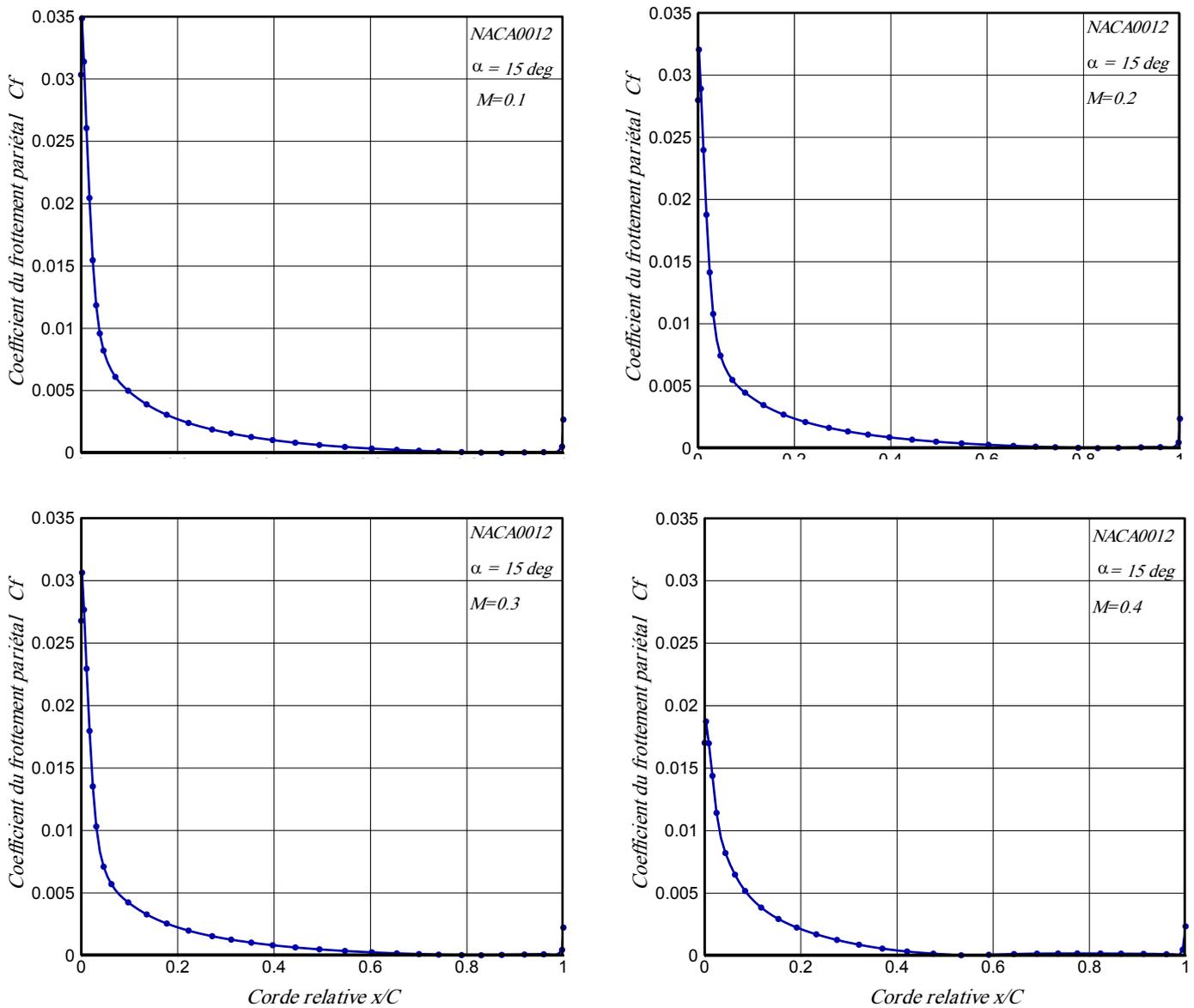
e) $M_\infty=0.5$

Fig.3.17 Contours de pression statique sur un profil NACA0012 à $\alpha=15^\circ$ pour différents nombre de Mach.

3-4-2 Coefficient de frottement

-Identification du point de décollement

La figure(3.18) représente l'évolution du coefficients de frottement C_f sur les profils NACA0012 pour différents mach et $\alpha=15^0$.On constate que le C_f est maximum au voisinage du bord d'attaque puis décroît en allant vers le bord de fuite pour différents nombre Mach. On remarque aussi que pour le nombre de Mach variant entre $M_\infty=0.1$ et $M_\infty=0.5$ que le décollement est traduit par l'annulation du coefficient de frottement d'une part et les contours des lignes d'autre part (fig. (3.19)). La zone de séparation augmente en augmentant le nombre de



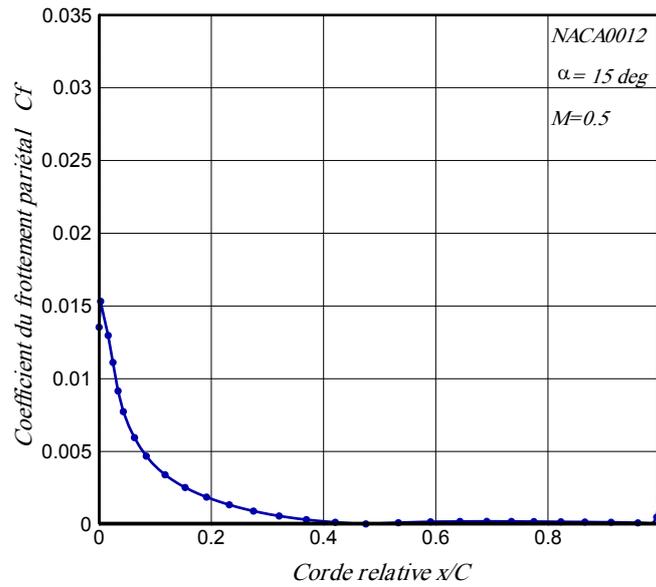


Fig.3.18 Distribution du Coefficient de frottement sur un profil NACA0012 à $\alpha=15^0$ pour différents nombre de Mach.

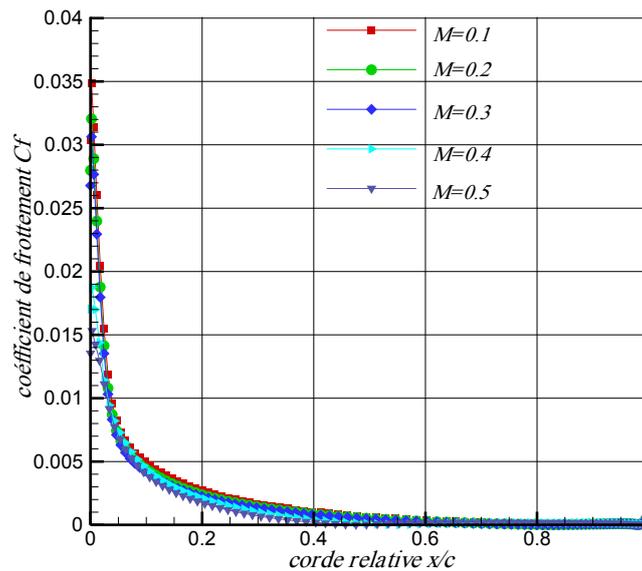
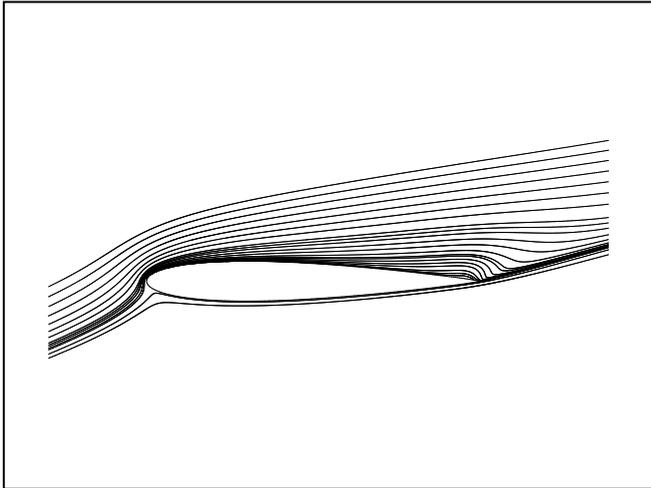
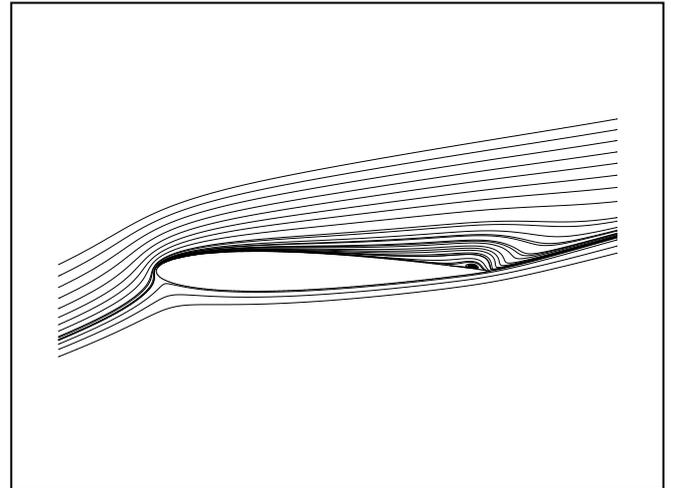


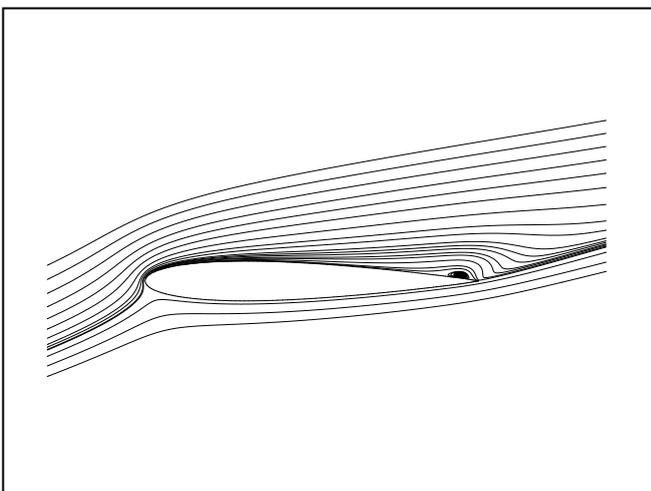
Fig.3.19 Comparaison des distributions des coefficients de frottement sur un profil NACA0012 à $\alpha=15^0$ pour différents nombre de Mach.



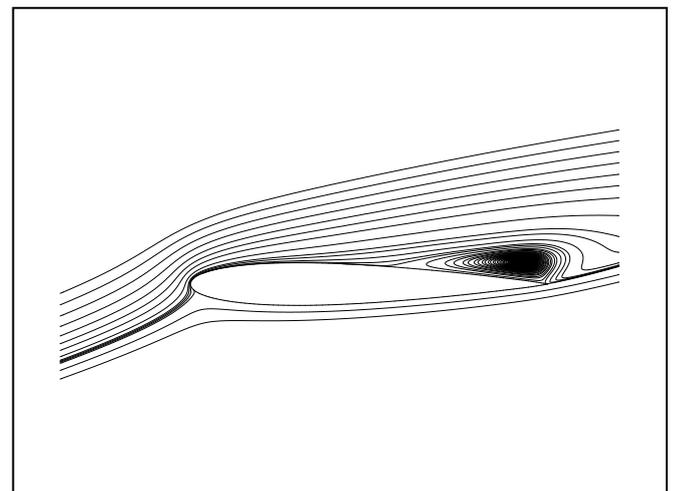
a) $M_\infty=0.1$



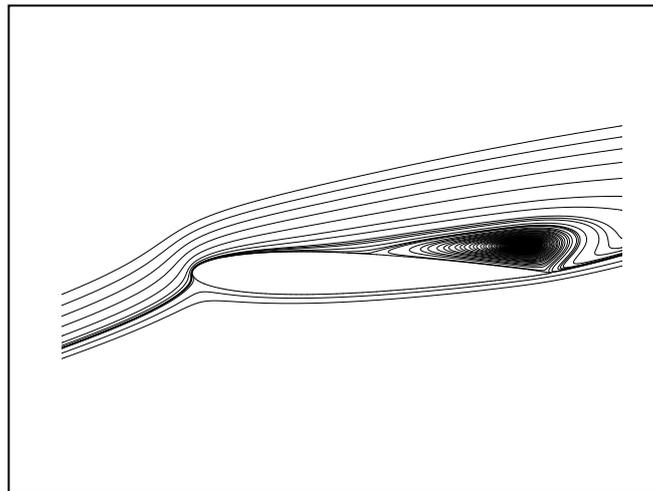
b) $M_\infty=0.2$



c) $M_\infty=0.3$



d) $M_\infty=0.4$



e) $M_\infty=0.5$

Fig.3.20 Lignes de courant sur un profil NACA0012, $\alpha=15^\circ$ pour différents nombre de Mach.

Conclusion

Conclusion

Dans ce mémoire, on s'est intéressé à étudier numériquement la séparation de la couche limite turbulente incompressible autour d'un profil symétrique de type NACA.

Pour la résolution numérique, on fait appel à un code commercial « FLUENT » basé sur la méthode des volumes finis, en utilisant le modèle à deux équations k-ε.

Les principaux objectifs de ce travail sont atteints, notamment la maîtrise avancée du logiciel « Gambit » ainsi le code calcul « Fluent ».

Les étapes d'apprentissage de construction de maillage avaient pris un temps considérable vu la multitude réglages disponible sous le logiciel. Entre temps, nous avons fait plusieurs essais sur les différents profils NACA symétriques, notamment sur le choix de la géométrie, maillage, les conditions aux limites ainsi le choix des valeurs de référence de « Fluent ».

Les effets sur la séparation de la couche limite engendrés par les paramètres tels que l'angle d'attaque, l'épaisseur du profil ainsi que le nombre de Mach pour différents profils NACA symétriques, sont étudiés.

Pour un profil symétrique NACA0012 l'étude, a permis de mettre en évidence la séparation de la couche limite. Les résultats montrent qu'en augmentant l'angle d'attaque, la séparation est bien perçue à des angles d'attaque élevés au-delà de 15^0 pour un nombre de Mach infini $M_\infty = 0,1$, traduit par l'annulation du coefficient de frottement d'une part, et les contours des lignes de courant d'autre part, cette séparation induit une augmentation brusque de trainée et une diminution de portance.

La séparation obtenue sur le profil NACA0009, à un angle de 15^0 et $M_\infty = 0,1$, disparaît sur les profils NACA0012, 0015 et 0018 pour le même angle d'attaque et le même M_∞ , on conclut que l'augmentation de l'épaisseur du profil retarde la séparation par accélération de l'écoulement. La séparation est caractérisée par la présence d'une bulle de séparation en traçant les contours des lignes de courant d'une part et par l'annulation du coefficient de séparation d'autre part, tout en sachant que l'élimination de la séparation induit une réduction de la trainée et une augmentation de la portance.

Dans le régime incompressible étudié, on remarque que toute en variant le nombre de Mach infini entre 0,1 et 0,5, la distribution du coefficient de pression ne varie pas, ainsi que la force verticale engendré par l'écoulement sur le profil, qu'on l'appelle force de portance n'est pas affectée, la séparation obtenue en variant le nombre de Mach infini entre 0.1 et 0.5, cette dernière est caractérisée par l'annulation du coefficient de frottement d'une part et bien perçu par la présence d'une bulle de séparation en traçant les contours des lignes de courant au-delà $M_\infty = 0,2$.

A travers cette étude, on recommande pour le contrôle de la séparation de la couche limite, l'utilisation de profils épais.

Références bibliographiques

- [1] **Dr.Hermann Schlichting** « Boundary-layer Theory» Mc.Graw.hill series in mechanical engineering.USA 1979
- [2] **R.Wahidi, D.H.Bridges** « Effect of distribute suction on an airfoil at low Reynolds number ». University of Alabama et Missipi state University, AIAA journal vol50, N^o3, March 2012.
- [3] **J.Preist, V.Schmitt** « Réduction de la trainée grâce à la laminarité ». Département Aérodynamique appliquée. <http://www.Onera.fr>
- [4] **C. Michaut** « Indésirable trainée ». <http://www.Onera.fr> 2005.
- [5] **Onera** « Réduction de trainée pour les avions de transport civils ». <http://www.Onera.fr> 2006
- [6] **J.Jolibois, N.Bérnard, E.Moreaau** « Contrôle de la trainée et de la portance d'un profil NACA0015 par actionneur plasma à décharge à barrière diélectrique ». Laboratoire d'études Aérodynamiques (LEA). Université de Poitiers, ENSMA, CNRS. France 2008.
- [7] **L.Célia** « Etude des écoulements transitionnels et hors équilibre par des approches DNS et RANS ». 9^{ème} journées du doctorant. ONERA 2011.
- [8] **S. Prothina, H. Djeridib, J-Y. Billarda** « Effet d'un vortex sur le décollement d'une Couche limite turbulente sur profil NACA0015 2D ». Congrès Francophone de techniques laser, Vandœuvre-lès-Nancy, Septembre 2010.

Références bibliographiques

- [9] **P.Quinton.PH** « Les systèmes de contrôle de l'écoulement sur les avions ». Congrès GCM mécanique et systèmes. Journées, Courbevoie, France, pp127-137. 1995
- [10] **C. Sarraf, H. Djeridi, J.Y. Billard** « Effets de l'épaisseur d'un profil NACA symétrique sur les performances et caractéristiques de la couche limite turbulente ». 11^{eme} Journées de l'Hydrodynamique, Brest, France. 3-5 Avril 2007.
- [11] **L.Matthieu, C.Mario, B.Gabriel** « Contrôle actif du décollement de la couche limite Sur un profil subsonique ». INP, ENSEEIHT. Bureau d'étude industriel. Toulouse.
- [12] **Thierry Faure** 2008, «Dynamique des fluides appliquée». Dunod,Paris,France 2008.
- [13] **Sébastien Bourgois** «Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile : Analyse et Contrôle». Thèse doctorat. Faculté des sciences fondamentales et appliquées. Ecole nationale supérieure de mécanique et d'aérotechnique de Poitiers, 2006.
- [14] **Pierre Rebuffet**, «Aérodynamique Expérimentale». Deuxième Edition, Paris et Liège Librairie Polytechnique, 1950.
- [15] **John D.Anderson.Jr**, 2007 «Fundamental of Aerodynamics». Fourth Edition- Mc Grow-Hill international . M.Edition, 2007.
- [16] **JulienFavier**, Contrôle d'écoulements: « Approche expérimentale et Modélisation de dimension réduite ». Thèse doctorat. Institut National, polytechnique de Toulouse, 2007.
-

- [17] **R.Comolet** « Mécanique expérimentale des fluides». Tome 2, Edition Masson, Paris, 1994.
- [18] **J.P.Padet** « Fluide en écoulement, méthode et modèles». Edition Masson, Paris, 1991.
- [19] **Ion Paraschivoiu**, « Aérodynamique Subsonique» Edition de l'école polytechnique, Montréal, canada 1998.
- [20] **Ahmed Batikh** «Contrôle de l'aérodynamique externe des véhicules aériens par des dispositifs microfluidiques : Etude de l'effet de mini et micro-jets synthétiques sur des écoulements pariétaux». Thèse doctorat. Université de Toulouse, 2008.
- [21] **L. Bouchaour** « Etude d'un écoulement incompressible autour d'un Profil tournant ». Thèse de Magister. Université de Constantine, 2011.
- [22] www.Aérodynamique.chez.com
- [23] **J.Favier, A.Kourta** « PIV et décomposition POD pour le contrôle du décollement sur un profil d'aile». Institut de Mécanique des fluides, colloque de synthèse, contrôle des décollements, Cépadués-Edition, 2005.
- [24] **R.B.Katapati-Apparao,K.D.Squires** « Prediction of the over an airfoil at maximum lift». AIAA paper 0259, Reno,Navada. 2004.
- [25] **J.Favier, S.Bourgois** « Contrôle fluide du décollement sur un profil d'aile ». 17^{ème} Congrès Français de Mécanique Troyes, septembre 2005.

- [26] **G.Petit, A.Kourta, J.Claude Country, J.Pierre Rosenblum**
« Contrôle de décollement par fente pulsée et générateurs de vortex ». Colloque de synthèse, contrôle des décollements, Cépadués-Edition, 2005.
- [27] **S.Bourgois, J.Tensi, E.Sommier, J.Favier, A.Kourta, J.Paul Bonnet, F.Alvi, W.Long Siau** « Validation en soufflerie de techniques de contrôle fluidiques autour d'un profil d'aile à décollement de bord d'attaque ». Colloque de synthèse, contrôle des décollements, Cépadués-Edition, 2005.
- [28] **D.Fedala** « Simulation numérique des écoulements internes dans les turbomachines ». Laboratoire d'énergétique et de mécanique des fluides interne, ENSAM, CER de PARIS 2007.
- [29] **Gambit 2.1** User's Guide, Fluent.inc, May 2003.
- [30] **Fluent 6.1** User's Guide, Fluent.inc, February 2003.
- [31] **N.Gregory, C.L.O'Reilly** « Low-speed Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoar frost ». Aerodynamics division N.P.L. Aeronautical research council. London 1973.

Résumé

Une étude numérique de la séparation de la couche limite turbulente incompressible autour d'un profil symétrique de type NACA avec un modèle à deux équations de transport $k-\epsilon$, est présentée. La simulation numérique est obtenue en utilisant le logiciel Gambit qui génère le maillage d'une part, et d'autre part le code « Fluent » qui résout le problème modélisé sur la base de la méthode des volumes finis. La distribution de pression, le coefficient de frottement ainsi que les contours des lignes de courant sur différents profils sont déterminées en recherchant les effets sur la séparation de la couche limite engendrés par les paramètres tels que l'angle d'attaque, l'épaisseur du profil ainsi que le nombre de Mach pour différents profils NACA symétrique.

Mots clés :

Séparation, couche limite, incompressible, profil, modèle $k-\epsilon$, coefficient de pression, coefficient de frottement, portance, trainée, Gambit, Fluent, NACA0012

STUDY OF THE SEPARATION OF THE BOUNDARY LAYER ON A PROFILE

Abstract

A numerical study of the separation of an incompressible turbulent boundary layer around a symmetrical profile NACA type with a two-equation $k - \epsilon$ transport model, is presented. Numerical simulation is achieved using the Gambit software that generated the mesh first, and secondly the code "Fluent" that solves the problem modeled based on the finite volume method. The pressure distribution, the friction coefficient and the contours of the streamlines around different profiles are determined searching for the effects on the separation of the boundary layer, generated by parameters such as the angle of attack, the airfoil thickness and the Mach number for different NACA symmetrical profiles.

Keywords:

separation , boundary layer , incompressible, profile, $k - \epsilon$ model , pressure coefficient , friction coefficient , lift , drag , Gambit , Fluent , NACA0012

