*République Algérienne Démocratique et Populaire*

**MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE**

**UNIVERSITE MOULOUD MAMMERI DE TIZI-OUZOU**

**FACULTE DU GENIE DE LA CONSTRUCTION**

**DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE**

# *MEMOIRE*

## *DE FIN D'ETUDES*

***EN VUE DE L'OBTENTION DU DIPLOME DE MASTER RECHERCHE EN GENIE MECANIQUE***

***OPTION : ENERGETIQUE***

# *THEME*

**Proposé et dirigé par :**

**Mr. M.S. BOUTOUDJ**

**Etudié par :**

**Mr. Sofiane BAFDEL**

**Promotion 2012**

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## *Remerciements :*

Mes remerciements s'adressent en premier lieu à Messieurs **Boutoudj**, qui a dirigé ce travail et surtout pour ses conseils, sa disponibilité. Ses compétences scientifiques ont été précieuses pour mener à terme cette étude.

D'autre part, mes remerciements vont aux membres de jury pour l'intérêt qu'ils portent à ce travail en ayant accepté de l'examiner.

Je tiens aussi à remercier tout les enseignants qui ont contribué à ma formation, ainsi que tout le personnel et touts les camarades et amis que j'ai eu le plaisir de côtoyer pendant toutes ces années.

Enfin, je remercie toute ma promotion et toute personne ayant contribué de prés ou de loin à la réalisation de ce travail.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# *Dédicaces*

*Je dédis ce travail à :*

*Mes très chers parents.*

*Mes sœurs, leurs maris en particulier Mourad, mes nièces et mes neveux.*

*Mes frères et ma belle sœur.*

*Toute ma famille.*

*Mes amis.*



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# Résumé

Le travail présenté dans ce mémoire consiste en une simulation numérique à l'aide du code de calcul Fluent de l'écoulement subsonique autour d'un profil NACA 23012 avec et sans soufflage de la couche limite.

Nous déterminons d'abord et en particulier le champ de pression pariétal à l'intrados et à l'extrados du profil en utilisant deux modèles de turbulence (k-ε standard et k-ω standard). La comparaison des valeurs de la simulation à celles obtenues expérimentalement en soufflerie montre que le modèle k-ω donne le meilleur résultat notamment en présence du décollement de la couche limite.

Dans une seconde étape, un jet continu est appliqué à différentes vitesses, directions et positions de la corde. Dans ce cas, le gain en portance dépend de la position d'injection du fluide, de la vitesse du jet ainsi que de l'angle d'incidence de ce jet.

***Mots clés :*** *Profil NACA, Coefficients aérodynamiques, Couche limite, Contrôle actif, Code Fluent*



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# Sommaire

Remercîments……1
Dédicaces ……2
Résumé……..3
Nomenclature ……...4
Introduction général……..6

**Chapitre 1** : Généralités sur les profils d'aile

1.1 Historique du développement du profil d'aile de type NACA …….....8
1.2 Génération des profils NACA……....9
1.2.2 Famille des profils à cinq chiffres……...10
1.2.3–Famille des profils à six chiffres……10
1.3 Estimation de la trainée……..10
1.4Choix d'un profil……11
1.5 Caractéristiques géométriques d'un profil…… 13
1.6 Remarques…… 14
1.7 Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée…….. .15

**Chapitre 2** : Généralités sur la couche limite dynamique

2.1 Concept de la couche limite……..17
2.2. Définition de la couche limite dynamique ……..17
2.3. Développement de la couche limite……18
2.4 .Quelques grandeurs utiles …….. 19
2.4.1. Epaisseur de la couche limite……19
2.4 .2.Epaisseur de déplacement (refoulement) ($\delta_1$)……..19
2.4.3. Epaisseur de perte de quantité de mouvement ($\delta_2$ ) ……20
2.5. Couches limite turbulente……20
2.3.1. Structure de la couche limite turbulente……...20
a. Région interne……20
b. Sous-couche visqueuse……21
c. Région de tampon (buffer layer)……21
d. Région inertielle logarithmique……...21
e. Région externe……22
2.4. Les effets indésirables de la couche limite……...23
2.4.1. La trainée de frottement ……...23
2.4.2. Le décollement ……23
2.4.3. Le décrochage …… 25

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## **Chapitre 3** : Méthodes d'études en fluide parfait

3.1. Notions fondamentales……....26
3.1.1 Principe de la conservation de la masse ……...26
3.1.2 Principes de la conservation de la quantité de mouvement……....26
3.1.3 Equation de Bernoulli……....27
3.2. Application à l'écoulement des fluides parfaits ……29
3.2.1 Définition de l'écoulement potentiel ……....29
3.2.2. Ligne de courant……...29
3.2.3 Circulation……29
3.2.4. Notions de puits et de source……....30
3.2.5. Tourbillon (vortex)……...31
3.2.6. Doublet……31
3. 2.7. Ecoulement autour d'une pointe……32
3.3. Ecoulement autour d'un cylindre avec et sans circulation……..32
3.3.1. Ecoulement sans circulation……32
3.3.2. Ecoulement autour d'un cylindre avec circulation……...33
3.4. Théorème de KUTTA- JOUKOWSKI ……..34
3.5. Transformation conforme……...37
3.5.1. Introduction……37
3.5.2. Définition et Propriétés……38
3.5.2.1 Transformation de JOUKOWSKI……....38
3.5.2.1.1 Points singuliers……...39
3.5.2.1.2 Equation paramétrique du cercle générateur……...39
3.5.2.1.3 Equation paramétrique pour la transformation de JOUKOWSKI……40
3.5.2. 2. Transformation de VON-MISES……....40
3.5.2. 2.1 Points singuliers……..41
3.5.2. 2.2 Equations paramétriques……....41
3.5.2.3. Transformation KARMANN-TREFFETZ……41
3.5.2.3.1. Points singuliers……..42
3.5.2.3.2. Equation paramétrique……...42
3.6. Méthode des singularités……43

## **Chapitre 4 :** Simulation numérique de l'écoulement autour du profil

4.1 Simulation numérique…….....45
4.1.2. Géométrie…….....45
4.1.3 Paramètres des simulations……....45
4.1.3.1 Maillage utilisé……....45
4.1.3.2 Conditions aux limites……..46
4.1.3.3 Méthode numérique……....47
4.2. Analyse des résultats numériques……47
4.2.1 Convergence …….....47
4.2.2 Résultats de la simulation numérique……48
4.2.2.1 Influence de l'incidence sur le champ de pression……...48
4.2.2.2 Influence de l'incidence sur le contour de pression……. ……. (K-Omega SST) ……54
4.2.2.3 Influence de l'incidence sur le contour et le champ de vitesse……57
4.2.2.4. Variation des coefficients de portance et de trainée……63

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

4.2.3 Superposition des résultats expérimentaux et numériques……...64
4. 2.4. Interprétation des résultats numérique……...68
4.2.4.1 Influence de l'incidence sur le contour de pression……..68
4.2.4.2 Influence de l'incidence sur le champ de vitesse……..68
4.2.4.3 Variation des coefficients de portance et de trainée……..68
4.2.5 Comparaison des résultats expérimentaux et numériques……...69
4.3. Conclusion……70

**Chapitre 5 :** Amélioration des performances aérodynamique par soufflage

5.1. Pourquoi contrôler un écoulement ?.....71
5.2. Comment contrôler un écoulement ?.....71
5.2.1 Le contrôle passif……72
5.2.1.1 Le générateur de vortex passif……....72
5.2.2 Contrôle actif……..73
5.2.2.1 Le générateur de vortex (actif) ……...76
5.2.2.2 L'aspiration et le soufflage de la couche limite.....76
5.2.2.3 Le jet synthétique……78
5.3. Simulation numérique……...81
5.3.1. Condition de calcul……81
5.4. Résultats de la simulation……....82
5.4.1 Caractérisation de l'écoulement sans contrôle……...82
5.4.2 Effet de l'inclinaison du jet……...83
5.4.2.1 Effet sur les champs de vitesse et le Cp……..83
5.4.2.2 Effet sur le Cz et le Cx……....85
5.4.3 Effet de positionnement du jet ……91
5.5 Interprétation des résultats numérique……..95
5.5.1 Effet du jet sur les lignes de courant et le Cp……...95
5.5.2 Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz et le Cx……...95
5.4.3 Effet de positionnement du jet…….....97
5.6. Conclusion……97

Recherche bibliographique ……98
Conclusion générale……...100
Annexe……...101

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# *Nomenclature*

## *Lettres latines*

| *Symbole* | *Définition* | *Unité* |
|---|---|---|
| $\boldsymbol{F_z}$ | Force de portance | $N$ |
| $\boldsymbol{F_x}$ | Force de trainée | $N$ |
| $\vec{\boldsymbol{F}}$ | Résultante des forces aérodynamique | $N$ |
| $\boldsymbol{u}$ ; $\boldsymbol{v}$ | Composantes de la vitesse dans le plan (x,y) | m/s |
| $\boldsymbol{p}$ | Pression | $N/m^2$ |
| $\boldsymbol{U_\infty}$ | Vitesse à l'infini amont | m/s |
| $\boldsymbol{U_\tau}$ | Vitesse de frottement | m/s |
| $\boldsymbol{k}$ | Energie cinétique turbulente | |
| $\boldsymbol{g}$ | Accélération gravitationnelle | $m/s^2$ |
| l | longueur de la corde | m |
| $\boldsymbol{S}$ | Surface | $m^2$ |
| $\boldsymbol{x, y, z}$ | Coordonnés cartésiennes | m |
| Q | Débit volumique | $m^3/s$ |
| $\boldsymbol{V}$ | Vitesse | m/s |

## *Lettres grecques*

| | | |
|---|---|---|
| $\boldsymbol{\mu}$ | Viscosité dynamique | Kg/m.s |
| $\boldsymbol{\upsilon}$ | Viscosité cinématique | $m^2/s$ |
| $\boldsymbol{\rho}$ | Masse volumique | $Kg/m^3$ |
| $\boldsymbol{\tau_p}$ | Contrainte de cisaillement a la paroi | $N/m^2$ |
| $\boldsymbol{\varepsilon}$ | Taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente | |



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

| | | |
|---|---|---|
| $\omega$ | Taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente | |
| $\beta$ | Inclinaison du jet | ° |
| $\alpha$ | Angle d'incidence | ° |
| $\varphi$ | Potentiel des vitesses | |
| $\psi$ | Ligne de courant | |
| $\Gamma$ | Circulation | Kg.m/s |
| $\delta_1$ | Epaisseur de déplacement ou de refoulement | m |
| $\delta_2$ | Epaisseur de perte de quantité de mouvement | m |
| $\delta$ | Epaisseur de la couche limite dynamique | m |

## *Nombres sans dimension*

| | |
|---|---|
| **Cx** | Coefficient de traînée |
| $C_f$ | Coefficient de frottement pariétal |
| **Cp** | Coefficient de pression |
| **Cμ** | Coefficient de quantité de mouvement |
| **Cz** | Coefficient de portance |
| $Re$ | Nombre de Reynolds |
| **Rj** | Vitesse relative |
| $Re_{cr}$ | Nombre de Reynolds critique |
| $y^+$ | Coordonnée réduite variable de la paroi (unité pariétale) |
| $U^+$ | Vitesse réduite variable de la paroi |



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# Introduction

L'étude des écoulements bidimensionnels autour des profils est d'une grande importance compte tenu des diverses applications scientifiques et industrielles qu'on peut leur associer telles que l'aérodynamique dans le domaine de l'aviation ou dans les turbomachines. Ces écoulements sont modélisés par les équations de Navier Stokes. En général, les calculs et les simulations numériques sont essentiels et permettent d'avoir les prédictions des résultats ; ce qui est d'une grande utilité lorsqu'on confronté à la complexité de la réalisation des expérimentations. Il y a là deux problèmes de fond: la technologique concernant la réalisation de ces profils et la physique s'occupant d'étudier l'influence de ces profils sur les paramètres de l'écoulement.
Physiquement, le plus intéressant de ces paramètres est le phénomène de décollement de la couche limite sur une paroi d'un profil immergé dans le fluide en écoulement.

Face aux contraintes économiques et environnementales, l'intérêt du développement des techniques de contrôle pour améliorer les performances, réduire la consommation et la pollution, améliorer la stabilité et le confort, a pris un essor considérable. Le contrôle de la couche limite peut être utilisé pour influencer la transition, modifier l'intensité turbulente, retarder le décollement pour réduire la traînée et augmenter la portance, optimiser les échanges énergétiques et réduire le bruit aérodynamique et les vibrations. Le décollement et les structures organisées qui en découlent conduisent à des pertes de performances et à la génération de bruit. Ceci a conduit au désir d'appliquer le contrôle en vue de diminuer voir supprimer la zone décollée. Les approches du contrôle du décollement appelées « forçage dynamique » tirent profit des instabilités naturelles de la couche cisaillée décollée aux perturbations.

Dans cette étude, la simulation numérique à l'aide d'un logiciel CFD est utilisée pour résoudre les équations de Navier Stokes couplées à un modèle de turbulence à deux équations de transport. L'actionneur utilisé pour agir sur la couche limite est un jet continu. Le but de ce travail est de simuler le comportement d'un profil d'aile sur lequel est placé un actionneur de type jet continu. L'objectif est de contrôler le décollement sur l'extrados pour générer un surplus de portance et repousser ainsi le décrochage de l'aile.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Le mémoire comporte cinq chapitres. Dans le premier chapitre, on présente l'historique de développement du profil d'aile de type NACA, les générations des profils NACA ainsi que leurs caractéristiques géométriques et aérodynamiques.

Le second chapitre comporte des généralités sur la couche limite dynamique et ses effets indésirables.

Le troisième chapitre porte sur les écoulements potentiels, les méthodes de résolution en fluide parfait d'un écoulement autour d'un profil d'aile. Nous avons notamment rappelé les méthodes analytiques telles que la transformation conforme et la méthode des singularités.

Le quatrième chapitre est consacré à la simulation numérique d'un écoulement incompressible autour du profil d'aile choisi pour cette étude, le profil NACA 23012. On s'intéresse en particulier au champ de pression intrados extrados et aux coefficients de portance et de traînée.

Dans le cinquième et dernier chapitre nous avons présenté les techniques de contrôle des écoulements externes, la simulation d'écoulement autour du même profil auquel nous avons appliqué un contrôle fluidique par jet continu à l'extrados du profil.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 1.1 – 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, grâce à 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 3et 4 derniers chiffres indiquent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

NASA 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% de la corde [1].



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

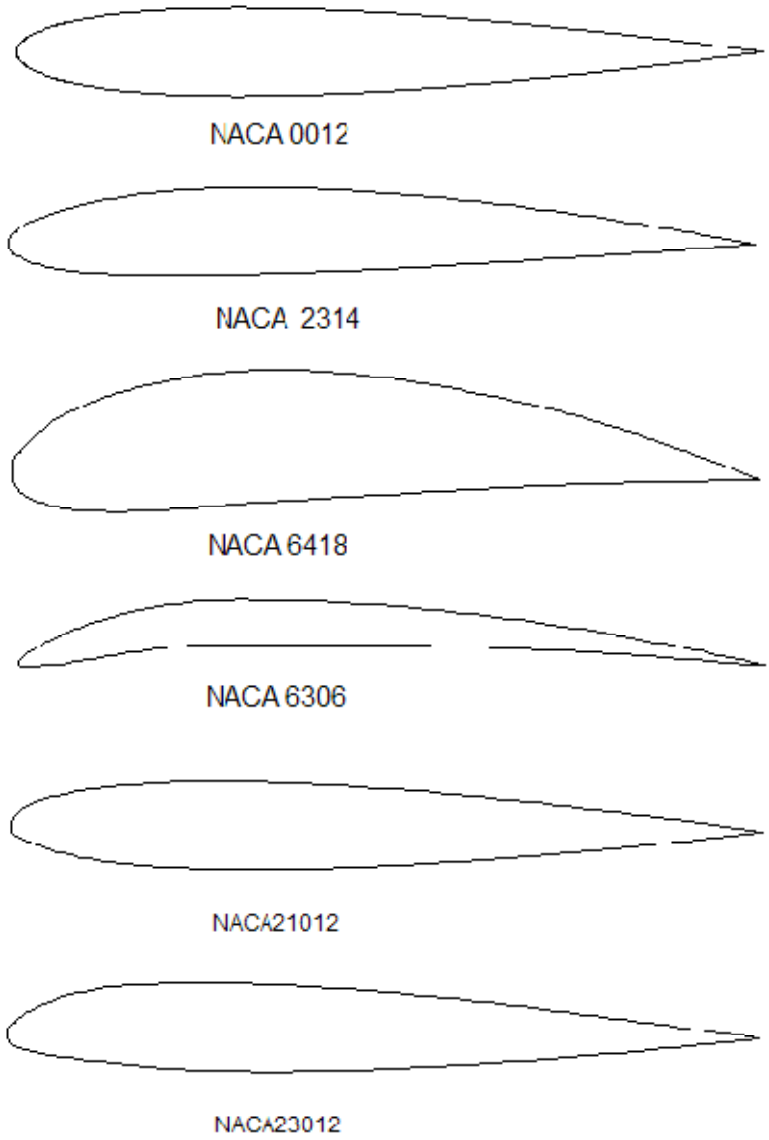



**Figure (1.1) : Différents types de profils NACA**

## 1.2 – 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 [2].

### 1.2.1– Famille des profils à quatre chiffres

Dans cette famille, un profil est représenté par quatre chiffres. Le premier indique la cambrure ou courbure relative maximale en pourcentage de la corde ; le deuxième représente la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers spécifient l'épaisseur



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

relative maximale en pourcentage de la corde. Par exemple, dans le cas du profil 4412 :

• Le 4 indique la cambrure maximale (4%)

• Le deuxième 4 indique la position de la cambrure maximale (40%)

• Le 12 indique l'épaisseur relative maximale (12%)

Remarquons qu'un profil symétrique sera du type 00xy.

Nous allons maintenant voir les formules permettant de calculer les coordonnées des points d'un profil. Dans le cas des profils symétriques de cette famille, on se sert de l'expression suivante [2] :

$$\pm y = \frac{t}{0.2}(0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3537x^2 + 0.243x^3 - 0.1015x^4) \quad (1.1)$$

Où t est l'épaisseur relative maximale du profil

Le rayon de courbure du bord d'attaque est donné par r = 1,1019 $t^2$

### 1.2.2– Famille des profils à cinq chiffres

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent les profils. Le premier représente la courbure relative maximale, les deux suivants indiquent le double de sa position relative du bord d'attaque et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale.

### 1.2.3–Famille des profils à six chiffres :

On prendra un exemple d'un profil à six chiffres le NACA $66_2$–215 :

• Le premier 6 désigne la série des profils laminaires.

• Le deuxième 6 représente la position relative de la pression minimale (60%)

• L'indice 2 indique le maximum du coefficient de portance pour laquelle il existe un gradient de pression favorable (Cz = 0,2)

• Le 2 représente le coefficient de portance à l'incidence nulle (Cz = 0,2)

• Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%)

La série des profils laminaires est souvent recommandée dans la conception des ailes d'avions subsoniques modernes [3].

## 1.3 – 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, des hypothèses de



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

simplification sont généralement nécessaires. Par conséquent, lorsque les résultats théoriques sont obtenus, ils ne sont généralement pas exactes. L'emploi des outils CFD de haute fidélité sur ordinateur de haute performance de nos jours, nous rapproche beaucoup plus de la précision des calculs de ces caractéristiques aérodynamiques, mais il y a encore des limitations imposées par les méthodes numériques elles-mêmes, le stockage et la vitesse actuelle des ordinateurs qui ne sont pas toujours suffisantes pour résoudre les nombreux problèmes complexes en aérodynamique, surtout pour des angles d'attaque et des nombres de Mach élevés.

Aujourd'hui, les concepteurs n'ont pas besoin de résoudre les équations de l'écoulement, vu la disponibilité de logiciels commerciaux CFD.

Ces logiciels peuvent simuler des écoulements autour d'aile et de produire des résultats fiables sous différentes conditions. Parmi les codes CFD commerciaux existants, on citera le code Fluent développé par Fluent Incorporation.

Beaucoup d'outils de maillage, sont également disponibles pour compléter ces codes, y compris le solutionneur Gambit par Fluent Inc. [1].

## 1.4 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 superficie 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.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

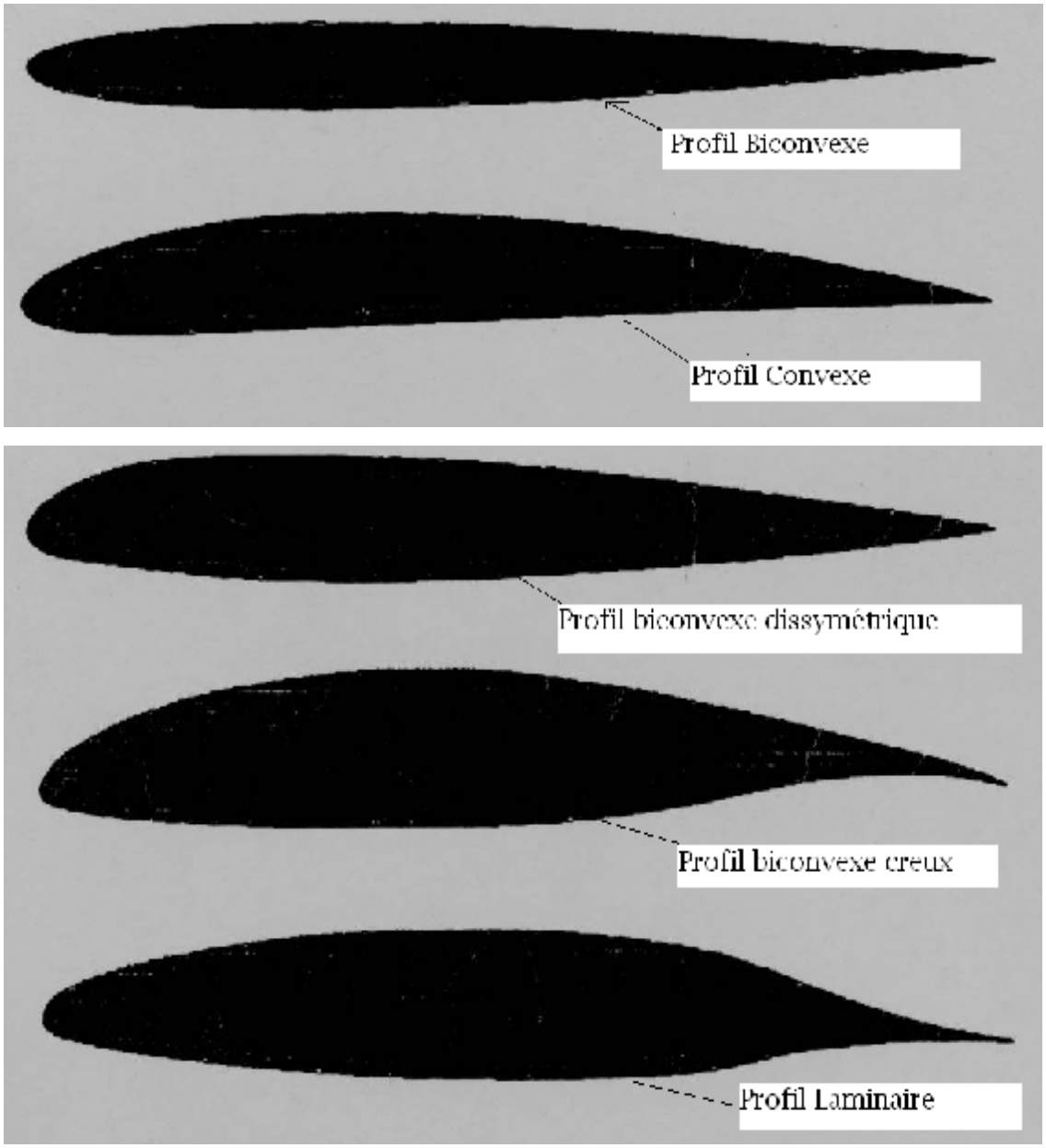



**Figure (1.2) : Types de profiles**

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

On peut également les classer par épaisseur :

- Profil mince e/l < 8%

- Profil semi-épais: 8 à 15%

- Profil épais > à 15%



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 1.5 Caractéristiques géométriques d'un profil

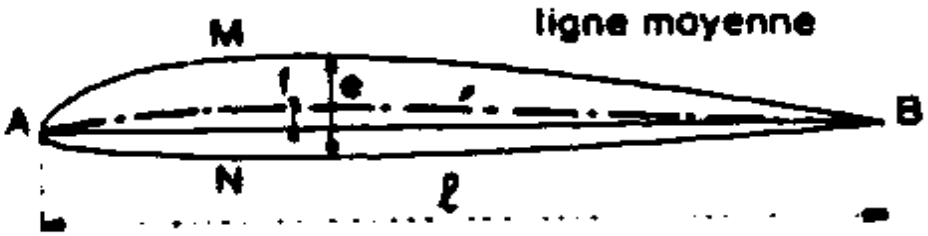



**Figure (1.3) : Caractéristiques géométriques d'un profil**

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 de courbure 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 $\overrightarrow{F}$ des forces aérodynamiques qui agissent sur une aile peut être décomposée en deux composantes :

- La portance $\overrightarrow{F_z}$ perpendiculaire à la vitesse $\overrightarrow{U_\infty}$ de l'air libre, qui est due aux forces de pression.

- La traînée $\overrightarrow{F_x}$, parallèle à la vitesse $\overrightarrow{U_\infty}$.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

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 [4].

• 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.

## 1.6 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 Comittee 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 :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

• La courbe de Cz d'un profil dépend principalement de la courbure de la ligne moyenne du profil:

Si elle est nul (biconvexe symétrique), la portance est nulle à α= 0°. D'autre part, ces profils sont incapables d'assurer une portance élevée car ils décrochent avant d'arriver à des Cz importants (Cz maxi = 0,7 à 0,8).

La valeur maximale de Cz est d'autant plus élevée que la courbure est prononcée ; c'est pourquoi les profils très épais et les profils creux 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 Cx est plus fort pour un profil creux que pour un biconvexe de même épaisseur. [4]

## 1.7 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 Cz, et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, est donné par la formule suivante :

$$\text{Donc : } C_z = 2F_z/\rho V^2 S \qquad (1.2)$$

Où : $S$: est la surface du profil

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 *Cx* est donné par la relation suivante :

$$\text{Donc : } C_x = 2F_x/\rho V^2 S \qquad (1.3)$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

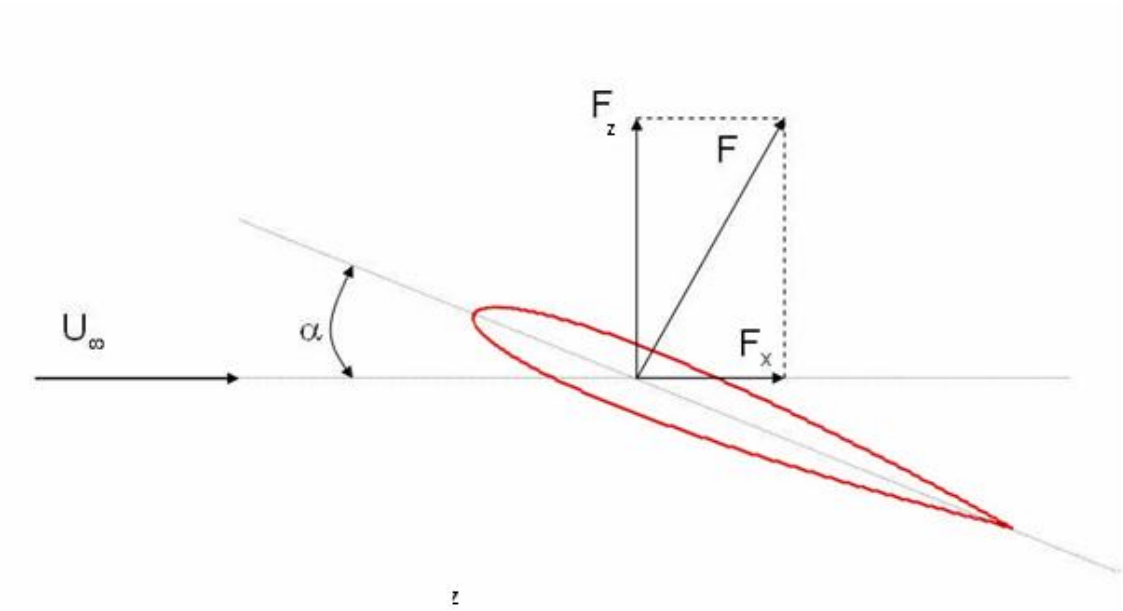



**Figure (1.4)**: **Forces aérodynamiques sur un profil**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 2.1. Concept de la couche limite :

Avant Prandtl, la science de la mécanique des fluides était développée dans deux directions différentes : L'hydrodynamique théorique représentée par les équations d'Euler (publiées par Leonhardt Euler en 1755) qui sont établies pour étudier le mouvement des fluides supposés non visqueux. Mais ses résultats donnent des contradictions avec plusieurs observations expérimentales. Ce qui a obligé les spécialistes dans ce domaine de développer des nouvelles approches basées sur les résultats expérimentaux.

Les résultats de ces travaux ont donné des nouvelles équations qui décrivent le mouvement d'un fluide visqueux ; les équations de Navier stokes, développées par Navier, 1827, et indépendamment par Stokes, 1845.

Prandtl montre que dans plusieurs écoulements visqueux on peut diviser l'écoulement en deux régions. L'une, loin de la paroi, est contrôlée par les forces d'inertie et l'autre, prés da la paroi, est dominée par la viscosité. Dans la région loin de la paroi, le fluide peut être traité comme un fluide non visqueux car les effets de la viscosité sont négligeables. Donc ces résultats ont donnés naissance au concept d'une couche limite, qui a permis de faciliter la résolution des équations de Navier-Stokes. Enfin le concept d'une couche limite donne naissance à la mécanique des fluides moderne. Prés de la paroi les forces de viscosité sont très importantes par contre loin de la paroi on trouve que les forces d'inertie sont très importantes. Par conséquent le nombre de Reynolds (qui représente le rapport entre les forces d'inertie et de viscosité) a un rôle très important pour caractériser la couche limite.

## 2.2. Définition de la couche limite dynamique :

La couche limite est la zone d'interface entre un corps et le fluide environnant lors d'un mouvement relatif entre les deux, conséquence de sa viscosité. Elle est un élément important en mécanique des fluides, (aérodynamique, hydrodynamique), en météorologie, en océanographie, etc. La définition même de la couche limite réside dans le fait qu'elle représente la région de l'écoulement où les effets visqueux sont aussi importants que les effets inertiels (en termes d'ordre de grandeur). Ce n'est en effet pas le cas loin de la paroi, où l'écoulement est alors dit « d'Euler », et où les effets visqueux ne se font pratiquement pas ressentir.

Un fluide parfait est par définition non conducteur et a ses coefficients de Lamé nuls (C'est-à-dire pas de viscosité). On définit en général l'épaisseur de la couche limite telle que :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$\frac{u(\delta)}{U_\infty} = 0.99 \qquad (2.1)$$

Où : $u(\delta)$: la vitesse suivant l'axe des x à l'épaisseur de la couche limite

$U_\infty$ : la vitesse de l'écoulement à l'infini amant

Le choix du chiffre 0,99 est évidemment arbitraire, mais il correspond à une précision convenable des dispositifs expérimentaux. [5]

## 2.3. Développement de la couche limite

Quand la couche limite se développe le long d'une paroi, on constate qu'à partir du bord d'attaque O, l'écoulement reste laminaire, mais qu'à partir d'une certaine distance l'écoulement peut devenir turbulent. Le passage entre ces deux types d'écoulement se fait dans une zone de transition. A l'intérieur de l'écoulement tout prés de la paroi, il subiste une couche très mince appelée sous-couche visqueuse.

La distance Xc sur laquelle la couche limite reste laminaire est déterminée à partir d'un nombre de Reynolds critique ainsi défini :

$$R_{e_{cr}} = \frac{U_\infty X_c}{\nu}$$

Pour une plaque plane, on donne :

$$5.10^5 < R_{e_{cr}} < 3.10^6$$

Valeur qui dépend du degré de turbulence dans l'écoulement du fluide libre.

Le développement de la couche limite le long de deux plaques parallèles ou le long d'une conduite cylindrique droite est semblable à son développement le long d'une seule plaque.

Le profil de vitesse au sein de la couche limite dépend de sa nature laminaire ou turbulente (figure (2.1)). L'endroit où se produit la transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent dépend du nombre de Reynolds et de la géométrie de l'écoulement.

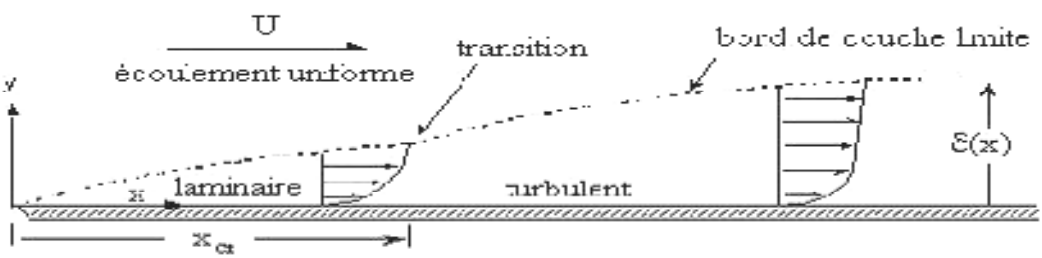



**Figure (2.1) : Écoulement de couche limite sur une plaque plane.**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 2.4 .Quelques grandeurs utiles :

### 2.4.1. Epaisseur de la couche limite

Définition conventionnelle

$$\frac{u(x,\delta(x))}{U_\infty} = 0{,}99 \tag{2.2}$$

$$\delta_{0,99} = \frac{5x}{\sqrt{Re_x}} \tag{2.3}$$

### 2.4 .2.Epaisseur de déplacement (refoulement) ($\delta_1$)

Le débit volumique à travers $A_1B_1$ est exprimé par

$$Q_{A_1B_1} = \int_0^\delta u dy \tag{2.4}$$

$\boldsymbol{Q_{A_1B_1} < Q_{AB} \Rightarrow BB_1}$ , n'est pas une ligne de courant lorsque le fluide est visqueux. La ligne de courant est donc refoulée de $\delta_1$ vers le haut pour qu'il y'est conservation de débit, $\delta_1$ est appelée épaisseur de déplacement ou de refoulement.

$$Q_{AB=U_\infty.S=U_e} \int_0^\delta dy \tag{2.5}$$

$$= Q_{A_1B_1} + U_e\delta_1$$

$$= \int_0^{\delta,\infty} u dy + U_e\delta_1 \quad \Longrightarrow \; U_e\delta_1 = \int_0^\delta (U_e - u)dy \tag{2.6}$$

$$\delta_1 = \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \tag{2.7}$$

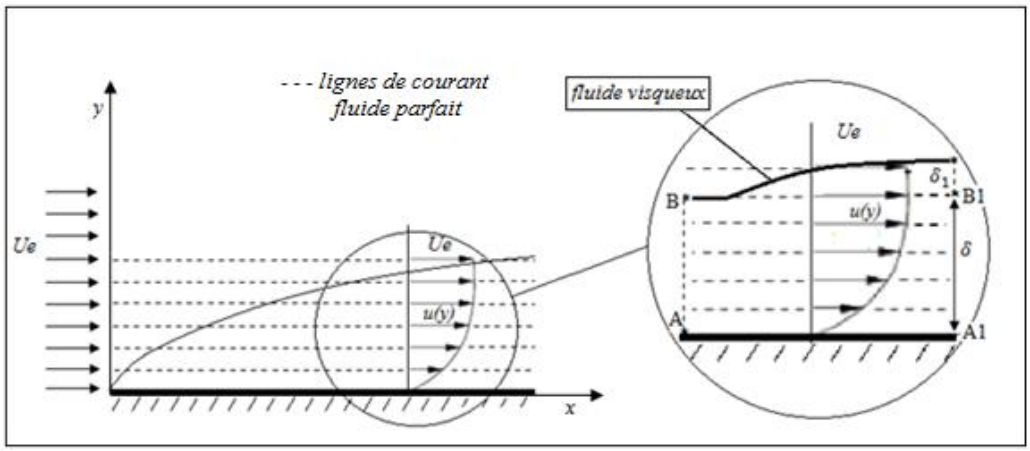



**Figure (2.2): Effet de déplacement dans la couche limite**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 2.4.3. Epaisseur de perte de quantité de mouvement ($\delta_2$ ) :

La perte de quantité de mouvement est la différence de la quantité de mouvement d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux. Le débit de quantité de mouvement d'un fluide parfait sur une hauteur l est $\rho U_e^2 l$. [6]

La perte de débit de quantité de mouvement est donnée par :

$$\int_0^{\delta} \rho u(U_e - u)dy = \rho U_e^2 \delta_2 \tag{2.8}$$

$$\Longrightarrow \quad \delta_2 = \int_0^{\delta} \frac{u}{U_e}\left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \tag{2.9}$$

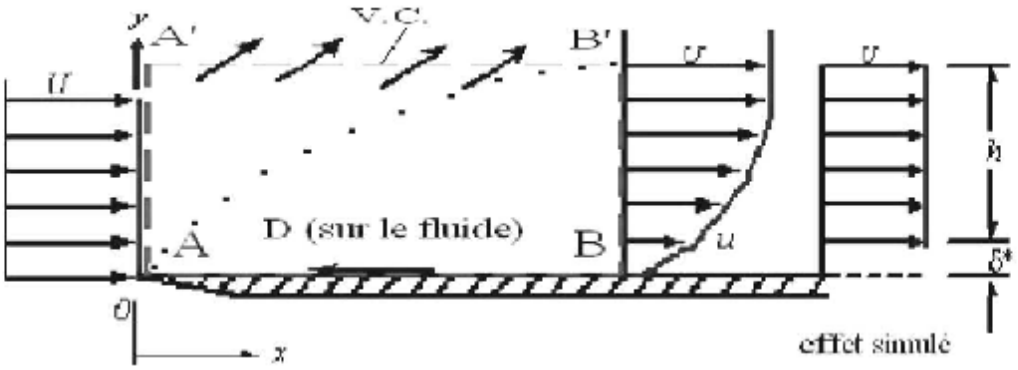



**Figure (2.3) : Épaisseur de quantité de mouvement**

## 2.3. Couches limite turbulente

### 2.3.1. Structure de la couche limite turbulente

Les observations concernant les couches limites dynamiques turbulentes permettent de distinguer deux zones au sein de celles-ci : tout d'abord une région interne dépendant fortement des conditions à la paroi et elle-même divisible en deux (sous-couche visqueuse et zone logarithmique) puis une région externe.

**a. Région interne :[7]**

Dans cette région, le profil de vitesse $u(y)$ est complètement déterminé par la valeur de frottement pariétal $\tau_p$ (contrainte tangentielle $\tau$ , dans cette zone reste approximativement égale au frottement pariétal $\tau_p$ ) et des caractéristiques du fluide et ce qui veut dire :

$$u = u(y, \tau_p, \rho, \mu)$$

Cette relation s'écrit d'une façon plus précise en introduisant les groupements de variable sans dimension $y^+$ et $U^+$ définie par :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$U^+ = \frac{u}{U_\tau} \tag{2.10}$$

Ou $U_\tau$ est la vitesse de frottement donnée par :

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_p}{\rho}} \tag{2.11}$$

La relation (2.32) s'exprime finalement sous la forme suivante :

$$U^+ = f(y^+) \tag{2.12}$$

La fonction *f* est considérée comme étant universelle; on l'appelle la loi de la paroi
La région prés de la paroi peut être subdivisée en trois zones différentes [2]

**b. Sous-couche visqueuse :**

C'est une zone très proche de la paroi et très mince où les effets des forces de viscosité sont prépondérants devant les effets des forces d'inertie. On fait l'hypothèse que, dans cette zone, le profil de vitesse suit la relation :

$$U^+ = y^+ \tag{2.13}$$

Où :

$y^+$ : Coordonnée réduite variable de la paroi(unité pariétale)

$U^+$ : Vitesse réduite variable de la paroi

La sous-couche visqueuse s'étend entre $0 < y^+ < 3$ à 5

**c. Région de tampon (buffer layer) :**

C'est la couche intermédiaire où se mélange la couche entièrement turbulente et la sous couche visqueuse. Dans cette région ; les contraintes visqueuses ont le même ordre de grandeur que les contraintes turbulentes.

$$5 < y^+ < 30$$

**d. Région inertielle logarithmique :**

Ou la zone logarithmique, séparée de la sous couche visqueuse par une zone tampon, constitue la partie extérieure de la couche interne. Comme son nom l'indique, la vitesse varie proportionnellement à log y+. Dans cette zone, les effets turbulents sont devenus prépondérants par rapport aux effets moléculaires et le profil de vitesse est bien décrit par la loi de paroi :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$u^+ = \frac{1}{k}\ln y^+ + B \tag{2.14}$$

Où k : constante de Von- Karman tel que k=0.41, B = 5.5 pour les écoulements limités par des parois lisses. Pour les parois rugueuses, cette constante diminue Jusqu'à 5. Cette loi est valable pour 30 < $y^+$< 200.

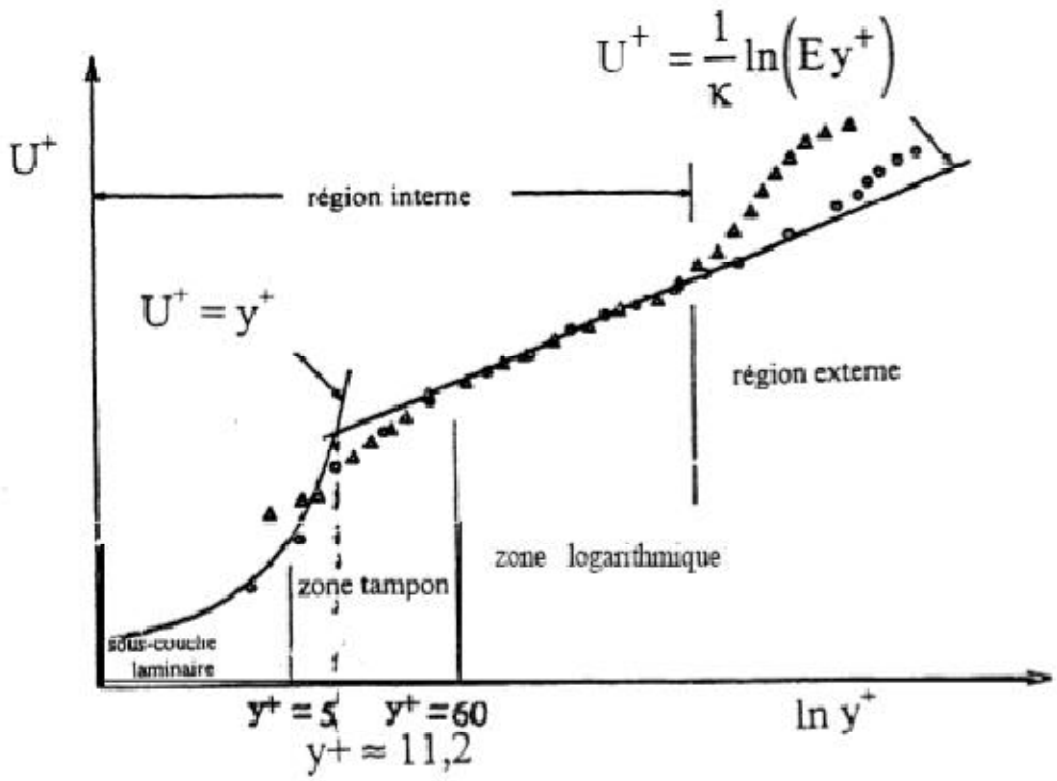



**Figure (2-4) : Subdivision de la couche limite turbulente**

**e. Région externe :**

Loin de la paroi, est contrôlée par la turbulence. Celle-ci représente 80% de l'épaisseur totale . Le gradient de vitesse est faible et la distribution de vitesse n'est guère influencée par les conditions à la paroi : elle dépend essentiellement du fluide et l'écoulement extérieur [9]. L'échelle de longueur de la turbulence est donnée par l'épaisseur de la couche limite et l'échelle de la vitesse est fournie par la vitesse de frottement $U_\tau$.

La région externe est décrite par des lois semi-empiriques dites "loi de sillage" ou encore" loi déficitaire" :

$$\frac{U_{max} - U(y)}{U_\tau} = \frac{1}{k}\left(\frac{y}{\delta}\right) + A \tag{2.15}$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

A : est une constante
$\delta$ : étant l'épaisseur de la couche limite.
Cette dernière équation est valable à partir de $y^+$= 300 à 500

## 2.4. Les effets indésirables de la couche limite :

La couche limite a plusieurs effets en fonction de la discipline suivie (la thermique, la dynamique des fluides…). Nous allons ici aborder juste trois effets de l'aérodynamique qui sont la trainée de frottement, le décollement et le décrochage.

### 2.4.1. La trainée de frottement :

Elle est la conséquence de la nature visqueuse des fluides, en d'autres termes c'est la conséquence de l'apparition d'une couche limite au voisinage de l'objet qi a tendance à faire reculer l'objet.

Au fur et à mesure que l'épaisseur de la couche limite augmente la trainée de frottement augmente. Autrement dit, lorsque la couche limite transite, la traînée de frottement croît brusquement pendant que l'écoulement lui-même voit l'objet à contourner devenir encore plus épais.

Cette trainée entraine une compensation de poussée donc une surconsommation qui engendre une très grande pollution de l'atmosphère.

### 2.4.2. Le décollement :

Pour montrer ce phénomène qui dépend de la couche limite et de la valeur du nombre de Reynold, donc de la vitesse et de la dimension de l'objet.

Pour un très faible nombre de Reynolds de 10 (soit une vitesse de 1mm/s pour une sphère de 10 cm de diamètre), l'écoulement est très similaire à un écoulement en fluide non visqueux loin de l'obstacle mais il est à remarqués que dans ce cas les effets de viscosité sont intenses prés de la paroi. Il est à noter qu'une couche limite se développe, sans décollement.

Dès que le nombre de Reynolds est de l'ordre de 30-50 environ, la couche limite décolle de l'objet, en un point très particulier, qui dépend justement des paramètre de la couche limite à cet endroit. La figure (2.5)

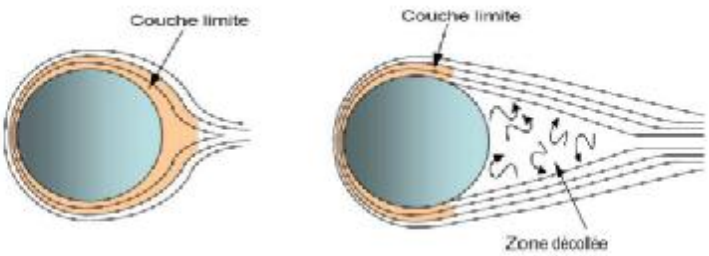



**Figure (2.5) : Décollement de la couche limite sur une sphère quand le nombre de Reynolds augmente**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

- Tout d'abord, dans les 2cas, il existe une traînée de viscosité due à la variation de vitesse de la couche limite à l'interface de l'objet.
- Ensuite, dans le second cas, la somme des forces de pression sur l'objet n'est plus nulle à cause du décollement. En gros, seules les forces de surpression subsistent en amont. En réalité, la pression n'est pas nulle « sous le vent » de la sphère, car la nature tourbillonnaire de l'écoulement peut provoquer une surpression en aval, comme par exemple derrière une plaque plane. Dans le cas d'un profil d'aile [figure (2.6)] ou d'un objet quelconque plus ou moins fuselé, toute zone décollée provoque une traînée à cause du déficit sur la somme des forces de pression autour de l'objet. (8)

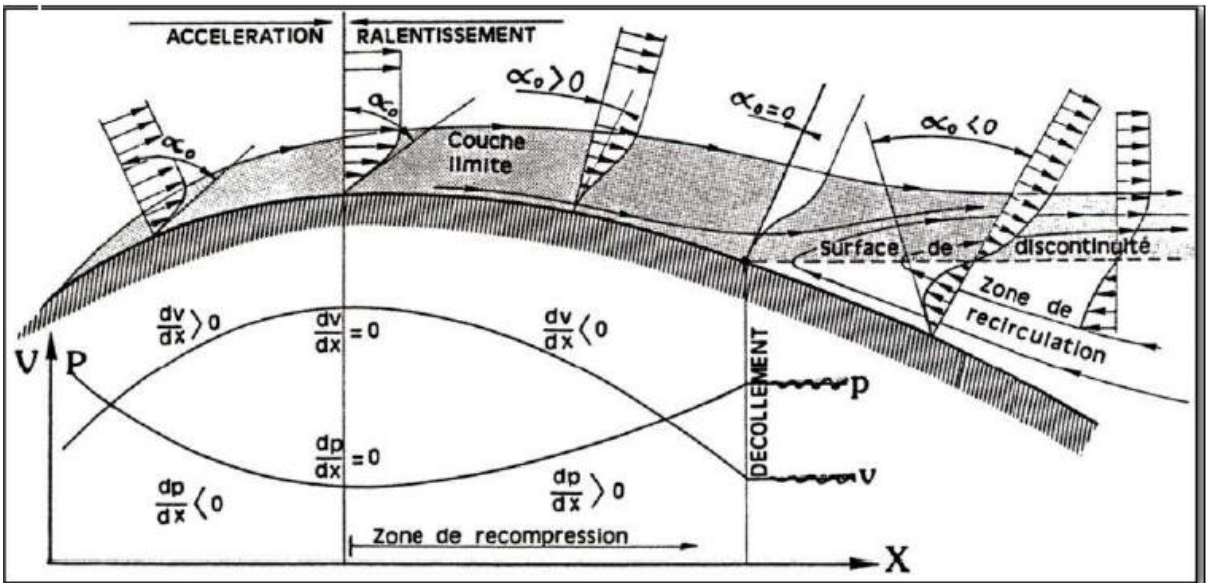



**Figure (2.6): Décollement sur un profil, évolution du gradient de vitesse.**

Sur la figure (2.6), dans la zone avant, la couche limite s'épaissit. Dans la zone arrière, elle continue à s'épaissir. C'est là que se pose le problème :

- La vitesse peut diminuer très vite selon la forme plus ou moins courbée de la zone arrière.
- La totalité de la variation de vitesse se répartir sur une épaisseur plus grande et donc la proche interface de l'objet, peut être le siège de variation de vitesse de plus en plus faible jusqu'à devenir nulles.
- Si la variation de vitesse devient nulle au niveau de l'interface, les couches successives à ce niveau ne sont plus le siège des forces de viscosité « adhérentes » : la couche limite « décolle ».

En fait, la couche limite devient de plus en plus « fragile » au fur et à mesure que la zone de recompression est rapide (forte courbure). Il suffit d'une petite aspérité pour qu'elle décolle avant la zone de décollement naturel. D'où encore une fois l'avantage de soigner les états de surface.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 2.4.3. Le décrochage :

L'écoulement réel incompressible autour d'une aile est un écoulement visqueux qui ne vérifie pas les hypothèses d'un écoulement potentiel. La viscosité entraine la présence de couche limites sur la surface du profil et pour certains angles d'incidence ces couches limites vont décoller et mettre en défaut les résultats de la théorie potentielle.

Oui bien sur, la couche limite peut entrainer un décrochage si on a un décollement prés du bord d'attaque.

On appelle décrochage la perte de portance de l'aile, due à un décollement de la couche limite. Le type de décollement est fortement influencé par le gradient de pression à l'extérieur de la couche limite. Ainsi le décollement apparait du coté extrados. Selon la forme du profil il y a plusieurs types de décrochages possibles. [7]



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 3.1. Notions fondamentales [10]

Pour mieux nous familiariser avec notre étude, et avoir les notions nécessaires qui vont nous permettre de comprendre le phénomène étudié, nous allons rappeler quelques notions de la mécanique des fluides.

Ces notions sont les principes de conservation tirés de la mécanique et de la physique. Elles conduisent à écrire un certain nombre d'équations, pour poser sous forme mathématique complète le problème de mécanique des fluides. Mais il faut auparavant disposer d'un certain nombre d'informations sur :

- La nature des forces et des énergies mises en jeu.
- La nature du fluide.
- La nature des conditions aux frontières (conditions aux limites initiales).

### 3.1.1 Principe de la conservation de la masse :

C'est un principe de physique qui permet d'établer une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui les provoquent. Il se traduit par l'équation de continuité.

Soit un fluide de masse volumique $r$ , ayant une vitesse $\vec{V}$ et de nature conservative.

$$\frac{dm}{dt} = \frac{d}{dt}\int_w r\,dw = \frac{\partial}{\partial t}\int_w r\,dw + \int_s r\vec{V}\vec{n}dS = 0 \qquad (3.1)$$

Ou

- $\frac{\partial}{\partial t}\int_w r\,dw$ : Lié à la variation de la masse volumique.
- $\int_s r\vec{V}\vec{n}dS$ : Représente le débit massique.

Et comme

$$\int_s r\vec{V}\vec{n}dS = \int_w div\,p\vec{V}dw \qquad (3.2)$$

Nous déduisons

$$\frac{\partial r}{\partial t} + div\,r\vec{V} = 0 \qquad (3.3)$$

Qui n'est autre que l'équation de continuité.

### 3.1.2 Principes de la conservation de la quantité de mouvement :

C'est un principe de mécanique, qui permet d'établir des relations entre les caractéristiques du fluide, celles de ces mouvements et les causes qui les produisent (forces).

Quel que soit le domaine D de fluide que l'on suit dans son mouvement, la dérivée par rapport au temps du torseur $\left[r\vec{V}\right]_D$ , des quantités de mouvement est égal au torseur des forces extérieures appliquées au domaine D (force volumiques et forces de surfaces).

$$\frac{d}{dt}\left[r\vec{V}\right]_D = \underbrace{\left[r\vec{V}\right]_D + \left[\vec{T}\right]_s}_{\vec{F}_e} \qquad (3.4)$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Cette égalité entre les torseurs, peut se traduire par deux égalités vectorielles :

- L'une entre les résultantes générales des torseurs, ce qui fournira les équations dynamiques.
- L'autre entre les moments résultants des torseurs, ce qui fournira les équations des moments.

$$\frac{d}{dt}\iiint_D r\vec{V} = \iiint r\vec{F}dw + \iint_s \vec{T}dS$$

$$\frac{d}{dt}\iiint_D \overrightarrow{OM}\Lambda r\vec{V}dw = \iiint_D \overrightarrow{OM}\Lambda r\vec{F}dw + \iiint_D \overrightarrow{OM}\Lambda\vec{T}dS$$

O point fixe origine du repère.

Après projection sur trois axes trirectangulaires, on obtient :

$$\frac{d}{dt}\iiint_D r\,u_i dw = \iiint_D r\,F\,dw + \iint_s T_i dS$$

Nous avons :

$$\iint_s T_i ds = \iint_s s_{ij} n_i ds = \frac{\partial}{\partial x_i} s_{ij} dw$$

Il vient donc :

$$\iiint_D r\frac{du_i}{dt}dw = \iiint_D r\,F_i dw + \iiint_D \frac{\partial}{\partial x_i} s_{ij} dw$$

D'où on peut écrire $r\frac{du_i}{dt} = r\,F_i + \frac{\partial}{\partial x_i} s_{ij}$

Sachant que les forces dérivent d'un potentiel

$$\vec{F} = -\overrightarrow{grad}U \quad \text{Donc} \quad F_i = -\frac{\partial U}{\partial x_i}$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Et que $s_{ij} = -Pd_{ij}$ donc $\frac{\partial s_{ij}}{\partial x_i} = -\frac{\partial P}{\partial x_i}$

Ce qui nous conduit à

$$r\frac{du_i}{dt} = -r\frac{\partial U_i}{\partial x_i} - \frac{\partial P}{\partial x_i} \tag{3.5}$$

Projection de l'équation vectorielle

$$r\frac{d\vec{V}}{dt} = -r\,\vec{grad}U - \vec{grad}P \tag{3.6}$$

Ou

- $-\vec{grad}U$ : Forces volumiques.
- $-\vec{grad}P$ : Forces de pression.

$$\frac{d\vec{V}}{dt} = \frac{\partial\vec{V}}{\partial t} + \vec{V}.\vec{grad}\vec{V} \quad \text{(Dérivée particulière)}$$

$$\vec{V}.\vec{grad}\vec{V} = \vec{grad}\frac{V^2}{2} + \vec{rot}\vec{V}\Lambda\vec{V}$$

L'équation devient

$$\frac{\partial\vec{V}}{\partial t} + \vec{grad}\frac{V^2}{2} + \vec{rot}\vec{V}\Lambda\vec{V} = -\vec{grad}U - \frac{1}{r}\vec{grad}P \tag{3.7}$$

### 3.1.3 Equation de Bernoulli :

Hypothèses:

- L'écoulement est uniquement étudié dans un champ de pesanteur pour lequel U=gz
- Le fluide est incompressible.
- L'écoulement est permanent $\frac{\partial\vec{V}}{\partial t} = 0$.
- Du fait qu'on considère un déplacement le long d'une ligne de courant, l'équation devient alors :

$$\vec{grad}\frac{V^2}{V} + \vec{grad}gz + \frac{1}{r}\vec{grad}P = \vec{0} \tag{3.8}$$

Après intégration



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$P + r\,gz + r\frac{V^2}{2} = C^{te} \tag{3.9}$$

La constante $C^{te}$ est la même pour tout le champ d'écoulement irrotationnel, elle représente l'énergie totale par unité de volume. Le théorème de Bernoulli exprime la conservation de l'énergie mécanique.

## 3.2 Application à l'écoulement des fluides parfaits :

### 3.2.1 Définition de l'écoulement potentiel :

Les écoulements potentiels sont des écoulements dont la vitesse $\vec{V} = \begin{cases} u = f(x,y) \\ v = f(x,y) \end{cases}$

Dérive d'un potentiel $j$ dit potentiel des vitesses et cela est traduit en mathématique par :

$$\vec{V} = \overrightarrow{grad\varphi} \tag{3.13}$$

Si le fluide est incompressible :

$$div\vec{V} = 0 \Longrightarrow \Delta^2\varphi = 0$$

Il existe une fonction $y$ dite fonction de courant telle que

$$d\psi = udx - vdy = \frac{\partial\psi}{\partial x}dx + \frac{\partial\varphi}{\partial y}dy \qquad \Longrightarrow u = \frac{\partial\psi}{\partial y} \quad et \quad v = -\frac{\partial\psi}{\partial x}$$

$$\vec{grad}\,j = -\vec{k}\Lambda\vec{grad}\,y \Rightarrow \Delta^2 y = 0 \tag{3.14}$$

### Potentiel complexe

Soit $Z \in C; Z = x + iy$ (3.15)

$$F(Z) = \varphi(x,y) + i\psi(x,y) \tag{3.16}$$

Appelé potentiel complexe

### Vitesse complexe

$$J = \frac{dF}{dZ} = u - iv \tag{3.17}$$

Tel que $|J| = \sqrt{u^2 + v^2} = |\vec{V}|$

### 3.2.2 Ligne de courant :

Une ligne de courant est une courbe tangente en chacun de ses points à la vectrice vitesse. Les lignes de courants sont données par la résolution de l'équation différentielle :

$$\frac{dx}{u} = \frac{dy}{v} = \frac{dz}{w} \tag{3.18}$$

### 3.2.3 Circulation :

La circulation autour d'un contour fermé est égale à l'intégrale obtenue le long de ce contour de la composante tangentielle à ce contour de la vitesse $\vec{V}$ et vaut :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$\Gamma = \int_a \vec{V} d\vec{S} \tag{3.19}$$

En général, la circulation dépend des positions des points de départ A et d'arrivée B, ainsi que de la forme du trajet AB.

### 3.2.4 Notions de puits et de source :

Une source est un point de l'espace d'où le fluide sort avec un débit constant Q.
Un puits est un point dans l'espace d'où le fluide rentre avec un débit constant et on l'appelle source négative.

L'équation du potentiel des vitesses et celle de la fonction de courant pour un puits ou une source et sont donnés par :

$$\begin{cases} \psi = \frac{Q}{2\pi}\theta \\ \varphi = \frac{Q}{2\pi}\log(r) \end{cases} \tag{3.20}$$

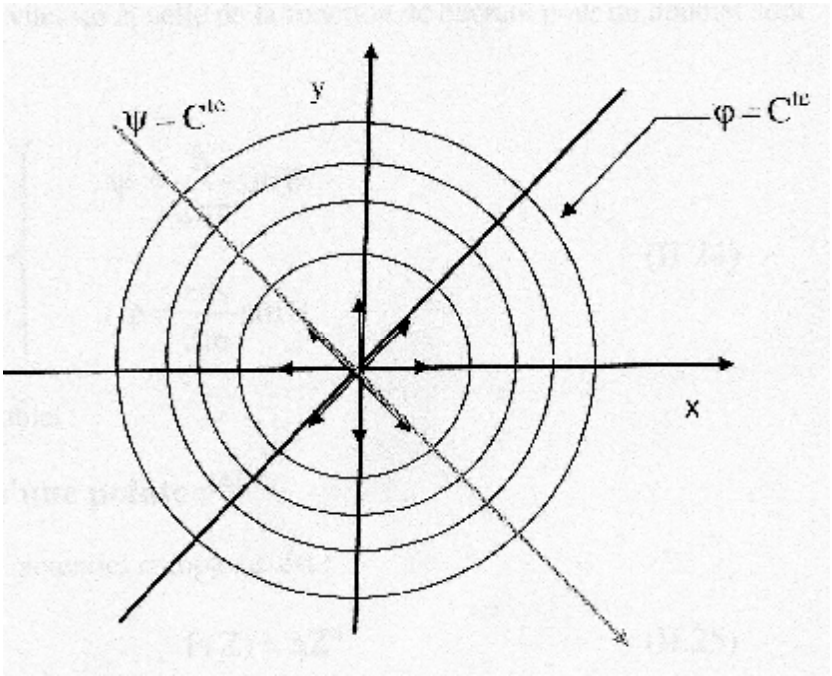



**Figure (3.1) : puits et source**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 3.2.5 Tourbillon (vortex) :

Un vortex est un tube tourbillon rectiligne de section négligeable et dont l'intensité est finie.

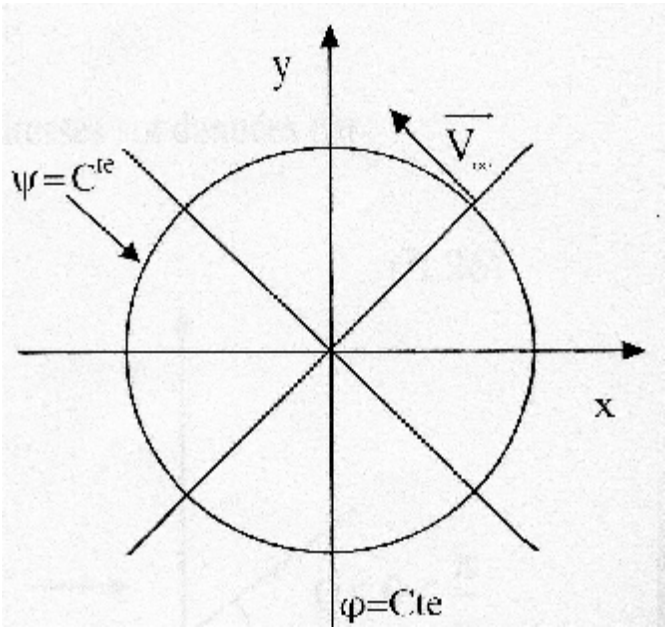



**Figure (3.2) : vortex**

En considérant un cercle de rayon R contenant le tube, et pour raison de symétrie, sa vitesse est tangentielle.

La circulation vaut :

$$\Gamma = 2p\,r\,|V| \tag{3.21}$$

$$V_\theta = \frac{\Gamma}{2\pi r} = -\frac{\partial \psi}{\partial r} = \frac{1}{r}\frac{\partial \varphi}{\partial \theta} \tag{3.22}$$

$$\begin{cases} y = -\dfrac{\Gamma}{2p}\log(r) \\ j = \dfrac{\Gamma}{2p}q \end{cases} \tag{3.23}$$

### 3.2.6 Doublet :

L'équation du potentiel des vitesses et celle de la fonction de courant pour un doublet sont données par :

$$\begin{cases} y = \dfrac{K}{2p\,r}\sin q \\ j = \dfrac{-K}{2p\,r}\sin q \end{cases} \tag{3.24}$$

Avec K : moment de doublet



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 3.2.7 Ecoulement autour d'une pointe :

Soit un écoulement dont le potentiel complexe est :

$$F(Z) = aZ^n \tag{3.25}$$

Sachant que a et n sont réels avec $n\rangle 0$ :

L'équation des lignes de courant et les potentiels des vitesses ont données par

$$\begin{cases} \psi = ar^n \sin\theta \\ \varphi = ar^n \cos\theta \end{cases} \tag{3.26}$$

Et la vitesse complexe s'écrit :

$J = naZ^{(n-1)}$

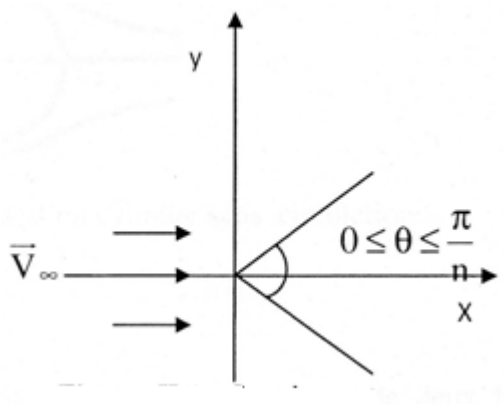



**Figure (3.3) : Ecoulement autour d'une pointe**

## 3.3 Ecoulement autour d'un cylindre avec et sans circulation

### 3.3.1 Ecoulement sans circulation

L'écoulement autour d'un cylindre est obtenu par la superposition de l'écoulement uniforme à celui d'un doublet , ce qui donne le potentiel complexe .

$$F(Z) = V_\infty \left( Z + \frac{R^2}{r} \right) \tag{3.27}$$

On obtient la fonction de courant et le potentiel de vitesse suivant :

$$\begin{cases} y = V_\infty \sin q \left( r - \frac{R^2}{r} \right) \\ j = V_\infty \cos q \left( r + \frac{R^2}{r} \right) \end{cases}$$

Avec

$$\begin{cases} r = x^2 + y^2 \\ Z = x + iy \end{cases}$$

Et les vitesses sont :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

$$V_r = \frac{1}{r}\frac{\partial y}{\partial q} = V_\infty \cos q\left(1-\frac{R^2}{r^2}\right)$$
$$V_q = -\frac{\partial y}{\partial r} = -V\infty \sin q\left(1+\frac{R^2}{r^2}\right) \quad (3.28)$$

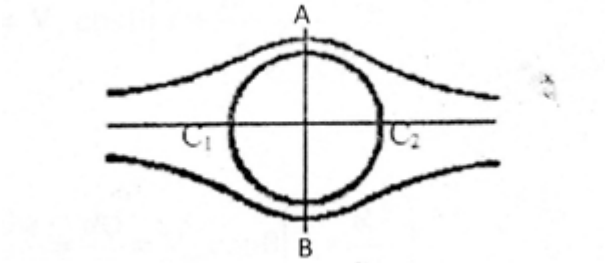



**Figure (3.4) : Ecoulement autour d'un cylindre sans circulation**

$C_1$ et $C_2$ sont appelés « points d'arrêt » , qui correspond à l'existence de deux lignes de courant pour $y = 0$.

- La vitesse maximale est pour $q = \frac{p}{2} etq = \frac{3p}{2}$ aux points A et B .
- La pression sur la surface du cylindre peut être obtenue par l'application du théorème de Bernoulli entre un point sur la surface du cylindre et un point à l'infini amont :

$$P = P_\infty + r\frac{V_\infty^2}{2}\left(1-4\sin^2 q\right) \quad (3.29)$$

- Le coefficient de pression est définie par :

$$C_p = \frac{P-P_\infty}{\frac{1}{2}rV_\infty^2 R} = 1-4\sin^2 q \quad (3.30)$$

## 3.3.2 Ecoulement autour d'un cylindre avec circulation :

Dans le cas d'un écoulement d'un cylindre avec circulation, en superposant l'écoulement précédent à un tourbillon d'intensité $\Gamma$ , on obtient le potentiel complexe ci-après :

$$F(Z) = V_\infty\left(Z+\frac{R^2}{Z}\right)+i\frac{\Gamma}{2p}\log Z \quad (3.31)$$

La fonction de courant et le potentiel de vitesse sont :

$$\begin{cases} y = V_\infty \sin q\left(r-\frac{R^2}{r}\right)+\frac{\Gamma}{2p}\log r \\ j = V_\infty \cos q\left(r+\frac{R^2}{r}\right)-\frac{\Gamma}{2p}q \end{cases} \quad (3.32)$$

Et les vitesses sont :

$$V_r = \frac{1}{r}\frac{\partial y}{\partial q} = \frac{\partial j}{\partial r} = V_\infty \cos q\left(1-\frac{R^2}{r^2}\right)$$
$$V_q = -\frac{\partial y}{\partial r} = \frac{1}{r}\frac{\partial j}{\partial q} = -V_\infty \sin q\left(1+\frac{R^2}{r^2}\right)-\frac{\Gamma}{2p\,r} \quad (3.33)$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

On peut distinguer trois cas :

**Pour** $0< \Gamma <4\pi R V_\infty$ :

Les deux points d'arrêt $C_1$ et $C_2$ sont distincts et la vitesse tangentielle aux points A et B sont :

$$Vt_A = 2V_\infty + \frac{\Gamma}{2\pi R}$$

$$Vt_B = 2V_\infty - \frac{\Gamma}{2\pi R} \qquad (3.34)$$

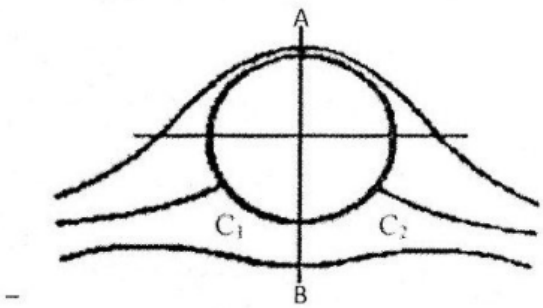



**Figure (3.5) : Forme des lignes de courant pour $0< \Gamma < 4\pi R V_\infty$ .**

**Pour** $\Gamma = 4\pi R V_\infty$ :

Les deux points $C_1$ et $C_2$ coïncident

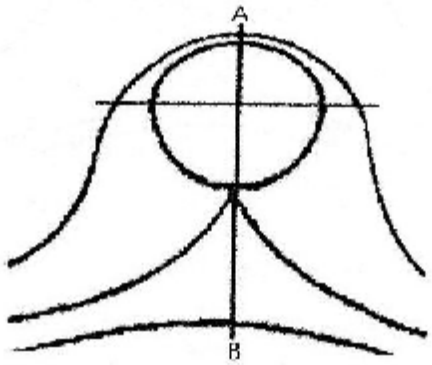



**Figure (3.6) : Forme des lignes de courant pour $\Gamma = 4\pi R V_\infty$**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Pour** $\Gamma > 4\pi R V_\infty$ :

Il existe un seul point d'arrêt dans le champ de l'écoulement à l'extérieur du cylindre.

Ce point est donné par $V_r = V_\theta = 0$ pour $\theta = \frac{-\pi}{2}$

$-V_\infty \mathrm{Sin}\theta \left[1 + \frac{R^2}{r^2}\right] - \frac{\Gamma}{2\pi R} = 0$ Ce qui donne $r^2 + R^2 = \frac{\Gamma r}{2\pi V_\infty}$

La pression à la surface du cylindre est calculée selon la formule de « Bernoulli »

$P = P_\infty + \frac{1}{2}\rho\left(V_\infty^2 - V_\theta^2\right) = P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2 \left[1 - \left(2\mathrm{Sin}\theta \frac{\Gamma}{2\pi R V_\infty}\right)^2\right]$

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} = 1 - \left(2\mathrm{Sin}\theta \frac{\Gamma}{2\pi R V_\infty}\right)^2 \qquad (3.35)$$

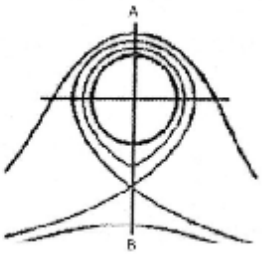



**Figure (3.7) : Forme des lignes de courant pour $\Gamma > 4\pi R V_\infty$**

## 3.4. Théorème de KUTTA- JOUKOWSKI :

Si un obstacle cylindrique est placé dans un écoulement plan, permanent, normal aux génératrices du cylindre et tel que :

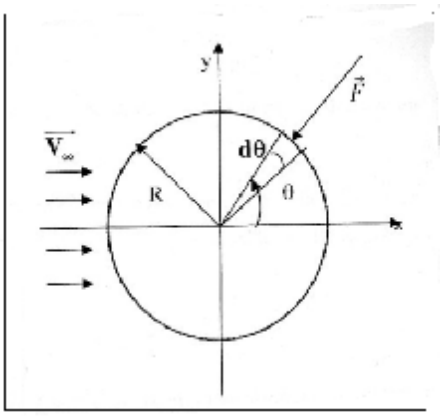



**Figure (3.8) : Ecoulement autour d'un cylindre**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

- Le champ de vitesse soit irrotationnel en dehors de l'obstacle
- La vitesse $\bar{V}_\infty$ à l'infini a une valeur et une direction constante.
- La circulation de vecteur vitesse autour de l'obstacle a la valeurΓ.

Cet obstacle est soumis de la part du fluide à un système de forces dont la résultante $\vec{F}$a les caractéristiques suivantes :

- Sa direction s'obtient en faisant tourner le vecteur $\overrightarrow{V}_\infty$ de $\frac{\pi}{2}$ en sens inverse de la circulation.
- Sa grandeur est égale à ρV ΓL pour une longueur L de l'obstacle.

Et cela est traduit en mathématique par :

$$\vec{F} = -\int_0^{2\pi} P\vec{n}\,ds \qquad (3.36)$$

$$P = P_\infty + \frac{1}{2}\rho\left(V_\infty^2 - V_\theta^2\right) = P_\infty + \frac{1}{2}\rho V_\infty^2\left[1 - \left(2\sin\theta\frac{\Gamma}{2\pi R V_\infty}\right)^2\right]$$

Alors

$$F_x = \int_0^{2\pi} PR\cos\theta\,d\theta$$

$$F_z = \int_0^{2\pi} PR\sin\theta\,d\theta$$

Après intégration, pour une unité de longueur on aura:

$$F_z = \rho V_\infty \Gamma \qquad (3.37)$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 3.5. Transformation conforme [9]

### 3.5.1. Introduction

Les transformations conformes jouent un rôle important en aéronautique. En effet, elles possèdent la propriété de transformer un cercle en un profil d'aile d'avion. De plus, l'application de la transformation conforme à l'écoulement autour de ce cylindre, qui est bien connu, détermine celui autour du profil à étudier.

L'objet de ce chapitre est l'étude d'un profil d'aile au moyen de la transformation de Joukowski définie ci-dessous. On déterminera les coefficients de portance, de pression et les vitesses complexes résultant de l'écoulement potentiel autour de ce profil.

### 3.5.2. Définition et Propriétés

On définit la transformation sous forme complexe Z= X+ iY=F(x)=F(x+iy) et qui établi une correspondance entre les points du plan origine z et les points du plan transformé Z.

Si F(z) est analytique et sa dérivée F'(z) différente de zéro en tout point du plan z la transformation Z=F(z) est conforme en tout point du plan z.

L'ensemble de points qui se correspondent ainsi dans les deux plans sont images de l'un de l'autre. Une transformation est dite conforme lorsqu'elle conserve les angles en grandeur et en sens.

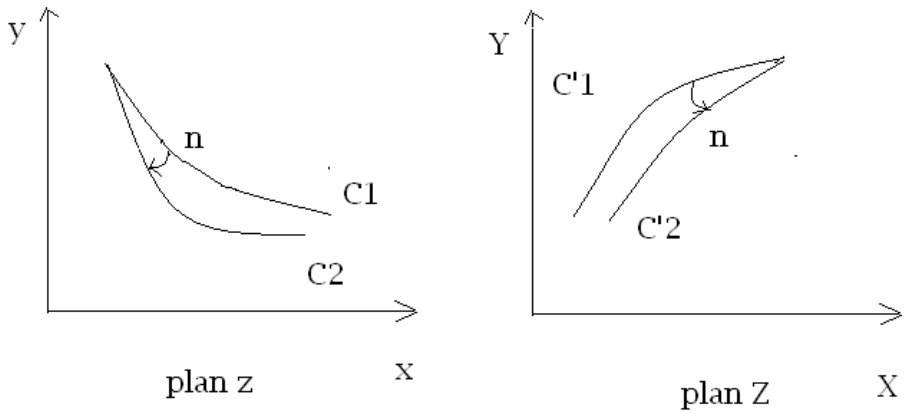



**Figure (3.6) : plans homologues**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Il existe plusieurs transformations conformes usuelles et on citra les trois les plus utilisées

1- Transformation de JOUKOWSKI
2- Transformation de VON-MISES
3- Transformation de KERMANN-TREFFETZ

### 3.5.2.1 Transformation de JOUKOWSKI

Elle se définit par : $Z = F(z) = \frac{1}{2}(z + \frac{a^2}{z})$ (3.1)

Avec : $z = x + iy$
$Z = X + iY$

La transformation de JOUKOWSKI, fournit dans le plan Z, des séries d'images qui sont définies selon la position et le rayon du cercle dans le plan z.

Les profils appartenant à la famille JOUKOWSKI présentent au bord de fuit une pointe de rebroussement.

#### 3.5.2.1.1 Points singuliers

Lorsque F'(z) est nulle ou infini, on dit que la conformité est perturbée. Les points dont l'affixe satisfait à :

$\frac{dZ}{dz} = 0$

ou infinie, sont appelés points singuliers.

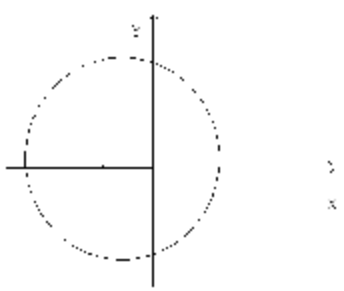
Pour la transformation de JOUKOWSKI, les points singuliers sont z=±a et z=0.

Le point dans le plan Z correspondant à z=+a à une signification particulière. Elle illustre une généralité qui consiste qui consiste a faire passer le cercle de base par ces points singuliers afin d'obtenir un profil à bord de fuite aigu et pointu correspondant dans le plan Z.

#### 3.5.2.1.2 Equation paramétrique du cercle générateur :

Considérons un cercle générateur de centre C $(x_0, y_0)$et de rayon R $(x_0,y_0) \in R^2$. L'équation de ce cercle en coordonnée cartésienne (x, y) est donnée par l'expression :

$(x - x_0)^2 + (y - y_0)^2 = R^2$





PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Figure (3.6) : Cercle générateur**

### 3.5.2.1.3 Equation paramétrique pour la transformation de JOUKOWSKI

On a **:**

$$Z = \frac{1}{2}(z + \frac{a^2}{z})$$

$$= \frac{1}{2}[x+iy + a^2 (\frac{x}{x^2+Y^2} - i \frac{Y}{X^2+Y^2})].$$

$$= \frac{1}{2}[x (1+\frac{a^2}{x^2+y^2}) - iy (1- \frac{a}{x^2+y^2})].$$

Par identification des parties réelles et imaginaires, on obtient :

$$\begin{cases} X = \frac{1}{2} x (1+ \frac{a^2}{x^2+y^2}) \\ Y = \frac{1}{2} y (1- \frac{a^2}{x^2+y^2}) \end{cases} \quad (3.2)$$

Et comme : $\begin{cases} X = x_0 + R \cos \varphi \\ y = y_0 + R \sin \varphi \\ R = \sqrt{(a - x_0)^2 + y_0^2} \end{cases}$

Le système devient :

$$X = \frac{1}{2}(x_0 + R \cos \varphi)\left[1 + \frac{a^2}{(x_0+R\cos\varphi)^2+(y_0+R \sin \varphi)^2}\right] \quad (3.3)$$

$$X = \frac{1}{2}(y_0 + R \sin \varphi)\left[1 - \frac{a^2}{(x_0+R\cos\varphi)^2+(y_0+R \sin \varphi)^2}\right]$$

### 3.5.2. 2 Transformation de VON-MISES :

Elle représente un cas particulier de séries complexe d'un nombre fini de termes et s'exprime par :

$$Z=f(z)=\frac{1}{2}(z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \cdots \ldots \ldots \ldots \ldots \ldots + \frac{a_n}{z^2}) \quad (3.4)$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Avec : $a_1, a_2, \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots, a_n$ : coefficient obéissant à une suite arithmétique, comme suit : $a_1 = a^2, a_2 = 2a_1, \dots\dots\dots\dots\dots\dots\dots, a_n = na_1,$

Pour n= 3, cette série complexe se réduit à : $Z = \frac{1}{2}\left(z + \frac{a_1}{z} + \frac{a_2}{z^2} + \frac{a_3}{z^3}\right)$ ; et permet une bonne utilisation de la transformation de VON-MISES

### 3.5.2. 2.1 Points singuliers :

Les points singuliers sont définis pour $\frac{dZ}{dz} = 0$ , c'est-à-dire qu'il faut résoudre le polynôme complexe suivant d'ordre (4) :

$$zz^4 + a^2z^2 - 4a^2z - 9a^2 = 0$$

il y a donc d'obtenir 4 points singuliers

### 3.5.2. 2.2 Equations paramétriques

$$\begin{cases} x = x_0 + R\,cos\,\varphi \\ y = y_0 + R\,sin\,\varphi \end{cases}$$

$$X = \frac{1}{2}\left[x + \frac{a^2x}{x^2+y^2} + \frac{2a^2(x^2-y^2)}{(x^2+y^2)^2} + \frac{3a^2(x^3-3xy^2)}{(x^2+y^2)^3}\right] \qquad (3.5)$$

$$Y = \frac{1}{2}\left[y + \frac{a^2y}{x^2+y^2} + \frac{4a^2xy}{(x^2+y^2)^2} + \frac{3a^2(y^3-3xy^2)}{(x^2+y^2)^3}\right]$$

En remplaçant x et y par leur valeur respectivement, on aura :

$$\begin{aligned} X = \frac{1}{2}\Bigg[&(x_0 + R\cos\varphi) + a^2\frac{(x_0 + R\cos\varphi)}{(x_0 + R\cos\varphi)^2 + (y_0 + R\sin\varphi)^2} \\ &+ 2a^2\frac{((x_0 + R\cos\varphi)^2 - (y_0 + R\sin\varphi)^2)}{((x_0 + R\cos\varphi)^2 + (y_0 + R\sin\varphi)^2)^2}\Bigg] \\ &+ 3a^2\frac{((x_0 + R\cos\varphi)^3 - 3(x_0 + R\cos\varphi)(y_0 + R\sin\varphi)^2)}{((x_0 + R\cos\varphi)^2 + (y_0 + R\sin\varphi)^2)^3}\Bigg]. \end{aligned} \qquad (3.6)$$

$$\begin{aligned} Y = \frac{1}{2}\Bigg[&(y_0 + R\sin\varphi) - a^2\frac{(y_0 + R\sin\varphi)}{(x_0 + R\cos\varphi)^2 + (y_0 + R\sin\varphi)^2} \\ &- 4a^2\frac{((x_0 + R\cos\varphi)\ (y_0 + R\sin\varphi)}{((x_0 + R\cos\varphi)^2 + (y_0 + R\sin\varphi)^2)^2}\Bigg] \\ &- 3a^2\frac{(-3\,(x_0 + R\cos\varphi)^2\,(y_0 + R\sin\varphi) - (y_0 + R\sin\varphi)^3)}{((x_0 + R\cos\varphi)^2 + (y_0 + R\sin\varphi)^2)^3}\Bigg] \end{aligned}$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 3.5.2.3. Transformation KARMANN-TREFFETZ

Elle se définit par : $\frac{Z-z_0}{Z+z_0} = (\frac{z-z_0}{z+z_0})^P$ ; (3.7)

Avec p = 2- $(\frac{t}{\pi})$

- $t$ : angle formé par les Deux tangentes au bord de fuite du profil.
- $Z_0 et\ z_0$ sont deux complexes arbitraires.

Cette méthode, contrairement à celle de JOUKOWSKI, permet de se débarrasser de la pointe de rebroussement au bord de fuite du profil, en évitant d'annuler t.

#### 3.5.2.3.1. Points singuliers

Pour $Z_0 = z_0$ = a, l'expression de KARMANN-TREFFETZ, devient :

$\frac{Z-a}{Z+a} = (\frac{z-a}{z+a})^P$ et après arrangement :

$$Z = f(z) = \frac{a\,[(z+a)^P + (z-a)^P]}{(z+a)^P - (z-a)^P} \quad . \qquad (3.8)$$

Donc :

$$\frac{dZ}{dz} = f'(z) = \frac{4\,pa^2\,[(z-a)(z+a)]^{P-1}}{[(z+a)^P-(z-a)^P]^2}$$

On trouve deux points singuliers :

$Z =$ a et $Z =$ - a

#### 3.5.2.3.2. Equation paramétrique

On peut aussi écrire la relation précédente par :

$$Z = f(z) = \frac{a[1+(\frac{z-a}{z+a})]}{1-(\frac{z-a}{z+a})^P} \qquad (3.9)$$

On pose :

$$Z_1 = X_1 + iY_1 = \frac{z-a}{z+a} = \frac{(x-a)+iy}{(x+a)+iy} \qquad (3.10)$$

$$X_1 = R_1 \cos\varphi_1$$

$$Y_1 = R_1 \sin\varphi_1 \qquad \text{avec : } R_1 = |Z_1|\ ,\ \varphi_1 = \arg(Z_1)$$

$$Z_2 = X_2 + iY_2 = Z_1^P \qquad (3.11)$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

= cos

= sin avec : , =p

= + =—— (3.12)

= cos

= sin avec : ,

et

On doit ensuite remplacer, successivement x,y, par leurs expressions.

## 3.6. Méthode des singularités :[10]

Dans la méthode des singularités, il est tenu compte de la nature linéaire de l'équation de Laplace qui régit les écoulements potentiels et qui permet donc de superposer différents écoulements élémentaires. Les différents développements de cette méthode se distinguent principalement par le type de singularité retenu (source, doublet, ou combinaison de ces deux ou trois types) et par le mode de distribution continu ou discrète, cette méthode a été appliquée pour l'étude de la caractéristique des ailes fixes, des cascades, ou ailes en mouvement avec sillage. Par ailleurs il ressort de l'étude de certains articles que pour un même nombre de panneaux le choix de distribution continue des singularités conduit à une meilleure validation du problème étudié.

Dans ce qui suit, l'écoulement autour du profil d'aile est représenté par la superposition d'un écoulement uniforme avec une distribution linéaire par panneaux de tourbillons. La méthode consiste alors à déterminer les vitesses induites par les singularités sur chaque point de contour. Ces dernières sont déterminées par l'application de la condition de non adhérence à la paroi avec l'application de la condition de Kutta au bord de fuite.

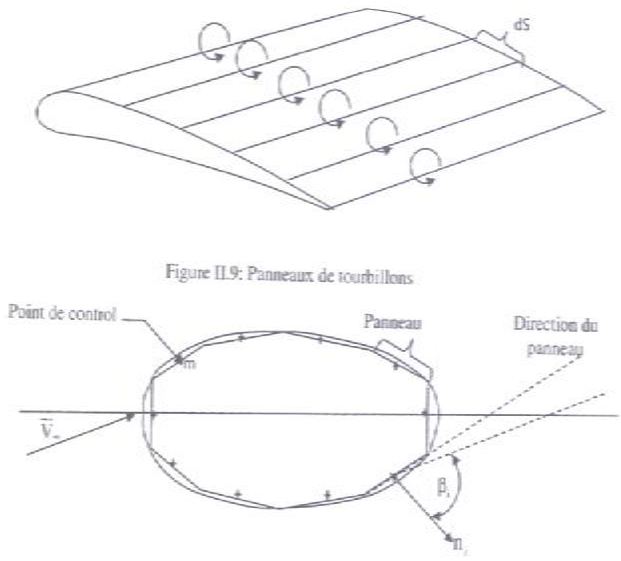



**Figure (3.7) : Distribution des panneaux sur la surface d'un corps arbitraire**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Le potentiel du aux panneaux de tourbillon à un point m $(x_i, y_i)$ est comme suit :

$$\varphi(x_i, y_i) = -\sum_{j=1}^{n} \frac{\gamma_i}{2\pi} \int_j \tan^{-1} \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} dS_j \quad (3.13)$$

Où :

$\gamma_i$ : Intensité du tourbillon

$dS_j$ : la longueur de chaque panneau

La composante normal de la vitesse à l'infini est donnée par :

$$V_{\infty,n} = V_\infty cos\beta_i \quad (3.14)$$

Avec $\beta_i$ : angle entre la direction de $\vec{V}_\infty$ et la normale au panneau $\vec{n}_i$

La composante normal de la vitesse induite par le panneau de tourbillon au point m $(x_i, y_i)$ est :

$$V_n = \frac{\partial}{\partial n_i}[\varphi(x_i, y_i)]$$

$$= -\sum_{j=1}^{n} \frac{\gamma_i}{2\pi} \int_j \frac{\partial}{\partial n_i} \tan^{-1} \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} dS_j \quad (3.15)$$

La composante normal de la vitesse d'écoulement est la somme des deux, en appliquant la condition de glissement à la paroi, on a :

$$V_n + V_{\infty,n} = 0 \quad (3.16)$$

En remplaçant les équations (3.14) et (3.15) dans (3.16), on obtient :

$$V_\infty cos\beta_i - \sum_{j=1}^{n} \frac{\gamma_i}{2\pi} \int_j \frac{\partial}{\partial n_i} \tan^{-1} \frac{y_i - y_j}{x_i - x_j} dS_j = 0 \quad (3.17)$$

C'est l'équation cruciale de la méthode des singularités. C'est une équation linéaire à n inconnus $(\gamma_1, \gamma_2, \ldots \gamma_n)$, elle représente les conditions aux limites de l'écoulement évalué aux point de contrôles des panneaux, on obtiens alors un système de n équation linéaires à n inconnu.

Aux quelles s'ajoute la condition de Kutta au bord de fuite $\gamma(bf)=0$ , on aura alors n inconnus et n+1 équations, elles sont résolues par méthode analytique par exemple la méthode de gauss.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

La circulation total due à tous les panneaux est donnée par :

$$\Gamma = \sum_{j=1}^{I} \gamma_i \, S_j \tag{3.18}$$

Alors la portance par unité d'envergure est comme suit :

$$P = \rho_\infty V_\infty \sum_{j=1}^{I} \gamma_i \, S_j \tag{3.19}$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# 4.1. Simulation numérique

## 4.1.1 Code de calcul

Au cours de nos travaux de modélisation et de simulation nous avons utilisé deux logiciels commerciaux ANSYS Inc., GAMBIT (générateur de géométrie et de maillage) et FLUENT (solveur et post traitement).

FLUENT utilise une méthode de discrétisation des équations différentielles initiales de type volumes finis. Sur chaque volume élémentaire obtenu après maillage, les équations de conservation sont appliquées sous leur forme intégrale. Les variables inconnues du système d'équations (pression, vitesse, etc…) sont définies au centre de chaque cellule (volume élémentaire).

FLUENT offre une grande variété de possibilités pour la modélisation en mécanique des fluides qu'il s'agisse d'une simulation, 2D ou 3D, interne ou externe, stationnaire ou instationnaire, compressible ou incompressible. Nous avons utilisés deux modèle de turbulence $k$-ε, $k$-ω, afin de traiter les équations de conservation de la masse et de la quantité de mouvement mais différents modèles de turbulence comme *Spalart-Allmaras, Reynolds stress*, LES sont également disponibles.

## 4.1.2. Géométrie

La géométrie que nous avons adoptée pour modéliser l'écoulement autour du profil est basée sur celle de l'expérience réalisée en soufflerie, autrement dit, nous avons adapté les mêmes conditions (aile NACA 23012 de corde de 100 mm, les dimensions du volume de contrôle sont similaires aux dimensions de la veine d'essai 300mm*1000mm) pour arriver à un modèle complet et capable de représenter correctement les phénomènes.

Le modèle 2D se compose de deux parties : le profil et le domaine extérieur, ce dernier est décomposé en six sous domaines afin d'avoir un bon maillage du type quadratique (maillage structuré), voir figure (4,1).

## 4.1.3. Paramètres des simulations

### 4.1.3.1. Maillage utilisé

Nous avons utilisé un maillage structuré (cellules quadratiques) car il présente les avantages suivants :

- Economique en nombre d'éléments : présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

• Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage. [8]

Et un maillage de type Boundary Layer sur l'intrados et l'extrados afin, de cerner la couche limite, générés par le logiciel GAMBIT. Le modèle comporte 96000 éléments (mailles).

L'indépendance des résultats de simulation par rapport au maillage a été validée après une série d'essais sur plusieurs types et densités de maillage. La Figure (4.1) montre la géométrie maillée avec les détails.

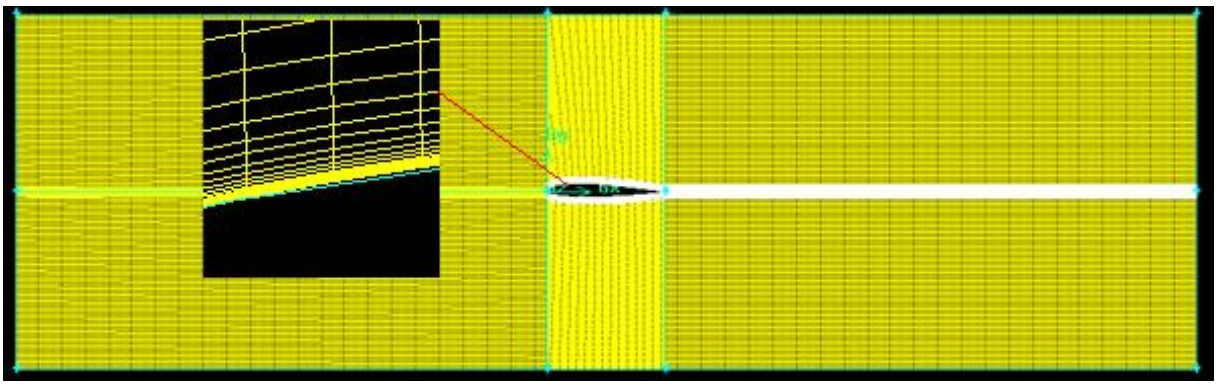


**Figure (4.1) : Géométrie maillée**

### 4.1.3.2. Conditions aux limites :

Nous pouvons bien vérifier que nombre de Mach est inferieur à 0.3, ce que veut dire que l'écoulement est incompressible [23]. Les propriétés principales du fluide utilisé dans cette étude, sont prises aux conditions atmosphériques standard (pression=1atm, Température=300°k).

Les conditions aux limites doivent être précautionneusement vérifiées : Fluent récupère ici les parts définies dans Gambit et les types qui y ont été associés, à nous ensuite de rentrer la vitesse pour velocity-inlet, la vitesse a été fixée à la valeur de 10m/s.

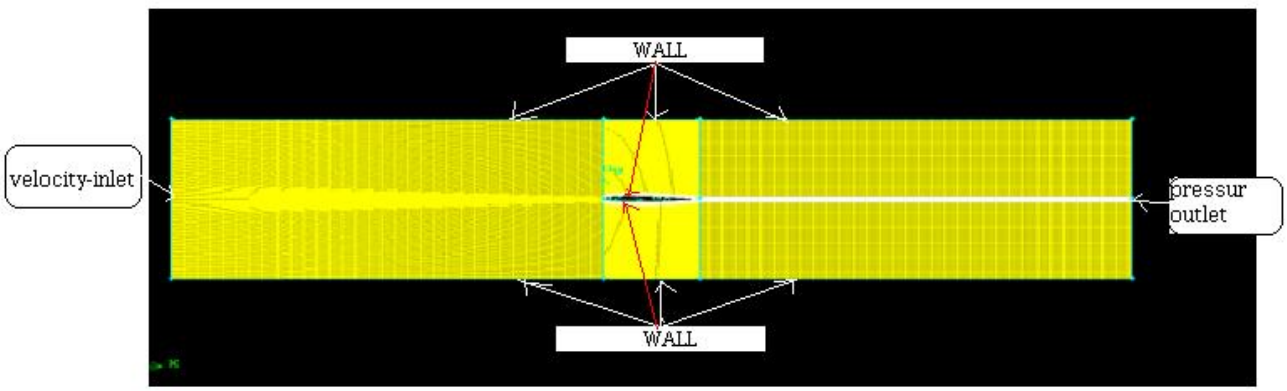



**Figure (4.2) : Géométrie avec les conditions aux limites**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.1.3.3. Méthode numérique

Deux modèles de turbulence sont utilisés :

- le modèle *Realisable k-* ε standard
- le modèle *k-* ω SST

En ce qui concerne la modélisation de la région de proche-paroi affectée par la viscosité, l'option "*enhanced wall treatment*" est activée dans le modèle *k*-ε, ce qui conduit à la résolution complète de la couche tampon et de la sous-couche visqueuse dans la couche limite par un modèle de type double-couche. Dans le même but, l'option "*transitional flow*" est activée dans le modèle *k*-ω.

Dans les deux cas, nous avons vérifié (par la valeur de l'unité de paroi $y^+$ dans la cellule adjacente à paroi) que la densité du maillage convient au traitement proche-paroi choisi.

En ce qui concerne le couplage vitesse-pression, après une série d'essais des algorithmes proposés par FLUENT (SIMPLE, SIMPLEC, COUPLED), il a été retenu d'activer l'algorithme SIMPLEC pour les incidences allons du 0° à 15° et l'algorithme COUPLED pour les autres incidences (20°, 25°).

## 4.2. Analyse des résultats numériques :

### 4.2.1. Convergence :

Chaque maille s'appuyé sur le calcul des autres pour le mode 'implicit'. Afin de détecter la convergence(ou la non- convergence) des calculs ordonnées, il faut se donner des critères de convergence sur les valeurs importantes (vitesse, continuité le long du maillage) : les résidus. Tant que les grandeurs physiques concernées n'ont pas atteint la précision demandée, le calcul continu.

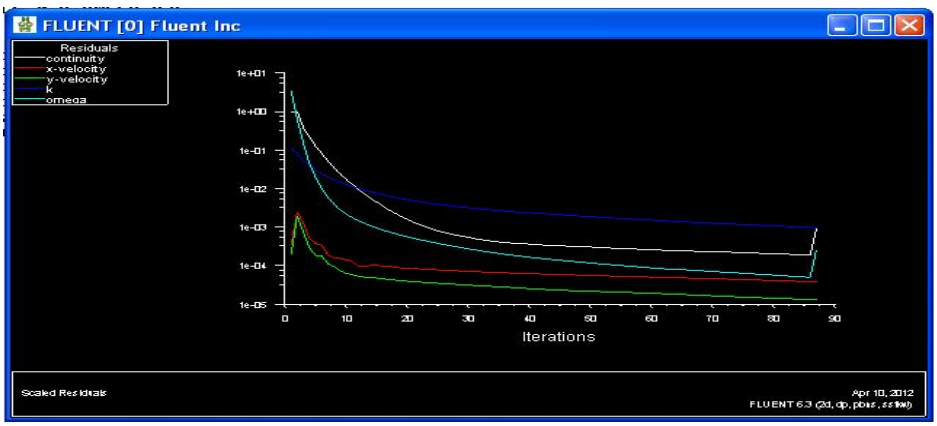



**Figure (4.3) : Courbe des résidus**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.2.2. Résultats de la simulation numérique :

## 4.2.2.1. Influence de l'incidence sur le champ de pression :

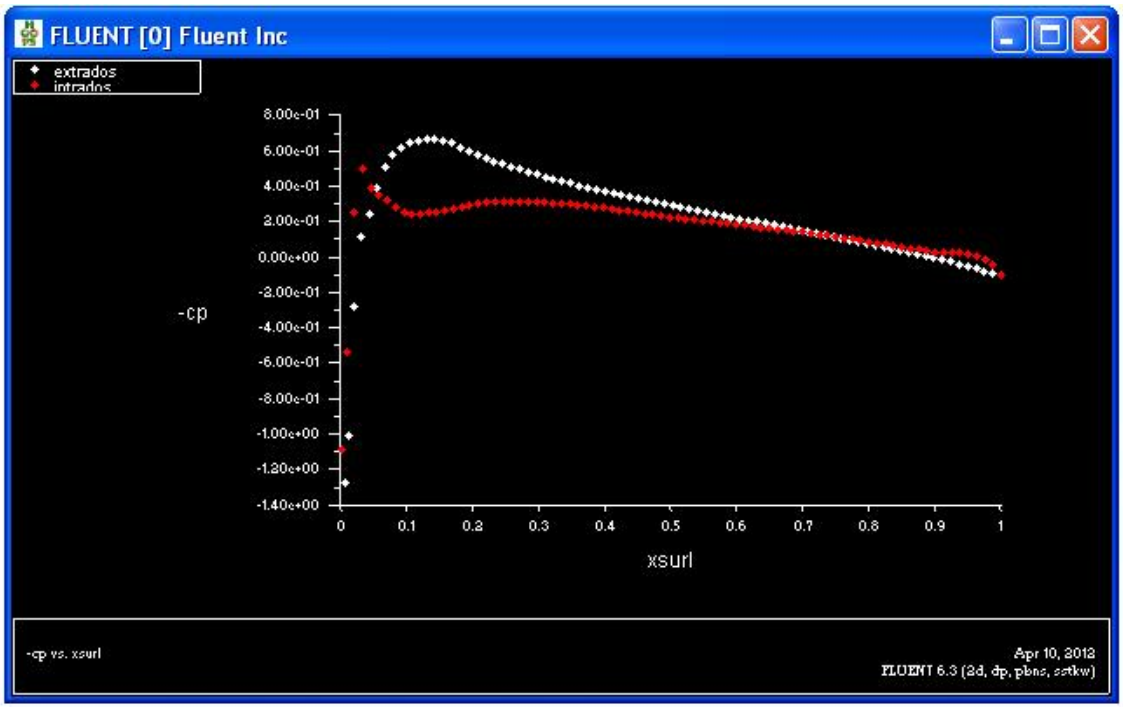



**Figure (4.4) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 0° (K-Omega SST)**

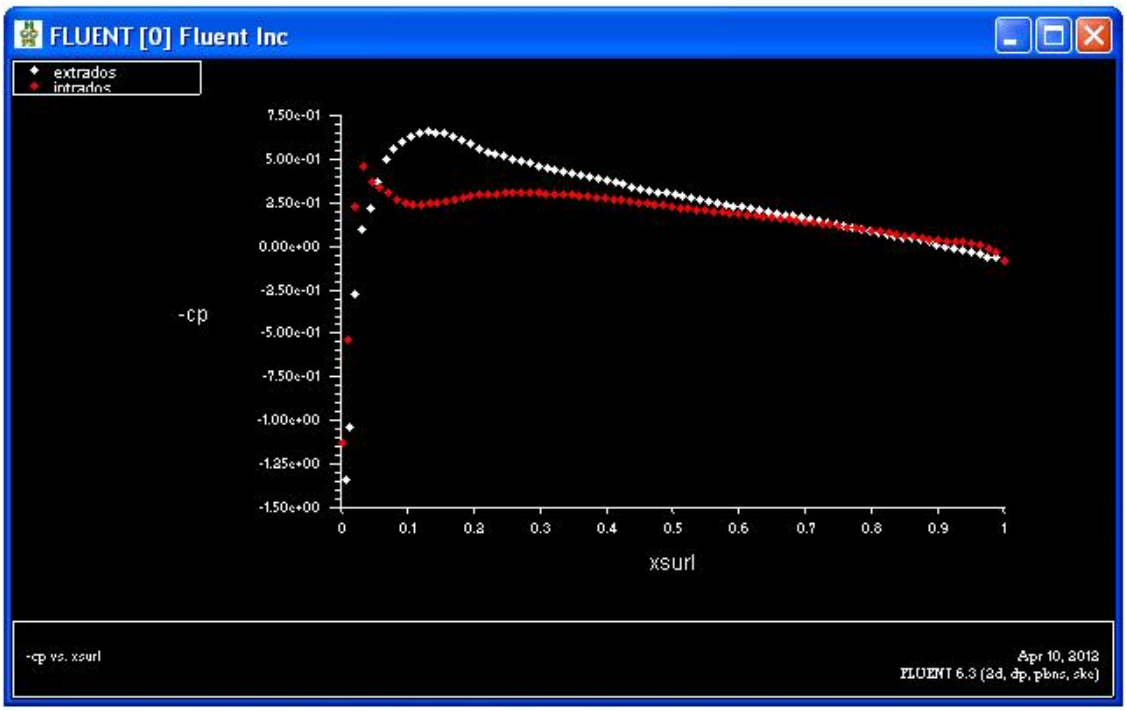



**Figure (4.5) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 0° (K-epsilon SST)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

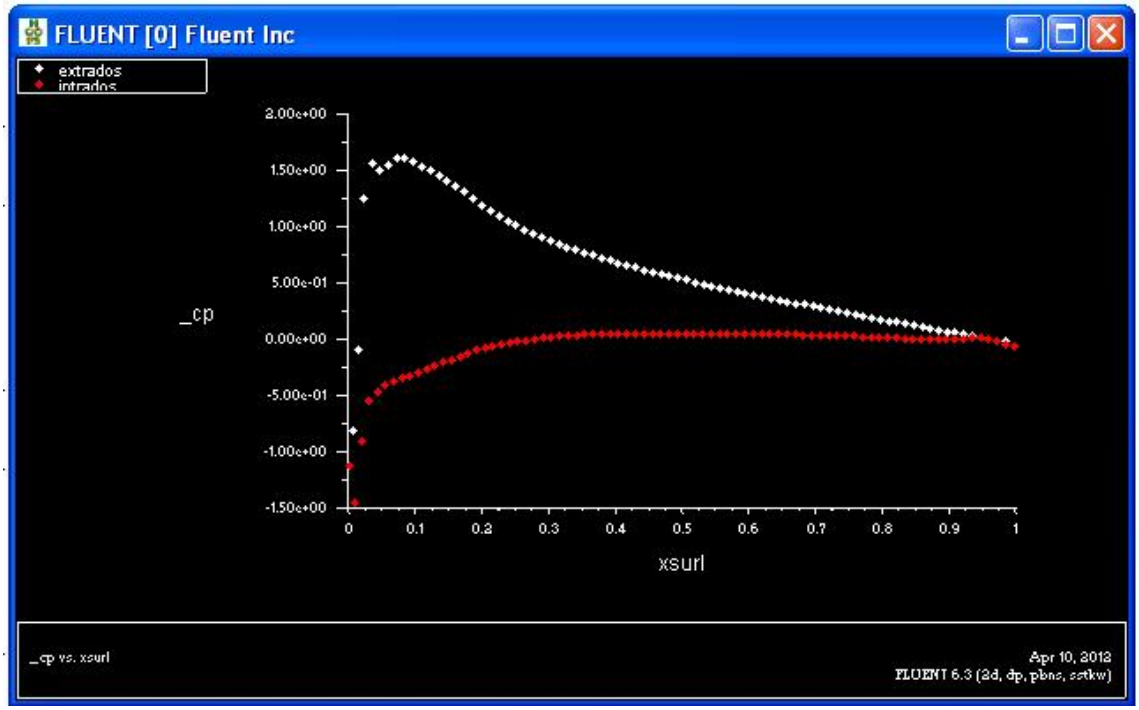



**Figure (4.6) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 5° (K-Omega SST)**

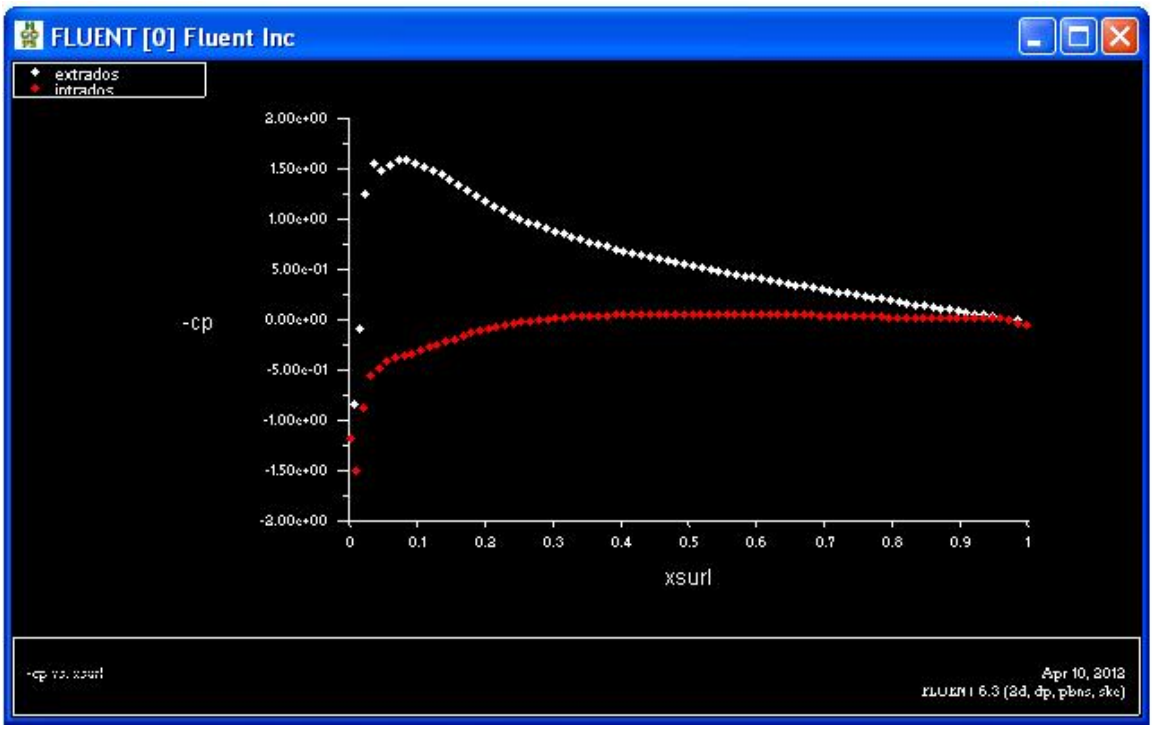



**Figure (4.7) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 5° (K-epsilon SST)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

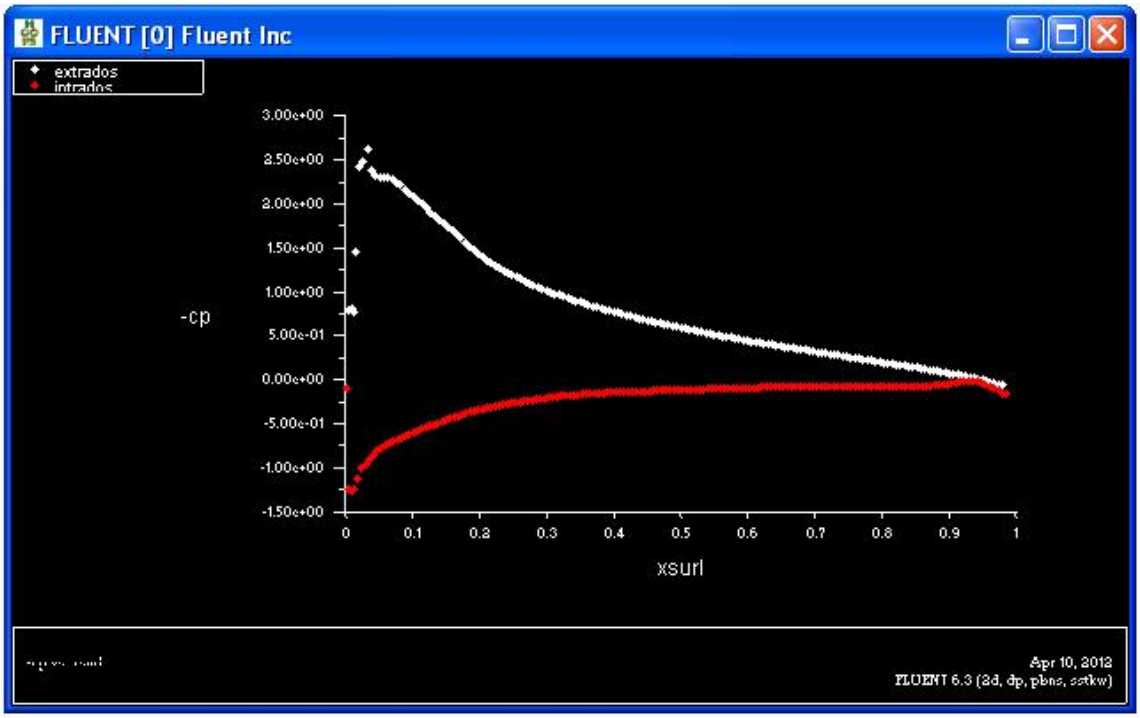



**Figure (4.8) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 10° (K-Omega SST)**

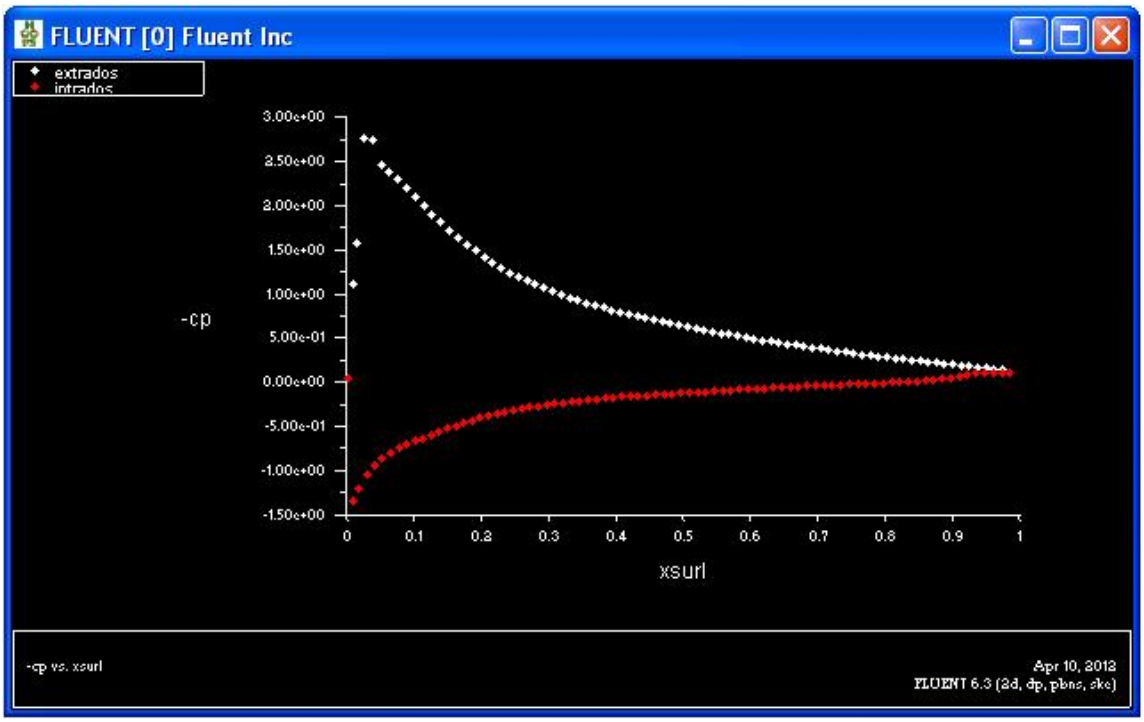



**Figure (4.9) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 10° (K-epsilon SST)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

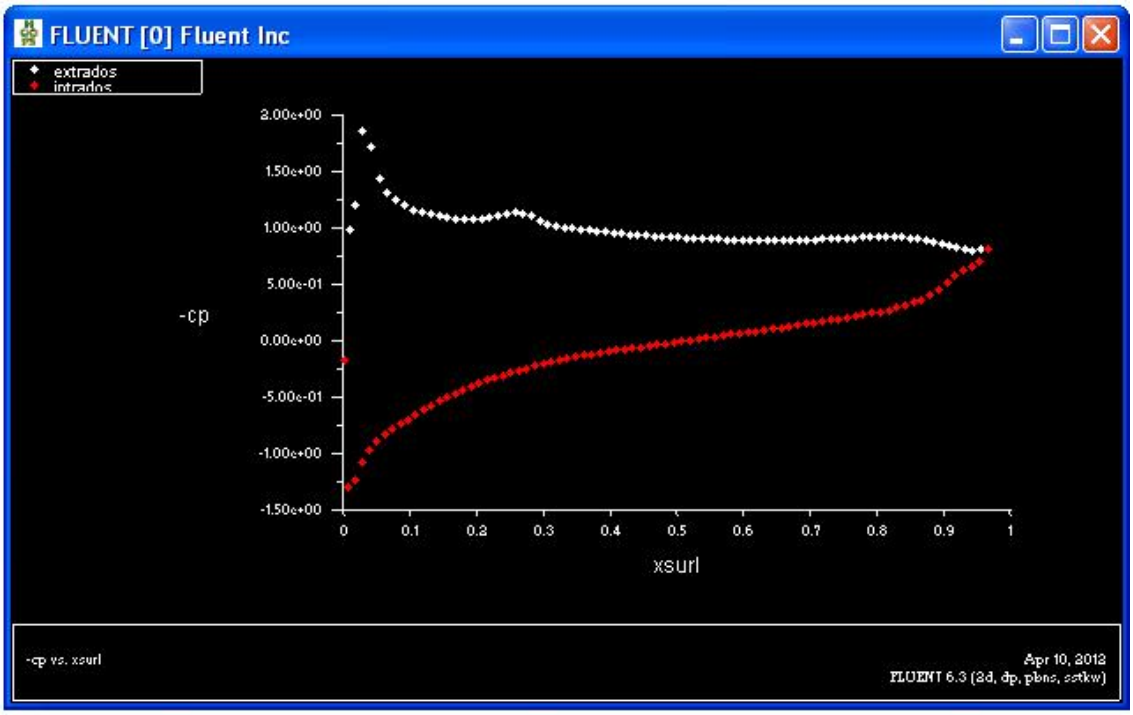



**Figure (4.10) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 15° (K-Omega SST)**

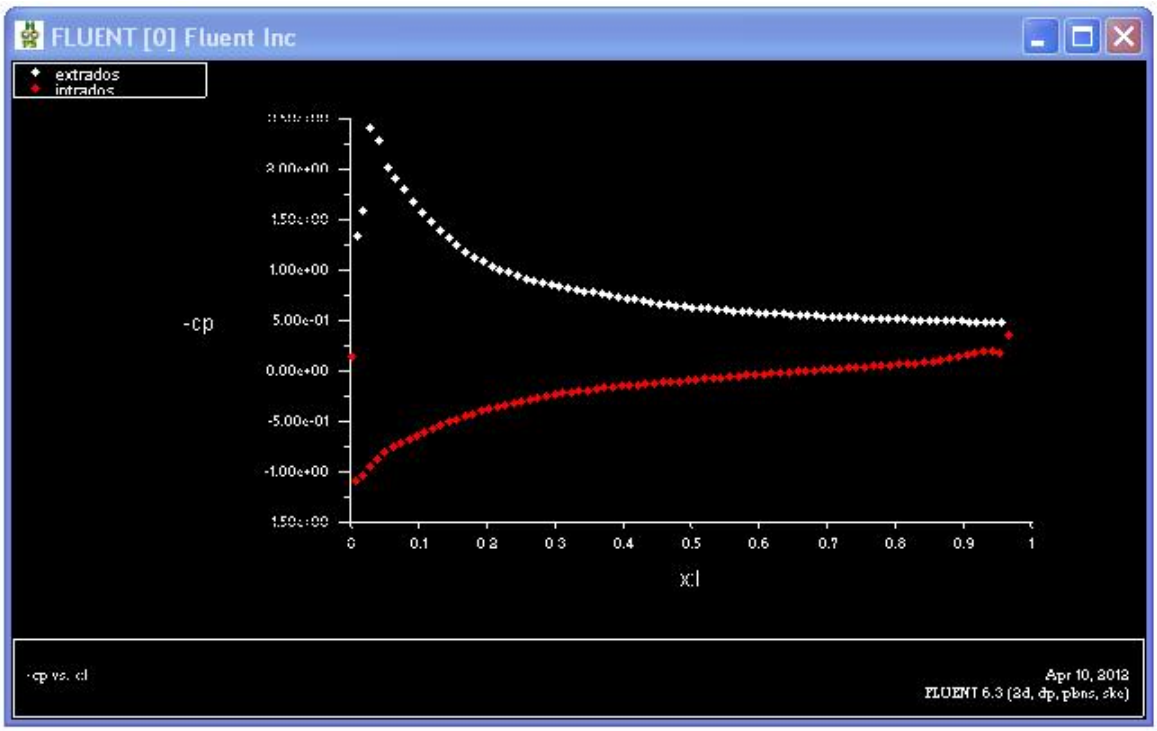



**Figure (4.11) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 15° (K-epsilon standard)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

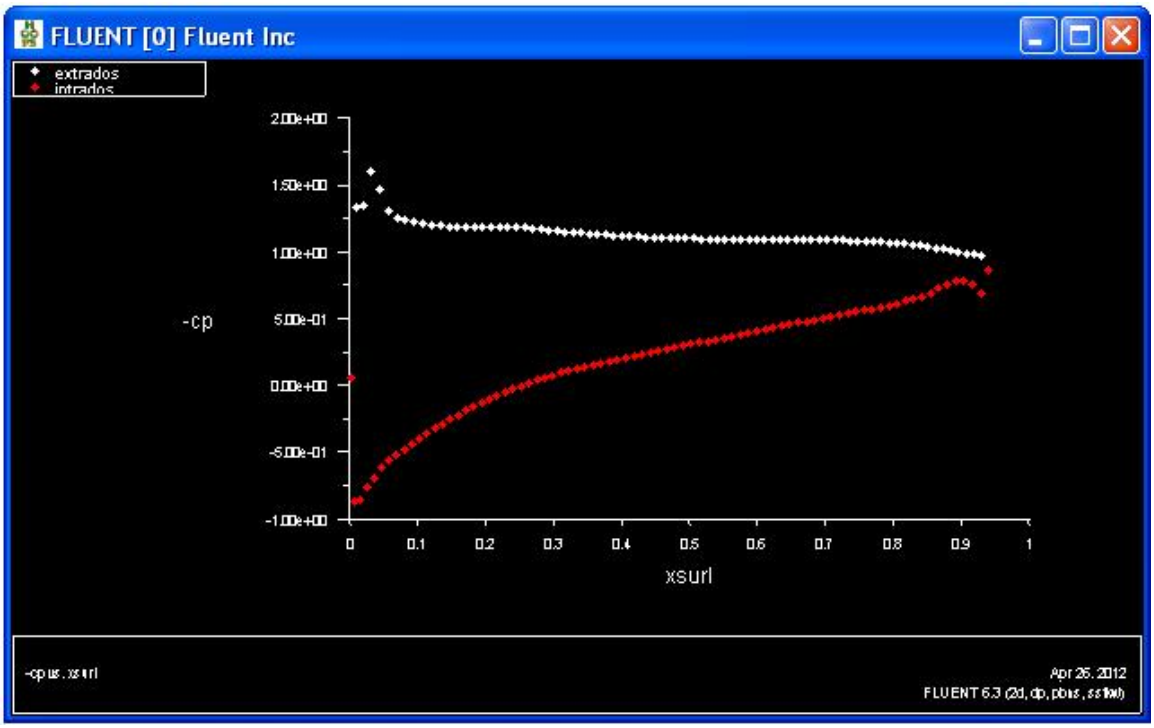



**Figure (4.12) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 20° (K-Omega SST)**

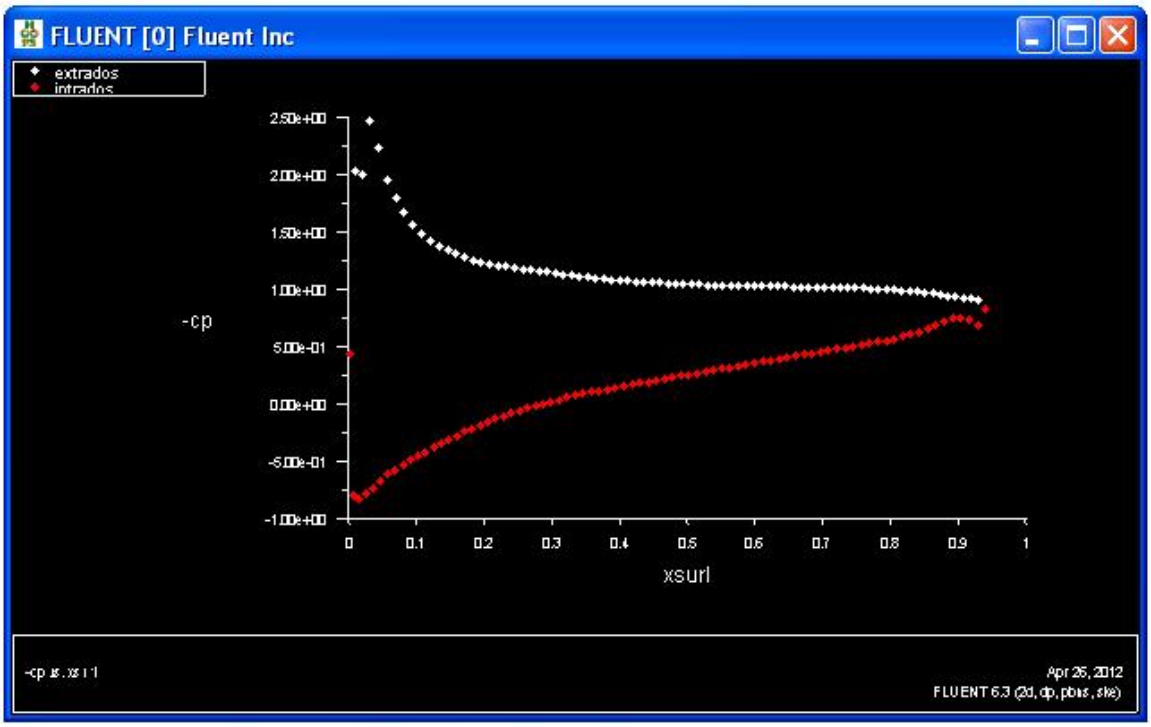



**Figure (4.13) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 20° (K-epsilon standard)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

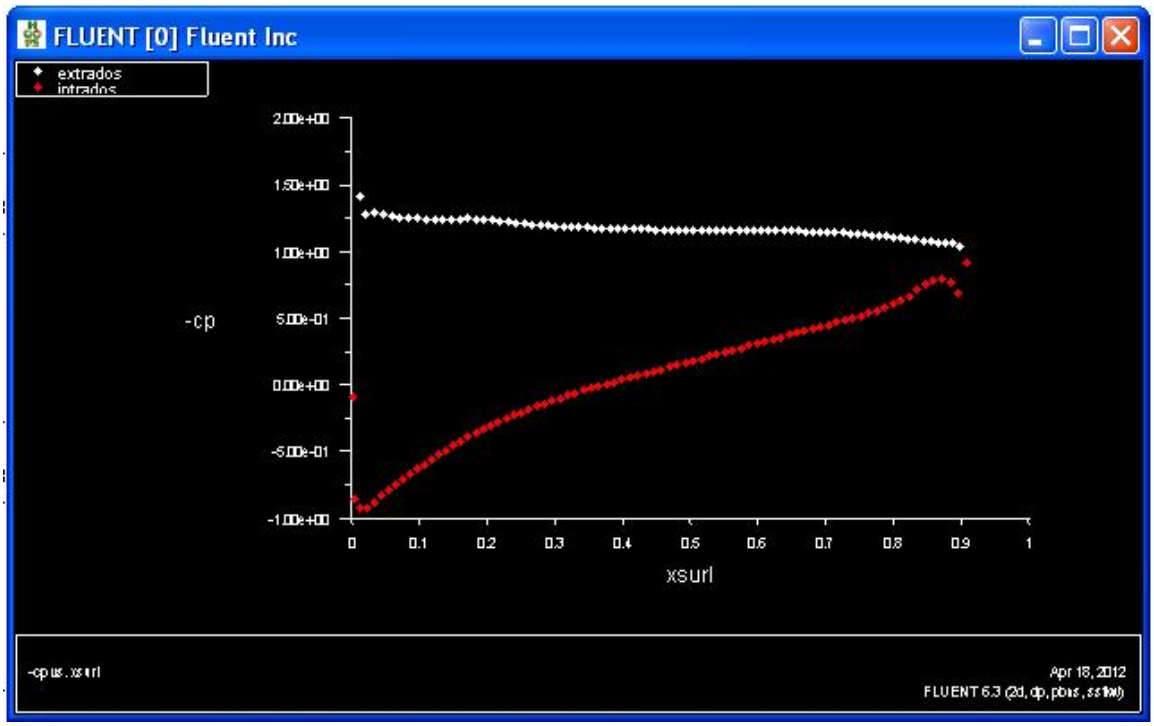



**Figure (4.14) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 25° (K-Omega SST)**

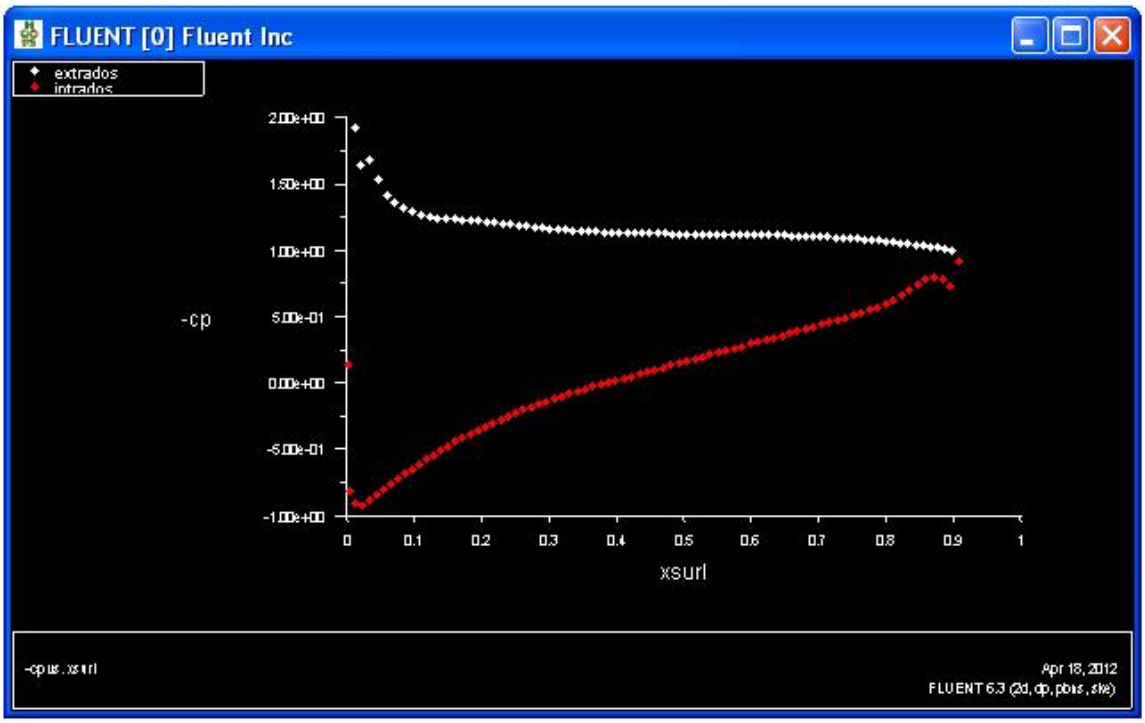



**Figure (4.15) : Evaluation du coefficient de pression à l'extrados et l'intrados pour l'incidence 25° (K-epsilon standard)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.2.2.2. Influence de l'incidence sur le contour de pression (K-Omega SST) :

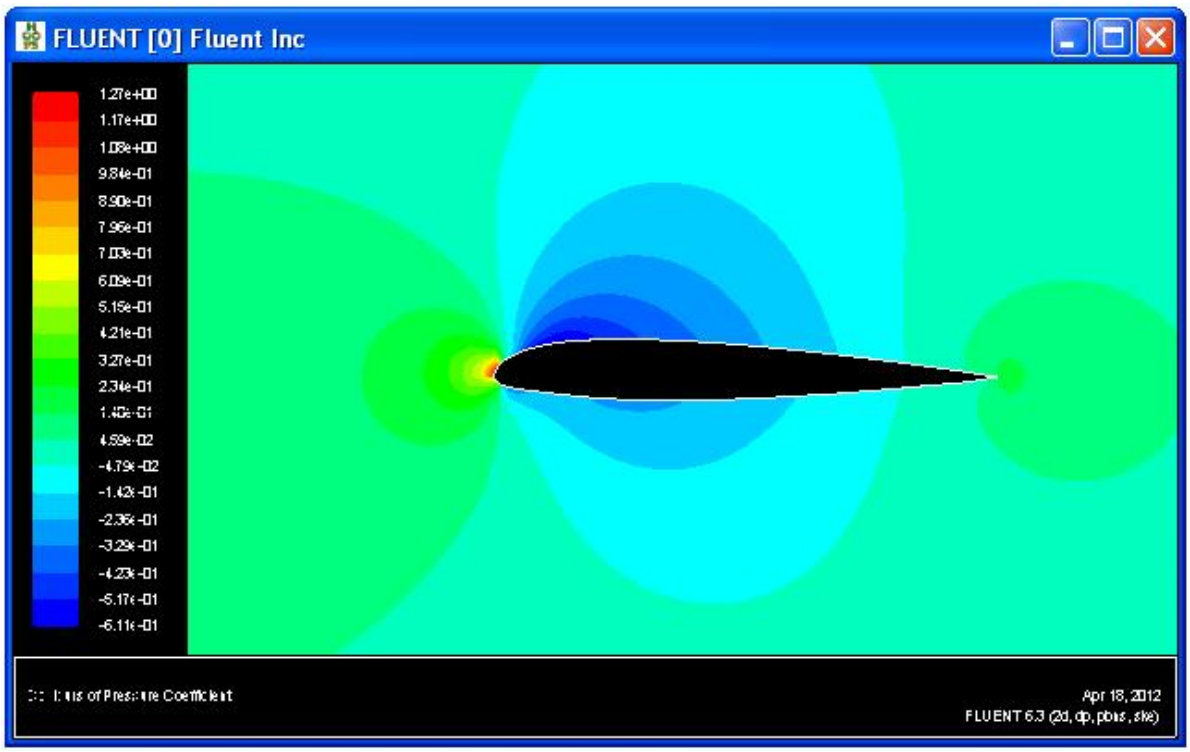



**Figure (4.16) : Contour de pression pour l'incidence 0°**

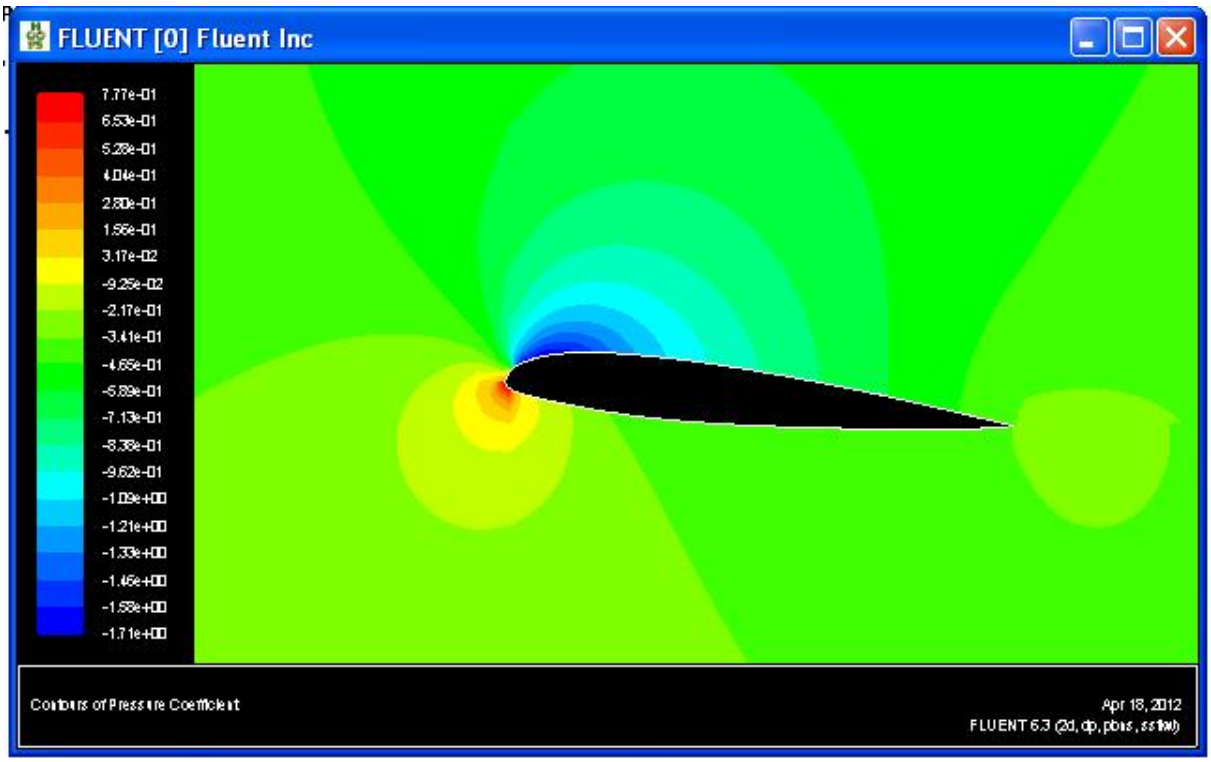



**Figure (4.17) : Contour de pression pour l'incidence 5°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Figure (4.18) : Contour de pression pour l'incidence 10°**

**Figure (4.19) : Contour de pression pour l'incidence 15°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Figure (4.20) : Contour de pression pour l'incidence 20°**

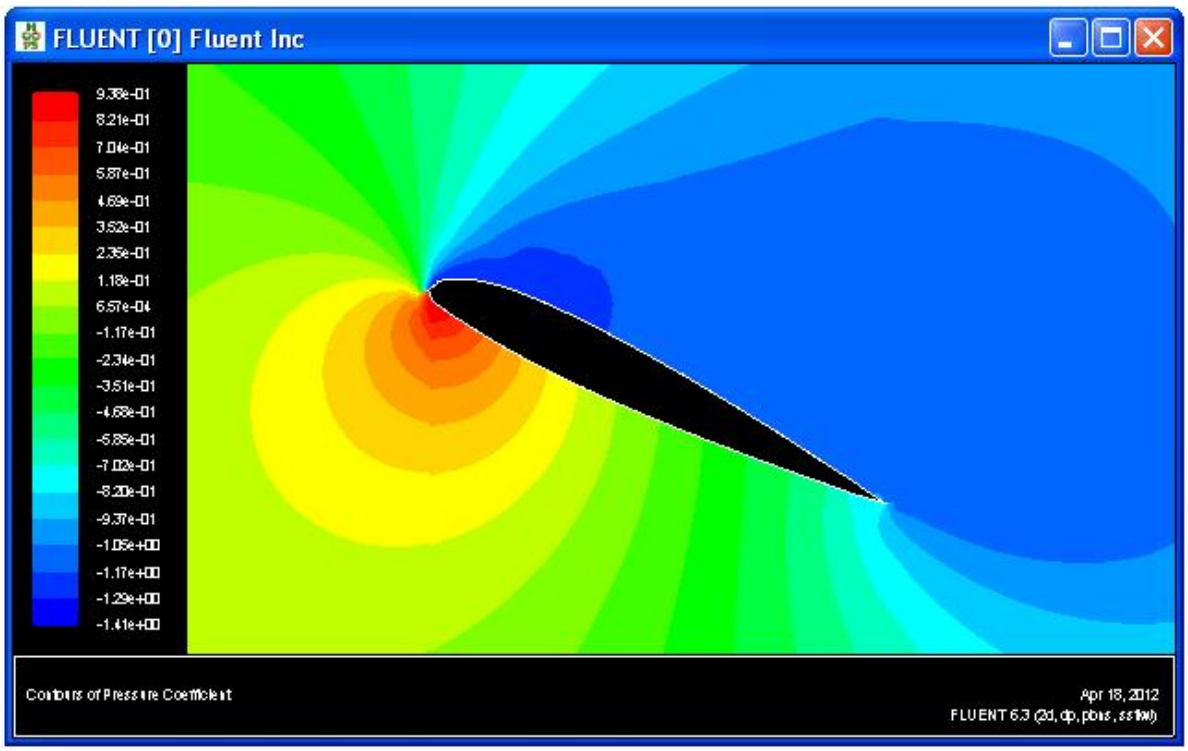



**Figure (4.21) : Contour de pression pour l'incidence 25°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.2.2.3. Influence de l'incidence sur le contour et le champ de vitesse :

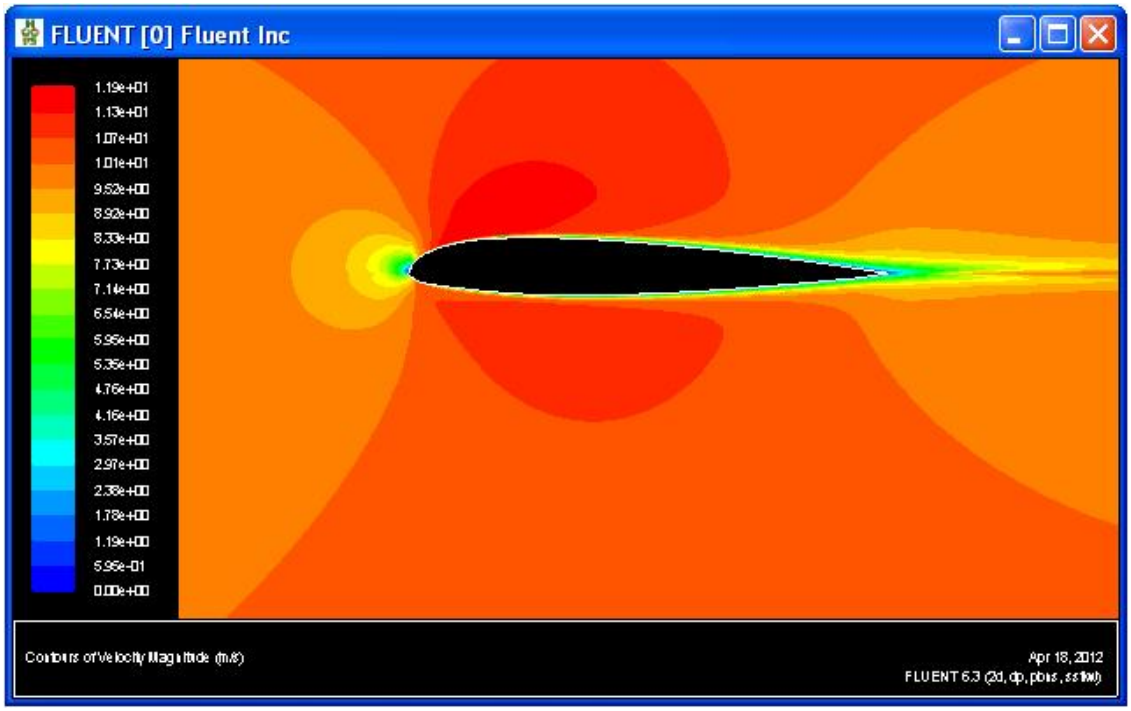



**Figure (4.22) : Contour de vitesse pour l'incidence 0°**

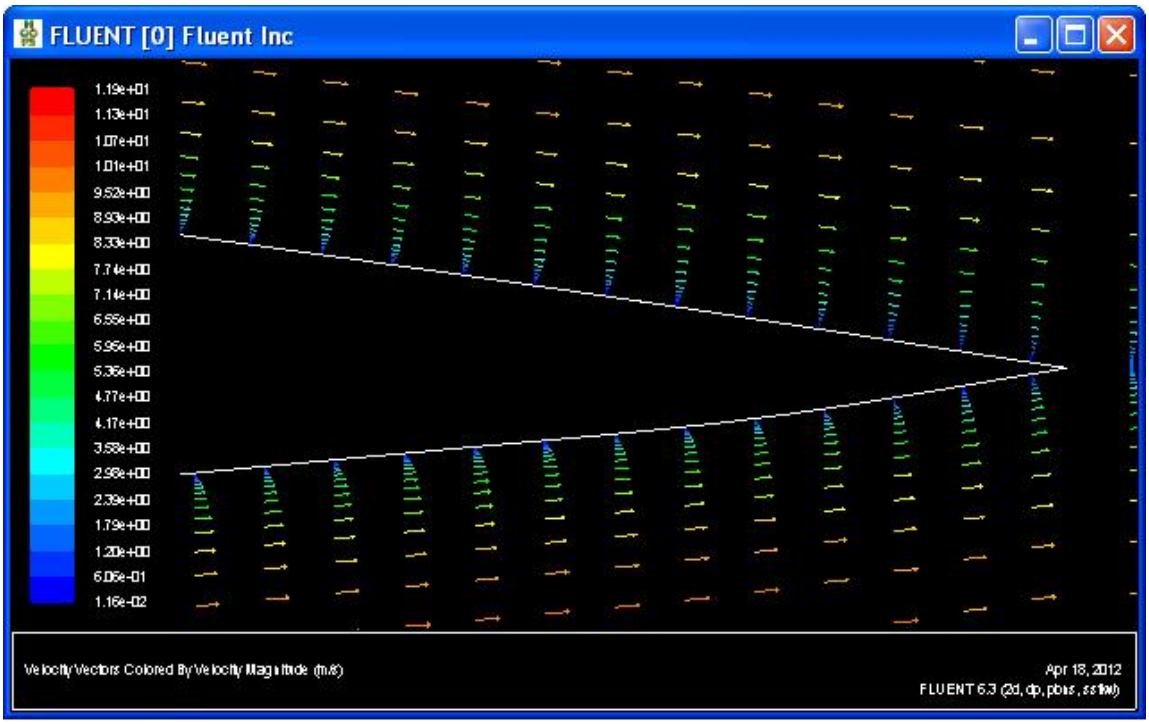



**Figure (4.23) : Champ de vitesse au bord de fuite pour l'incidence 0°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

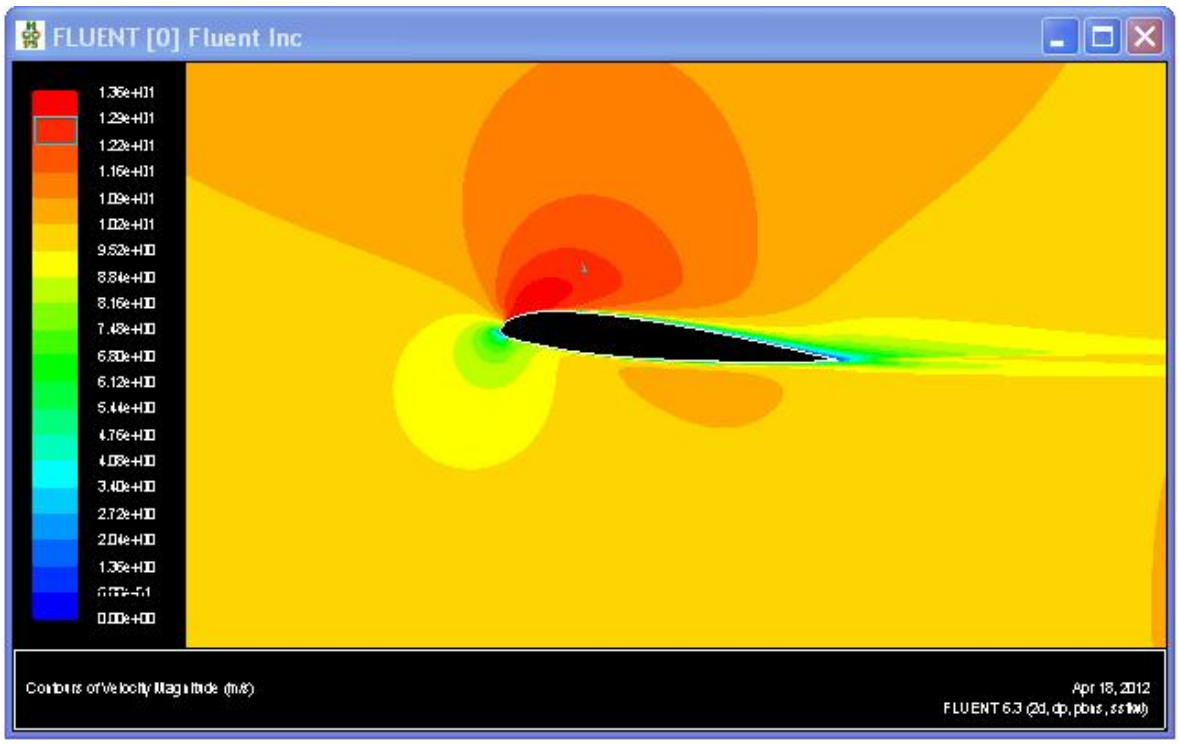



**Figure (4.24) : Contour de vitesse pour l'incidence 5°**

**Figure (4.25) : Champ de vitesse au bord de fuite pour l'incidence 5°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

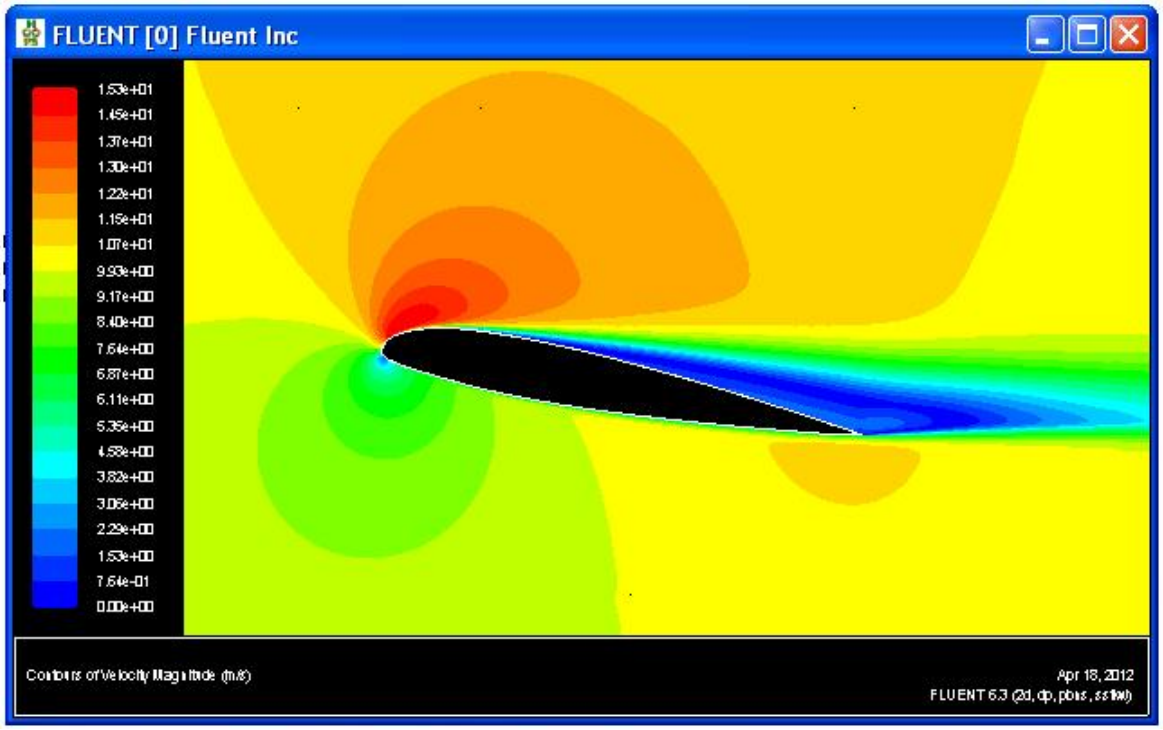



**Figure (4.26) : Contour de vitesse pour l'incidence 10°**

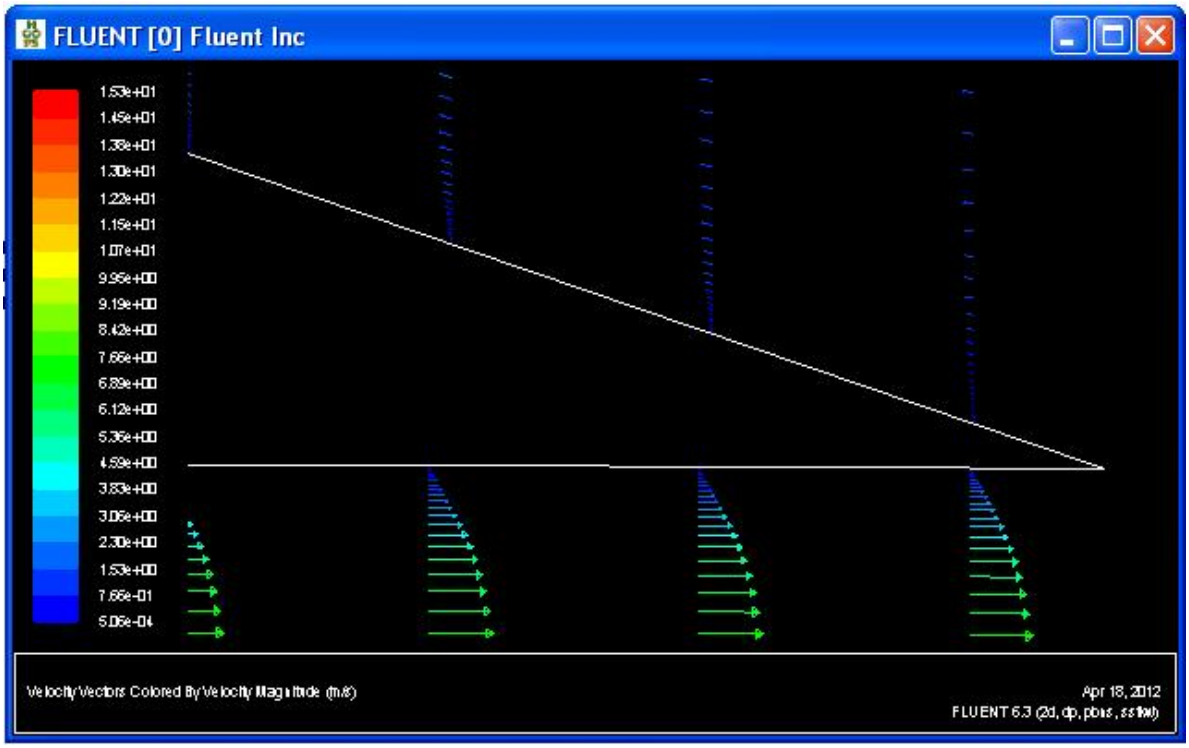



**Figure (4.27) : Champ de vitesse au bord de fuite pour l'incidence 10°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

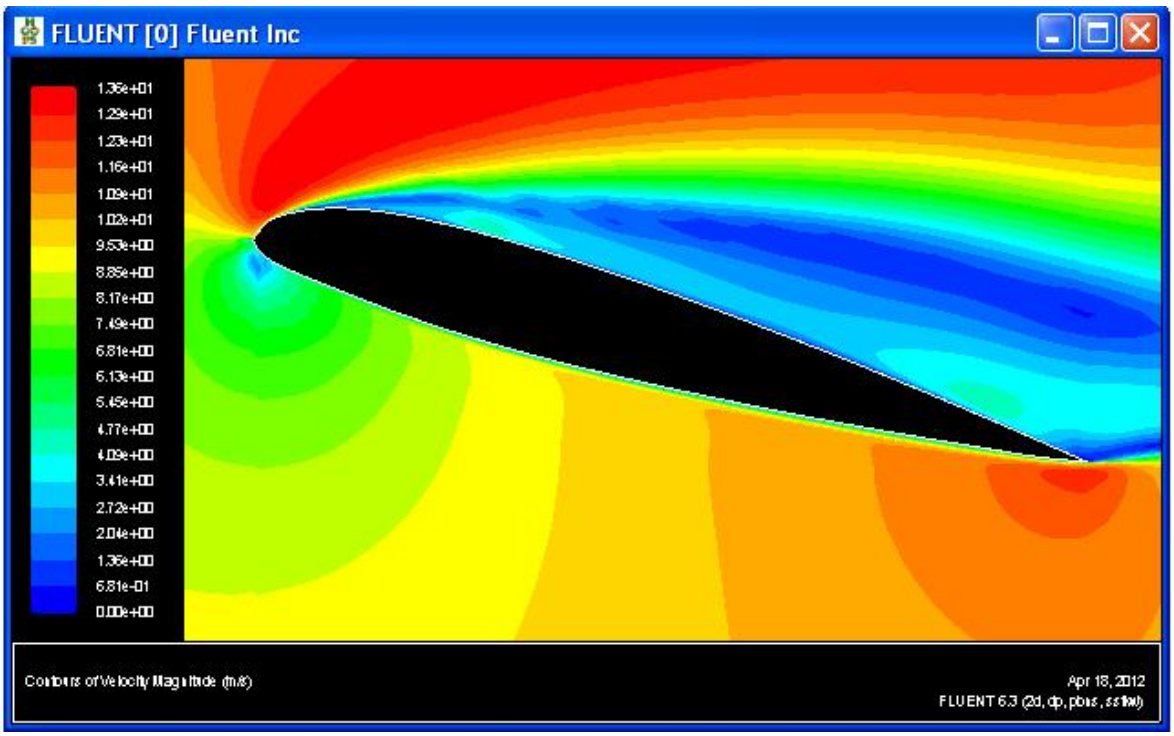



**Figure (4.28) : Contour de vitesse pour l'incidence 15°**

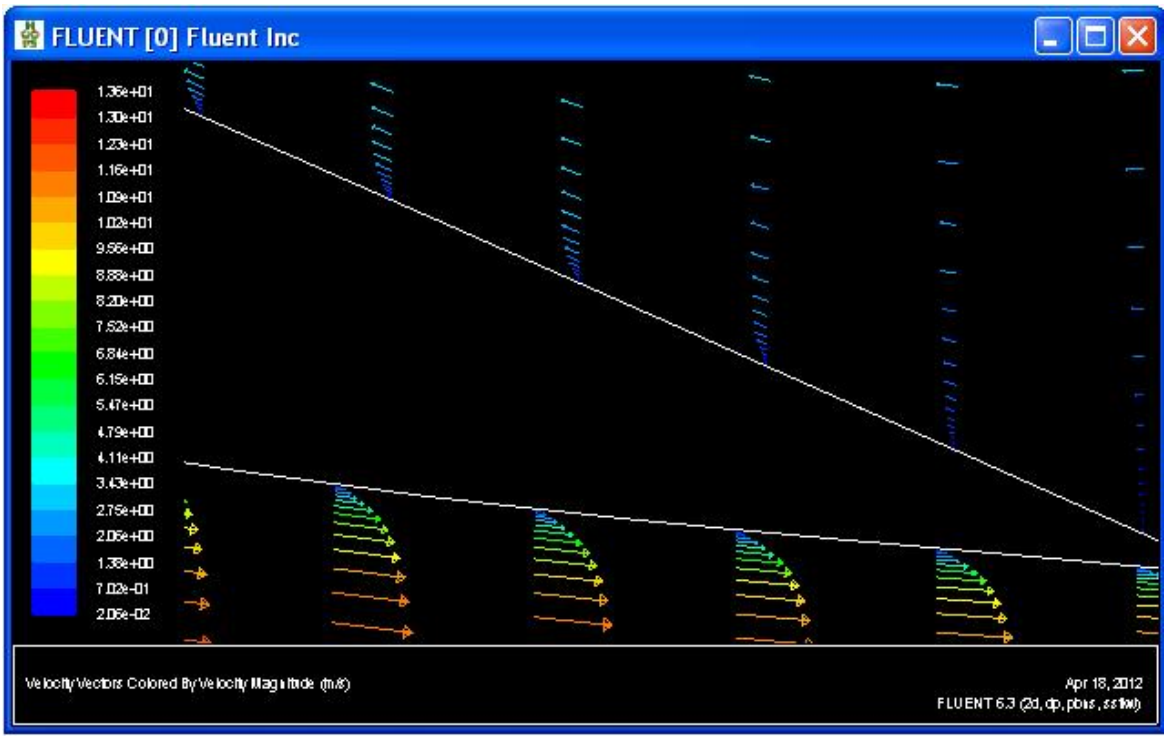



**Figure (4.29) : Champ de vitesse au bord de fuite pour l'incidence 15°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

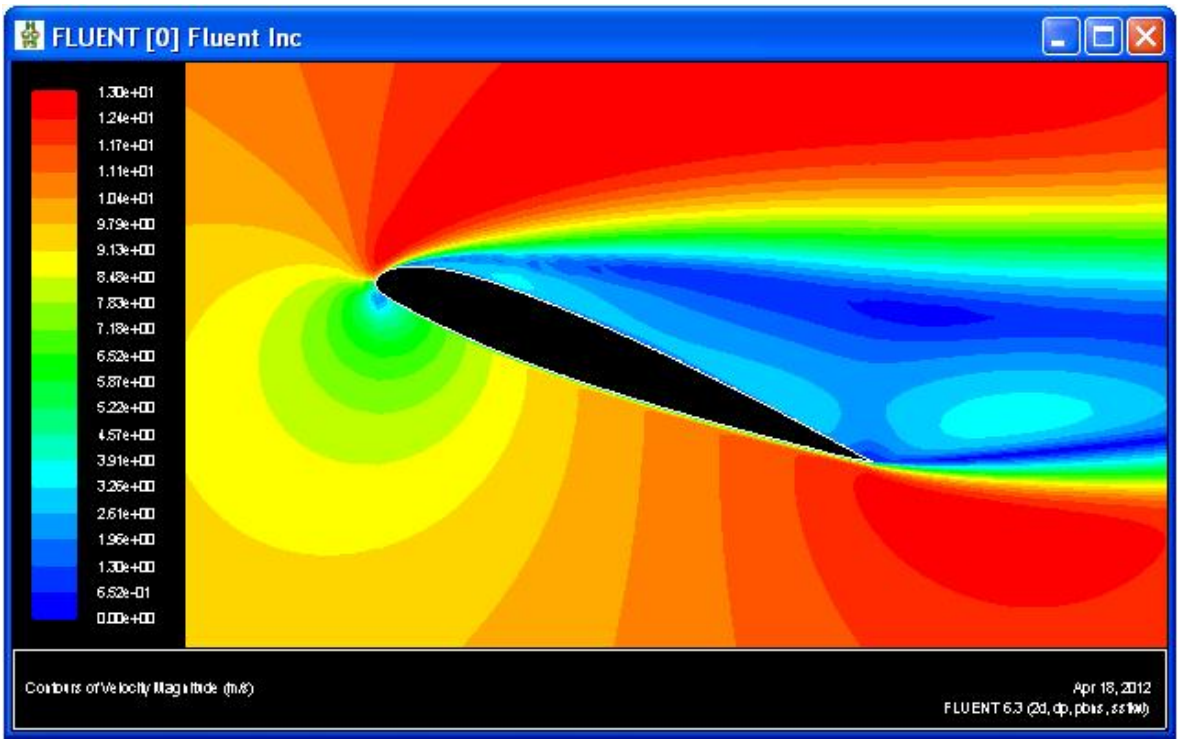



**Figure (4.30) : Contour de vitesse pour l'incidence 20°**

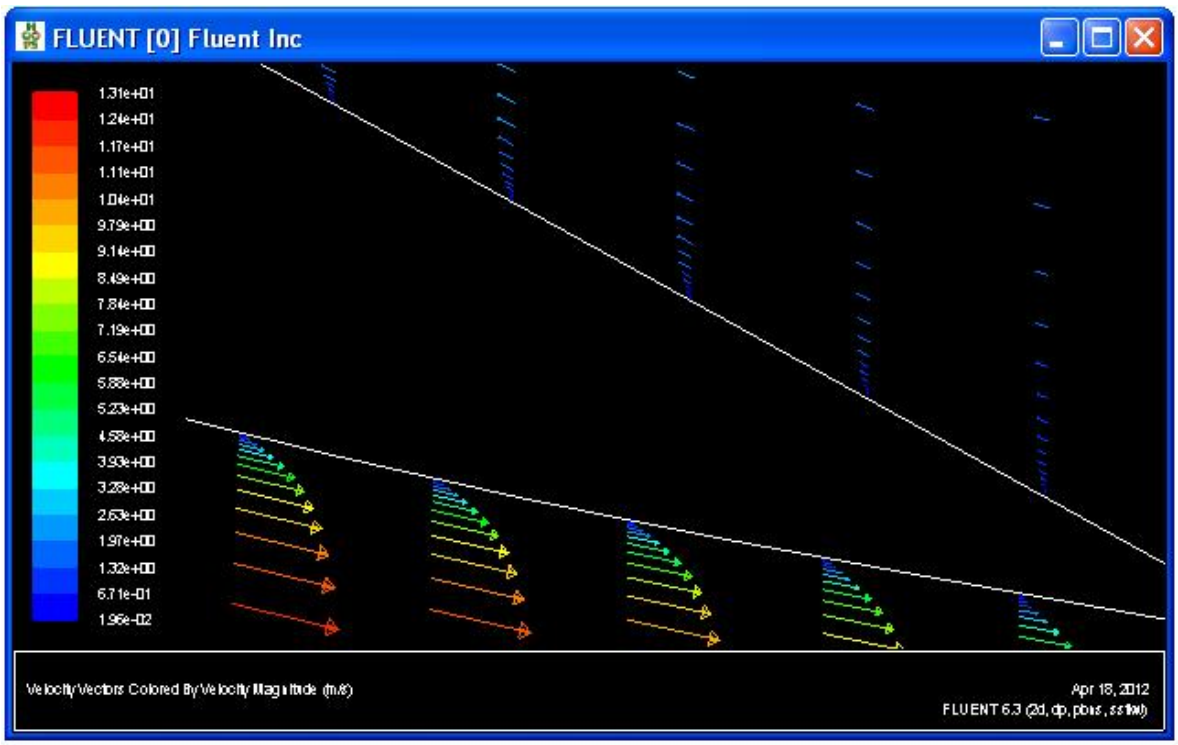



**Figure (4.31) : Champ de vitesse au bord de fuite pour l'incidence 20°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

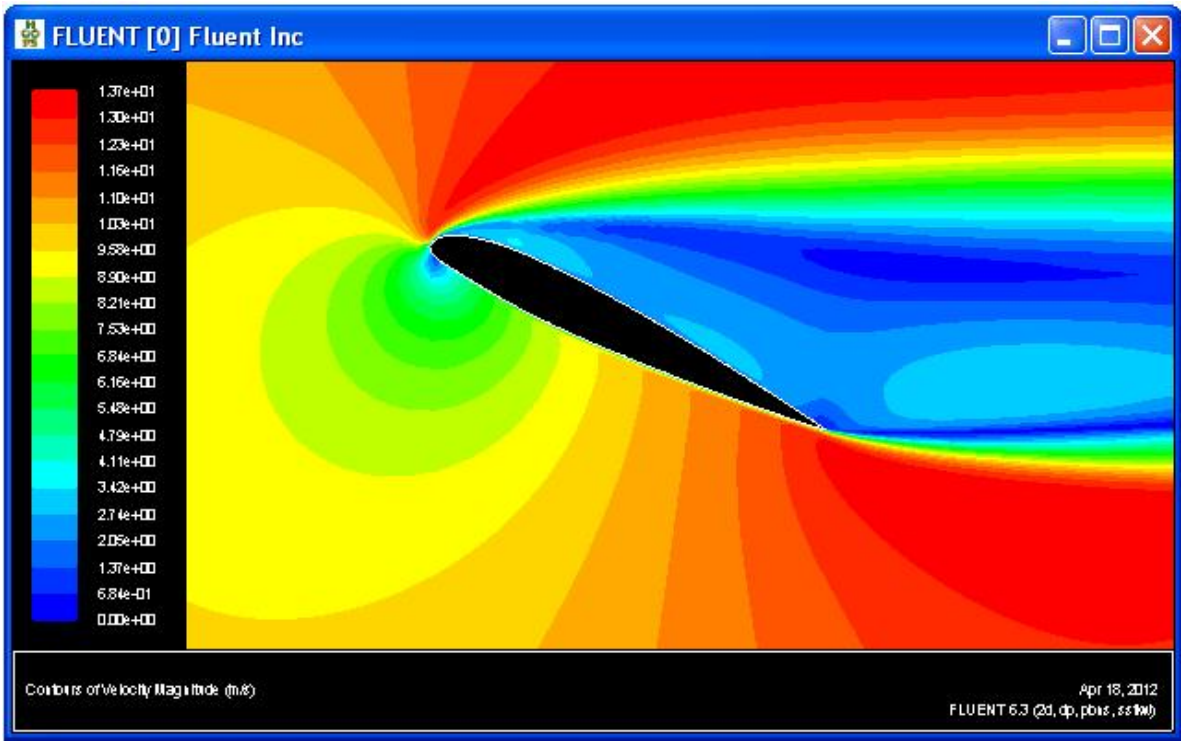



**Figure (4.32) : Contour de vitesse pour l'incidence 25°**

**Figure (4.33) : Champ de vitesse au bord de fuite pour l'incidence 25°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.2.2.4. Variation des coefficients de portance et de trainée :

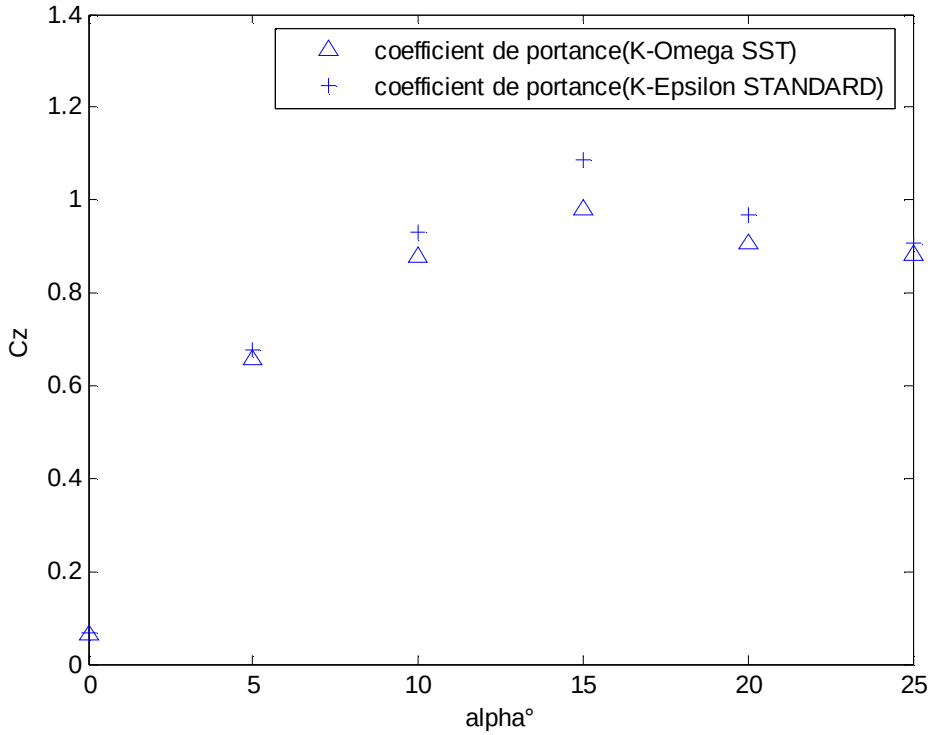



**Figure (4.34) : Variation de du coefficient de portance en fonction de l'incidence**

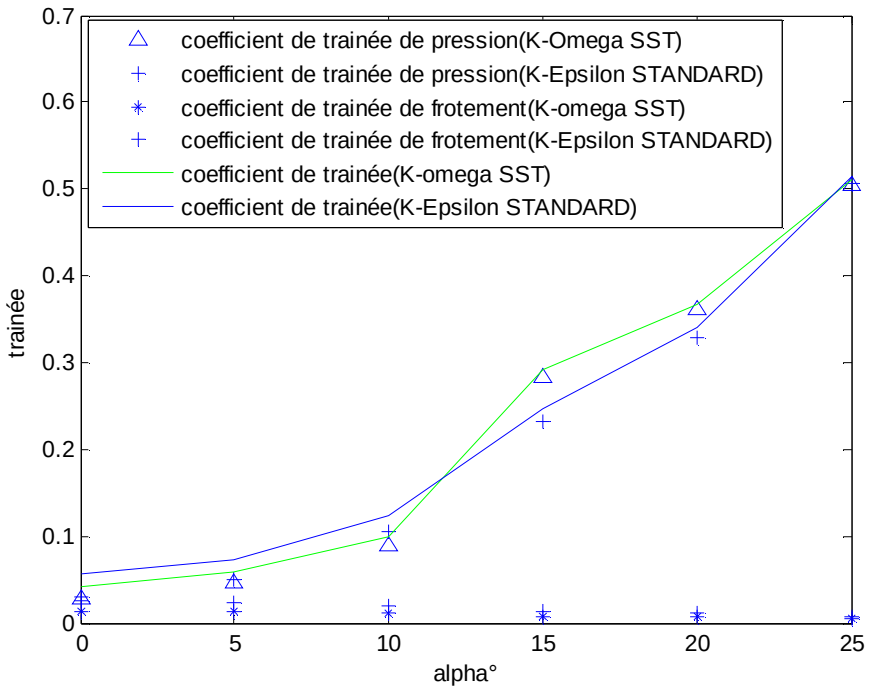



**Figure (4.35) : Variation de la trainée en fonction de l'incidence**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.2.3. Superposition des résultats expérimentaux et numériques :

Nous avons pris comme valeur de référence celles obtenues par [10] en soufflerie

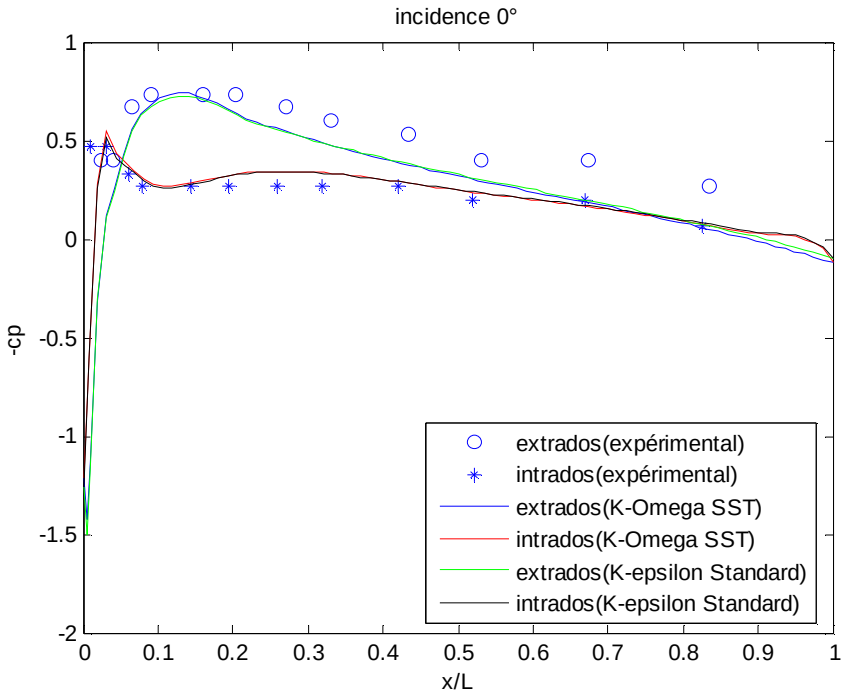



**Figure (4.36.a) : Comparaison des résultats expérimentaux et numérique pour le champ de pression**

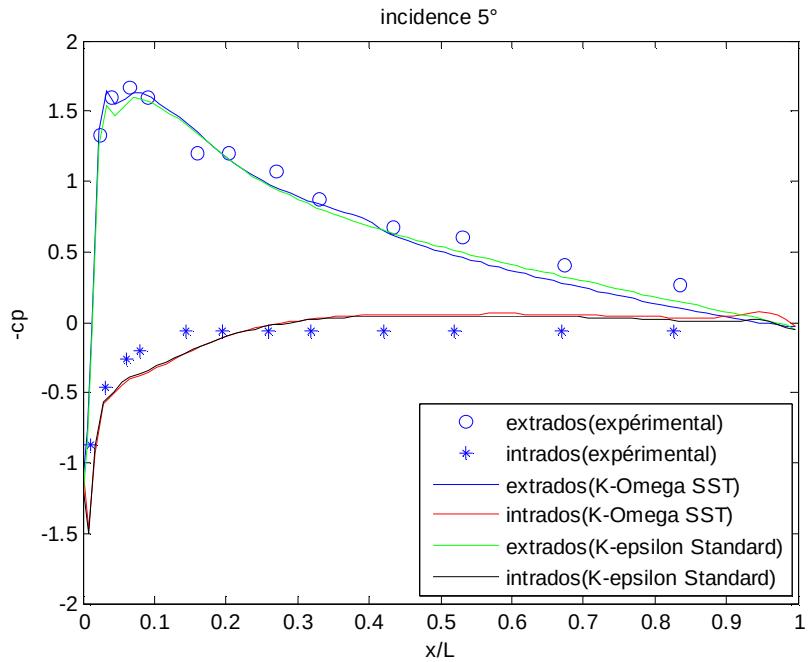



**Figure (4.36.b) : Comparaison des résultats expérimentaux et numérique pour le champ de pression**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

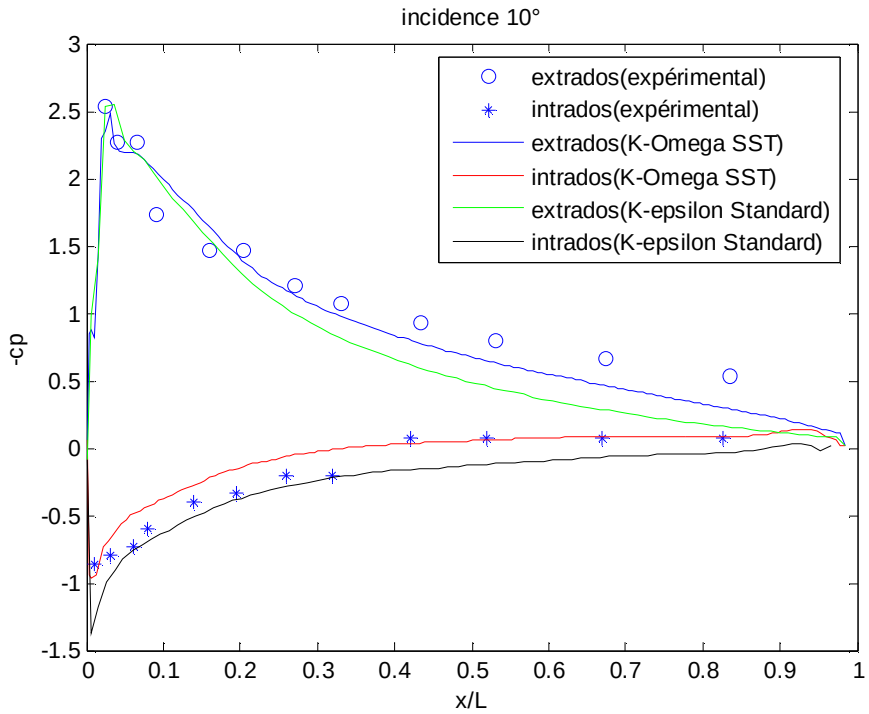



**Figure (4.36.c) : comparaison des résultats expérimentaux et numérique pour le champ de pression**

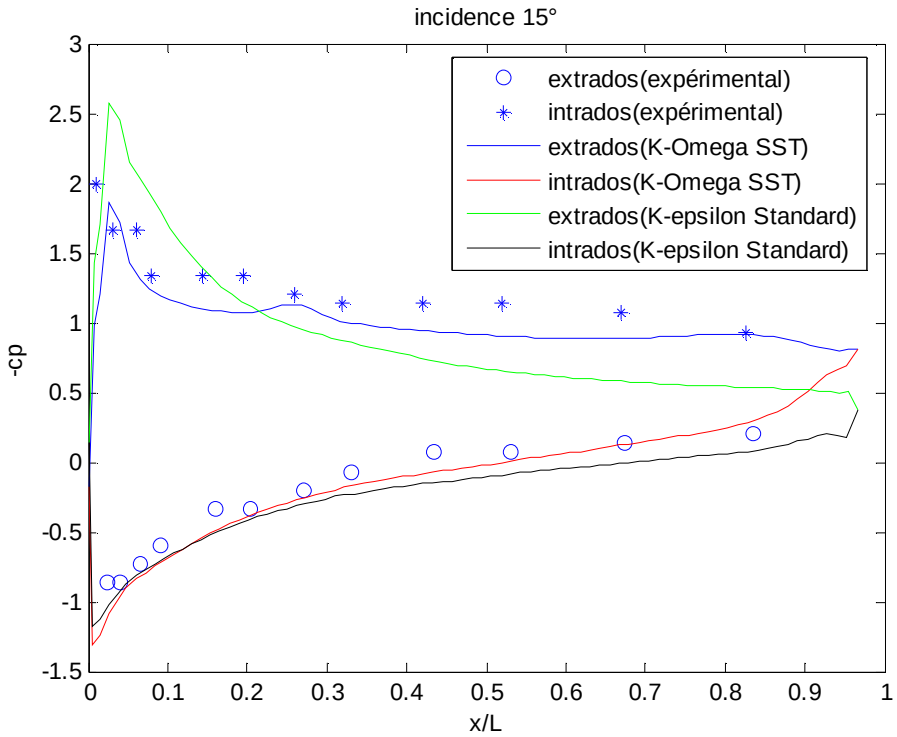



**Figure (4.36.d) : Comparaison des résultats expérimentaux et numérique pour le champ de pression**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

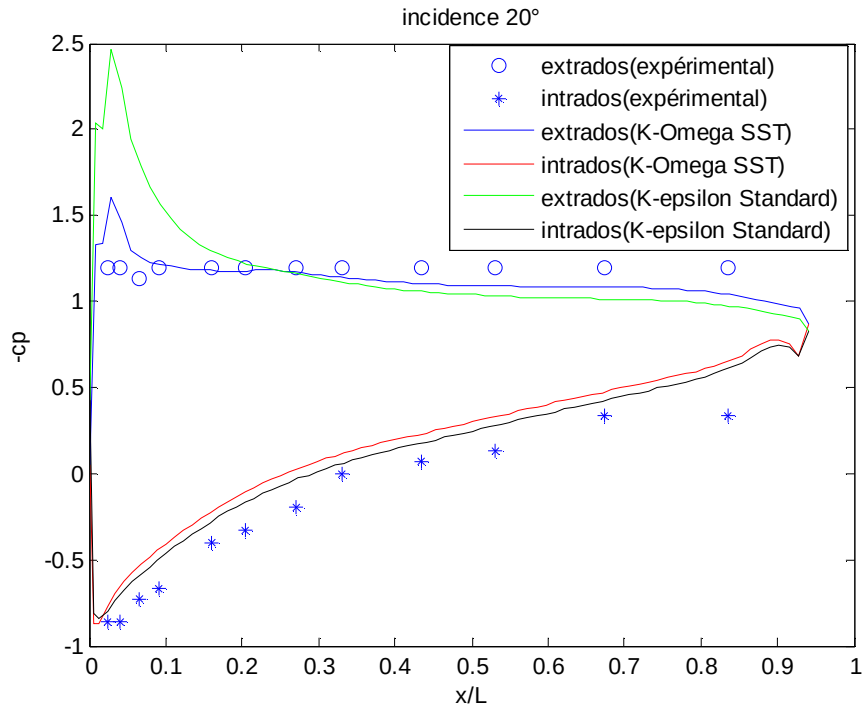



**Figure (4.36.e) : Comparaison des résultats expérimentaux et numérique pour le champ de pression**

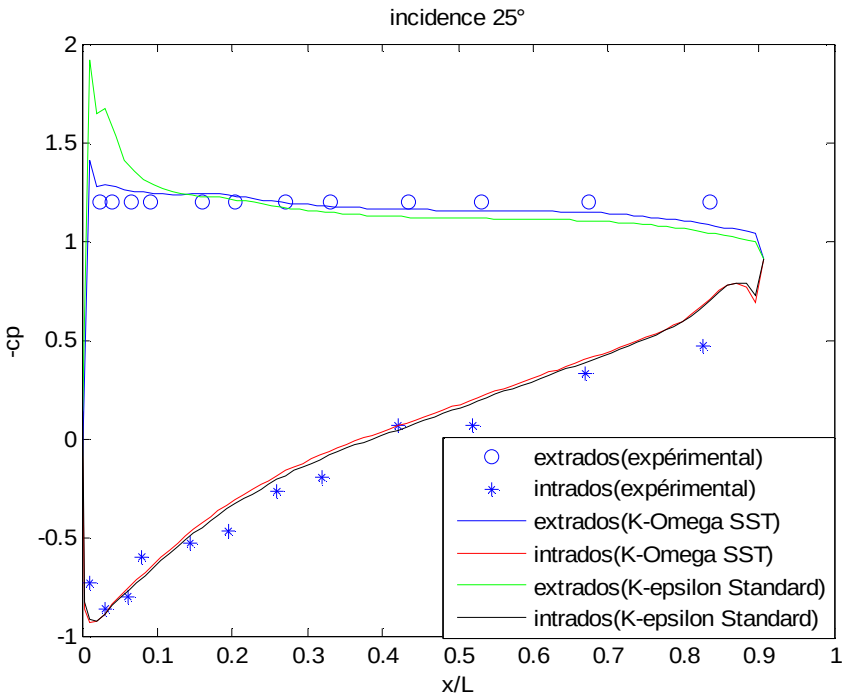



**Figure (4.36.f) : Comparaison des résultats expérimentaux et numérique pour le champ de pression**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

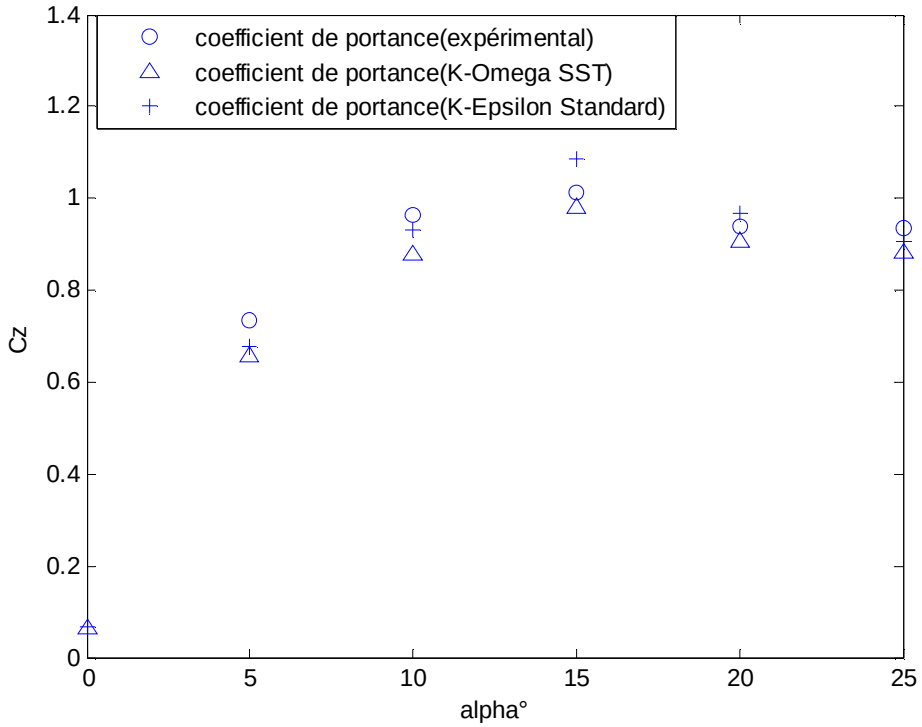
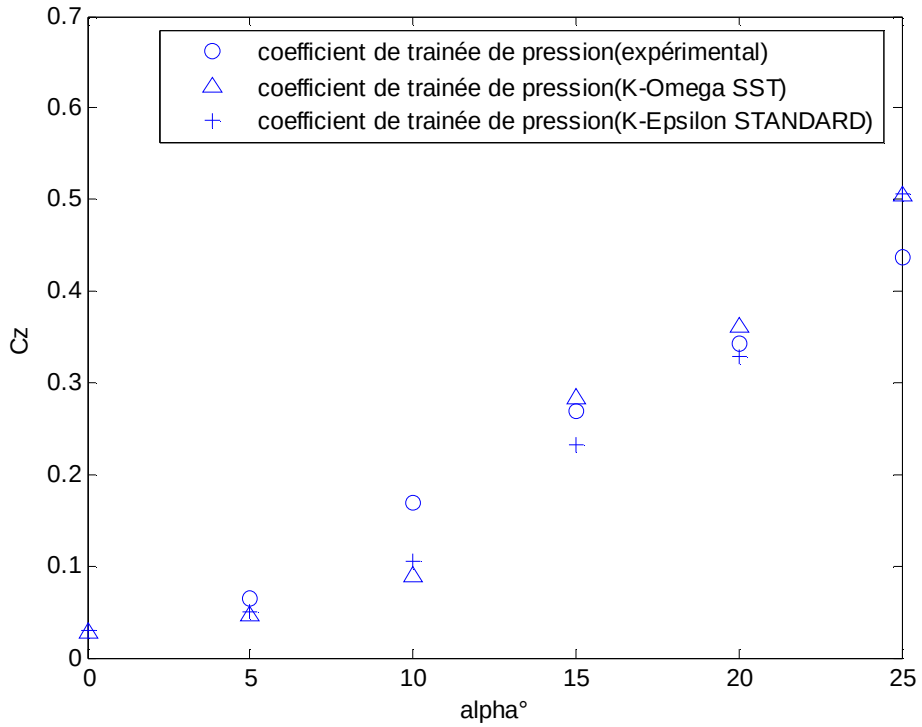



**Figure (4.37) : Evolution du coefficient de portance en fonction de l'incidence**




**Figure(4.38) : Comparaison des résultats expérimentaux et numériques pour la variation du coefficient de portance en fonction de l'incidence**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 4.2.4. Interprétation des résultats numériques :

### 4.2.4.1. Influence de l'incidence sur le contour de pression :

Pour l'incidence 0° nous avons une dépression sur l'intrados et l'extrados avec des intensités différentes dues à la forme du profil, figure (4.16).

Pour les incidences 5° et 10°, la dépression est seulement sur l'extrados avec une forte intensité sur la première moitié et sur l'intrados nous avons seulement une surpression, figure (4.17), figure (4.18).

A partir de l'incidence 15°, on remarque l'apparition d'une dépression à l'intrados au voisinage du bord de fuite et elle remonte jusqu'à gagner 50% de l'intrados à l'incidence 25°. Figures (4.19), (4.20) ,(4.21) .

### 4.2.4.2. Influence de l'incidence sur le champ de vitesse

A l'incidence 0° l'écoulement présente une augmentation de vitesse au premier 1/3 de l'extrados et deux zones de faibles vitesses au bord d'attaque et au bord de fuite, figure (4.22)

À l'incident 5° on remarque une diminution progressive de la vitesse à l'extrados au fur et à mesure que l'on s'approche du bord de fuite et cela sans décollement de la couche limite figure (4.24) et (4.25).

A partir de l'incidence 10°, on observe l'apparition du recirculation des lignes de courant au bord de fuite, a cause du décollement de la couche limite. En traçant la courbe de variation de du/dy en fonction de x/L sur FLUENT, nous avons pu localiser le point de décollement à: 20% de la corde à partir du bord d'attaque pour l'incidence 10°, et il s'approche du bord d'attaque jusqu'à atteindre 5% pour l'incidence 15°.

À l'incidence 25° la distorsion a gagné l'ensemble de l'extrados excepté le bord d'attaque, figure (4.28), (5.30) et (4.32).

### 4.2.4.3. Variation des coefficients de portance et de trainée

À faible incidence la variation du $\mathbf{C_z}$ est linéaire sa valeur atteint un maximum à l'incidence 15° au-delà de laquelle le $\mathbf{C_z}$ commence à chuter : c'est le décrochage. Pour ce qui est du $\mathbf{C_x}$, il subit une augmentation on fonction de l'incidence, sa valeur est due essentiellement à la trainée de pression, figure (4.34) et (4.35).



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 4.2.5. Comparaison des résultats expérimentaux et numériques

À l'incidence nulle les trois courbes suivent la même allure, la courbe expérimentale est au dessus de celles numériques par l'extrados avec une légère différence figure (4.36.a).

À l'incidence 5°, les courbes données par Fluent coïncide parfaitement avec la courbe expérimentale obtenue par mesure des pressions pour les deux modèles de turbulence, figure (4.36.b).

À l'incidence 10°, sur l'extrados : la courbe donnée par FLUENT (K-Omega) coïncide avec la courbe expérimentale avec une erreur relative moyenne tolérable (E=14%), l'autre courbe (K-epsilon) coïncide avec la courbe expérimentale mais a partir d'une distance de 30% de la corde l'écart est plus important ; sur l'intrados : on remarque un écart important entre les deux courbes données par FLUENT, la courbe (K-Omega) coïncide avec la courbe expérimentale figure (4.36.c).

À l'incidence 15°, la courbe données par FLUENT (K-Omega) coïncide avec la courbe expérimental avec une erreur relative moyenne tolérable (E=11%) sur l'extrados et l'intrados ; la courbe (K-epsilon) coïncide avec la courbe expérimental sur l'intrados, mais ce n'est pas le cas sur l'extrados où l'écart est important figure (4.36.d).

Aux incidences 20° et 25° on a un décrochage total, ceci se remarque aisément sur la courbe expérimentale, les courbes donnée par FLUENT (K-Omega) suivent la même allure avec la courbe expérimentale avec des valeurs peu différentes, sauf au bord d'attaque pour l'incidence 20° et au bord de fuite pour les incidences de 20° et 25°.

À faible incidence la variation du $C_z$ est linéaire sa valeur atteint un maximum à l'incidence 15° au-delà de laquelle le $C_z$ chute : c'est le décrochage. Pour ce qui est du $C_x$, il subit une augmentation en fonction de l'incidence, sa valeur est due essentiellement à la trainée de la pression, figure (4.37), (4.38).



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 4.3. Conclusion :

Dans cette étude, nous avons utilisé le logiciel FLUENT pour simuler l'écoulement incompressible, autour du profil d'ail NACA 23012. Nous avons examiné deux modèles de turbulence (k- Omega SST, K-Epsilon Standard) afin de déterminer le modèle le plus adapté pour ce cas d'écoulement.

Nous avons tout d'abord étudié l'évolution de l'écoulement en fonction de l'incidence. Des simulations pour des incidences allant de 0 à 25° avec un pas de 5° ont été réalisées. L'écoulement est ainsi attaché à faible incidence et décolle au bord de fuite vers 10°. Avec l'augmentation de l'incidence le décollement remonte l'extrados pour atteindre le bord d'attaque au décrochage. La figure (4.34) donne l'évolution du coefficient de portance. Ce dernier augmente avec l'incidence, atteint un maximum à l'incidence de décrochage (15°) et décroît par la suite. Le coefficient de trainée augmente avec l'incidence.

Dans la seconde étape de cette étude nous avons fait la comparaison des résultats donnés par la simulation avec les résultats expérimentaux afin de valider nos résultats, il ressorte que le modèle (K-Omega) SST est plus adapté dans ce cas.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Le contrôle de la couche limite consiste en des actions localisées pour modifier et contrôler, dans une certaine mesure, les phénomènes prenant naturellement naissance dans la couche limite (transition, séparation, …). Nous donnerons dans ce sous-chapitre, un aperçu général des objectifs recherchés par le contrôle et de quelques méthodes développées.

## 5.1. Pourquoi contrôler un écoulement ?

Le contrôle actif des écoulements, notamment dans le domaine de l'aérodynamique externe, est en plein développement car les enjeux économiques sont considérables. Comme le soulignent S. Tardu et L. Michelutti, une diminution de 10% de la traînée pour les avions de la flotte française correspondant à 30% à 40% des salaires du CNRS ! [20]
La réduction de la traînée n'est souvent pas le seul objectif. Par une action mécanique ou fluidique sur la couche limite, il est en effet possible de contrôler la transition laminaire-turbulent et le décollement éventuel de l'écoulement avec des effets sensibles sur la traînée mais aussi sur la portance ou encore l'émission acoustique. Il est d'autre part aussi possible, pour certaines applications, d'améliorer les transferts thermiques en paroi ou encore le mélange.

Ces différents objectifs ne sont pas nécessairement mutuellement exclusifs. On peut en particulier remarquer que la recherche d'un bon rapport portance/traînée est souvent délicate. Ainsi, si la couche limite devient turbulente, sa résistance à la séparation devient plus forte, et par conséquent, plus de portance peut être obtenue avec l'augmentation de l'angle de l'incidence.

Cependant, la traînée de frottement à la paroi pour une couche limite laminaire est beaucoup moindre que pour une couche limite turbulente. Toutefois, la couche limite laminaire ne peut accepter qu'un gradient de pression antagoniste très faible sans qu'il y ait séparation et donc perte de portance et augmentation de traînée de forme. Retarder la transition permet donc de limiter le frottement pariétal (et par conséquent la traînée de frottement) mais aussi de réduire le niveau de bruit induit par l'écoulement.

Il est donc nécessaire, lors de la détermination des variables à contrôler de prendre en compte les effets éventuels induits sur d'autres paramètres par ce contrôle.

## 5.2. Comment contrôler un écoulement ?

Il y a plusieurs façons différentes de classifier les stratégies de contrôle pour arriver à l'effet désiré. La Figure (5.1) illustre une classification basée sur l'énergie utilisée et le type de boucle de contrôle.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

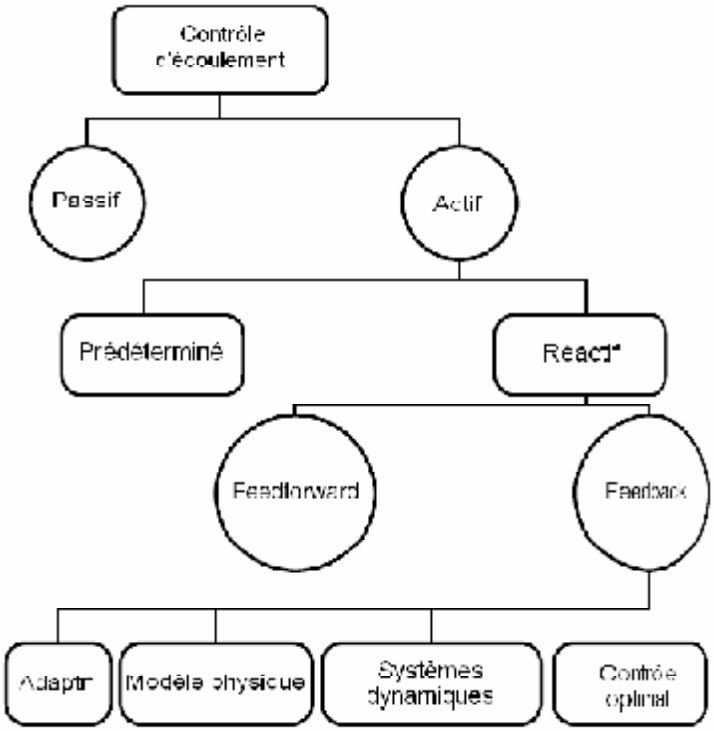



**Figure (5.1) : La classification des stratégies de contrôle** [20]

Les valeurs du nombre de *Reynolds* et de *Mach*, et les caractéristiques des instabilités d'écoulement sont importantes pour choisir le type de contrôle appliqué.

## 5.2.1 Le contrôle passif

Des recherches ont été effectuées pour utiliser des méthodes passives de contrôle d'écoulement, qui modifient l'écoulement sans avoir besoin de source d'énergie. Les techniques passives incluent

- Les modifications de géométrie pour modifier le gradient de la pression,
- L'utilisation de générateurs mécaniques fixes de vortex pour contrôler la séparation,
- Et le positionnement de rainures ou de *riblets* sur une surface pour réduire la traînée.

Les recherches au cours de la dernière décennie sur la réduction de traînée par des moyens passifs ont présenté des résultats décevants.

Dans la suite, nous présentons un exemple d'actionneurs passifs utilisés dans le contrôle d'écoulement.

### 5.2.1.1 Le générateur de vortex passif

Le principe est de créer des tourbillons longitudinaux de la taille des structures existantes dans la couche limite qui vont redonner de l'énergie au fluide dans la partie basse de la couche limite et ainsi en réduire la tendance au décollement. Ces moyens passifs sont efficaces et utilisés sur certains avions civils et de combat. Leur inconvénient est d'augmenter notablement la traînée dans tout le domaine du vol.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Figure (5.2) : Illustration d'un générateur de vortex passif type *tabs*, installés sur *Stewart Headwind*** [20]

La Figure (5.2) montre des générateurs de vortex passifs utilisés sur une aile d'avion léger. Les générateurs de vortex ont été expérimentalement validés et sont capables de produire un vortex longitudinal près de la paroi, qui joue un rôle important dans le contrôle de séparation d'écoulement.

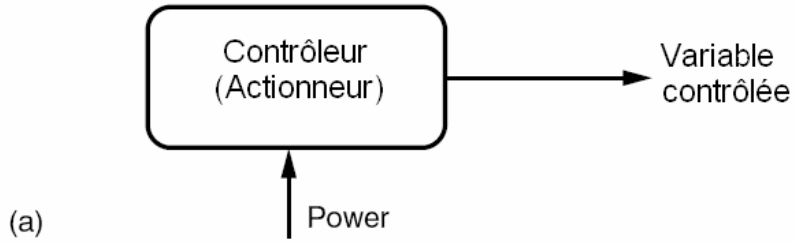
## 5.2.2 Contrôle actif

Dans la dernière décennie, des techniques de contrôle actif ont été développées, dans lesquelles une énergie ou une puissance auxiliaire est introduite dans l'écoulement.
Le contrôle actif peut être de deux types : **Prédéterminé** ou **Réactif**. En contrôle prédéterminé l'énergie est appliquée au niveau des actionneurs sans information sur l'état particulier de l'écoulement. La boucle de contrôle dans le contrôle prédéterminé est ouverte et il n'y a pas besoin de capteurs (Figure (5.3-a)). Ce type de contrôle actif peut cependant être très efficace pour modifier l'écoulement, si ses caractéristiques sont relativement constantes et proches de celles pour lesquelles la loi de contrôle a été élaborée.
Le contrôle réactif est une catégorie particulière de contrôle actif. La boucle de contrôle peut être de deux types :

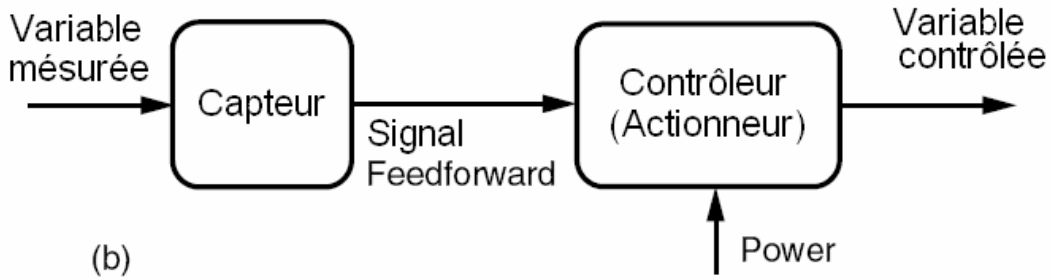
- Chaîne directe (*Feedforward*); dans ce cas les capteurs sont placés à l'amont de l'actionneur.
- Chaîne de retour (*Feed-back*); dans ce cas, les capteurs sont placés à l'aval de l'actionneur pour mesurer son influence sur les paramètres de l'écoulement. Les variables contrôlées sont comparées avec une variable référence à l'amont, une loi de contrôle étant utilisée pour moduler l'énergie entrante au niveau de l'actionneur (Figure (5.3-b), Figure (5.3-c)).



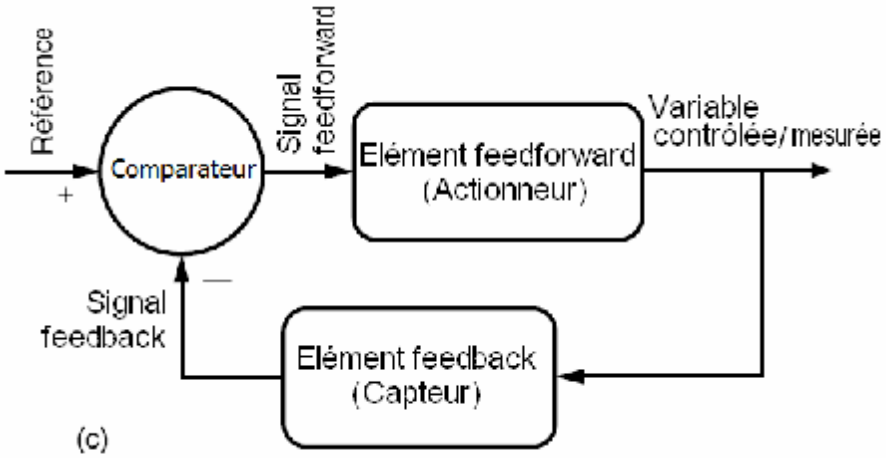
PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com




**Prédéterminé, boucle ouverte de contrôle**




**Réactif, *feedforward* - boucle ouverte de contrôle**




**Réactif, *feedback* - boucle fermée de contrôle**

**Figure (5.3) ; Les différents types de boucle de contrôle** [20]

Pour contrôler une séparation, par exemple, et du point de vue du contrôle, nous pouvons distinguer, selon la ligne de séparation, deux cas : stationnaire (*Stationary Separation Line - SSL*) ou mobile (*Moving separation line - MSL*) (Figure (5.4)).

Dans le cas de séparation de type *SSL*, les actionneurs se situent directement au point connu de séparation. Par contre, dans le cas d'écoulement de type *MSL*, ils doivent situer à proximité de la ligne de séparation dont la position est variable et inconnue à priori (Figure (5.6)). Dans le cas d'une aile, on trouve que la ligne de séparation de la couche limite se déplace avec l'augmentation de l'incidence. Ainsi pour contrôler cet écoulement au moyen d'actionneurs, il est nécessaire de connaître le lieu du point de séparation en temps réel pour activer seulement les actionneurs situés le long de la ligne de séparation. Les capteurs du bord d'attaque détectent le lieu de séparation pour activer les actionneurs



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

les plus proches de ce lieu. Parallèlement, les capteurs du bord de fuite détectent le lieu de rattachement de l'écoulement.

La Figure (5.4) montre le principe général pour les deux types d'écoulement (*SSL* et *MSL*). Dans les deux cas, les informations qui sont obtenues par les capteurs situés sur la surface sont transmises à un calculateur pour prédéterminer l'état du champ d'écoulement contrôlé. Les différences entre l'état mesuré et désiré de l'écoulement sont utilisées pour piloter les actionneurs d'une manière qui force l'écoulement vers l'état désiré.

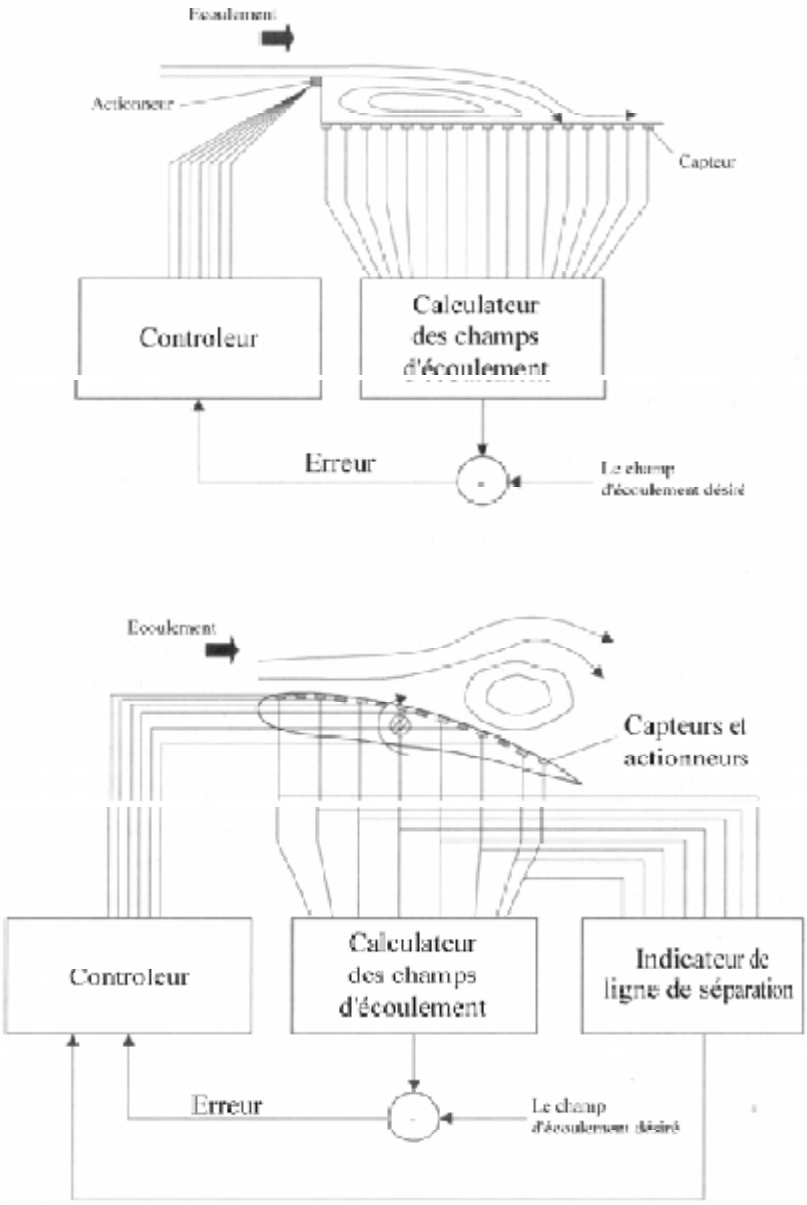



**Figure (5.4) : Diagramme blocs des systèmes de contrôle autonomes pour un écoulement de *SSL*(en haut) et *MSL* (en bas) [20]**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 5.2.2.1 Le générateur de vortex (actif)

Le principe identique à celui du générateur passif est de créer des tourbillons longitudinaux de la taille des structures existantes dans la couche limite qui vont "redynamiser" le fluide dans la partie basse de la couche limite et ainsi en réduire la tendance au décollement. La Figure (5.5) montre un générateur de vortex (actif) conçu par Abe et al. [14] de type jet soufflant. Il faut les distribuer correctement sur la surface pour réduire au minimum la traînée supplémentaire (par comparaison aux générateurs de type passif) induite par la masse de fluide injectée dans la couche limite.

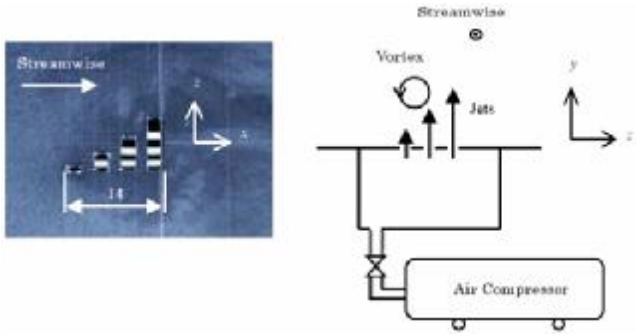



**Figure (5.5) : Illustration d'un générateur de vortex actif de type *Multiple Hole*** [20]

### 5.2.2.2 L'aspiration et le soufflage de la couche limite

Le principe de l'aspiration de la couche limite est basé sur un changement de la distribution de vitesse $U_\infty(x)$ de l'écoulement externe par l'aspiration de l'écoulement, au niveau d'une fente par exemple. Cela accélère l'écoulement en aval du point d'aspiration. Le résultat est une diminution considérable de la traînée (comme le montre la Figure (5.7)), une résistance plus forte au gradient de pression antagoniste (en aval de la fente d'aspiration, le développement de la couche limite recommence à partir d'une épaisseur faible voire nulle). La Figure (5.6) illustre l'effet de l'aspiration sur le profil de vitesse dans la couche limite.

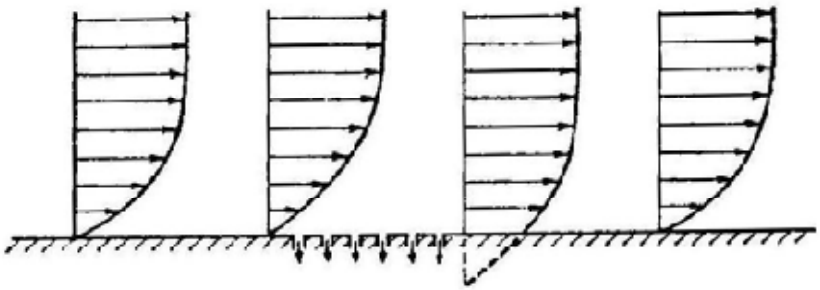


**Figure (5.6) : Contrôle aérodynamique de la couche limite par aspiration Aspects successifs du profil des vitesses**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

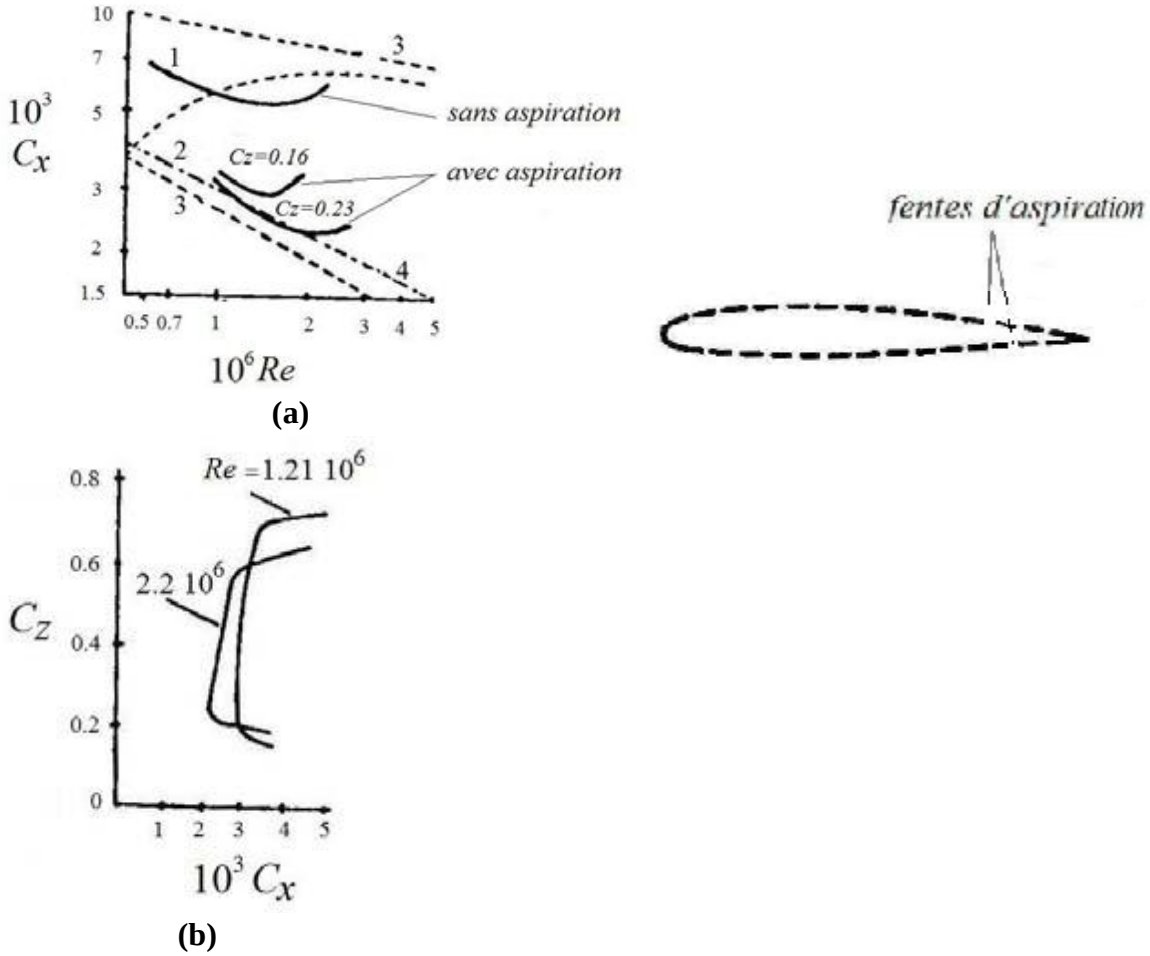



**Figure (5.7) : L'effet d'aspiration sur *Cx* et *Cz*** [20]

**a) Variation de $C_x$ en fonction de *Re* : 1- profil sans aspiration, 2- pour le même profil avec aspiration, 3- pour une plaque plane horizontale sans aspiration, 4- pour plaque plane horizontale avec aspiration**
**b) Polaire d'une aile avec aspiration de la couche limite.**

La Figure (5.8) montre une visualisation de l'écoulement autour d'un cylindre réalisée par *Prandtl* en 1904. L'aspiration est appliquée par une fente sur l'extrados. L'écoulement a suivi la surface sur laquelle l'aspiration a été appliquée, ce qui repousse le point de séparation loin en aval.

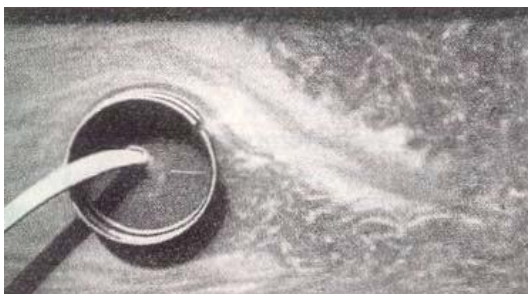


**Figure (5.8) : Ecoulement autour d'un cylindre avec aspiration de la couche limite d'un seul côté** [20]

La séparation peut aussi être contrôlée en ajoutant de l'énergie cinétique (quantité de mouvement) au fluide à faible vitesse dans la couche limite (soufflage tangentiel).



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

La Figure (5.9) illustre le principe de la technique du soufflage tangentiel.

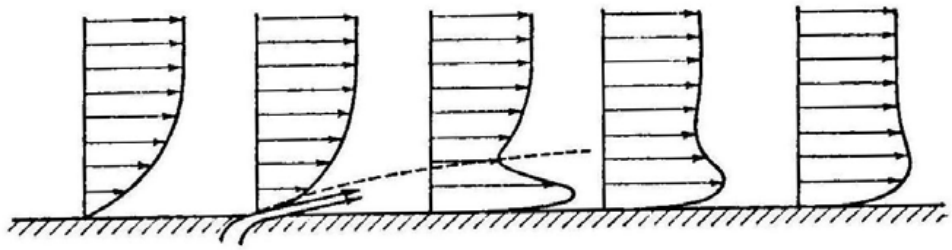


**Figure (5.9) : Contrôle de la couche limite par soufflage tangentiel Aspects successifs du profil des vitesses** [20]

La Figure (4.10) illustre l'influence de soufflage sur une aile équipée d'un volet, braqué à 45°, avec soufflage au niveau de l'articulation.

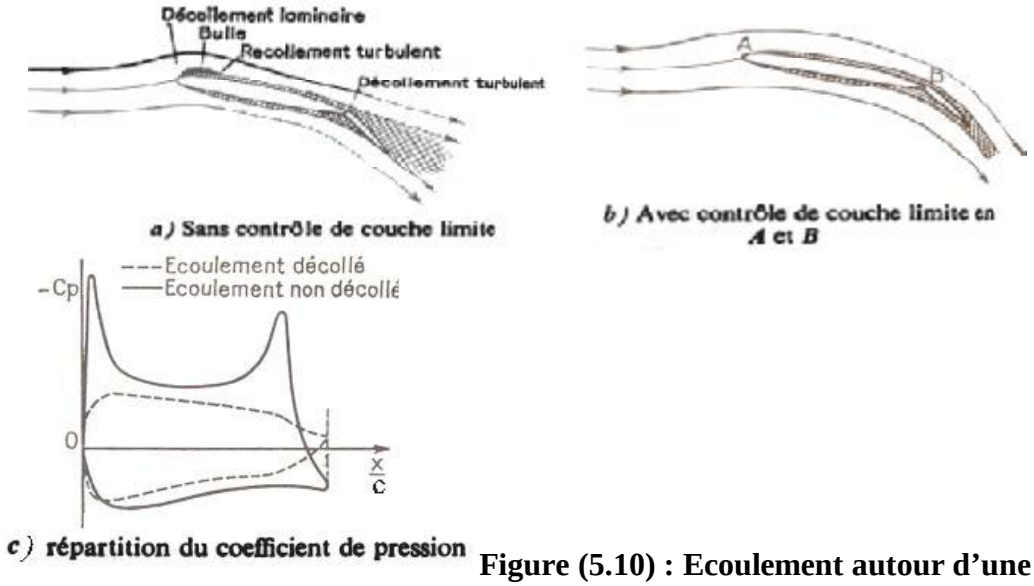



**Figure (5.10) : Ecoulement autour d'une aile aux grands angles d'incidence** [20]

Dans tous les cas, il faut toujours, pour estimer l'efficacité du contrôle réalisé, tenir compte de l'énergie exigée par l'application de l'aspiration ou du soufflage.

### 5.2.2.3 Le jet synthétique

De nombreux auteurs ont étudié en cours des dernières années les actionneurs fluidiques capables de générer un jet synthétique. Comme l'illustre la Figure (5.11), ces actionneurs sont constitués d'une cavité, d'une membrane activable par exemple piézoélectriquement et d'un orifice. Le jet synthétique est formé à partir du fluide ambiant. L'actionneur éjecte donc une masse de fluide égale à celle qu'il aspire. C'est pourquoi on l'appelle *zero-net-mass* jet. Il transfère une quantité de mouvement dans l'écoulement principal. L'interaction entre le jet et l'écoulement externe proche, peut entraîner dans certaines configurations la formation d'une zone de recirculation, et par conséquent, une modification de la couche limite de l'écoulement.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

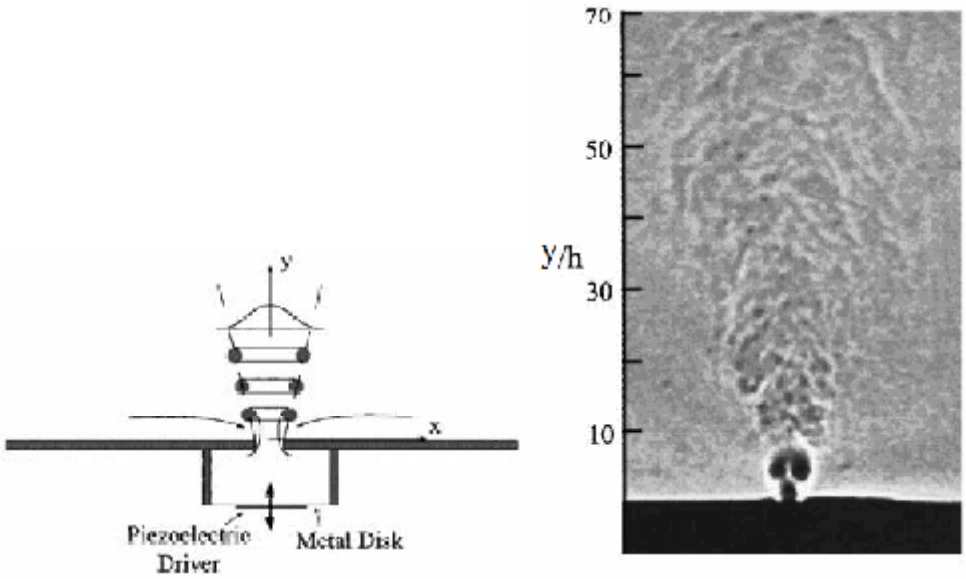



**Figure (5.11) : Jet synthétique**

La comparaison des différents essais de l'´etat de l'art est une tache très ardue tant les configurations sont différentes. Récemment, Stanislas et al. ont utilisé une configuration de veine d´enveloppée dans le cadre du projet européen AEROMEMS 2 pour optimiser et comparer les effets de VG mécaniques et fluidiques. Cette configuration stable permet de mieux analyser les différences entre ces différents systèmes. L'état de l'art dans le domaine des VG fluidiques continus [11] est d'ailleurs repris de leurs travaux. Les paramètres géométriques utilisés sont d´écrits dans le tableau 5.1. [22]

| Configuration | | VG type | $\alpha(°)$ | $\beta(°)$ | $\Phi/\delta$ | $\lambda/\Phi$ | $L/\Phi$ | $V_{Re}$ |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Lin [12] | APGBL (Ramp) | CoR | 90±30 | $20 \pm 5$ | 0.024 | 38.4 | - | 6.8 |
| Johnston [13] | APGBL (Ramp) | CtR CoR | 90 | 45 | 0.42 | 32 16 | 16 | 1 |
| Johnston [14] | ZPGBL | Single jet | 45-90 | 45 | 0.45 | - | - | 1.3 |
| Selby [15] | APGBL (Ramp) | CtR CoR | 90 60 | 45 15 | 0.024 | 77 38 | 38 | 6.8 |
| Zhang [16] | ZPGBL | Single jet | 45 | 45 | 0.43 | - | - | 1 |
| Khan [17] | ZPGBL | Single jet | 60 | 30 | 0.5 | - | - | 1.5 |
| Stanislas [18, 11] | APGBL (Bump) | CoR CtR | 45-90 | 45 | 0.024-0.036 | 16.7-6 32 | - 8-32 | 1.6-4.7 |

ZPGBL: zero pressure gradient boundary layer, APGBL: adverse pressure gradient boundary layer
$V_{Re}$: velocity ratio, CoR: Co rotatif, CtR: Contrarotatif

**Tableau (5.1) : comparatif de différentes configurations de VG fluidiques continus dans la littérature. Issu de [11]**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Ø Elément dimensionnant pour les actionneurs fluidique [21]**

Ce type de dispositif à deux objectifs, apporter de l'énergie à la couche limite en accélérant les zones les plus lentes, et créer des structures tourbillonnaires qui vont homogénéiser la vitesse en proche paroi.

Les paramètres de ces actionneurs sont la position, la forme, l'inclinaison du jet mais aussi la vitesse du jet ainsi que sa fréquence d'oscillation. Dans cette étude nous nous sommes concentrés sur la vitesse et la fréquence. On introduit les grandeurs adimensionnelles correspondantes, le coefficient de quantité de mouvement, la fréquence adimensionnée et la vitesse relative. Ces grandeurs permettent de comparer nos simulations avec les expériences et simulations disponibles dans la bibliographie.

- **Coefficient de quantité de mouvement**

Il représente la quantité de mouvement du jet adimensionnée par la pression dynamique de l'écoulement.

$$C_\mu = \frac{\rho_j h_j U_j^2}{\frac{1}{2}\rho_\infty c U_\infty^2} \tag{5.1}$$

Ce coefficient est utilisé pour décrire l'énergie apportée à l'écoulement

- **Fréquence adimensionnée**

Ce paramètre n'est autre que la fréquence de fonctionnement de l'actionneur adimensionnée par une fréquence caractéristique du système non actionné. Cette dernière fréquence correspond à une fréquence de propagation de l'écoulement.

$$F^+ = \frac{f_j c}{U_\infty} \tag{5.2}$$

- **Vitesse relative**

Cette grandeur a pour seul intérêt de permettre une comparaison rapide entre la vitesse du jet et la vitesse de l'écoulement à l'infini.

$$V_R = \frac{U_j}{U_\infty} \tag{5.3}$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Dans ce que va suivre, nous allons simuler l'écoulement autour du profil NACA 23012, où un contrôle actif fluidique du décollement de la couche limite par jet continu (soufflage) sera appliqué.

## 5.3. Simulation numérique :

Le modèle de turbulence choisi est un modèle de concept de viscosité turbulente à deux équations de transport. Il s'agit du modèle (k,ω) SST qui est le plus adapté au calcul des écoulements décollés.

### 5.3.1. Conditions de calcul :

Le profil NACA 23012 considéré a une corde de 0,1m. La vitesse de l'écoulement est de 10m/s (même profil et conditions d'écoulement que l'étude précédente). La température est constante et égale à 300°K.

Pour mailler correctement le domaine, ce dernier est divisé en 10 zones. Le découpage de la boîte de calcul permettra la réalisation d'un maillage structuré du type quadratique qui comporte des avantages cités dans la première partie. Après avoir étudié la dépendance en maillage, le maillage retenu contient 79260 cellules.

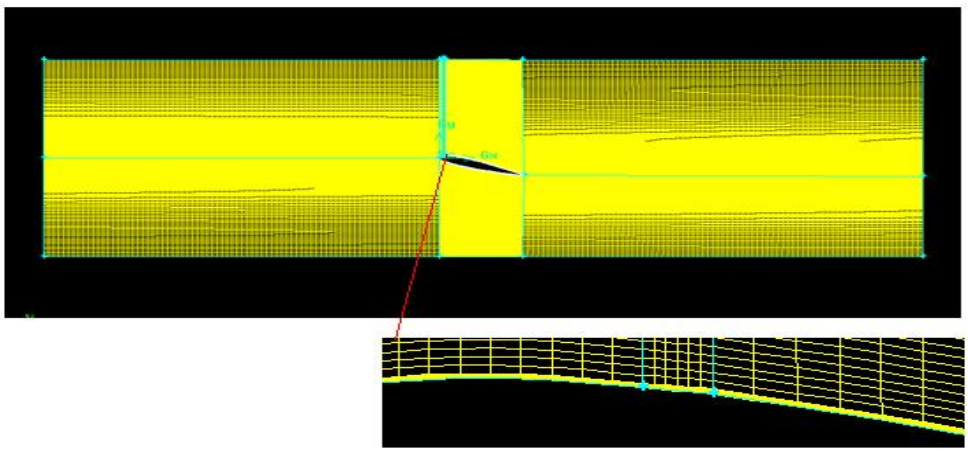


**Figure (5.12) : Géométrie maillée**

L'actionneur est défini comme une condition aux limites sur le profil. Nous allons étudier l'impact de la position du jet. Trois maillages différents ont été réalisés : avec un jet placé à 15% de corde du bord d'attaque, un jet à 35% et un dernier à 55%.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

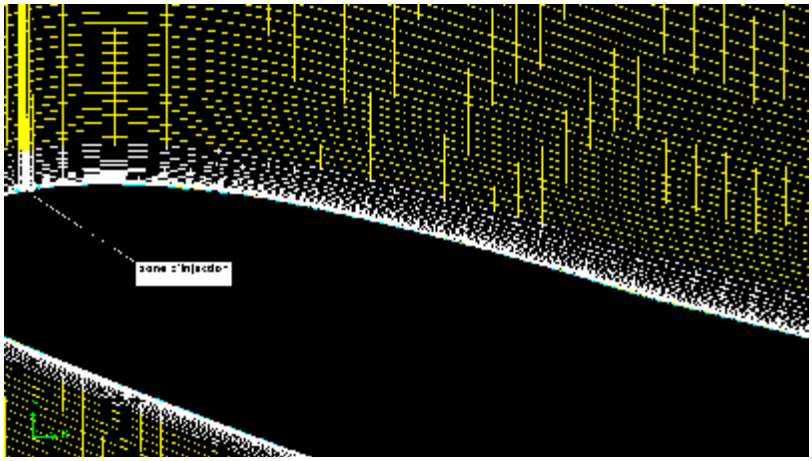



**Figure (5.13) : Position du jet sur le profil**

## 5.4. Résultats de la simulation :

### 5.4.1 Caractérisation de l'écoulement sans contrôle

Nous avons tout d'abord étudié l'évolution de l'écoulement en fonction de l'incidence. Des simulations pour des incidences allant de 0 à 25° avec un pas de 5° ont été réalisées. L'écoulement est ainsi attaché à faible incidence et décolle au bord de fuite vers 10°. Avec l'augmentation de l'incidence le décollement remonte l'extrados pour atteindre le bord d'attaque et c'est le décrochage. La figure (5.34) donne l'évolution du coefficient de portance. Ce dernier augmente avec l'incidence, atteint un maximum à l'incidence de décrochage (15°) et décroît par la suite.

Le cas précédent sans contrôle sera donc notre cas de référence. Nous allons maintenant appliquer le contrôle à l'aide d'un jet continu. On cherchera à déterminer la meilleure position et la meilleure inclinaison pour obtenir l'amélioration maximale de la portance. Nous avons choisi d'étudier trois positions du jet 15%, 35% et 55% de la corde, quatre inclinaisons $\beta$=25°, $\beta$ =50°, $\beta$ =70° et $\beta$ =90° et quatre vitesses 10, 20, 30 et 40 m/s et la vitesse $U_\infty = 10$ m/s.

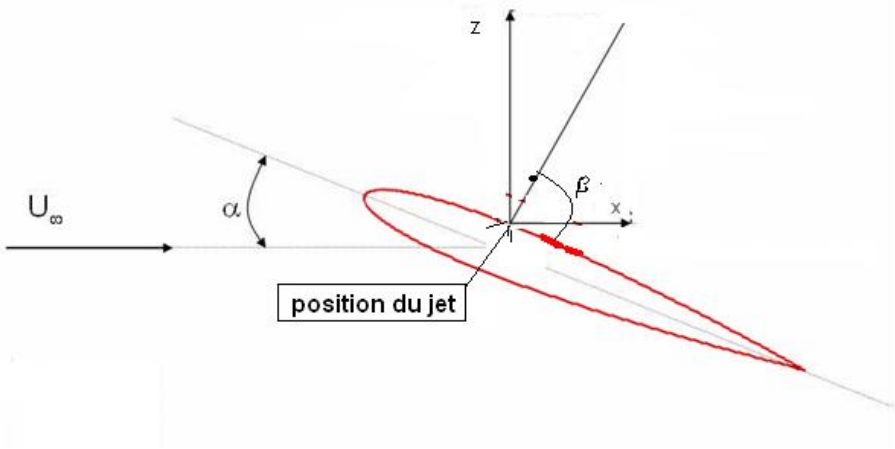



**Figure (5.14) : Inclinaison du jet sur le profil**

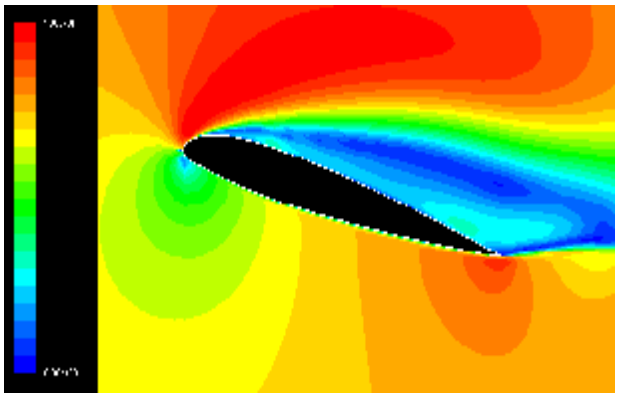


PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

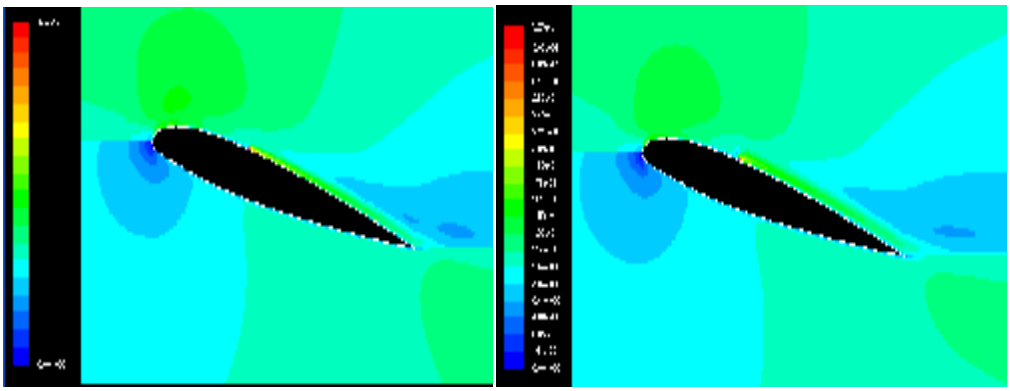
### 5.4.2 Effet de l'inclinaison du jet

#### 5.4.2.1 Effet sur les lignes de courant et le Cp:

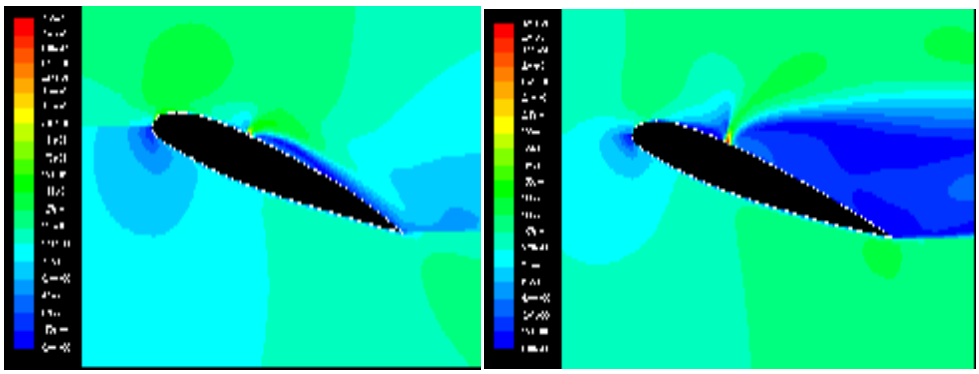
Le premier paramètre étudié est l'inclinaison du jet. Nous allons présenter les résultats obtenus pour les incidences du profil de 15° et un jet placé à 35% de corde du bord d'attaque, pour la vitesse du jet de 30 m/s



**(a)**



**(b)** **(c)**

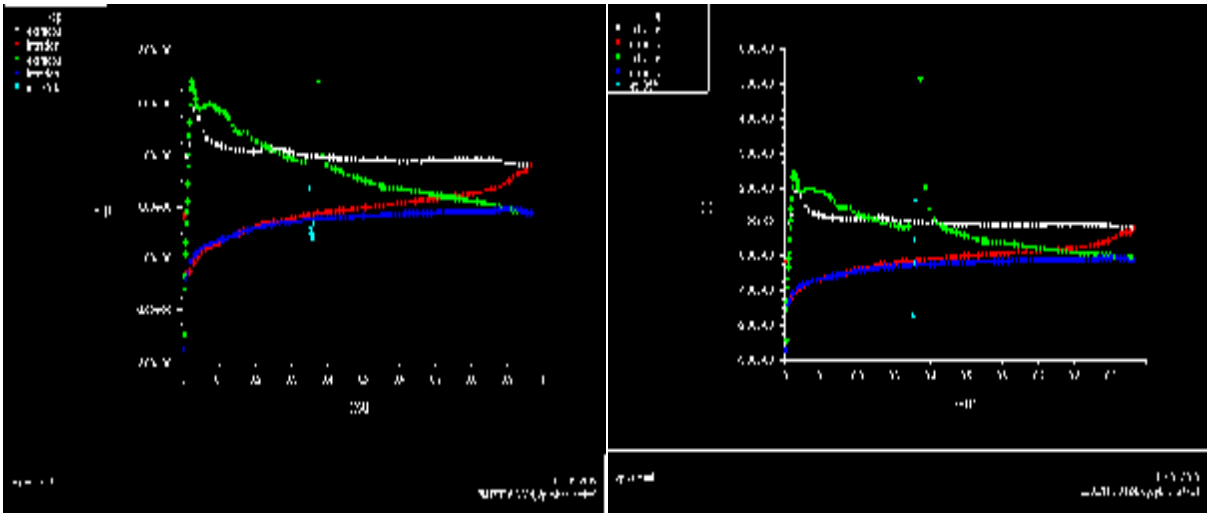


**(d)** **(e)**

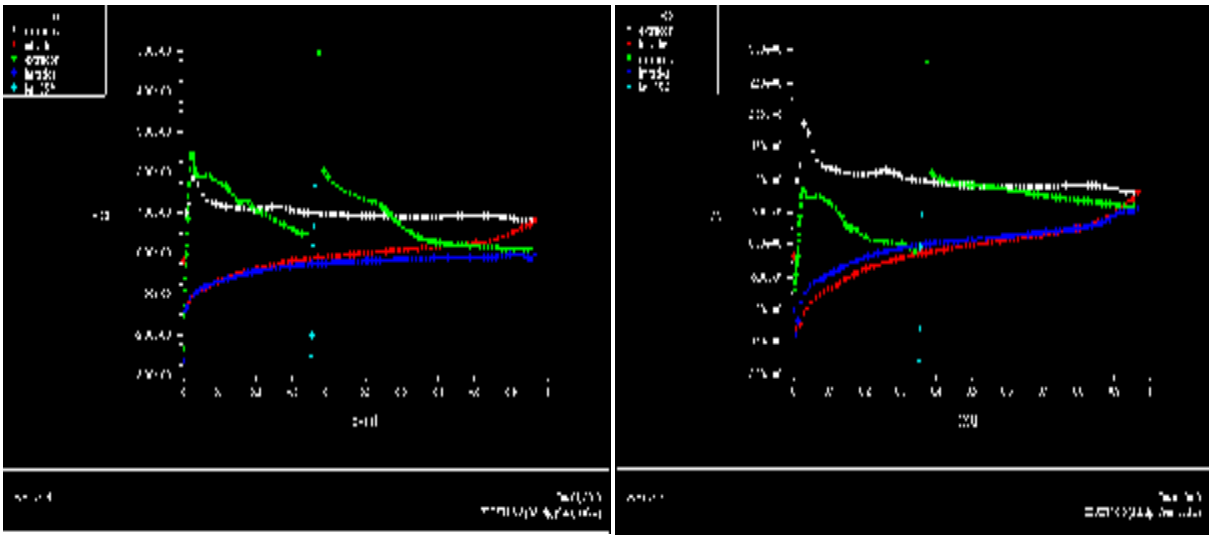
**Figure (5.15) : Effet de l'inclinaison du jet sur les lignes du courant (α=15°, position 35%) (a) : sans contrôle, (b) β=25°, (c) β=50°,(d) β=70°(e) β=90°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com



(a) (b)



(c) (d)

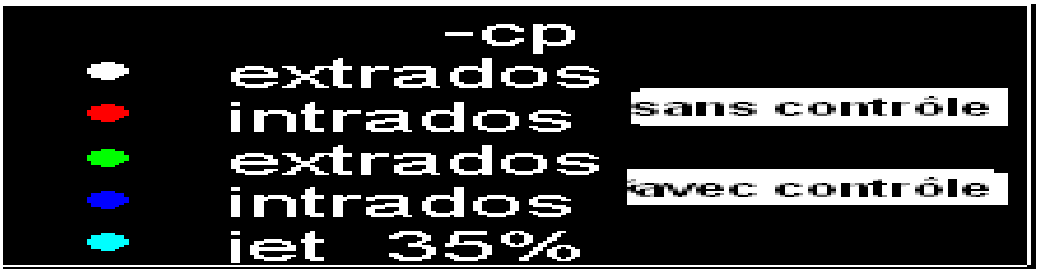



**Figure (5.16) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cp (α=15°, position 35%)**
**(a) β=25°, (b) β=50°, (c) β=70° (d) β=90°**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 5.4.2.2 Effet sur le Cz et le Cx :

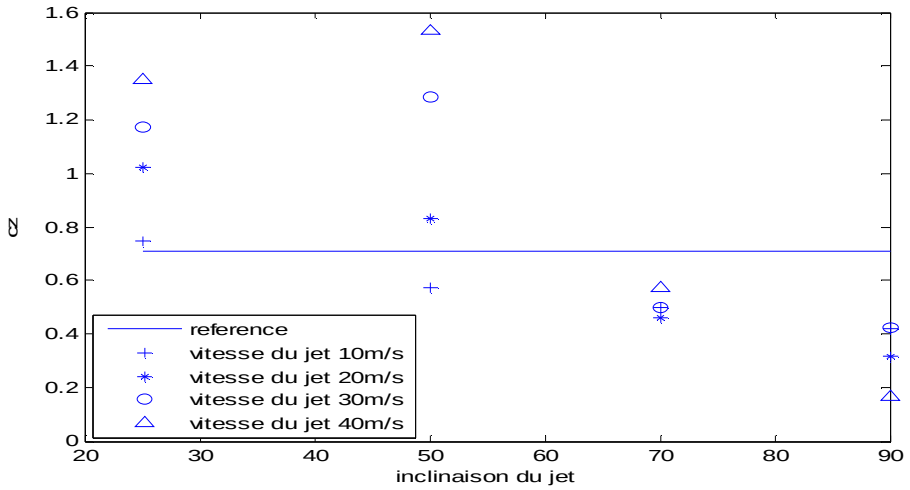



**Figure (5.17) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz (α=10°, position 15%)**

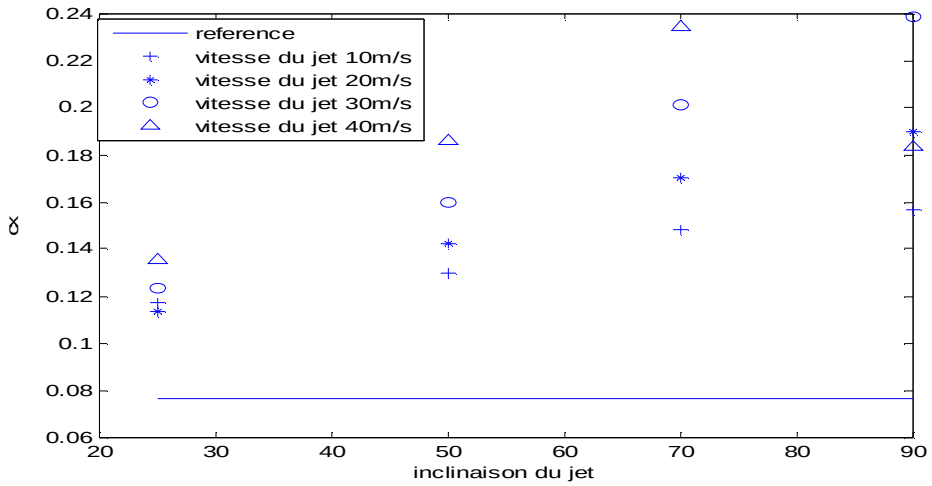



**Figure (5.18) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cx (α=10°, position 15%)**

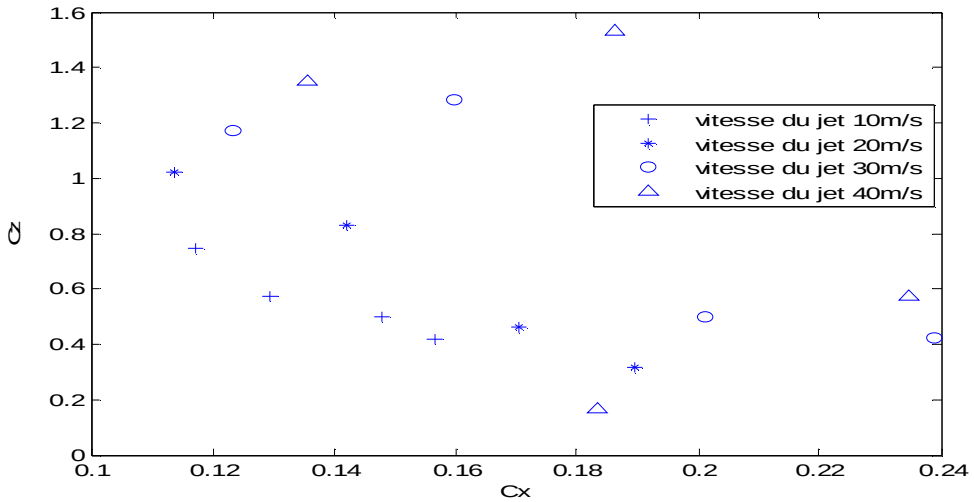



**Figure (5.19) : Polaire pour α=10°, position 15%**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

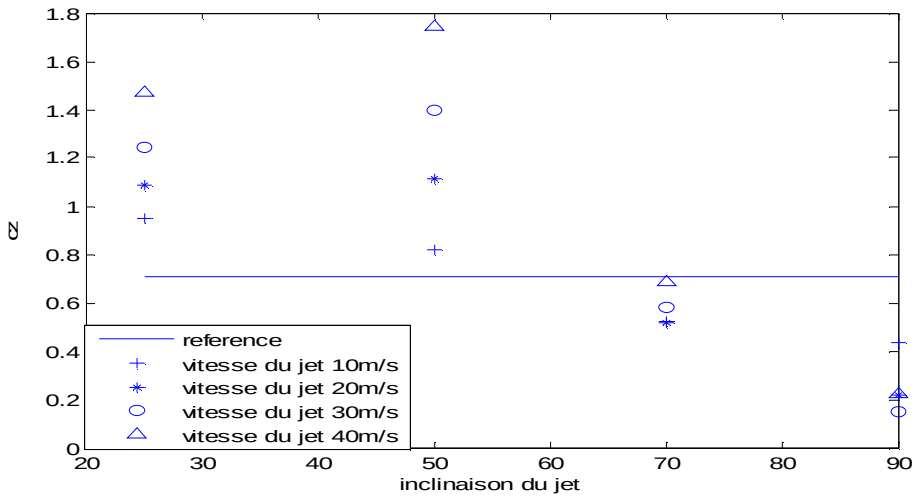



**Figure (5.20) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz (α=10°, position 35%)**

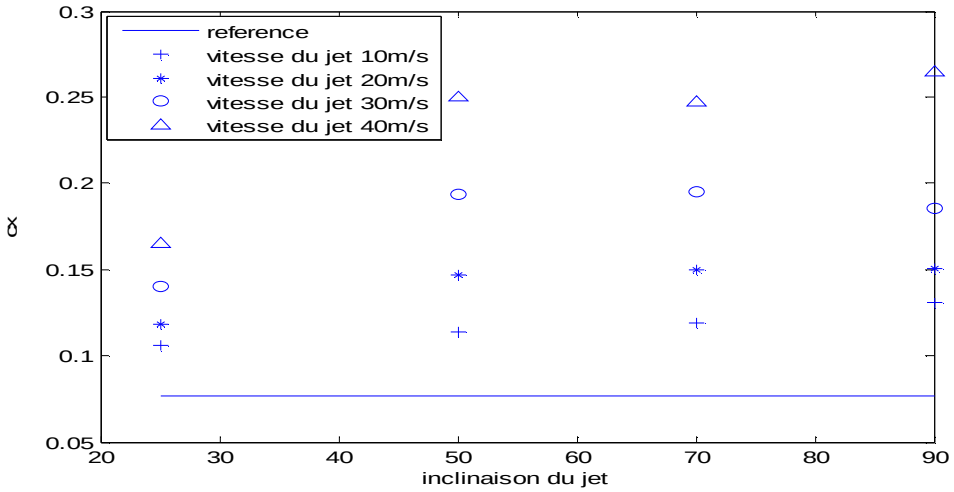



**Figure (5.21) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cx (α=10°, position 35%)**

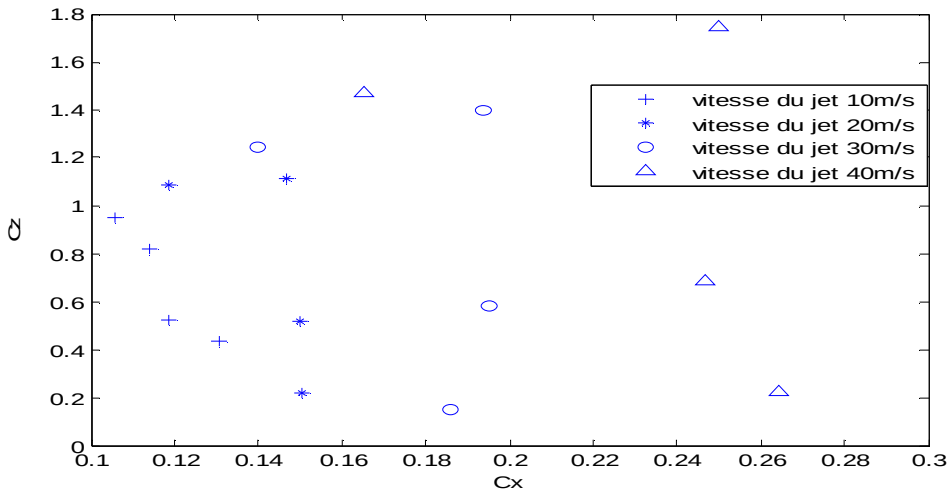



**Figure (5.22) : Polaire pour α=10°, position 35%**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

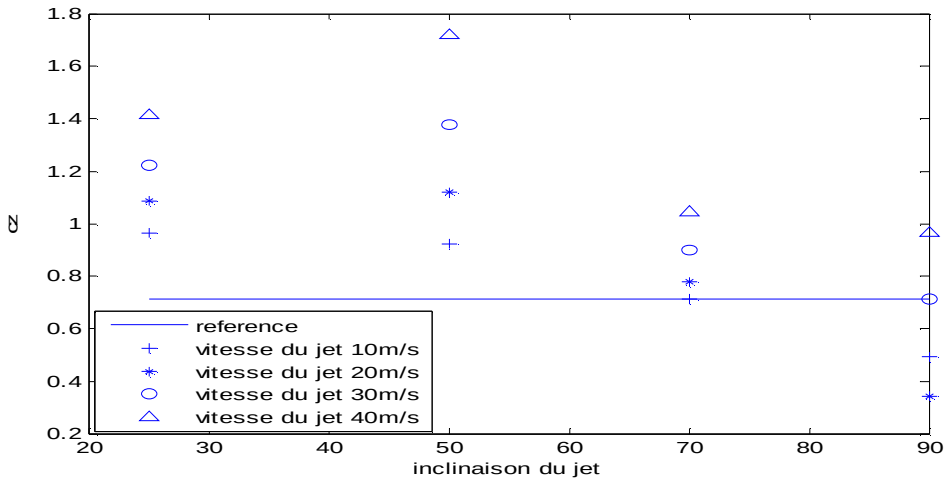



**Figure (5.23) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz (α=10°, position 55%)**

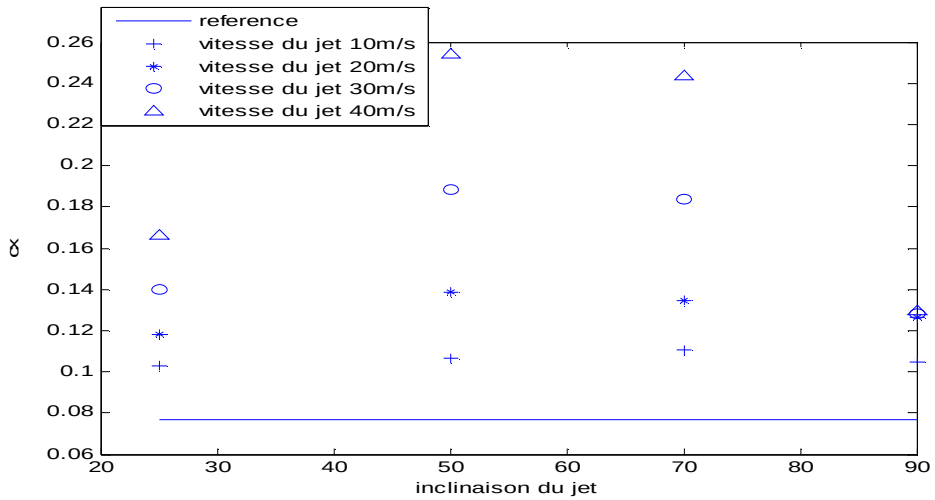



**Figure (5.24) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cx (α=10°, position 55%)**

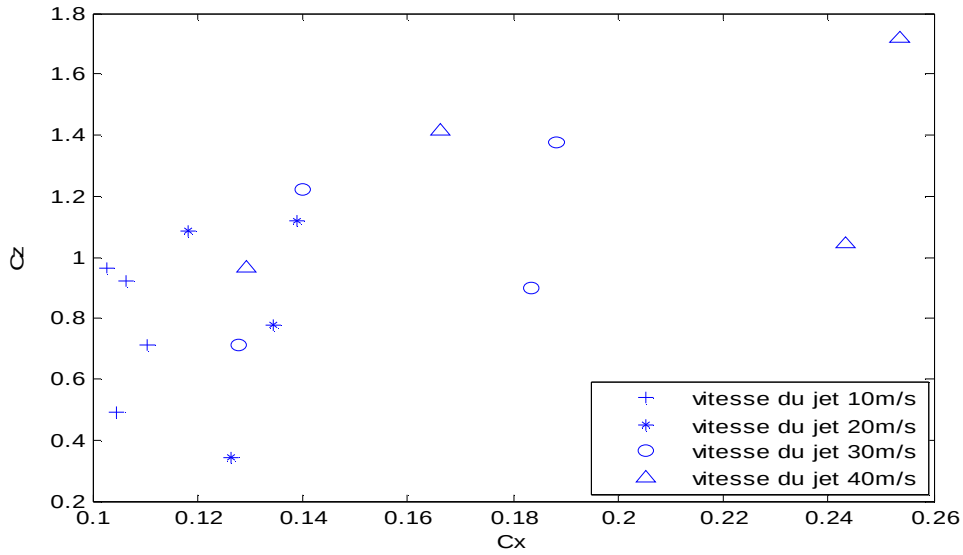



**Figure (5.25) : Polaire pour α=10°, position 55%**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

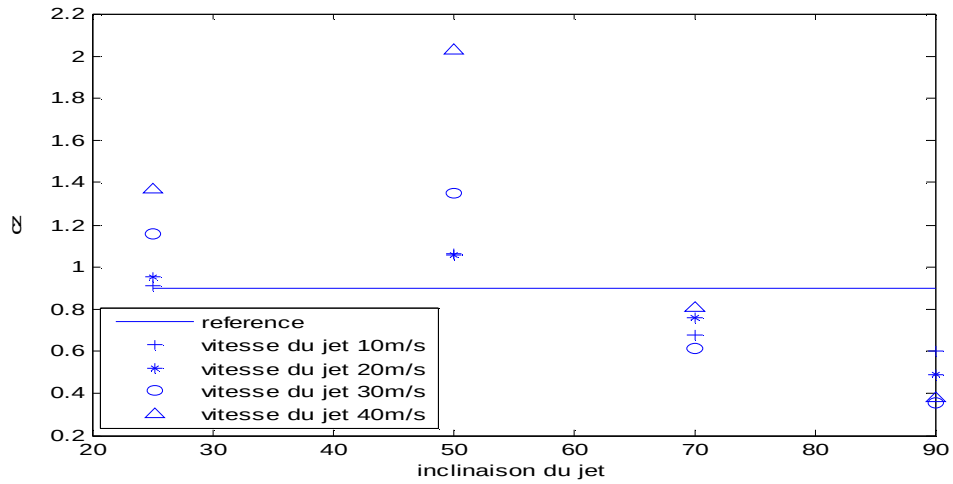



**Figure (5.26) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz (α=15°, position 15%)**

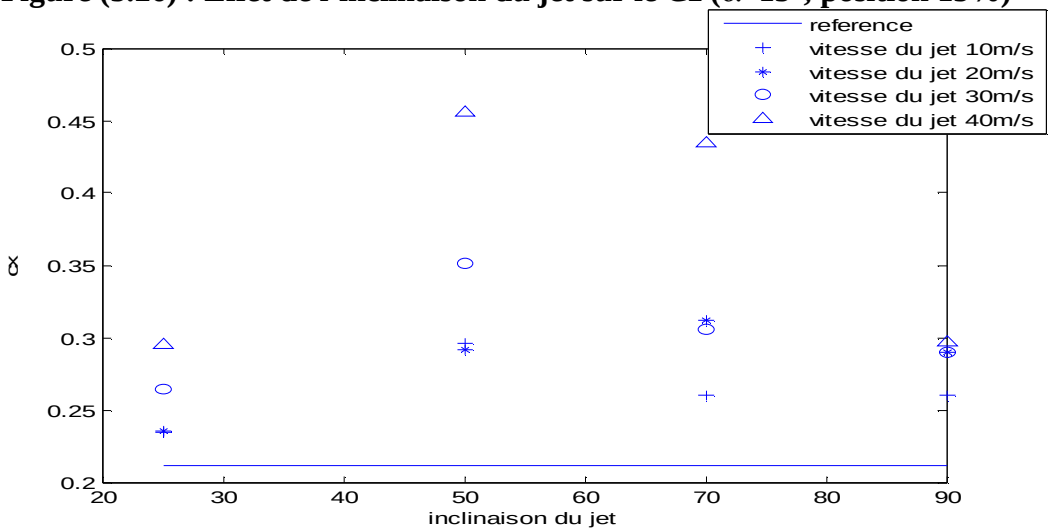



**Figure (5.27) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cx (α=15°, position 15%)**

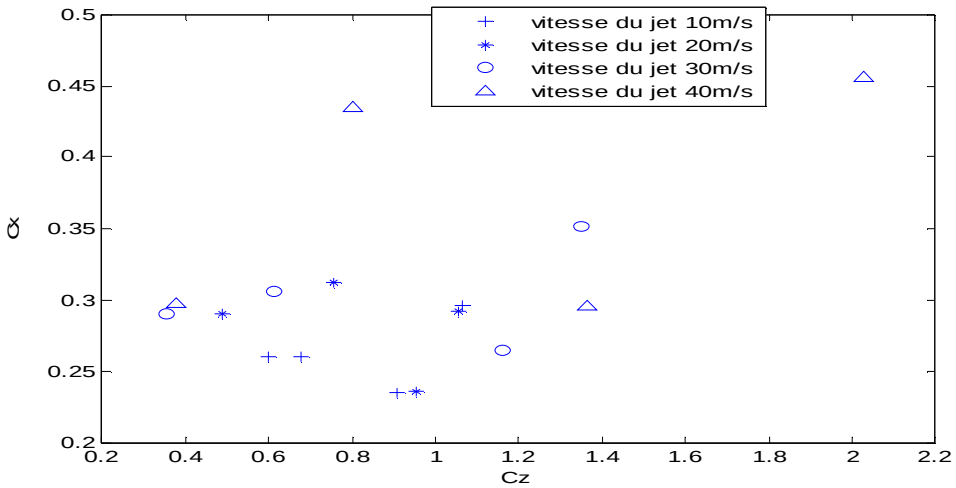



**Figure (5.28) : Polaire pour α=15°, position 15%**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

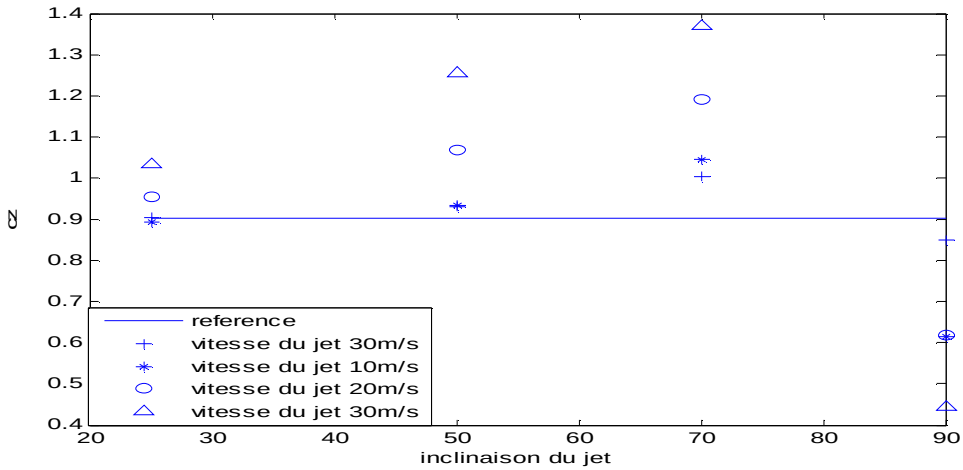



**Figure (5.29) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz (α=15°, position 35%)**

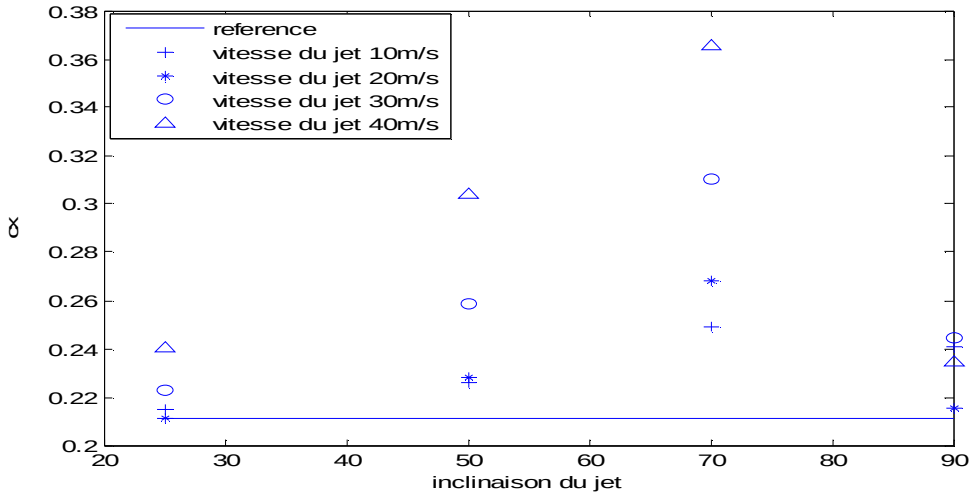



**Figure (5.30) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cx (α=15°, position 35%)**

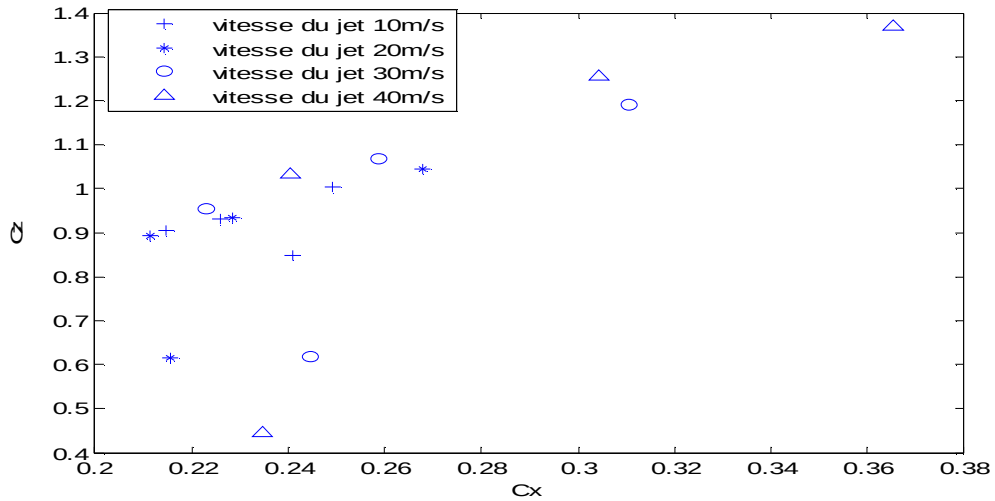



**Figure (5.31) :Polaire pour α=15°, position 35%**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

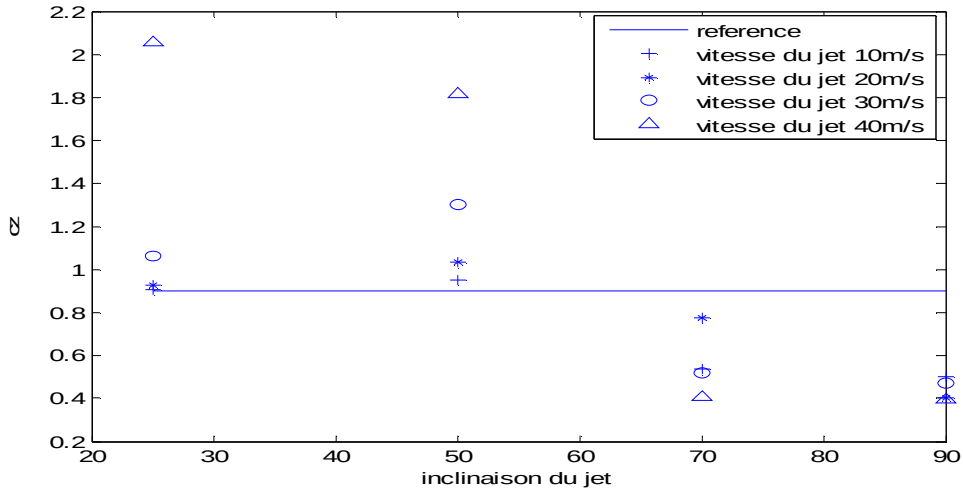



**Figure (5.32) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz (α=15°, position 55%)**

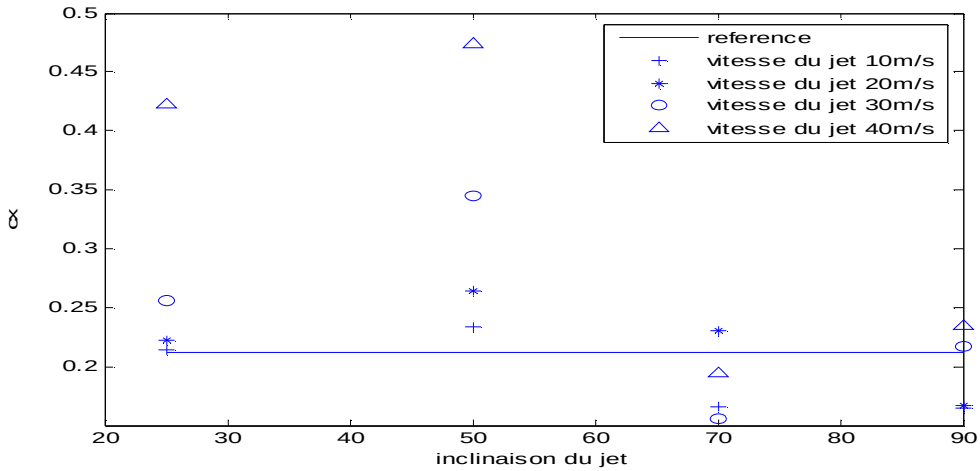



**Figure (5.33) : Effet de l'inclinaison du jet sur le Cx (α=15°, position 55%)**

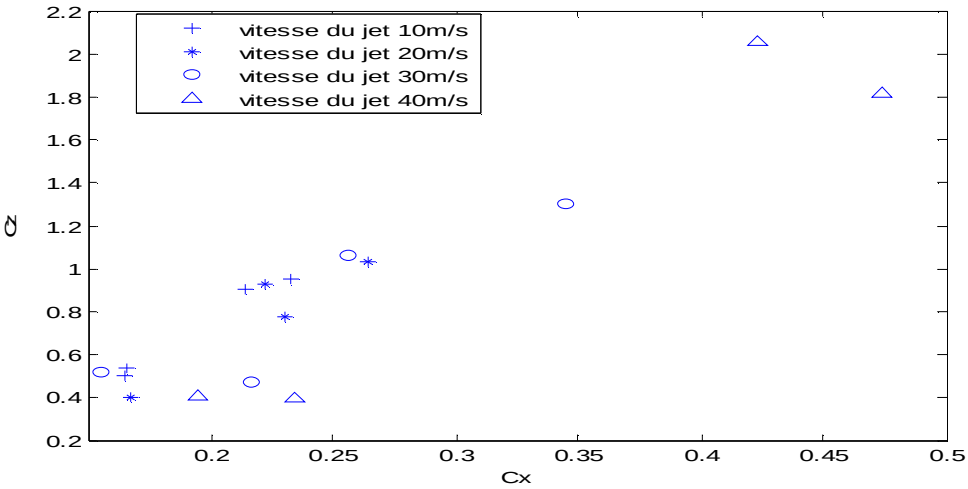



**Figure (5.34) :Polaire pour α=15°, position 55%**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 5.4.3 Effet de positionnement du jet :

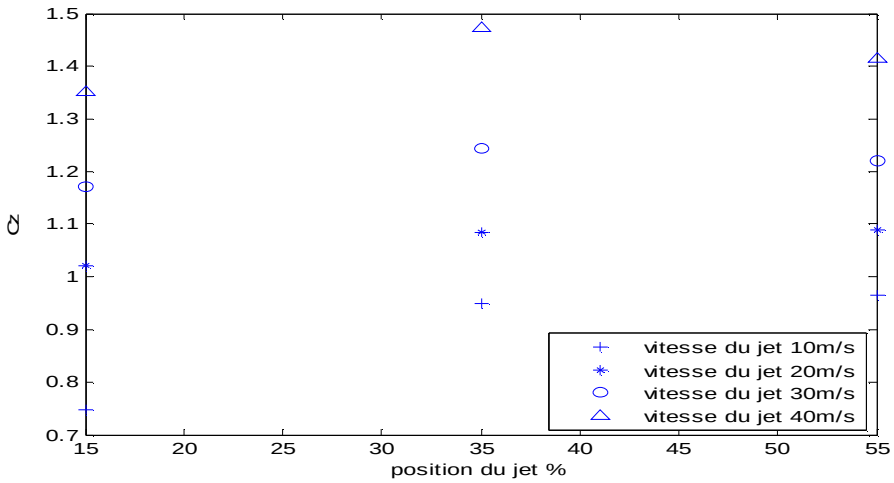



**Figure (5.35) : Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=10°, inclinaison du jet 25°)**

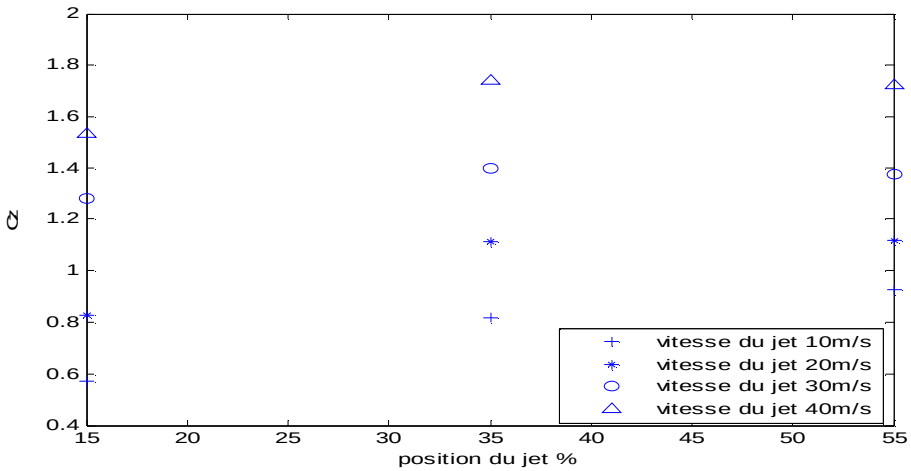



**Figure (5.36) : Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=10°, inclinaison du jet 50°)**

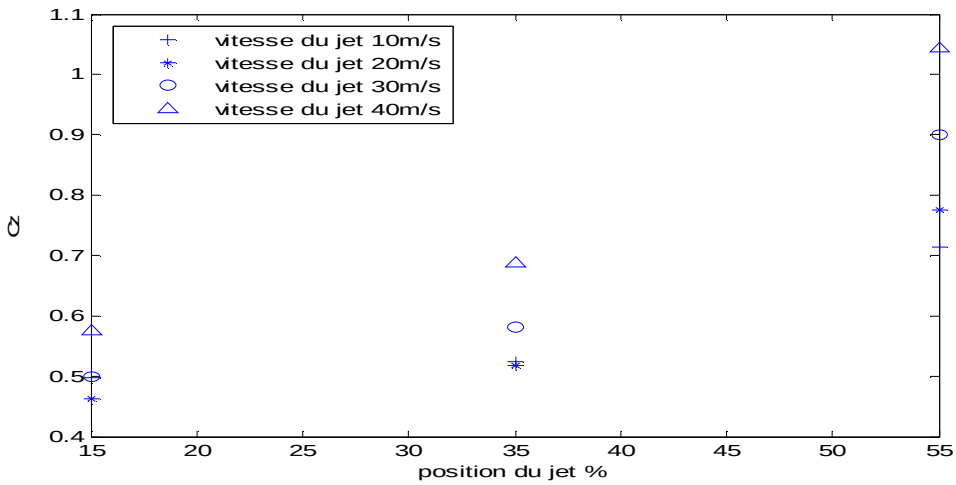



**Figure (5.37) : Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=10°, inclinaison du jet 70°)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

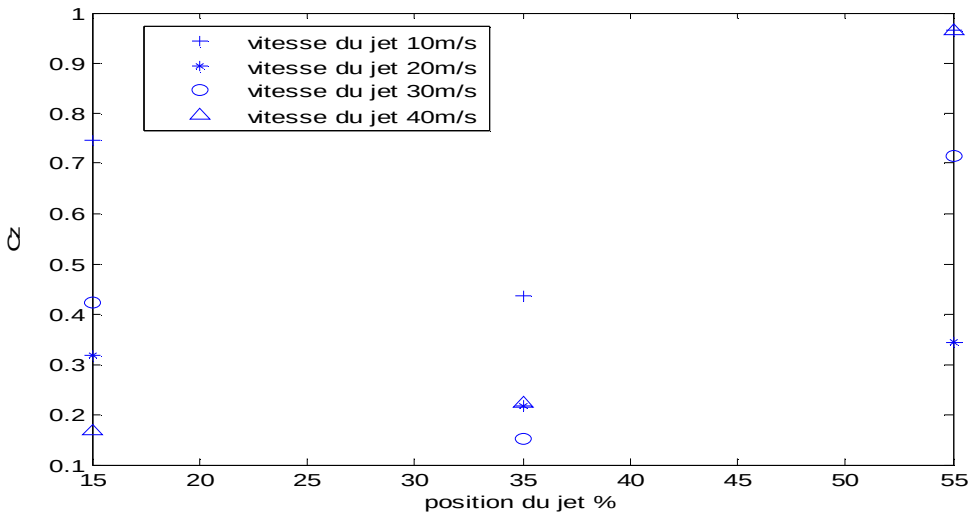



**Figure (5.38) : Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=10°, inclinaison du jet 90°)**

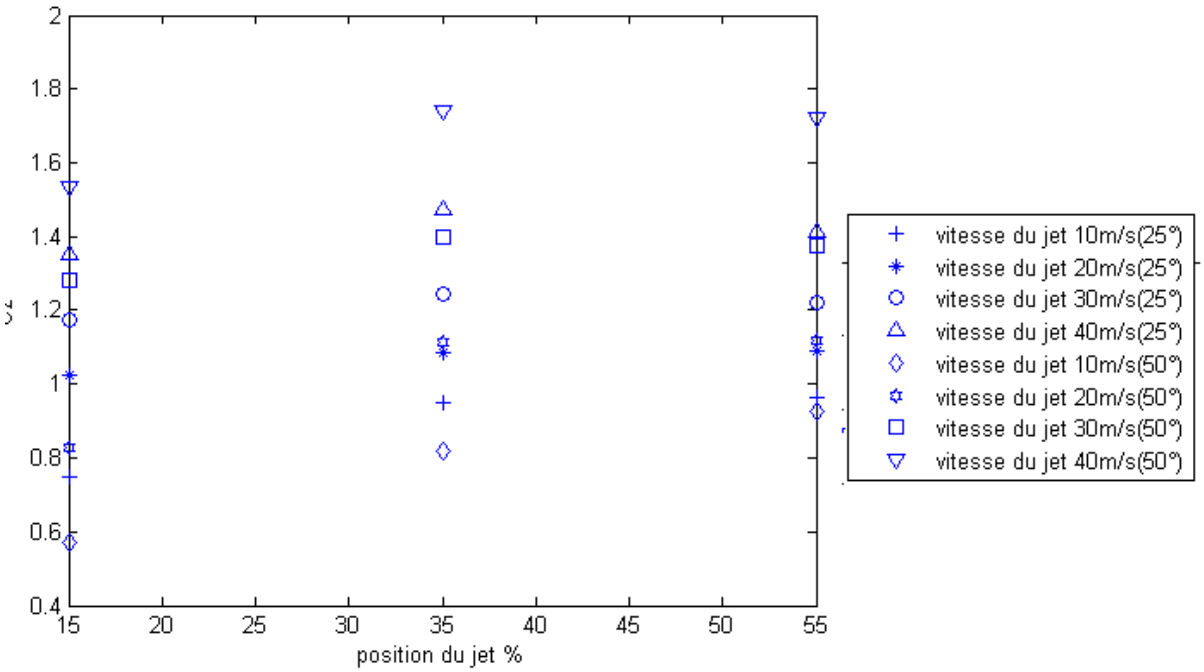



**Figure (5.39) : Coefficient pour Rj variant de 1 à 4, β=25° et β=50° (a=10°)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

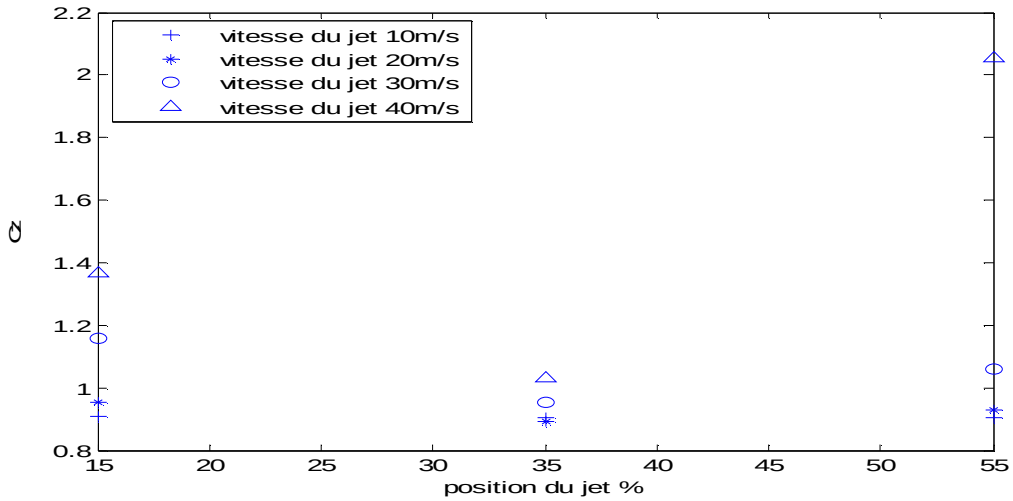



**Figure (5.40) : Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=15°, inclinaison du jet 25°)**

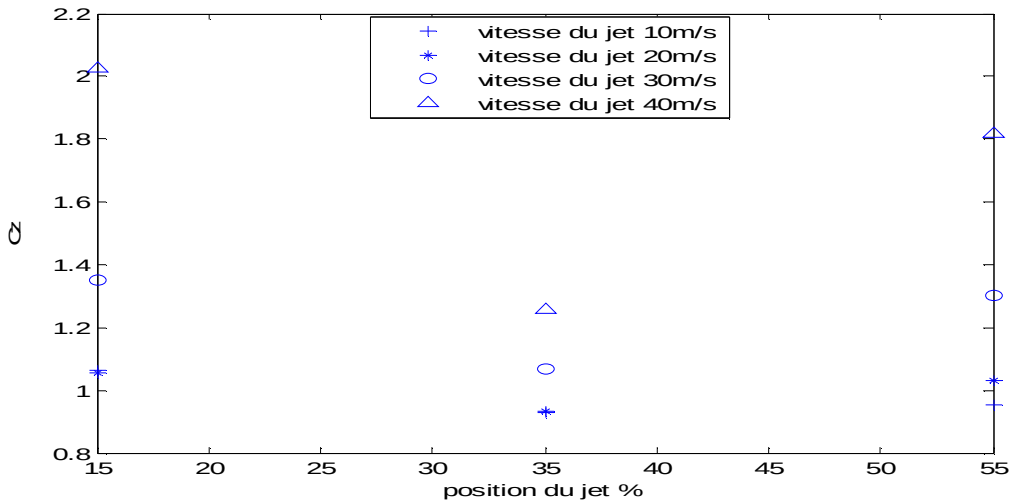



**Figure (5.41): Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=10°, inclinaison du jet 50°)**

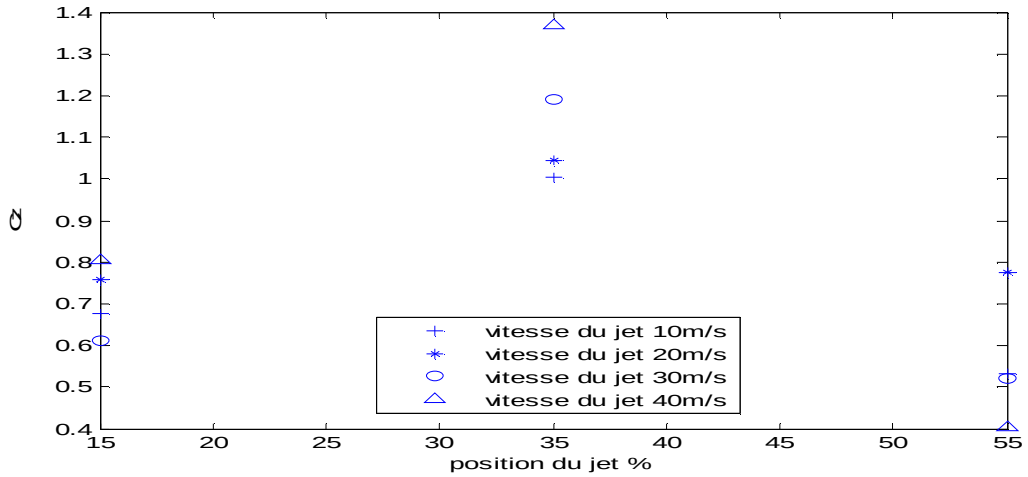



**Figure (5.42) : Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=15°, inclinaison du jet 70°)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

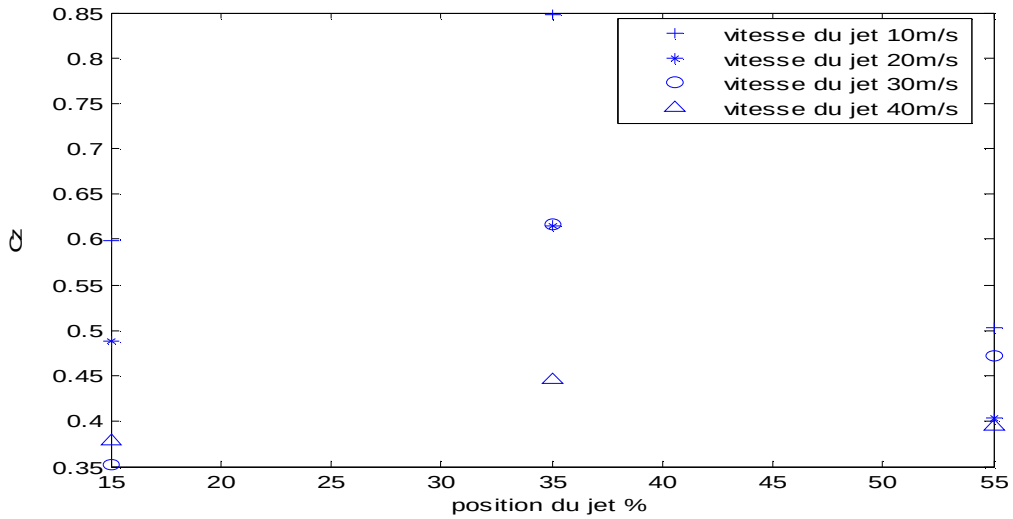



**Figure (5.43): Influence du positionnement du jet sur le Cz (a=15°, inclinaison du jet 90°)**

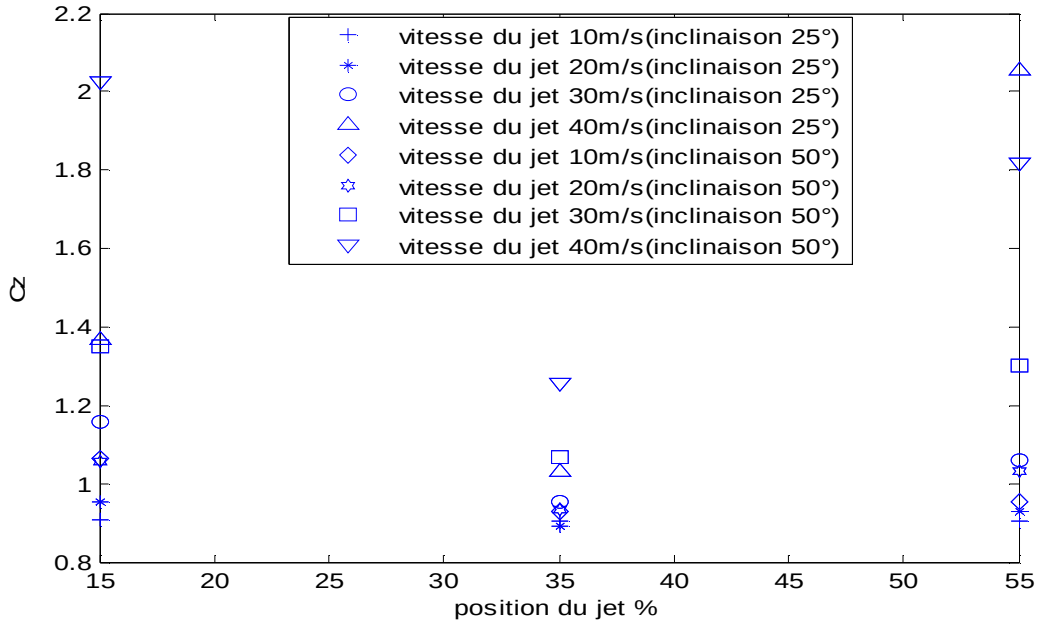



**Figure (5.44): Coefficient pour Rj variant de 1 à 4, β=25° et β=50° (a=15°)**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## 5.5 Interprétation des résultats numériques :

### 5.5.1 Effet du jet sur les champs des vitesses:

La figure (5.27) compare le champ des vitesses dans le cas sans contrôle (a), le cas où l'inclinaison est de 25° (b), 50° (c), 70° (d) et 90° (e). Sur le cas sans contrôle, nous avons un décollement au bord d'attaque. Quand on applique le contrôle avec un jet incliné de 25° et 50°, l'écoulement est complètement recollé se traduisant par une augmentation de la portance. Quand l'inclinaison est de 70°, l'écoulement est légèrement décollé en aval du jet. Quand l'inclinaison est de 90°, c'est-à-dire un jet perpendiculaire à l'écoulement amont, ce dernier provoque un décollement massif de l'écoulement. Dans ce cas on a une zone cisaillée loin du profil.

### 5.5.2 Effet de l'inclinaison du jet sur le Cz et le Cx :

**§ A l'incidence 10°:**

- **Jet placé à 15% de la corde à partir du bord d'attaque :**

Pour la vitesse du jet de 10 m/s (Rj=1), on observe une évolution décroissante du Cz en fonction de l'inclinaison du jet. On observe aussi que pour toutes les valeurs de l'inclinaison du jet le Cz est inferieurs au Cz de référence sauf pour l'inclinaison de 25°, où la valeur est légèrement supérieure.

Pour les vitesses du jet de 20 à 40 m/s, on observe une augmentation de la portance avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cz atteint un maximum pour $\beta = 50°$ et au delà de cette valeur, le Cz est inferieur à celui de la référence.

Concernant le Cx, on remarque sur la figure (5.18), une augmentation de la trainée avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cx atteint un maximum pour la vitesse du jet de 40 m/s et $\beta = 70°$ . La valeur du Cx est supérieure à la valeur de référence quelle que soit la vitesse du jet.

- **Jet placé à 35% de la corde à partir du bord d'attaque :**

Pour la vitesse du jet de 10 m/s (Rj=1), on observe une évolution décroissante du Cz on fonction de l'inclinaison du jet. On remarque aussi que pour toutes les valeurs de l'inclinaison du jet le Cz est inferieurs au Cz de référence sauf pour les inclinaisons de 25°et 50°.

Pour les vitesses du jet allant de 20 à 40 m/s, on observe la même évolution que le jet placé à 15% de la corde avec cependant des valeurs différentes.

Concernant le Cx, on remarque sur la figure (5.21) une augmentation de la trainée avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cx atteint un maximum pour la vitesse du jet de 30 m/s et $\beta = 70°$. La valeur du Cx est supérieure à la valeur de référence quelle que soit la vitesse du jet.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

- **Jet placé à 55% de la corde à partir du bord d'attaque :**

On observe une augmentation de la portance avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cz atteint un maximum pour β = 50° et au delà de cette valeur, le Cz est inferieur à celui de la référence pour les vitesses de 10 et 20 m/s.

Concernant le Cx, on remarque sur la figure (5.24), une augmentation de la traînée avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cx atteint un maximum pour β = 70°. La valeur du Cx est supérieure à la valeur de référence indépendamment de la vitesse du jet.

**§ A l'incidence 15°:**

- **Jet placé à 15% de la corde à partir du bord d'attaque :**

On observe une augmentation de la portance avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cz atteint un maximum pour β = 50° et au delà de cette valeur, le Cz est inferieur à celui de la référence.

Concernant le Cx on remarque sur la figure (5.27), une augmentation de la trainée avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cx atteint un maximum pour β = 50°. La valeur du Cx est supérieure à la valeur de référence quelle que soit la vitesse du jet.

- **Jet placé à 35% de la corde à partir du bord d'attaque :**

On observe une amélioration de la portance avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cz atteint un maximum pour β = 70° et au delà de cette valeur, le Cz est inferieur à celui de la référence.

Concernant le Cx on remarque sur la figure (5.30), une augmentation de la trainée avec des valeurs croissantes en fonction de l'inclinaison du jet. Le coefficient Cx atteint un maximum pour β = 70°. La valeur du Cx est supérieure à la valeur de référence pour toutes les vitesses du jet.

- **Jet placé à 55% de la corde à partir du bord d'attaque :**

Pour la vitesse du jet de 40 m/s (Rj=4), on observe une évolution décroissante du Cz en fonction de l'inclinaison du jet. On observe aussi que pour toutes les valeurs de l'inclinaison du jet, le Cz est inférieur au Cz de référence sauf pour l'inclinaison de 25°et 50°.

Quant aux vitesses du jet allant de 10 à 30 m/s, On remarque une augmentation de la portance avec des valeurs croissante du Cz en fonction de l'inclinaison du jet, le Cz atteint un maximum pour $\beta = 50°$ et au-delà de cette valeur le Cz est inferieur à la valeur de référence.

Concernant le Cx on remarque sur la figure (5.33), une augmentation de la trainée avec des valeurs croissante en fonction de l'inclinaison du jet, le coefficient Cx atteint un maximum pour β = 50° et au-delà de cette valeur le Cx est inférieur à celui de la référence sauf la vitesse de 20 m/s à une inclinaison de 70°.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

### 5.5.2 Effet de positionnement du jet sur le Cz et le Cx :

En se basant sur les figures relatives à l'effet de positionnement du jet qui donnent l'évolution du Cz en fonction de ce paramètre, (figure (5.39) et figure (5.44)), on note que l'augmentation de la portance est supérieure quand le jet est positionné à 35% de la corde pour l'incidence de 10°, quelle que soit la vitesse du jet. Elle est cependant supérieure dans le cas où le jet est à 15% de la corde pour l'incidence de 15°.

## 5.6. Conclusion :

Nous avons étudié, la position et l'inclinaison d'un actionneur par jet continu pour le contrôle actif de la portance d'un profil NACA 23012. Cette étude nous a permis de voir comment se comporte l'écoulement notamment décollé sous l'effet du jet. Il nous a également permis de statuer sur la position et l'inclinaison de l'actionneur qu'il faut choisir pour une meilleure performance du profil. Il en ressort qu'un actionneur positionné à 35% de la corde incliné de 50° pour l'incidence de 10° et 15% pour l'incidence de 15° incliné de 50° répond parfaitement à cet objectif. Des gains de portance pouvant aller jusqu'à 100% peuvent être réalisés.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# Conclusion générale

Le présent travail a porté sur la simulation numérique à l'aide du code de calcul Fluent d'un écoulement incompressible autour du profil NACA 23012 et l'amélioration de ses performances aérodynamique en appliquant un contrôle actif de type fluidique (jet continu).

S'agissant du cas sans contrôle, on a montré que le modèle de turbulence k- omega SST est le plus adapté aux écoulements décollés puisque les valeurs obtenues avec ce modèle approchent mieux les valeurs expérimentales, notamment au voisinage des bords d'attaque et de fuite.

Dans le cas avec contrôle, le gain en portance dépend de la position d'injection du fluide, de la vitesse du jet ainsi que de l'angle d'incidence de ce jet. Il ressort qu'un actionneur positionné à 35% de la corde, incliné de 50° pour une incidence de 10° du profil augmente de manière substantielle le coefficient de portance Cz. Lorsque l'incidence atteint 15°, la meilleure position du jet se situe à 15%, alors que l'inclinaison de ce jet reste égale à 50°.

Par ailleurs et dans tous les cas, les faibles vitesses d'injection du fluide ne produisent pas d'effet sur la portance.

Globalement, les résultats obtenus concernant l'amélioration de la portance n'entraînent pas systématiquement une diminution de la traînée.

La simulation numérique demande une validation expérimentale. Dans notre cas et concernant la première partie du travail, nous avons pu valider nos résultats en les comparant à des valeurs expérimentales existantes mesurées en soufflerie. Ce n'est malheureusement pas le cas dans la seconde partie où la recherche bibliographique effectuée n'a pas permis d'obtenir des valeurs de référence.

Par ailleurs le présent travail nous a permis l'apprentissage du code de calcul Fluent, ainsi que la technique de maillage sous Gambit.

PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# ***REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES***


**[1] Sachin.Goel.**
Development of a Computational Design System for the Multi-Objective Aerodynamic Design Optimization of 2D Airfoils- Integration ».. School of Engineering , Cranfield University

[2] **Olivier.Marsden**
Calcul direct du rayonnement acoustique de profiles par une approche Curviligne d'ordre élevé. thèse de doctorat, école centrale de Lyon, 2005

[3] **R.W.Fox and A.T. McDonald**
An introduction to fluid mechanics, Ed.John Willey and Sons, 1985

[4] http://www.chez.com/aerodynamique

[5] **Etienne GUYON-Jean-pierre HULIN-Luc PETIT** :
Hydrodynamique physique nouvelle édition ; édition CNRS

[6] **M-S. BOUTOUDJ**
Notes de cours de mécanique des fluides master énergétique -Université Mouloud Mammeri, Tizi-Ouzou, 2009/2010.

[7] **MOKRANI Nabil**
**S**imulation numérique par code fluent d'une couche limite contrôlée et non contrôlée sur un profil d'ail NACA 0012 à incidence de 18°

[8] **D. FEDALA**
Manuel de maillage sous Gambit et de simulation sous Fluent-applications

[9] **S.GUENOUN et M.MOKHTARI**
Ecoulement d'un fluide réel incompressible autour d'un profil d'ail, mémoire d'ingénieur, université de Tizi-ouzou, 2000

[10] **A. BOUHA et B.OUSSADANE**
Etude de l'écoulement incompressible autour d'un profil NACA23012, mémoire d'ingénieur, université de Tizi-ouzou, 2010.

[11] **G. Godard and M. Stanislas**.
Control of a decelerating boundary layer. part 3: Optimization of round jets vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 10(6):455 – 464, 2006.

[12] **J. C. Lin, F. G. Howard, D. M. Bushnell, and G. V. Selby**.
Investigation of several passive and active methods for turbulent flow separation control. *AIAA Journal, 21st AIAA Fluid Dynamics, Plasma Dynamics and Lasers Conference, Seattle, WA*, 1990.




PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

[13 ] **J.P. Johnston and M. Mishi**.
Vortex generator jets - means for flow separation control. *AIAA Journal 0001-1452*, 28(28):989–994, 1990.

[14] **D.A. Compton and J.P. Johnston**.
Streamwise vortex production by pitched and skewed jets in a turbulent boundary. *AIAA Journal*, (30):640–647, 1992.

[15] **G.V. Selby, J.C. Lin, and F.G. Howard**.
Control of low-speed turbulent separated flow using jet vortex generators. Experiments in Fluids, 12:394–400, 1992.

[16] **X. Zhang**.
Co- and contra-rotating streamwise vortices in a turbulent boundary layer. Journal of Aircraft,32:1095–1101, 1995.

[17] **Zia U. Khan and James P. Johnston**.
On vortex generating jets. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 21(5):506 – 511, 2000. Turbulence and Shear Flow Phenomena 1.

[18] **G. Godard, J.M. Foucaut, and M. Stanislas**.
Control of a decelerating boundary layer. part 2: Optimization of slotted jets vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 10(5):394 – 400, 2006.

[20] **A.BATIKH.**
Control de l'aérodynamique externe des véhicules aériens par des dispositifs microfluidique: étude de l'effet de mini et micro-jets synthétique sur des écoulements pariétaux. These de doctorat de l'université de Toulouse, 2008

[21] **LOGEAIS Matthieu, CASTILLO Mario et BEAUGENDRE Gabriel**
Control actif du décollement de la couche limite sur un profil subsonique. bureau d'étude industriel, Toulouse (INP)

**[**22**] Romain V.J. Viard**
Dispositifs fluidiques de contrôle actif d''ecoulements `a base de Microsystèmes Magnéto-Electro-M´ecaniques (MMEMS) (conception, réalisation, tests). Thèse de doctorat, école central de Lille, 2012

[23**]A. ABDEDDOU**
Notes de cours de dynamique des gaz, énergétique -Université Mouloud Mammeri, Tizi-Ouzou, 2009/2010.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# Guide FLUENT, GAMBIT
# Partie 1:Maillage sous Gambit

## I. INTRODUCTION

Le logiciel Gambit est un mailleur 2D/3D; pré-processeur qui permet de mailler des domaines de géométrie d'un problème de CFD (Computational Fluid Dynamics). Il génère des fichiers

*.msh pour Fluent. Fluent est un logiciel qui résout par la méthode des volumes finis des problèmes de mécanique des fluides et de transferts thermiques.

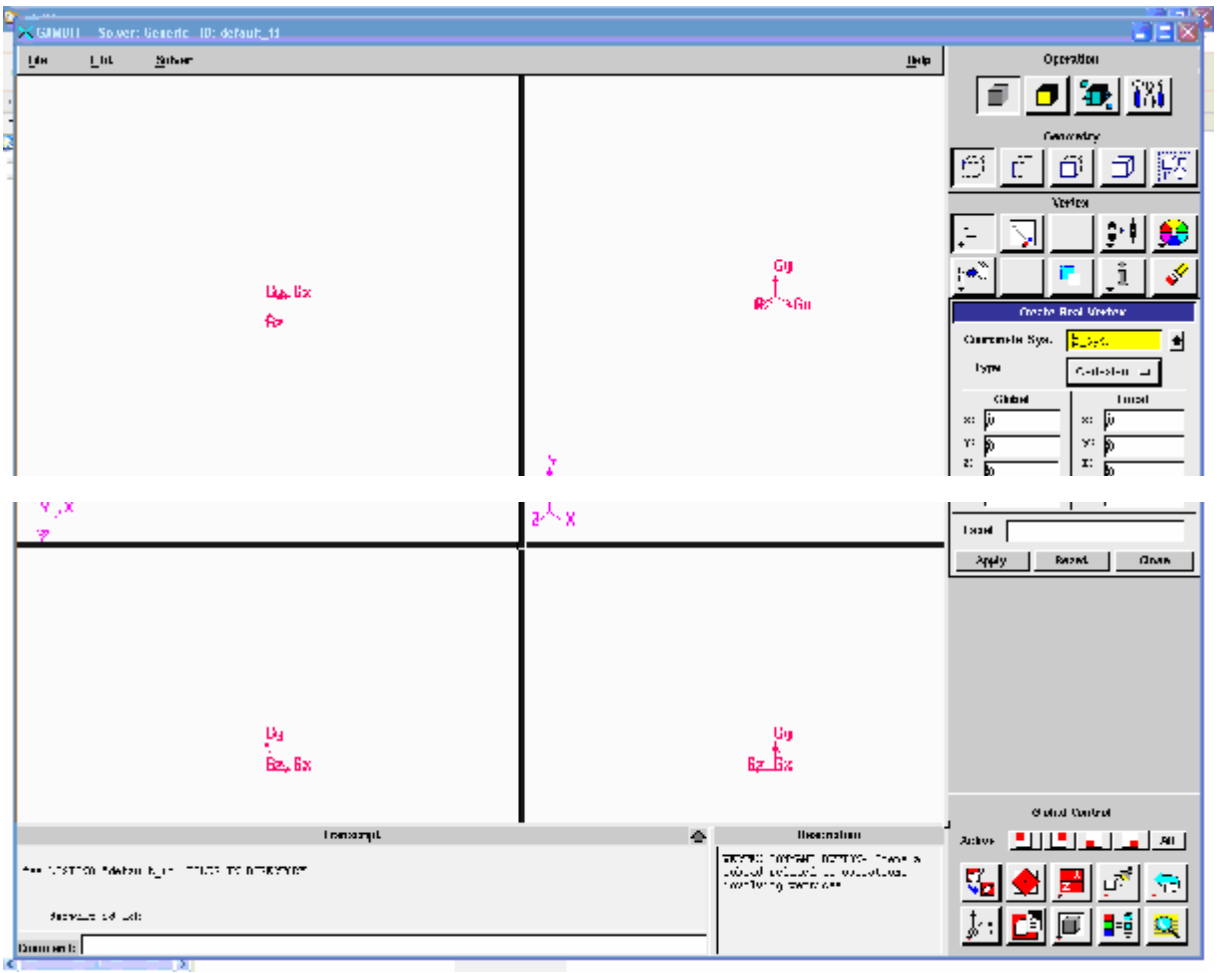
Gambit regroupe trois fonctions : définition de la géométrie du problème (construction si la géométrie est simple ou bien import de la géométrie CAO), le maillage et sa vérification, la définition des frontières (Types de conditions aux limites) et définitions des domaines de calculs.

***Démarrage de Gambit***

Le chemin de l'application de Gambit est le suivant :

**:/Fluent.Inc/ntbin/ntx86/Gambit.exe**

Vous pouvez créer un raccourci dans la barre des tâches. S'il y a un problème d'exécution, supprimez tous les fichiers *.lok dans le répertoire **:/Fluent.Inc/ntbin/ntx86** et relancez Gambit.exe.

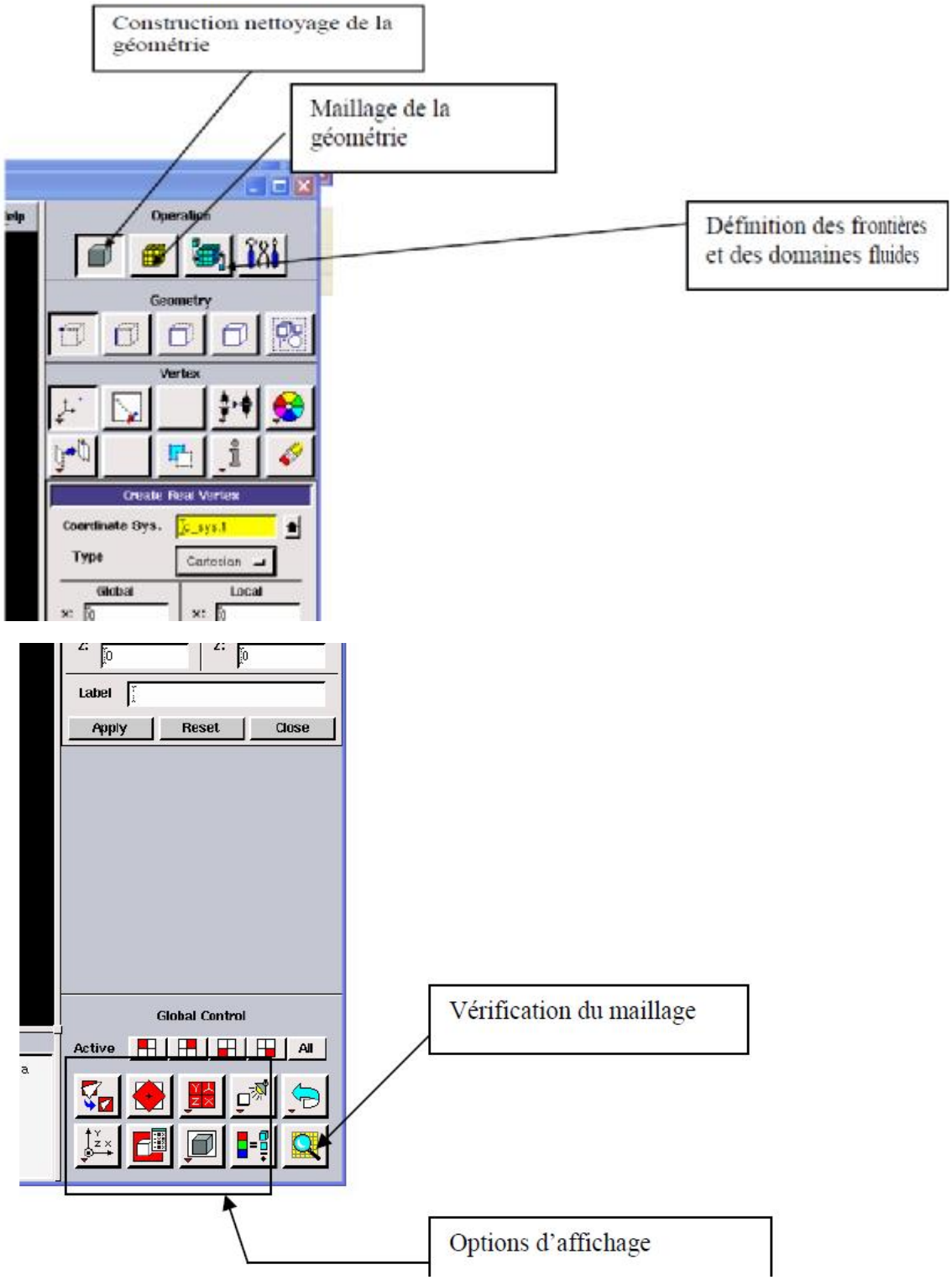




PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## II. CONSTRUCTION DE LA GEOMETRIE

La finalité de la construction de la géométrie est de définir les domaines de calcul qui seront des faces dans un problème 2D et des volumes dans un problème 3D.

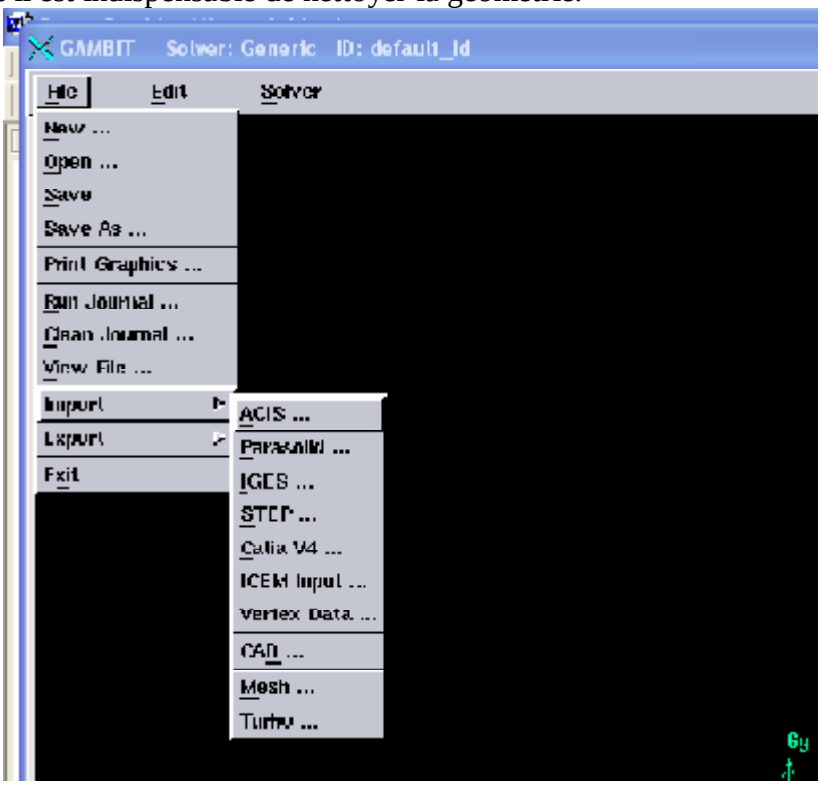





PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## III. IMPORT DE LA GEOMETRIE ET NETTOYAGE DE LA CAO

Souvent la géométrie est conçue par des logiciels de la CAO (SolidWorks, CATIA…). Dans le cas des turbomachines, elle peut être aussi conçu par des logiciels de dimensionnement (problème inverse) comme BladeGen+ et Turbo Gen. Dans ce cas, on a recours à l'importation de la géométrie. Il est conseillé d'importer des fichiers sous format ACIS (*.sat). Souvent il est indispensable de nettoyer la géométrie.




## IV.MAILLAGE

La génération du maillage (2D ou 3D) est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée.

Pour les applications en turbomachines, la technique de génération de maillage peut être résumée sous la forme suivante :

- La géométrie doit être préparée au préalable, avec la définition de tous les composants de la turbomachine, moyeu, volute, stator, rotor …etc., sous forme de données numériques, fichier CAD pré-établi ou plutôt sous forme de fichier maillage qu'on peut importer sous Gambit.
- La géométrie qui représente les différents domaines fluides est décomposée en sous domaines « maillables ».
- Maillages des sous domaines fluides.

La réduction du temps nécessaire à la génération du maillage est un critère de bonne maîtrise de l'utilisation des outils CFD dans le design des turbomachines.

**Choix du type de maillage**

***Maillage structuré (quadra/hexa)***

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à multi bloc, il présente les avantages suivants :

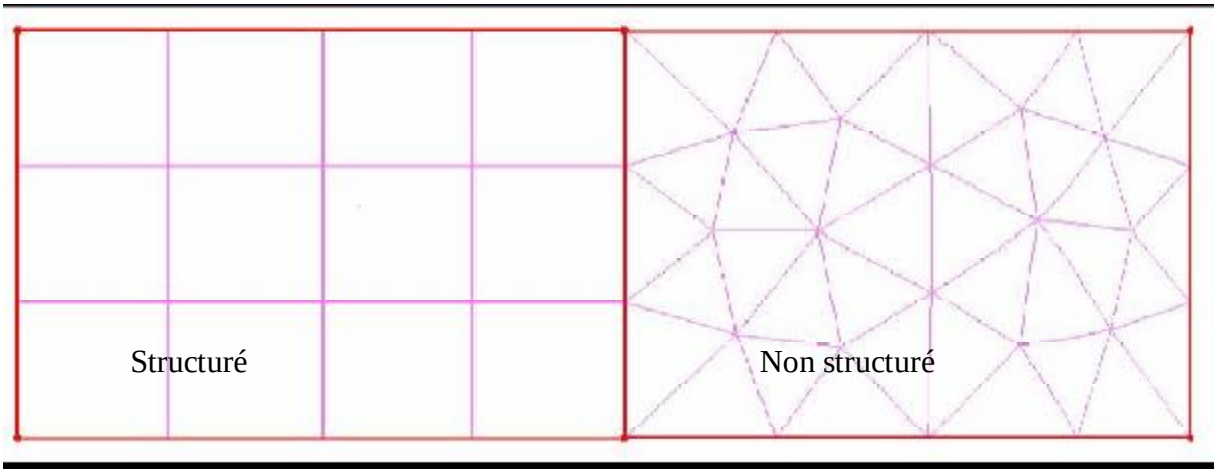
- Economique en nombre d'éléments, présente un nombre inférieur de maille par rapport à un maillage non structuré équivalent.
- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe
- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes




***Maillage non structuré (tri/tétra.)***

Les éléments de ce type de maillage sont générés arbitrairement sans aucune contrainte quant à leur disposition.

Ses avantages :

- Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments
- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/tétra) sont très automatisés

Ses inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré
- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré

***Maillage hybride***

Maillage généré par un mélange d'éléments de différents types, triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques, ou pyramidaux en 3D.

Ses avantages :

- Combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré !

***Techniques générales de génération du maillage***

Pratiquement, il n'existe pas de règle précise pour la création d'un maillage valable, cependant il existe différentes approches qui permettent d'obtenir une grille acceptable.

Nous pouvons résumer ces règles ainsi :

- Maintenir une bonne **Q**ualité des éléments
- Assurer une bonne **R**ésolution dans les régions à fort gradient
- Assurer un bon **L**issage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier
- Minimiser le nombre **T**otal des éléments (temps de calcul raisonnable)

On peut se souvenir de ces règles en utilisant la formulation mnémotechnique **QRLT.**

***Qualité d'un maillage***

La génération d'une très bonne qualité de maillage est essentielle pour l'obtention d'un résultat de calcul précis, robuste et signifiant.

Une bonne qualité de maillage repose sur les éléments suivants :



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

- Minimisation des éléments présentant des distorsions (skewness en anglais)
- Une bonne résolution dans les régions présentant un fort gradient (couches limites, ondes de choc …etc.)

Enfin, la qualité de maillage à un sérieux impact sur la convergence, la précision de la solution et surtout sur le temps de calcul.

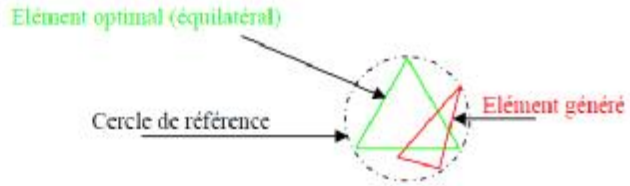
**- Distorsion**

Une bonne qualité de maillage est synonyme d'absence de grandes distorsions d'éléments (bon skewness).

Le facteur de distorsion $F_d$ (skewness) se calcule de deux façons différentes :

1° - Calcul basé sur le volume équilatéral :

$$F_d = \frac{Taille_{élémentoptimal} - Taille_{élémentgénéré}}{Taille_{élémentoptimal}}$$




!! Applicable uniquement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques

2° Calcul basé sur la déviation angulaire

$$F_d = \max\left[\frac{\theta_{max}-90}{90}, \frac{90-\theta_{min}}{90}\right]$$

!! Applicable pour tout type d'élément

• Notons que les grandes valeurs du facteur de distorsion induisent des erreurs de calcul et ralentissent considérablement le processus de convergence.

• Quelques distorsions peuvent être tolérées si elles sont situées dans des régions à faible gradient.

Ce tableau illustre la variation de la qualité des éléments de maillage en fonction de la valeur du coefficient de distorsion $F_d$ :

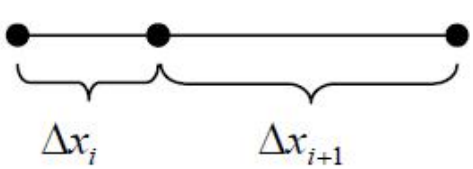
| $F_d$ | 0-0.25 | 0.25-0.50 | 0.50-0.80 | 0.80-0.95 | 0.95-0.99 | 0.99-1.00 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| Qualité | excellent | Bon | Acceptable | Pauvre | Très pauvre | mauvais |

• La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage volumique doit être inférieure à 0.90

• La valeur maximale du skewness tolérée pour un maillage surfacique structuré ou non, hexaédrique ou tétraédrique doit être inférieure à 0.75

**- Lissage**

Le changement dans la taille des éléments de maillage d'une zone maillée à une autre doit être graduel, la variation de la taille des éléments de deux zones adjacentes ne doit pas dépasser 20%.




$$\frac{\Delta x_{i+1}}{\Delta xi} \leq 1.2$$



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

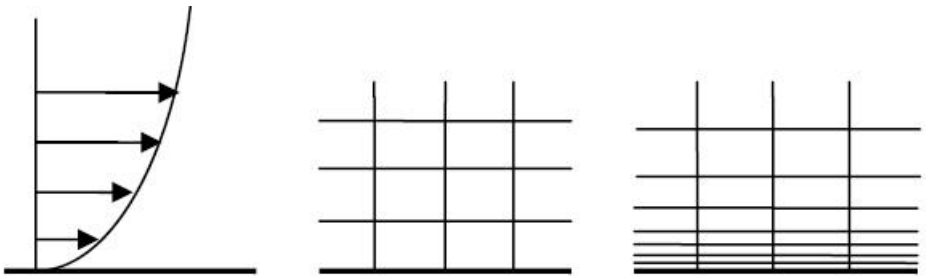
**- Nombre total d'éléments**

Un nombre important d'éléments de maillage permet sans doute d'améliorer la précision des calculs, mais pénalise les ressources informatiques en terme de mémoire et alourdit le système. Par voix de conséquence, un compromis entre précision et temps de calcul s'impose. Des techniques existent pour économiser un certain nombre d'éléments :

- Utilisation des maillages non uniformes, en concentrant la bonne qualité du maillage uniquement dans les zones où c'est nécessaire.
- Utilisation de la fonction adaptation de maillage pour raffiner uniquement sur des zones bien précises
- Utilisation des éléments de maillage hexaédriques dans les zones adéquates.

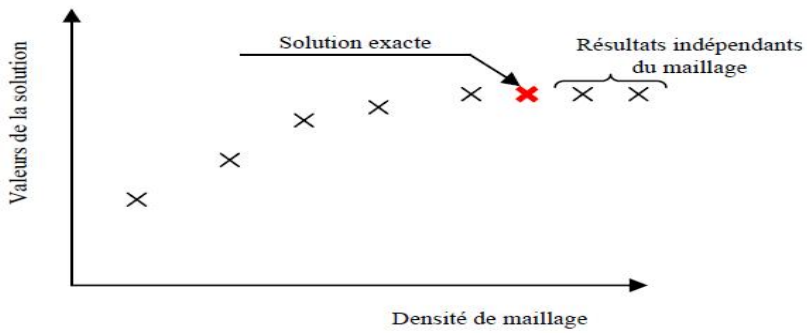
***Génération d'un maillage couche limite***

La notion de résolution concerne plus particulièrement les zones qui présentent un fort gradient, ainsi une bonne résolution permet de mieux décrire les phénomènes physiques qui existent dans ces zones telles que les ondes de choc, ou les phénomènes liés à la couche limite.




**Indépendance de la solution du maillage**

Dans une modélisation CFD, la solution doit être indépendante de la densité du maillage pour être sûr du réalisme de la solution que donne le solveur après convergence




Le raffinement du maillage peut se faire aussi sous *Fluent* et ce en utilisant la fonction



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

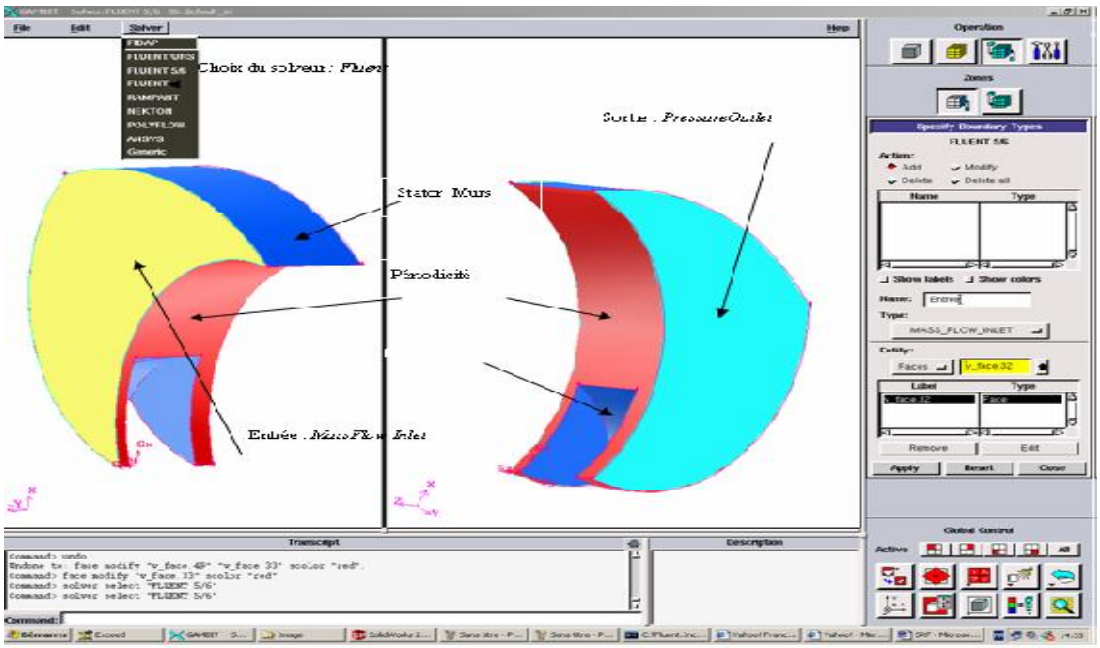
« *ADAPT* », cette fonction adapte la grille de maillage à l'écoulement en intervenant particulièrement sur :

- Les zones à fort gradient
- les zones définissant les frontières des volumes fluides
- A l'intérieur de certaines zones

Le but du raffinement du maillage sous un code mailleur (Gambit), et de l'adaptation de la grille à la solution sous le solveur (Fluent), est d'obtenir une solution indépendante de la résolution et de la qualité du maillage, cela revient à dire que les paramètres de la solution deviennent insensibles au bout d'un certain nombre d'éléments.

## V- CONDITIONS AUX LIMITES ET DEFINITION DE DOMAINES

Le mailleur Gambit peut générer des maillages que beaucoup de solveurs peuvent utiliser, ainsi nous devons spécifier le logiciel solveur avec lequel on veut traiter le fichier maillage. Comme conditions aux limites, on peut imposer un débit massique à l'entrée de la machine, en utilisant la condition *Mass flow Inlet* ou une *Velocity inlet.* La pression à la sortie en utilisant la condition *Pressure Outlet.* La figure suivante résume les différentes conditions qu'on peut imposer pour un écoulement périodique. Ensuite, on procède à la définition des domaines de calcul.




Définition des conditions aux limites



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

# PARTIE 2 : Principales étapes de simulation sous FLUENT

Ce manuel fournit une introduction à FLUENT, une explication de ses aptitudes, et des instructions pour paramétrer le solveur. Il explicite les étapes nécessaires pour réussir une simulation d'un problème en mécanique des fluides. Une attention particulière est donnée aux écoulements internes dans les turbomachines.

## I. IMPORTATION DE LA GEOMETRIE (*.MSH)

Pour commencer la simulation il faut importer le fichier (*.msh) généré sous Gambit

**File → Read → Case...**

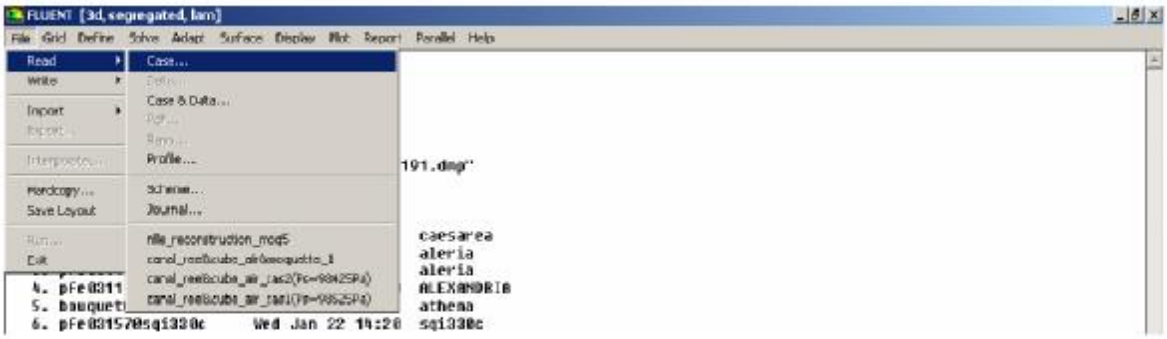



Figure 1 : Importation de la géométrie

## II. VERIFICATION DU MAILLAGE IMPORTE

**Grid → Check**

Ceci permet de vérifier si le maillage importé ne contient pas d'erreurs ou de volumes négatifs.

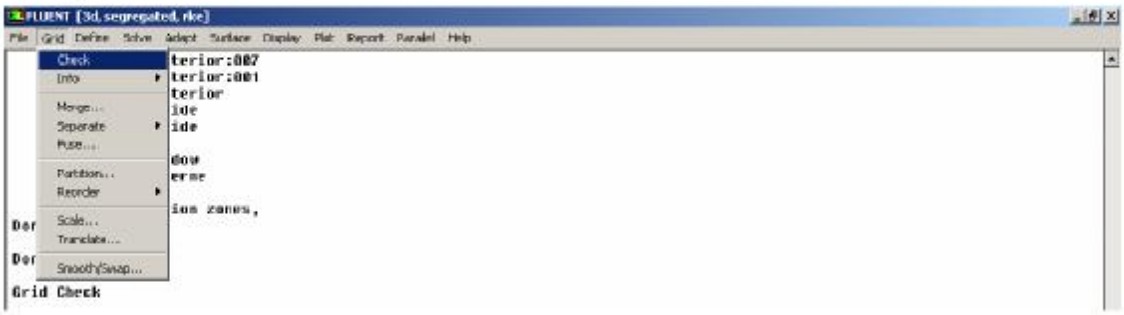



Figure 2 : Vérification du maillage sou Fluent



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## III. LISSAGE DU MAILLAGE (SMOOTH AND SWAP THE GRID)

**Grid → Smooth/Swap...**

Pour s'assurer de la qualité du maillage, il est pratique de lisser le maillage, cliquez sur le bouton Smooth puis sur le bouton Swap. Répétez jusqu'à ce que **FLUENT** affiche que zér faces sont swapped.

Figure 3 : Lissage du maillage

## IV. VERIFICATION DE L'ECHELLE

**Grid → Scale**

Il faut toujours vérifier que les dimensions affichées correspondent aux dimensions physiques du problème.

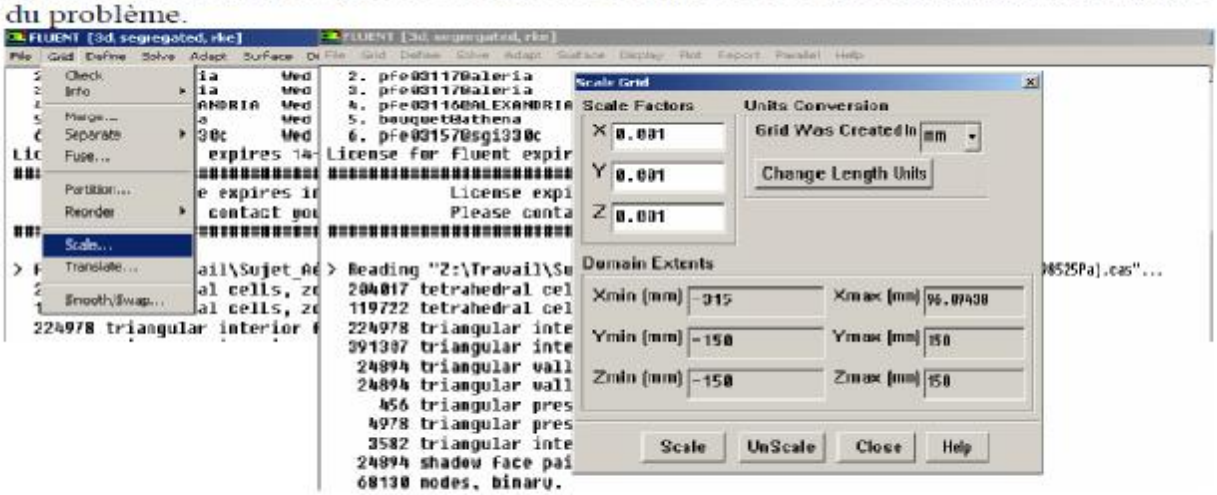



Figure 4 : Vérification des unités



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## V. CHOIX DU SOLVEUR

**Define ⟶ Models ⟶ Solver…**

**Segregated Solver** : est le plus approprié pour les écoulements incompressibles (ventilateurs, pompes…)

- **Coupled Solvers**, les solveurs « coupled implicit » et « coupled explicit », sont plutôt réservés aux écoulements compressibles à grande vitesse.

C'est là aussi qu'on choisit le régime d'écoulement ; permanent ou instationnaire.

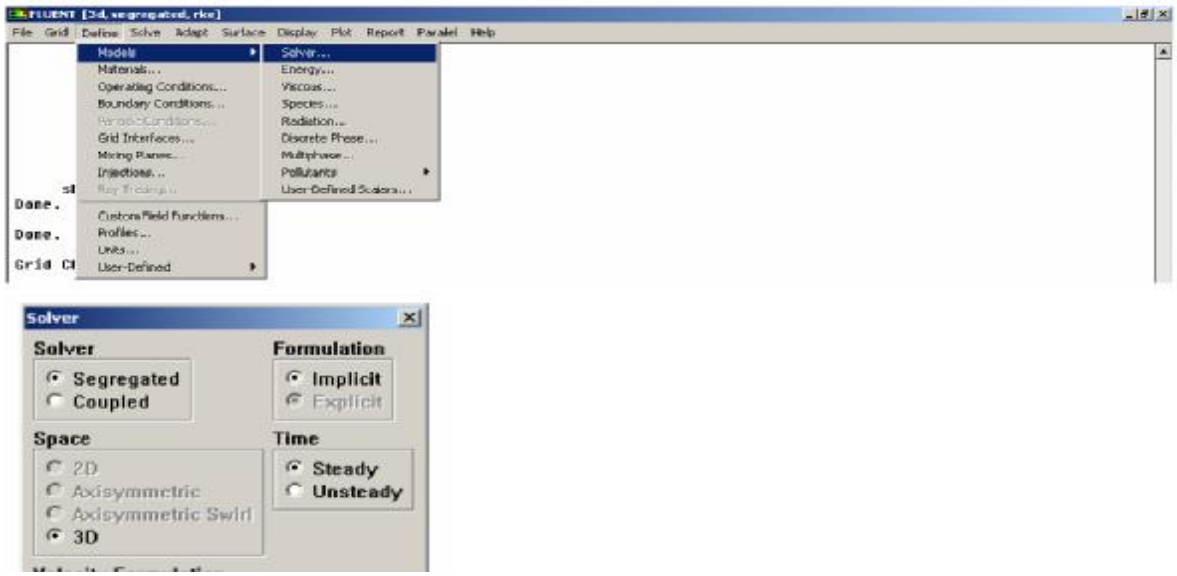



Figure 5 : Choix du solveur sous Fluent



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## VI. AFFICHAGE DE LA GRILLE

**Display ⟶ Grid**

Vous pouvez afficher le maillage et il est très judicieux de vérifier les conditions aux limites définies au préalable dans Gambit.

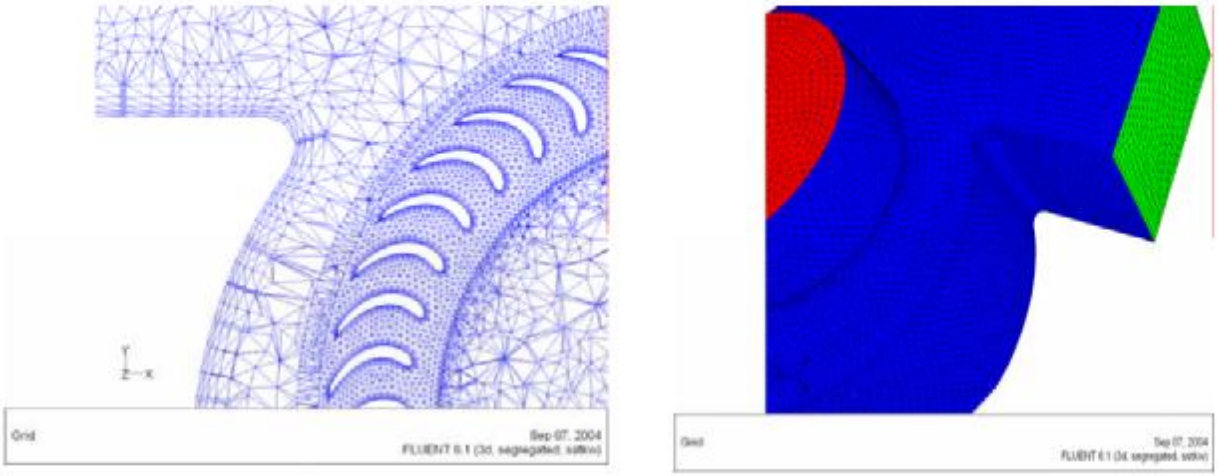


Figure 6 : Affichage de la grille et vérification des conditions

## VII. CHOIX DU MODELE DE TURBULENCE

**Define ⟶ Models ⟶Viscous**

Fluent propose différentes modélisations de l'écoulement turbulent. Parmi lesquels les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents … etc.

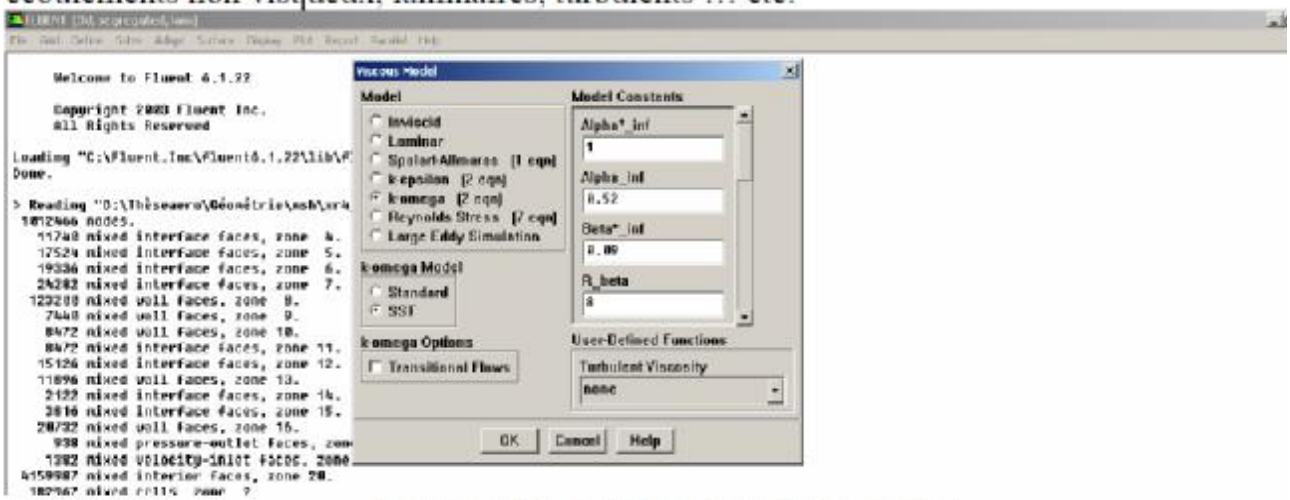



Figure 7 : Choix du modèle de turbulence



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

| Modèles | Avantages | Inconvénients |
|---|---|---|
| **Spalart-Allmaras** | Economique (1 equ). Bon pour les écoulements moyennement complexes. | N'est pas largement testé. |
| **STD *k*-ε** | Robuste, économique et relativement précis. | Résultats médiocre pour des écoulements complexes (fort gradient de pression, rotation et swirl). |
| **RNG *k*-ε** | Bon pour des écoulements moyennement complexes (impact de jet, séparation d'écoulements, écoulements secondaires…) | Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope. |
| **Realizable *k*-ε** | Offre les mêmes avantages que le RNG. Recommandé dans le cas des turbomachines. | Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope. |
| **Reynolds Stress Model (RSM)** | Le modèle le plus complet Physiquement (transport et l'anisotropie de la turbulence sont tenu en compte) | Requiert plus de temps CPU. Les équations de quantité de mouvemen et turbulence sont étroitement liées. |
| **SST et Standard *k*-ω** | Modèle le plus recommandé pour les problèmes liés aux turbomachines, meilleur que le Realizable *k*-ε. | Nécessite une plus grande résolutio du_ maillage aux frontières (pas de lois aux murs). |

## VIII. DEFINITION DES CARACTERISTIQUES DU FLUIDE

**Define ⟶ Materials**

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



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

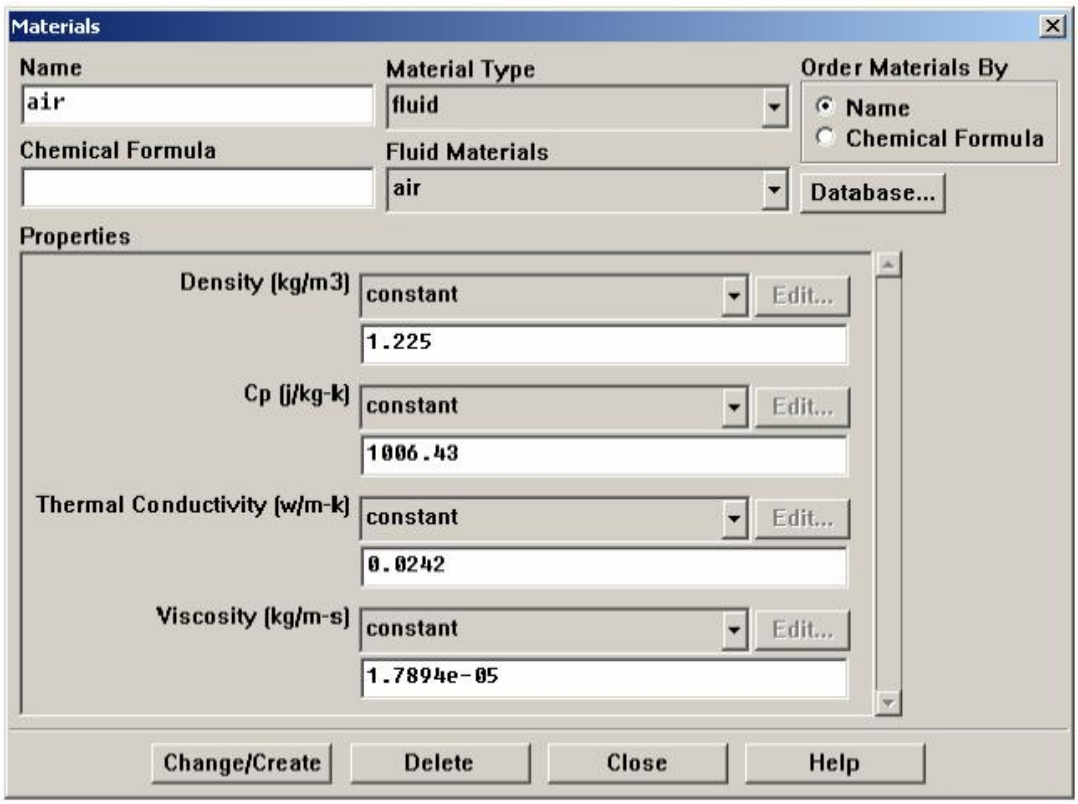



Figure 8 : Définition des caractéristiques du fluide

## IX. OPERATING CONDITIONS

**Define ⟶ Operating conditions**

Avant de choisir les conditions aux limites, il faut choisir d'abord la valeur de la pression de référence « operating conditions ».

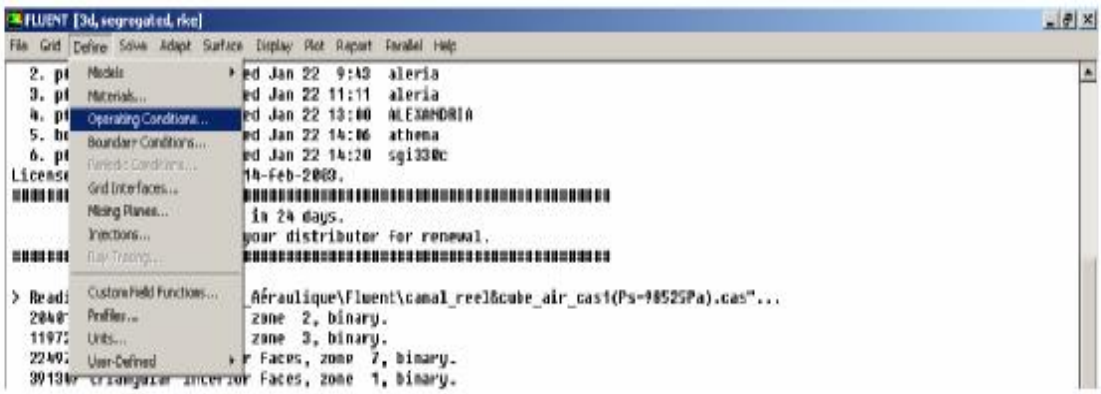



Figure 9 : Choix de la pression de référence

En effet, Fluent effectue tous les calculs, avec une pression appelée gauge pressure et ce afin d'éviter les erreurs d'ordre numérique lors du calcul pour des écoulements à faible nombre de mach. La relation liant la pression absolue à la « gauge pressure » est donnée par :

$$P_{abs}=P_{op}+P_{gauge}$$

Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique comme operating pressure.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

Ensuite, il faut choisir les conditions aux limites :

## X. CONDITIONS AUX LIMITES USUELLES

**Define ⟶ Boundary Conditions**

Ensuite, il faut fixer les valeurs des conditions aux limites :

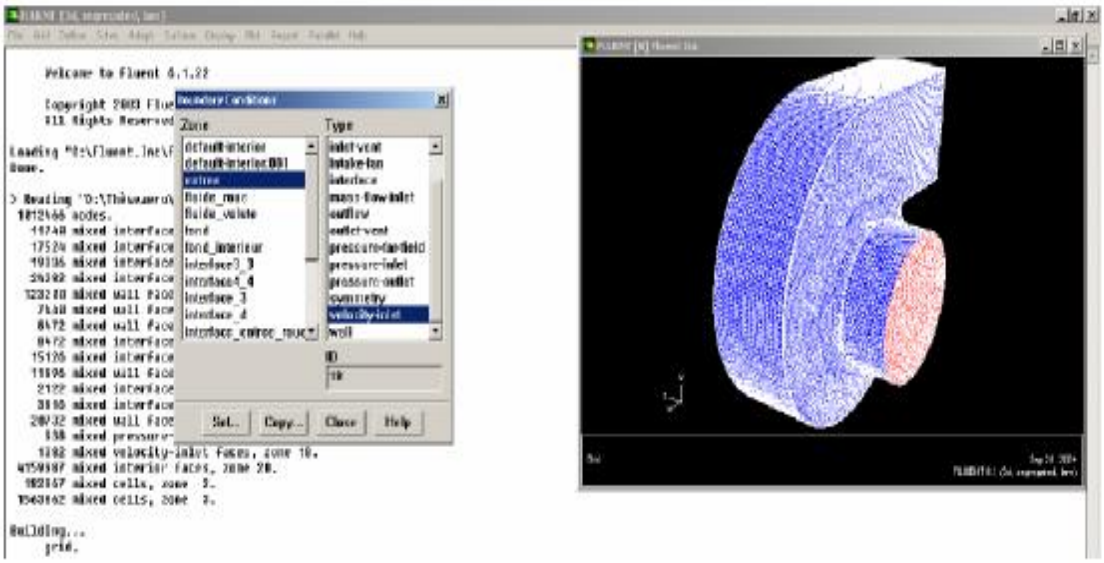


Figure 10 : Valeurs des conditions aux limites

### Velocity inlet

Utilisée pour des écoulements incompressibles ou moyennement compressibles, quand la vitesse d'entrée est connue.

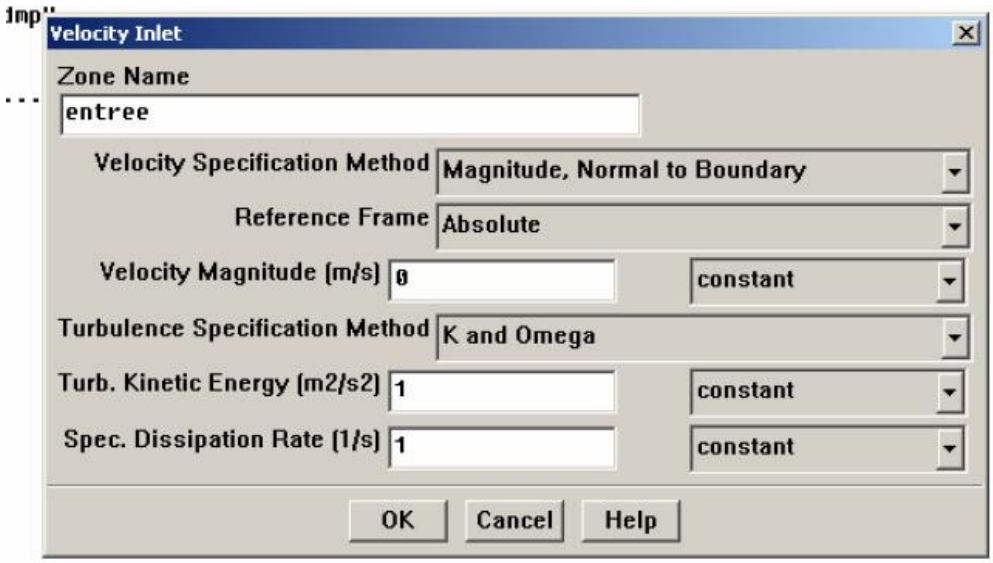



Figure 11 : *Velocity inlet*



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## Pressure Inlet

Utilisée pour les écoulements compressibles et incompressibles.

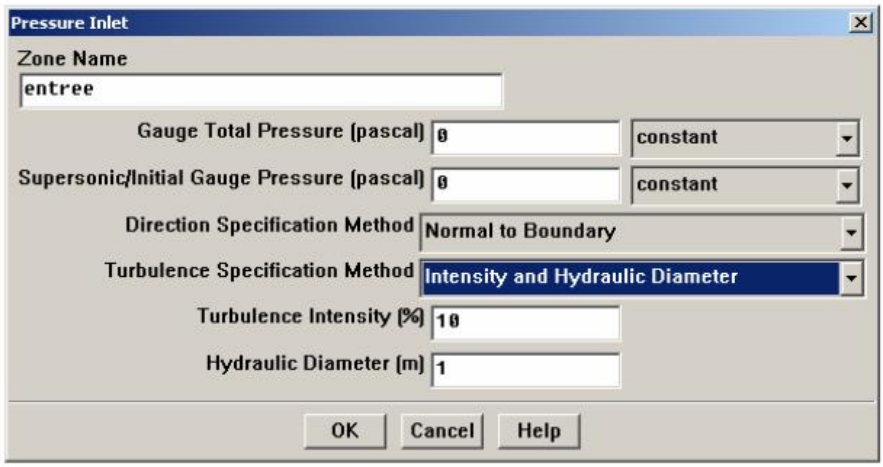



Figure 12 : *Pressure inlet*

Définition de la pression totale :

$$p_t = p + \frac{1}{2}\rho V^2$$ En écoulement incompressible.

$$p_t = p\left(1 + \frac{k-1}{2}M^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$ En écoulement compressible.

**Mass Flow Inlet**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

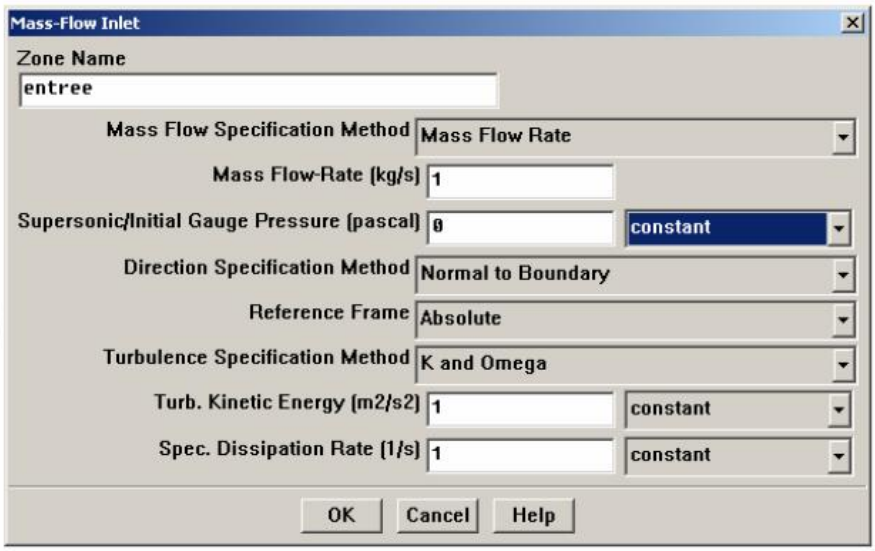



Figure 13 : *Mass flow inlet*

On impose un débit massique connu à l'entrée, il n'est pas nécessaire d'utiliser Mass Flow Inlet en écoulement incompressible.

**Pressure Outlet**



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

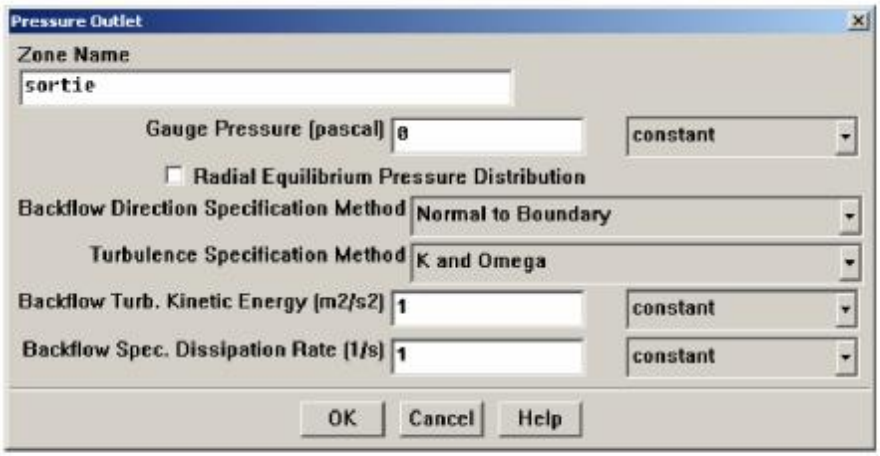



Figure 14 : *Pressure outlet*

Spécifie la pression statique de sortie.
L'utilisation de Pressure Outlet sert à définir la pression statique à la sortie. L'utilisation de la condition Pressure Outlets au lieu de Outflow a souvent comme conséquence une meilleure convergence.

**Nota : Problèmes de retour de débit (BackFlow)**

Backflow apparaît lorsque la pression statique dans une maille voisine à la maille qui est sur la frontière est inférieure à la pression imposée en conditions aux limites.
Il faut essayer d'éliminer le Backflow en éloignant la sortie (en allongeant la sortie).

**Outflow**

L'Outflow est utilisée pour modéliser les sorties de fluide dont on ne connaît à priori les détails de la vitesse et de la pression à la sortie. Il n'est pas approprié pour les calculs suivants :

- Si le problème possède une condition de *pressure inlet*
- Si vous modélisez un écoulement compressible
- Si vous modélisez un écoulement instationnaire avec variation de la densité

Figure 15 : *Out flow*

Wall est utilisé pour délimiter les régions solides des régions fluides. En général on utilise

les propriétés d'une paroi lisse i-e Roughness Height = 0 et Roughness Constant = 0.5.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

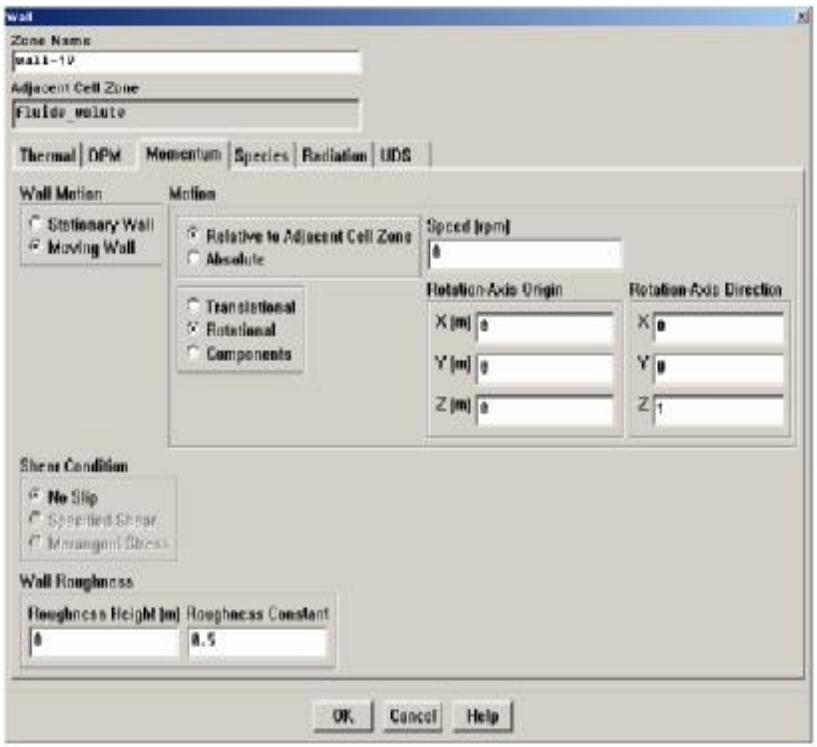



Figure 16 : *Wall*

## XI. CONDITIONS AUX LIMITES EN PRESENCE D'UN DOMAINE TOURNANT

### 1. Spécification du domaine fluide tournant

**Define ⟶ Boundary Conditions ⟶ set (fluide_tournant)**

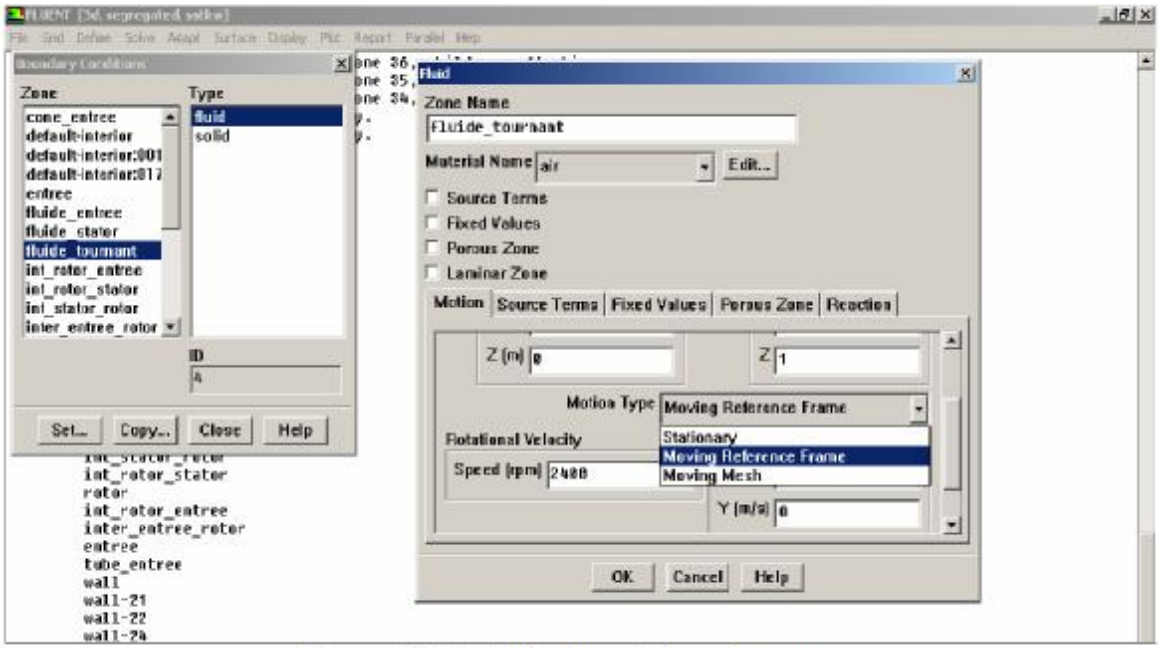



Figure 17 : Spécification du domaine tournant

Pour le domaine fluide qui contient les pales du rotor, on spécifie qu'il est en mouvement



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

avec une vitesse de rotation de 2400 tr/mn.

**2. Spécification des parois ‘’*wall* ‘’tournantes**

**Define ⟶ Boundary Conditions ⟶ set (rotor)**

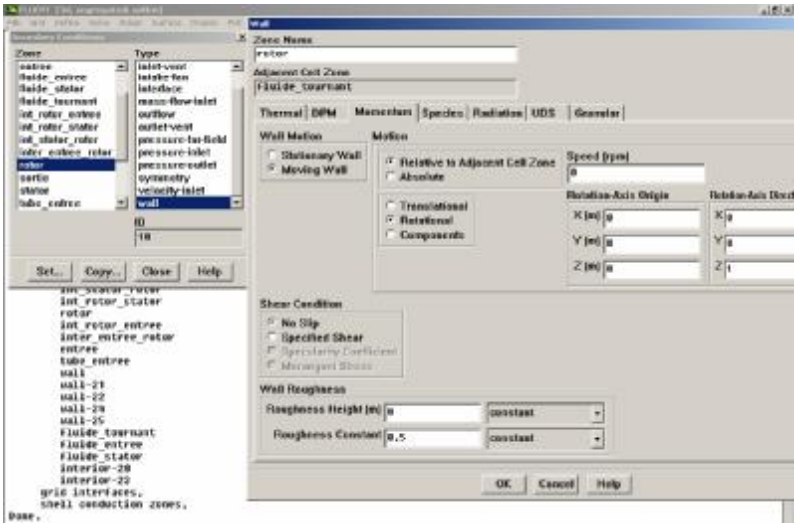


Figure 18 : Spécification des parois ‘’*wall* ‘’tournantes

Pour les parois ‘’*wall*’’ tournantes (Dans notre cas, ça sera le *rotor* et le *shroud)* on doit spécifier qu’elles sont en rotation d’une vitesse de rotation nulle par rapport au mailles voisines.

**3. Définitions des interfaces (pour un maillage ‘sliding mesh’)**

Indiquez les deux zones d'interface qui comportent l'interface de la grille en choisissant un dans la liste ‘’interface zone1’’ et un dans liste ‘’interface zone 2’’. (l'ordre n'importe pas.)

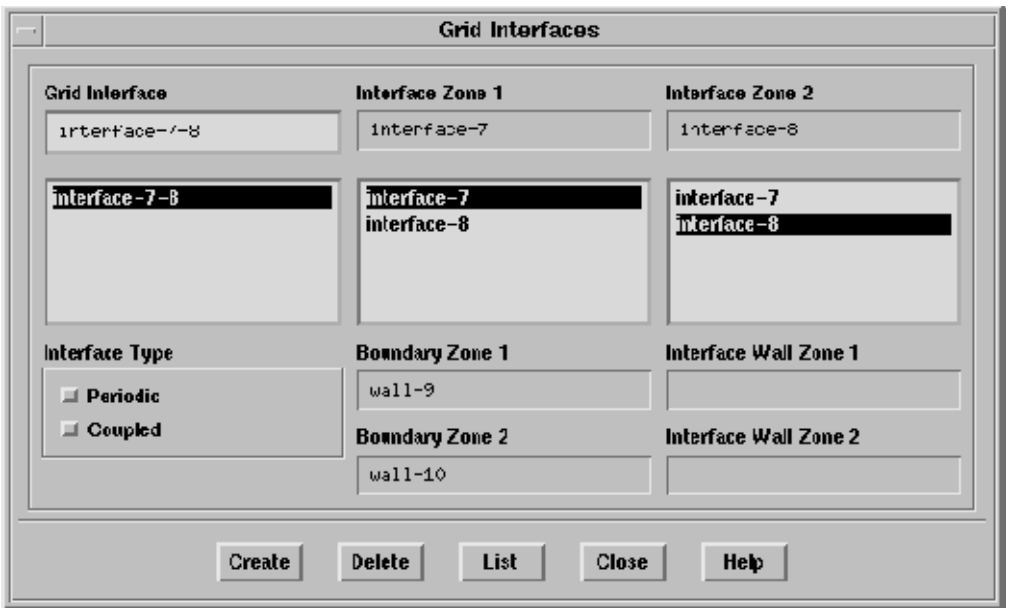



Figure 19. : Grid Interfaces



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## XII. CHOIX DES CRITERES 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.

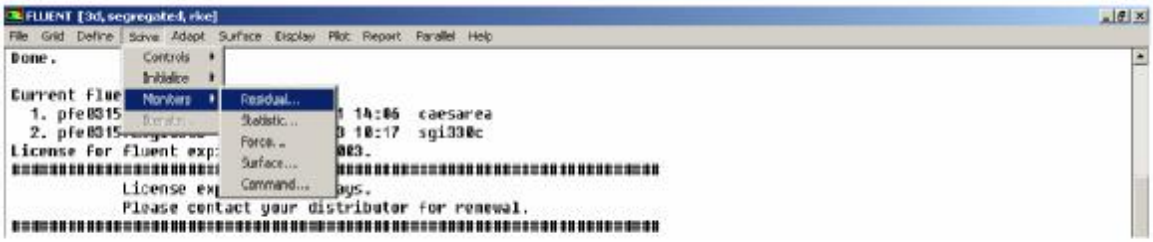
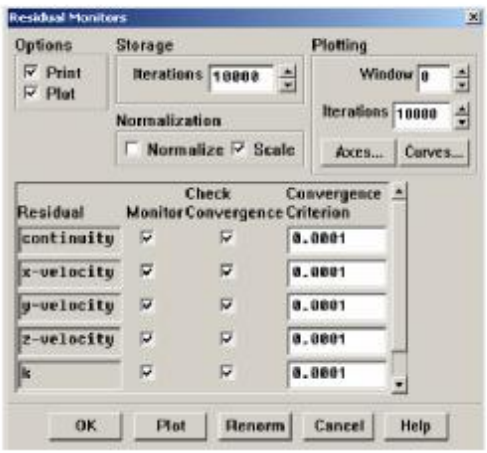



Figure 20 : Choix et affichage pendant les calculs des critères de convergence




Pour afficher la convergence à l'écran pendant les calculs sous forme d'un graphe, il faut activer l'option Plot. Il est possible de désactiver certains critères d'arrêt de la simulation en décochant la case de convergence.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

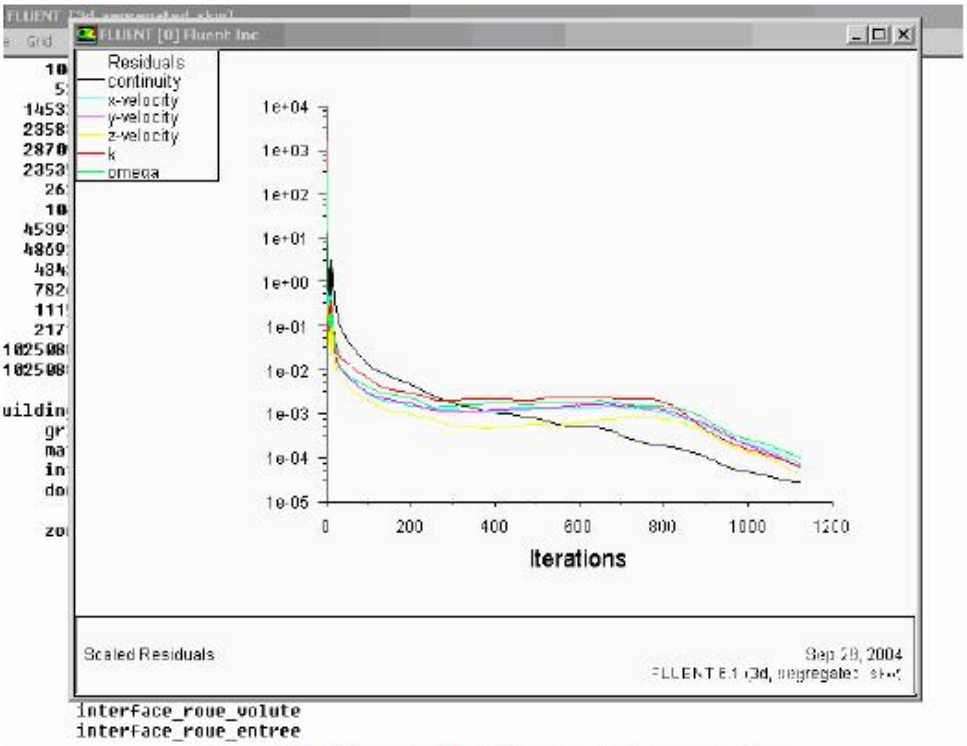


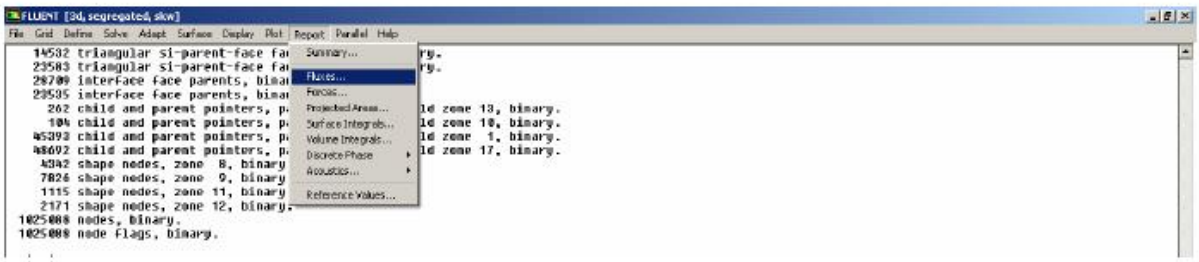

Figure 21 : Allures de l'évolution des résidus de calcul

Les résidus sont calculés à partir des corrections dans les variables ; pression, vitesse, température… du problème entre la présente itération et l'itération précédente.
Dans la plupart des cas, le critère de convergence par défaut dans FLUENT (residual) est suffisant. La solution converge quand les résidus atteignent $10^{-3}$. Toutefois, dans certains cas il faut pousser les calculs à $10^{-4}$ voir $10^{-6}$. Il n'y a pas de règle universel !**Dans le cas des écoulements diphasiques, il faut impérativement pousser la convergence à $10^{-4}$.**

## XIII. AUTRES CRITERES DE CONTROLE DE LA CONVERGENCE

### 1. Conservation de la masse

**Report → Fluxes…**






PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

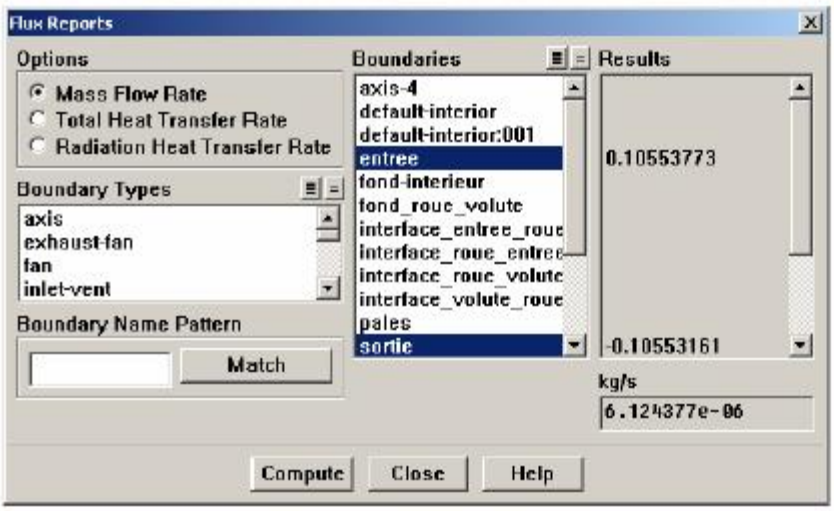



Figure 22 : Conservation de la masse

Un critère révélateur de la convergence est de vérifier la conservation de masse. Il faut que la différence entre les débits entrants et sortants soit nulle (infiniment petite).

**2. Evolution d'une intégrale**

L'affichage de l'évolution de l'intégrale (surfacique ou volumique) d'une variable pendant les calculs est un autre moyen de vérifier que la solution est bien stable.

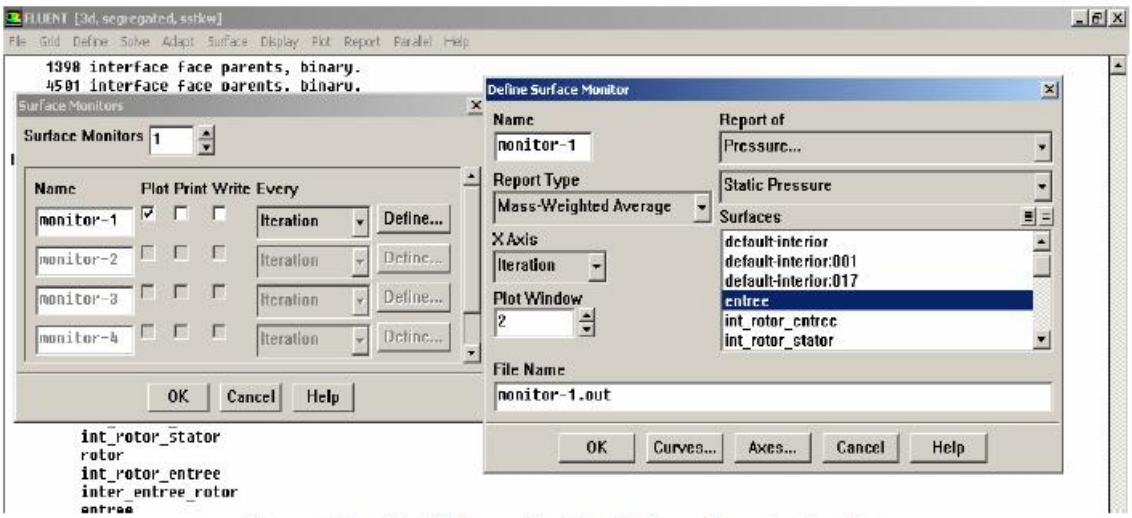



Figure 23 : L'affichage de l'évolution d'une intégrale

**3. Evolution d'une force exercée sur une paroi**

L'Affichage pendant les calculs de l'évolution d'une force exercée sur une paroi peut être un moyen supplémentaire et efficace pour vérifier la stabilité des calculs.



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

**Solve ⟶ Monitors ⟶ Force…**

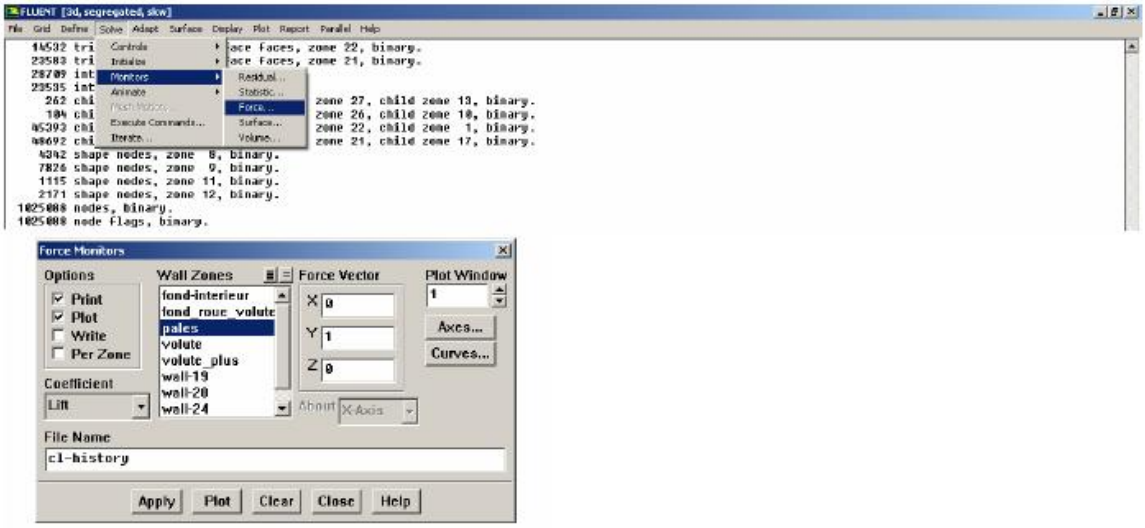



Figure 24 : Evolution d'une force exercée sur une paroi

## XIV. INITIALISATION DES CALCULS

Il est conseillé dans nombreux cas d'initialiser les calculs aux conditions de l'entrée.
Toutefois s'il y a un calcul qui a déjà convergé et que vous désirez changer juste un paramètre (exp. Vitesse d'entrée), il est préférable d'initialiser au calcul précédent déjà convergé.

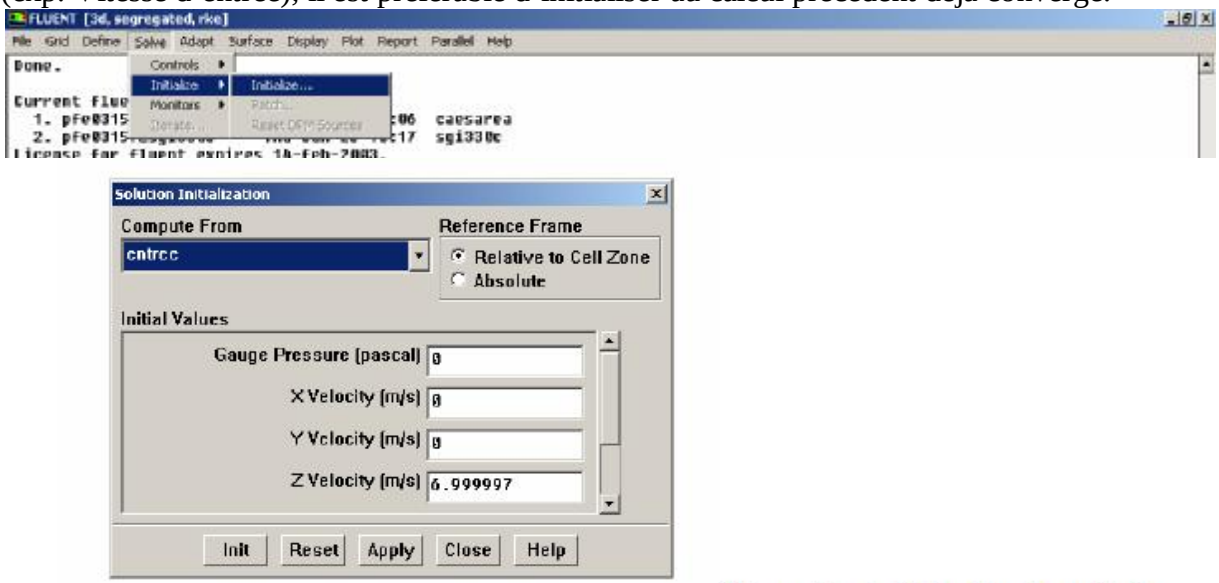



Figure 25 : Initialisation des calculs



PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com

## XV. SAUVEGARDE DU FICHIER *.CAS

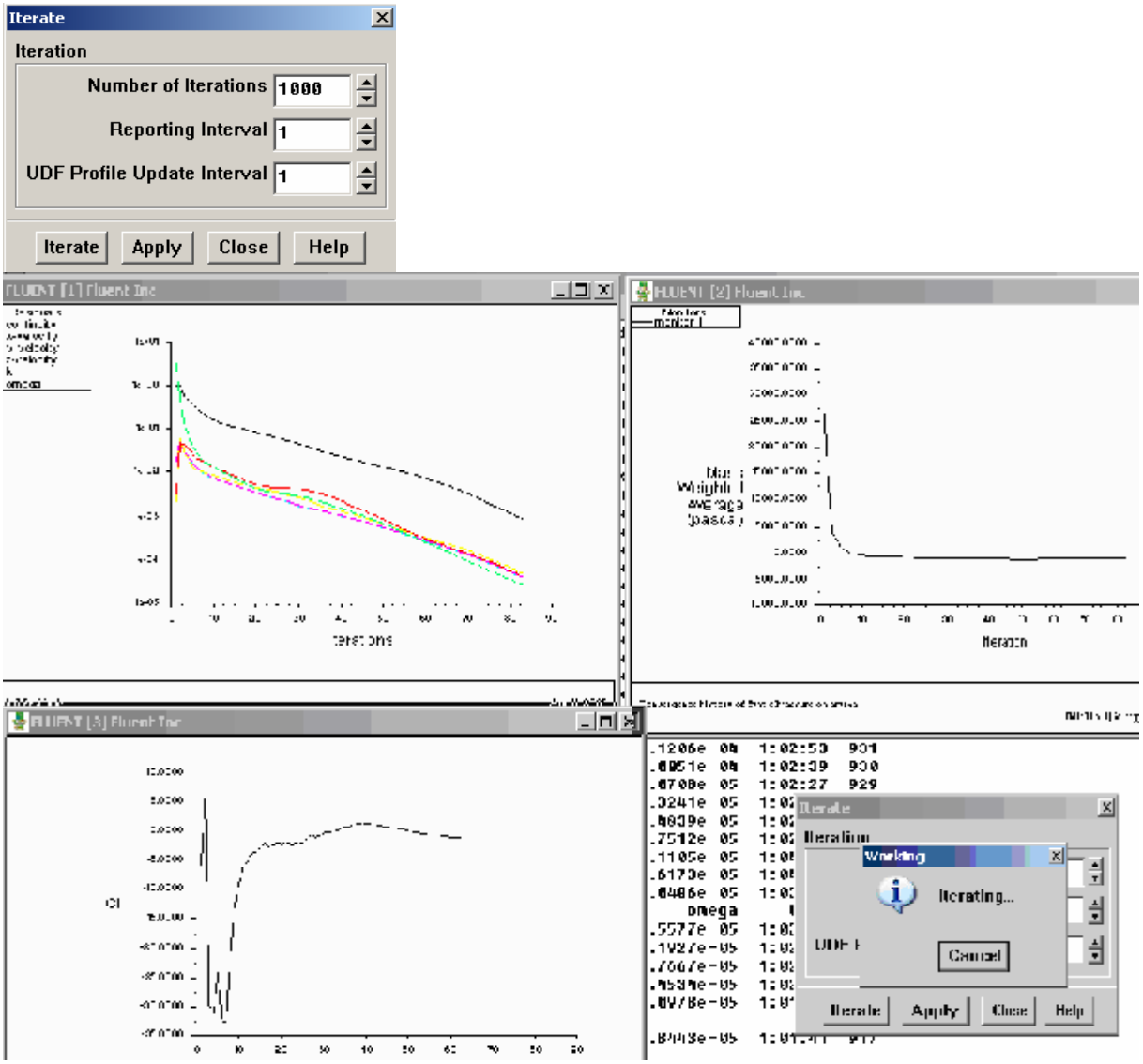
**File → Write → Case**

Il est conseillé qu'une fois le paramétrage est effectué, de sauvegarder le fichier en format *.cas. S'il y a un bug durant les calculs, il suffit de charger le fichier *.msh, on n'aura pas à refaire le paramétrage.

## XVI. LANCEMENT DE LA SIMULATION

**Solve → iterate**

Le paramétrage étant effectué, il ne reste plus qu'à choisir le nombre d'itérations que Fluent devra réaliser.






PDF created with pdfFactory Pro trial version www.pdffactory.com