RÉPUBLIQUE ALGERIENNE DÉMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEURE ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE.

Université Yahia Fares de Médéa

Faculté de Technologie

Département de Génie Mécanique

Mémoire

Pour l'obtention du diplôme de Master En Génie Mécanique

Option : Énergétique et Thermique des Systèmes

Thème :

Étude de l'interaction fluide-structure D'un écoulement de l'eau autour d'un ehydrolienne à l'aide du code Ansys CFX

Proposé etdirigé par :Réalisé par :

Dr ALLICHE MOUNIR **Mr MORSLI Khalil**

Dr REBHI Redha **Mr BENAMAR Zakaria**

Promotion 2016/2017

Dédicaces

Je dédie ce modeste travail :

À mes chers parents.

À mes frères et mes sœurs.

À toute la famille MORSLI.

Et tous mes amis.

MORSLI Khalil

Je dédie ce modeste travail :

À mes chers parents.

À mes frères et mes sœurs.

À toute la famille BENAMAR.

Et tous mes amis.

BENAMAR Zakaria

Remerciements

Un grand merci au bon Dieu de nous avoir guidés vers le bon chemin de la lumière et de savoir. Nous tenons à remercier vivement notre encadreur, Dr ALLICHE Mounir pour son suivi, son assistance, sa confiance, ses encouragements, sa patience et son soutien favorable pour l'aboutissement de ce travail.

On remercie vivement Dr REBHI Ridha pour toute l’aide et l’assistance qu’il nous a données lors de l’élaboration de ce travail, ses conseils précieux le long de notre formation. Nous tenons aussi à lui exprimer nos profonds respects.

Nos sincères remerciements vont également à tous les membres du jury, d’avoir accepté d’examiner ce travail.

.

Résumé :

Le but de ce travail est d'étudier l'écoulement de l'eau autour d'un profil d'aile (URA23003_76F001) et les forces hydrodynamique (trainée et portance) ; par une méthode : numérique (en utilisant le code ANSYS CFX 15.0). En fin, une étude comparative entre les deux modelés $k-\varepsilon$ et $SST\ k-\omega$ est presentée.

Mots Clés : hydrodynamique, Ecoulement de l'eau, Turbulence, $k-\varepsilon$, $SST\ k-\omega$

Abstract:

The aim of this work is to study the flow of water around a wing ((URA23003_76F001 type) and the hydrodynamic forces (drag and lift); by one method: numerical (using the ANSYS CFX code 15.0). A comparative study between two models $k-\varepsilon$ and $SST\ k-\omega$ is represted.

Keywords: hydrodynamic, waterfowl, Turbulence, $k-\varepsilon$, $SST\ k-\omega$

الملخص:

الهدف من هذا العمل هو دراسة تدفق الماء حول الجناح نوع (URA23003_76F001) والقوى الهيدروديناميكية (سحب ورفع)، بواسطة الطريقة العددية (باستخدام برنامج ANSYS CFX 15.0)في النهاية تم اجراء دراسة مقارنة بين النموذجين k-e وk-w.

كلمات مفتاحية: الهيدروديناميكية، تدفق الماء، الاضطراب، $k-\varepsilon$، $SST\ k-\omega$

SOMMAIRE

INTRODUCTION GÉNÉRALE ……1

CHAPITRE 1 : ECOULEMENTS EXTERNES AUTOUR D'UN PROFIL

1. GENERALITES ET DIFINITION

1.1 Définition d'un fluide…… 4

1.1.2 Propriétés des fluides……..……..4

1.1.3 Viscosité……..5

1.1.4 Classification des fluides ……...……..6

1.1.5 Compressibilité……..7

1.2. CARACTERISTIQUES GEOMETRIQUES ET DESIGNATION D'UN PROFIL7

1.2.1 Caractéristique géométriques ……7

1.2.2 Différents types de profils…….……9

I.3. CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES D'UN PROFIL…….12

I.3.1 : Les forces agissant sur un profil.……...…….……12

I.3.2. Définition des forces et moments…….…...12

I.3.3 Coefficients aérodynamiques ……...…….15

I.4-DECROCHAGE DE L'AILE……...…….……18

Chapitre 2 : MODELISATION DE LA TURBULENCE

2.1. INTRODUCTION……20

2.2. EQUATIONS FONDAMENTALES DE LA DYNAMIQUE DES FLUIDES…….……20

2.2.1. Grandeurs moyennes ……...20

2.2.2. Equation de continuité……...21

2.2.3. Equation de quantité de mouvement……..……22

2.2.4. Equation de conservation d'énergie……...……22

2.3. CLASSES DE MODELES……...……..22

2.3.1. Modèle K-**ε** 23

2.3.2 Modèle SST *K-ω*……...……24

2.3.2.1. Comportement en proche paroi …….25

2.3.2.2. Atouts et limitations……..26

2.3.3.La pression ……26

CHAPITRE 3 : Présentation des outils de simulation

3 .1 Présentation de solidWorks…… ……28

3.1.1- Historique……...28

3.1.2- Fonctionnement…….…… 28

3.1.3- Les pièces …….……...28

3.1.4 Différent fonction logicielles…… 29

3.1.4.1- les assemblages ……..29

3.1.4.2- les mises en plan…….30

3.1.4.3-Vues …… ……30

3.1.4.4- Cotation……30

3.1.4.5-Fond de plan……...…….30

3.1.4.6-Nomenclature ……..…….……...31

3.1.4.7-Les extensions des fichiers …….……31

3 .2. Présentation d'ANSYS……31

3.2.1 Principaux produits …….32

3.2.1.1-ANSYS Structural…….32

3.2.1.2-ANSYS Mechanical …….32

3.2.1.3-ANSYS CFX et Fluent……..32

3.2.1.4-ANSYS AUTODYN et ANSYS LS-DYNA …….33

3.2.1.5-ANSYS Multiphysics ……..33

3.2.2-Environnement logiciel ……..33

3.2.2.1-ANSYS classique ……...33

3.2.2.2-ANSYS Workbench ……..33

3.3. Comment construire une aile d'avion dans solidworks à partir des coordonnées …….34

3.3.1-Ajouter les points dans le programme solidworks …….……35

3.3.2-Menu principal du logiciel ANSYS Workbench ……37

3.3.3-Module de création géométrique…… 39

CHAPITRE 4 : ETUDE NUMERIQUE

4.1. INTRODUCTION ……44

4.2. PRINCIPE DE LA METHODE DES ELEMENTS FINIS …….44

4.3. MODELISATION MATHEMATIQUE DU PROBLEME ……45

4 .5 PRESENTATION DU LOGICIEL CFX 15.0 ……..46

4.5.1 Ansys DesignModeler …….47

4.5.2 Maillage…….47

4.5.3 CFX-pre ……47

4.5.4 CFX-solve ……49

4.5.5 CFX-post 51

CHAPITRE 5 : RESULTATS ET DISCUSSION

5.1. Configuration géométrique ……..53

5.1.1. Conditions limites à l'entrée ……54

5.2. Maillage utilisée …….54

5.3. Résultats et discussions ……..55

5.4 Effets de l'angle d'incidence sur l'écoulement autour du Profil…… ….69

Conclusion générale ……...……..78

References ……...….79

Nomenclature

C_D	Le coefficient de traînée	
C_L	Le coefficient de portance	
Cp	Coefficient de pression	
Re	Nombre de Reynolds	
δ_k,δ_ε	Le nombre de Prandtl turbulent pour k et ε	
S_K,S_ε	Terme source	
Γ_kEt Γ_ω	Coefficients de diffusion effective de$k$ et ω	
Y_kEt Y_ω	Les dissipations de k et ω dues à la turbulence	
ϕ	Le terme du pression-	
K	Energie cinétique turbulente par unité de masse	m^2/s^2
ε	Dissipation tourbillonnaire de turbulence	m^2/s^2
ρ	Masse volumique du fluide	kg/m^3
ν	Viscosité cinématique du fluide	m^2/s
S	Surface	m^2
U	Vitesse du fluide	m/s
L , D	Dimension caractéristique	M
μ	viscosité dynamique du fluide	Pa·s ou kg/m·s
P	Pression	Pa
P_∞	Pression statique	Pa
e	epaisseur	m

LISTE DES FIGURES

1.1 : Déformation résultante de l'application d'une force tangentielle……5

1.2 : Classification des fluides 7

1.3 : Caractéristiques géométriques d'un profil..... 8

1.4 : Biconvexe symétrique.....9

1.5 : Biconvexe dissymétrique 9

1.6 : Plan convexe 10

1.7 : Plan creux 10

1.8 : Double courbure 10

1.9 : Supercritique 11

1.10 : les forces appliquées 11

1.11 : la différence de pression sur le profil..... 12

1.12 : Les forces agissant sur un profil..... 12

1.13 : la distribution surfacique de pression et de frottement 13

1.14 : la distribution surfacique de pression et de frottement situé côté extrados puis côté intrados 14

1.15 : la polaire de l'aile par la courbe CL= f(CD).....17

1.16 : Écoulement décollé (décrochage de l'aile).....18

3.1 : Les points de profile.....34

3.2 : Ajouter les points sur solidworks 35

3.3: Création aile d'avion 35

3.4 : Extrusion aile d'avion..... 36

3.5 : Aile d'avion 36

3.6 : Sauvegarder le fichier dans type IGES..... 37

3.7 : Le menu principal de programme ANSYS.....38

3.8 : Ouvrir l'analyse mécanique des fluides (cfx).....38

3.9 : Choisir géométrie 39

3.10 : importer le fichier de géométrie 39

3.11 : Création aile d'avion sur géométrie.....40

3.12 : création englober 40

3.13 : Ajouter la distance de l'englober 41

3.14 : Création aile d'avion avec veine d'essai..... 41

3.15 : Transfert aile d'avion et veine d'essai un seul corps (booléen).....42

4.1 : Les modules principaux du CFX-15.0.....46

4.2 : Interface graphique du module meshing 47

4.3 : Interface graphique du module CFX-Pre 48

4.4 : Interface graphique du module CFX-Solver 49

4.5 : Organigramme de mise en œuvre d'un calcul (source : documentation CFX).....50

4.6 : Interface graphique du module CFX-Post 51

5.1 : Géométrie 53

5.2 : Géométrie du problème et conditions aux limites..... 53

5.3 : Distribution de maillage fin..... 54

5.4: Courbes de convergence pour le maillage raffiné avec modèle de turbulence k-ε.....55

5.5 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α=0˚.....56

5.6 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α=5˚.....56

5.7 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= -5˚.....57

5.8 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= 15˚.....57

5.9 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= -15˚.....58

5.10 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= 25˚.....58

5.11 : coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= 35˚.....59

5.12 : profile de vitesse et de pression α=0. Station 1 (x=0.1 m).....60

5.13 : profile de vitesse et de pression α=0. Station 2 (x=-0.8 m).....61

5.14 : profile de vitesse et de pression α=0. Station 3 (x=1 m).....62

5.15 : profile de vitesse et de pression α=15. Station 1 (x=0.1 m).....63

5.16 : profile de vitesse et de pression α=15. Station 2 (x=-0.8 m).....64

5.17 : profile de vitesse et de pression α=15. Station 3 (x=1 m).....65

5.18 : profile de vitesse et de pression α=35. Station 1 (x=0.1 m).....66

5.19 : profile de vitesse et de pression α=35. Station 2 (x= -0.8 m).....67

5.20 : profile de vitesse et de pression α=35. Station 3 (x=1 m).....68

5.21 : Contour de la pression **α** =0°.....69

5.22 : Contour de la vitesse **α**=0°.....69

5.23 : Contour de la pression **α**=0°.....70

5.24 : Contour de la vitesse **α**=0°.....70

5.25 : Contour de la pression **α**=-5°.....71

5.26 : Contour de la vitesse **α**=-5°.....71

5.27 : Contour de la pression **α**=-5°.....72

5.28 : Contour de la vitesse **α**=-5°... 72

5.29 : Contour de la pression **α**= 5°.....73

5.30 : Contour de la vitesse **α**= 5°.....73

5.31 : Contour de la pression **α**= 15°.....74

5.32 : Contour de la vitesse **α**= 15°.....74

5.33 : Contour de la pression **α**= 5°.....75

5.34 : Contour de la vitesse **α**= 5°.....75

5.35 : Contour de la pression **α**= 15°.....76

5.36 : Contour de la vitesse **α**= 15°.....76

5.37 : décollement d'air à = 35°.....77

LISTE DES TABLEAUX

3.1 : Les coordonnées de profile……34

5.1 : Coordonnées des stations……....55

INTRODUCTION GENERALE

INTRODUCTION GÉNÉRALE

La **dynamique des fluides** est l'étude des mouvements des fluides, qu'ils soient liquides ou gazeux, fait partie de la mécanique des fluides avec l'hydrostatique (statique des fluides).

Beaucoup de travaux de recherches ont été réalisés pour modéliser la dynamique des fluides et ses sous-disciplines comme l'aérodynamique, l'hydrodynamique, et l'hydraulique ont des applications très diverses. Par exemple, elles sont utilisées dans le calcul des forces et des moments dans l'aéronautique ou pour les prévisions météorologiques.

Dans ce contexte, plusieurs expériences ont été réalisées et confrontées aux méthodes numériques. Pour ces dernières, une large gamme de méthodes mathématiques ont été développées afin de s'approcher de la réalité de l'écoulement.

Pour notre cas, on a utilisé le code CFX, qui représente un outil de simulation numérique puissant et de grande qualité afin de simuler un écoulement autour de profil. Ce code de calcul trouve de plus en plus de place dans différents domaines d'industrie surtout dans l'option des écoulements de fluides et transfert de chaleur.

Le but de ce travail est d'étudier numériquement l'écoulement stationnaire d'un fluide parfait non visqueux et subsonique bidimensionnel autour d'un profil hydrolienne pour calculer les différents paramètres (coefficient de pression; vitesse et la pression) sur la paroi du profil .

Ce travail rentre dans le cadre d'un mémoire de Master, dont le plan se compose en ***cinq*** chapitres et une conclusion :

- Le premier chapitre concerne les écoulements externes autour d'un profil
- Le second chapitre traite la modélisation de l'écoulement
- Le troisième présente les principaux outils de simulation utilisés
- Le quatrième chapitre concerne l'étude numérique
- Le dernier chapitre présente les résultats obtenus par les deux approches, compte tenu des différents paramètres physiques et hydrodynamiques, et sont suivis d'une discussion pour chaque cas.
- Une conclusion générale de cette étude, les perspectives sont ensuite présentées.

CHAPITRE 1

ECOULEMENTS EXTERNES AUTOUR D'UN PROFIL

1. GENERALITES ET DIFINITION

1.1 Définition d'un fluide

Fluide est une substance qui peut couler. Techniquement l'écoulement de toute substance signifie un mouvement relatif continu entre les différentes particules de la substance. Maintenant, comment et pourquoi un écoulement de fluide ? La réponse à «comment» est le mouvement relatif continu entre les particules du fluide lorsque la force de cisaillement agit sur elle. Et la réponse à «pourquoi» est les particules de mouvement fluide au-delà de l'autre lorsque la force de cisaillement est appliquée parce qu'ils ne peuvent pas résister à la force de cisaillement, ce qui signifie qu'ils sont inélastiques aux contraintes de cisaillement. Un fluide peut se déformer sous la contrainte de cisaillement indéfiniment sans revenir à sa position initiale.

1.1.2 Propriétés des fluides

Le terme fluide comprend à la fois liquide et gaz. La principale différence entre un liquide et un gaz est que le volume de liquide reste un certain car elle prend la forme de la surface sur ou dans laquelle il entre en contact, tandis qu'un gaz occupe l'espace disponible totale dans le récipient dans lequel il est gardé. En hydraulique en génie civil, le fluide pour examen est liquide, donc, nous allons examiner certains termes et les propriétés des liquides.

Masse volumique : Il est la masse du fluide par unité de volume. Il est l'unité kg par mètre cube.

Poids spécifique : est le poids par unité de volume du fluide. Cette quantité dépend de la force de gravité de l'endroit où le fluide est maintenu. Les unités de celui-ci sont newton par mètre cube.

Volume spécifique : Il est le volume occupé par l'unité de masse du fluide. Son unité est le mètre cube par kg.

Densité relative ou Densité : Il est défini comme le ratio de la masse volumique du fluide concerné et la densité de la masse d'eau à pression et température standard, à savoir, 4 degrés Celsius et la pression atmosphérique.

1.1.3 Viscosité

La viscosité est la propriété physique *intrinsèque* impliquant une dépendance entre les contraintes et les vitesses de déformations, en l'occurrence entre la contrainte de cisaillement et la vitesse de cisaillement.

Considérons l'expérience qui consiste à placer une substance entre deux plaques séparées par une petite distance e. Le plan inférieur est fixe et la plaque supérieure est soumise à une force F parallèle à la plaque engendrant une contrainte tangentielle en chaque point de la substance entre ces deux plans. [1]

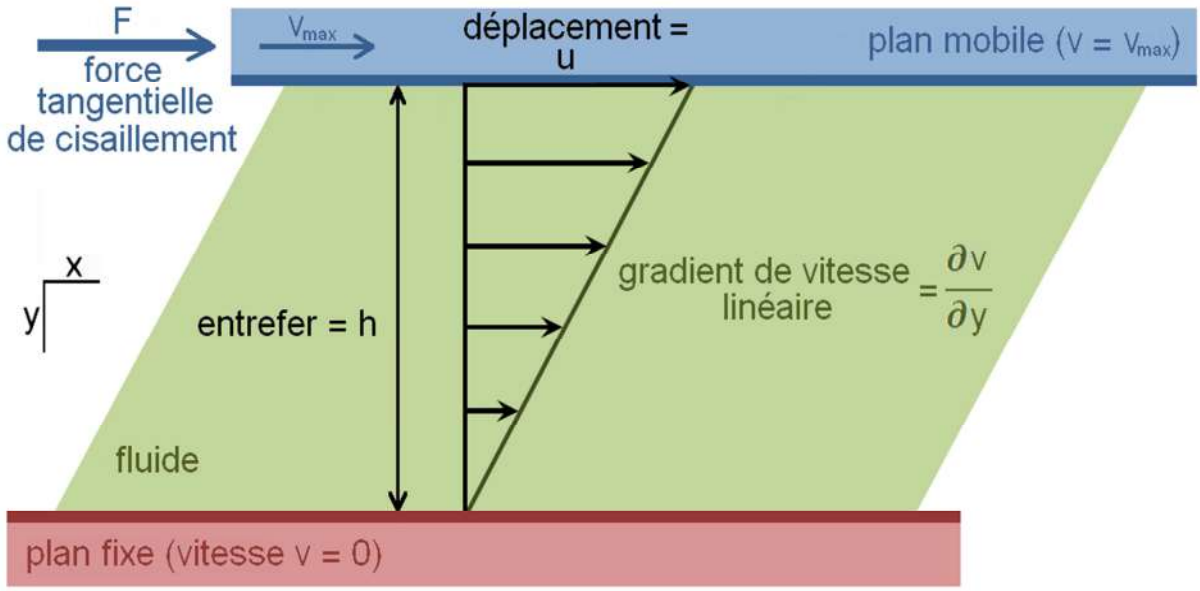


Figure 1.1 : Déformation résultante de l'application d'une force tangentielle.

a. Sous l'action de la force de cisaillement F, il s'établit dans le fluide un état de mouvement tel que les couches qui se trouvent en contact direct avec les plaques ont la même vitesse qu'elles (adhérence aux plaques), tandis que les couches intermédiaires glissent les unes sur les autres avec la vitesse u proportionnelle à leur distance y de la plaque fixe

b. La force de cisaillement est donnée par :

$$F = \mu \frac{SU}{e} \qquad (1.1)$$

Le facteur de proportionnalité μ est appelé la viscosité absolue ou viscosité dynamique du fluide.

c. La contrainte de cisaillement est donnée par :

$$\tau_0 = \frac{F}{S} = \mu \frac{U}{e} \qquad (1.2)$$

Le rapport $\frac{U}{e}$ est appelé le taux de déformation angulaire du fluide.

L'équation (1.2) peut être écrite sous une forme plus générale :

$$\tau_0 = \mu \frac{dU}{dy} \qquad (1.3)$$

L'équation (1.3) est appelée la loi de Newton de la viscosité.

Tirons de (1.3) μ , nous obtenons :

$$\mu = \frac{\tau_0}{\frac{dU}{dy}} \qquad (1.4)$$

μ Se mesure en [N.sec/m²] ou en [Kg/m.sec].

On définit aussi la viscosité cinématique qui se mesure en [m² /sec] par :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \qquad (1.5)$$

1.1.4 Classification des fluides : Il existe deux classes de fluides : Les fluides Newtoniens et les fluides non Newtoniens. Dans les cas des fluides Newtoniens, il y'a une relation linéaire entre le module ou la norme de la contrainte de cisaillement appliquée et le taux de déformation qui en résulte ; c'est à dire que le coefficient μ est constant. Dans le cas des fluides non Newtoniens, cette relation n'est plus linéaire. [2]

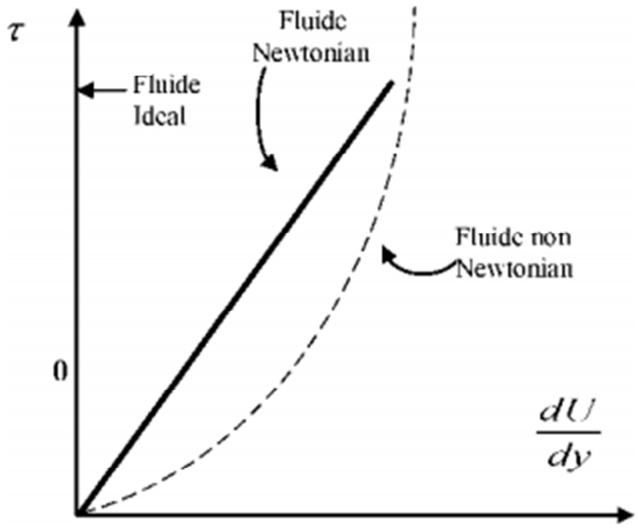


Figure 1.2 : Classification des fluides

1.1.5 Compressibilité

On appelle compressibilité d'un fluide, à température constante, la capacité de changer son volume sous l'action d'un changement de la pression. On l'exprime par un coefficient défini par la relation :

$$Z=\frac{1}{V}\frac{dV}{dP} \qquad (1.6)$$

1.2. CARACTERISTIQUES GEOMETRIQUES ET DESIGNATION D'UN PROFIL

1.2.1 Caractéristique géométriques :

Les paramètres aérodynamiques des profils dépendent fortement des caractéristiques géométriques du profil présentés sur la Figure 1.3

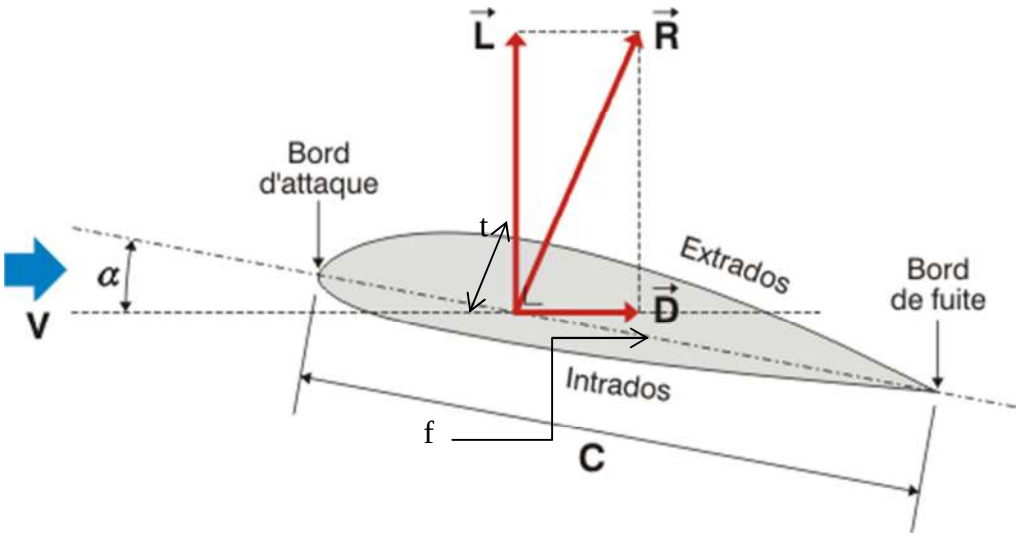


Figure 1.3 : Caractéristiques géométriques d'un profil

La corde(C) : Est la ligne droite qui connecte le bord d'attaque avec le bord de fuite.

L'angle d'attaque : Est l'angle entre la corde du profil et la direction de l'écoulement à l'infini (désigné par α).

La ligne moyenne est l'ensemble des points milieux des segments perpendiculaires à la corde. On l'appelle aussi squelette du profil ou courbure moyenne. La forme de cette ligne moyenne est la base dans la détermination des caractéristiques aérodynamiques des profils d'ailes. Une courbure non-nulle, correspondant à un profil dissymétrique, engendre une portance même à un angle d'incidence nulle.

La flèche maximale (f) : La plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à la corde.

L'épaisseur maximum du profil (t): C'est la distance maximum entre l'extrados et l'intrados.

L'épaisseur relative (t/c) : Est le rapport de l'épaisseur maximum à la corde du profil.

Courbure relative (f/c) : C'est le rapport de la flèche maximal à la corde du profil.

Extrados : surface supérieure de l'aile.

Intrados : Surface inférieure de l'aile.

Bord d'attaque : bord antérieur de l'aile.

Bord de fuite : bord postérieur de l'aile.

1.2.2 Différents types de profils

Il existe de très nombreux profils qui sont classés suivants leurs formes par familles.

Biconvexe symétrique

L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde.

La ligne moyenne est rectiligne et est confondue avec la corde.

Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.

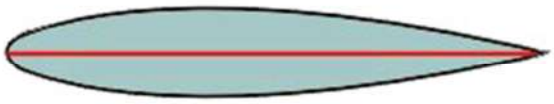


Figure 1.4 : Biconvexe symétrique

Biconvexe dissymétrique

La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados.

La ligne moyenne est à simple courbure (intrados et extrados convexes)

Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion de loisir.



Figure 1.5 : Biconvexe dissymétrique

Plan convexe

Il s'agit d'un profil ayant un intrados relativement plat et un extrados cambé (convexe).

La ligne moyenne est à simple courbure.

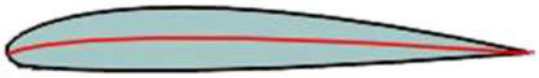


Figure 1.6 : Plan convexe

Plan creux

L'extrados est convexe et l'intrados concave.

Ces profils sont très porteurs mais génèrent une trainée importante.

Ce type de profil était très utilisé autrefois pour les planeurs.

La ligne moyenne est à simple courbure**.**



Figure 1.7 : Plan creux

Double courbure

La ligne moyenne est à double courbure

La seconde courbure de la ligne moyenne confère des qualités de stabilité d'où le qualificatif d'AUTOSTABLE.

Ce profil peu répandu est surtout utilisé pour les ailes volantes.

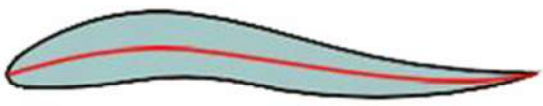


Figure 1.8 : Double courbure

Supercritique

Double courbure inversée. Extrados très tendu (grand rayon de courbure).

Dans la zone du bord d'attaque de l'extrados rayon de courbure mini.

Forte épaisseur relative de l'ordre de 17%.



Figure 1.9 : Supercritique

La portance aérodynamique

La portance aérodynamique est la composante de la force subie par un corps en mouvement dans un fluide qui s'exerce perpendiculairement à la direction du mouvement.

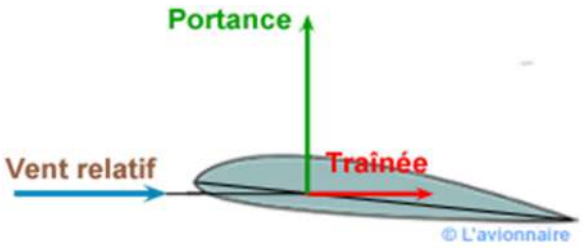


Figure 1.10 : les forces appliquées

La portance est l'une des composantes de la force aérodynamique $\overrightarrow{Ra}$. Cette force est perpendiculaire au secteur du vent relatif.[14]

I.3. CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES D'UN PROFIL

I.3.1 : Les forces agissant sur un profil.

La fonction d'une aile (profil), dans le cas d'applications aéronautiques, est de générer une portance, c'est à dire une force verticale permettant d'équilibrer la pesanteur de l'avion. Cette force est engendrée par la différence de pression qui s'établit entre les deux parois de l'aile. [2]

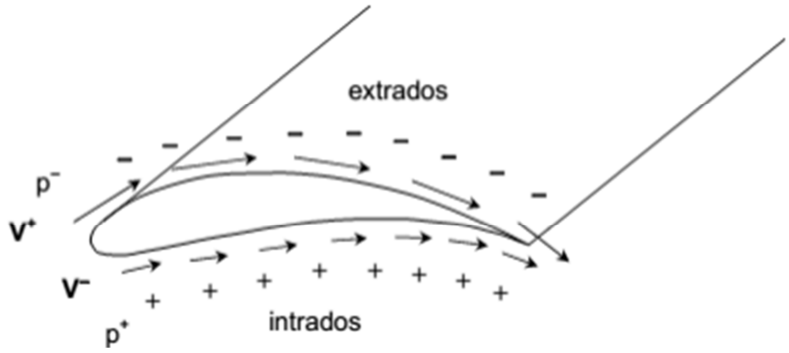


Figure 1.11 : la différence de pression sur le profil

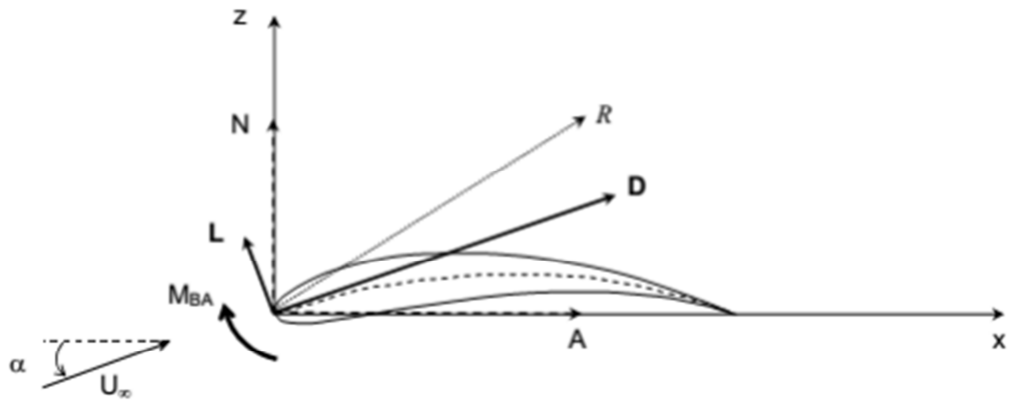


Figure 1.12 : Les forces agissant sur un profil

I.3.2. Définition des forces et moments

On définit les efforts aérodynamiques suivant :

- A : la force axiale ;
- N : la force normale ;
- R : la force résultante ;
- D : la traînée ;
- L : la portance ;

- MBA : le moment de tangage de bord d'attaque.

La portance et la traînée peuvent être déterminées à partir des forces axiale et normale connaissant l'angle d'incidence du profil.

$$\begin{cases} L = N\cos(\alpha) - A\sin(\alpha) \\ D = A\cos(\alpha) + N\sin(\alpha) \end{cases} \quad (1.7)$$

On note p(s) la distribution surfacique de pression et τ(s) la distribution surfacique de frottement par contrainte de cisaillement visqueux, sur l'intrados (indice i) et l'extrados (indice e) du profil.

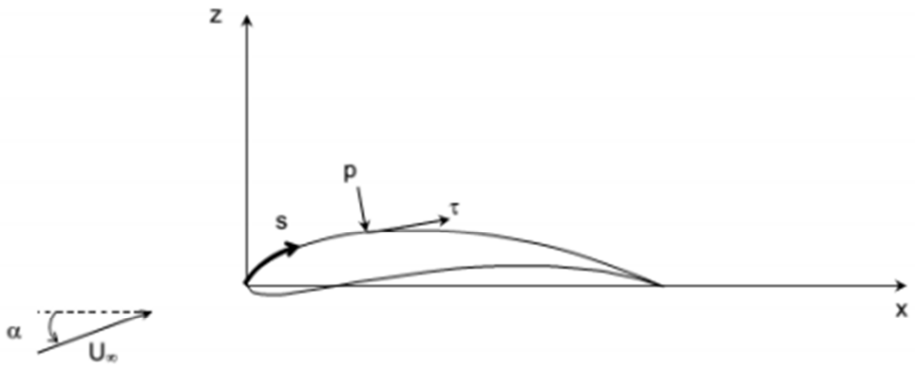


Figure 1.13 : la distribution surfacique de pression et de frottement

Examinons les efforts appliqués sur un élément de surface de l'aile, situé côté extrados puis côté intrados.

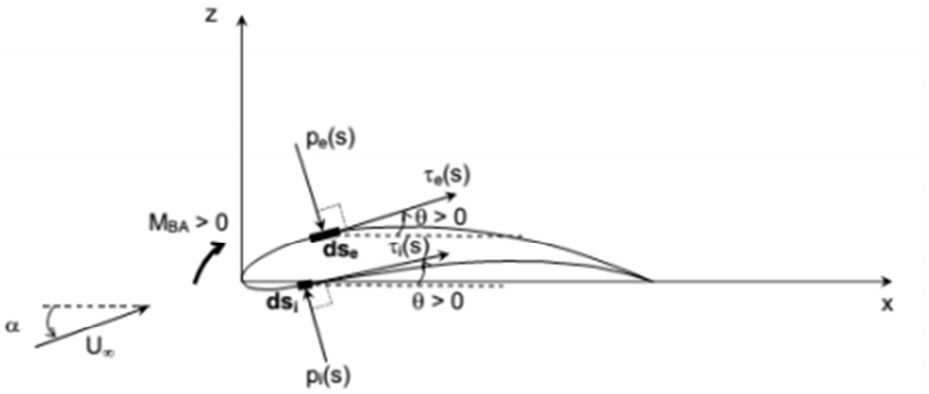


Figure 1.14 : la distribution surfacique de pression et de frottement situé côté extrados puis côté intrados

Il vient :

- sur l'extrados, pour un élément ds_e:

$$\begin{cases} dN_e = -p_e cos(\theta) ds_e + \tau_e \sin(\theta) ds_e \\ dA_e = p_e \sin(\theta) ds_e + \tau_e cos(\theta) ds_e \end{cases} \quad (1.8)$$

- sur l'intrados, pour un élément ds_i:

$$\begin{cases} dN_i = p_i cos(\theta) ds_i + \tau_i \sin(\theta) ds_i \\ dA_i = -p_i \sin(\theta) ds_i + \tau_i cos(\theta) ds_i \end{cases} \quad (1.9)$$

Les forces normale et axiale totales par unité d'envergure s'obtiennent en intégrant les forces élémentaires côté extrados et intrados entre le bord d'attaque et le bord de fuite :

$$\begin{cases} N = \int_{BA}^{BF} (- p_e cos\theta + \tau_e \sin\theta) ds_e + \int_{BA}^{BF} (p_i cos\theta + \tau_i \sin\theta) ds_i \\ A = \int_{BA}^{BF} (p_e \sin\theta + \tau_e \cos\theta) ds_e + \int_{BA}^{BF} (- p_i \sin\theta + \tau_i \cos\theta) ds_i \end{cases} \quad (1.10)$$

On en déduit la portance et la traînée :

$$\begin{cases} L = N cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \\ D = A \cos(\alpha) + N \sin(\alpha) \end{cases} \quad (1.11)$$

Si l'on décompose les forces normale et axiale en une partie provenant de la distribution de pression et une partie provenant de la distribution de frottement :

$$\begin{cases} N = N_p + N_\tau \\ A = A_p + A_\tau \end{cases} \quad (1.12)$$

On en déduit une décomposition similaire de la traînée :

$$D = D_p + D_\tau \quad (1.13)$$

Où Dp est la traînée de pression et Dτ la traînée de frottement. De même que pour les efforts, on peut calculer le moment de tangage au bord d'attaque :

- sur l'extrados, pour un élément ***dse***:

$$dM_{BA,e} = (p_e \cos\theta - \tau_e \sin\theta)x ds_e + (p_e \sin\theta + \tau_e \cos\theta)z ds_e \quad (1.14)$$

- sur l'intrados, pour un élément ***dsi*** :

$$dM_{BA,i} = -(p_i \cos\theta + \tau_i \sin\theta)x ds_i + (-p_i \sin\theta + \tau_i \cos\theta)z ds_i \quad (1.15)$$

Le moment résultant des efforts appliqués sur le profil, calculé au bord d'attaque est alors :

$$dM_{BA} = \int_{BA}^{BF} \left[(p_e \cos\theta - \tau_e \sin\theta)x + (p_e \sin\theta + \tau_e \cos\theta)z\right] ds_e + \int_{BA}^{BF} \left[-(p_i \cos\theta + \tau_i \sin\theta)x + (-p_i \sin\theta + \tau_i \cos\theta)z\right] ds_i \quad (1.16)$$

I.3.3 Coefficients aérodynamiques :

Les différents coefficients aérodynamiques sont définis à partir de la pression dynamique :

$$q_\infty = \tfrac{1}{2}\rho U_\infty^2 \qquad (1.17)$$

On définit le coefficient de pression et le coefficient de frottement pariétal, qui sont des coefficients définis en tout point de l'aile :

-Le coefficient de pression : $C_p = \dfrac{p - p_\infty}{q_\infty}$ (1.18)

- Le coefficient de frottement : $C_\tau = \dfrac{\tau}{q_\infty}$ (1.19)

Pour une aile complète, on définit les coefficients aérodynamiques globaux par rapport à la surface de l'aile :

- Le coefficient d'effort axial : $C_A = \dfrac{A}{q_\infty S}$ (1.20)

- Le coefficient d'effort normal : $C_N = \dfrac{N}{q_\infty S}$ (1.21)

- Le coefficient de portance : $C_L = \dfrac{L}{q_\infty S}$ (1.22)

- Le coefficient de traînée : $C_D = \dfrac{D}{q_\infty S}$ (1.23)

- Le coefficient de moment : $C_{M,BA} = \dfrac{M_{BA}}{q_\infty S}$ (1.24)

On peut alors définir la polaire de l'aile par la courbe CL= f(CD). Gustave Eiffel a ainsi nommé cette courbe car si l'on adopte la même échelle sur les deux axes, un point M de la courbe représente en amplitude le coefficient de la résultante aérodynamique et en angle (coordonnées polaires) l'angle formé entre cette résultante et la vitesse de l'écoulement incident.

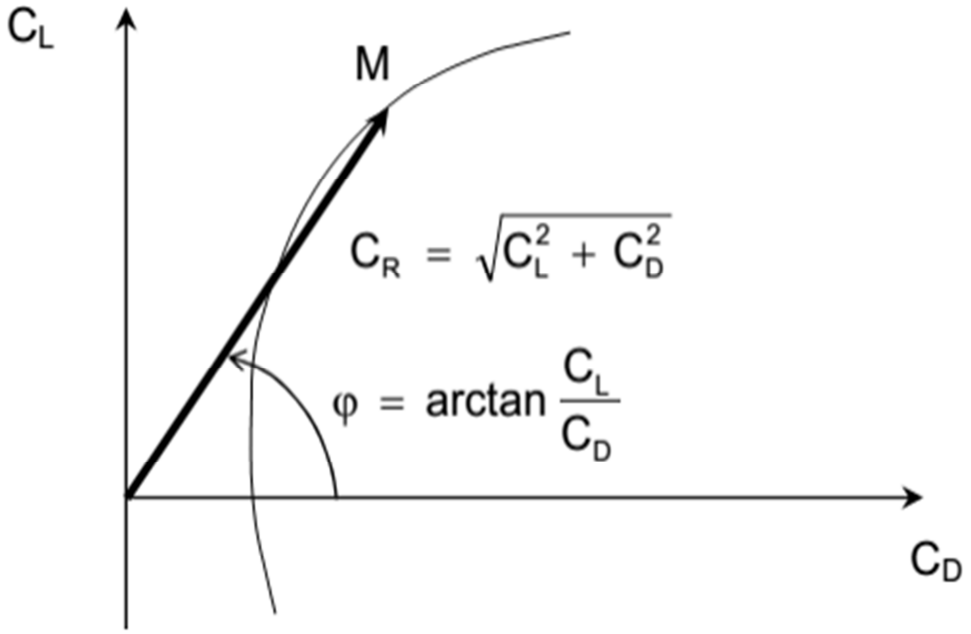


Figure 1.15 : la polaire de l'aile par la courbe CL= f(CD)

La finesse f d'un profil ou d'une aile est le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée :

$$f = \frac{C_L}{C_D} = \frac{L}{D} \qquad (1.25)$$

La finesse est fonction de la forme du profil ou de l'aile, mais également de l'angle d'incidence. Pour une aile d'avion, elle est de l'ordre de 25 et atteint 50 pour une aile de planeur. La finesse f correspond aussi au rapport entre la distance parcourue horizontalement et la distance parcourue verticalement pour un vol plané sans vent extérieur.

I.4-DECROCHAGE DE L'AILE

Pour des angles d'incidence α inférieurs à environ 15°, l'écoulement reste attaché sur d'aile. Par contre, pour des angles plus élevés, la viscosité de l'air entraîne le décollement de la couche limite côté extrados et l'apparition d'une zone de recirculation côté extrados, c'est à-dire un écoulement localement contraire au sens de l'écoulement incident. Cet écoulement engendre une surpression de côté extrados et par conséquent une perte de portance : c'est le décrochage de d'aile. [1]

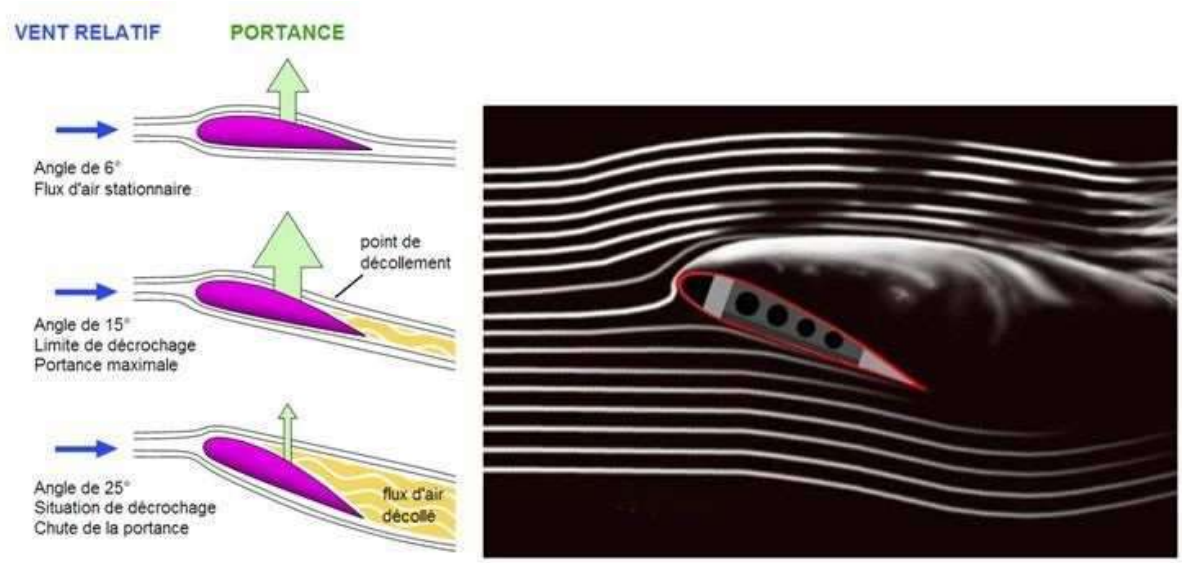


Figure 1.16 : Écoulement décollé (décrochage de d'aile) [16]

CHAPITRE 2

MODÉLISATION DE LA TURBULENCE

2.1. INTRODUCTION

La modélisation de la turbulence est une branche de la dynamique des fluides consistant, pour la simulation numérique des écoulements turbulents, à représenter l'influence de la turbulence sur l'écoulement moyen (approches statistiques) ou des échelles non résolues sur les échelles résolues (approches filtrées). En effet, même si l'écoulement d'un fluide (newtonien) est régi par des équations connues, les équations de Navier-Stokes, dans l'approximation des milieux continus, ces équations n'ont pas de solution analytique, sauf cas très particuliers, et leur résolution numérique (simulation directe) est à l'heure actuelle limitée à certaines configurations académiques, la puissance des ordinateurs étant très insuffisant.

Actuellement les applications concernant les géométries complexes réelles dans le domaine de la prévision aéronautique et l'écoulement d'air dans la couche limite des profils, mettent en jeu des phénomènes complexes : transition laminaire, turbulence, décollements, etc...

2.2. EQUATIONS FONDAMENTALES DE LA DYNAMIQUE DES FLUIDES

Soient ρ,*u, v, w* et *p*, la masse volumique, les trois composantes de la vitesse et la pression statique instantanées d'un écoulement compressible dans un repère de coordonnés (x, y, z). La simulation directe des équations de Navier-Stokes pour un écoulement turbulent pour des cas pratiques est toujours hors de portée car elle nécessite des moyens de calcul phénoménaux que le développement des ordinateurs actuels ne peut assurer. à cause du coût élevé.

2.2.1. Grandeurs moyennes

Devant la grande complexité de la turbulence, on a souvent recours au traitement des problèmes par des méthodes statistiques. Ce recours est justifié par la difficulté d'accès aux nombreuses causes des instabilités. Ainsi, selon la « décomposition de Reynolds », chaque grandeur est décomposée en une valeur moyenne et une fluctuation.

$$\phi = \overline{\phi} + \phi' \qquad (2.1)$$

$$\phi(t) = \bar{\phi} + \phi(t)' \qquad (2.2)$$

Pour illustrer les effets des fluctuations, on remplace chaque variable de l'écoulement (u, v, w et p) par la somme de sa moyenne et de sa composante fluctuante dans les équations de Navier-Stokes. On obtient les équations du mouvement moyen.

2.2.2. Equation de continuité

Quel que soit le domaine du fluide que l'on suit dans son mouvement, le fluide reste continu. Il ne peut y avoir ni apport extérieur, ni prélèvement de matière.

L'équation de continuité exprime la variation de la masse de fluide par rapport au temps dans un volume élémentaire donné. Cette équation peut être exprimée par

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{U}) = 0 \qquad (2.3)$$

Pour un écoulement stationnaire, on a :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0 \qquad (2.4)$$

L'équation de continuité devient :

$$div(u) = 0 \qquad (2.5)$$

2.2.3. Equation de quantité de mouvement

$$\frac{\partial u}{\partial t} + div(uu) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \rho}{\partial x} + \upsilon div(grad(u)) \qquad (2.6)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + div(uu) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \rho}{\partial y} + \upsilon div(grad(u)) \qquad (2.7)$$

$$\frac{\partial u}{\partial t} + div(uu) = -\frac{1}{\rho}\frac{\partial \rho}{\partial z} + \upsilon div(grad(u)) \qquad (2.8)$$

2.2.4. Equation de conservation d'énergie

$$\rho C_p \frac{\partial T}{\partial t} + div(\rho C_P uT)k \cdot div(grad(T)) \qquad (2.9)$$

Pour montrer l'influence des fluctuations, on remplace dans les équations III.5, et III.6 chaque variable du fluide, les composantes de la vitesse u (u, v et w), la pression p, et la température T par la somme d'une valeur moyenne et une composante de fluctuation, ainsi :

$$u = \overline{u} + u' \qquad (2.10)$$

2.3. CLASSES DE MODELES

La modélisation de la turbulence fournit un moyen d'évaluation des quantités de la turbulence afin de fermer le système. On distingue deux classes essentielles de modèles :

- La première est celle des modèles à viscosité turbulente pour lesquels on évalue les tenseurs des contraintes turbulentes à partir du tenseur des déformations. La loi peut être une simple proportionnalité, avec une "viscosité" turbulente que l'on calcule de manière plus ou moins sophistiquée (valeur constante, fonction de quantités transportées...). On peut également adopter des lois non linéaires, faisant intervenir les invariants du tenseur des déformations. [2]

- La seconde classe est celle des modèles aux tensions de Reynolds, pour lesquels on résout une équation de transport pour chacune des composantes du tenseur des contraintes turbulentes (ce qui ajoute donc 6 inconnues au modèle).

On présentera ici un modèle relativement courant basée sur une hypothèse de viscosité turbulente, le modèle à deux équations de transport développé par **Launder** et **Spalding** qui a été le plus largement testé et utilisé.

2.3.1. Modèle *K-ε*

Ce modèle a été présenté au début des années 1970 par W.P. Jones et B.E. Launder [11], puis les constantes ont été déterminées par B.E. Launder et D. Spalding [3]. Un des avantages de cette méthode est la prise en compte de la variabilité spatiale de l'agitation turbulente, et sa simplicité de mise en œuvre. Il s'avère être un des modèles les plus répandus dans les applications pratiques `a l'usage de l'ingénieur (écoulements dans des conduites par exemple). Utilisé en dehors d'écoulements cisailles simples pour lesquels il fut initialement conçu, il conduit à des résultats qui, sans être toujours quantitativement corrects, restent le plus souvent qualitativement représentatifs.

Le modèle de fermeture *K-ε* est l'un des plus utilisé dans le monde industriel. La viscosité turbulente est donnée par l'expression :

$$\tau_0 = \frac{K}{\varepsilon} \qquad (2.11)$$

et aboutit à la forme isotrope de la viscosité turbulente :

$$\mu_t = c_\mu \frac{K^2}{\varepsilon} \qquad (2.12)$$

Où C_μ = 0,009 Loi logarithmique en paroi

L'énergie cinétique de la turbulence k et son taux de dissipation ε sont déterminés par des équations de transports où la diffusion visqueuse est négligée :

$$\begin{cases} \dfrac{DK}{Dt} = \dfrac{\partial}{\partial x_i}\left(\dfrac{\upsilon_t}{\sigma_\varepsilon}\dfrac{\partial K}{\partial x_i}\right) + p_k - \varepsilon \\ \dfrac{DK}{Dt} = \dfrac{\partial}{\partial x_i}\left(\dfrac{\upsilon_t}{\sigma_\varepsilon}\dfrac{\partial \varepsilon}{\partial x_i}\right) + c_{\varepsilon 1} p_K \dfrac{\varepsilon}{K} - c_{\varepsilon 2}\dfrac{\varepsilon^2}{K} \\ p_K = \upsilon_t\left(\dfrac{\partial u_i}{\partial x_j}\dfrac{\partial u_j}{\partial x_i}\right)\dfrac{\partial u_i}{\partial x_j} \end{cases} \qquad (2.13)$$

2.3.2 Modèle SST *K-ω*

Le modèle *Shear Stress Transport k-ω*, proposé par Menter [8] en 1994 est un modèle hybride, c'est à dire utilisant des modèles de turbulence différents pour la région proche paroi et dans le reste de l'écoulement. La transition d'un modèle vers l'autre se fait progressivement à partir d'un "mélange". L'approche *k-ω* est utilisée pour prédire l'écoulement dans la région aα ectée par la viscosité, et possède l'avantage de ne pas nécessiter de fonction d'amortissement, f, alors que l'approche $K\boldsymbol{\varepsilon}$ est utilisée pour l'autre partie de l'écoulement.

Cette méthode intègre la suite 'suggestion Bradshaw' que la contrainte de Reynolds de cisaillement doit être considérée comme étant proportionnelle à l'énergie cinétique turbulente. Le modèle SST K-ω représente le transport des contraintes de cisaillement turbulent et donne des prédictions très précises sur le commencement et l'évolution des séparations du flux sous les contraintes du gradient de pression. Les équations finales sont les suivantes [5]:

$$\frac{\partial(\rho\times K)}{\partial t} + \bar{U}_j \times \frac{\partial(\rho\times K)}{\partial x_j} = \tau_{ij}\times\frac{\partial \bar{U}}{\partial x_j} - B^*\times\rho\times\omega\times K + \frac{\partial}{\partial x}\left[(\mu + \sigma_K \times \mu 1)\times\frac{\partial K}{\partial x_i}\right] \qquad (2.14)$$

K représente l'énergie cinétique du mouvement turbulent.

$$\frac{\partial(\rho\times K)}{\partial t} + \bar{U}_j \times \frac{\partial(\rho\times K)}{\partial x_j} = \frac{\mu}{\mu_t}\tau_{ij}\times\frac{\partial \bar{U}}{\partial x_j} - B\times\rho\times\omega^2\times K + \frac{\partial}{\partial x}\left[(\mu + \sigma_\omega \times \mu 1)\times\frac{\partial \omega}{\partial x_j}\right] + 2(1-F_1)\times\rho\times\sigma_{\omega^2}\times\frac{1}{\omega}\times\frac{\partial K}{\partial X_i}\times\frac{\partial K}{\partial X_j}$$

(2.15)

Les constantes dans le modèle SST K-ω sont calculées comme suit:

Si φ est une constante dans le modèle SST ***K-ω***, φ_1 et φ_2 sont des constantes dans les modèle ***K-ω*** et ***K-ε***, respectivement [5], alors

$$\varphi = F_1 \times \varphi_1 + (1 - F_1) \times \varphi_2 \tag{2.16}$$

Les constantes pour K-ω sont : σK1=0.85 ; σω1=0.5 ; β1=0.075 ; β*=0.09 ; a1=0.31; K=0.41.

$$\gamma_1 = \frac{\beta_1}{\beta^*} - \frac{^{\sigma}\omega_1 K^2}{\sqrt{B^*}} \tag{2.17}$$

Les constantes pour *K-ε* sont: σ_{K2}=1.0 ; σω2 =0.856 ; β_2=0.0828 ; β*=0.09 ;β_{K1}=0.075.

$$\gamma_1 = \frac{\beta_2}{\beta^*} - \frac{^{\sigma}\omega_2 K^2}{\sqrt{B^*}} \tag{2.18}$$

τ_{ij} est donnée par l'expression suivante :

$$\tau_{ij} - \rho \times \overline{U_i}\overline{U_j} = -\frac{2}{3} \times \rho \times K \times \delta_{ij} + \mu_i \times \left[\frac{\partial \overline{U_i}}{\partial X_j} + \frac{\partial \overline{U_j}}{\partial Xi} \right] \tag{2.19}$$

2.3.2.1. Comportement en proche paroi

La notion de loi de paroi ("Wall function" ou / law of the wall") découle de cette notion de modèle "haut Reynolds". En effet, le modèle n'étant pas adapté à la sous couche visqueuse, il faut éviter de résoudre ces équations dans cette zone. On utilise alors des "lois de paroi", lois analytiques qui, intégrées au travers de la première maille en paroi, permettent de représenter le comportement de la couche limite (sans la mailler finement). Les lois adimensionnelles déterminées pour un écoulement stationnaire sur une plaque plane (logarithmique pour la vitesse et la température, en 1/y pour la dissipation...) sont généralement adoptées, quelle que soit la configuration locale et instantanée de l'écoulement. On peut donc naturellement s'interroger sur leur validité, en particulier lorsque interviennent des forces de volume importantes, de forts gradients de pression adverses, des effets de courbure notables.[5]

Une autre démarche permet de s'affranchir de cette approche par la loi de paroi. Elle repose sur des variantes des modèles de turbulence dites "bas Reynolds" qui font intervenir des effets

d'amortissement en proche paroi et permettent alors de résoudre correctement la sous-couche visqueuse. [6]

Les équations régissant l'évolution des grandeurs (k et ε) sont modifiées et il devient alors indispensable de mailler finement la couche limite, jusqu'à placer plusieurs mailles. De ce fait, dès lors que le nombre de Reynolds moyen s'élève, même modérément (10000 ou 100000), la diminution de l'épaisseur de la couche limite se traduit par la nécessité d'utiliser des mailles très fines et, par voie de conséquence, des maillages très volumineux (à plusieurs millions de mailles). Des modèles bas Reynolds ont été développé très tôt, mais leurs utilisations sont souvent délicates. [5]

2.3.2.2. Atouts et limitations

Le modèle haut Reynolds est un simple modèle, ne demandant que deux équations supplémentaires (k et ε), disponible dans (presque) tous les codes. L'inconvénient de ce type de modèle est l'introduction de constantes empiriques, déterminées en réalisant des expériences particulières. Les constantes les plus couramment utilisées sont celles de Jones et Launder (1974), qui sont à l'origine de ce type de modèle. Ce modèle permet d'étudier de façon satisfaisante un certain nombre d'écoulements mais n'est applicable qu'assez loin des parois. C'est pourquoi, il est souvent associé à une loi de paroi qui permet de ne pas mener la résolution des équations de bilan jusqu'à cette paroi. [7]

Ces limitations ne doivent pas laisser croire que le modèle est inutilisable, bien au contraire, elles doivent être replacées dans le contexte des objectifs des études industrielles spécifiques, pour lesquelles le niveau de détail requis est variable.

Pour ces raisons, le modèle est un des plus couramment utilisées d'après la littérature. [8]

2.3.3. La pression:

Densité d’air

$$\rho = \frac{P_a}{RT_a}$$

Coefficient de pression réel

$$C_p = \frac{P - P\infty}{\frac{1}{2}\rho V^2}$$

Fluide ideal théorie

$$\rho = p\infty + \frac{1}{2}\rho V^2 - 2\rho V^2 sin^2\theta$$

Coefficient de pression idéal

$$C_p = 1 - 4sin^2\theta$$

Avec :

P_a = pression atmosphérique

T_a= Température ambiant

R = Constante universelle des gaz

P = Pression mesurée

$P\infty$ = Pression statique

CHAPITRE 3

Présentation des outils de simulation

3 .1 présentation de solidWorks

3.1.1- Historique

Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SolidWorks est racheté le 24 juin 1997 par la Société Dassault Systèmes

3.1.2- Fonctionnement :

Solide Works est un modeleur 3D utilisant la conception paramétrique. Il génère 3 types de fichiers relatifs à trois concepts de base : la pièce, l'assemblage et la mise en plan. Ces fichiers sont en relation. Toute modification à quelque niveau que ce soit est répercutée vers tous les fichiers concernés

3.1.3- Les pièces :

La pièce est l'objet 3D monobloc. La modélisation d'une telle entité dépendra de la culture de l'utilisateur. Comme de nombreux logiciels conviviaux, SolidWorks permet d'aboutir à un même résultat apparent par des voies souvent différentes. C'est lors de la retouche de ces fichiers ou de leur exploitation qu'on appréciera la bonne méthode

- **Extrusion :**

Déplacement d'une section droite dans une direction perpendiculaire à la section. La section est définie dans une esquisse (qui apparaît alors dans l'arbre de création comme élément générateur de la fonction). Cette esquisse contient l'ensemble des spécifications géométriques (cotation) nécessaires à la complète définition de la section. Cet ensemble de cotes auquel il faut ajouter la (ou les) longueur d'extrusion constitue l'ensemble des paramètres de la fonction ; il est possible de les modifier une fois la fonction validée.

La révolution : déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

Le balayage : déplacement d'une section droite le long d'une ligne quelconque

3.1.4 Différents fonctions du logiciel :

D'autres fonctions, plutôt orientées métier intègrent des notions qu'il serait fastidieux de modéliser :

Congés et chanfreins, Nervure, Dépouille, Coque (permettant d'évider un objet en lui conférant une épaisseur constante), Trous normalisés (perçages, mortaises...), Plis de tôle

Ainsi, il est possible d'obtenir à partir d'un seul fichier de type pièce, l'ensemble des modèles de vis d'assemblage (toutes forme de tête ou dimensions), ou encore toutes les combinaisons possibles.

Avec tous ces outils, la méthode de conception d'une pièce très proche du métier du concepteur qui ne se soucie plus de savoir où placer les traits du dessin mais les formes de la pièce.

3.1.4.1- les assemblages :

Les assemblages sont obtenus par la juxtaposition de pièces. La mise en position de pièces est définie par un ensemble de contraintes d'assemblage associant, deux entités respectives par une relation géométrique (coïncidence, tangence, coaxial ite...). Dans une certaine mesure, ces associations de contraintes s'apparentent aux liaisons mécaniques entre les pièces. Le mécanisme monté, s'il possède encore des mobilités, peut être manipulé virtuellement. On peut alors aisément procéder à des réglages à l'aide des différents outils disponibles (déplacement composants, détection de collision ou d'interférence, mesure des jeux, etc.)

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage. Il propose la même méthode au concepteur que celle qu'il appliquait sur la table à dessin : tout concevoir en même temps. En effet, à part sur les petits ensembles simples (ou déjà définis), il n'est pas raisonnable de concevoir chaque pièce dons son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes d'interférence ou de coïncidence. La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles. Ainsi, une modification sur une pièce est automatiquement répercutée sur les autres. Alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

3.1.4.2- les mises en plan

Les mises en plan concernent à la fois les pièces (dessin de définition) ou les assemblages (dessin d'ensemble). Pour aboutir à un plan fini d'une pièce on peut estimer mettre 2 fois moins de temps qu'avec un outil DAO (temps de conception et exécution du dessin). En effet, en DAO, chaque trait est indépendant, et c'est au dessinateur de savoir quelles entités graphiques sont concernées par une modification.

3.1.4.3-Vues :

La projection sur plan du modèle ne pose aucun problème. Aujourd'hui il est très facile d'obtenir un plan, forcément juste (avec un logiciel de DAO il est possible d'éditer un plan faux !). Les vues en coupes, les vues partielles, perspectives, sont exécutées d'un simple clic. Les seuls problèmes encore rencontrés concernent la représentation des filetages et taraudages dans les assemblages.

De plus, chaque vue peut être exécutée avec un habillage différent, filaire, conventionnel ou ombré rendant encore plus accessible la lecture de plans aux non-initiés.

3.1.4.4- Cotation :

La cotation regroupe l'ensemble des spécifications géométriques définissant la pièce. Bien sûr, les paramètres déclarés des esquisses en font partie. Ils peuvent être automatiquement intégrés, de manière équilibrée, à la mise en plan. À ce niveau, il est encore possible de modifier la pièce en changeant la valeur des côtes. L'indépendance de ces paramètres, se rapproche du principe dit d'indépendance (cotation GPS). Cependant, la mise en forme définitive de la cotation demande encore un peu de travail (avec un éditeur DAO ou sur le calque aussi !).

3.1.4.5- Fond de plan

Solide Works par défaut propose ses propres fonds de plan. Mais il est possible de les faire soi-même ; Il existe deux types de fond de plan :

Le fond de plan statique, où il faut remplir à la main chacun des champs.

Le fond de plan dynamique, où il se remplit automatiquement suivant les paramètres mis dans l'assemblage ou dans la pièce. Des modèles sont proposés (équivalent du .dot de Word).

3.1.4.6- Nomenclature :

Le fichier assemblage contient chacune des pièces qui composent l'assemblage, on peut donc sortir de façon automatique la nomenclature appartenant à la maquette 3D.[12]

3.1.4.7-Les extensions des fichiers :

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toute version antérieure.

Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers Solide Works ne doivent pas être considérés comme des sauvegardes à long terme d'un contenu, mais comme une simple extension de la mémoire physique ayant la propriété de rémanence.

Chaque type de fichier possède une extension qui lui est propre :

.sldprt, pour les fichiers pièce

.sldasm, pour les fichiers assemblage

.slddrw, pour les fichiers plans

.slddrt, pour les fichiers de fond de plan

3 .2. Présentation d'ANSYS

ANSYS, Inc. est un éditeur de logiciels spécialisé en simulation numérique. L'entreprise a son siège à Canonsburg en Pennsylvanie aux États-Unis. Ses produits majeurs sont des logiciels qui mettent en œuvre la méthode des éléments finis, afin de résoudre des modèles préalablement discrétisés. La société possède de nombreuses filiales[1] à travers le monde, notamment en Europe et en Asie.

3.2.1 Principaux produits

3.2.1.1-ANSYS Structural

Ce produit permet d'effectuer des simulations mécaniques en calcul de structures. Ses principales capacités sont :

l'analyse statique

l'analyse modale

l'analyse harmonique (réponse forcée)

l'analyse temporelle

3.2.1.2- ANSYS Mechanical

Ce produit dispose des mêmes capacités qu'ANSYS structural, en y ajoutant notamment un solveur thermique, avec modélisation du rayonnement.

3.2.1.3- ANSYS CFX et Fluent

Ces deux logiciels permettent d'effectuer des simulations en matière de mécanique des fluides. Ils portent le nom des compagnies qui les ont développés, rachetées par ANSYS.Inc respectivement en février 2003 et en février 20062. Fluent est un solveur : il ne comporte pas de mailleur (le maillage doit être réalisé avec un logiciel de maillage, Gambit par exemple, qui est également édité par ANSYS). Fluent est un solveur très utilisé dans l'industrie et la R&D à travers le monde. Il est souvent considéré comme une référence dans le domaine de la modélisation fluide. Le paramétrage du modèle se fait par une interface graphique. Il dispose d'une interface de scripts pour automatiser les processus de calcul. L'un des intérêts de ce logiciel de simulation généraliste, est qu'il dispose d'un nombre relativement important de modèles, pouvant faire face à divers aspects de la mécanique des fluides : écoulements diphasiques (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES, KE, Kw, SA, Reynolds stress…), combustion (pré-mélangé et non pré-mélangé), transport de particules, écoulements en milieux poreux, maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage, entre autres. Les schémas numériques temporels et spatiaux peuvent être modifiés pour améliorer la convergence. Fluent est parallélisé et permet de tirer parti de systèmes multiprocesseurs aussi bien au sein d'une seule machine qu'en réseau (cluster, dualcore, plateforme multi-CPU).[13]

3.2.1.4- ANSYS AUTODYN et ANSYS LS-DYNA

Ces logiciels possèdent des solveurs utilisant les formulations explicites des équations à résoudre, contrairement aux produits précédemment cités. Leur domaine d'application est réservé aux modélisations mettant en jeu des situations mécaniques aux très larges déformations.

3.2.1.5- ANSYS Multiphysics

Ce produit rassemble l'ensemble des capacités d'ANSYS en matière de simulation numérique implicite.

3.2.2- Environnement du logiciel

Deux environnements logiciels permettent de mettre en œuvre le code ANSYS :

3.2.2.1- ANSYS classique

Chronologiquement, c'est la première solution logicielle développée par le constructeur. Elle est destinée à la construction de modèles éléments finis à la géométrie simple, facilement constructible à l'aide d'opérations basiques. À partir de cet environnement, l'utilisateur construit directement un modèle éléments finis en utilisant le langage de script APDL (ANSYS Paramétrique Design Langage). ANSYS classique est donc destiné à des utilisateurs compétents dans le domaine de la simulation numérique.

3.2.2.2- ANSYS Workbench

Cette plate-forme propose une approche différente dans la construction d'un modèle en réutilisant le code ANSYS initial. Elle est particulièrement adaptée au traitement de cas à la géométrie complexe (nombreux corps de pièces) et aux utilisateurs non confirmés dans le domaine du calcul. Dans cet environnement, l'utilisateur travaille essentiellement sur une géométrie et non plus sur le modèle lui-même. La plate-forme est donc chargée de convertir les requêtes entrées par l'utilisateur en code ANSYS avant de lancer la résolution. Le modèle éléments finis généré reste néanmoins manipulable en insérant des commandes propres au code ANSYS.

3.3. Comment construire un profile d’aile d'avion dans solidworks à partir des coordonnées

Les coordonnées de profile d’aile **URA23003_76F001**

Extrados		
N°	X	Y
1	**0**	**0**
2	**5.0085**	**6.05166**
3	**16.7851**	**11.73918**
4	**32.39625**	**16.03661**
5	**52.44615**	**19.38034**
6	**81.2119**	**21.20**
7	**99.2637**	**20.71263**
8	**123.2144**	**18.70986**
9	**146.0468**	**15.9528**
10	**167.904**	**13.06858**
11	**188.76745**	**10.27395**
12	**207.75205**	**7.71919**
13	**232.6382**	**4.3639**
14	**265**	**0**

Intrados		
N°	X	Y
15	**232.6382**	**-4.3639**
16	**207.75205**	**-7.71919**
17	**180.995**	**-11.31724**
18	**162.19325**	**-13.82865**
19	**146.0468**	**-15.9528**
20	**129.0709**	**-18.05961**
21	**111.31325**	**-19.86008**
22	**93.227**	**-20.99585**
23	**81.2119**	**-21.20**
24	**63.61325**	**-20.48432**
25	**41.9707**	**-17.86887**
26	**28.0105**	**-15.02511**
27	**8.745**	**-8.29141**

Tableau 3.1 : Les coordonnées de profile.

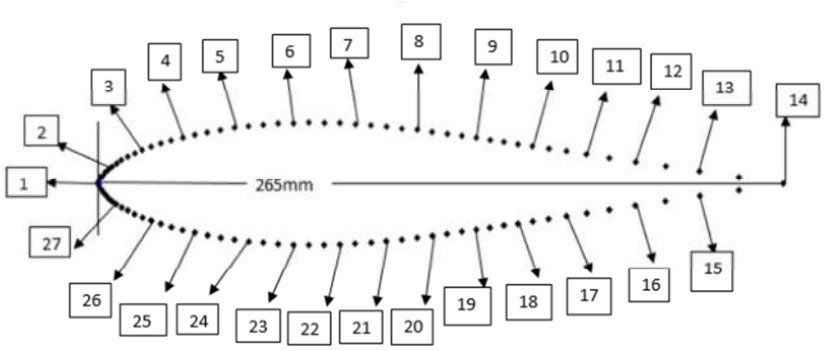


Figure 3.1 : Les points de profile.

3.3.1- Ajouter les points dans le programme solidWorks

Choisir élément SOLIDWORKS et cliquer Curve Through XYZ Points... pour ajouter les points

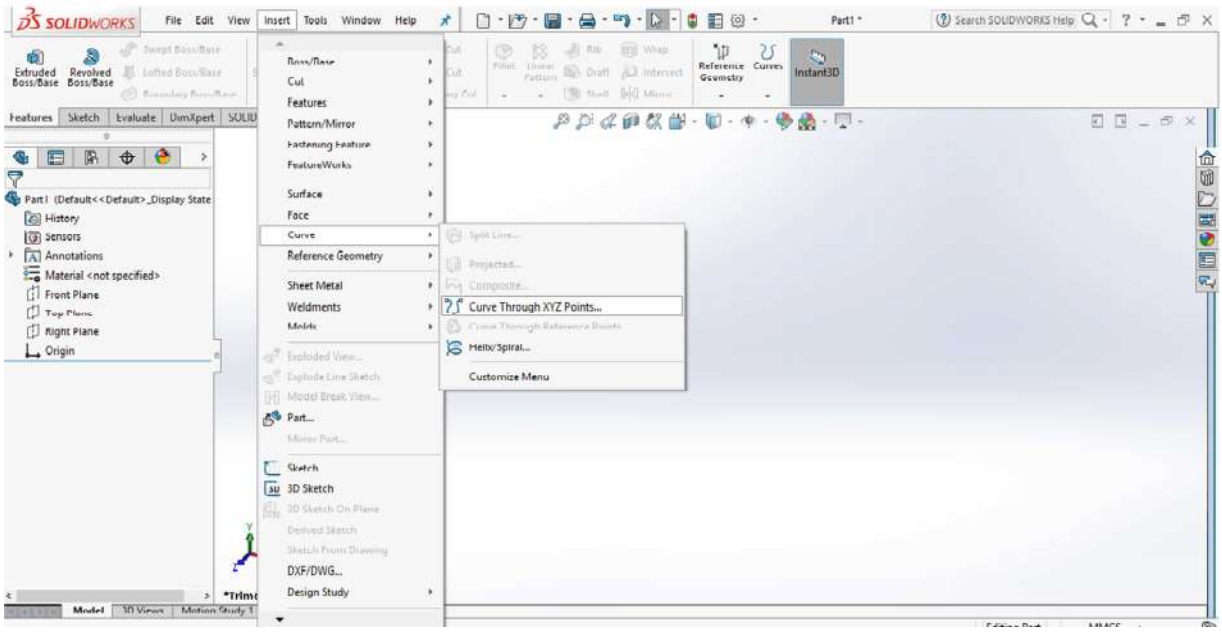


Figure 3.2 : Ajouter les points sur solidworks

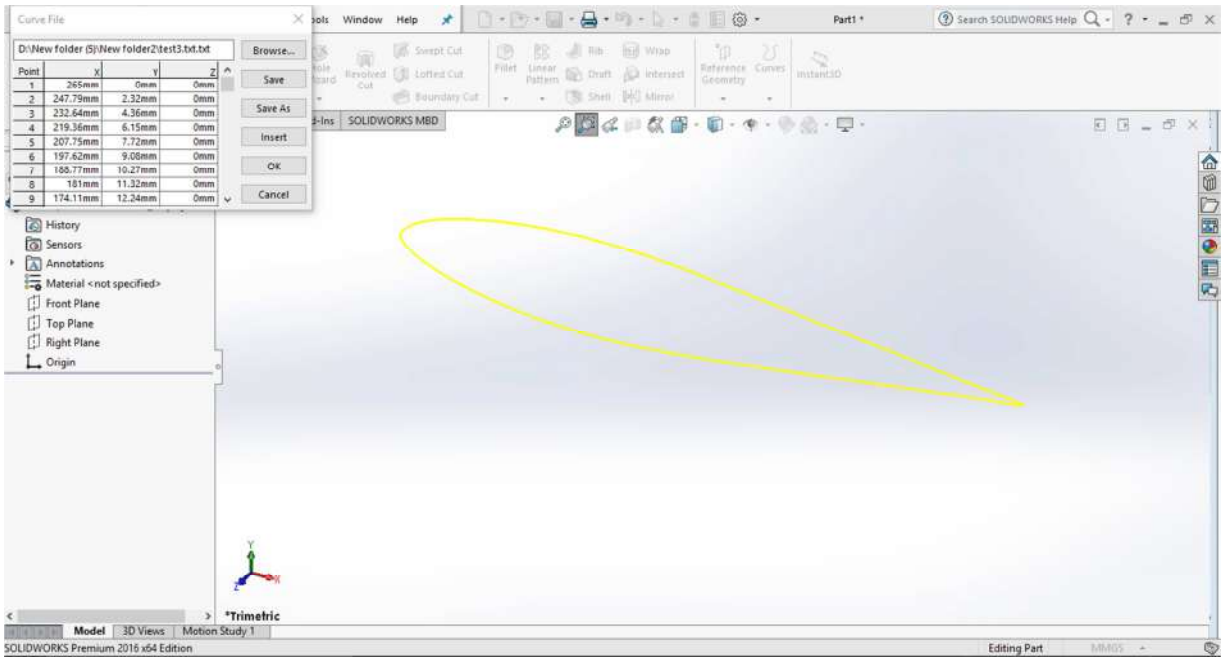


Figure 3.3: Création aile d'avion

Pour extrusion de profile cliquer sur 

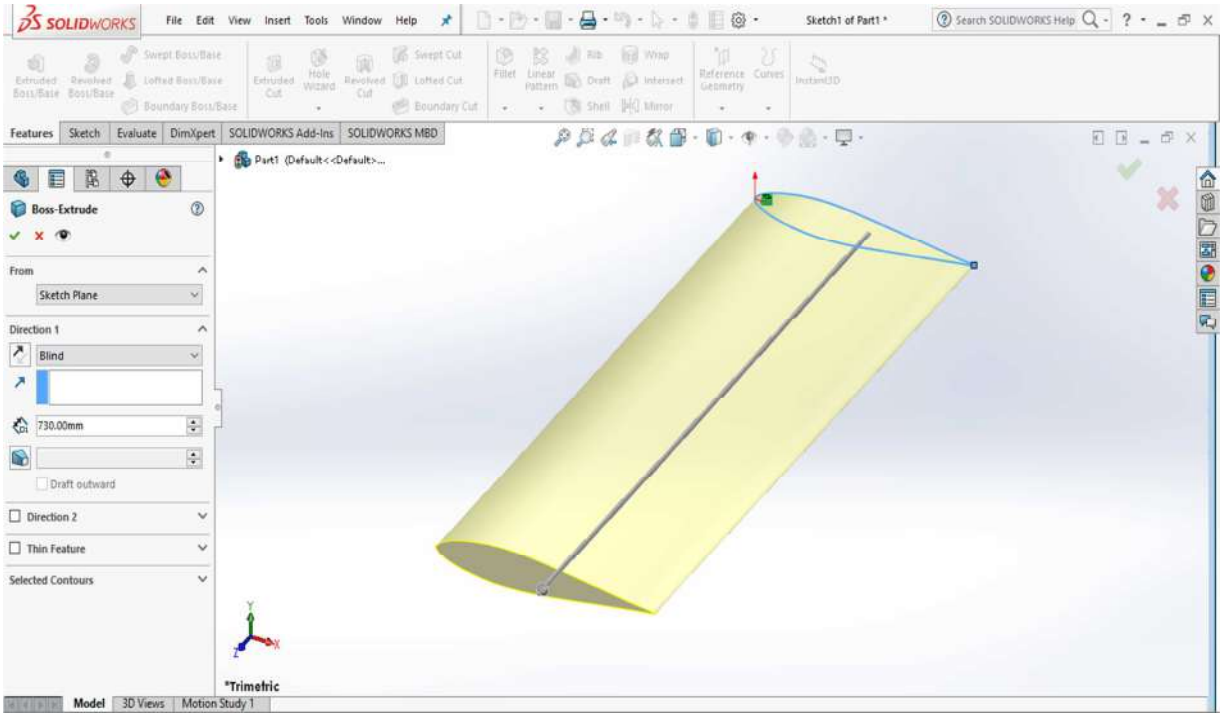


Figure 3.4 : Extrusion aile d'avion

On clique sur **ok**

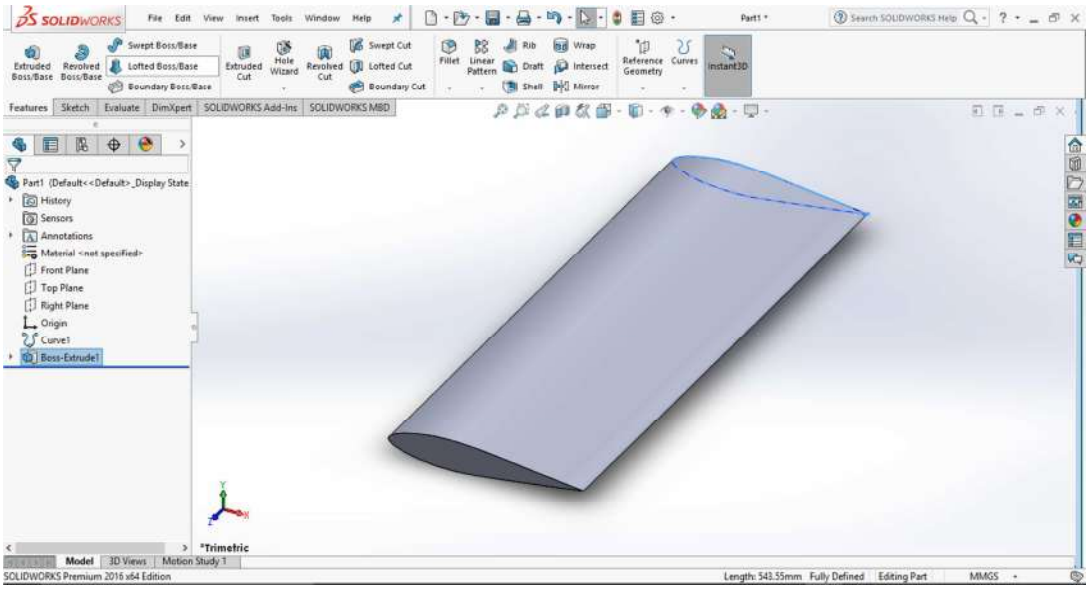


Figure 3.5 : Aile d'avion

Enregistrez le fichier dans le type IGES

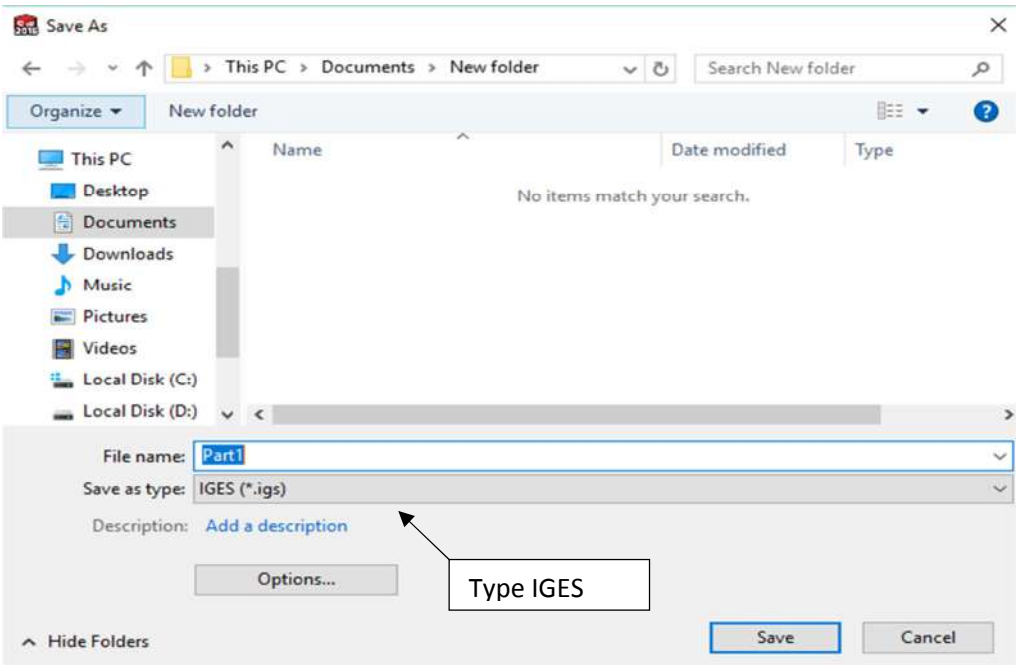


Figure 3.6 : Sauvegarder le fichier dans type IGES

3.3.2-Menu principal du logiciel ANSYS Workbench

L'ouverture du logiciel fait apparaitre le menu principal présenté ci-dessous

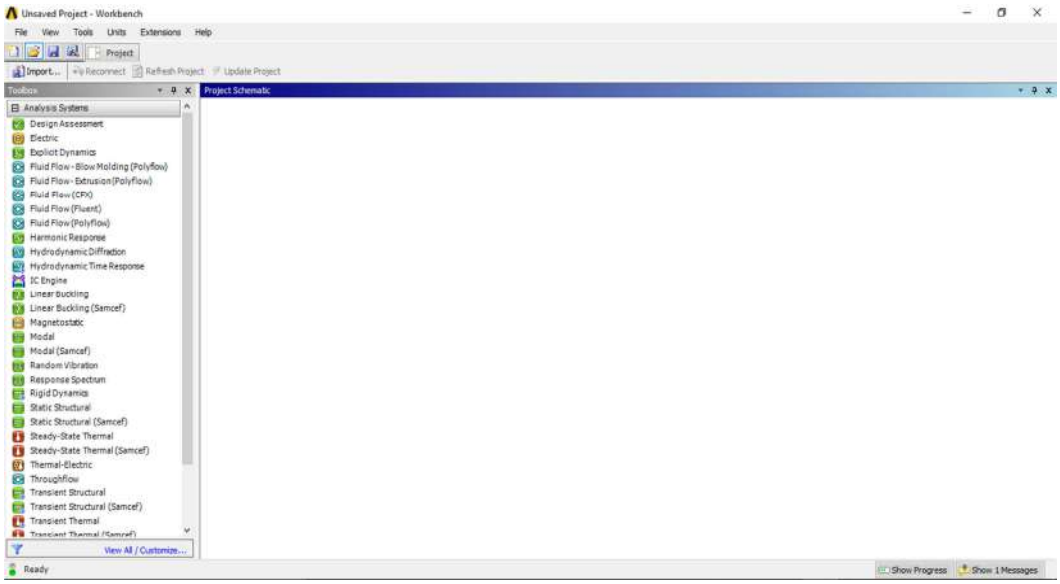


Figure 3.7 : Le menu principal de programme ANSYS

La barre d'outils Toobox vous donne accès à plusieurs systèmes d'analyse. Pour débuter une analyse statique,fluid flow (cfx)) et glisser dans Project Schematic.

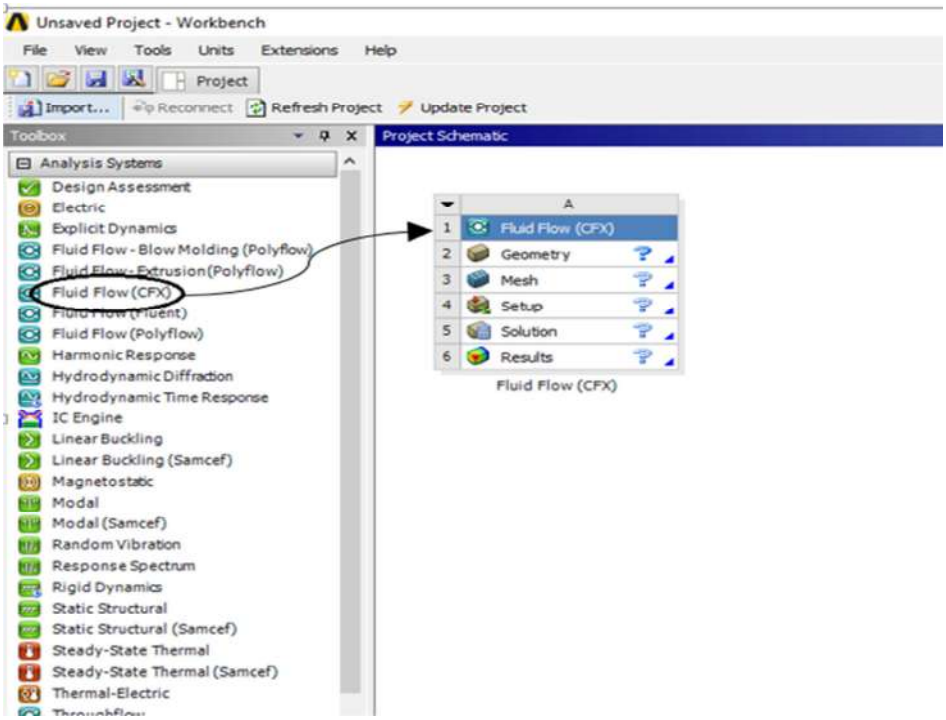


Figure 3.8 : Ouvrir l'analyse mécanique des fluides (cfx)

3.3.3-Module de création géométrique

Double clic sur Géométrie pour ouvrir le module de création géométrique

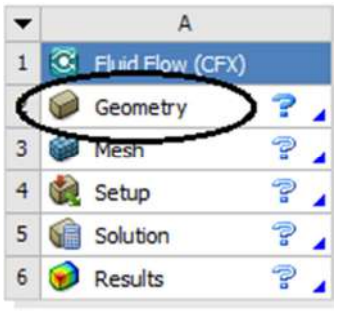


Figure 3.9 : Choisir géométrie

En cliquant sur fichier et sélectionner importer le fichier de géométrie

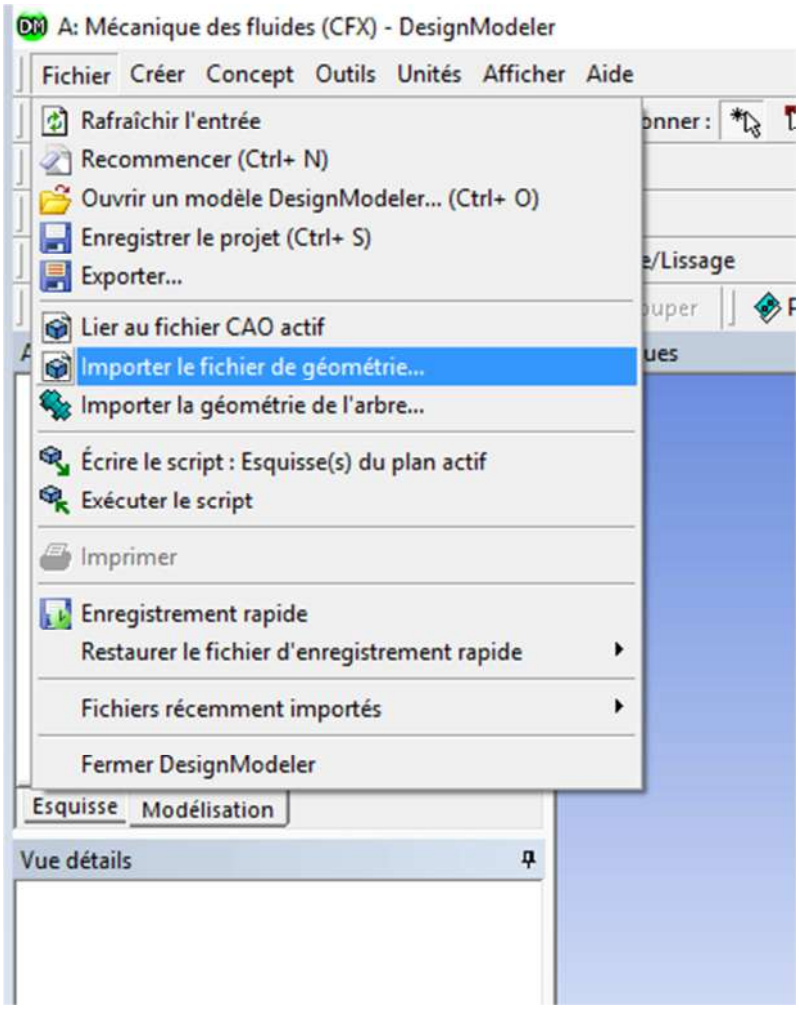
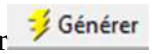
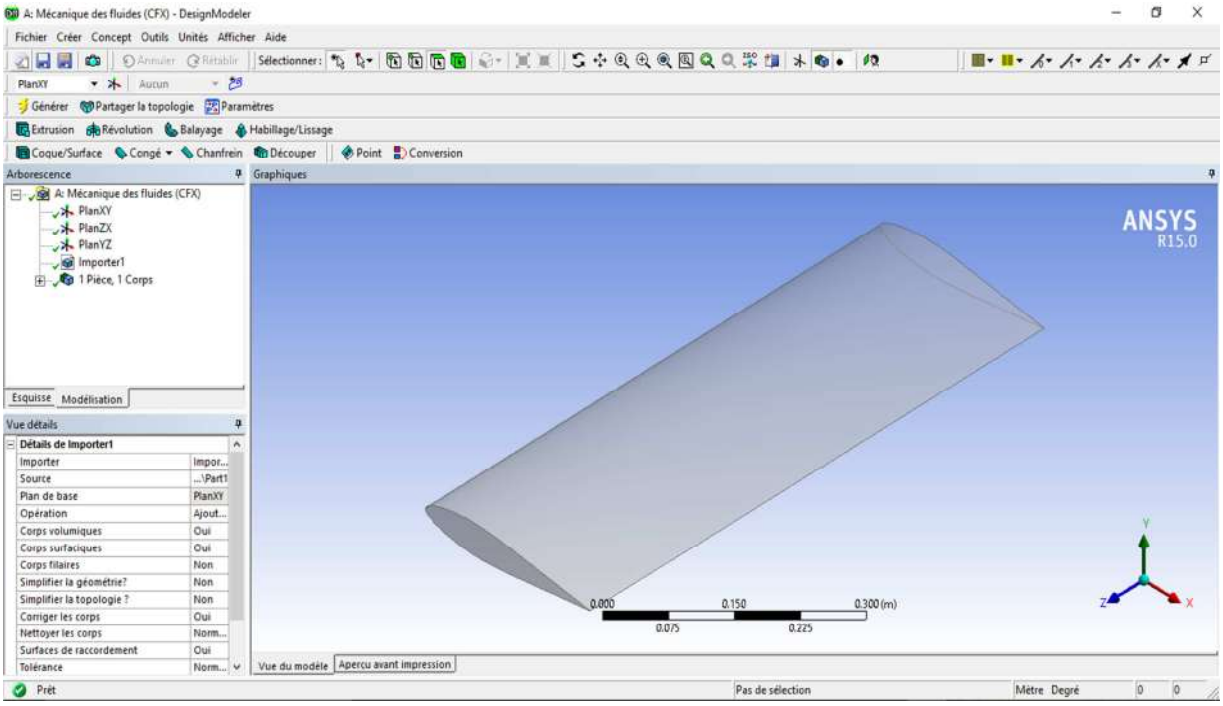


Figure 3.10 : importer le fichier de géométrie

On clique sur 



Figue 3.11 : Création aile d'avion sur géométrie

Ensuite cliquer sur Outils et choisir englober Englober

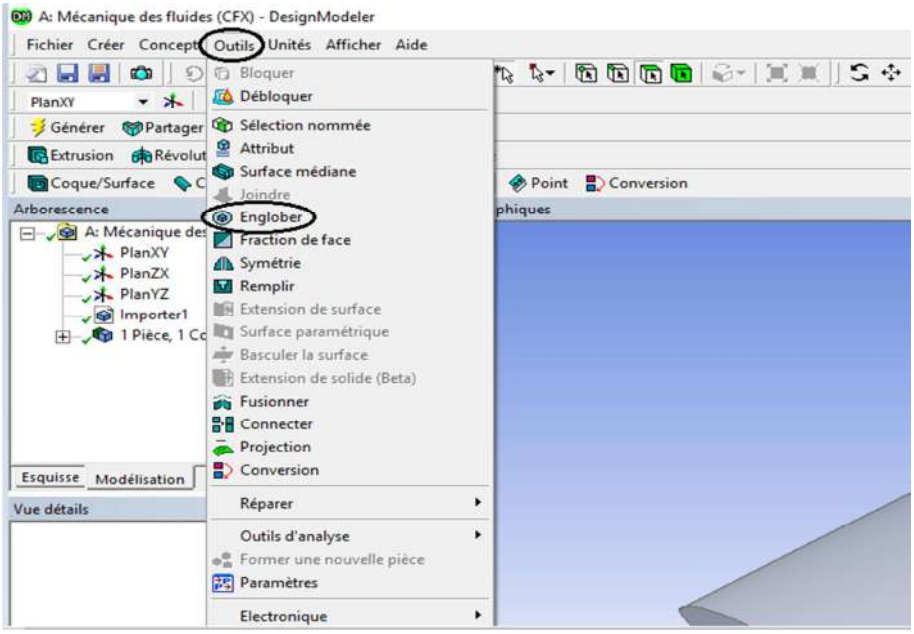


Figure 3.12 : création englober

Ajouter la distance de l'englober

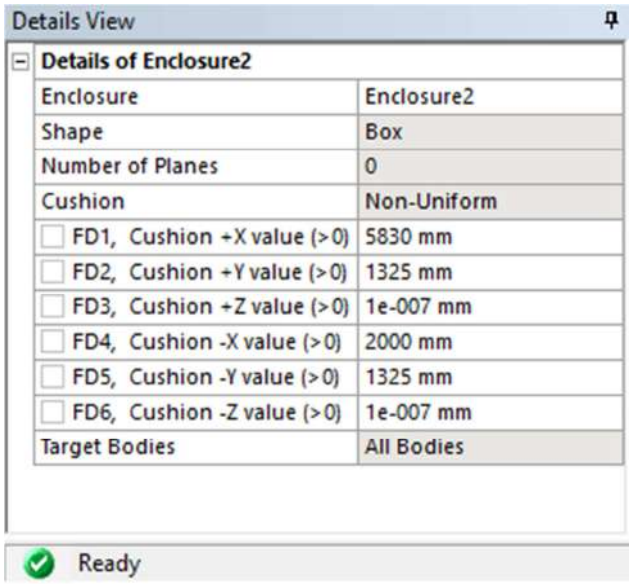


Figure 3.13 : Ajouter la distance de l'englober

On clique sur 

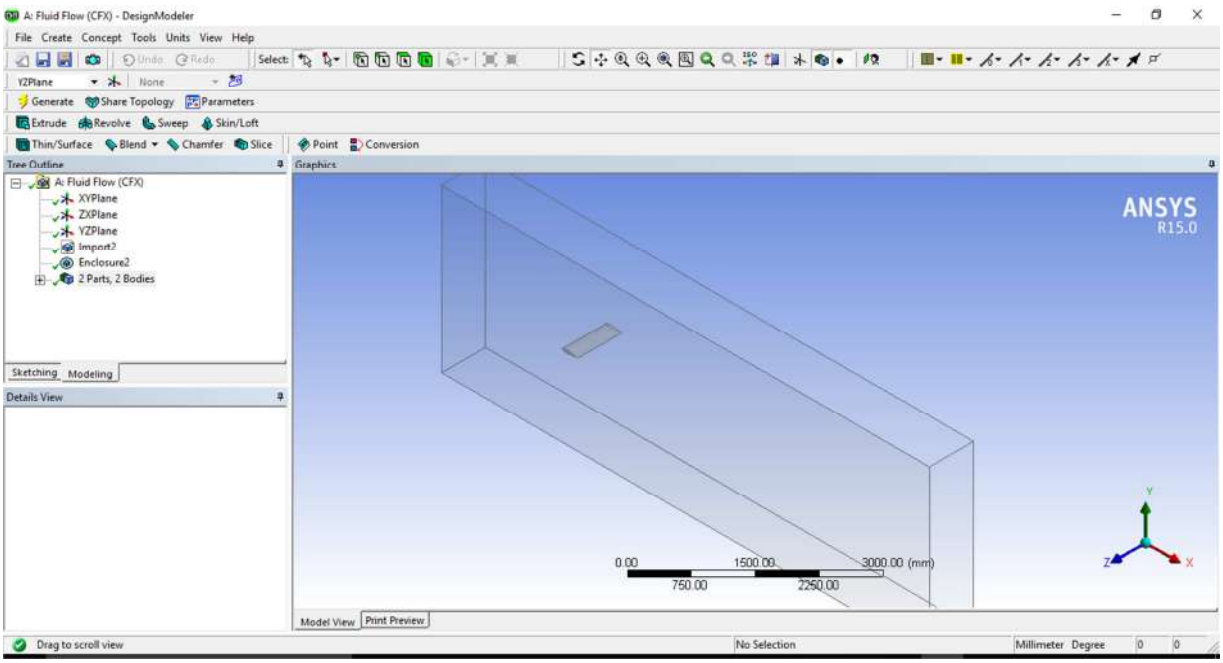
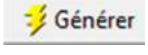


Figure 3.14 : Création aile d'avion avec veine d'essai

On clique sur booléen et sélection les deux corps et clique 

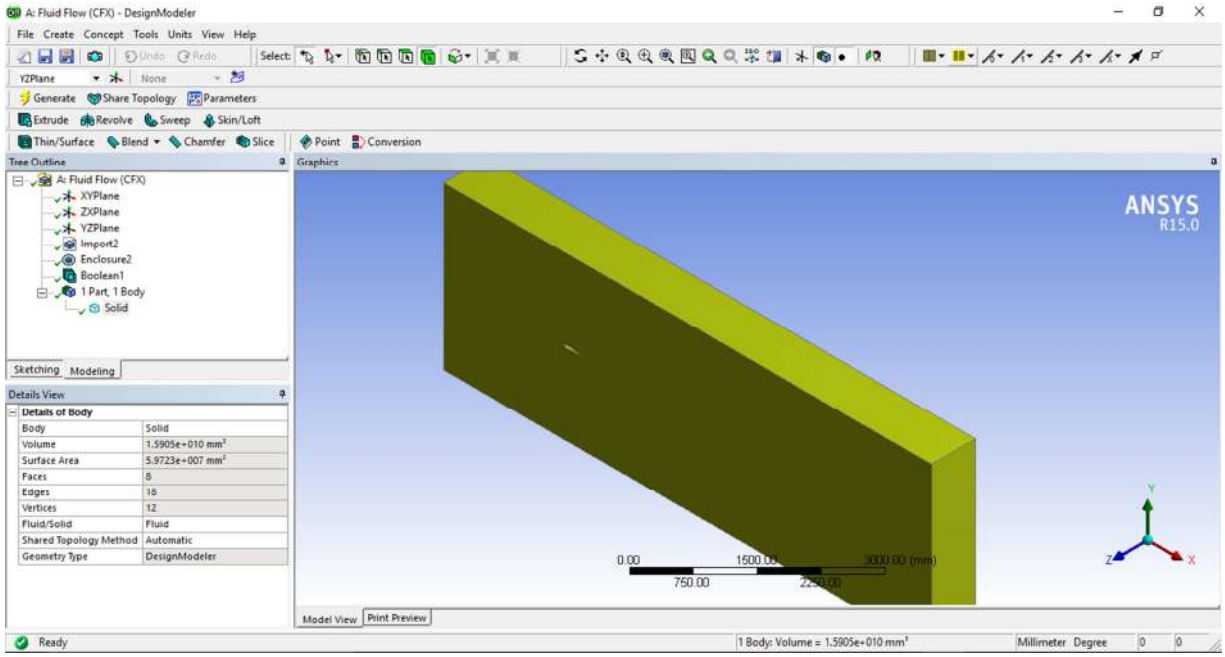


Figure 3.15 : Transfert aile d'avion et veine d'essai un seul corps (booléen)

CHAPITRE 4

ÉTUDE NUMÉRIQUE

4.1. INTRODUCTION

La simulation numérique des écoulements et du transfert de chaleur et de masse est devenue un outil indispensable et privilégié dans plusieurs disciplines telles que l'aéronautique, les turbomachines et l'industrie automobile.

L'étude scientifique d'un phénomène physique passe par la formulation d'une ou plusieurs lois sous forme d'équation mathématique aux dérivées partielles. La résolution de ces équations se fait par des méthodes numériques telles que la méthode des volumes finis, la méthode des différences finis et la méthode des éléments finis.

Dans présent travail on utilise le code ANSYS CFX, ce logiciel utilise comme plateforme la méthode des éléments finis.

4.2. PRINCIPE DE LA METHODE DES ELEMENTS FINIS

La méthode des Eléments Finis est une méthode de résolution numérique utilisé dans la plupart des problèmes de la mécanique (structure, fluide, gaz). Elle consiste à l'approximation du problème étudie dans un sous domaine (élément) de dimension finie, Cette méthode est bien adaptée aux problèmes d'équilibre, structure et la mécanique des fluide. Elle permet de traiter des géométries complexes contrairement à la méthode de Différences Finies mais elle nécessite un temps de calcul élevé et une grande capacité de stockage. [9]

Les principales étapes à suivre pour résoudre un problème par la méthode des éléments finis sont :

1) Discrétisation du milieu continu en sous domaines (maillage) : Cette opération consiste à procéder à un découpage du domaine continu en sous domaine [9] :

$$D = \sum_{e=1}^{n_e} D_e \text{ Tel que } \lim_{e \to 0} (U_e D_e) = D \qquad (4.1)$$

Il faut donc pouvoir représenter au mieux la géométrie souvent complexe du domaine étudié par des éléments de forme géométrique simple. Il ne doit y avoir ni recouvrement ni trou entre les éléments ayant une frontière commune.

2) Construction de l'approximation nodale par sous domaine (fonction forme) : La méthode des éléments finis est basée sur la construction systématique d'une approximation *u** du champ des variables *u* par sous domaine. Cette approximation est construite sur les valeurs approchées du champ aux nœuds de l'élément considéré, on parle de représentation nodale de l'approximation ou plus simplement d'approximation nodale.
3) Calcul des matrices élémentaires correspondant à la forme intégrale du problème ;
4) Assemblage des matrices élémentaires ;
   Les règles d'assemblage sont définies par la relation :

$$D \approx \sum_{e=1}^{n_e} D_e \qquad (4.2)$$

5) Prise en compte des conditions aux limites ;
   On obtient dans cette étape un système d'équations linéaires sous forme matricielle.
6) Résolution du système d'équationslinéaires obtenues précédemment.

4.3. MODELISATION MATHEMATIQUE DU PROBLEME

Le logiciel CFX, qu'on a utilisé, propose un nombre assez important d'options qui déterminent la forme des équations de **Navier-Stokes** et des équations de transport des scalaires supplémentaires. L'utilisateur a le choix entre un écoulement tridimensionnel ou bidimensionnel, monophasique ou multiphasique (homogène ou non), turbulent ou laminaire, permanent ou non permanent, incompressible (avec ou sans approximation de **Boussinesq**) ou compressible, avec ou sans transfert de chaleur.

Néanmoins, concernant les modèles dépendant de la viscosité turbulente, le logiciel ne propose pas le modèle de la longueur de mélange mais mentionne deux autres modèles à deux équations. Ainsi, On peut employer :

- Soit le modèle standard largement utilisé.

- Soit le modèle (avec bas-Reynolds).

- Soit le modèle RNG (avec haut-Reynolds).

-Soit le modèle K-ωSST (Shear Stress transport).

- Soit le SSG Reynolds.

- Soit le Reynolds Stress Model et autres modèles du second ordre.

Parmi les avantages du code CFX 13.0, il existe la possibilité de créer des sous programmes Fortran pour des géométries complexes.

4 .5 PRESENTATION DU LOGICIEL CFX 15.0

CFX-15.0 est un logiciel général de simulation numérique d'écoulements en mécanique des fluides et transfert thermique.

Ce logiciel permet de mettre en œuvre une simulation numérique complète de la modélisation, de la création géométrique, et la visualisation des résultats, en passant par la création du maillage, configuration et le calcul.

Le logiciel CFX-15.0, est divisé en 5 modules : DesignModeler,meshing, CFX-pre, CFX-solve et CFX-post. Chaque module a une utilisation bien spécifique (figure III.1)

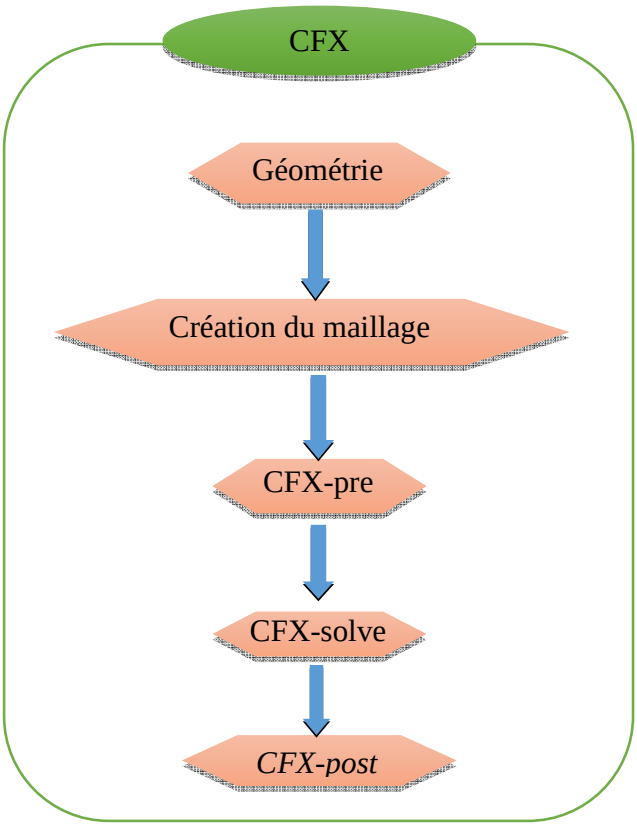


Figure 4.1 : Les modules principaux du CFX-15.0

4.5.1 Ansys DesignModeler

Le logiciel ANYS DesignModeler permet d'importer des CAO, de réaliser des tracés 2d (Sketch), de créer à partir des sketchs des objets 3d (par extrusion etc…) et de manipuler les objets 3d. Dans notre cas, on va travailler en 2d dans le plan XY pour créer la géométrie du problème.

La géométrie est créé (figure), on va passer à l'étape maillage.

4.5.2 Maillage

Comme l'étape précédente est validée, cela ouvre directement le logiciel de maillage ANSYS Meshing et charge la géométrie

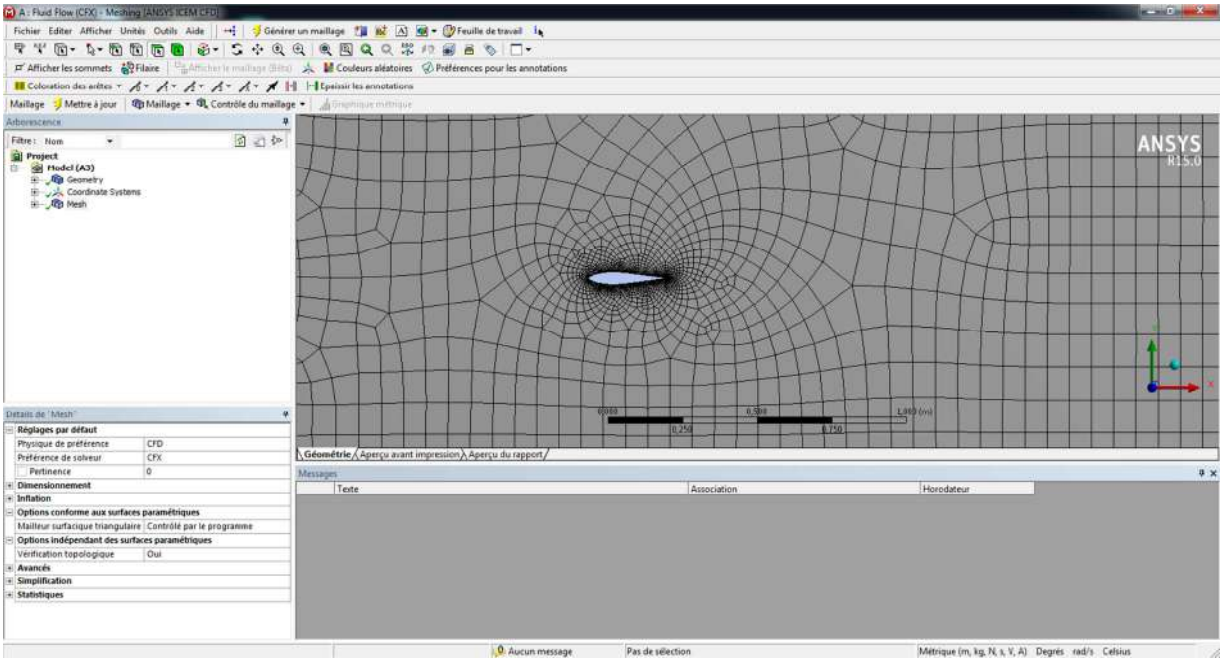


Figure 4.2 : Interface graphique du module meshing

4.5.3 CFX-pre

Le module CFX-pre (figure IV.3) permet quant à lui de définir les conditions aux limites et initiales du système, ainsi que les équations à résoudre, le type de résolution (régime permanent

ou transitoire), les paramètres du ***solver***, parmi lesquels : le pas de temps, le nombre d'itération, le critère de convergence ainsi que la nature des fluides (ou solides) en présence.

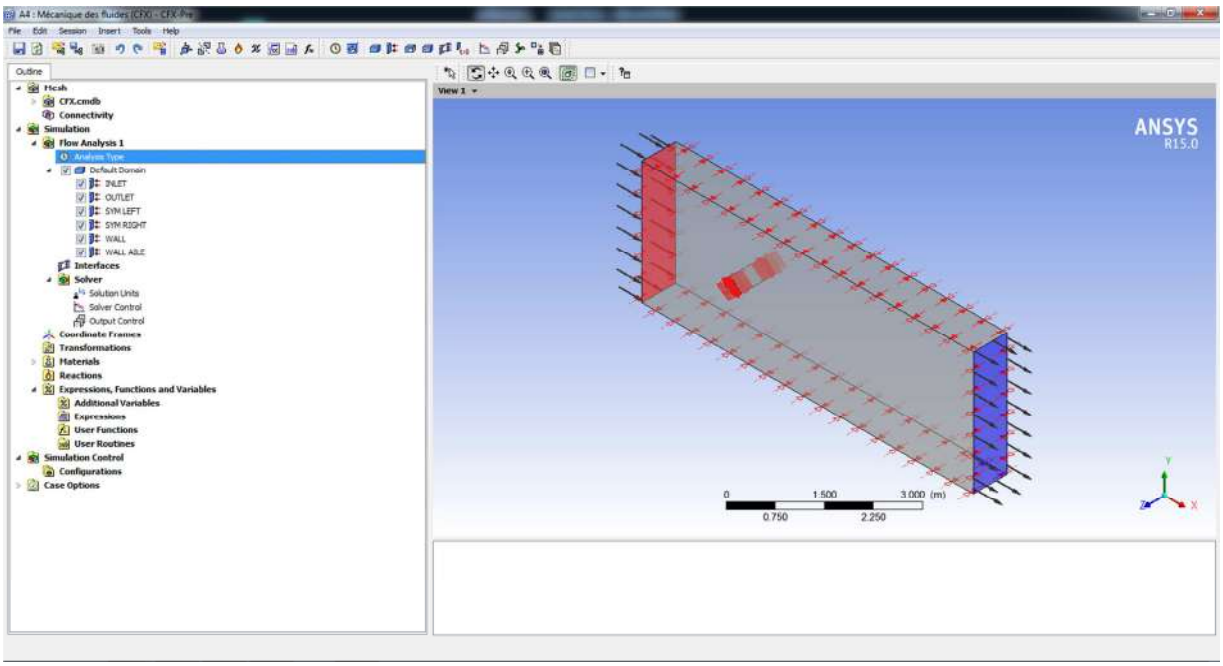


Figure 4.3: Interface graphique du module CFX-Pre

Les conditions aux limites sont de 5 types : INLET, OUTLET, OPENING, WALL et SYMMETRY.

Les conditions de type INLET sont utilisées dans le cas d'un écoulement entrant à l'intérieur du domaine.

Les conditions de type OUTLET sont quant à elles utilisées dans le cas d'un écoulement sortant à l'extérieur du domaine.

La condition OPENING est utilisée dans le cas d'une méconnaissance de la nature entrante ou sortante de l'écoulement.

La condition aux limites de type WALL est attribuée aux parois imperméables à l'écoulement.

Enfin, si l'écoulement présente un plan de symétrie, il est possible d'attribuer la condition SYMMETRY à ce plan.

Une fois tous les paramètres définis, CFX-pre génère un fichier «.def» qui contient toutes les informations relatives au maillage, aux conditions aux limites et initiales, ainsi que tous les

autres paramètres introduit dans CFX-pre. C'est ce fichier qui va être à la base de travail du solver

4.5.4 CFX-solve

Le module CFX-solve (figure) est le module qui effectue les calculs. Il est basé sur l'intégration des équations de Navier Stockes dans chaque maille et dispose de modèles additionnels pour prendre en compte la turbulence, le rayonnement thermique. L'organigramme de mise en œuvre d'un calcul est présenté dans la figure.



Figure 4.4: Interface graphique du module CFX-Solver

Dans le cas d'une résolution en régime permanent, le calcul se poursuit jusqu'à ce que, soit le nombre maximal d'itération demandé par l'utilisateur est atteint, soit la solution satisfait au critère de convergence. Dans le cas d'une résolution en régime transitoire, le calcul prend fin lorsque la durée de résolution du phénomène étudiée est atteinte.

A la fin de son calcul, CFX-solve génère deux types de fichiers :

- un fichier « .out » lisible par un éditeur de texte. Ce fichier résume le déroulement du calcul. Il contient, entre autres, les informations du .def, ainsi que le bilan masse du système

.

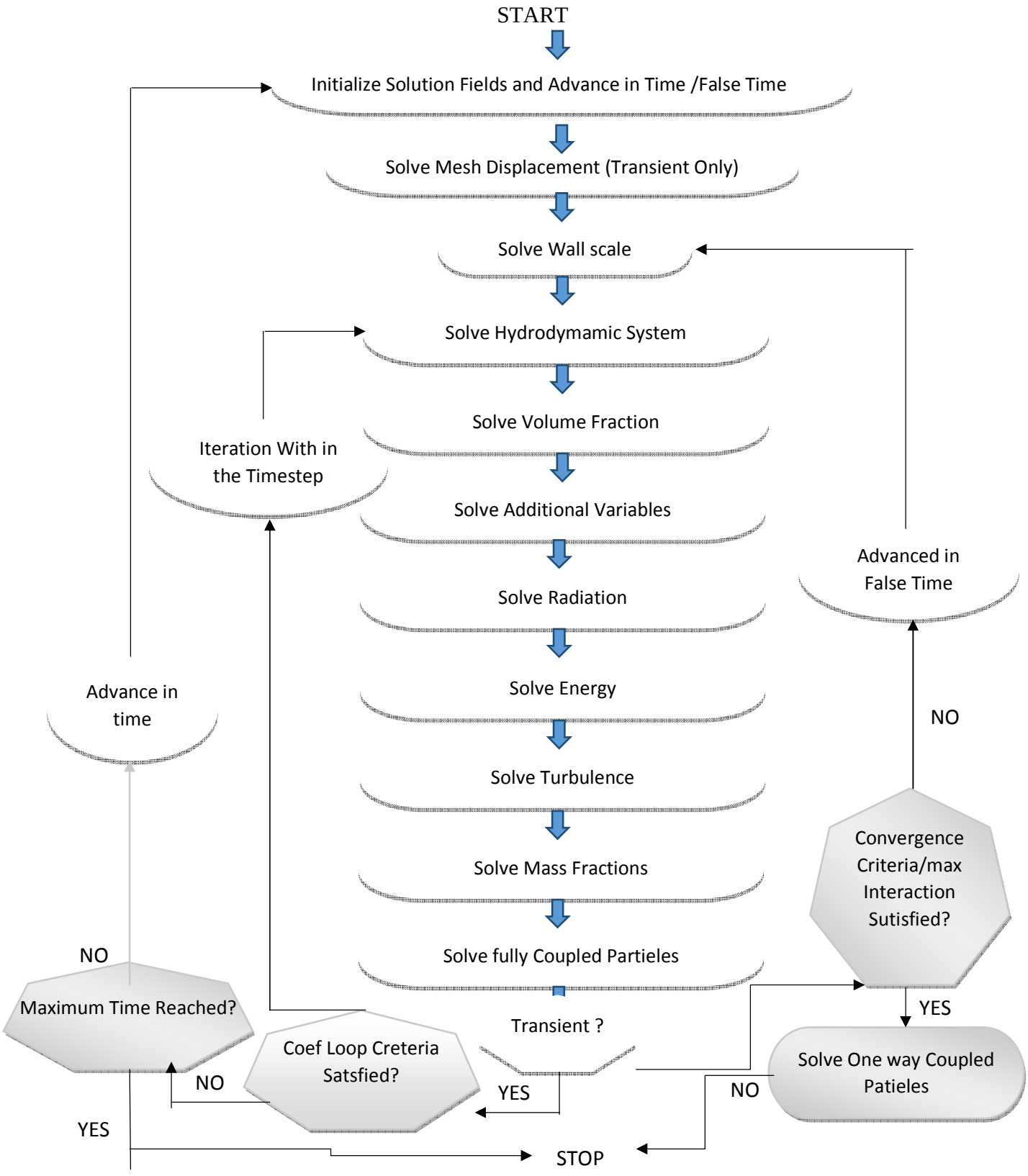


Figure 4.5 : Organigramme de mise en œuvre d'un calcul (source : documentation CFX)

4.5.5 CFX-post :

Le module CFX-post (figure 5.6.) est un outil graphique permettant le traitement et la visualisation des résultats. Il permet d'appliquer des textures sur la géométrie, de visualiser des contours, des iso-surfaces, des lignes de courant, des champs de vitesses. Il permet également l'exportation des résultats sous forme numérique, comme par exemple la valeur des différentes variables sur chaque nœud, sous forme photographique et même sous forme d'animation.

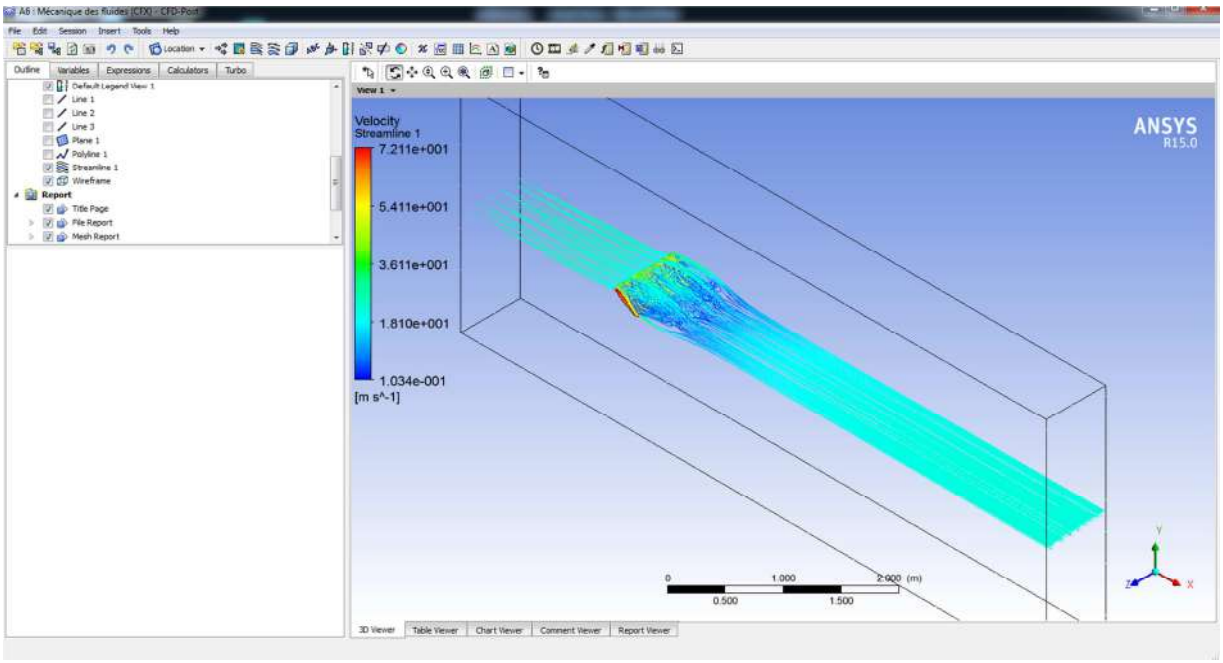


Figure 4.6: Interface graphique du module CFX-Post

CHAPITRE 5

RÉSULTATS ET DISCUSSION

Dans cette partie, on présente les résultats des simulations numériques de l'écoulement D'eau autour d'un obstacle d'ail d'avion selon la configuration ci-dessous. On a fait des simulations numérique en utilisant le modèle de turbulence $\boldsymbol{k-\varepsilon}$ et $\boldsymbol{ST\ k-\omega}$.

5.1. Configuration géométrique :

La configuration géométrique traitée est présentée ci-dessous :

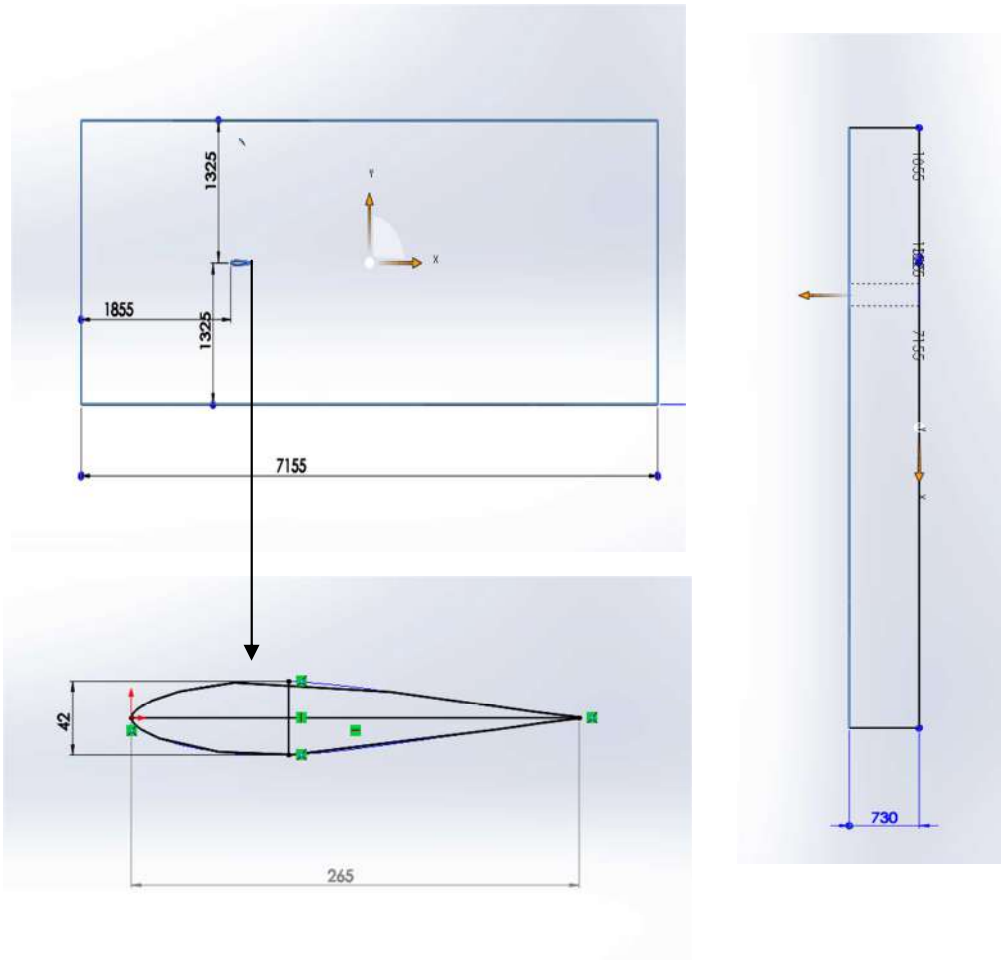


Figure 5.1 : Géométrie

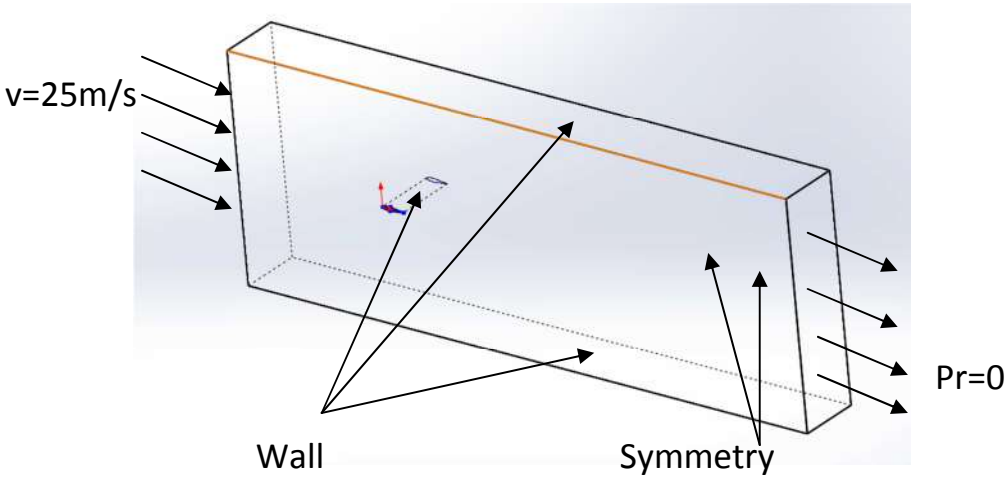


Figure 5.2 : Géométrie du problème et conditions aux limites.

5.1.1. Conditions limites à l'entrée :

A l'entrée de domaine, située à un profil de vitesse pleinement développé est imposé. Celui-ci est extrait directement du calcul préalable d'une conduite de hauteur 10H et de 27H de longueur, ce qui est suffisamment long pour permettre au profil de vitesse de se développer, d'autant plus qu'une approximation d'un profil de vitesse turbulent était imposée en entrée. L'utilisation d'un calcul préalable pour obtenir les conditions d'entrée permet d'éviter d'avoir à utiliser pour chaque simulation un domaine long en amont de la géométrie et réduit ainsi la puissance et le temps de calcul requis à l'obtention d'une solution.

A l'aval, la condition spécifiée est une sortir de pression statique dont la valeur moyenne relative est de $_{stat}=0$.

5.2. Maillage utilisée :

Un seul maillage ont été considéré ; à savoir un maillage fin de 3.18×10^5nœuds.

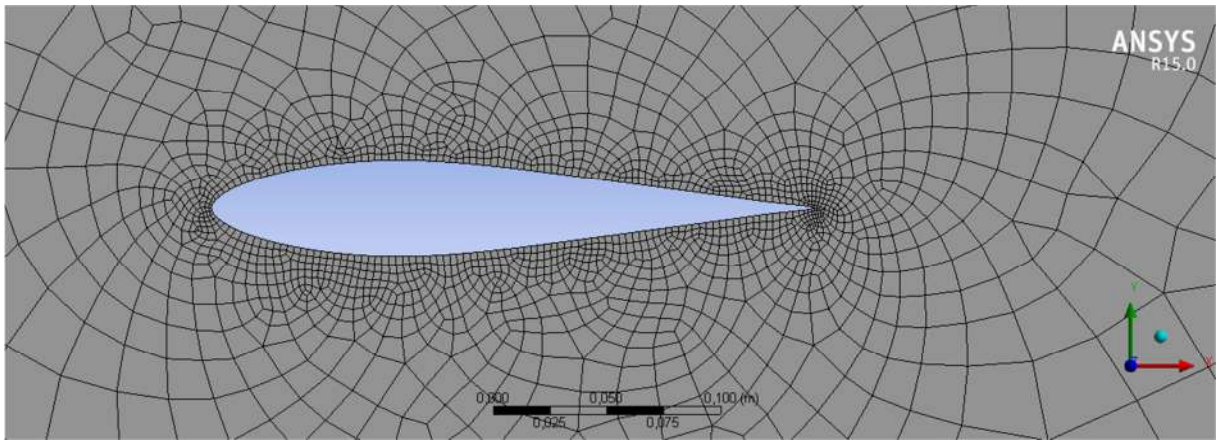


Figure 5.3 : Distribution de maillage fin.

Toutes les simulations on peut-être amenées de façon très régulière à des résidus RMS de 1×10^{-10}pour toutes les différentes équations.

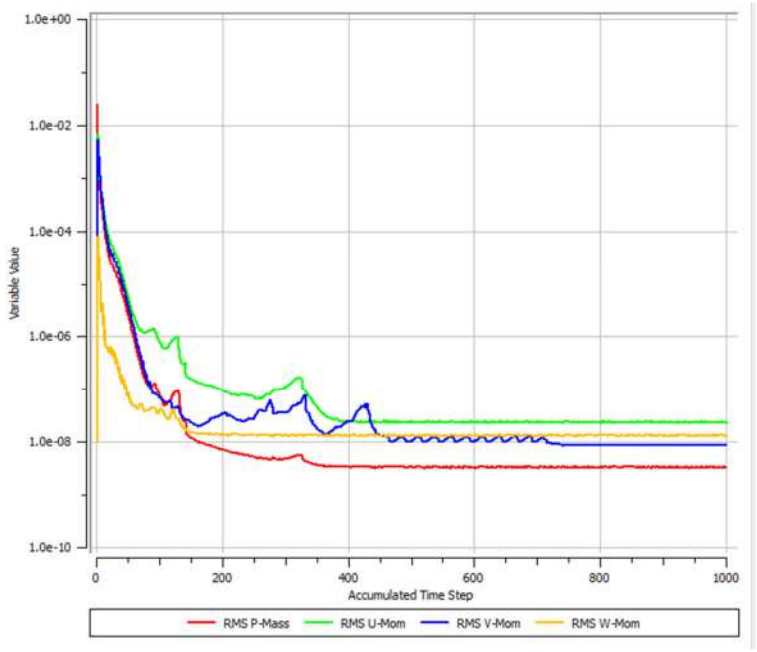


Figure 5.4: Courbes de convergence pour le maillage raffiné avec modèle de turbulence k-ε.

5.3. Résultats et discussion :

Le tableau suivant donne les positions pour lesquelles on présente les différents graphes d'évolutions.

	x(m)	y(m)	z(m)
station 1	0.1	-1.325	0.2
	0.1	1.325	
station 2	-0.8	-1.325	
	-0.8	1.325	
station 3	1	-1.325	
	1	1.325	

Tableau 5.1 : Coordonnées des stations.

a- La distribution du coefficient de pression autour de l'obstacle :

La comparaison entre les résultats de coefficient de pression obtenus avec un maillage fin, en utilisant les deux modèles de turbulence k-ε et SST k − ω est indiquée à les Figure 5.5,5.6,5.7,5.8,5.9,5.10,5.11

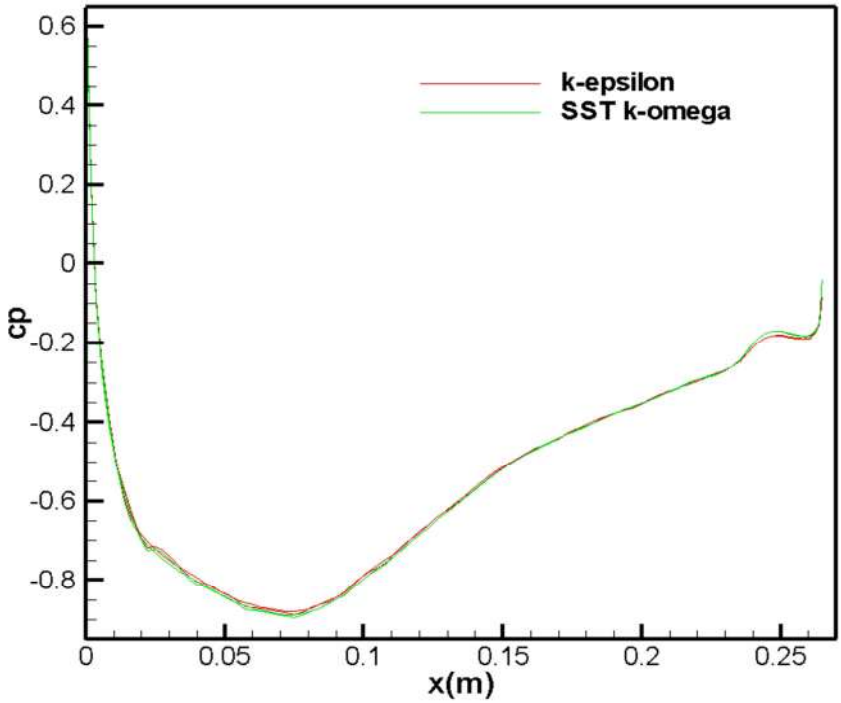


Figure 5.5: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α=0˚

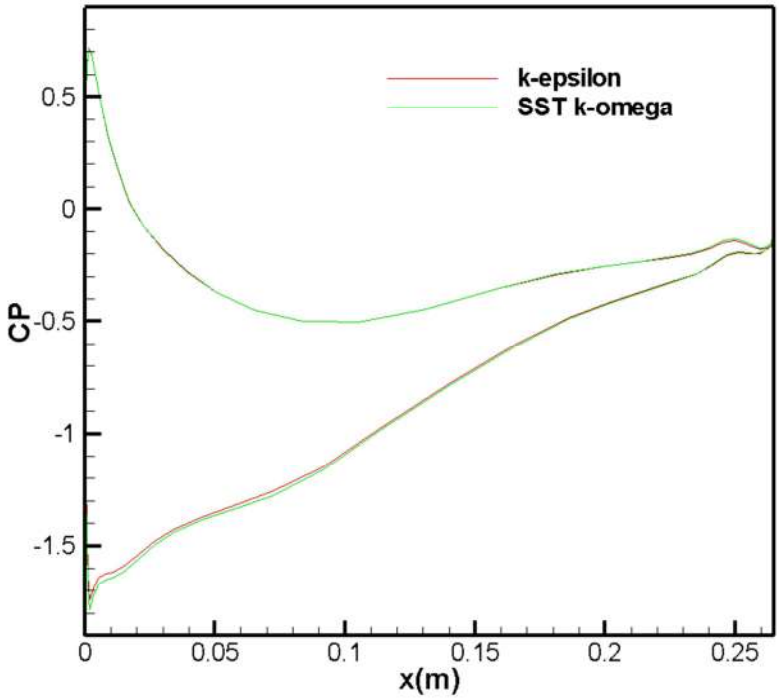


Figure 5.6: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α=5˚

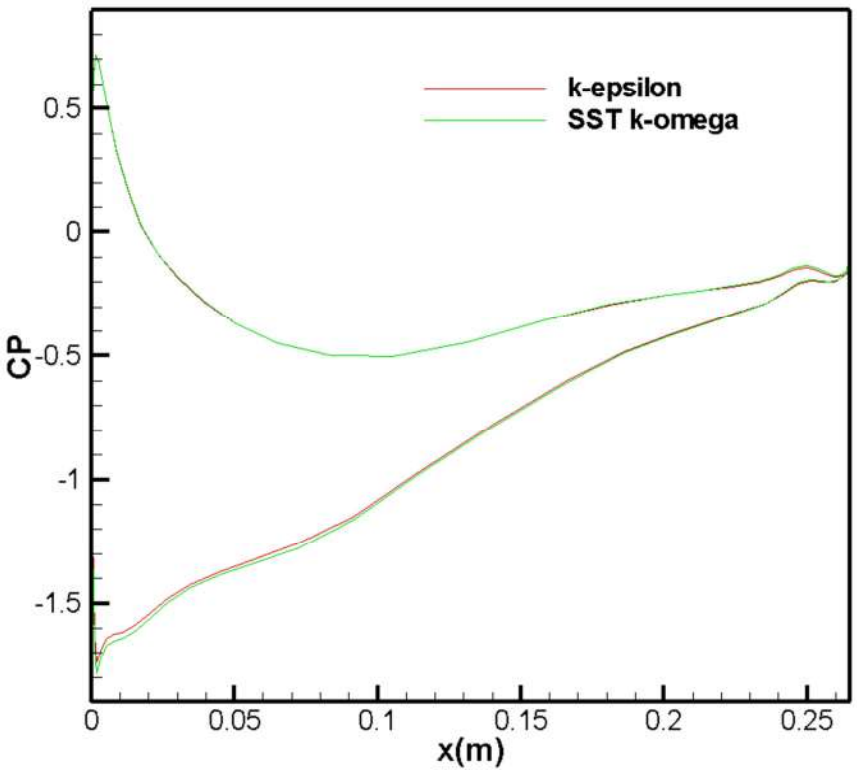


Figure 5.7: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= -5˚

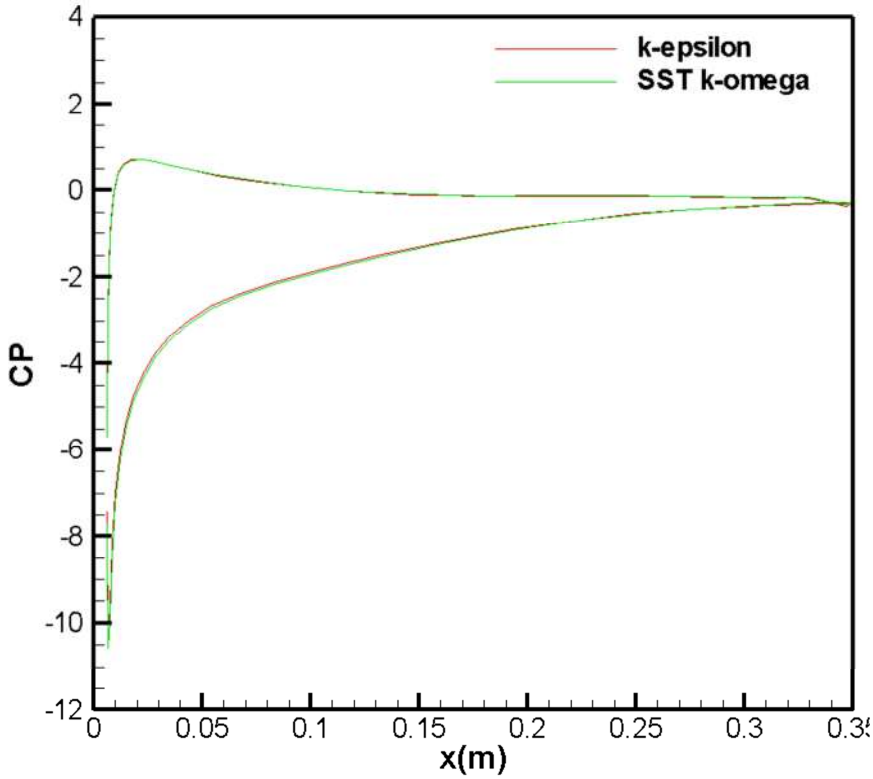


Figure 5.8: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= 15˚

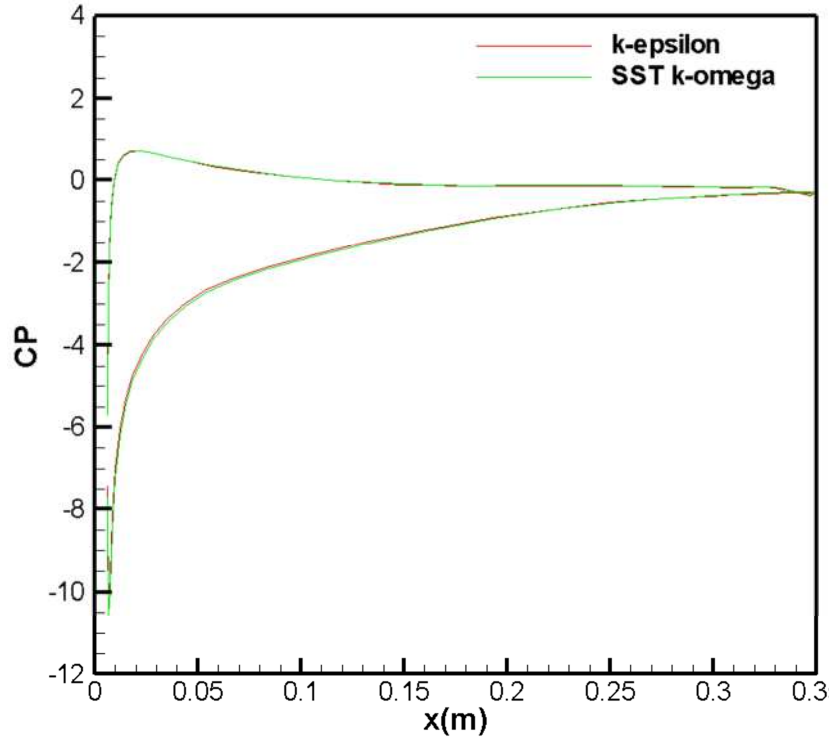


Figure 5.9: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= -15˚

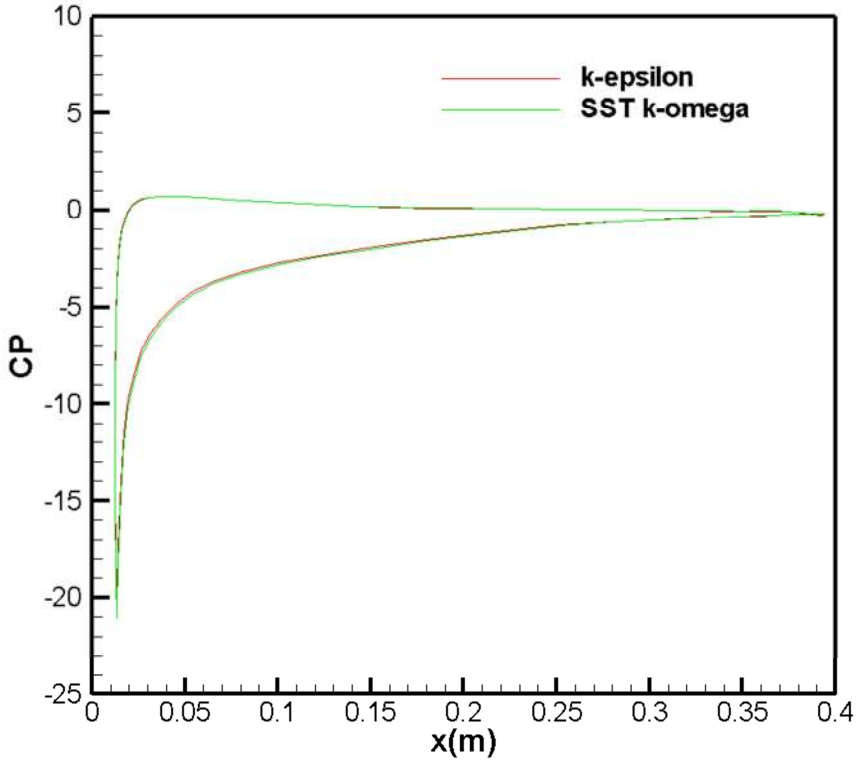


Figure 5.10: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= 25˚

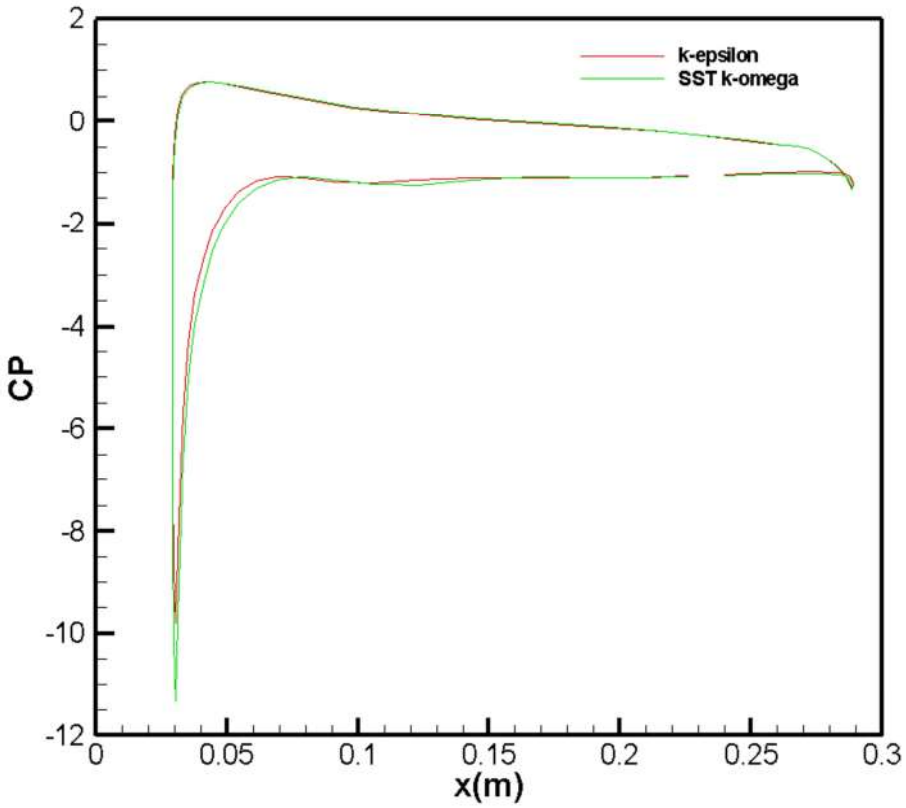


Figure 5.11: coefficient de pression (CP) du profil 76F001 en α= 35˚

b- La distribution de vitesse et de pression dans les différentes stations:

Les figures 5.12,5.13,5.14,5.15,5.16,5.17,5.18,5.19,5.20 montrent les profils de la vitesse U et de la pression P dans les différentes stations (Tableau 5.1) de la conduite obtenus avec les deux modèles de turbulence ***k-ε*** et ***SST k − ω*** pour le maillage fin.

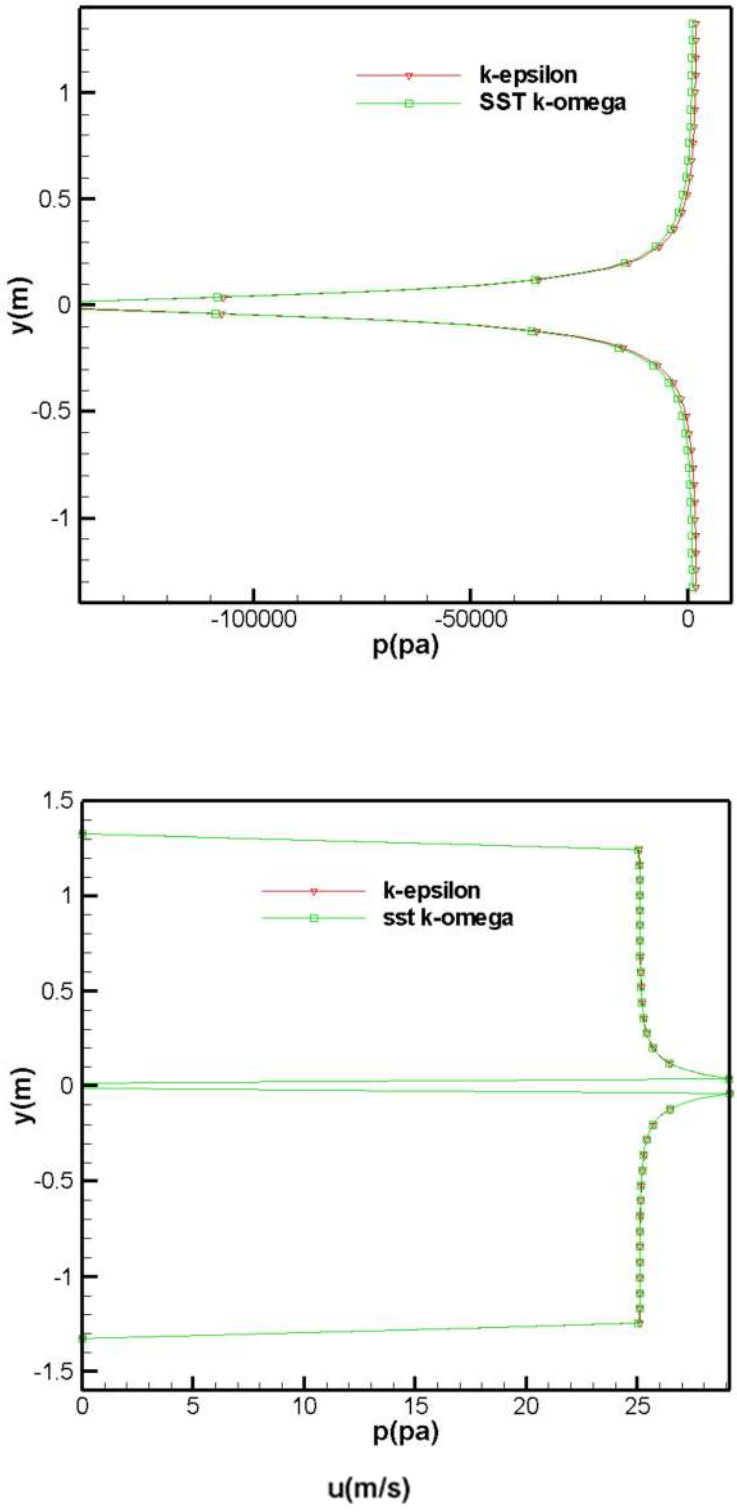
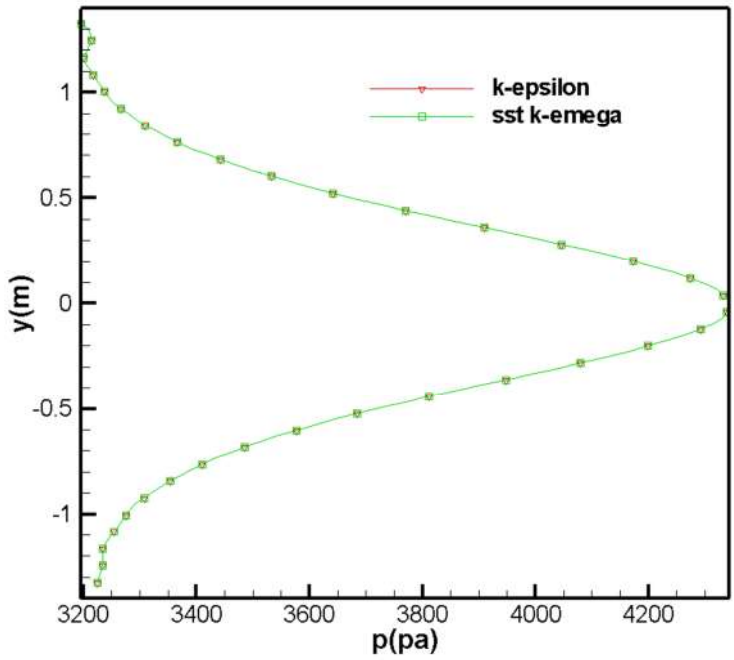


Figure 5.12 : profile de vitesse et de pression α=0. Station 1 (x=0.1 m)



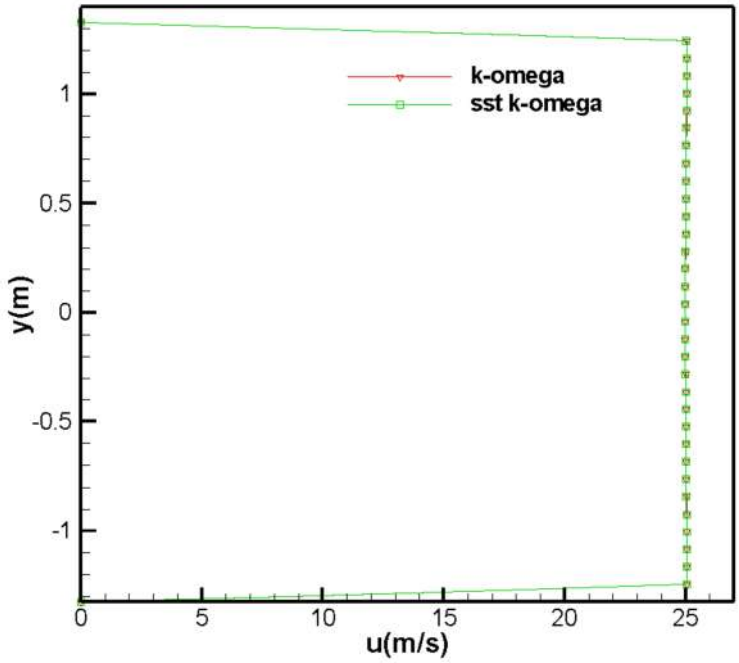


Figure 5.13: profile de vitesse et de pression α=0. Station 2 (x=-0.8 m)

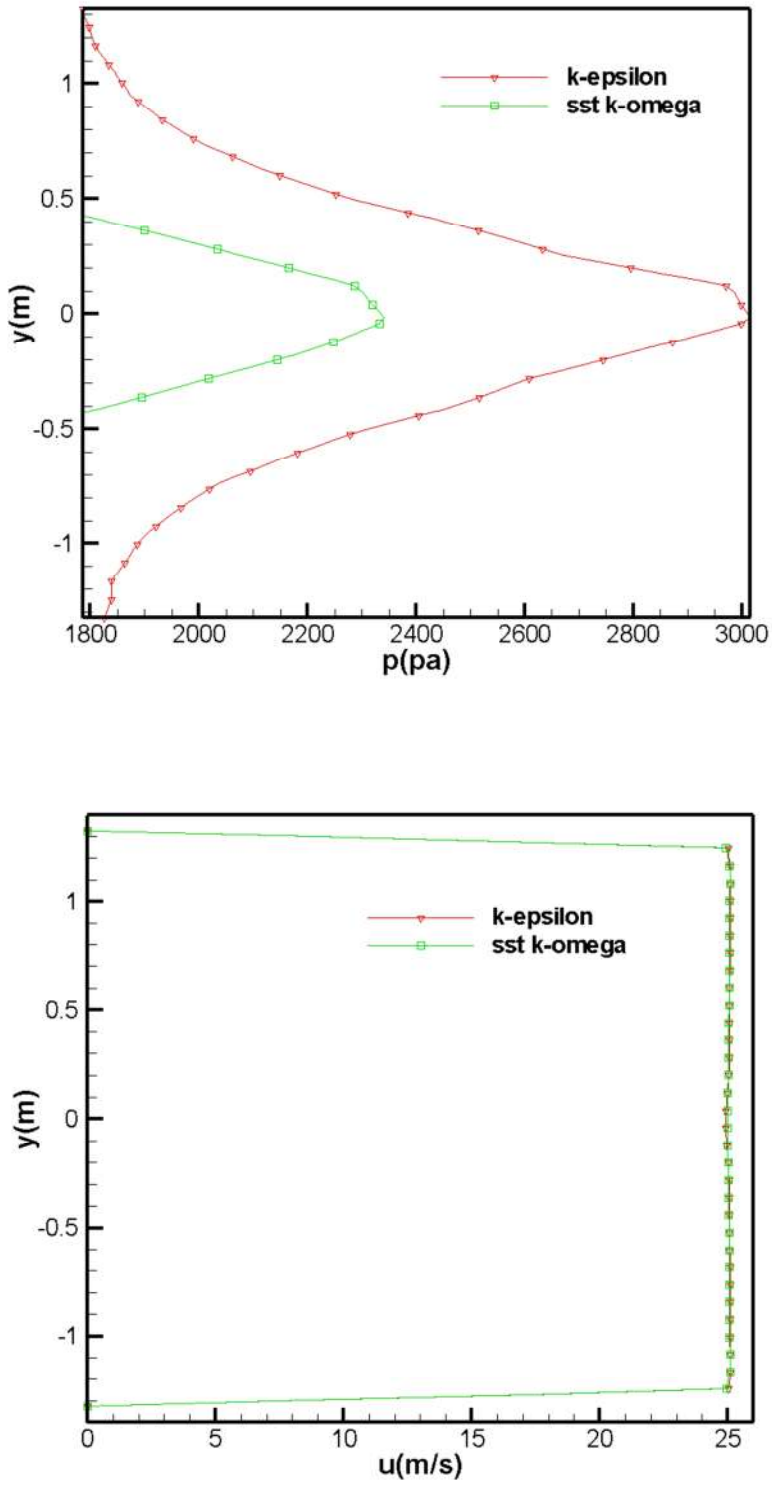


Figure 5.14 : profile de vitesse et de pression α=0. Station 3 (x=1 m)

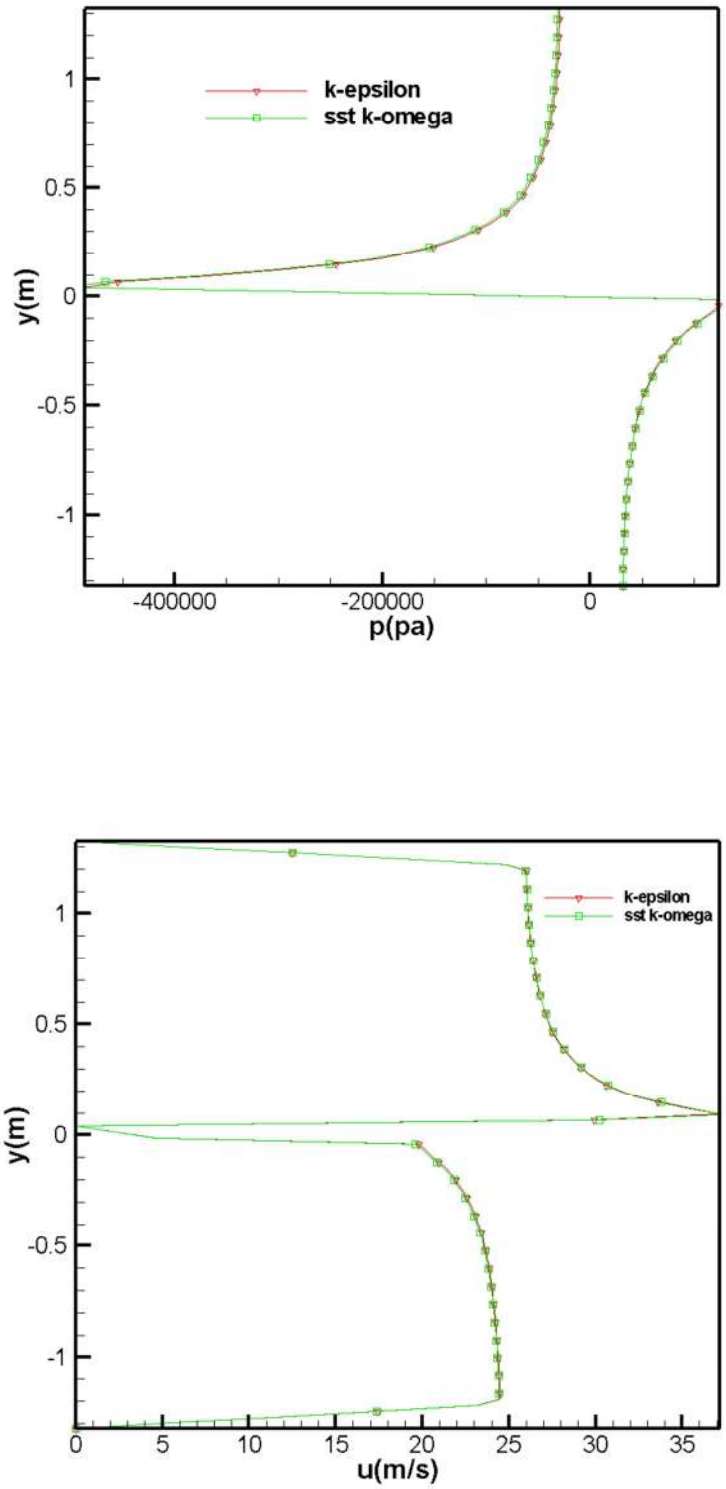


Figure 5.15 : profile de vitesse et de pression α=15. Station 1 (x=0.1 m)

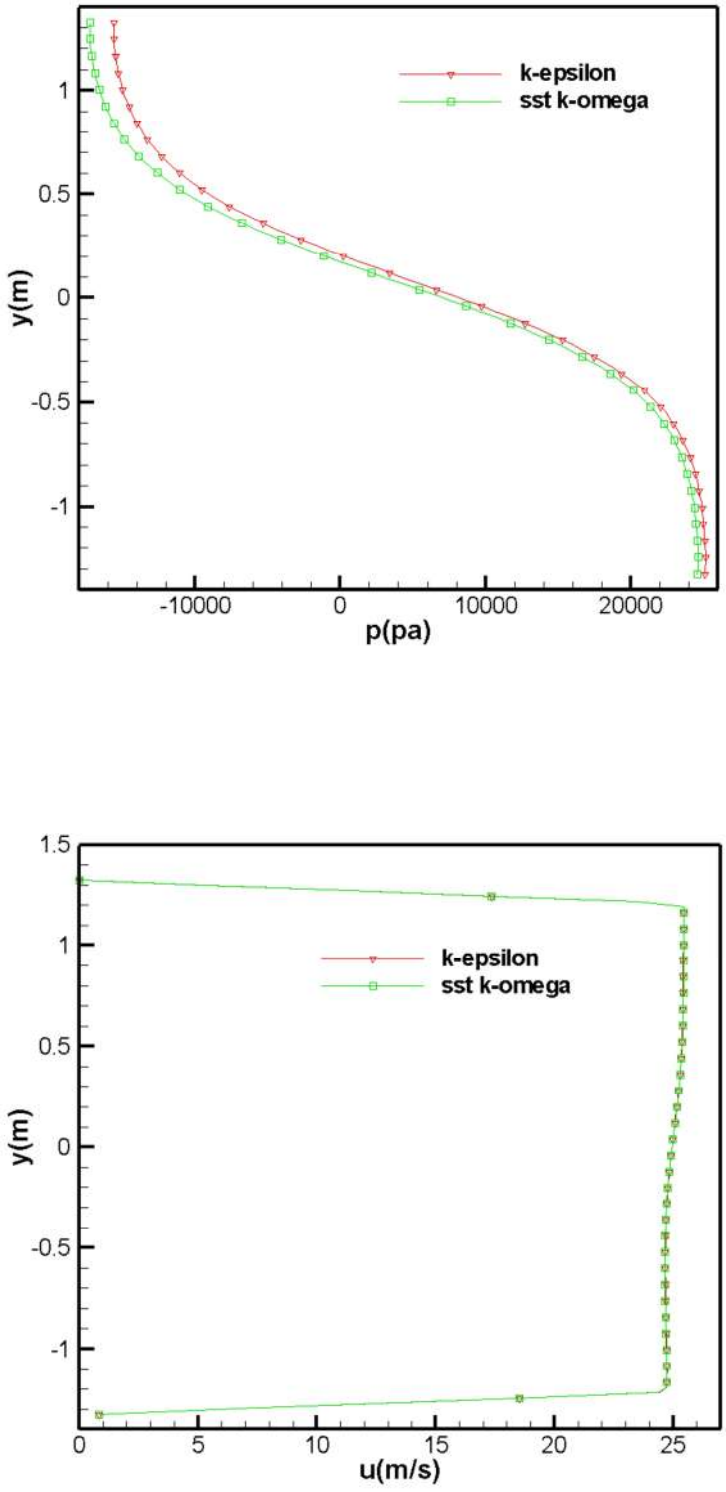


Figure 5.16: profile de vitesse et de pression α=15. Station 2 (x=-0.8 m)

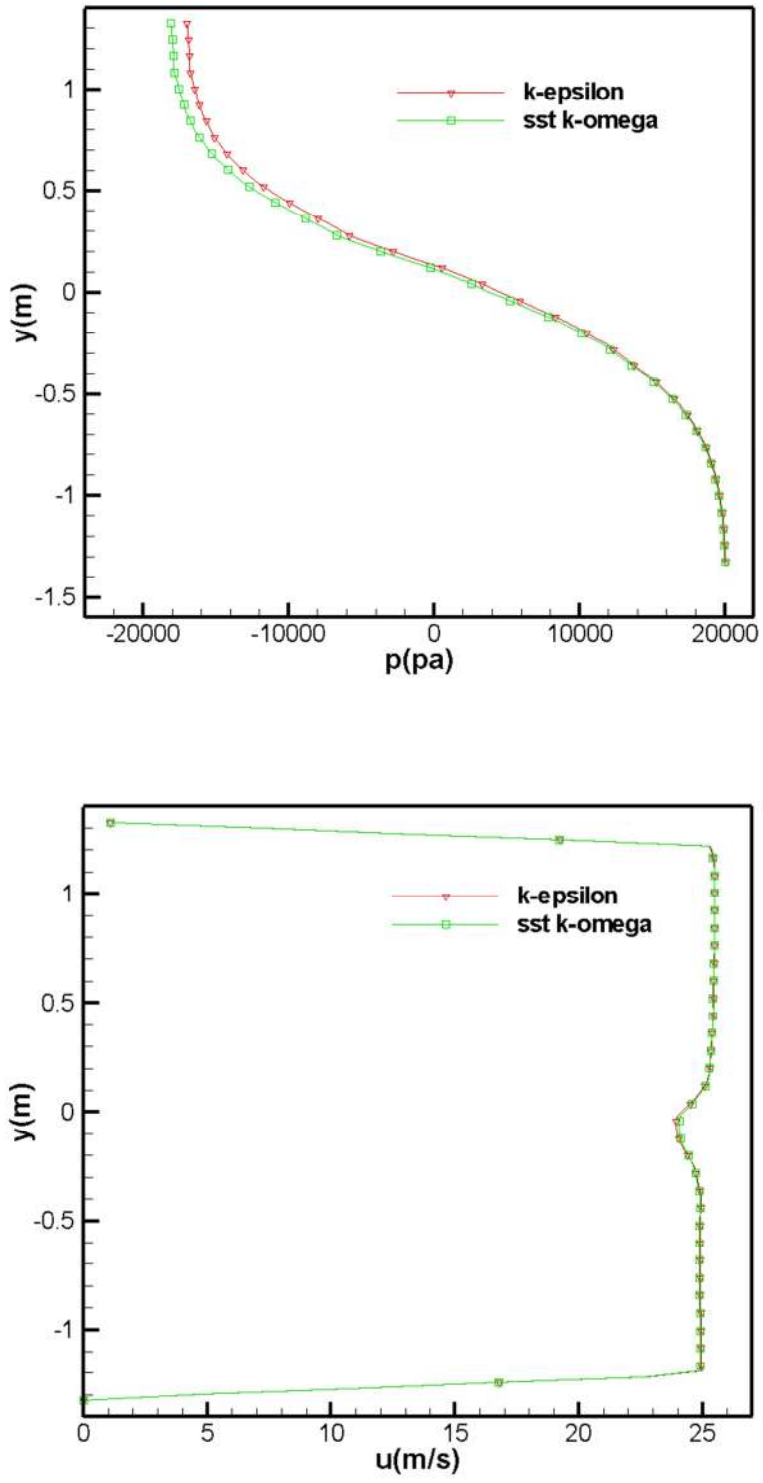


Figure 5.17: profile de vitesse et de pression α=15. Station 3 (x=1 m)

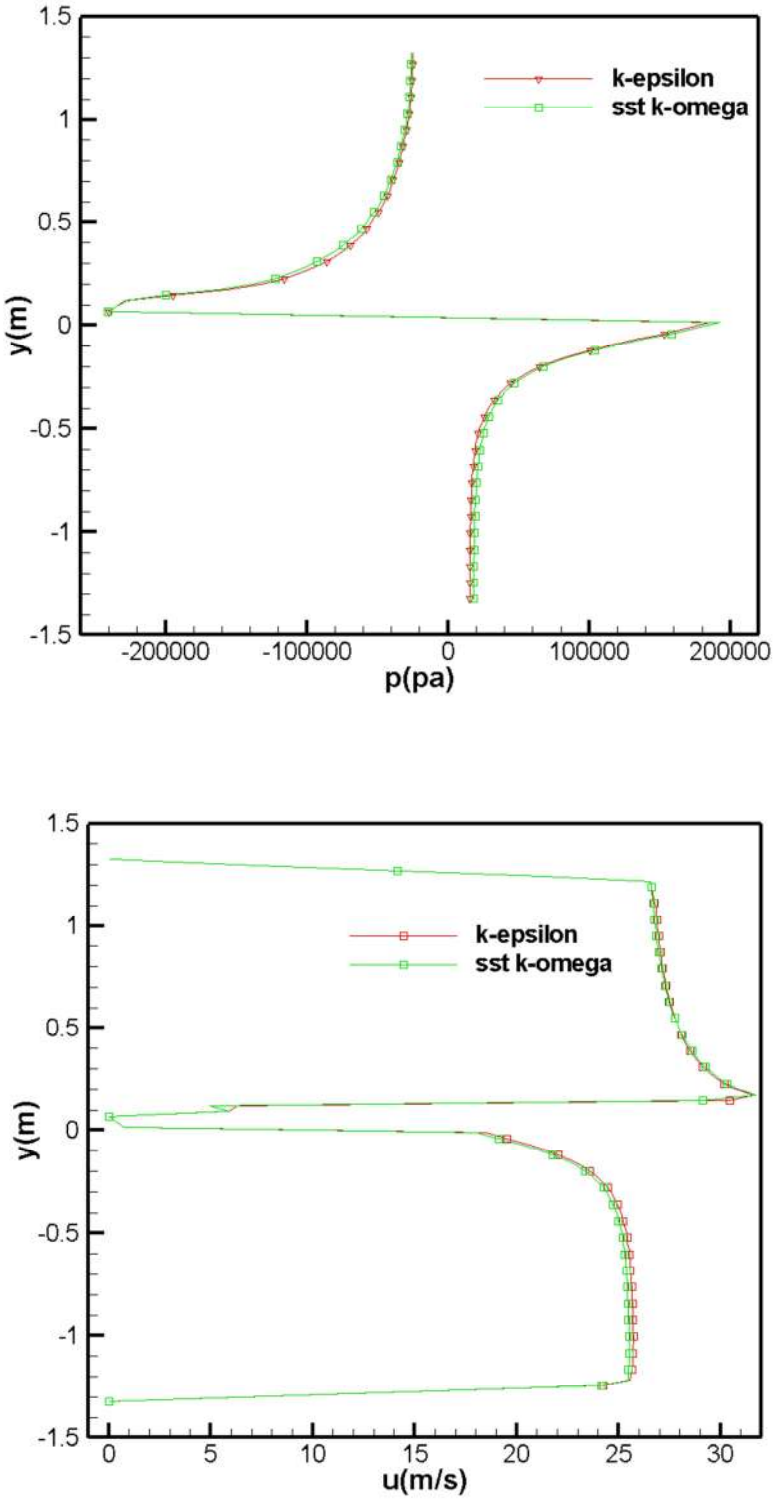


Figure 5.18: profile de vitesse et de pression α=35. Station 1 (x=0.1 m)

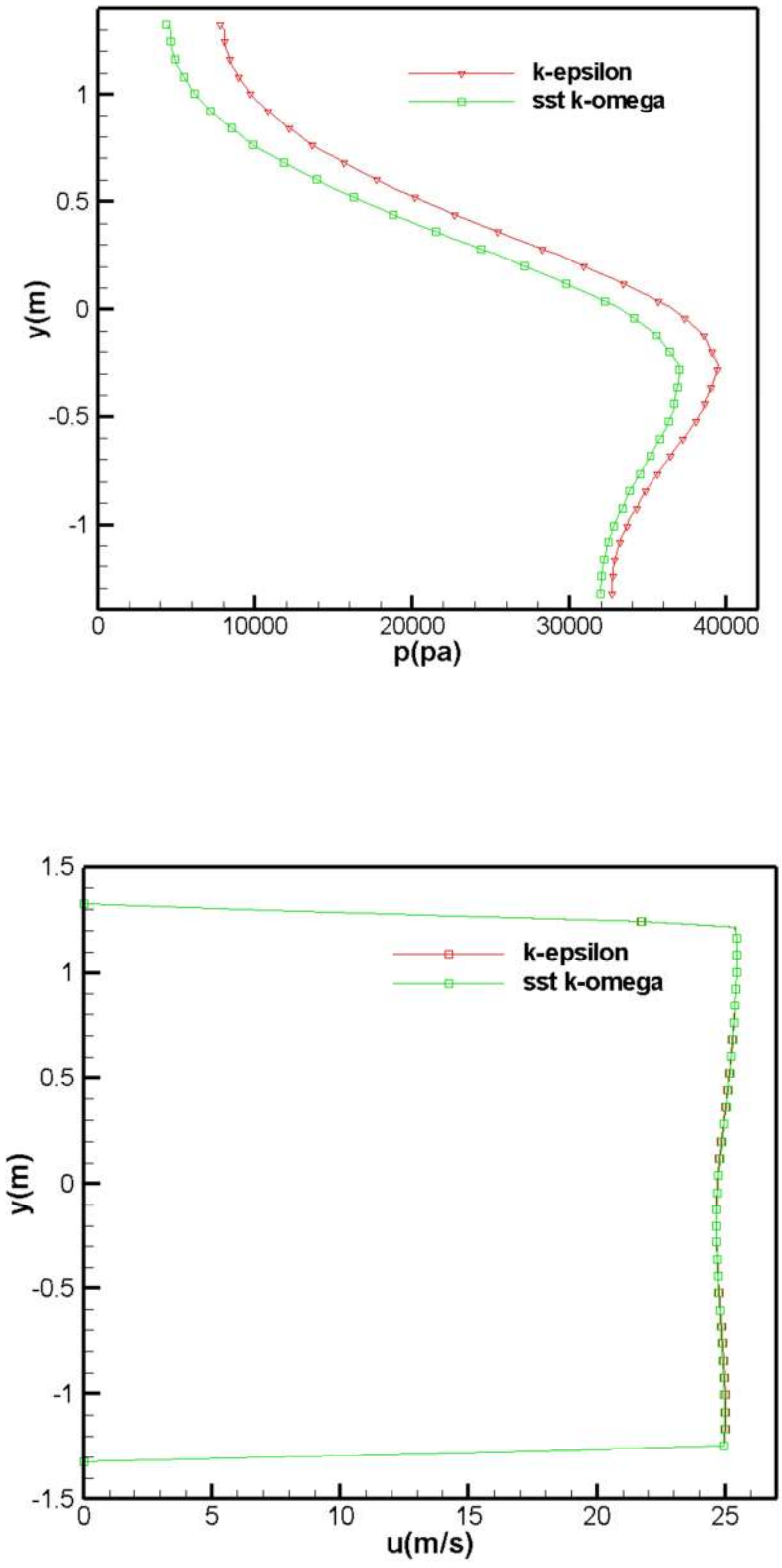


Figure 5.19: profile de vitesse et de pression α=35. Station 2 (x= -0.8 m)

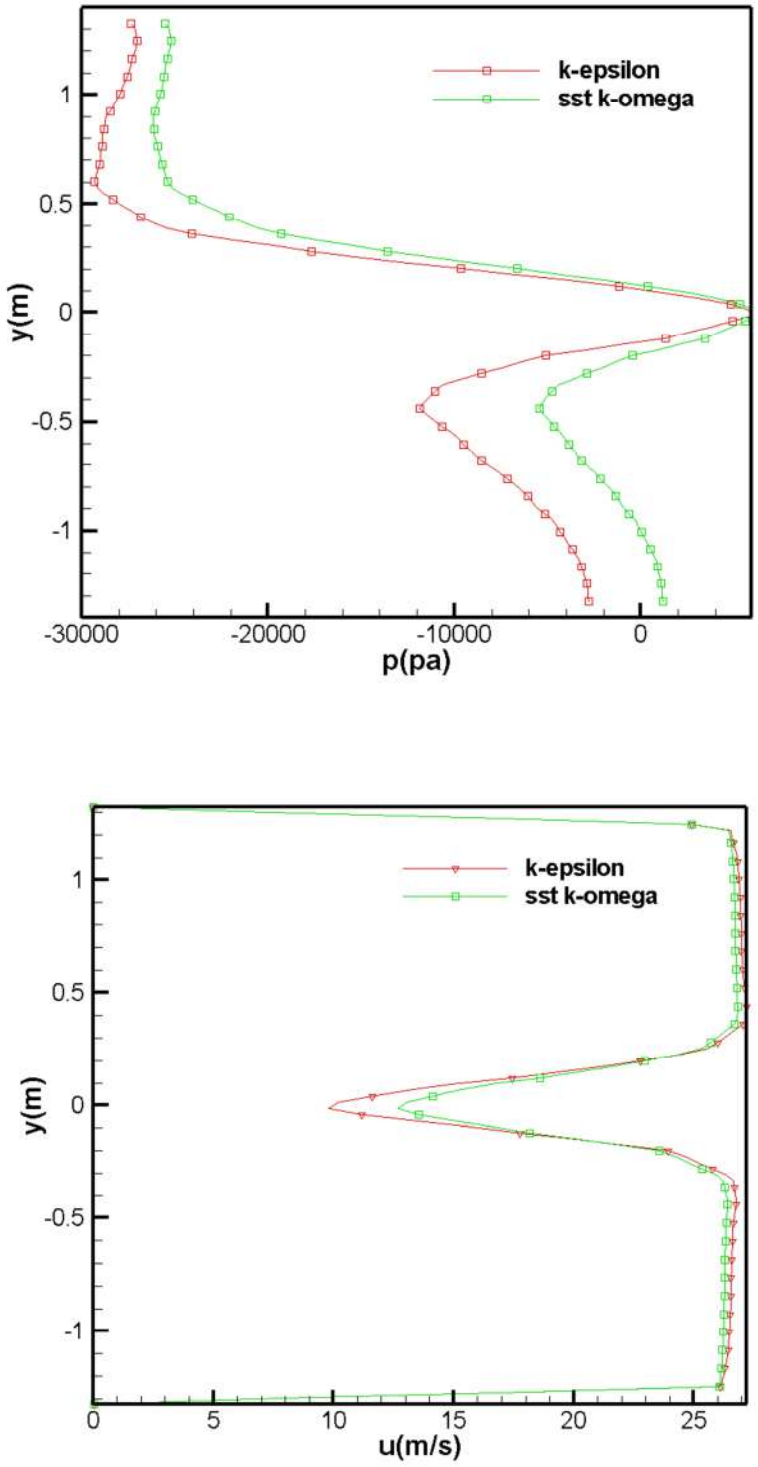


Figure 5.20 : profile de vitesse et de pression α=35. Station 3 (x=1 m)

5.4 Effets de l'angle d'incidence sur l'écoulement autour du Profil

Il est clair, que pour l'angle d'incidence nul (α=0°), on remarque une parfaite symétrie des contours de vitesse et de la pression. Cette symétrie est traduite par la coïncidence parfaite des coefficients de pression de l'intrados et de l'extrados. (Figure 5.21,5.22,5.23,5.24)

On remarque que, pour les angles d'incidence l'écoulement est attaché sur le profil d'ail.

Pour le modèle $\boldsymbol{k-\varepsilon}$:

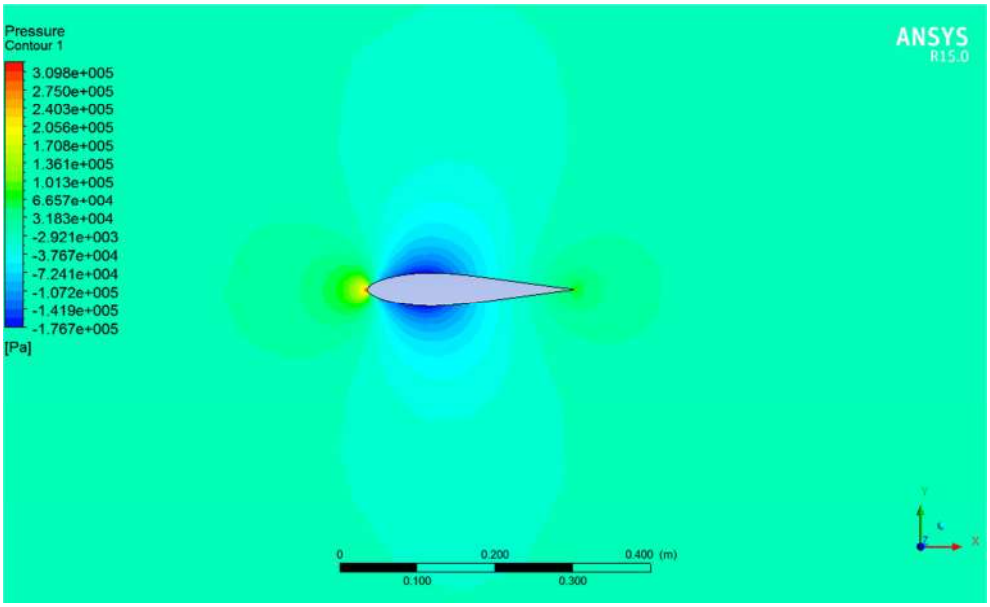


Figure 5.21: Contour de la pression α =0°

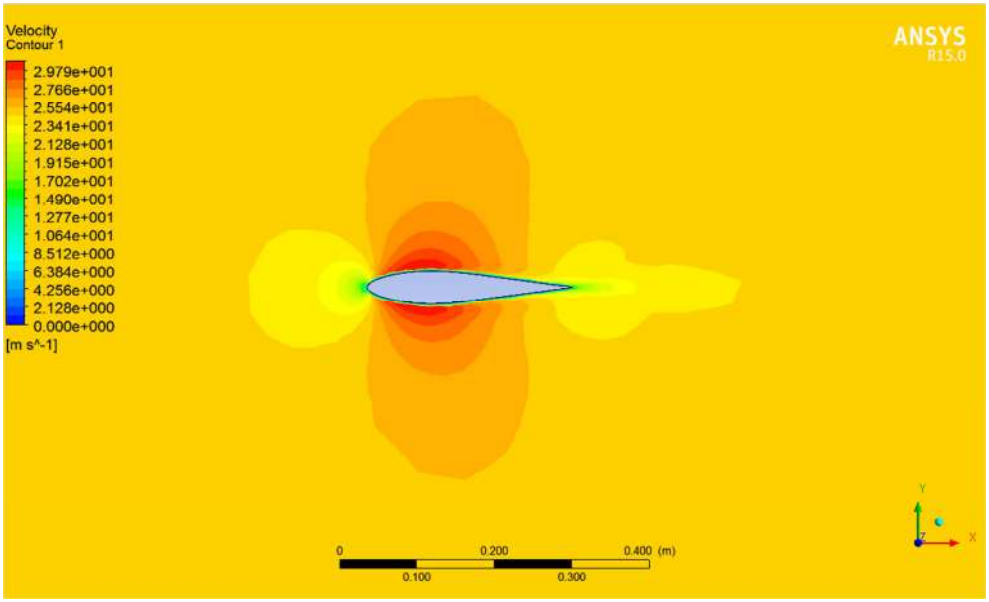


Figure 5.22 : Contour de la vitesse α=0°

Pour le modèle ***SST k − ω*** :

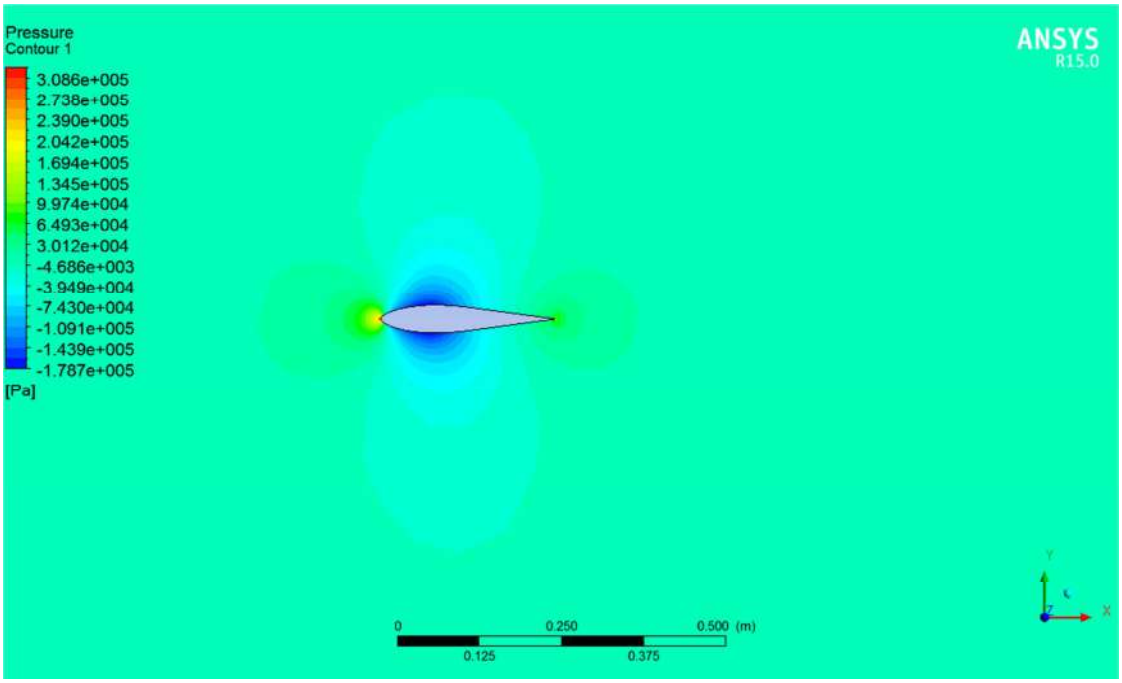


Figure 5.23: Contour de la pression α=0°

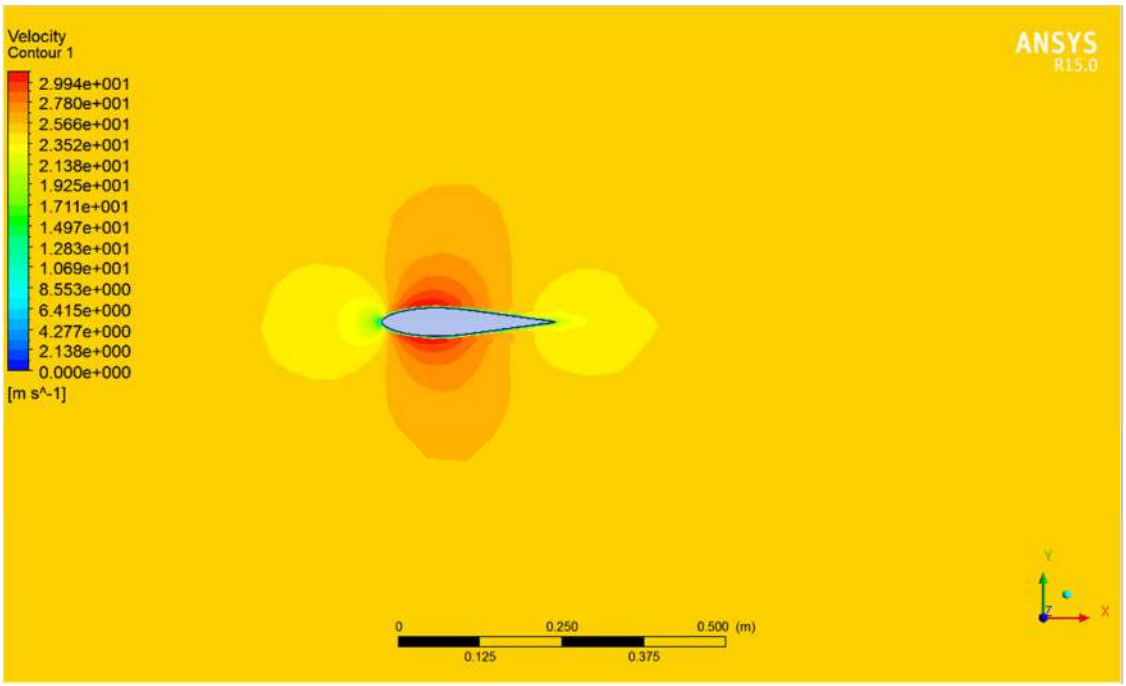


Figure 5.24 : Contour de la vitesse α=0°

Pour l'angle d'incidence (-5<**α**<0) , on remarque une surpression sur l'extrados et une dépression sur l'intrados car l'extrados est opposé à la direction de l'écoulement d'air ; il provoque une force de pression sur la surface supérieur e du profil. (Figures 5.25,5.26,5.27,5.28)

Pour le modèle $\boldsymbol{k-\varepsilon}$:

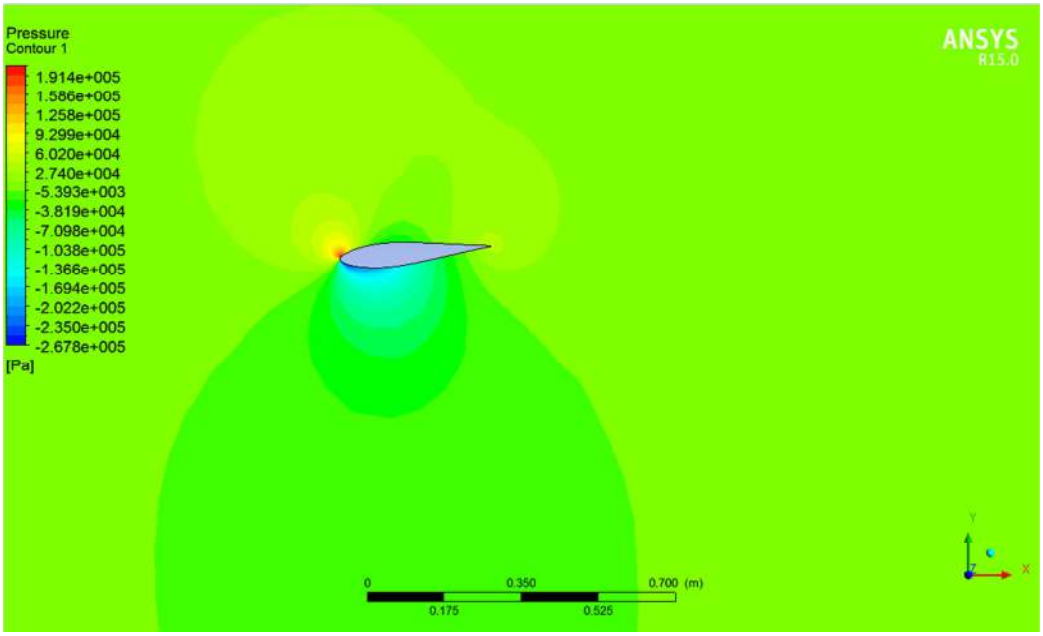


Figure 5.25 : Contour de la pression α=-5°

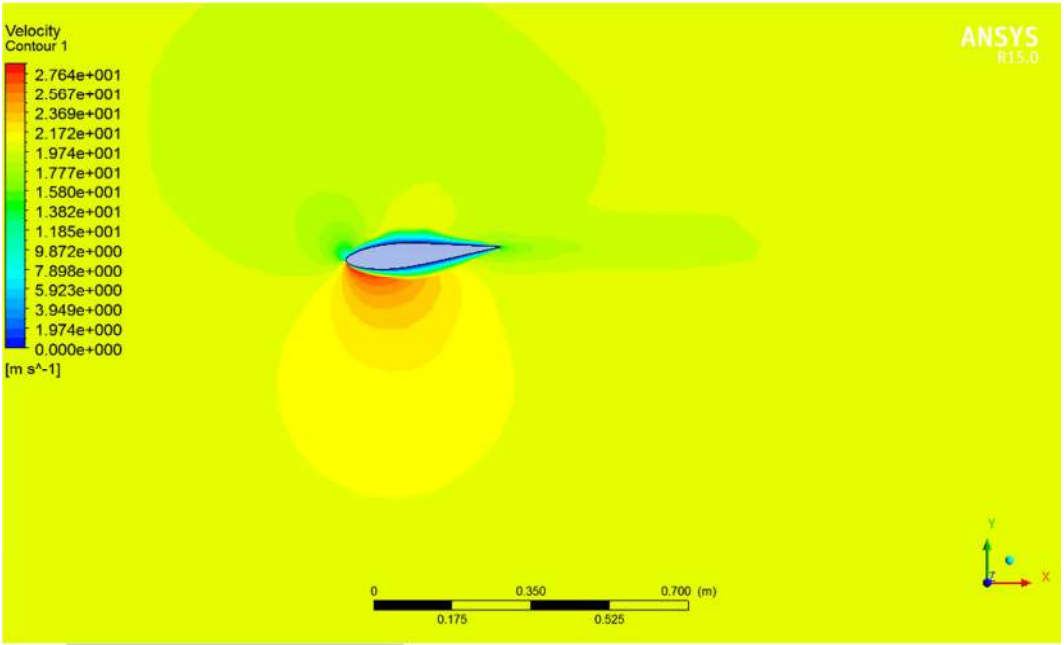


Figure 5.26 : Contour de la vitesse α=-5°

Pour le modèle $\boldsymbol{SST\ k-\omega}$:

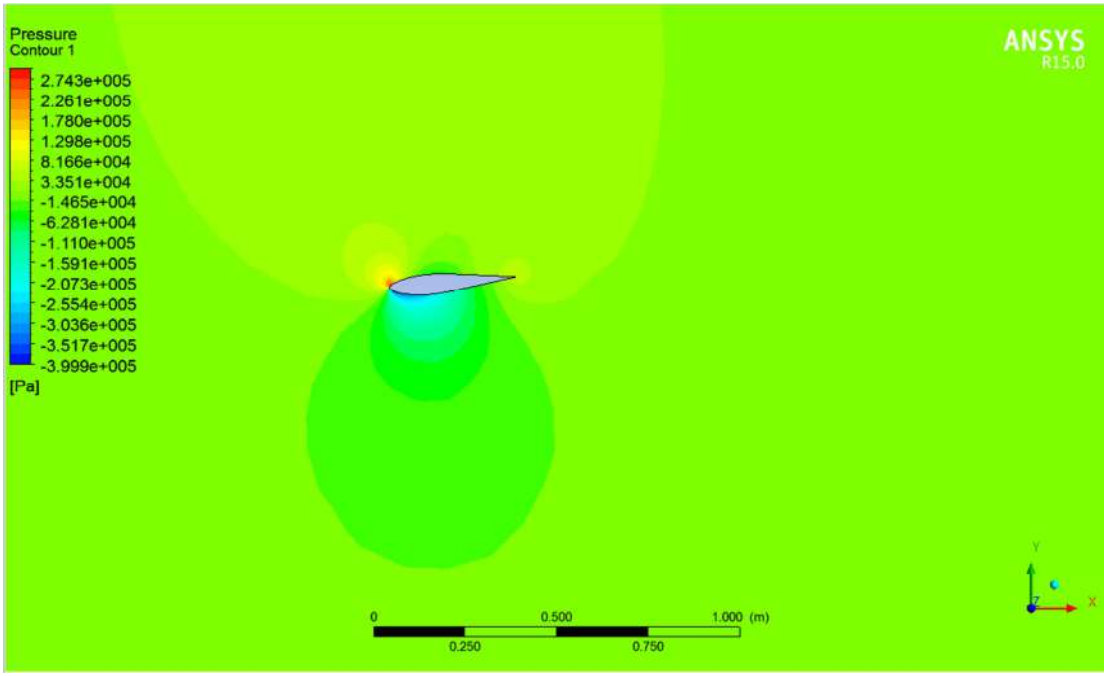


Figure 5.27: Contour de la pression α=-5°

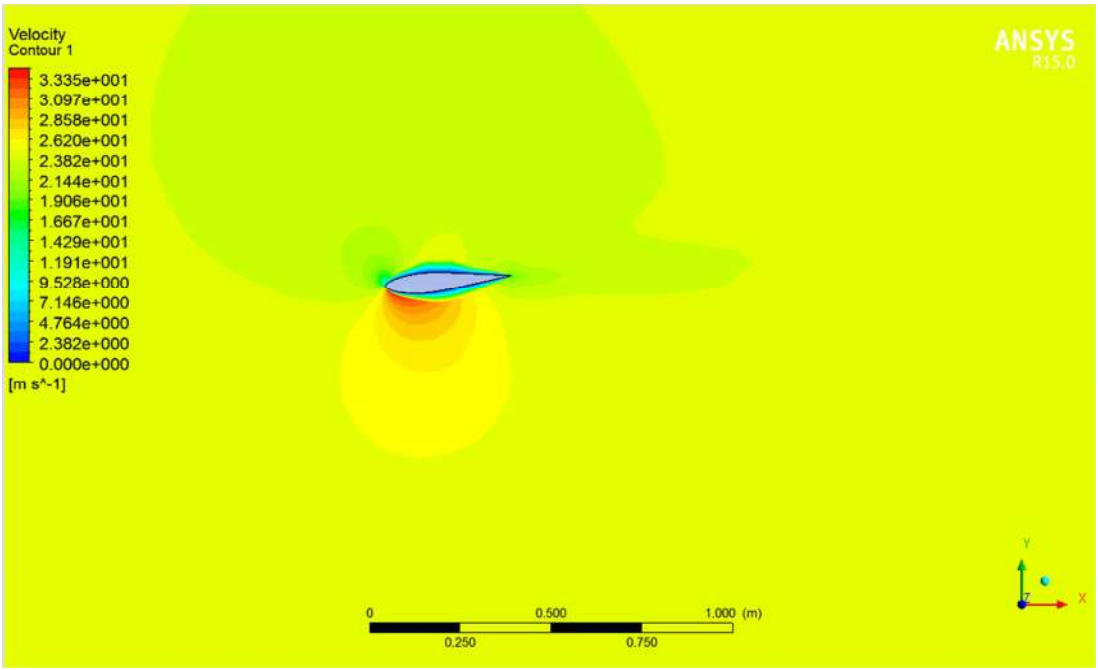


Figure 5.28: Contour de la vitesse α=-5°

Pour l'angle d'incidence (**α** >0), on remarque une dépression sur l'extrados et surpression sur l'intrados par ce que l'intrados est opposé à la direction de l'écoulement d'air ; ceci provoque une force de pression sur la surface inférieure du profil(Figures 5.29,5.30,5.31,5.32,5.33,5.34,5.35,5.36)

Pour le modèle $\boldsymbol{k-\varepsilon}$:

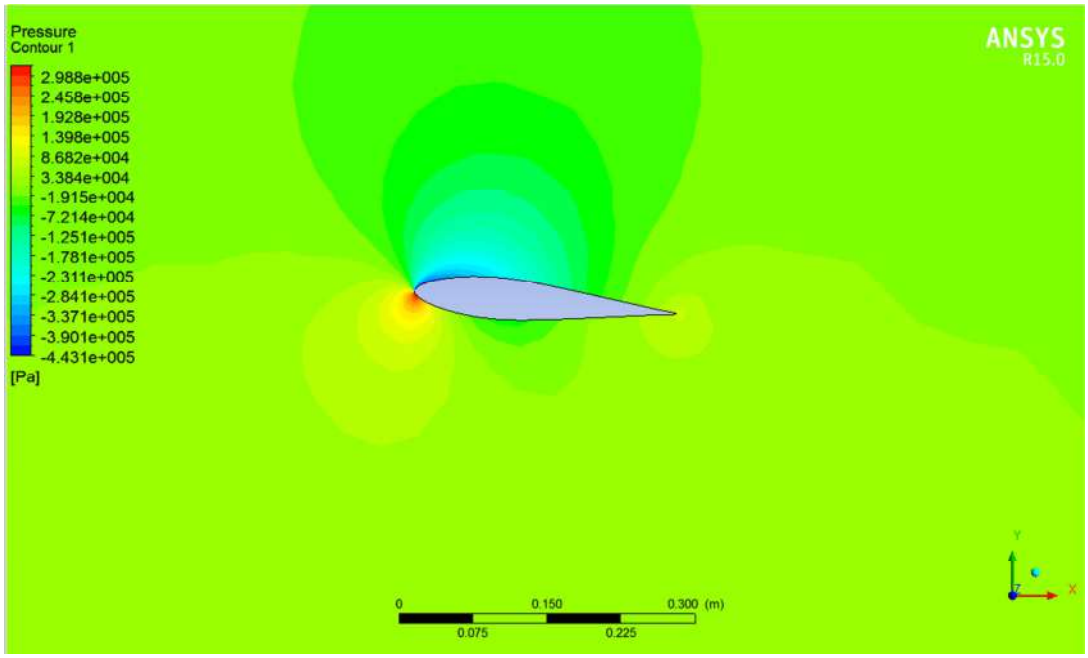


Figure 5.29: Contour de la pression α= 5°

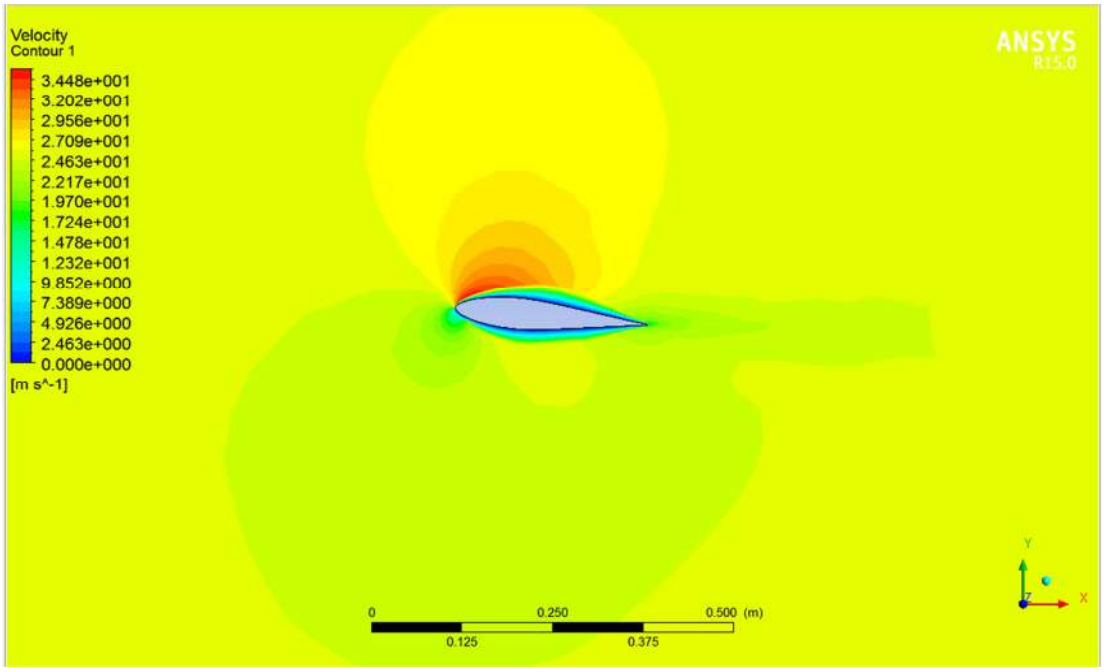


Figure 5.30: Contour de la vitesse α= 5°

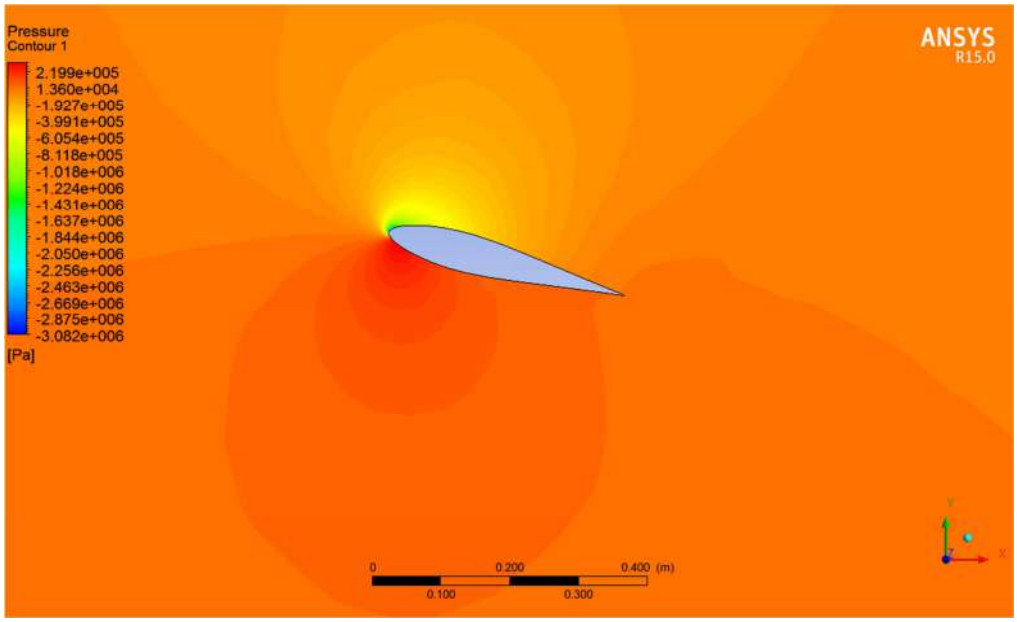


Figure 5.31: Contour de la pression α= 15°

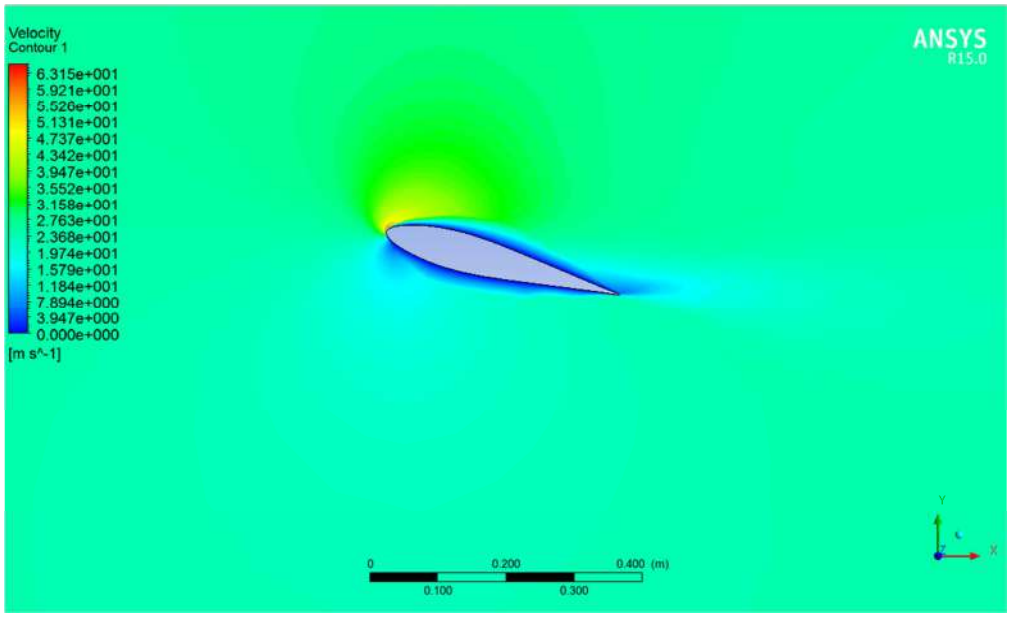


Figure 5.32: Contour de la vitesse α= 15°

Pour le modèle ***SST k − ω*** :

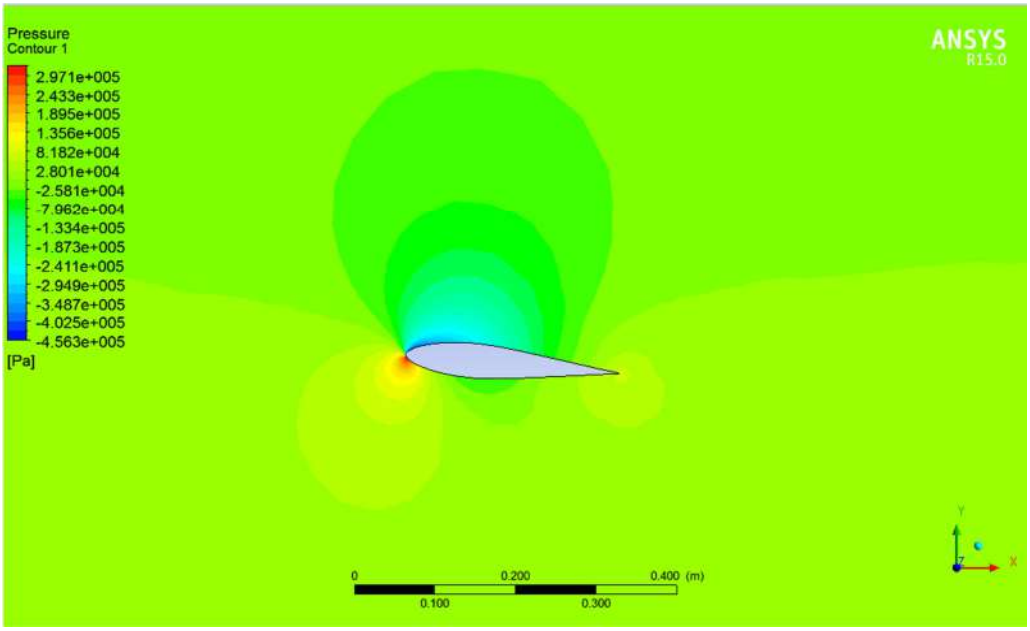


Figure 5.33: Contour de la pression α= 5°

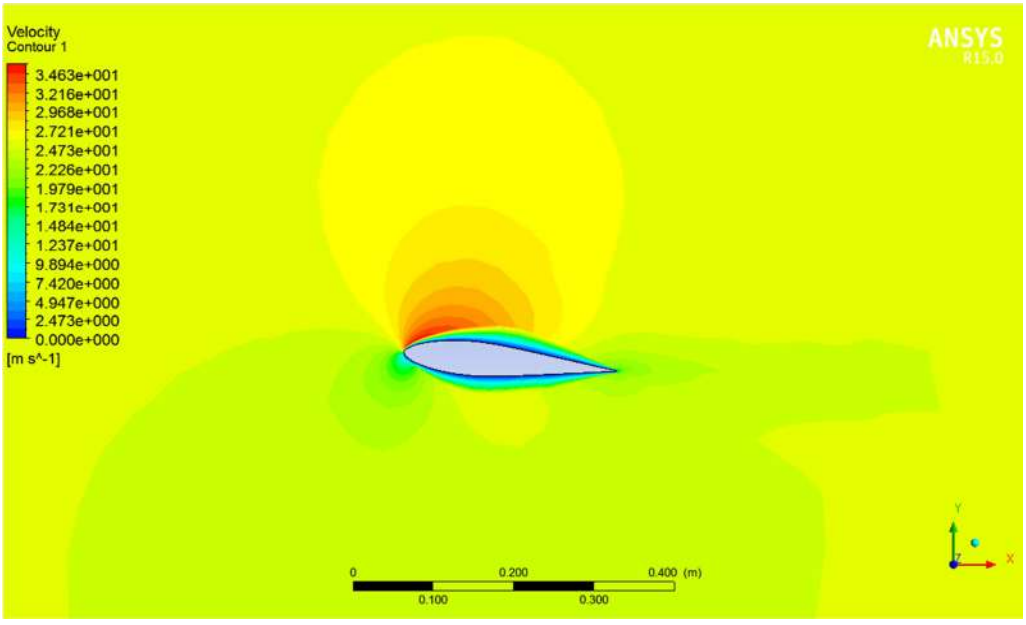


Figure 5.34: Contour de la vitesse **α**= 5°

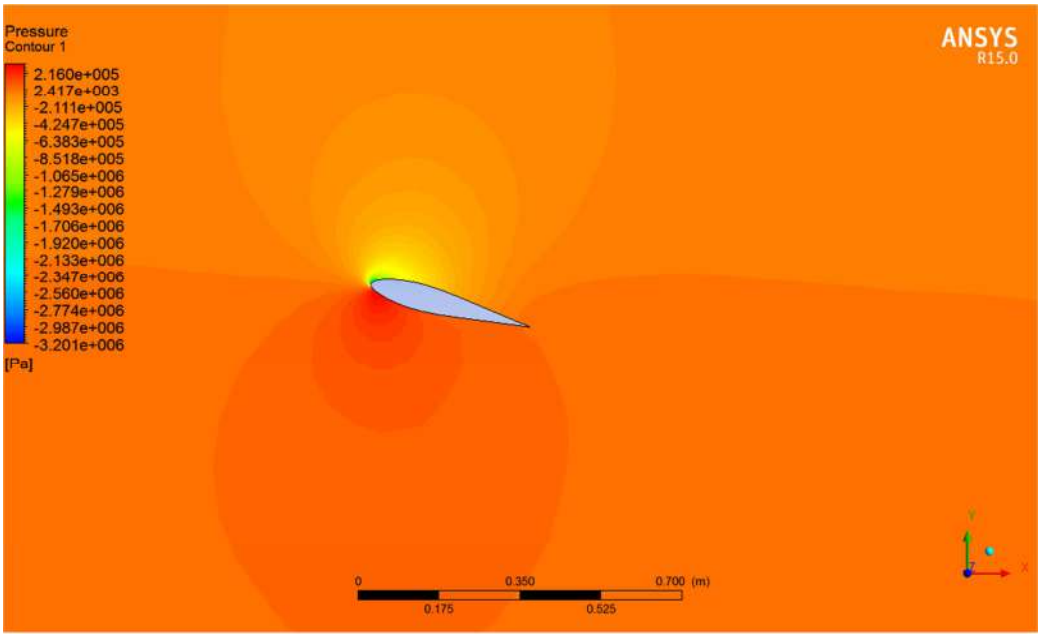


Figure 5.35: Contour de la pression α= 15°

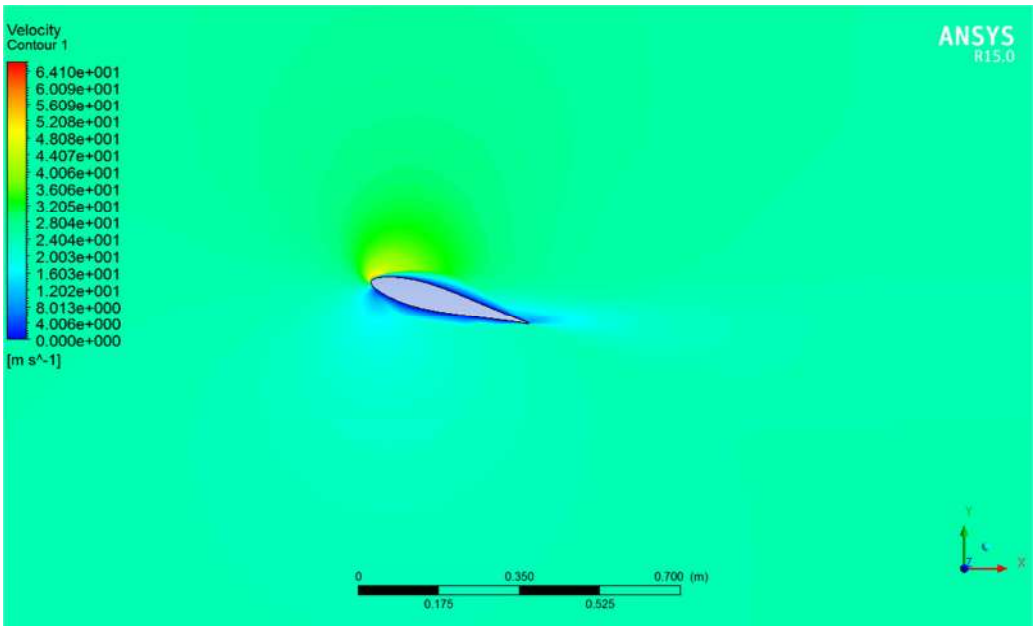


Figure 5.36: Contour de la vitesse α= 15°

Pour l'angle (α=25°), on constate que le premier turbulent de décollement sur l'extrados au niveau bord de fuite, ce décollement augmente si l'angle augmente jusqu'à 30° et occupe toute la surface de l'extrados .

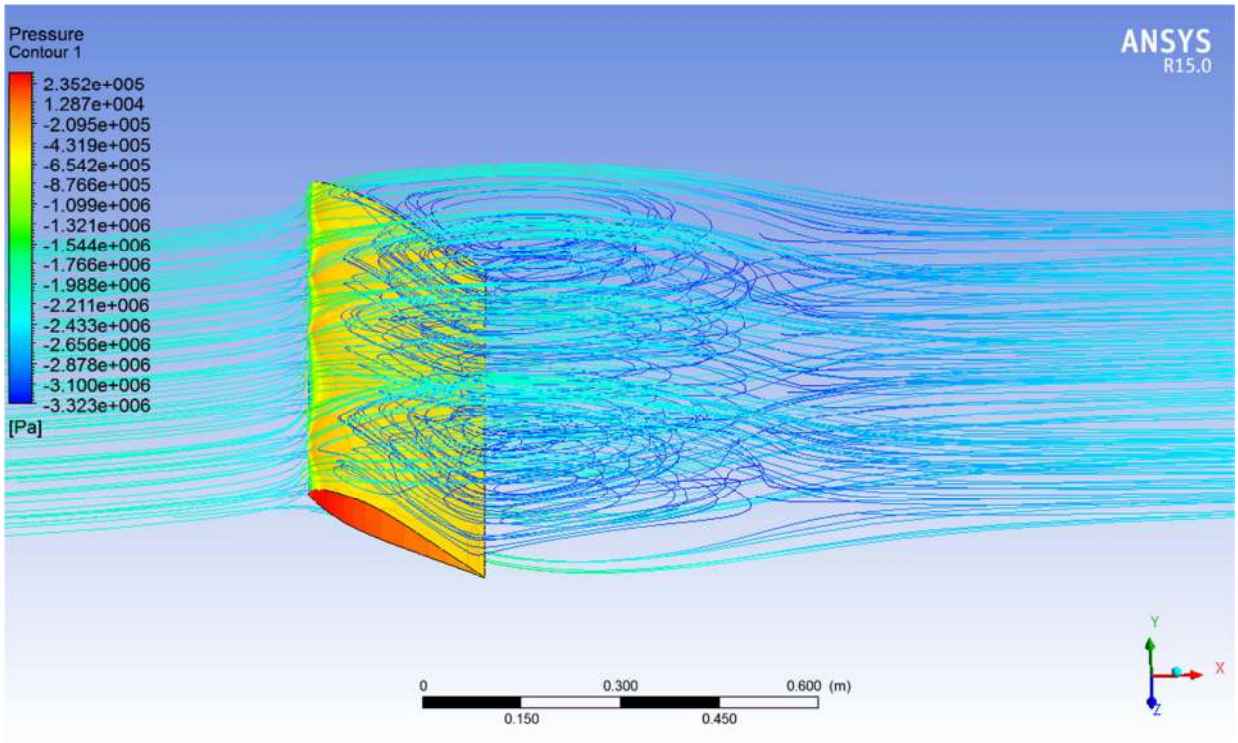


Figure 5.37 : décollement d'air à = 35°

CONCLUSION GENERALE

Conclusion générale

Ce mémoire décrit le travail d'exploration des méthodologies Numérique avec deux models de turbulence pour mesurer le coefficient de portance **Cp** par prises de pression ont été effectué sur un profil d'aile de forme symétrique.

L'objectif est atteint puisque l'on possède maintenant d'une procédure pour déterminer les coefficients avec des incertitudes respectables. Le problème de variation en envergure de la traînée a été bien identifié et, à partir des résultats présentés précédemment, une étude plus profonde du phénomène pourra être envisagée.

En fait, plusieurs problèmes dont certains déjà anticipés au début du travail, ont été mis en évidence et indiquent la voie que pourront prendre les recherches futures. Ainsi, le fort gradient de pression dans la section d'essais, les variations temporelles de***U,*** et la qualité de l'écoulement (présence d'effet 3D) restent les principaux facteurs fondamentaux à améliorer. Voici donc les éléments qui méritent une attention particulière et les conclusions à tirer de cette expérience.

La résolution des équations régissant les écoulements subsoniques étant complexe, la simulation numérique devient à la fois une simplicité, sur le plan économique et une performance sur le plan étude et compréhension des différents phénomènes qui concernent les écoulements autour des profils d'ailes.

Nous sommes principalement intéressés par l'étude de la distribution de la pression ; coefficient de portance et de trainée autour du profil.

En fin, on conclue que l'augmentation de l'angle d'incidence est suivie par une augmentation de Coefficients de portance et de trainée.

RÉFÉRENCES

[1]. CHERRAD ADEL-EDDINE, "étude de l'écoulement transsonique autour d'un obstacle ". Thèse magistère. Université de Batna, 2012.

[2]. Frank M. White, "Fluid Mechanics" MC Graw-Hill, Fourth Edition. *2011*

[3]. TecQuipment ,"User Guide AF100".

[4]. TecQuipment ,"User Guide AF104".

[5]. ARCHAMBEAU.F, "Introduction à la turbulence". Les cours de la turbulence. ENSTA, 2005.

[6]. CRAFT. T. J, "Developments in a low-Reynolds number second-moment closure and its application to separating and reattaching flows,International",Journal of Heat and Fluid Flow, 1998.

[7]. HIMRANE. N, "Simulation numérique de la gazéification : interactions chimie turbulence lors de la phase d'oxydation partielle". Thèse de Magister. Université de Boumerdes et Ecole des mines de Nantes ,2009.

[8]. ERCOFTAC, "Special Interest Group on Quality and Trust in CFD", Best Practice Guidelines. ERCOFTAC, 1999.

[9]. Fabien GAUGAIN, "Analyse expérimentale et simulation numérique de l'interaction fluide-structure d'un hydrofoil élastique en écoulement subcavitant et cavitant", Thèse Doctorat, l'École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers ; 2013.

[10]. Hervé Oudin, "Méthode des éléments finis", édition centrale Nantes ; 2008

[11] .B. E. Launder and D. B. Spalding. The Numerical Computation of Turbulent Flows. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 3 :269–289, 1974

[12]. https://fr.wikipedia.org/wiki/SolidWorks

[13]. https://fr.wikipedia.org/wiki/ANSYS

[14]. https://www.lavionnaire.fr/AerodynDifProfils.php

[2]http://tpe-aviation-oiseaux.e-monsite.com/pages/la-physique-de-vol-d-un-avion/la-portance.html