

Résumé

Dans ce travail, nous avons essayé de montrer la capacité de l'outil **CFD** à traiter des problèmes d'aérodynamique externe. Pour cela la géométrie du l'aile (AGARD 445.6) (utilisé pour les essais en soufflerie) a été pris en considération comme sujet d'étude, ce qui implique que ce travail est réalisé dans le but d'évaluer ces caractéristiques aérodynamique.

Afin d'aboutir à un résultat de simulation crédible et explicite ; la géométrie du modèle a été réalisée avec le logiciel de dessin industriel **SOLIDWORKS**, plusieurs configuration du maillage de la géométrie ont été effectuées avec le générateur de maillage **ICEM-CFD**.

Enfin, la simulation est réalisée avec le solveur **FLUENT** afin de prédire les performances aérodynamique d'une telle configuration.

Abstract

In this work, we tried to show the capacity of **CFD** to deal with problems of external aerodynamics. For that geometry of wing (AGARD 445.6) (used for the wind tunnel tests) was taken into account like subject of study, which implies that this work is completed with an aim of evaluating these aerodynamics characteristics.

In order to lead to a result of credible and explicit simulation; the geometry was carried out with industrial design software **SOLIDWORKS**, several configuration of the mesh of the geometry were carried out with the mesh generator **ICEM-CFD**.

Finally, simulation is carried with the **FLUENT** solver so predicting the aerodynamics performances of such configuration.

REMERCIEMENTS

Le remerciement infini avant tous est à dieu le plus puissant qui nous a comblé des bienfaits de l'Islam et de la Science et la patience et le courage et de nous avoir aidé à réaliser ce travail et de ne pas nous avoir laissé même dans les moments les plus difficiles. Et notre prophète « Mohamed » que le salut de Dieu soit sur lui.

En second lieu nous désirons aussi adresser nos remerciements les plus respectueux à notre promoteur et au même temps notre professeur Mr. ALI TAHI, ne pas oublier aussi MR. BENTRAD HOCINE, pour leurs encouragements et leurs conseils qui nous étés très bénéfiques.

Nous tenons également à remercier tous nos professeurs de l'institut d'aéronautique de Blida qui ont assuré notre formation pendant ces six années. Et tous ceux qui ont contribué de près ou de loin à l'accomplissement notre travail de fin d'études.

Grand merci à tous

Yacine et Widad

DEDICACES

*Je dédie ce modeste travail A mes très chers parents **Rachid** et **Aicha** Aucun mot ne saurait décrire mon immense gratitude et ma profonde reconnaissance pour tous les sacrifices que vous avez consentis à mon égard, pour tous vos encouragements tout au long de mes années d'études, et pour la confiance que vous avez en moi.*

*A mes chers frères **Islem** et **Kikou**, et mes chères sœurs **Soussou**, **Khadija** et son mari **Mohamed** sans oublier leur petit poussin **OUSSAMA**, Les mots seuls ne sauraient exprimer tout l'amour et l'affection que je vous porte. Puisse Dieu, Tout Puissant, vous procurer santé et prospérité.*

*A la mémoire de ma inoubliable tante **KARIMA**, tu es toujours là dans notre esprit et on t'aime toujours, à ma seule grande mère **MIMA**, Elle a tant donné, sans jamais rien demander. **DIEU** lui garde pour nous.*

*A toute la famille **AMIRECHE**, **ZAIDI**, et **SKHOUNE**.*

*A tous mes amis en particulier : **Kamel**, **Sami**, **Taher** ainsi que **Yousef** et **Hakim** et tous le personnel du **MERINAL** laboratoires, surtout à monsieur le général **AZZEDINE MELLAH** pour la confiance qui a en moi.*

De tout mon cœur, A ceux Qui m'aiment vraiment sans aucuns intérêts et qui m'ont jamais laissé ou trahi pendant les moments les plus dures de ma vie,..... je vous aime.

YACINE

Nomenclature

Notions latines

Ω	Le volume de contrôle	
D	Domaine de résolution de l'équation	
F	Force de volume	
g	Accélération de pesanteur	[m/s ²]
h	Enthalpie	[kJ/kg]
H	Enthalpie totale	[kJ/kg]
K	Conductivité thermique	[w m ² /K]
M	Nombre de Mach	[-]
P	Pression	[pa]
R	Constante du gaz	[j/kg K]
t	Temps	
T	Température	[k]
U	vitesse en champ lointain	[m/s]
V	vitesse absolue	[m/s]
$C_D = C_d$	Coefficient de traînée	
C_y	Coefficient de la composante perpendiculaire de la portance	
C_p	Coefficient de pression	
c	corde de profile	[m]
x	Abscisse cartésienne	
y	ordonnée cartésienne	
C_L	Coefficient de portance	
y^+	Nombre adimensionnée proportionnel à la distance de la première maille à la paroi	
Re	Nombre de Reynolds	
Re_t	Nombre de Reynolds turbulent	
M_∞	Nombre de Mach à l'infini	
P	Pression statique	[pa]
C_m	coefficient du moment	
U_τ	Vitesse de frottement pariétal	
S_{ij}	Tenseur de déformation	
k	Énergie cinétique turbulente	[kJ/kg]

Grecques

α	Angle absolu de la direction de l'écoulement
Φ	Terme de dissipation visqueuse
μ	Viscosité dynamique
μ_t	Viscosité dynamique turbulente
ν	Viscosité cinématique
ρ	Masse volumique
ε	Taux de dissipation de la turbulence
ε_{ij}	Tenseur de déformation
τ_w	Tenseur de cisaillement pariétal

Symboles

$\vec{\nabla} f$	Opérateur de gradient
$\vec{\nabla} \cdot \vec{f}$	Opérateur de divergence
f'	Valeur fluctuante
\bar{f}	Valeur moyenne

Indice

x, y, z	coordonnées du système physique
i, j, k	coordonnées du système numérique
e, i	Extrados ou extérieur et intrados ou intérieur

Abbreviations

AGARD	Advisory Group for Aerospace Research and Development
RANS	Reynolds Averaged Navier-Stocks
LES	Large Eddy Simulation

Liste des figures

Figure (I.1) L'aile d'envergure finie.....	3
Figure (I.2) Principe de création de portance par une aile	4
Figure (I.3) Le profil d'aile.....	4
Figure (I.4) Références d'un profil.....	5
Figure (I.5) Profil biconvexe symétrique	6
Figure (I.6) Profil biconvexe dissymétrique	6
Figure (I.7) Profil plan convexe	7
Figure (I.8) Profil a double courbure	7
Figure (I.9) aile rectangulaire	8
Figure (I.10) aile elliptique.....	8
Figure (I.11) voilure en flèche.....	9
Figure (I.12) voilure à flèche négative (inversée).....	9
Figure (I.13) voilure Delta	10
Figure (I.14) voilure gothique	10
Figure (I.15) Aile 3D	10
Figure (I.16) Dièdre d'une voilure.....	10
Figure (I.17) Flèche d'une aile	11
Figure (I.18) Les forces agissent sur un profil d'aile	12
Figure (I.19) influence de A_r sur la trainée	13
Figure (I.20) A Les tourbillons marginaux (vue de face).....	13
Figure (I.21) Les tourbillons marginaux	13
Figure (I.22) Efforts et moments aérodynamiques	14
Figure (I.23) Distribution d'efforts surfacique	15
Figure (I.24) Efforts surfaciques côté intrados et côté extrados	15
Figure (I.25) Moments aérodynamiques 3D.....	16
Figure (II.1) Volume de contrôle dans un maillage tridimensionnel non orthogonal).....	30
Figure (III.2) Interface de SOLIDWORKS.....	35
Figure (III.3) Interface d'ICEM-CFD.....	39
Figure (III.4) Géométrie monobloc.....	40
Figure (III.5) Géométrie Multi-bloc.....	41
Figure (III.7) la distorsion.....	43
Figure (III.8) déviation angulaire.....	43
Figure (III.9) indépendance de la solution du maillage	44
Figure (III.10) Interface de FLUENT (v13).....	46
Figure (III.11) Maillage simple 2D.....	47
Figure (III.12) Maillage simple 3D.....	47
Figure (III.13) Organigramme de la procédure de la simulation numérique.....	49
Figure (IV.1) la forme de l'aile AGARD 445.6.....	54
Figure (IV.2) La forme de l'aile AGARD+domaine parallélépipède.....	55
Figure (IV.3) la géométrie dans ICEM-CFD.....	55
Figure (IV.4) Décomposition de la géométrie.....	56
Figure (IV.5) Différents tailles des familles.....	57
Figure (IV.6) Paramètre des éléments prismes.....	58
Figure (IV.7) Zoom sur les éléments prisme sur la surface de l'extrados.....	58
Figure (IV.8) maillage de l'aile + domaine.....	59
Figure (IV.9) Importation de la géométrie (*.msh).....	60
Figure (IV.10) Vérification du maillage importé.....	61
Figure (IV.11) Vérification de l'échelle.....	61
Figure (IV.12) Choix du solveur.....	62

Figure (IV.13) Affichage de la grille.....	62
Figure (IV.14) Choix du modèle de turbulence (spalart-allmaras).....	63
Figure (IV.15) Définition des caractéristiques du fluide.....	63
Figure (IV.16) conditions opérationnelles.....	64
Figure (IV.17) Les conditions aux limites.....	65
Figure (IV.18) conditions au champ lointain.....	65
Figure (IV.19) Choix des critères de convergence.....	66
Figure (IV.20) résidus du modèle (S-A) Après 394 itérations.....	67
Figure (IV.21) comparaison des champs de pression statique ($\alpha=0^\circ$).....	68
Figure (IV.22) comparaison de Cp station1 (y/b=0.1).....	68
Figure (IV.23) comparaison de Cp station2 (y/b=0.35).....	69
Figure (IV.24) comparaison de Cp station3 (y/b=0.7).....	69
Figure (IV.25) comparaison de Cp station4 (y/b=0.95).....	69
Figure (IV.26) contour de vitesse.....	70
Figure (IV.27) comparaison des profils de la couche limite.....	71
Figure(IV.28) résidus de modèle (k- ϵ) après (994) itérations.....	71
Figure (IV.29) comparaison de l'évolution de y^+	71
Figure(IV.30) contour de Mach sur le plan de symétrie	72

Liste des tableaux

Figure (III.4) Géométrie monobloc.....	40
Figure (III.5) Géométrie Multi-bloc.....	41
Figure (III.7) la distorsion.....	43
Figure (III.8) déviation angulaire.....	43
Figure (III.9) indépendance de la solution du maillage	44
Figure (III.10) Interface de FLUENT (v13).....	46
Figure (III.11) Maillage simple 2D.....	47
Figure (III.12) Maillage simple 3D.....	47
Figure (III.13) Organigramme de la procédure de la simulation numérique.....	49
Figure (IV.1) la forme de l'aile AGARD 445.6.....	54
Figure (IV.2) La forme de l'aile AGARD+domaine parallélépipède.....	55
Figure (IV.3) la géométrie dans ICEM-CFD.....	55
Figure (IV.4) Décomposition de la géométrie.....	56
Figure (IV.5) Différents tailles des familles.....	57
Figure (IV.6) Paramètre des éléments prismes.....	58
Figure (IV.7) Zoom sur les éléments prisme sur la surface de l'extrados.....	58
Figure (IV.8) maillage de l'aile + domaine.....	59
Figure (IV.9) Importation de la géométrie (*.msh).....	60
Figure (IV.10) Vérification du maillage importé.....	61
Figure (IV.11) Vérification de l'échelle.....	61
Figure (IV.12) Choix du solveur.....	62
Figure (IV.13) Affichage de la grille.....	62
Figure (IV.14) Choix du modèle de turbulence (spalart-allmaras).....	63
Figure (IV.15) Définition des caractéristiques du fluide.....	63
Figure (IV.16) conditions opérationnelles.....	64
Figure (IV.17) Les conditions aux limites.....	65
Figure (IV.18) conditions au champ lointain.....	65

Tableau (II-1) valeurs des constants du modèle k-ε	29
Tableau (III.1) variation de la qualité des éléments de maillage	29
Tableau (IV.1) définition des conditions aux limites	64

Table des matières

INTRODUCTION	1
CHAPITRE I	2-19
I.2 Définition d'une aile	3
I.3 Caractéristiques aérodynamiques d'une aile	4
I.3.1 Profil 2D	4
A Référence d'un profil	5
B Caractéristiques géométriques d'un profil	5
C Les différents forme de profil d'aile	6
D Désignation de quelques principaux profils	7
I.3.2 L'aile 3D	8
A Surface de référence	8
B Caractéristiques géométriques d'une voilure	10
I.4 Définition des forces et moments	12
I.4.1 portance et trainée	12
A La portance	12
B La trainée	12
C Influence de l'allongement sur la trainée	13
I.4.2 Différents points d'application des efforts aérodynamiques	14
I.5 Moment au quart de corde	14
I.6 Forces et moments appliquées à un profil 2D	14
I.7 Efforts aérodynamiques et moment 3D	16
I.8 Coefficients aérodynamiques	17
A Coefficients d'une aile	17
B Coefficients de pression et de frottement	18
I.9 Finesse d'un profil ou une aile	18
I.10 Centre de pression	19
CHAPITRE II	20-31
II.1 Introduction	21
II.2 Nature de la turbulence	21
II.3 Effets pratiques de la turbulence	21
II.4 Approche de modélisation	21
II.5 Équations de transports	22
II.5.1 Principe de conservation de masse	22
II.5.2 Principe de conservation de la quantité de mouvement	23
II.5.3 conservation de l'énergie	23
II.5.4 Décomposition statique	24

A Règles de Reynolds.....	24
B Les tensions de Reynolds.....	25
II.5.5 Équations de continuité.....	25
II.5.6 Équations de transport de quantité de mouvement.....	25
II.6 Problème de la fermeture.....	25
II.7 Modèles de turbulence.....	26
II.8 Les modèles de viscosité turbulente.....	26
II.9 Le modèle a une équation « Spalart-Allmaras ».....	26
II.10 Modèle de turbulence k-ε.....	28
A Équation de transport de l'énergie cinétique turbulente k.....	28
B Équation de transport de taux de dissipation de l'énergie cinétique turbulente.....	28
C Coefficients du modèle k-ε.....	29
II.11 Méthode numérique.....	29
II.11.1 Introduction.....	29
II.11.2 Définition de la méthode des volumes finis.....	29
II.12 Génération de maillage.....	30
II.13 Discrétisation des équations gouvernantes.....	30
II.14 Conclusion.....	31
 CHAPITRE III.....	 32-52
III.1 Introduction.....	33
III.2 L'intérêt de la simulation.....	33
III.3 La conception assistée par ordinateur.....	33
III.4 Présentation de SOLIDWORKS.....	34
III.5 Les extensions des fichiers.....	38
III.6Présentation de mailleur (ICEM-CFD).....	38
III.7Principe de fonctionnement.....	39
III.8Le maillage.....	40
III.9 choix du type de maillagee.....	40
III.10 Techniques de Génération du Maillage.....	42
III.11 Qualité d'un Maillage.....	42
III.12 Distorsion.....	42
III.13 Nombre Total D'éléments.....	44
III.14 Indépendance De La Solution Du Maillage.....	44
III.15 Conditions aux limites et définition de domaine.....	45
III.16 Présentation de solveur (Fluent).....	45
III.17 La résolution.....	46
III.18 Composants du maillage.....	47
III.19 Conditions aux limites.....	48
III.20 Procédure de simulation.....	48
III.21 Choisir un solveur.....	49
III.22 Discrétisation (Méthodes d'interpolation).....	50
III.23 La convergence.....	50
III.24 Résidus.....	51
III.25 Équations d'Euler.....	52
 CHAPITRE IV.....	 53-72
IV.1 Introduction.....	54
IV.2L'étude de l'aile en écoulement transsonique.....	54
IV.3 présentation de la géométrie.....	54
IV.4 Génération du maillage avec le ICEM-CFD (v13).....	55
IV.5 Résolution du problème par le solveur FLUENT.....	60
IV.6 Conditions aux limites usuelles.....	65

IV.7 Lancement de la simulation.....	66
IV.8 Sauvegarde du fichier (*.cas).....	67
IV-9 Résultats de Fluent.....	67
IV.10 Conclusion.....	76

Références bibliographiques

- [1] Mec 335 Mécanique des fluides, A. Soulaïmani et R. ATA Automne 2006, Université de Québec école de technologie supérieur
- [2] Cours Mécanique des Fluides, NAZIH MARZOUQY, C_e_m_e_f Mines Paris
- [3] Rapport de stage Ioannis K. NOUSIS D.E.A. de Conversion de l'Énergie Université Pierre et Marie Curie Paris-VI
- [4] TH ÉTUDE EXPÉRIMENTALE ET NUMÉRIQUE D'UN ÉCOULEMENT AUTOUR D'OBSTACLES CARRE ET CYLINDRIQUE BEDJEGHIT EL-HOUAS Université MENTOURI Constantine
- [5] Un approccio libero alla moderna Aeroelasticità Computazionale Giulio Romanelli, Elisa Serioi POLITECNICO DI MILANO
- [6] Comparaison des différents modèles de turbulence d'un écoulement aérodynamique dans un cyclone. ZEGHIB Abderrahim, UNIVERSITÉ MENTOURI-CONSTANTINE
- [7] l'aérodynamique de vol de l'avion, A. BOISSON.DUNOD paris 1969
- [8] aérodynamique mécanique de vol, DANIEL CAUVIN 1983
- [9] les écoulements turbulents modélisation et simulation ROLAND SCHIESTEL, paris 1998
- [10] *SIMULATION NUMERIQUE DES ECOULEMENTS INTERNES DANS LES TURBOMACHINES*. Laboratoire d'Energétique et de Mécanique des Fluides Interne *ENSAM, CER de Paris*

« Voler les idées d'une personne, c'est du plagiat. Voler les idées d'un groupe, c'est de la recherche... »

Chapitre I

Généralités Sur

Les Ailes

Sommaire

Définition d'une aile

Caractéristiques aérodynamiques d'une aile

Définition des forces et moments

Coefficients aérodynamiques

Chapitre **II**

Modélisation De Turbulence Et

Méthodes Numérique

Sommaire

Introduction

Nature de la turbulence

Effets pratiques de la turbulence

Équations de transports

Modèles de turbulence

Méthode numérique

Chapitre III

Présentation Des Outils Numériques

Sommaire

Introduction

L'intérêt de la simulation

Présentation de SOLIDWORKS

Présentation de mailleur (ICEM-CFD)

Présentation de solveur (Fluent)

Chapitre IV

Application Et Résultats

Sommaire

Introduction

Présentation de la géométrie

Génération du maillage avec l'ICEM-CFD (v13)

Résolution du problème par le solveur FLUENT

Résultats de Fluent

Conclusion

Introduction

Lorsque la vitesse de l'écoulement dépasse le nombre de Mach de l'ordre de 0.3, l'approximation du fluide incompressible ne tient plus. On a alors recourt aux équations de Navier-Stokes compressible pour la modélisation de ces écoulements qui sont la majorité des écoulements en aéronautique.

Deux conséquences importante de l'écoulement compressible sont, (a) l'étranglement où l'écoulement est limité par la condition sonique pour le cas d'un écoulement interne, (b) l'onde de choc qui introduit des discontinuités dans les propriétés de fluide et sont très irréversibles.

Étant donné que la variation de densité ne peut pas être négligée, suivant l'équation d'état, les variations de T et P doivent être considéré. Il y aura quatre variables indépendantes, notamment pression, température, densité et vitesse de l'écoulement. Deux nouvelles variables, température et densité, sont introduites et deux nouvelles équations doivent être utilisées pour une solution complète. Ce sont l'équation de l'énergie et l'équation d'état. Dans ce qui suit, nous allons faire l'approximation d'un gaz parfait.

L'étude des écoulements compressibles est indispensable dans le cas de l'aérodynamique interne (turbomachine) et externe (voilure des avions).

Beaucoup de travaux de recherches ont été réalisés pour modéliser l'écoulement autour des obstacles. Pour cela, plusieurs expériences dans le domaine ont été réalisées et confrontées aux méthodes numériques. Pour cette dernière une large gamme de méthodes mathématiques ont été développées afin de s'approcher de la réalité de l'écoulement et de fournir le maximum d'information qui peuvent se produire. Pour notre cas, on a utilisé le code Fluent, qui représente un outil de simulation numérique fort de grande qualité afin de simuler un écoulement autour d'une aile.

Ce code de calcul trouve de plus en plus de place dans différents domaines d'industrie surtout dans l'option des écoulements de fluide et transfert de chaleur.

I.1/ Introduction

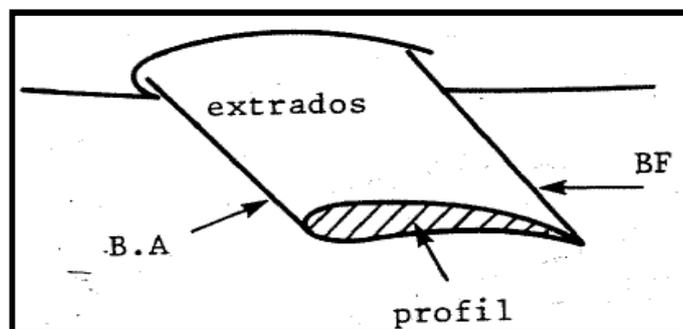
L'aile portante d'envergure finie est un élément très important, on l'utilise dans le domaine aérospatial (aile d'avion, pales d'hélicoptère, ailes d'une navette spatiale). En construction navale (pales d'hélices de bateaux, gouvernails, bateau à ailes portantes).

En construction mécanique (aérogénérateur : pale des turbine à vent), pour produire la force portante, les ailes ont une forme spéciale et elles sont profilées, ce qui contribue en même temps à la diminution du frottement avec le fluide, c'est-à-dire à la réduction de la traînée.

Dans ce chapitre, on donne les différentes définitions concernant l'aérodynamique de l'aile (Efforts, moments, pressions,...) et l'architecture de l'aile on présente les différents types des voilures et leurs domaines d'utilisations.

I.2/ Définition d'une aile

L'aile portante d'envergure finie est l'élément qui crée la force de sustentation, c'est à dire une force verticale permettant d'équilibrer le poids de l'avion. Cette force est due à la différence de pression qui s'établit entre les deux côtés de l'aile. Une surpression sous l'aile, à l'intrados, et surtout une forte dépression au dessus à l'extrados



Figure(I.1) L'aile portante d'envergure finie

La nomenclature usuelle utilisée en aérodynamique pour un profil est la suivante

Profil = coupe par un plan parallèle à la vitesse et perpendiculaire au plan de référence

Extrados = dessus du profil

Intrados = dessous du profil

Bord de fuite = BF lieu des points extrêmes arrière du profil (points anguleux).

Bord d'attaque = BA lieu des points extrêmes avant

La figure ci-dessous illustre la description d'une aile et montre l'effet de dépression et surpression de l'écoulement autour de profil.

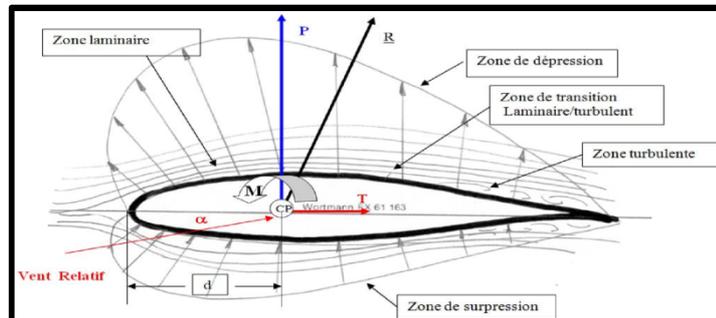


Figure (I.2) Principe de la création de la portance par une aile

En général pour réaliser une sustentation, il y a deux possibilités

- Soit déplacer un grand volume d'air à petite vitesse : c'est le principe de l'aile battante qui est le mode de vol des oiseaux et des insectes, qui a été la première approche suivie en aéronautique et qui redevient d'actualité ces dernières années pour des applications au vol de drones miniatures en espace clos.

- Soit déplacer un petit volume d'air à grande vitesse : c'est le principe de l'aile fixe, qui est le principe de vol de tous les avions.

I.3/ Caractéristiques aérodynamiques d'une aile

Pour l'étude des caractéristiques de l'écoulement de l'air autour des ailes on peut servir de l'écoulement plan autour du profil de l'aile, donc en deux dimensions, nous allons tout d'abord donner les principales définitions utiles par la suite, pour les profils Deux dimensions et pour les ailes trois dimensions.

I.3.1/ Profil 2D

Dans cette figure, les caractéristiques géométriques d'un profil sont illustrées comme suit

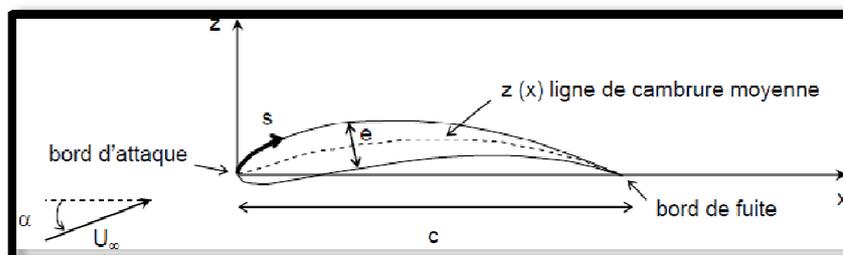


Figure (I.3) Profil d'aile

On définit pour un profil les propriétés suivantes

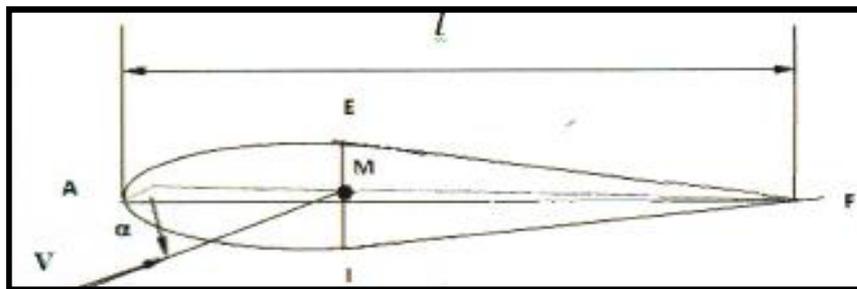
➤ **La Corde de profil C** : droite de référence servant à la définition de la forme du profil, joignant le bord de fuite au bord d'attaque. Sa longueur est encore appelée profondeur de l'aile.

➤ **L'épaisseur e**: la distance verticale séparant l'extrados et l'intrados.

➤ **Z(x) Ligne moyenne** : C'est le lieu des points équidistants de l'intrados et de l'extrados.

Remarque : Si le profil est symétrique la ligne moyenne et la corde de profil sont évidemment confondues.

A/ Références d'un profil



Figure(I.4) Références d'un profil.

➤ **Angle d'incidence (α)** : C'est l'angle formé par la corde de profil et la vectrice vitesse relative. Positive vers le bas en partant de la corde.

➤ **Angle de portance nulle (α_0)** : C'est l'angle d'incidence correspondant à une portance nulle.

➤ **Angle de calage (β)** : C'est l'angle formé par la corde de profil et l'axe longitudinal lié au fuselage. Il peut être variable tout le long de l'aile si l'aile est vrillée.

B/ Caractéristiques géométriques d'un profil

➤ **Épaisseur maximum (h)** C'est le segment EI (perpendiculaire à AF) la distance maximum entre l'intrados et l'extrados. Son abscisse est comptée en % de la corde.

➤ **Épaisseur relative (e)** C'est le rapport de l'épaisseur maximum à la corde de profil, soit :

$$e = \frac{h}{c} \quad [I - 1]$$

e : est comptée en %

A partir de la valeur de e on peut classer les profils comme suit :

- Si $e < 6 \%$: le profil est dit mince, il est meilleur pour les grandes vitesses.
- Si $6 \% < e < 12 \%$: le profil est dit semi épais, utilise sur les avions subsoniques.
- Si $e > 12 \%$: le profil est dit épais, donnant une bonne portance à basse vitesse.

➤ **Fleche (ou cambrure) maximum (f)** C'est la plus grande distance mesurée perpendiculairement entre la ligne moyenne et la corde de profil.

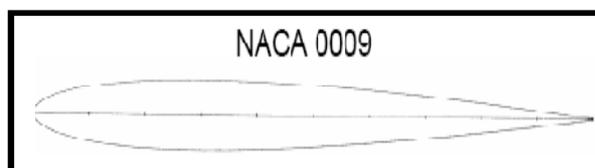
➤ **La courbure relative (C_R)** C'est le rapport de la flèche maximum à la corde de profil.

$$C_R = f/c \quad (\text{en pourcent}) \quad [I -2]$$

C/ Les différentes formes de profil d'aile

Il existe de très nombreuses familles de profil et on ne peut d'une manière générale toutes les présenter. On se propose ici de voir les plus utilisées. Ils se divisent selon leurs formes en :

1/ Profil biconvexe symétrique



Figure(I.5) Profil biconvexe symétrique

- L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde.
- La ligne moyenne et la corde de référence sont confondues, ($f = 0$ et $c = 0$).
- Ces profils sont utilisés pour les empennages verticaux et horizontaux.

2/ Profil biconvexe dissymétrique

- La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados.
- Ces profils sont les plus employés pour les ailes d'avion.

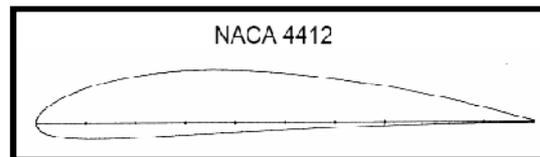
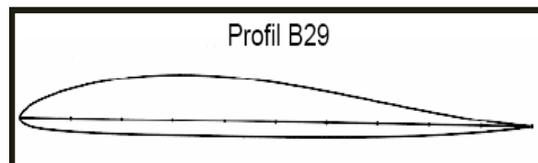


Figure (I.6) Profil biconvexe dissymétrique.

3/ Profil plan convexe

L'extrados est convexe et l'intrados plan. Il optimise au maximum la portance et permet alors une plage de vitesse infinie surtout utilisé pour les parachutes.



Figure(I.7) Profil plan convexe

4/ Profil a double courbure ou (auto stable)

- La ligne moyenne coupe la corde de profil.
- Contrairement, aux autres profils qui sont instables et nécessitent un empennage horizontal pour la stabilité longitudinale de l'avion, ces profils sont auto stables et utilisés pour les ailes volantes.

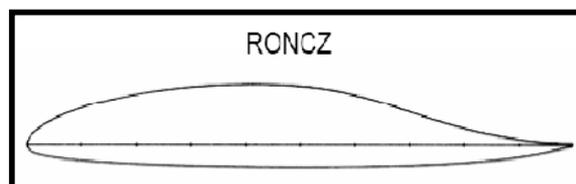


Figure (I.8) Profil a double courbure

D/ Désignation de quelques principaux profils

Au cours du temps, les profils ont évolué et chaque nation a développé son propre programme de recherche sur les profils. Les profils les plus étudiés et les plus utilisés sont les profils **NACA** (**N**ational **A**dvisory **C**ommittee for **A**eronautics), ils sont désignés par 4 ou 5 chiffres ou plus.

➤ NACA 2409 : série à 4 chiffres

- 2 est la flèche maxi 2%.
- 4 est la position de cette flèche sur la corde en dixièmes => 40%.
- 09 est l'épaisseur relative en % de la corde.

➤ **NACA 633618 : série à 6 chiffres**

- 6 numéros de la série.
- 3 est la position du point de pression minimal en dixièmes de la corde.
- 3 étendues en dixièmes de C_z de part et d'autre du C_{zi} de la bosse laminaire.
- 6 valeurs du C_z maxi en dixièmes (0,6).
- 18 est l'épaisseur relative exprimée en % de la corde.
-

I .3.2/ L'aile 3D

A/ Surfaces de référence " S "

Par convention la surface de référence d'un avion est la surface projetée sur un plan horizontal des deux ailes plus la partie du fuselage comprise entre eux.

Selon la surface des ailes on peut les classer ainsi:

1/ Voilure rectangulaire

Ce type de voilure est, de toute évidence, le modèle le plus simple de voilure. Il est très facile à produire. Malheureusement, il induit beaucoup de traînée. Mais ce type de voilure a l'avantage de décrocher progressivement à partir de l'emplanture.

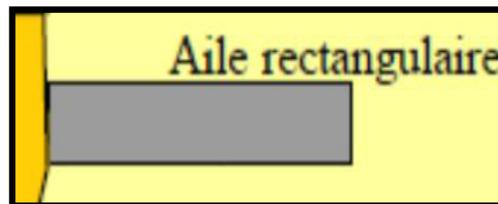


Figure (I.9) aile rectangulaire

Ce type de voilure est rencontré sur les avions de voltige et des avions de la Seconde guerre mondiale, mais aussi sur les avions monoplans, biplans et triplans de la Première guerre mondiale.

2/ Voilure elliptique



Figure(I.10) aile elliptique

Avantage

- Excellente finesse en subsonique
- Profil mince

Inconvénients

- Complexité de la structure
- Décrochage aérodynamique violent
- Faible gain par rapport aux ailes trapézoïdale

3/ Aile trapézoïdale

➤ Voilure en flèche positive

Quand on parle de flèche, on parle implicitement d'angle. L'angle de flèche est l'angle entre l'aile de l'avion et une ligne imaginaire perpendiculaire au fuselage de l'avion.



Figure (I.11) voilure en flèche

Avantages

- Trainée moindre à Mach 0,7 – 0,8
- Régime haut subsonique / supersonique

Inconvénients

- Phénomène aéro-élastique
- bas Performances à basse vitesse

➤ Voilure à flèche négative



Figure (I.12) voilure à flèche négative (inversée)

Aussi appelé **FSW** (**F**orward **S**weep **W**ing en anglais), cette configuration est relativement rare, peu d'appareils utilisent la flèche inversée. Ce type de voilure augmente la maniabilité par rapport à une aile en flèche classique de surface alaire analogue. Cette aile est optimisée pour les vitesses transsoniques. Elle permet d'augmenter le rayon d'action de l'appareil et de diminuer la distance de décollage et d'atterrissage. De même, elle diminue un peu la signature radar de l'appareil. Mais le gros inconvénient d'une telle voilure est sa grande instabilité. Pour avoir une telle voilure, il faut disposer de commandes de vol dernier cri, beaucoup plus performantes que les actuelles, engendrant un problème de coût financier.

4/ Voilure Delta

Ayant une surface alaire plus importante, la charge alaire (charge par m^2 de voilure) est donc moins importante. En configuration lisse (sans armement) l'avion peut faire des évolutions plus serrées car meilleure répartition des efforts sur les ailes.

De même, l'aile delta décale le centre de gravité de l'avion vers l'arrière, augmentant la distance avec le foyer de l'avion. Or, c'est cette distance qui détermine la stabilité de l'appareil. Plus elle est grande, plus l'avion est instable. Ainsi, une aile delta est plus instable qu'une aile en flèche permettant donc d'avoir une excellente maniabilité.



Figure (I.13) voilure Delta

La surface portante est elle aussi plus importante, permettant de repousser les limites des domaines de vol. En particulier, la vitesse de décrochage est plus faible sur les avions delta que sur les avions à flèche de la même génération.

5/ Aile gothique



Figure (I-14) voilure gothique

Avantages

- Vortex hypersustentateur
- Performances à basse vitesse

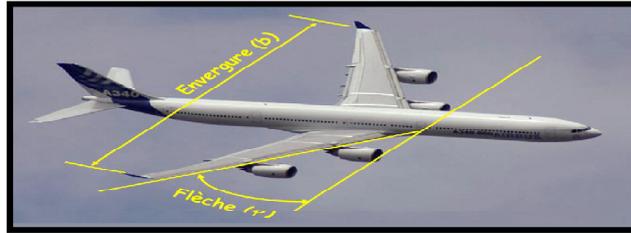
Inconvénients

- Complexité de la structure
- Forte trainée induite
- Trainée des élevons

B/ Caractéristiques géométriques d'une voilure

➤ Envergure d'une aile "B"

C'est la longueur B d'une extrémité de la voilure à l'autre perpendiculaire à l'axe longitudinal de l'avion.



Figure(I.15) Aile 3D

➤ **Corde moyenne ou profondeur moyenne " \bar{C} "**

$$\bar{C} = \frac{S}{B} = \frac{\text{Surface de référence}}{\text{envergure.}} \quad [I -3]$$

➤ **Allongement " A_R "**

Cette grandeur, sans dimension, joue un rôle très important dans l'étude de la traînée induite. Il est défini par le rapport :

$$A_R = \frac{B^2}{S} = \frac{B}{\bar{C}} \quad (\text{pour une aile rectangulaire}) \quad [I -4]$$

➤ **L'effilement " λ "**

C'est le rapport de la corde de l'extrémité C_t de l'aile à la corde de l'emplanture C_r (section de raccordement de l'aile au fuselage).

➤ **Dièdre d'une voilure " δ "**

C'est l'angle que fait le plan des cordes de chaque aile « plan de l'aile » avec le plan horizontal, et peut être positif (lorsque l'aile est située plus haut que l'emplanture) ou négatif.

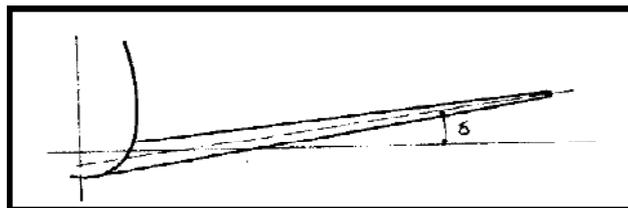
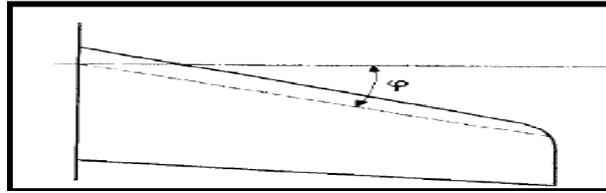


Figure (I.16) Dièdre d'une voilure

➤ **Flèche d'une voilure " φ "**

La flèche φ est l'angle que fait avec l'axe transversal y une ligne joignant les points se trouvant dans les diverses sections de l'aile parallèle au plan de symétrie à une fraction donnée (en général 25%) de la profondeur à partir du bord d'attaque.



Figure(I.17) Flèche d'une aile

La flèche est en général positive c'est -à- dire que les extrémités de l'aile sont en arrière. Elle peut évoluer le long de l'envergure.

Dans le cas des ailes delta. On choisit habituellement la flèche du bord d'attaque.

I .4/ Définition des forces et moments

I.4.1/ Portance, traînée

Ces notions sont des grandeurs très importantes. Elles modélisent sous forme de vecteur les différentes forces exercées sur le profil.

A/ La portance

C'est la force, due à la surpression - dépression, exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à l'axe du vent relatif. C'est cette composante de la résultante aérodynamique qui maintient l'avion en l'air.

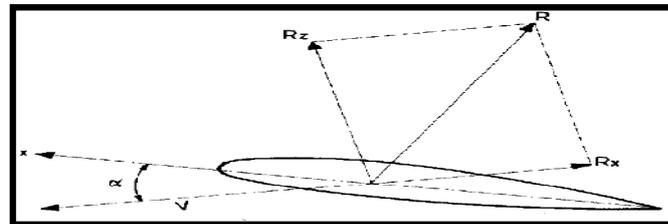


Figure (I.18) Les forces agissent sur un profil d'aile

$$R_z = L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad [I.5]$$

L : Force de portance

ρ : Masse volumique du fluide (air à température et pression normales : 1.225kg/m³)

S : Surface de la vue en plan de l'aile en m²

V : Vitesse relative en m/s

C_L : Coefficient de portance

B/ La traînée

C'est la force exercée par le vent relatif sur le profil. Elle au même axe que le vent relatif la traînée est donc un obstacle à la vitesse de l'aile car elle le ralentit. La traînée est une source de pertes de performances aérodynamiques.

De formule :

$$R_x = D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_d \quad [I.6]$$

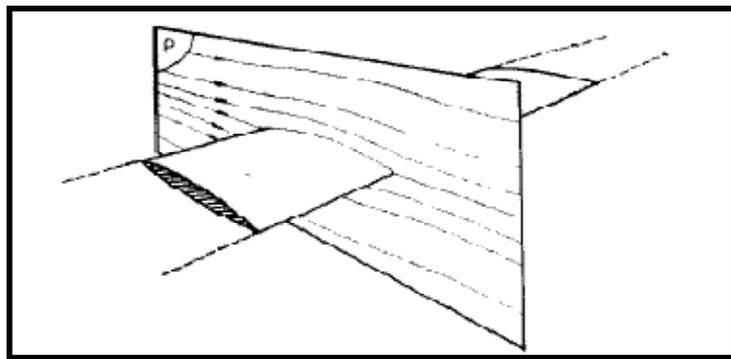
Cd : Coefficient de traînée.

De plus la pression à l'intrados est beaucoup plus importante qu'à l'extrados. En conséquence l'air n'a qu'une envie : passer de l'intrados à l'extrados, pour combler le vide.

Le passage de l'air du dessous vers le dessus de l'aile crée une déviation des filets d'air, vers l'extérieur d'aile pour l'intrados, et vers l'intérieur pour l'extrados se crée des tourbillons : encore du freinage et de l'énergie perdue (la traînée induite).

C/ Influence de l'allongement. Trainée profil et traînée induite

Nous avons vu en (I.2.3^{ème}) partie, la définition de l'allongement $A_R = \frac{b^2}{S}$ supposons, que l'on dispose d'une aile d'envergure infinie c'est -à-dire d'allongement fini il est évident que dans ce cas et toujours dans l'hypothèse du dérapage nul il n'y a aucune raison pour que les lignes de courant dévient dans le sens de l'envergure l'écoulement s'effectue dans des plans P perpendiculaires a l'envergure



Figure(I.19) influence de A_R sur la traînée

Considérons maintenant une aile d'envergure limitée vue de face

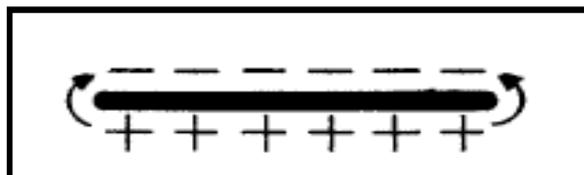


Figure (I.20) Les tourbillons marginaux (vue de face)

A une incidence normale de vol, c'est-à-dire positive, l'intrados se trouve en surpression par rapport à l'extrados, il en résulte que sur les bords de l'aile, où les masses d'air intrados sont en contact, un écoulement de l'intrados vers l'extrados s'amorce.

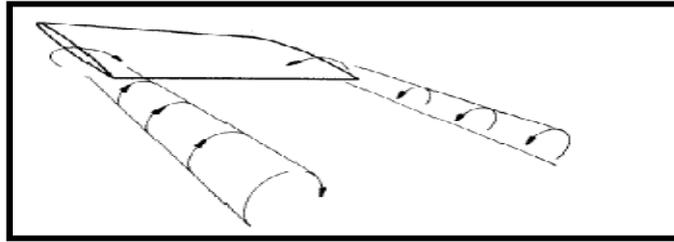


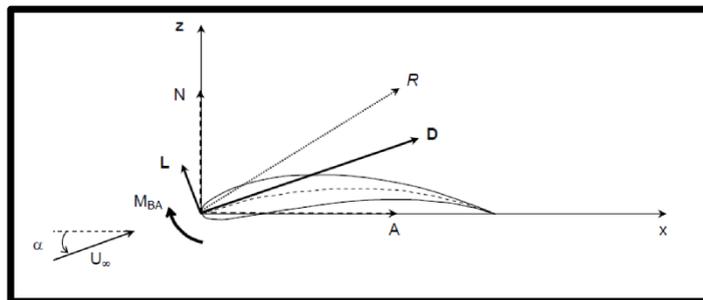
Figure (1.21) Les tourbillons marginaux

Ce mouvement de rotation de l'air emport en arrière de l'aile par le déplacement générale, s'y poursuit et forme les «tourbillons marginaux» dont le volume augmente et sur lesquels la vitesse due à cette rotation diminue, à mesure que l'on s'éloigne en aval L.Prandtl a démontré (1916) que le coefficient de traînée induite C_{Xi} est proportionnel à C_z et inversement proportionnel à λ soit :

$$C_{Xi} = \frac{C_z^2}{\pi A_R} \quad [1.7]$$

Cette formule théoriquement valable pour une aile de forme en plan elliptique. Elle est très approchée pour les autres formes.

1.4.2/ Différents points d'application des efforts aérodynamique



Figure(I.22) Efforts et moments aérodynamiques

On définit les efforts aérodynamiques suivants :

- A** : la force axiale
- N** : la force normale
- D** : la traînée
- L** : la portance
- M_{BA}** : 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.

$$L = N \cos(\alpha) - A \sin(\alpha) \quad [1-7]$$

$$D = N \sin(\alpha) - A \cos(\alpha) \quad [1-8]$$

I.5/ Moment au quart de corde

On définit le moment quart de corde d'un profil comme le moment résultant des efforts aérodynamiques appliqués à $X = C/4$:

$$M_{BA} = X_{CP} L \quad [I-9]$$

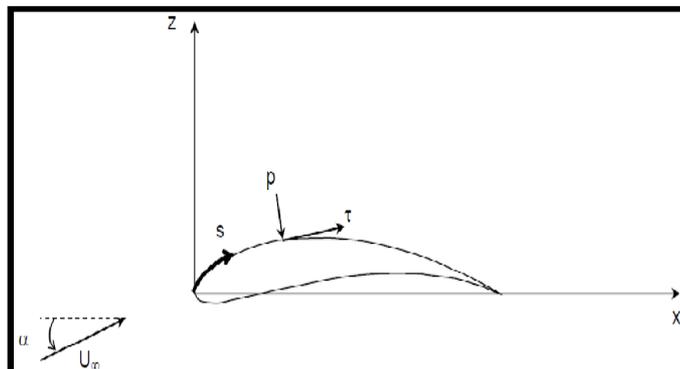
Remarque : pour un profil mince symétrique, le centre de pression est situé au quart de corde.

I .6/ Forces et moments appliqués à un profil 2D

Dans le cas d'un profil 2D, ou d'une aile d'envergure infinie, on définit les forces et moments par unité d'envergure ($b = 1$ m), et on note les forces et moments correspondants.

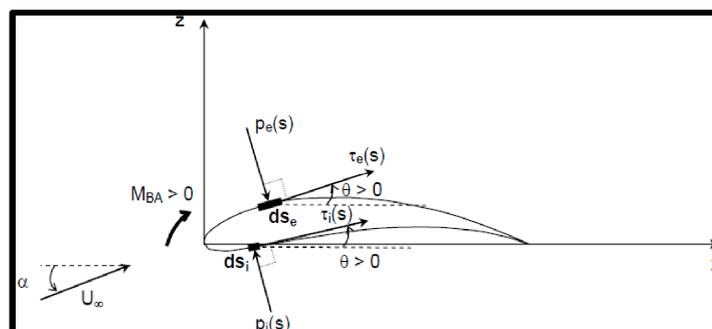
On définit $P(s)$ la distribution surfacique de pression et $\tau(s)$ la distribution surfacique de frottement par contrainte de cisaillement visqueux, sur l'intrados (indice i) et l'extrados (Indice e) du profil.

La figure suivante montre la Distribution d'efforts surfaciques



Figure(I.23) Distribution d'efforts surfacique

Examinons les efforts appliqués sur un élément de profil, situé sur le côté extrados puis côté intrados la figure suivante nous montre l'effort surfacique des deux cotés du profil.



Figure(I.24) Efforts surfaciques côté intrados et côté extrados

Les équations qui suivent sont celles des forces axiales et radiales sur élément surfacique sur l'intrados et l'extrados. Sur l'extrados, pour un élément dS_e :

$$dN_e = -p_e \cos\theta dS_e + \tau_e \sin\theta dS_e \quad [I-10]$$

$$dA_e = P_e \sin\theta dS_e + \tau_e \cos\theta dS_e \quad [I-11]$$

Sur l'intrados, pour un élément dS_i :

$$dN_i = p_i \cos\theta dS_i + \tau_i \sin\theta dS_i \quad [I-12]$$

$$dA_i = -p_i \sin\theta dS_i + \tau_i \cos\theta dS_i \quad [I-13]$$

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

$$N = \int_{ba}^{bf} (-p_e \cos\theta + \tau_e \sin\theta) dS_e + \int_{ba}^{bf} p_i \cos\theta + \tau_i \sin\theta) dS_i \quad [I-14]$$

$$A = \int_{ba}^{bf} (p_e \sin\theta + \tau_e \cos\theta) dS_e + \int_{ba}^{bf} (-p_i \sin\theta + \tau_i \cos\theta) dS_i \quad [I-15]$$

On déduit la portance et trainée :

$$L = N \cos\alpha - A \sin\alpha \quad [I-12]$$

$$D = N \sin\alpha - A \cos\alpha \quad [I-13]$$

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

$$N = N_p + N_\tau \quad [I-14]$$

$$A = A_p + A_\tau \quad [I-15]$$

Décomposition similaire de la trainée :

$$D = D_p + D_\tau \quad [I-16]$$

Où :

D_p : est la trainée de pression

D_τ : est la trainée de frottement

I.7/ Efforts aérodynamiques et moments 3D

Dans l'espace, on définit les efforts aérodynamiques et les moments suivants

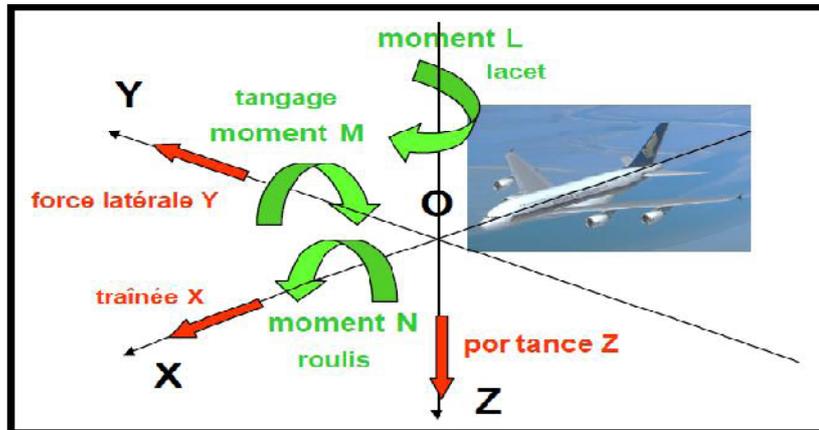


Figure (I.25) Moments aérodynamiques 3D

- D** : la traînée
- L** : la portance
- T** : la dérive
- M_r** : le moment de roulis
- M_t** : le moment de tangage
- M** : le moment de lacet

Dans le cas 2D, il ne reste, comme nous l'avons vu précédemment, que deux forces (traînée et portance) et un moment (moment de tangage). Ce moment pourra être appliqué, par exemple, au bord d'attaque du profil.

I.8/ Coefficients aérodynamiques

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

$$Q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho V_{\infty}^2 \quad [1-17]$$

A/ Coefficients d'une aile

Pour une aile 3D, on définit les coefficients par rapport à la surface de l'aile sachant que :

- le coefficient d'effort axial

$$C_A = \frac{A}{Q_{\infty} S} \quad [I-18]$$

- le coefficient d'effort normal

$$C_N = \frac{N}{Q_{\infty} S} \quad [I-19]$$

- le coefficient de portance

$$C_L = \frac{L}{Q_\infty S} \quad [I-20]$$

- le coefficient de traînée

$$C_d = \frac{D}{Q_\infty S} \quad [I-21]$$

- le coefficient de moment

$$CM_{ba} = \frac{M_{ba}}{Q_\infty S} \quad [I-22]$$

B/ Coefficients de pression et de frottement

On définit le coefficient de pression comme suit :

$$C_p(s) = \frac{p(s) - p_\infty}{Q_\infty} \quad [I-23]$$

Afin de pouvoir soulever la voilure vers le haut, il faut que le profil réponde au double souci suivant :

- Avoir l'intrados poussé (surpression: $C_p > 0$).
- Avoir l'extrados aspiré (dépression: $C_p < 0$).

Partons du point d'arrêt ($U = 0$) et cheminons sur l'extrados, la vitesse doit le plus rapidement possible devenir positif. Partons de $U=0$ et voulons une surpression, nous devons rester en sous vitesse $U < U_0$.

$$C_p = 1 - \left(\frac{U}{U_\infty}\right)^2 \quad [I-24]$$

Si l'incidence augmente

- La dépression maximale avance sur l'extrados.
- Le point d'arrêt recule sur l'intrados.

$C_p > 0 \Rightarrow$ une surpression locale.

$C_p < 0 \Rightarrow$ une dépression locale.

- le coefficient de frottement

$$C_\tau = \frac{\tau(s)}{Q_\infty} \quad [I-25]$$

NOTA : ces coefficients peuvent être valables pour un écoulement compressible afin d'utiliser les règles de similarité comme la règle de **Prandtl-Glaueurt**

$$C_{p_c} = \frac{C_{p_i}}{\sqrt{M^2-1}} \quad [I-26]$$

I.9/ Finesse d'un profil ou d'une aile

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

$$f = \frac{C_l}{C_d} = \frac{L}{D} \quad [I-27]$$

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.10/ Centre de pression

Le centre de pression d'un profil est le point autour duquel le moment résultant des efforts aérodynamiques appliqués au profil est nul : $M_{cp}' = 0$

Par rapport au moment des efforts calculé au bord d'attaque du profil, la position du centre de pression est donnée par la relation

$$X_{cp} = \frac{-M_{ba}}{N} \quad [I-28]$$

Pour de faibles angles d'incidence, $\sin \alpha \approx 0$ et $\cos \alpha \approx 1$ donc $N' \approx L'$

Remarque : la position du centre de pression dépend de l'angle d'incidence du profil.

I.11/ Centre aérodynamique

Le centre aérodynamique d'un profil est le point du profil pour lequel le moment est indépendant de l'angle d'incidence :

$$M'_{ca}(\alpha) = \text{cst} \quad [I-29]$$

III.1/ Introduction

Les problèmes de mécanique (dynamique) des fluides ont été résolus en utilisant des méthodes analytiques (**AFD** : **A**nalytical **F**luid **D**ynamics) ou des techniques expérimentales (**EFD** : **E**xperimental **F**luid **D**ynamics). De nos jours, avec l'utilisation des calculateurs numériques, une nouvelle technique de résolution des problèmes de la mécanique des fluides est née. Elle s'appelle **CFD** (**C**omputational **F**luid **D**ynamics) et est de plus en plus populaire dans tous les domaines qui font appel à la résolution des problèmes de mécanique de fluide et d'aérodynamique.

La compréhension du comportement des fluides est bien souvent un facteur important dans le développement du produit et du procès. Grâce à la capacité de calcul disponible toujours plus grande, l'analyse des écoulements a de plus en plus tendance à quitter le laboratoire pour entrer dans le monde de la simulation numérique.

Des interfaces conviviales et intuitives ainsi que son intégration dans le processus de développement élargissent continuellement la palette d'utilisateurs de calcul fluide. Le rôle central pour ce type de calcul est détenu comme auparavant par l'ingénieur calcul spécialiste en CFD (**C**omputational **F**luid **D**ynamics), mais les environnements de nouvelle génération comme **ICEM -CFD** et **FLUENT** donnent un accès à certaines applications aux ingénieurs de mécanique des fluides avec l'importance croissante des calculs couplés comme par exemple l'interaction fluide/structure.

Les applications du code de calcul FLUENT interviennent sous différentes formes dans de nombreux domaines : depuis la climatisation de grands bâtiments jusqu'à la simulation d'essais en soufflerie pour l'industrie automobile, en passant par l'optimisation de turbines, de pompes et par les calculs d'écoulements dans les domaines micro et nano-scopiques.

Dans ce chapitre on va traiter les différents outils numériques utilisés pour décrire les différents phénomènes régissant notre cas d'étude.

III.2/ L'intérêt de la simulation

La simulation permet d'une part de comprendre les phénomènes internes en accédant aux mécanismes internes qui les régissent et d'autre part d'appliquer les connaissances des structures dans des nouvelles configurations. La simulation est un outil qui non seulement remplace des expériences qui seraient lentes et fatigantes au banc d'essai mais encore élargit le champ d'action du constructeur en découplant des variables qui sont indissolublement liées dans les structures.

III.3/ La conception assistée par ordinateur

C.A.O est l'acronyme de **C**onception **A**ssistée par **O**rdinateur. C'est un ensemble de logiciels et de techniques permettant de concevoir et de réaliser des outils et des produits manufacturables. Cette technique est l'équivalent informatique de la table à dessin de l'ingénieur ou de l'architecte. Elle permet de prendre en compte automatiquement un grand nombre de contraintes (résistance des matériaux, capacité d'assemblage, fabrication etc.) pendant la phase de conception d'un ensemble.

Les logiciels correspondants sont utilisés pour une ou plusieurs phases du développement, Ces logiciels permettent par exemple de créer des pièces mécaniques, d'en préparer la fabrication, de les assembler et de simuler leur comportement. Ils permettent également la conception de bâtiments puis d'en tirer les plans facilement ou de créer une maquette numérique en trois dimensions.

Ces maquettes numériques résultent de l'assemblage d'un nombre très importants de pièces élémentaires, liées entre elles par des contraintes spatiales ou mécaniques. En partant d'une modélisation en **3D** solide (ou volumique), ces logiciels permettent de réaliser une mise en plan souvent appelée **2D**. C'est sur cette mise en plan que vont apparaître toutes les informations telles que cotation, état de surface, tolérance géométrique, spécification, etc.

La **CAO** permet aussi de concevoir des systèmes dont la complexité dépasse la capacité de l'être humain comme par exemple en micro-électronique. En effet la miniaturisation (composants dont la taille est de l'ordre du micromètre) et le nombre toujours plus important de composant intégrés à une même puce rendent impossible la conception de tels systèmes sans l'aide de la **CAO**.

La **CAO** décolla dans les années 75-90, lorsque le coût de mise en place d'un poste se rapprocha du coût annuel d'un dessinateur. La mise en place fut un peu pénible au début en raison d'une nécessité de reprendre les plans existants.

III.4/ Présentation de SOLIDWORKS

Créé en 1993 par l'éditeur américain éponyme, SOLIDWORKS a été acheté le 24 juin 1997 par la société Dassault Systèmes. Parmi les plus grandes entreprises utilisant SOLIDWORKS, on peut citer Michelin, Patek Philippe, Mega Bloks, Axiome, ME2C, SACMO.

SOLIDWORKS est un modéleur **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.

Un dossier complet contenant l'ensemble des relatifs à un même système constitue une maquette numérique. De nombreux logiciels viennent compléter l'éditeur SOLIDWORKS. Des utilitaires orientés métiers (tôlerie, bois, BTP...), mais aussi des applications de simulation mécanique ou d'image de synthèse travaillent à partir des éléments de la maquette virtuelle.

A/ 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.

Une pièce est la réunion d'un ensemble de fonctions volumiques avec des relations d'antériorité, des géométriques, des relations booléennes (ajout retrait)... Cette organisation est Rappelée sur l'arbre de construction. Chaque ligne est associée à une fonction qu'on peut renommer à tout moment.

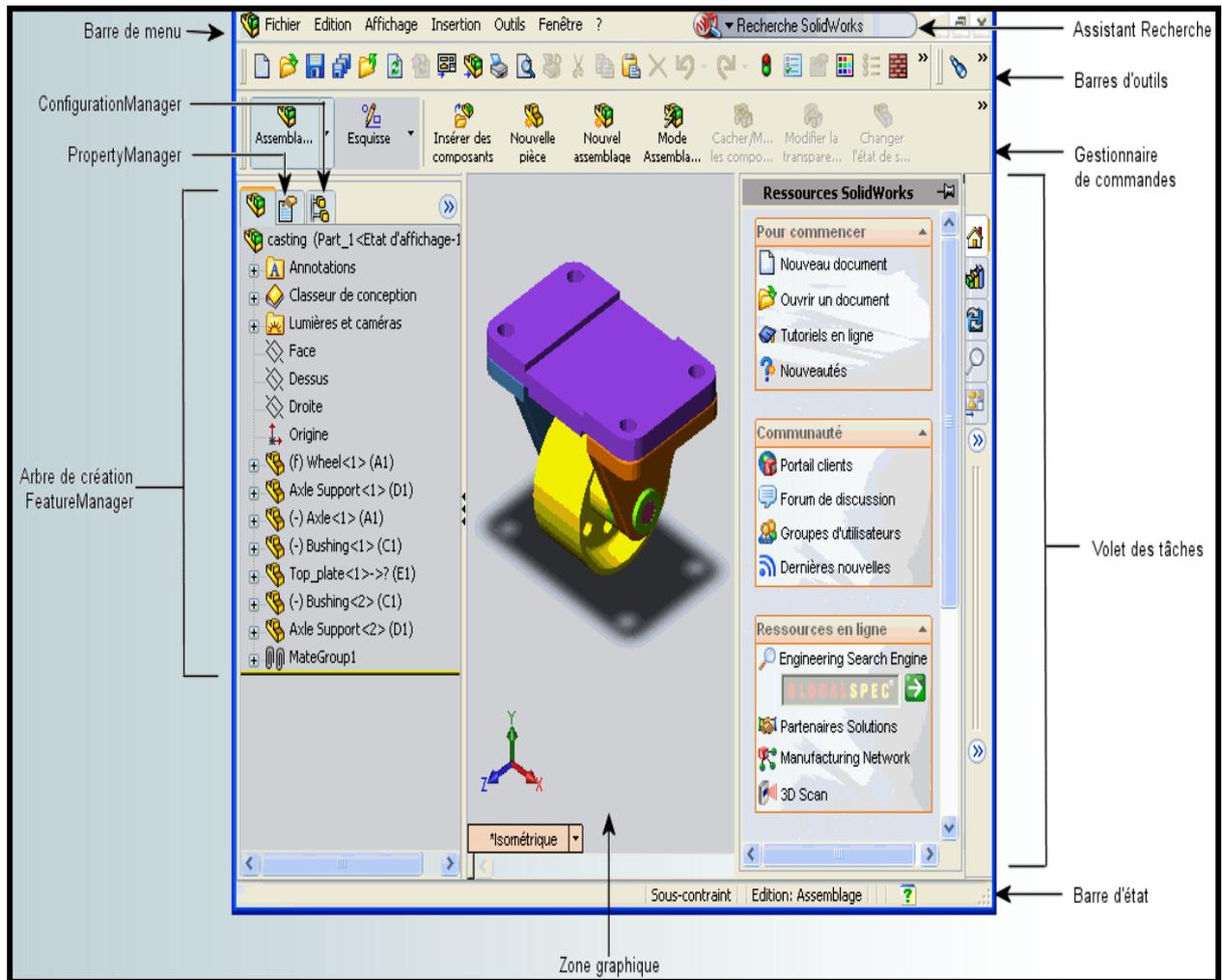


Figure (III.1) : Interface de SOLIDWORKS.

Parmi les fonctions génératrices on trouve :

B/ l'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.

C/ la révolution  :  : 

Déplacement d'une section droite autour d'un axe, ou extrusion suivant un cercle ou un arc de cercle.

D/ le balayage  :  : 

Déplacement d'une section droite le long d'une ligne quelconque, lorsque la génératrice de balayage est gauche, l'esquisse est en 3 dimensions.

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

- congés et chanfreins.
- nervures.
- dépouilles.
- coque (permettant d'évider un objet en lui conférant une épaisseur constante).
- trous normalisés (perçages, mortaises...).
- plis de tôle...

Des fonctions d'ordre logiciel comme la répétition linéaire, circulaire, curviligne ou par symétrie...

Les dernières versions autorisent la réalisation de pièces momentanément disjointes, ce qui permet de concevoir un objet fonctionnellement, c'est-à-dire en définissant d'abord les éléments fonctionnels, puis en joignant les différentes parties par de la matière (nervures, carter...).

L'édition de familles de pièces est possible en associant à SolidWorks, le tableur Microsoft Excel : Un tableau devient ainsi éditeur des références (lignes) donnant la valeur des paramètres variables des fonctions (colonnes) :

- valeur de certaines cotes.
- valeur de certaines propriétés (nombre d'occurrence...).
- état de suppression d'une fonction.

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

Les possibilités d'édérations sont complétées par un ensemble d'outils de mesures géométriques. Ainsi il est possible de connaître le volume de la pièce, son poids, la position de centre de masse, sa matrice d'inertie, la surface.

E/ 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, coaxialité...).

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, mesure des jeux, etc.).

Comme pour les pièces, la gestion de l'ensemble est portée par un arbre de création qui donne accès à l'arbre de création de chaque pièce. Il est d'ailleurs possible d'assembler des assemblages, donc de former des sous-groupes de pièces. Cette opération étant préalable ou en cours d'édition.

L'intérêt de cet outil, c'est qu'il rend possible la création d'une pièce dans l'assemblage, c'est qu'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 dans son coin pour corriger ensuite, lors de l'assemblage, les problèmes éventuels d'interférence, ou de coïncidence.

La conception intégrée lie automatiquement les géométries des pièces entre elles, si bien qu'une modification sur une, est automatiquement répercutée sur les autres. Alors l'édition de pièce est la conséquence de l'édition de l'ensemble.

F/ Les mises en plan

Dessin de définition établi avec SOLIDWORKS, 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.

Le logiciel **3D** ne fait qu'une projection de l'objet. Les modifications éventuelles sont opérées sur l'objet représenté, et ne concernent pas directement le plan.

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.

G/ La 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 cotes. 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).

H/ Fond de plan

Par défaut **SOLIDWORKS** 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).

I/ 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.

III.5/ Les extensions des fichiers

La simple ouverture d'un fichier dans une version ultérieure le rend inutilisable pour toutes versions antérieures. Vu leur très faible interopérabilité et le fait que leur contenu soit sauvé sans que l'on utilise la commande de sauvegarde, ces fichiers **SOLIDWORKS** 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. On retrouve :

- **sldprt** : pour les fichiers pièce.
- **sldasm** : pour les fichiers assemblage.
- **slddrw** : pour les fichiers plans.
- **sldprt**, pour les fichiers de fond de plan.

Certains formats proposés par le logiciel permettent d'envisager une sauvegarde à long terme.

III.6/ Présentation de mailleur (ICEM-CFD)

ICEM-CFD est un logiciel de maillage extrêmement utilisé qui permet de générer des maillages structurés ou non structurés en **2D** et en **3D** avec plusieurs types d'éléments tel que des hexaèdres ou des tétraèdres.

Le succès de ce logiciel provient sans doute de ce qu'il ait été conçu pour offrir un grand contrôle sur la génération de maillage et qu'il permette d'exporter son maillage vers un grand nombre de solveurs différents. Il est utilisé par un grand nombre de sociétés aéronautiques.

Il peut lire des géométries venant des logiciels de **CAO** classiques : Autocad, catia, solidworks, etc., ou générer lui-même ses géométries. **ICEM** sauvegarde les maillages soit aux formats des codes classiques de mécanique des fluides (**Fluent, Star CD, ...**) et de mécanique du solide (**Nastran, Patran, ext...**).

Par rapport à la concurrence, **ICEM** est un mailleur très puissant en termes de génération de géométries complexes et d'optimisation de maillage. La contre partie de cette puissance vient de la complexité de l'outil (il existe de multiples options) et d'une convivialité perfectible.

En résumé, **ICEM** est pour la mécanique des fluides un des maillures les plus performants mais il nécessite un investissement en temps conséquent.

La figure suivante montre l'interface **ICEM-CFD** :

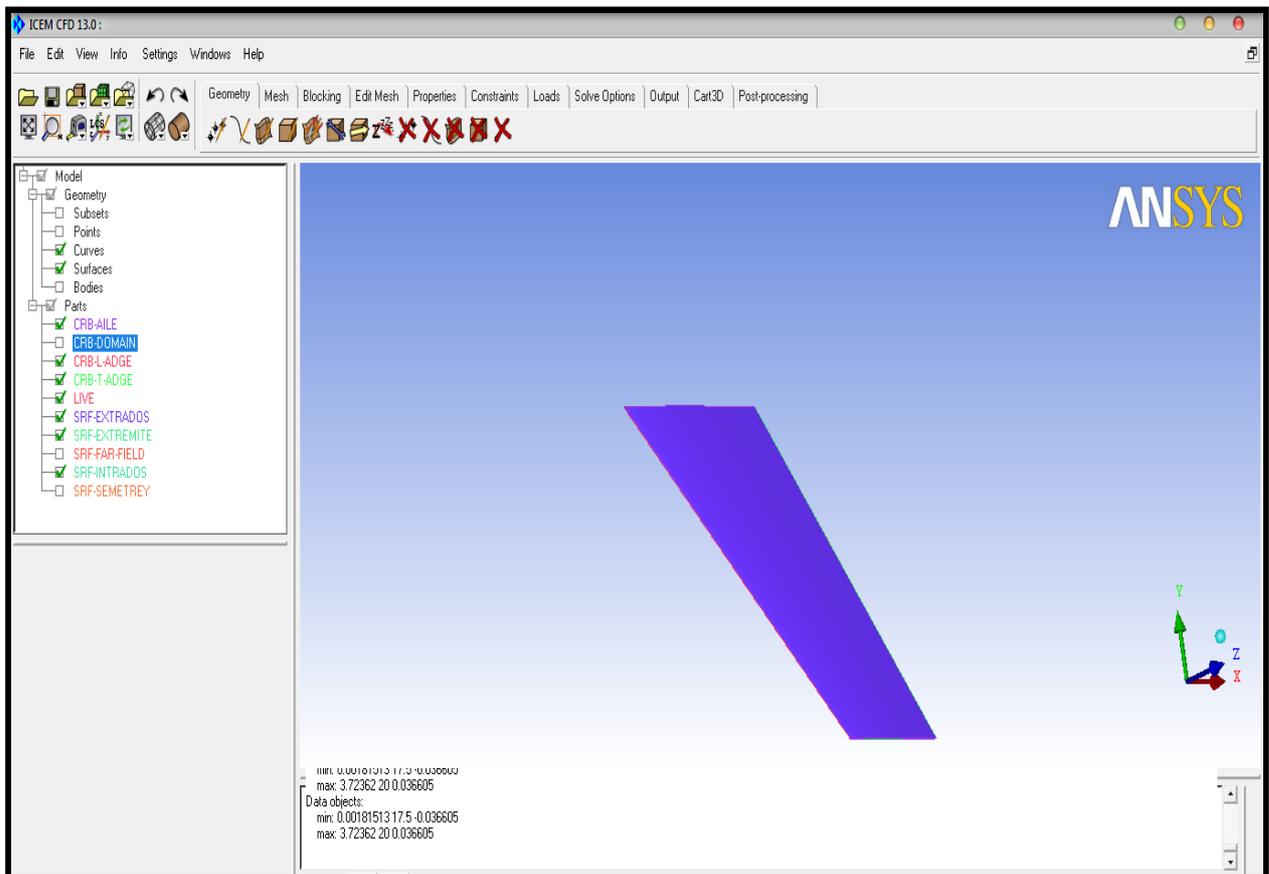


Figure (III.2) Interface **ICEM-CFD**

III.7/ Principe de fonctionnement

ICEM est divisé en 3 parties :

- Le modeleur : **DDN**
- L'interface : **DDN => Tetin**
- Le mailleur : **Hexa, Tetra...**

➤ **DDN** permet de définir la géométrie (points, lignes, surfaces). Son utilisation est semblable à celle d'un logiciel de **CAO**.

➤ **DDN => Tetin** permet de définir des « familles » de lignes ou de surfaces qui correspondront aux conditions aux limites. A ces « familles » sont associées les différents éléments de la géométrie (points courbes, surfaces, ...). **DDN => Tetin** permet de générer un fichier « *.tin » utilisable directement par les différents maillages. Cet utilitaire sert donc d'interface entre **CAO** et maillage.

La géométrie ainsi créée est maillée dans un des maillages d'Icem : Hexa pour un maillage hexaédrique, **Tétra** pour un maillage tétraédrique, ... Le maillage peut alors être exporté vers un code de calcul.

III.8/ Le maillage

Un maillage est un ensemble des nœuds qui peuvent être liés entre eux. En général on utilise les systèmes de coordonnées cartésiennes pour décrire les liaisons entre les nœuds.

La technologie d'**ICEM-CFD** développe des outils de génération de maille pour tous les secteurs d'analyse qui exigent un domaine informatique. Principalement concentré sur la dynamique des fluides informatique (**CFD**) engrené la génération, nos outils peuvent également être utilisés pour l'analyse par éléments finis (**FEA**).

❖ **ICEM-CFD** est un excellent outil de génération de maillage, pour une région d'analyse qui nécessite un domaine de calcul.

❖ **ICEM CFD** mesh generation Tools (outils de génération de maillage) peut générer les types d'éléments suivants

III.9/ choix du type de maillage

A/ Maillage structuré (quadra/hexa)

Il est beaucoup plus facile de le générer en utilisant une géométrie à mono bloc ou multi bloc

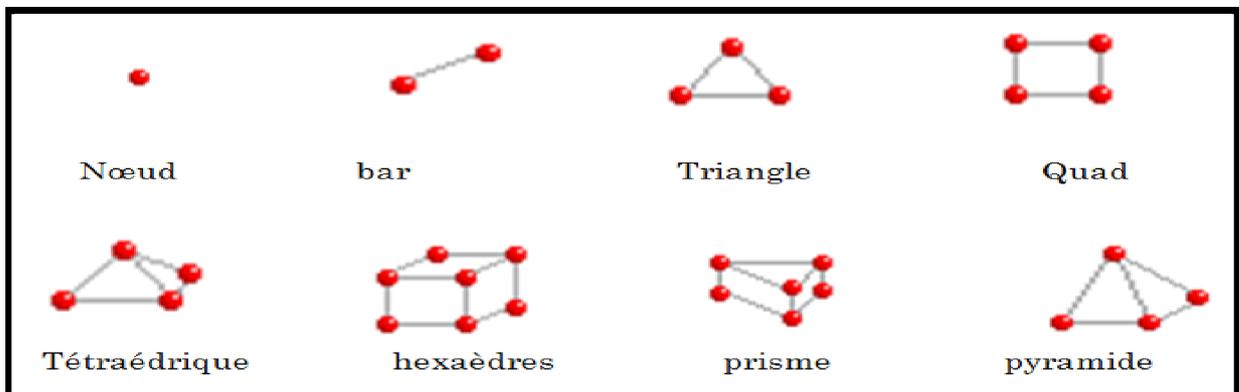


Figure (III 3) Type des éléments de maillage

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.

➤ **inconvénients**

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

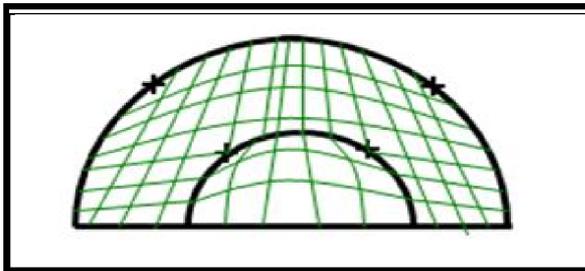


Figure (III.4) Géométrie monobloc

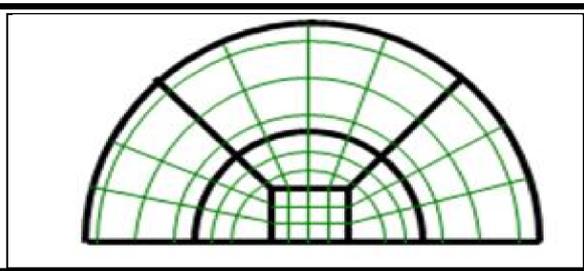


Figure (III.5) Géométrie Multi-bloc

B/ Maillage non structuré

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

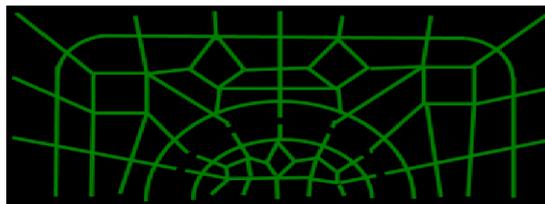


Figure (III.6) Maillage non structuré

➤ **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.

➤ **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.

C/ Maillage hybride

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

➤ avantages

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

III.10/ Techniques 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 Qualité des éléments.
- Assurer une bonne Résolution dans les régions à fort gradient.
- Assurer un bon Lissage dans les zones de transition entre les parties à maillage fin et les parties à maillage grossier.
- Minimiser le nombre Total des éléments (temps de calcul raisonnable)

III.11/ 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 :

- 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.

III.12/ 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

$$F_d = \frac{\text{taille element}_{\text{optimal}} \cdot \text{taille element}_{\text{généré}}}{\text{taille element}_{\text{optimal}}}$$

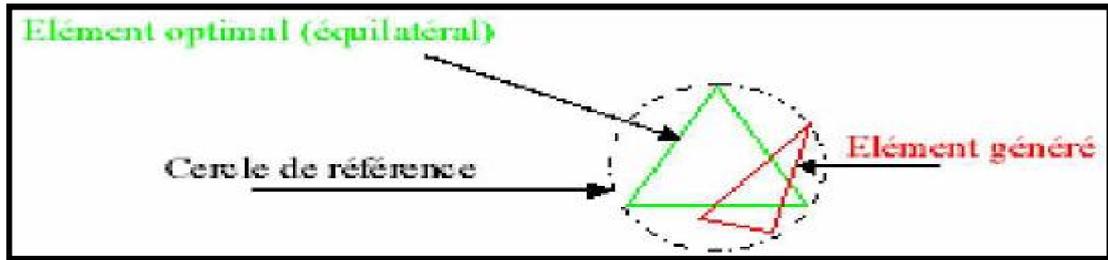


Figure (III.7) la distorsion

Applicable uniquement pour les éléments triangulaires ou tétraédriques.

2/ Calcul basé sur la déviation angulaire

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

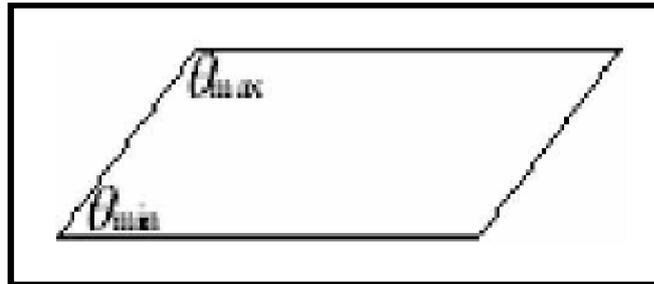


Figure (III.8) déviation angulaire

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

Tableau (III.1) variation de la qualité des éléments de maillage

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.

III.13/ 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 voie 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.

III.14/ 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.

La figure suivante montre l'indépendance de la solution du maillage

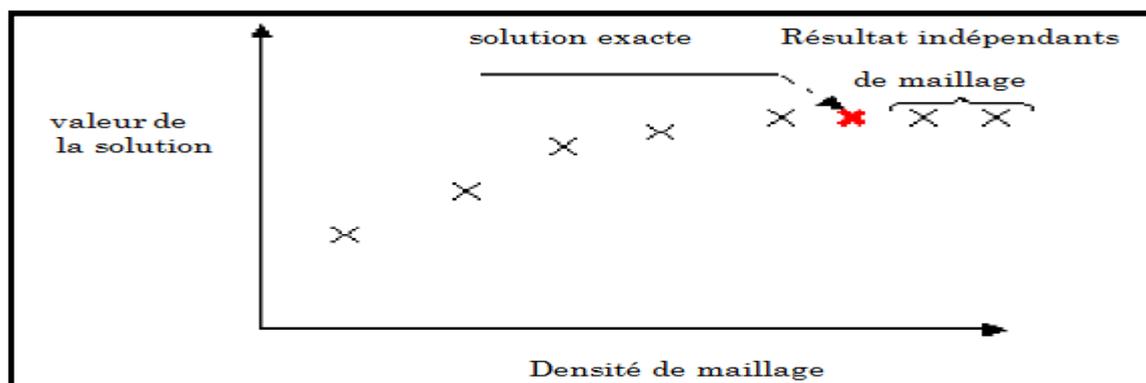


Figure (III .9) indépendance de la solution du maillage

Le raffinement du maillage peut se faire aussi sous Fluent et ce en utilisant la fonction « ADAPT », cette fonction adapte la grille de maillage à l'écoulement en intervenant particulièrement sur :

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

Le but du raffinement du maillage sous un code mailleur (**ICEM CFD**), 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.

III.15/ Conditions aux limites et définition de domaine

Le mailleur **ICEM-CFD** 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.

Ensuite, on procède à la définition des domaines de calcul.

III.16/ Présentation de solveur (Fluent)

Fluent est un code de calculs utilise la méthode des volumes finis, résout les équations de Navier-Stokes et les équations de la chaleur (couplées ou non) pour la modélisation d'écoulements (compressibles et incompressibles) et de transfert de chaleur dans des géométries complexes. Fluent peut modéliser les phénomènes suivants :

- Écoulement dans des géométries **2D** ou **3D** en utilisant des maillages adaptatifs structurés ou non structurés.
- Écoulement incompressible ou compressible.
- Analyse stationnaire ou instationnaire.
- Écoulement non-visqueux, laminaire ou turbulent.
- Écoulement Newtonien ou non-Newtonien.
- Transferts de chaleur par convection, naturelle ou forcée.
- Transfert de chaleur couplé conduction/convection.
- Transfert de chaleur par rayonnement.
- Repère de référence inertielle (stationnaire) or non-inertiels (en rotation).
- Multiples repères de référence en mouvement, incluant des interfaces glissantes et des plans de mélange.
- Mélange et réaction d'espèces chimiques, incluant des modèles de combustion et des réactions de surface.
- Source volumique arbitraires de chaleur, masse, quantité de mouvement, turbulence, et espèces chimiques.

- Calculs de trajectoires Lagrangiennes pour une phase dispersée de particules/gouttes/bulles, incluant le couplage avec la phase continue.
- Écoulement à travers les matériaux poreux.
- Modèles pour turbine 1D/échangeur de chaleur.
- Écoulements diphasique, incluant la cavitation.
- Écoulements à surface libre avec surfaces complexes.

III.17/ La résolution

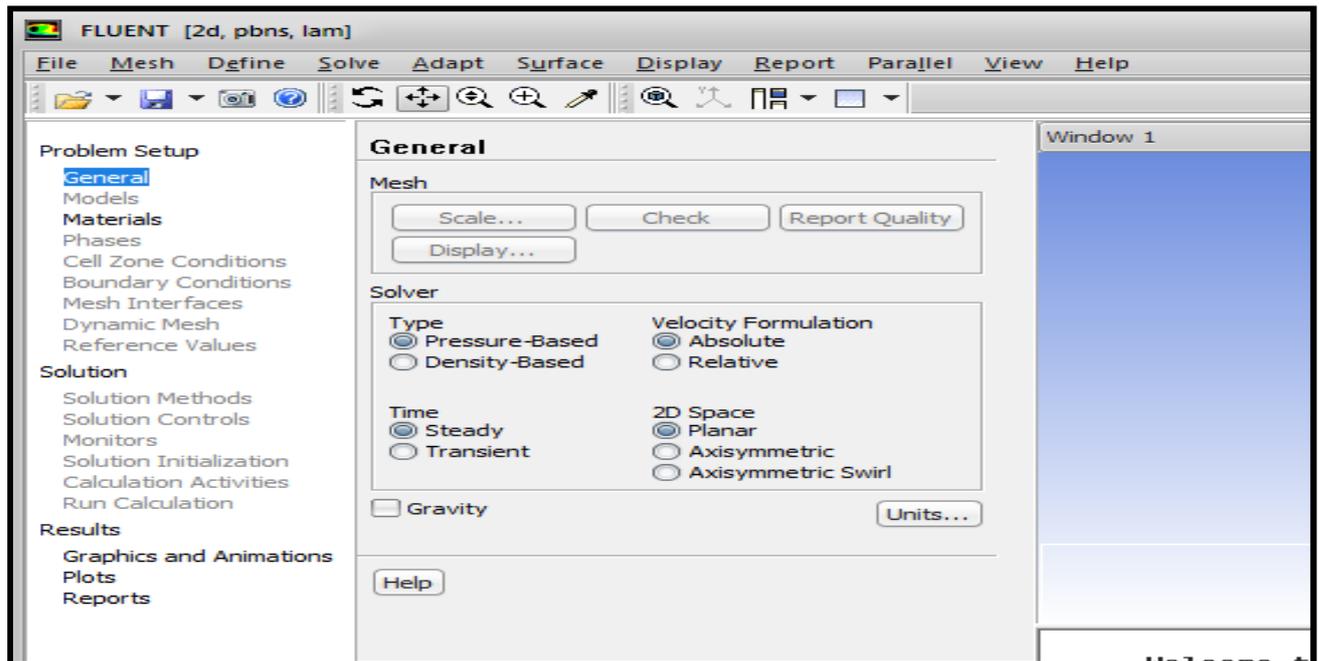


Figure (III.10) Interface de FLUENT (v13)

Le menu est tel que les opérations se font de gauche à droite.

FILE

- FILE : Importer et dimensionner maillage.

DEFINE

- Définir des modèles physiques.
- Définir les propriétés des matériaux.
- Définir les conditions de calcul.
- Définir les conditions aux limites.

SOLVE

- Fournir une solution initiale.

- Régler les paramètres du solveur.
- Régler les moniteurs de convergence.
- Calculer et surveiller la solution.

Post-Processing

DISPLAY

- Interaction avec le solveur
- Analyses

III.18/ Composants du maillage

Les composants sont définis dans un préprocesseur

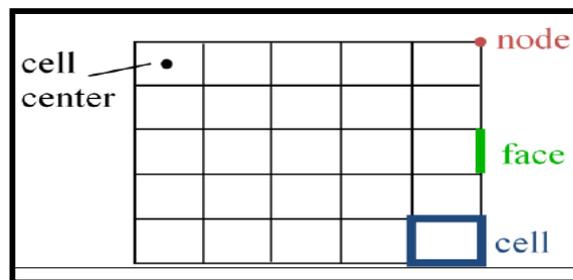


Figure (III.11) Maillage simple 2D

- Cell = volume de contrôle divisant la géométrie

Le domaine de calcul est défini par un maillage qui représente le fluide et les faces solides qui interviennent.

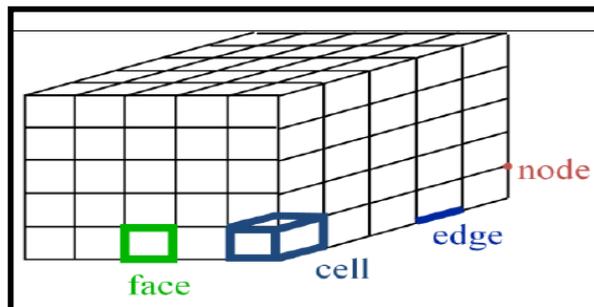


Figure (III.12) Maillage simple 3D

- Face = frontière d'une cell
- Edge = frontière d'une face
- Node = point de maillage
- Zone = groupe de noeuds, face et/ou cell

- ❖ Les conditions limites sont assignées aux faces zones.
- ❖ Les données des matériaux et les termes sources sont assignés aux cell zones.

III.19/ Conditions aux limites

Définir les conditions aux limites :

➤ Afin de définir un problème avec une solution unique, il faut fournir des informations sur les variables aux frontières du domaine.

- Spécifier les flux de masse, quantité de mouvement, énergie, etc. dans le domaine.

➤ Définir les conditions aux limites implique :

- Identifier la position des frontières (ex., entrées, parois, symétrie)
- Donner les informations sur ces frontières

➤ Les conditions aux limites et les modèles employé dépendent de types des données.

Vous devez connaître l'information nécessaire aux frontières et positionner ces frontières ou l'information est connue ou peut être correctement approchée.

- Des mauvaises conditions aux limites ont un impact sur les résultats.

❖ Conditions aux limites disponibles :

➤ Types de conditions limites pour les faces externes (External Faces) utilisées par le calcul.

- Champ lointain (Pressure far-field) : paroi (Wall), symétrie (Symmetry).

III.20/ Procédure de simulation

➤ Paramètres de la solution

- Choisir le solveur
- Schéma de discrétisation

➤ Initialisation

➤ Convergence

- Suivi de la Convergence
- Stabilité

➤ Régler l'Under-relaxation

➤ Fixer le Courant nombre

- Accélérer la Convergence
- Précision
 - Independence de maillage
- Adaptation

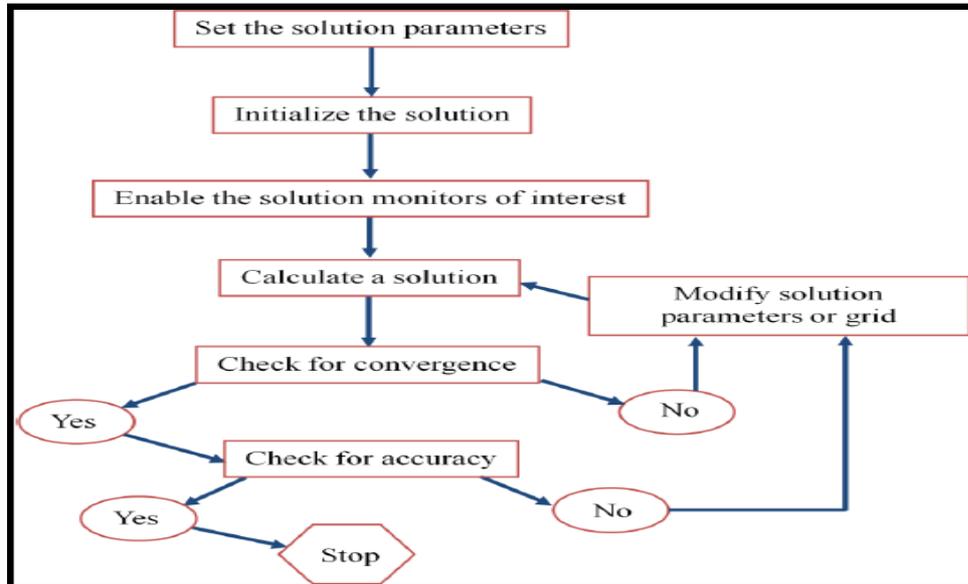


Figure (III.13) Organigramme de la procédure de la simulation numérique

III.21/ Choisir un solveur

- Les choix sont : Coupled-Implicit, Coupled-Explicit, ou Segregated (Implicite).
- Les Coupled solvers sont recommandés si une forte inter-dépendance existe entre la densité, l'énergie, les moments, et/ou les espèces.
 - e.g. écoulement compressible a haute vitesse ou les écoulements réactifs.
 - En général, le solveur Coupled-Implicit est recommandé par rapport au solveur coupled-explicit.
 - Temps nécessaire : Le solveur implicite est 2 fois plus rapide (en gros).
 - Mémoire nécessaire : Le solveur implicite nécessite deux fois plus de mémoire que les solveurs coupled-explicit ou segregated-implicite.
 - Le solveur Coupled-Explicit doit être utilisé uniquement pour les écoulements instationnaires quand le temps caractéristique du problème est du même ordre que les phénomènes acoustiques.
 - Le solveur Segregated (implicite) est préférable dans tous les autres cas.

- Nécessite moins de mémoire que le solveur coupled-implicit
- L'approche Segregated offre de la flexibilité dans le traitement de la solution.

III.22/ Discrétisation (Méthodes d'interpolation)

- **FLUENT** propose de nombreux schéma d'interpolation :
 - First-Order Upwind Scheme
 - Facile à converger mais seulement au premier ordre.
 - Power Law Scheme
 - Plus précis que le premier ordre quand $R_e \text{ cell} < 5$ (type d'écoulement Bas Reynolds).
 - Second-Order Upwind Scheme
 - Utilise des plus grands 'stencil' pour une précision au 2ème ordre, essentiel avec tri/tet maillage ou quand l'écoulement n'est pas aligné avec le maillage.
 - Quadratic Upwind Interpolation (QUICK)
 - Appliquer avec maillage quad/hex et hybrides (pas aux tri), utile pour les écoulements rotating/swirling, précis à l'ordre 3 sur un maillage régulier.

III.23/ La convergence

- La convergence :
 - Toutes les équations de conservation discrétisées (momentum, energy, etc.) se conforment dans chaque cellule à une tolérance spécifiée.
 - La solution ne change plus avec le temps.
 - Respect de la conservation de la masse, de l'énergie et des espèces.
- Suivre la convergence avec les résidus :
 - En général, une décroissance d'un ordre 3 en magnitude des résidus indique une convergence au moins qualitative.
 - Les caractéristiques principales de l'écoulement sont établies.
 - Le résidu de l'énergie doit atteindre 10^{-6} pour un solveur segregated
 - Les résidus des espèces doivent atteindre 10^{-5} afin d'obtenir la conservation.
- Suivre la convergence quantitativement :

- Suivre d'autres variables.
- S'assurer de la conservation de certaines quantités.

III.24/ Résidus

- L'équation de transport de f se présente simplement :

$$a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} = b_p \quad [III-3]$$

- Les coefficients a_p, a_{nb} dépendent de la solution.
 - Les coefficients sont mis à jour à chaque itération.
- Au début de chaque itération, l'égalité est fautive.
 - Le décalage est appelé le résiduel R_p , avec :

$$R_p = a_p \phi_p + \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} - b_p \quad [III-4]$$

- R_p doit devenir négligeable au fur et à mesure des itérations.
- Les résidus que vous suivez sont sommés sur toutes les cellules :

$$R = \sum_{cells} |R_p| \quad [III-5]$$

- Par défaut, ils sont dimensionnés.
- Vous pouvez aussi normaliser les résultats.

III.25/ Équations D'Euler

Pour des écoulements non visqueux, on résout les équations d'Euler : L'équation de conservation de masse, les équations de conservation de quantité de mouvement et d'énergie.

- L'équation pour la conservation de la masse :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0 \quad [III.6]$$

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x} (\rho u) + \frac{\partial}{\partial y} (\rho v) + \frac{\partial}{\partial z} (\rho w) = 0 \quad [III.7]$$

- La conservation de quantité de mouvement :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho u_i u_j) = - \frac{\partial p}{\partial x_i} \quad [\text{III.8}]$$

- La conservation de l'énergie est :

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} (u_i (\rho E + P)) = \frac{\partial h}{\partial x_i} \quad [\text{III.9}]$$

$$h = C_p T \quad [\text{III.10}]$$

$$E = C_v T \quad [\text{III.11}]$$

FLUENT résout les équations intégrales pour la conservation de masse, de quantité de mouvement, pour l'énergie et d'autres grandeurs scalaires telles que la turbulence, en utilisant une technique basée sur les volumes finis citée au chapitre précédent.

IV.1/ Introduction

Dans ce chapitre on va illustrer l'application du calcul transsonique en 3D compressible et turbulent, pour l'étude aérodynamique d'une aile AGARD 445.6 générique, pour la modélisation des différents phénomènes survenant lors du vol.

IV.2/ L'étude de l'aile en écoulement transsonique

Après avoir la géométrie sous forme image SOLIDE WORKS (IGS), Cette étude se devise en deux étapes

- 1-Génération du maillage par le logiciel ICEM-CFD.
- 2-résolution du problème par le solveur FLUENT.

L'étude de ce type d'aile nous permet de mieux comprendre les différents phénomènes qui se présente lors du vol transsonique, Ainsi on pourra voir les changements des variables caractérisant l'écoulement tel que la pression, le nombre de Mach, la température, ainsi que l'évolution des forces aérodynamiques.

IV.3/ présentation de la géométrie

Nous avons téléchargé notre géométrie (l'aile) sous format IGES avec les caractéristiques suivantes :

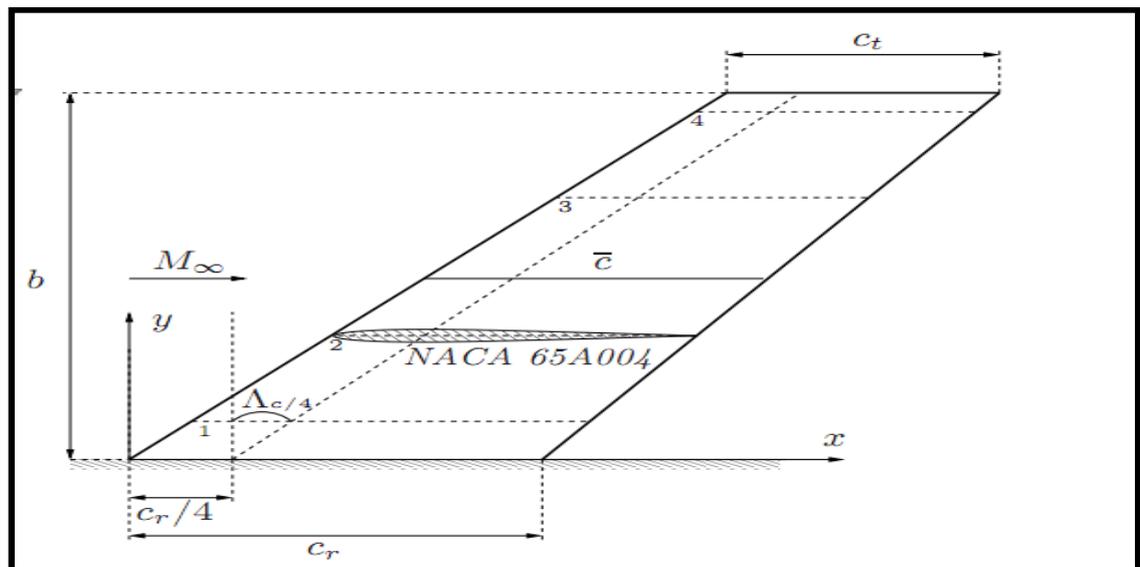


Figure (IV.1) la forme de l'aile AGARD 445.6

La corde d'implanture $C_r = 0.558$ m

L'effilement $\lambda = 0.66$

L'envergure $b = 0.762$ m

flèche 45° de $\frac{1}{4}$ de la corde $\varphi = 45^\circ$

La corde moyenne $\bar{c} = 0.463$

L'allongement $A_R = 1.65$

Les stations 1, 2, 3, 4 sont respectivement situées à (10, 35, 70 et 95%) de l'envergure qui sert après à représenter les coefficients de pression.

La figure suivante présente l'aile en 3D après toutes les modifications dans SOLIDE WORKS

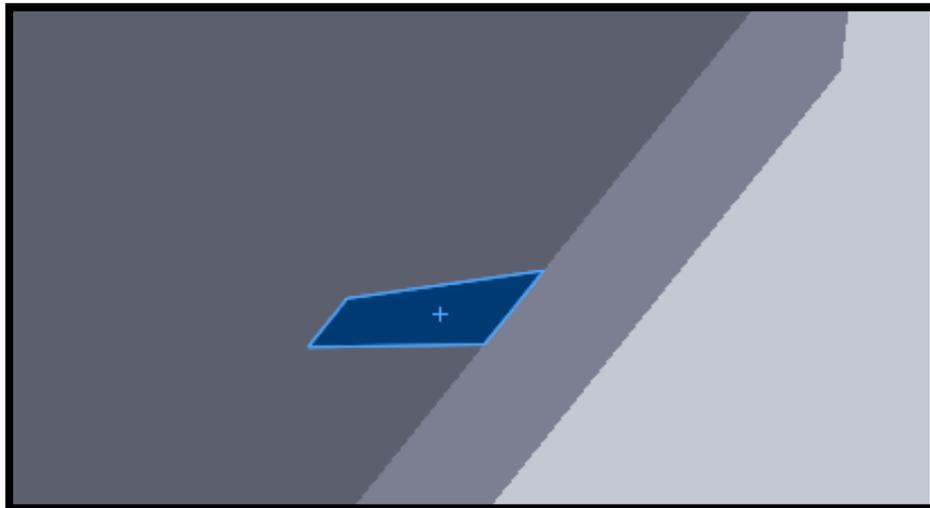


Figure (IV.2) La forme de l'aile AGARD+domaine parallélépipède

IV.4/ Génération du maillage avec le ICEM-CFD (v13)

Dans cette étape on réalise le maillage du domaine de calcul et pour cela nous avons utilisé un maillage volumique arbitraire et non orthogonal de forme de tétraèdre. Nous pouvons choisir la taille de chaque élément de maillage pour chaque surface du domaine de calcul. On importe le fichier (*IGES) de l'aile vers ICEM CFD.

D'abord on démarre le logiciel ICEM-CFD, ensuite on importe la géométrie ; qui est sous format IGES. On obtient alors

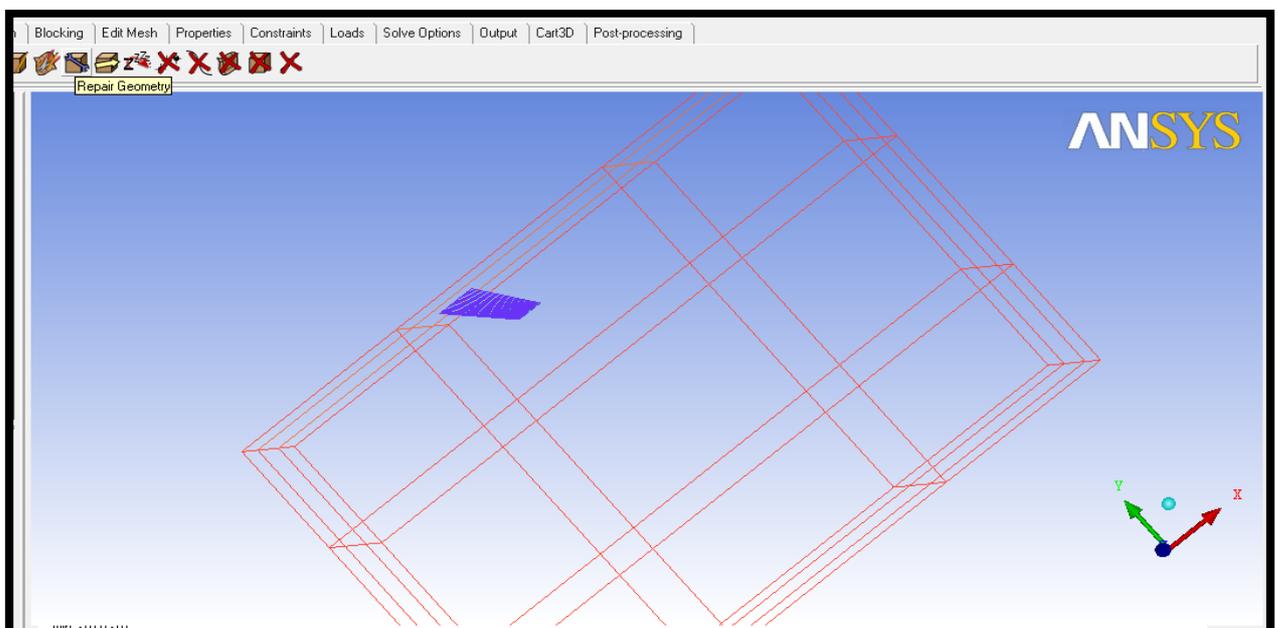


Figure (IV .3) la géométrie dans ICEM-CFD

Après avoir importé la géométrie sous format "IGES", on commence par nettoyer les entités qui sont en double, après nettoyage on la décompose en plusieurs familles grâce à l'option "creat-part", on donne pour chaque famille un nom, pour identifier chaque partie de la géométrie, en plus sa nous permettra de contrôler la taille du maillage dans chaque famille.

Les familles peuvent définir plusieurs types de géométrie tel que les courbes, les surfaces, les points, les points matérielsetc, Finalement on obtient alors cette figure :

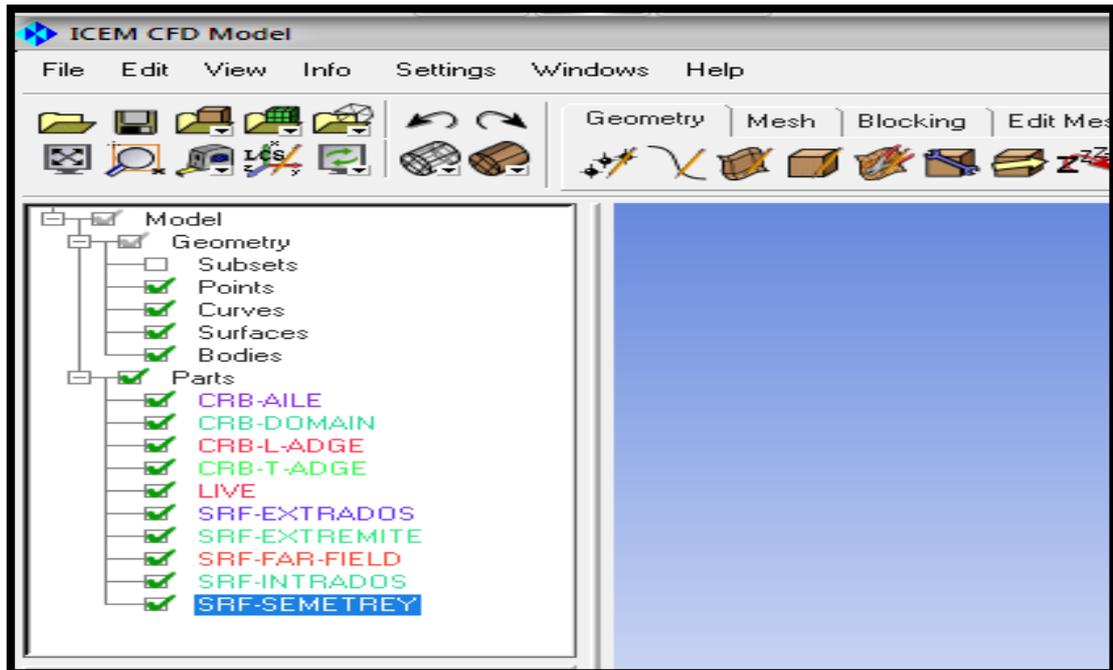


Figure (IV.4) Décomposition de la géométrie

Dans le but de faciliter et bien contrôler le maillage on introduit les familles suivantes :

SRF-INTRADOS : la surface intrados de l'aile.

SRF-EXTRADOS : la surface extrados de l'aile.

CRB-AILE : les courbes de l'aile.

SRF-TIPE : la surface de bout de l'aile.

CRB-DOMAIN : les courbes de domaine de calcul.

CRB-L-EADGE : courbe de bord d'attaque

CRB-T-EADGE : courbe de bord de fuite

SRF-SEMETREY : surface de symétrie.

SRF-FAR-FIELD : les surfaces de domaine de calcul.

Pour créer le maillage du domaine de calcul on crée un point matériel (LIVE) appartenant au domaine pour générer le maillage des frontières du domaine jusqu'à la surface de l'aile.

Afin d'aboutir à un maillage meilleur on procède de la façon suivante :

A/ L'option « thin-cut »

Cette option nous l'avons utilisé lors de maillage de bord de fuite et pour avoir un bon maillage il faut utiliser l'option « **thin-cut** » on sélection les deux surfaces « l'extrados et l'intrados » sachant que la courbe de bord de fuite existe, afin de résoudre les problèmes de discontinuité et de distorsion de maillage.

Pour le control de la taille de maillage des familles sachant que ces dernières dépendent de plusieurs facteurs comme les dimensions de la géométrie et la qualité de maillage, pour cela on utilise le tableau suivant :

part	prism	hexa-core	max size	height	height ratio	num layers	tetra size ratio	tetra width	min size limit	max deviation	int wall	split wall
CRB-AILE	<input type="checkbox"/>		0.01						0	0		
CRB-DOMAIN	<input type="checkbox"/>		0						0	0		
CRB-LADGE	<input type="checkbox"/>		0.01						0	0		
CRB-TADGE	<input type="checkbox"/>		0.01						0	0		
LIVE	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>										
SRF-EXTRADOS	<input checked="" type="checkbox"/>		0.01	0	0	0	0	0	0	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
SRF-EXTREMITE	<input checked="" type="checkbox"/>		0.01	0	0	0	0	0	0	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
SRF-FAR-FIELD	<input type="checkbox"/>		0	0	0	0	0	0	0	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
SRF-INTRADOS	<input type="checkbox"/>		0.01	0	0	0	0	0	0	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>
SRF-SEMETREY	<input type="checkbox"/>		0	0	0	0	0	0	0	0	<input type="checkbox"/>	<input type="checkbox"/>

Show size params using scale factor
 Apply inflation parameters to curves
 Remove inflation parameters from curves

Highlighted parts have at least one blank field because not all entities in that part have identical parameters.

Apply Dismiss

Figure (IV.5) Différents tailles des familles

On donne pour chaque famille une taille différente grâce à l'option « part mesh setup », après avoir définis la taille du maillage de chaque famille on lance le maillage grâce à l'option « compute », sachant que le maillage est non structuré, les éléments sont « tetra » et pour qu'on puisse capter la couche limite on utilise des éléments « prisme » ,

❖ REMARQUE

La couche limite turbulente est très mince donc Il est très important de générer des éléments prisme structuré adéquats au type de calcul à cause de leur influence sur le résultat finale pour cela on a effectué plusieurs maillages pour arrivé a un bon maillage qui donne des résultats physiquement acceptable.

Pour réaliser ces couches prismatiques il faut utiliser une option avancée du menu « mesh »

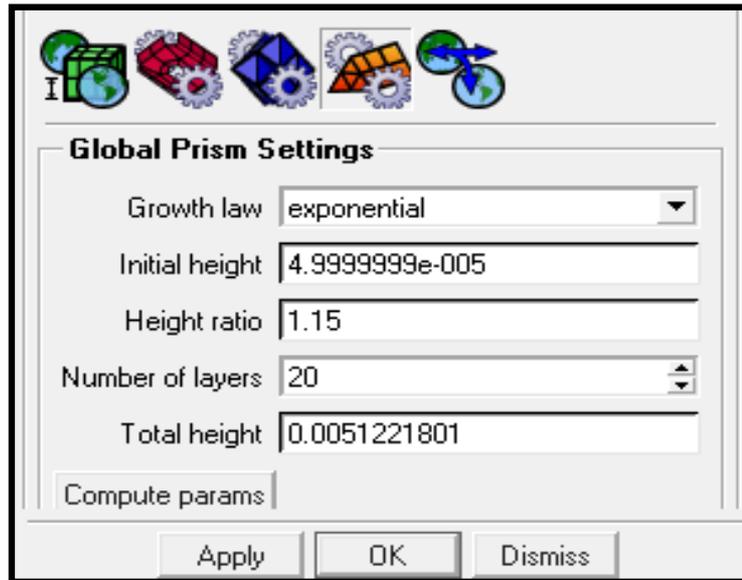


Figure (IV.6) Paramètre des éléments prismes

On donne l'épaisseur de la couche initiale qui est de l'ordre de $\frac{c}{Re}$ après on sélectionne le nombre des couches totale qui est 20 couches, cliquant sur (compute params) on aura l'épaisseur de la couche limite $\delta = 0.00512 \text{ m}$

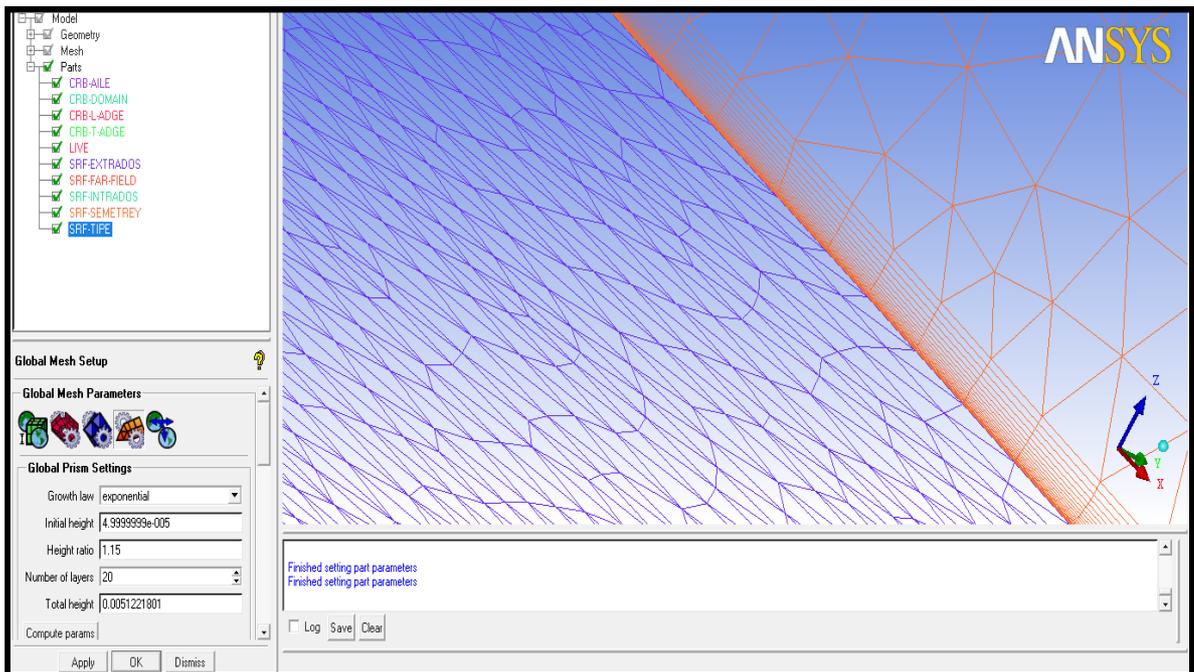


Figure (IV.7) Zoom sur les éléments prisme sur la surface de l'extrados

Finalement ces étapes nous ont permis d'obtenir un meilleur maillage ce qui implique un bon résultat de la simulation. Après toutes ces étapes nous avons obtenus le maillage suivant :

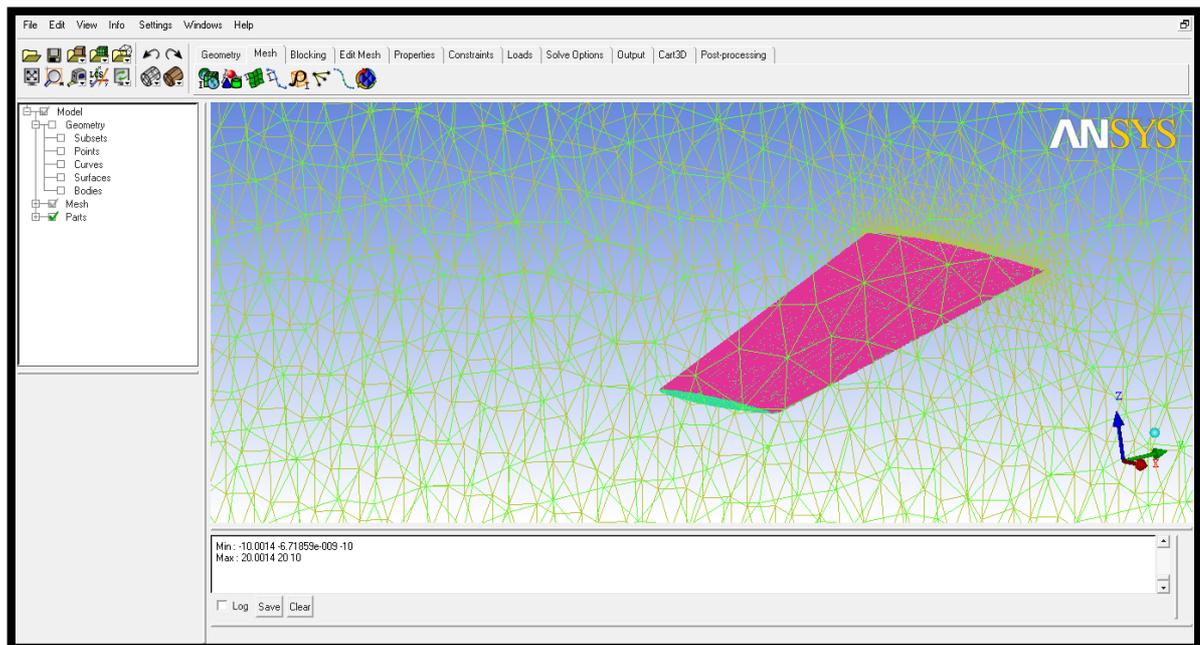


Figure (IV.8) maillage de l'aile + domaine

Le maillage complet du domaine prend un temps considérable, le nombre de cellule est de 780480.

Les résultats du maillage sont : 9 surfaces ,18 courbes, 12 point libérer par prescription, 1point matériel, 10 familles.

Après le maillage le nombre d'élément sont les suivants : Le segment : 1440, les tétraèdres 393495, les triangles : 28666, PENTA_6 : 342974, PYRA_5 : 6748, QUAD_4 : 7146.

Le nombre d'élément constituant chaque famille sont les suivant :

CRB-AILE : 650

CRB-DOMAIN: 61

CRB-L-ADGE: 475

CRB-T-ADGE: 265

LIVE: 743217

SRF-EXTRADOS: 11543

SRF-FAR-FIELD: 197

SRF-INTRADOS: 12196

SRF-SEMETREY: 11071

SRF-TIPE: 805

Total éléments : 780480

Après avoir générer le maillage, on le sauvegarde sous un format ".uns ", et grâce à l'option "out put", on sélectionne le solveur dans notre cas c'est Fluent-V6, et enfin on crée un fichier ".msh " qui plus tard servira pour le calcul dans Fluent.

IV.5/ Résolution du problème par le solveur FLUENT

Cette partie est une présentation du solveur FLUENT, ses aptitudes, et des instructions pour le solveur. Il explicite les étapes nécessaires pour réussir une simulation d'un problème en aérodynamique. On va effectuer deux sorts de calculs dont le premier est non visqueux car on s'intéresse que aux force de pression, cependant le deuxième est visqueux pour voir l'effet de la viscosité sur les performances aérodynamique de l'aile.

A/ Importation du maillage (*.msh)

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

File → Read → Mesh...

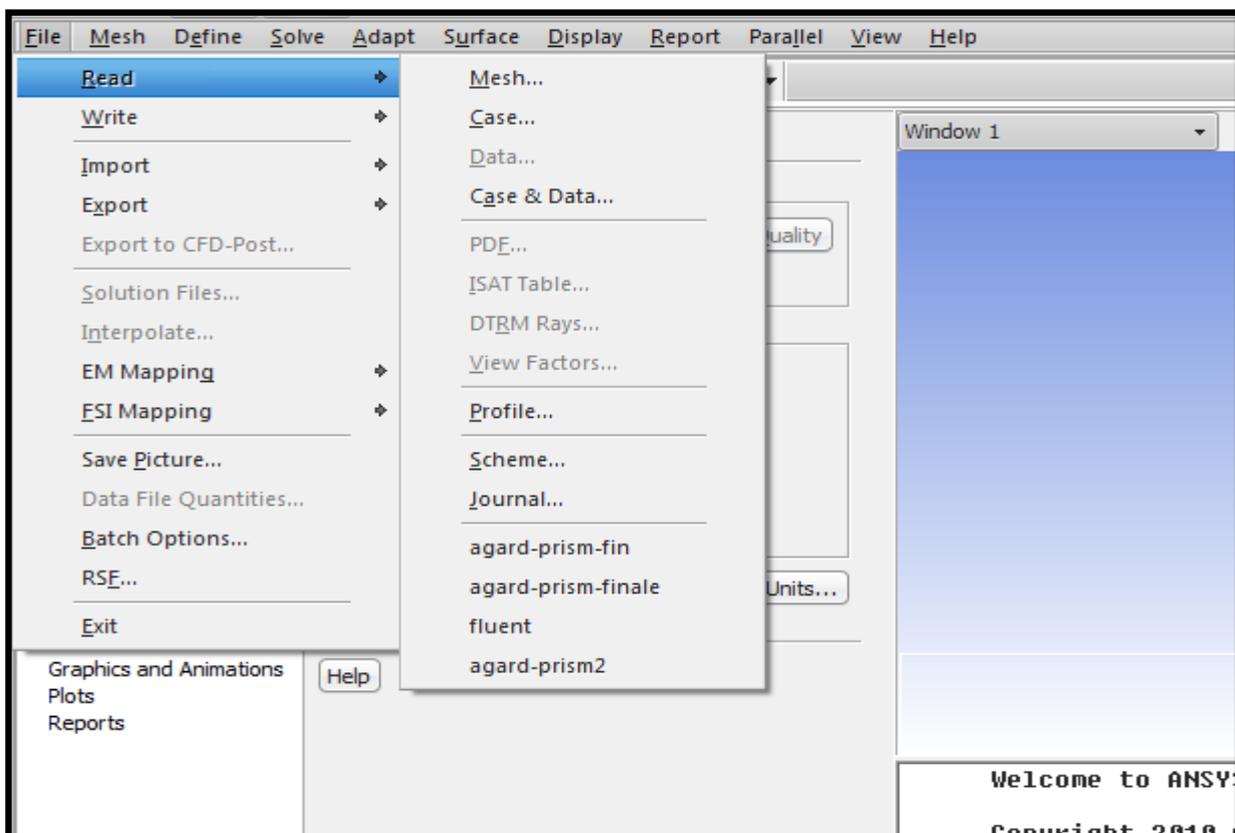


Figure (IV.9) Importation de la géométrie (*.msh)

B/ Vérification du maillage importé

Grid → Check

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

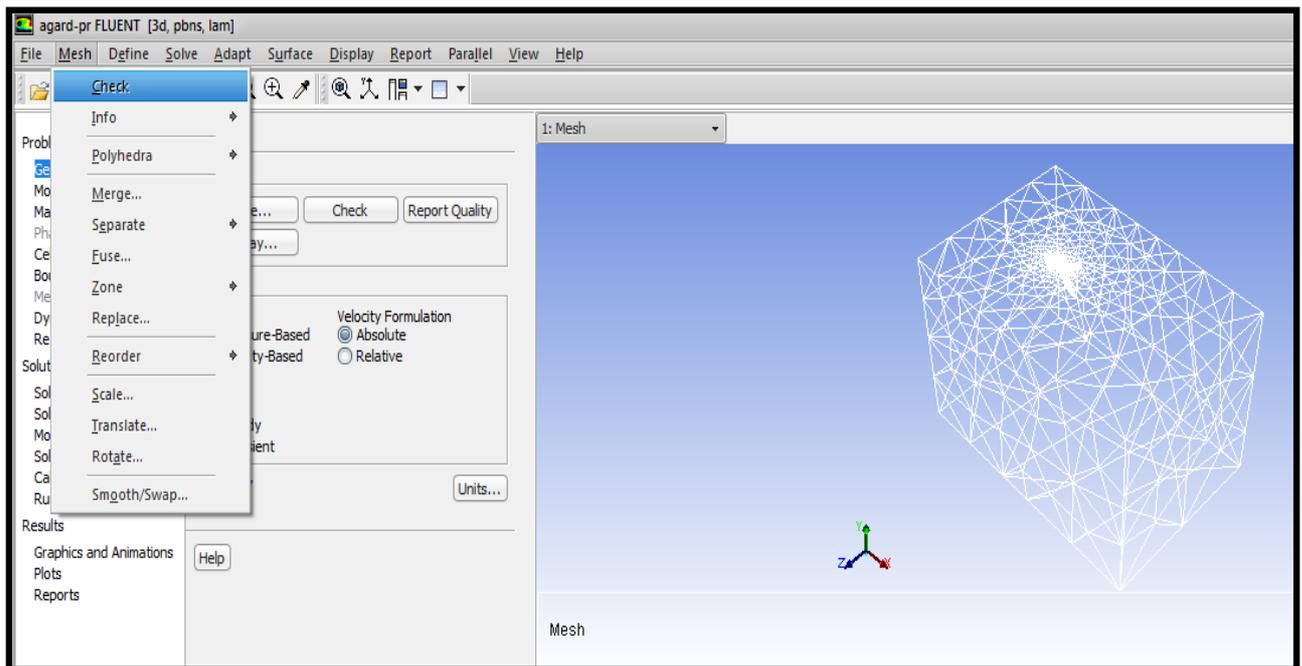


Figure (IV.10) Vérification du maillage importé

C/ Vérification de l'échelle

Grid → Scale

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

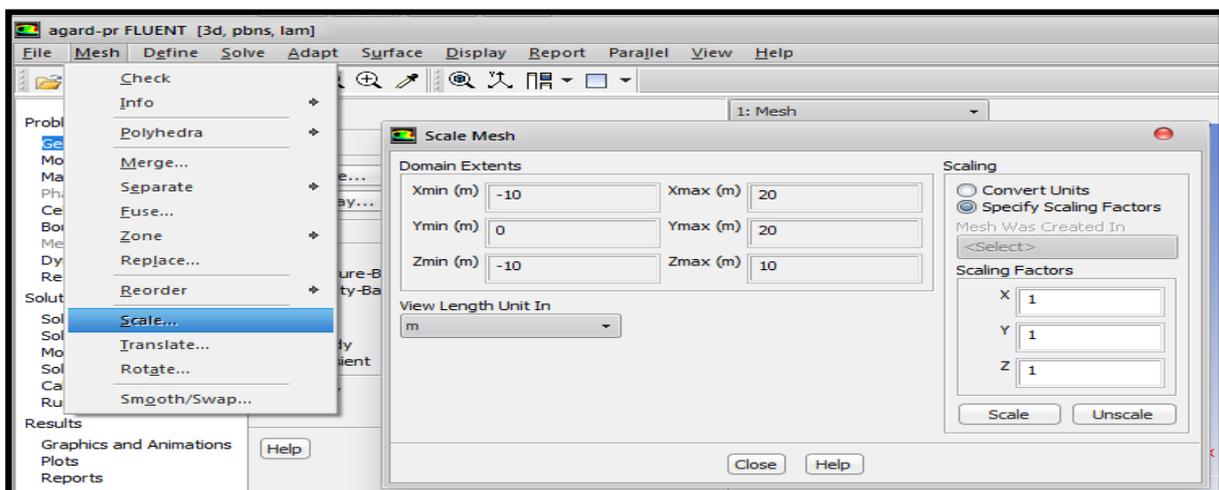


Figure (IV.11) Vérification de l'échelle

D/ 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 non stationnaire. Pour notre cas on a choisi permanent (steady).

La figure suivante présente comment faire le choix du solveur :

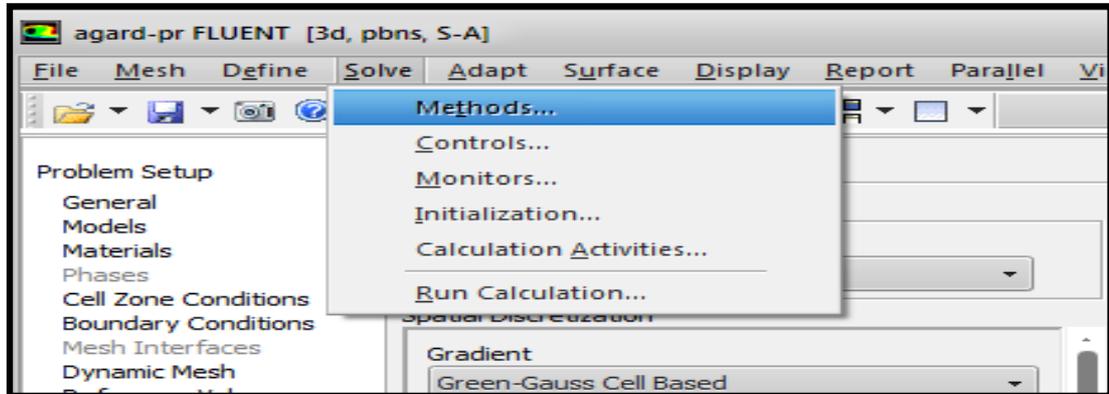


Figure (IV.12) Choix du solveur

E/ Affichage de la grille

Display → Grid

On peut afficher le maillage et il est très judicieux de vérifier les conditions aux limites.

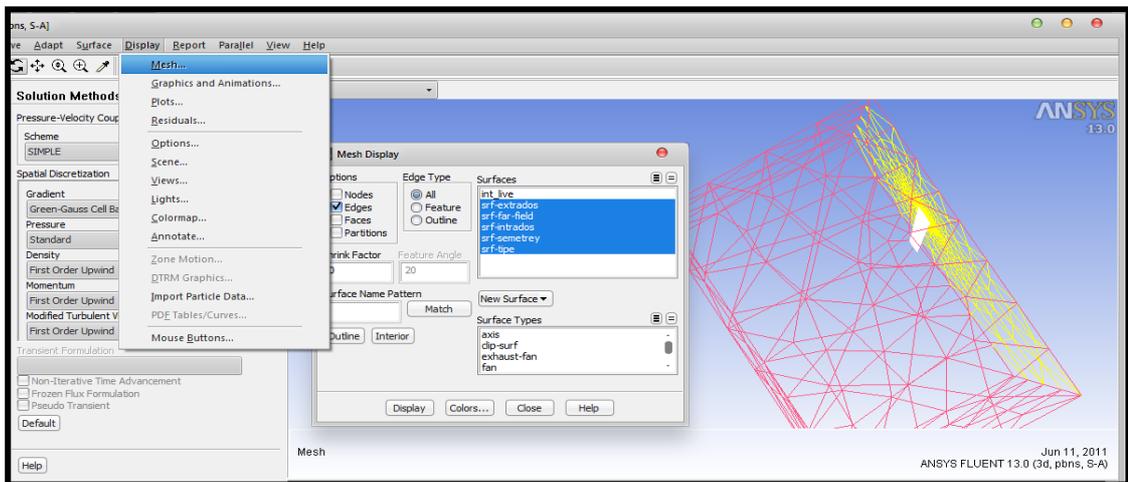


Figure (IV.13) Affichage de la grille

F/ Choix du modèle de turbulence

Define → Models → Viscous

Fluent propose différentes modélisations des écoulements. Parmi lesquels les écoulements non visqueux, laminaires, turbulents ... etc. Pour notre cas on va utiliser deux modèles dont le premier est à une équation qui est le « SPALLART-ALLMARAS » et le deuxième sera le « K-ε »

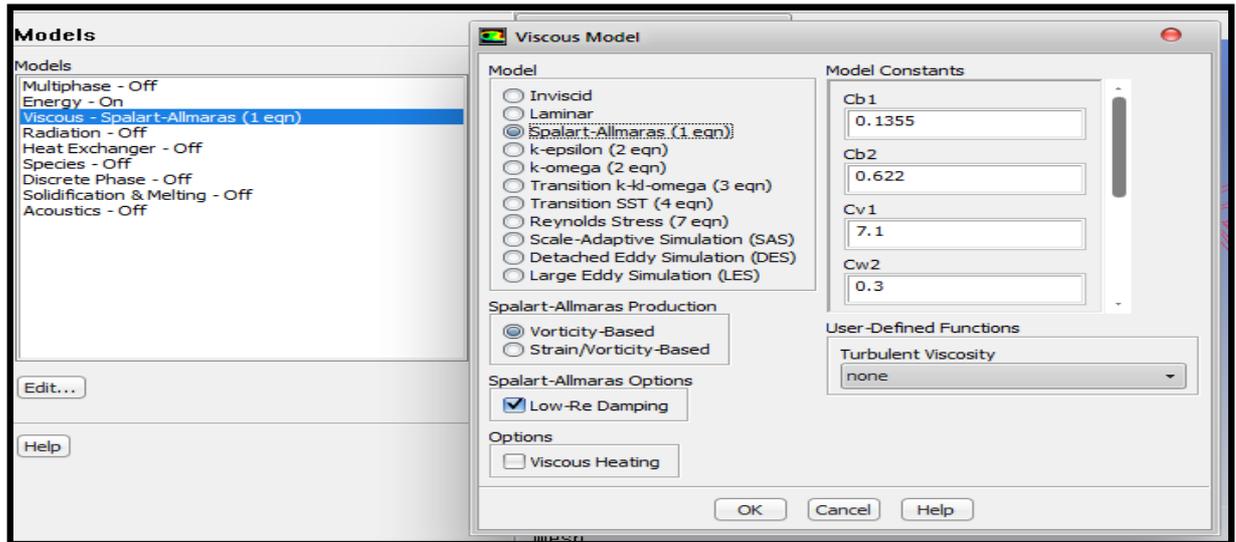


Figure (IV-14) Choix du modèle de turbulence (spalart-allmaras)

G/ Définition des caractéristiques du fluide

Define → Materials

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

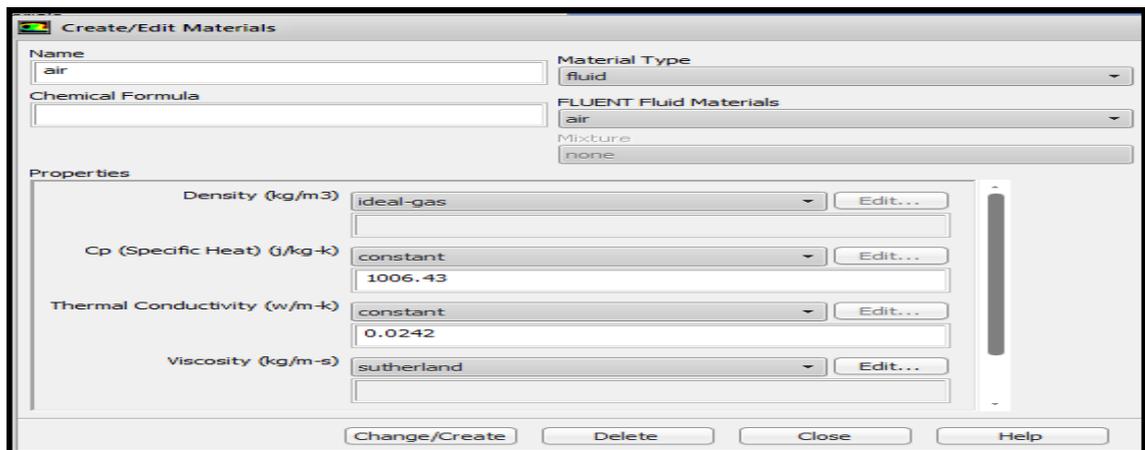


Figure (IV.15) Définition des caractéristiques du fluide

Dans notre cas on utilise « **Ideal-gas** » avec viscosité variable « **Sutherland** » Pour l'air, la loi empirique de « Sutherland » donne de bons résultats d'approximation de la viscosité μ sur la marge de température de $100^{\circ}K < T < 300^{\circ}K$

$$\mu = 1,458.10^{-6} \frac{T^{1,5}}{T+110,4} \quad [IV.1]$$

H/ 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 ».

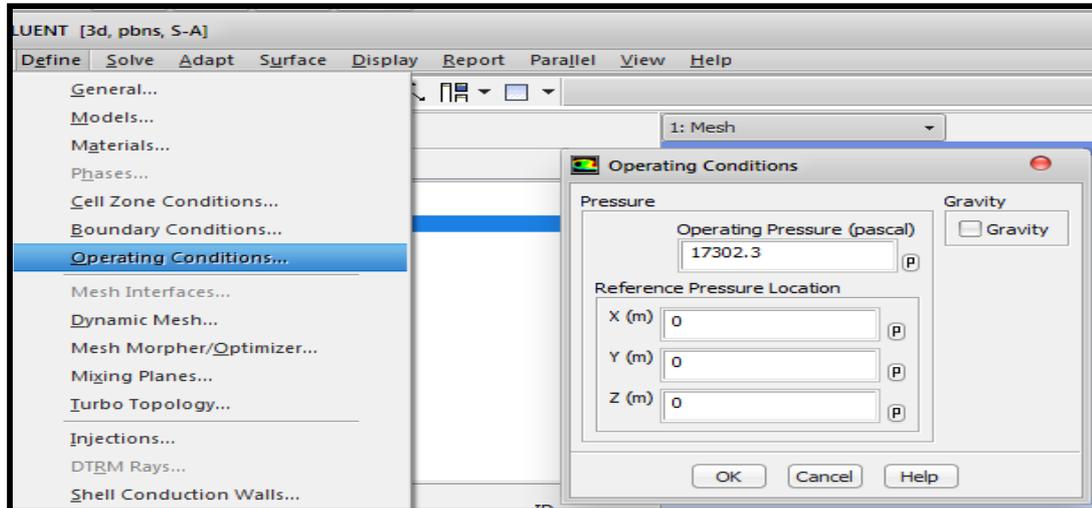


Figure (IV.16) conditions opérationnelles

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 :

$$P_{abs} = P_{op} + P_{gauge} \quad [IV.2]$$

Fluent prend par défaut la valeur de la pression atmosphérique comme condition opérationnelle. Mais notre cas utilise d'autre condition, on travaille a une pression de référence qui vaut 27302 Pa a cause de la hauteur.

Ensuite vient l'étape de définition des conditions aux limites comme suite

Nom	Type
S-far field	Pressure-far-field
S-semetery	semetrey
S-extrados	wall
S-intrados	wall
S-Tipe	wall
fluid	fluid
Int -fluid	interior

Tableau (IV.1) définition des conditions aux limites

IV.6/ Conditions aux limites usuelles

Define → Boundary Conditions

Il faut fixer les valeurs des conditions aux limites :

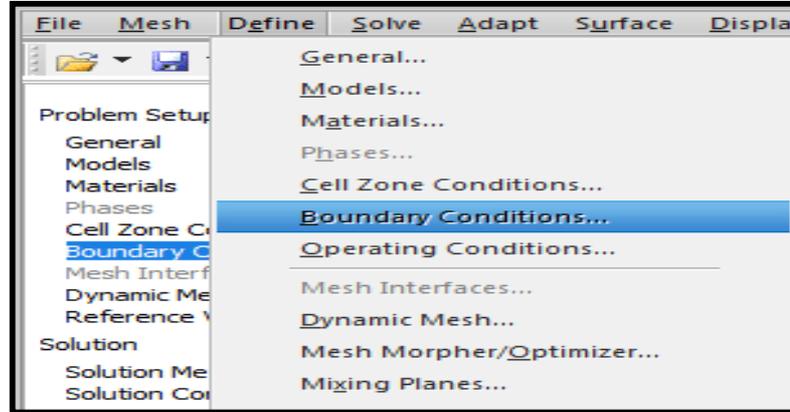


Figure (IV.17) Les conditions aux limites

1/ Presseur -far-field

Utilisée pour des écoulements compressibles, c'est la condition au champ lointain avec (P, T et M) connus.

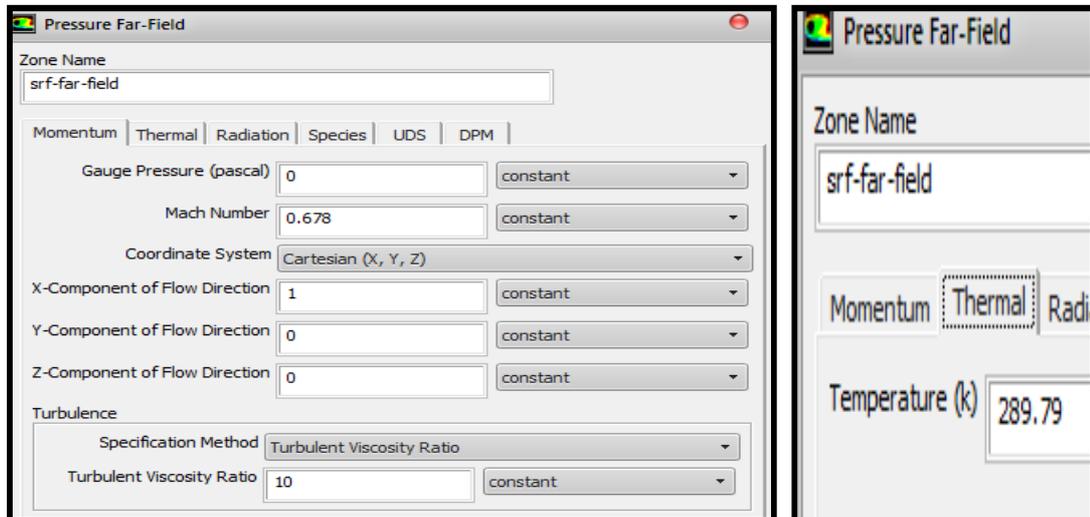


Figure (IV.18) conditions au champ lointain

Avec un nombre de mach(M)=0.96 et incidence $\alpha = 0^\circ, 6^\circ$ et une température (T)=257.81K

2/ Wall (paroi fixe)

Est utilisée pour délimiter les régions solides des régions fluides. Pour l'aile c'est une paroi alors tous les surfaces extrados, intrados et Tipe sont définis comme **WALL**

3/ Symmetry

La paroi ou l'aile est encasté est défini comme **symétrie**.

J/ Choix des critères de convergence

Solve → **Monitors** → **Residual...**

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

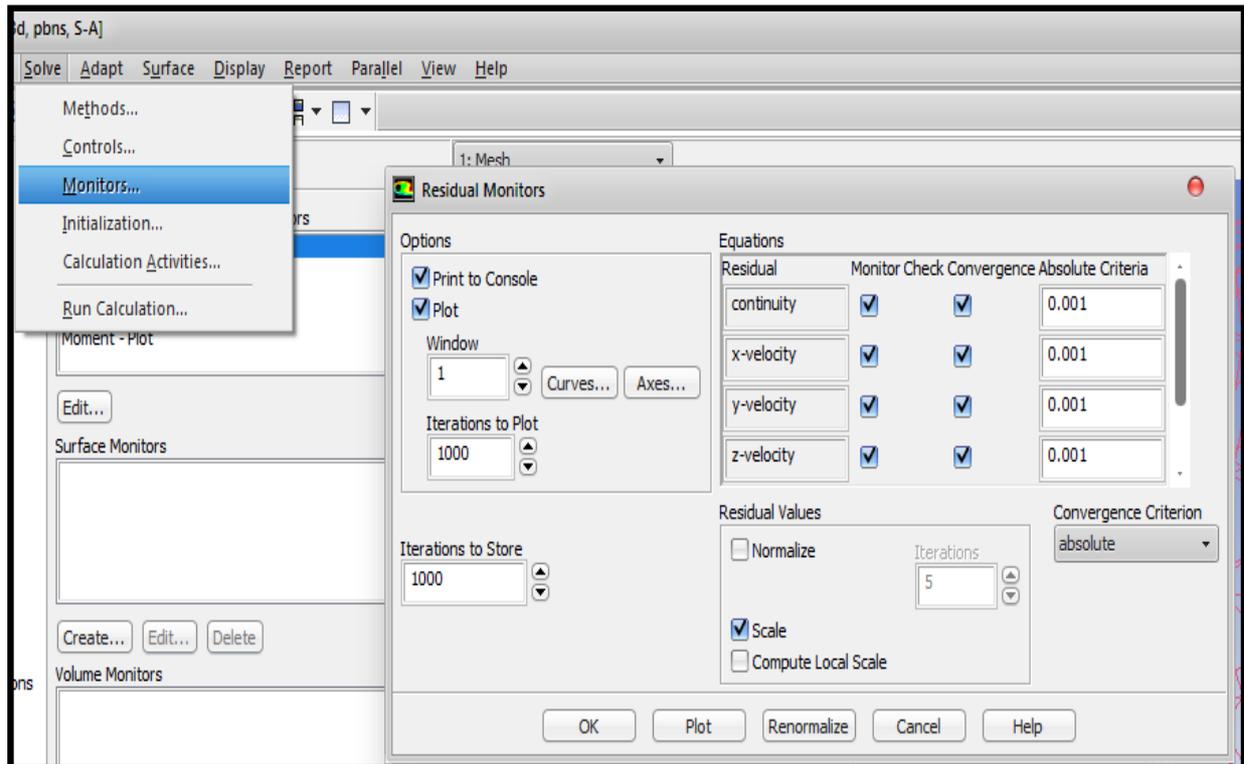


Figure (IV.19) Choix des critères de convergence

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. On a choisi la précision ($1e^{-003}$).

IV.7/ Lancement de la simulation

Solve → **iterate**

On initialise le calcul à l'entrée du domaine (far-field) et enfin on lance le calcul, après avoir obtenus la convergence du calcul, on affiche les résultats pour chaque contour.

Le paramétrage étant effectué, il ne reste plus qu'à choisir le nombre d'itérations que Fluent Devra réaliser, on donne un nombre d'itérations (par exemple 10^3) et chaque fois augmente-le jusqu'à la convergence.

Pour s'assurer la convergence on ne fixe pas de critère de convergence dans le panel Résiduel Monitors. On pourra donc arrêter la simulation lorsqu'on estimera que la convergence est atteinte. Les critères que nous allons utiliser sont :

- Tous les résidus (équation de continuité, vitesse axial, vitesse radiale) sont inférieurs à 10^{-3} .
- Les résidus ont atteints une valeur constante qui n'évolue plus avec l'augmentation du nombre d'itérations.

Le graphe des résidus pour ce calcul est donné sur la figure (IV.20) illustre le résidu de la solution pour le cas $\alpha=0^\circ$

Comme nous le constatons la convergence est atteinte après environ 394 itérations.

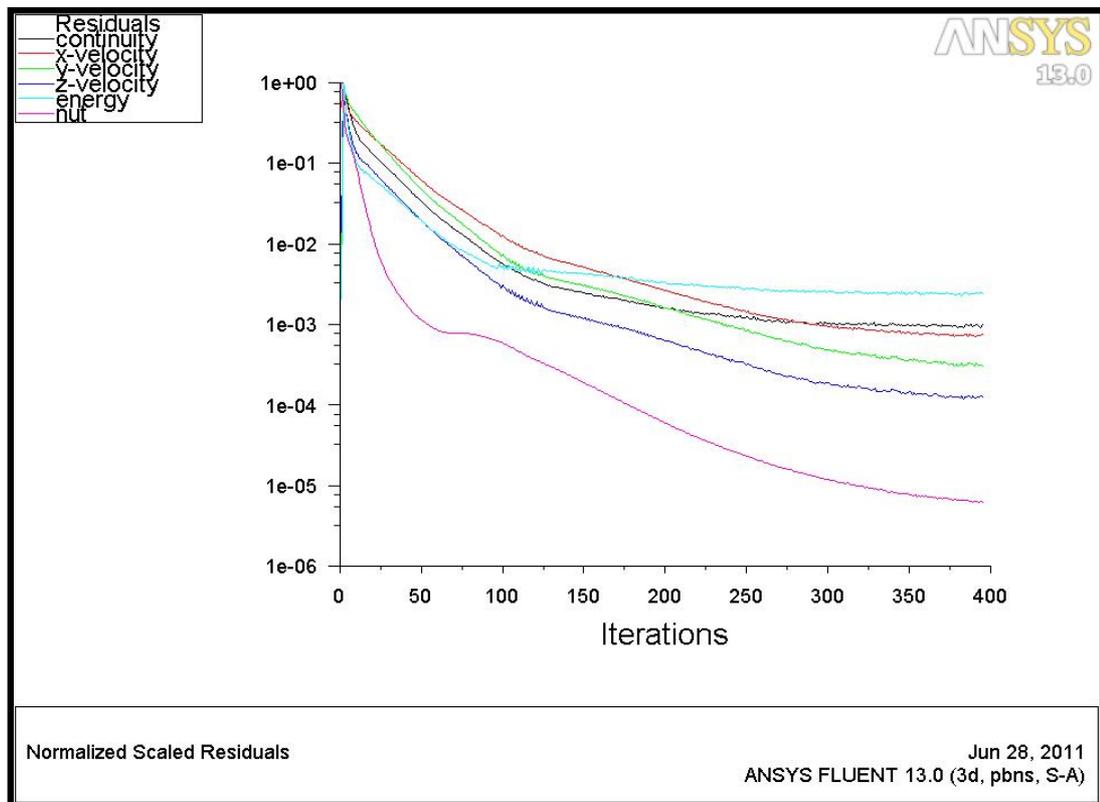


Figure (IV.20) résidus du modèle (S-A) Après 394 itérations

Les différentes équations sont bien convergées avec le minimum de perturbations.

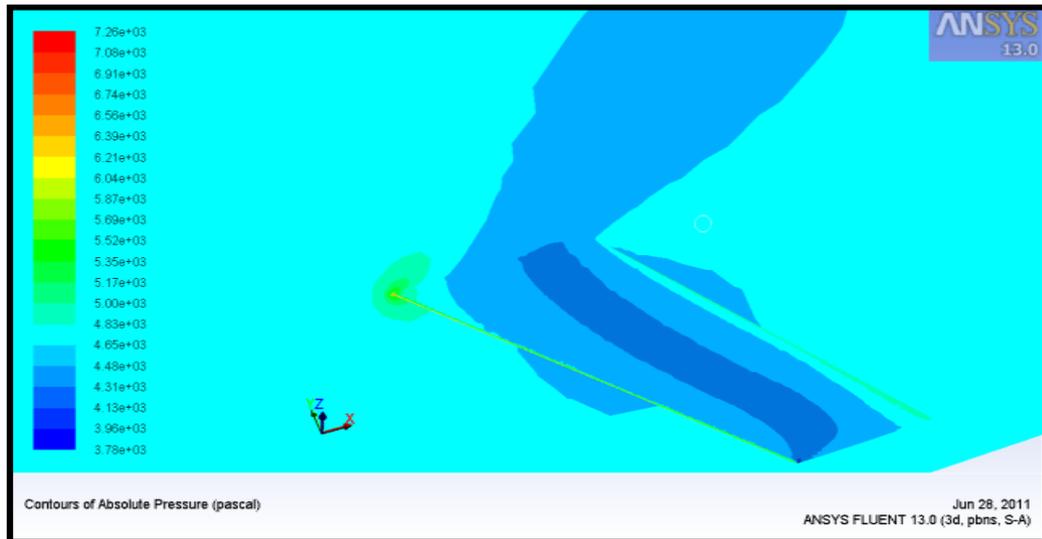
IV-9/ Résultats de fluent

Après la convergence de la solution, nous pouvons visualiser le contour de la pression, la vitesse, coefficient de pression pour les comparer avec ceux de l'expérimental.

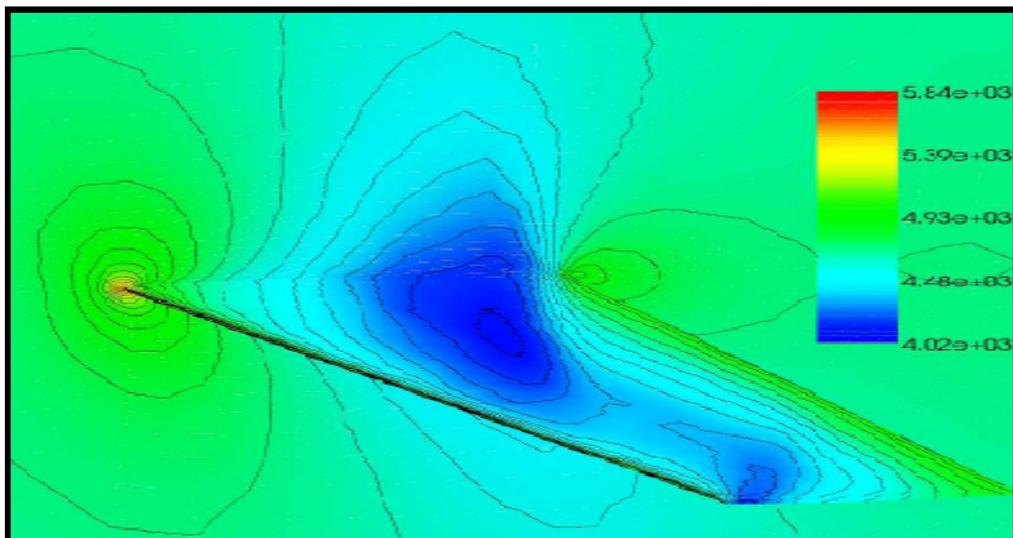
1/ Distribution de la pression statique

La distribution de la pression statique sur l'extrados et le plan de symétrie de l'aile est illustrée comme suit :

D'après la figure (IV.21) On remarque très bien la similarité des deux résultats même on remarque la présence de l'onde de choc détaché.



Résultats numérique



Résultats expérimental

Figure (IV.21) comparaison des champs de pression statique ($\alpha=0^\circ$) [5]

2/ Les coefficients de pression

On va représenter les coefficients de pression de l'aile pour le cas où l'incidence vaut 6° pour les comparer avec l'expérimentaux, pour cela il nous a fallu exporter un fichier (Tec-plot) avec la géométrie de l'aile et le coefficient de pression (il y a une difficulté dans cette étape pour obtenir même nombre de point sur l'extrados et sur l'intrados car on perd de l'information).

Finalement par une méthode simple on a obtenu dans les quatre stations la répartition de coefficient de pression

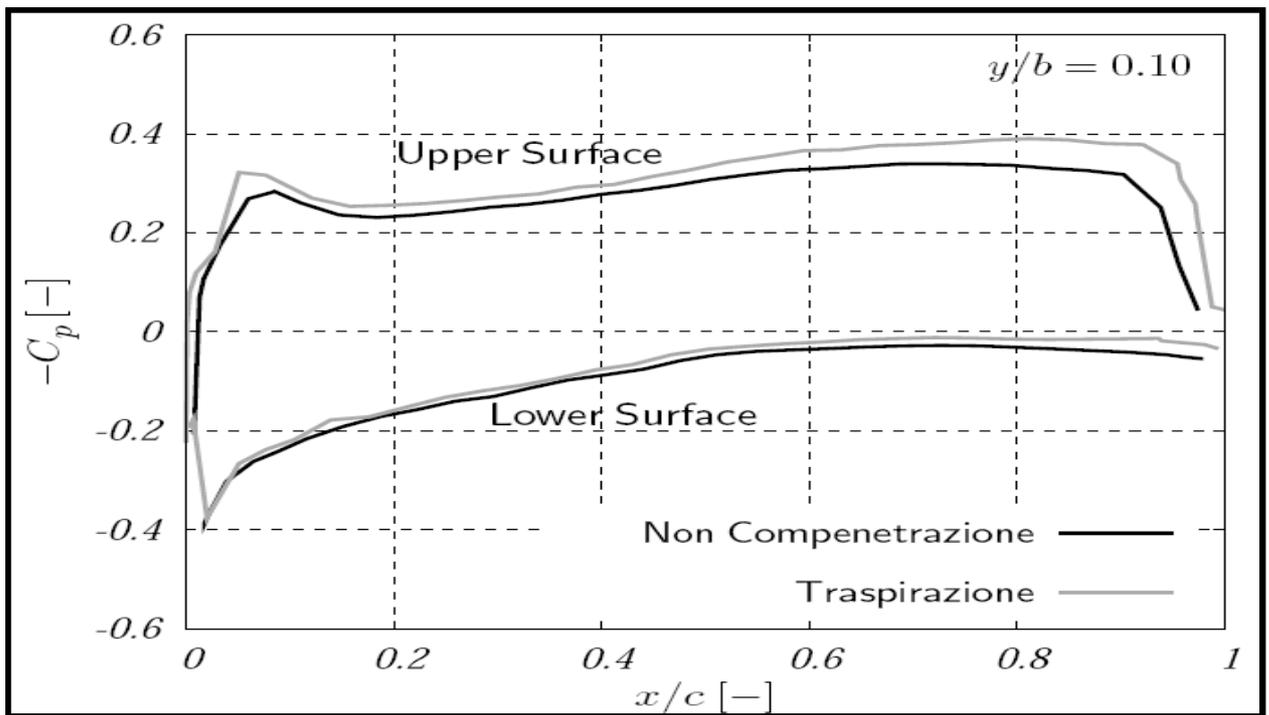
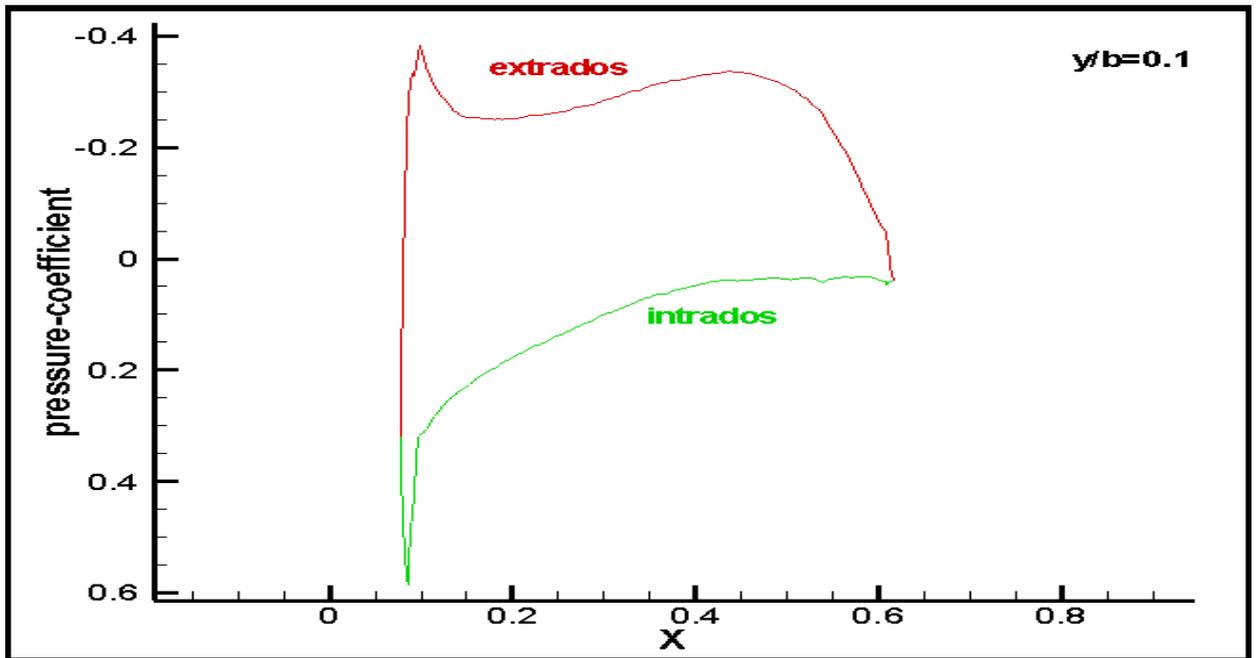


Figure (IV.22) comparaison de Cp station1 (y/b=0.1)(Tec-plot) [5]

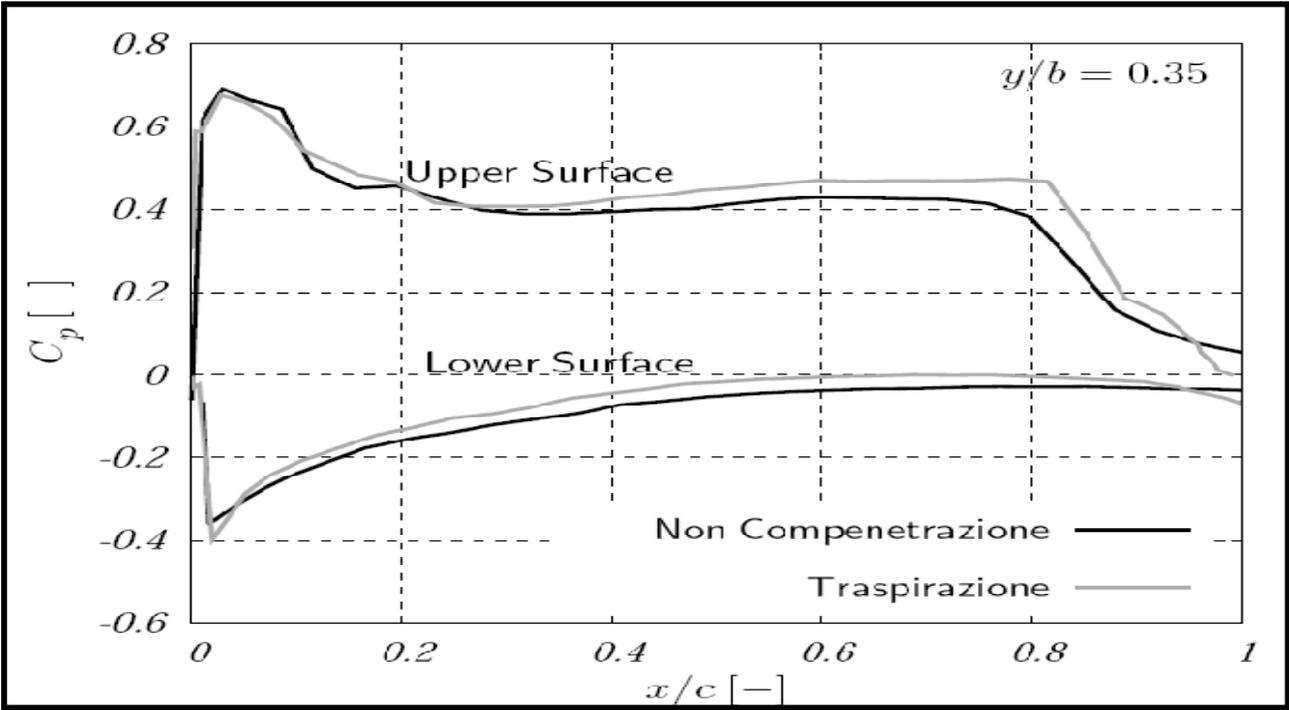
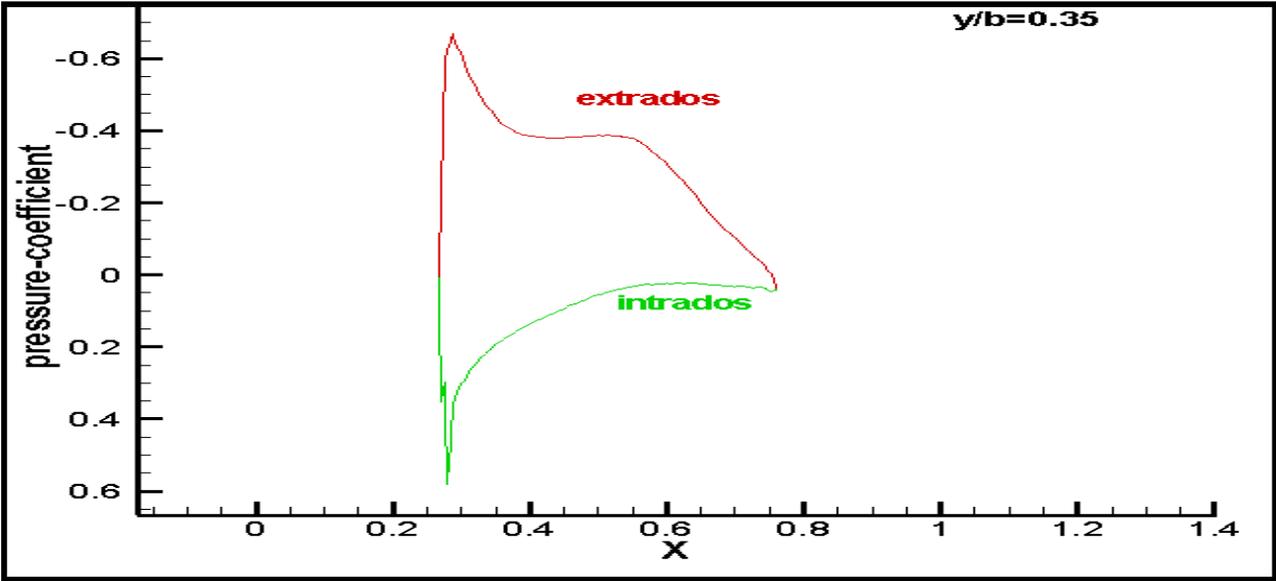


Figure (IV.23) comparaison de Cp station2 (y/b=0.35)(Tec-plot) [5]

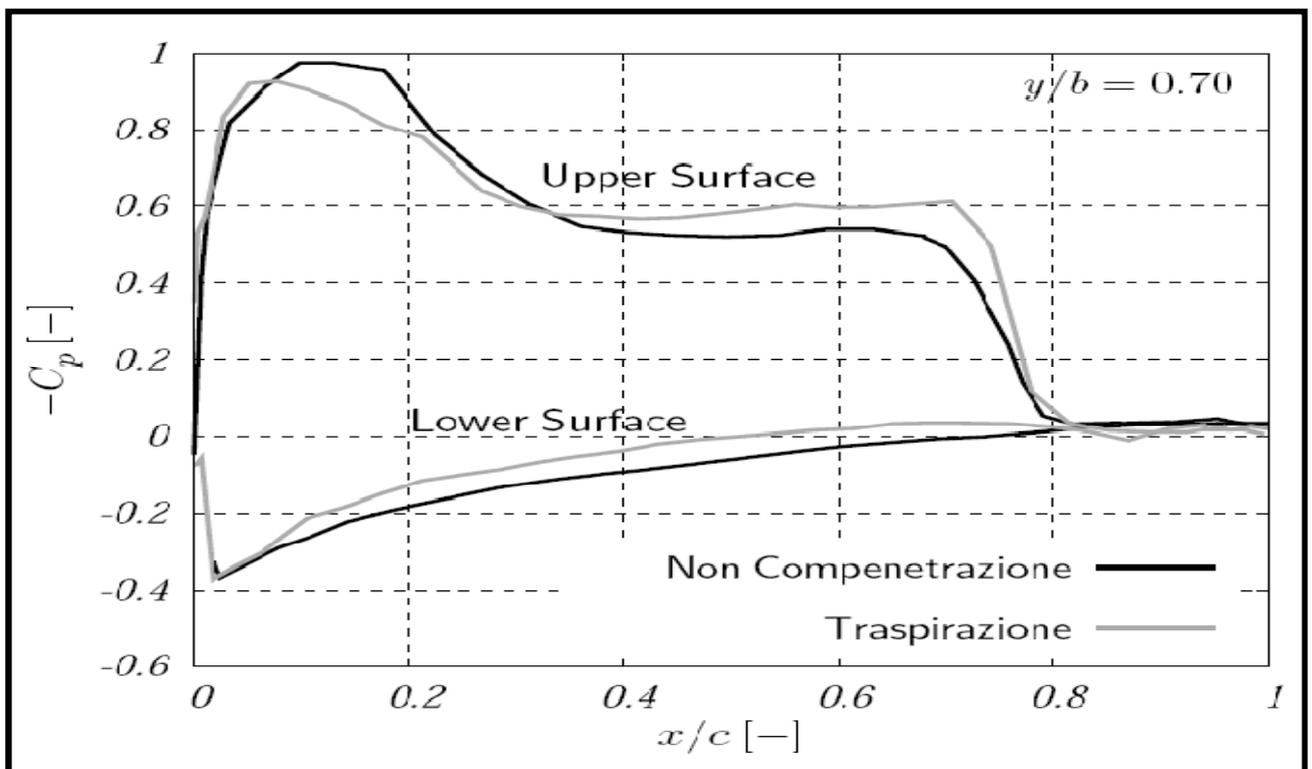
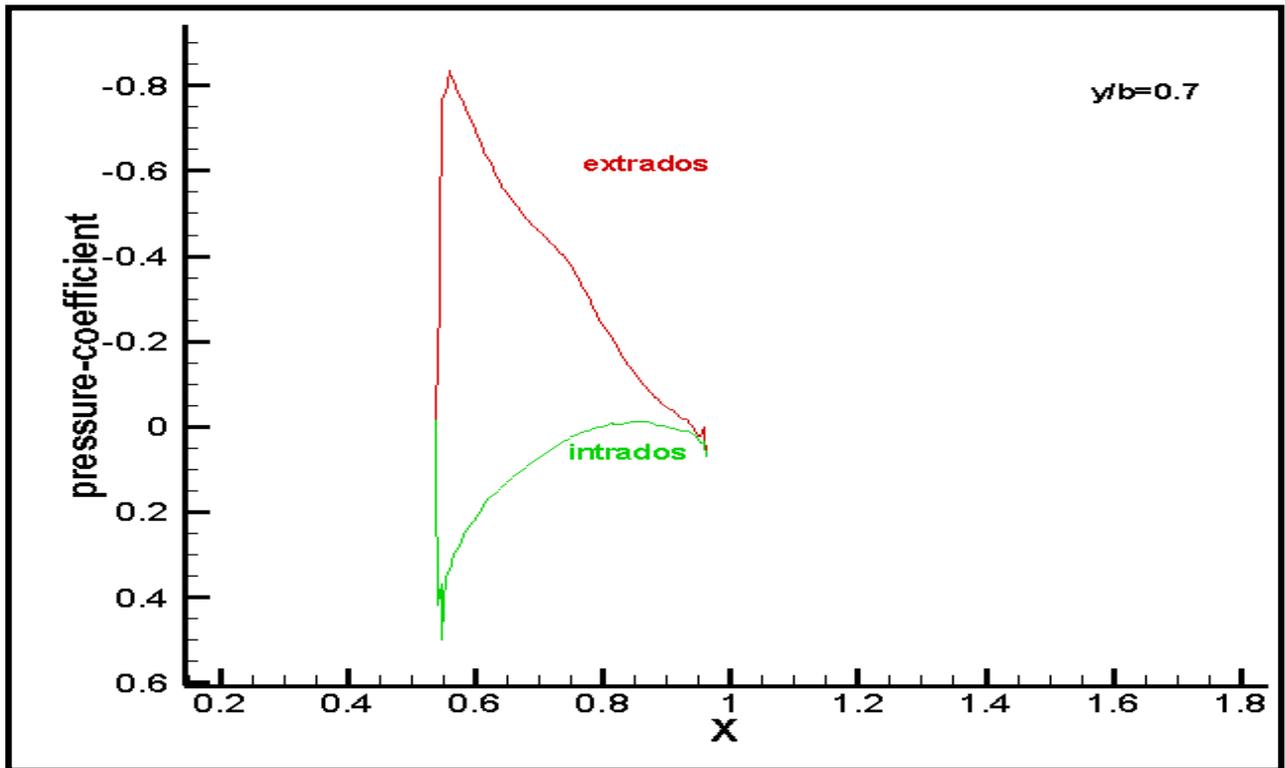


Figure (IV.24) comparaison de Cp station3 (y/b=0.7)(Tec-plot) [5]

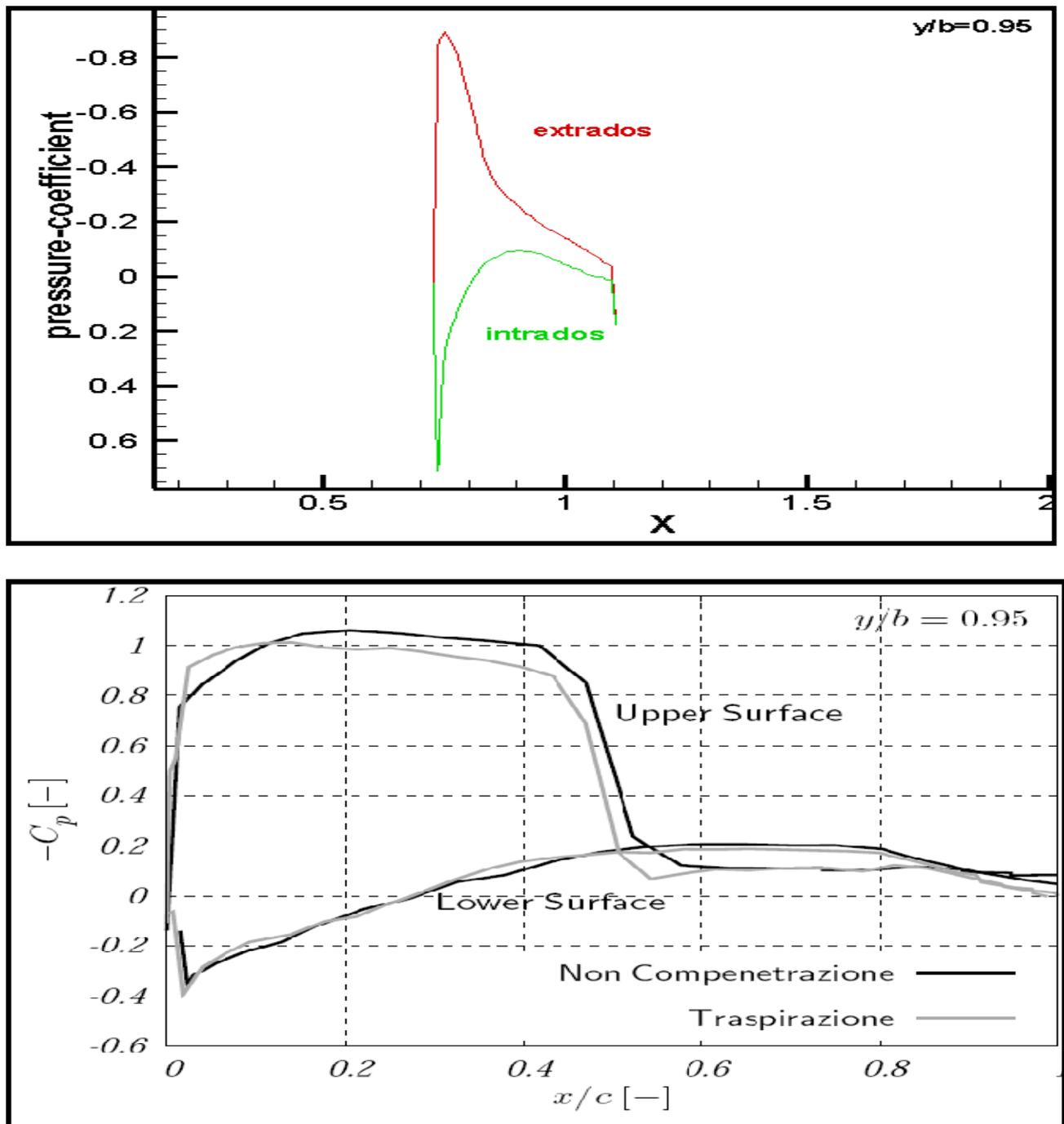


Figure (IV.25) comparaison de C_p station4 ($y/b=0.95$)(Tec-plot) [5]

D'après les figures (IV.22) et (IV.23) les coefficients de pression ont pratiquement les mêmes allures une dépression sur l'intrados et surpression sur l'intrados avec la présence de l'onde choc au milieu de la corde (le saut de pression), concernant les figures (IV.24) et (IV.25) l'onde de choc recule vers le bord attaque (l'effet de la flèche de l'aile, la dépression est plus grande se qui implique que l'extrémité sera plus porter que l'emplanture.

3/ Champ de vitesse

Le champ de vitesse va nous montrer l'effet de la viscosité et le comportement de la couche limite sachant qu'on va comparer deux modèles de turbulence le Spalart-Allmaras et le K- ϵ .



Figure (IV.26) contour de vitesse

D'après l'arbre des vitesses qui traduit l'intervalle de variation de la vitesse d'écoulement ($\{0-437\}$ m/s variation numérique représenté graphiquement et respectivement du bleu jusqu'au rouge) on remarque que l'écoulement arrive à une vitesse de 305 m/s qui par suite s'impacte sur le bord d'attaque où il y a une zone de stagnation (vitesse nulle) qui est expliquée par l'épaisseur considérable du bord d'attaque (Fig. IV-27).

Ce qui concerne l'extrados on remarque une accélération du fluide principal due à la strangulation de l'espace extrados-fluide au repos qui tend à augmenter la vitesse (vérification du principe $\rho \cdot v \cdot s = \text{const}$) Cette augmentation est due aussi à l'incidence du profil qui oriente l'écoulement dans un sens favorisant la détente du fluide et l'augmentation de sa vitesse.

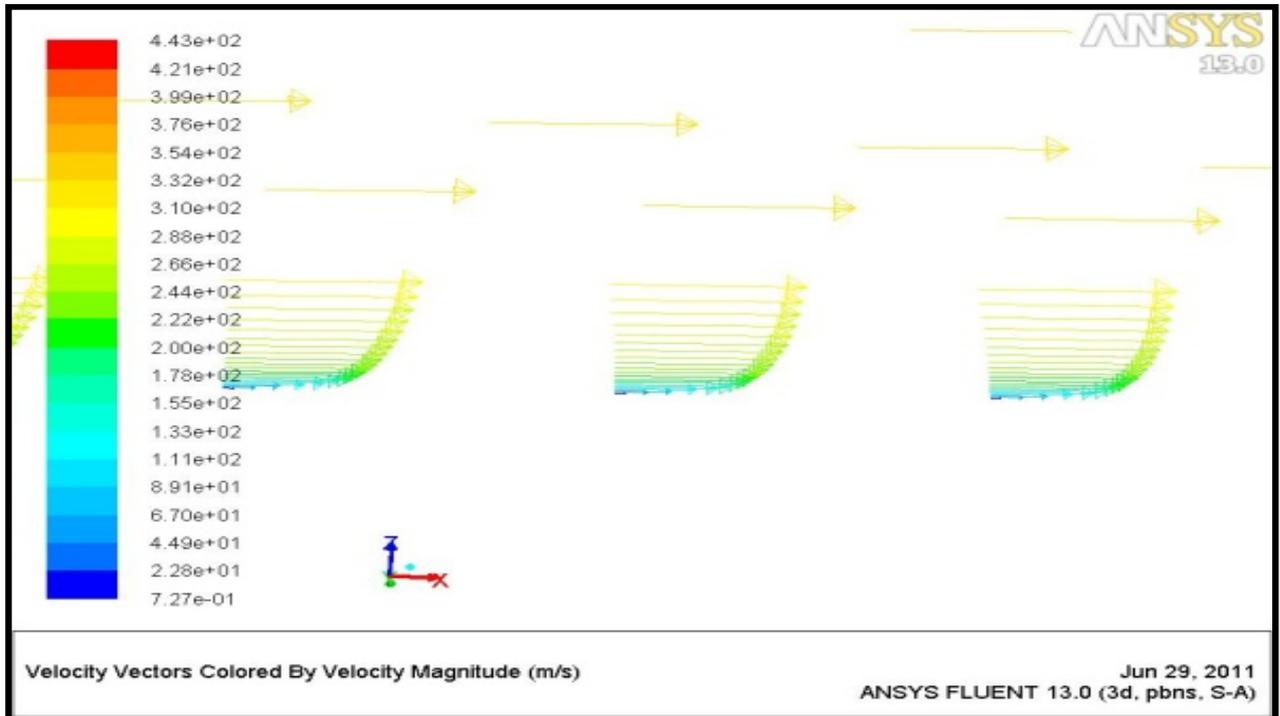
Dans chacun des deux cas, une vérification a posteriori doit être faite afin de vérifier le maillage. Cela se fait en regardant les valeurs que prend y^+ :

– Dans tous les cas, il faut éviter un maillage trop fin car les lois de parois ne sont plus valides

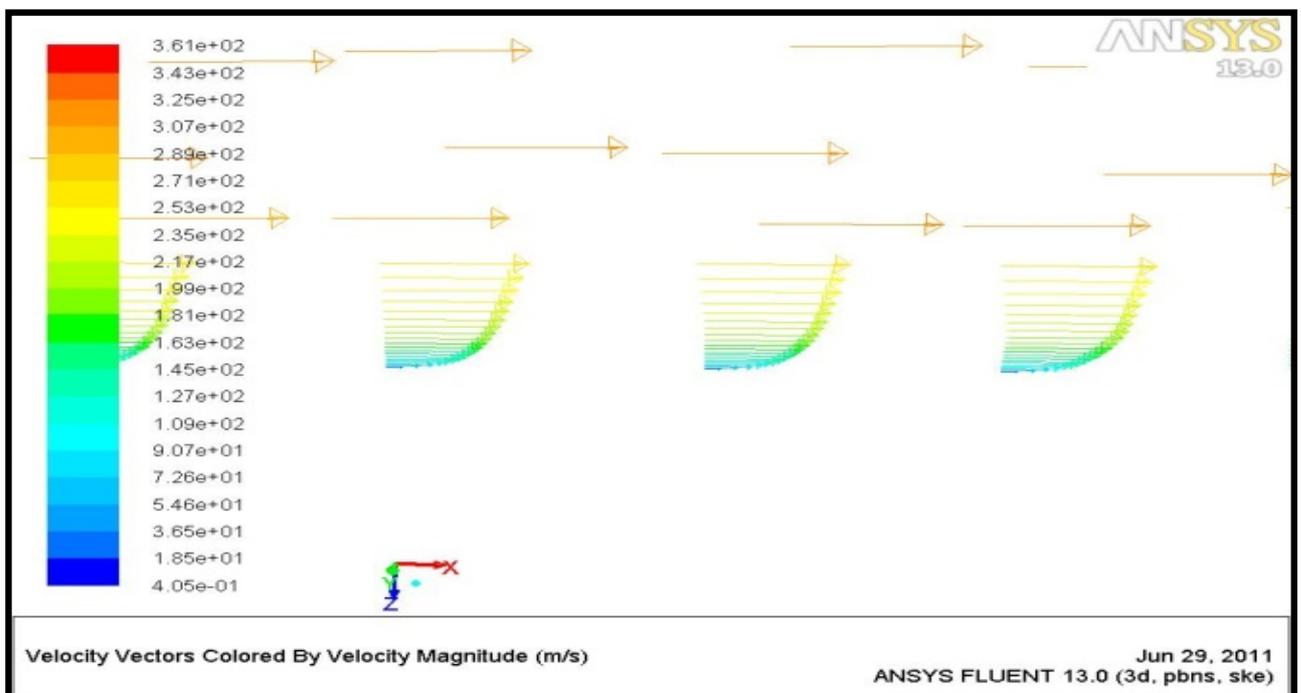
Dans la sous-couche visqueuse. Il est également préférable d'éviter la couche "tampon" (buffer Layer) c'est à dire $y^+ = 5 \sim 30$.

– Lorsqu'on utilise un traitement amélioré des parois avec l'intention de résoudre la sous-couche laminaire, il est important d'avoir y^+ de l'ordre de $y^+ = 1$.

Cependant une valeur plus grande est acceptable tant qu'elle reste dans la sous-couche visqueuse ($y^+ < 40u5$).



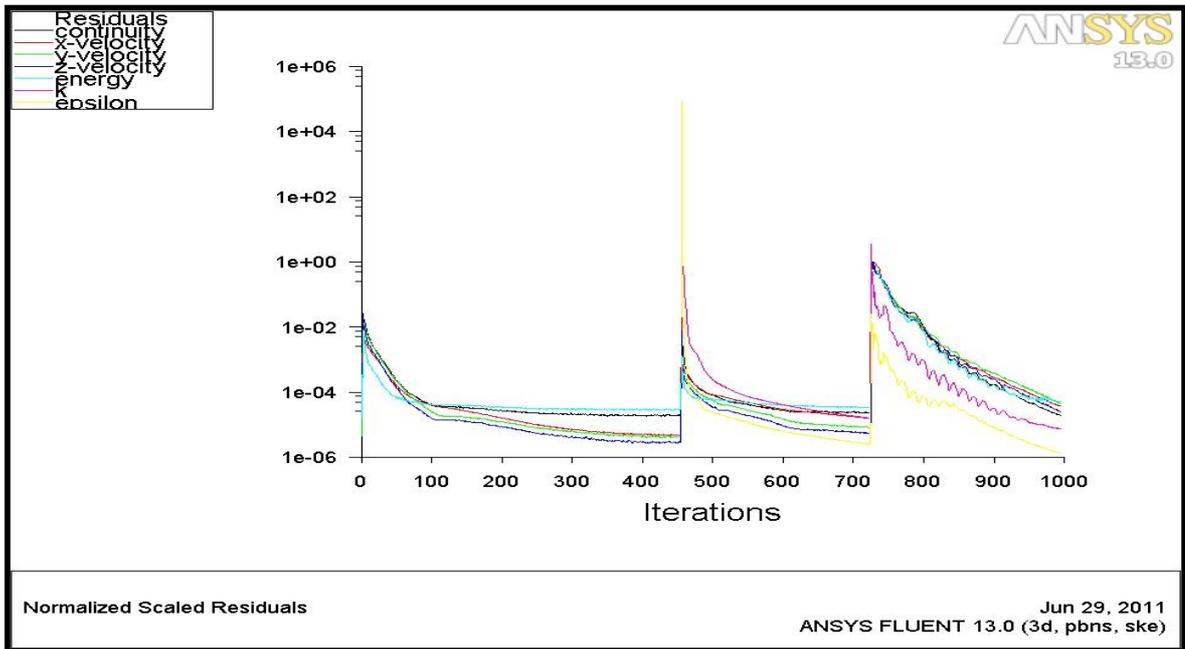
Le modèle de (S-A)



Le modèle (K-ε)

Figure (IV.27) comparaison des profils de la couche limite turbulente

Pour le même résultat on remarque que le modèle K-ε nécessite (994) itérations, plus que le model de S-A, se qui est logique car il utilise deux équation de transports.



Figure(IV.28) résidus de modèle (k-ε) après (994) itérations

Ces résultats valident la fiabilité du modèle de S-A on aérodynamique externe et en aéronautique en générale

On peut voir l'évolution de y+ dans le plan de symétrie pour les deux cas

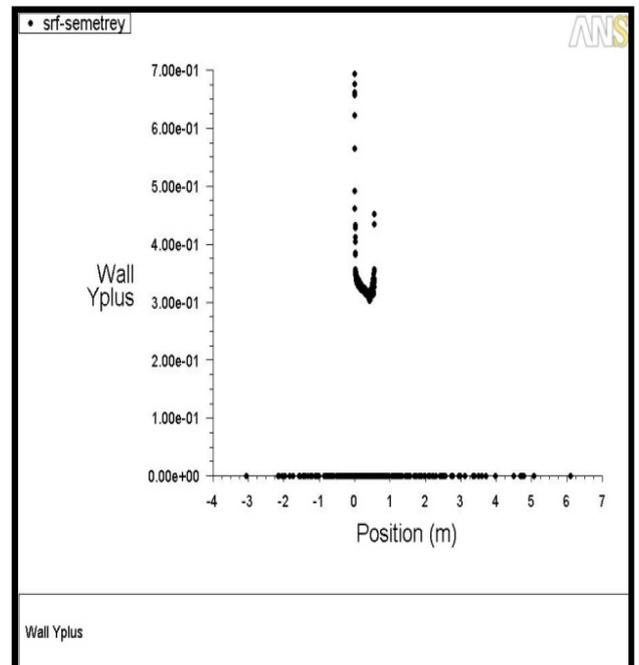
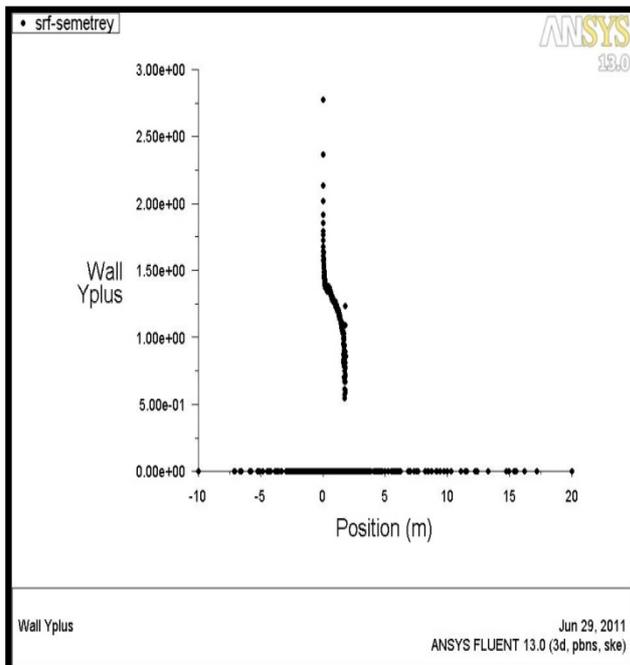
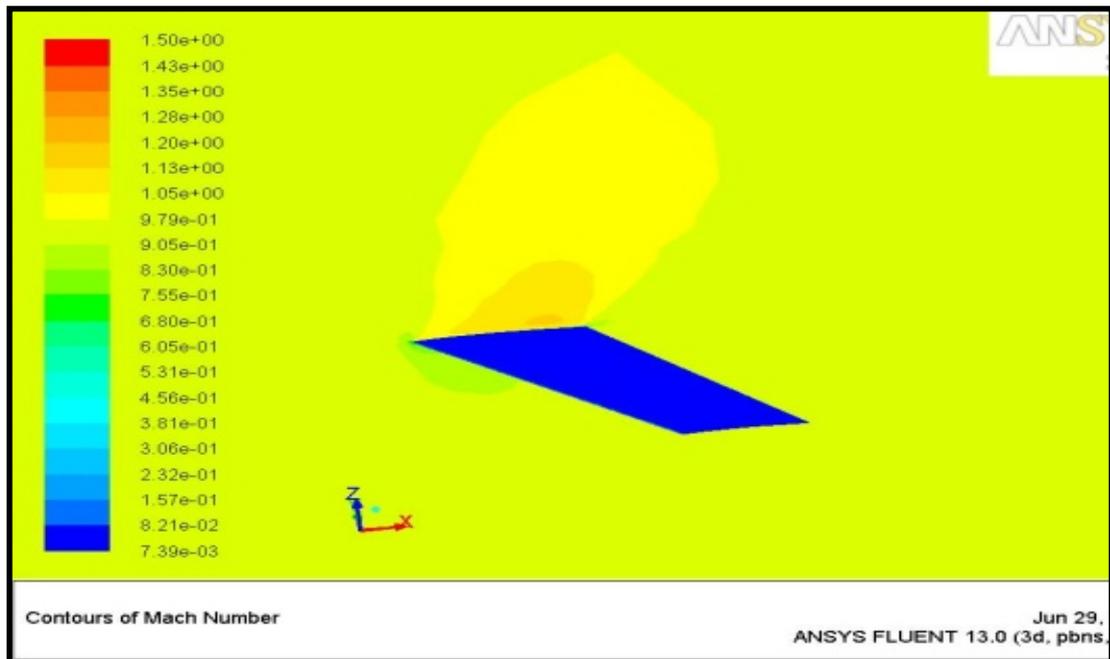


Figure (IV.29) comparaison de l'évolution de y+

4/ Les iso-Mach



Figure(IV.30) contour de Mach sur le plan de symétrie

La présence de l'onde choc locale est très claire sur l'extrados, qui est due à l'accélération de l'écoulement sur la partie supérieure de l'aile (cloche supersonique).

Conclusion

La simulation de notre étude avec le code de calcul ANSYS 13.0 est très proche aux résultats expérimentaux ce qui nous a permis de valider la bonne précision de code pour la résolution des écoulements turbulents.

II.1/ Introduction

La plupart des écoulements des fluides rencontrés dans la nature et qui sont d'un intérêt pratique, en ingénierie sont turbulents, très complexes et instables à partir d'un certain nombre de Reynolds.

Au faibles nombre de Reynolds, l'écoulement est laminaire tandis qu'à des nombres de Reynolds élevés, devient turbulent. En régime laminaire, les écoulements sont complètement décrits par les équations de continuité, de Navier Stokes, d'énergie et d'état du fluide. Dans certains cas de configurations géométriques simples, ces équations peuvent être résolues analytiquement. Dans des cas plus complexes, ces écoulements sont traités numériquement à l'aide de techniques de **CFD (Computational Fluid Dynamics)** comme la méthode des volumes finis par exemple.

Cependant, la plupart si non la totalité des écoulements dans les applications pratiques sont turbulents et de ce fait l'étude de l'écoulement turbulent n'est pas uniquement d'ordre théorique. En ingénierie, il est donc indispensable de disposer de méthodes et modèles permettant de tenir compte des effets de la turbulence.

II.2/ Nature de la turbulence

La turbulence est une propriété de l'écoulement et non du fluide lui-même. Il n'existe pas de définition de la turbulence en milieu fluide, ni d'ailleurs de théorie générale de la turbulence. La turbulence est alors caractérisée par un certain nombre de propriétés observable que nous allons préciser.

Paramètre le plus important qui caractérise la turbulence est le nombre adimensionnel de Reynolds, c'est le produit de la corde du profile, de la vitesse et de la masse volumique du fluide divisé par la viscosité du fluide.

$$R_e = \frac{\rho V L}{\mu}$$

ρ : La masse volumique du fluide

V : La vitesse du fluide

L : La longueur caractéristique

μ : La viscosité dynamique du fluide

R_{EL} : Le nombre de Reynolds

II.3/ Effets pratique de la turbulence

Elles à des effets qui, selon les applications peuvent se révéler soient favorables, soit défavorables.

- La turbulence réduit les inhomogénéités cinématiques, thermiques, massiques au sein de l'écoulement, tout en augmentant les transferts pariétaux.

- La turbulence augmente la traînée de frottement visqueux, mais peut diminuer sensiblement la traînée de forme, en retardant d'éventuel décollement.

Dans notre cas étudié, on prend en compte les équations fondamentales de la mécanique des fluides visqueux et compressibles.

II.4/ Approches de modélisation

L'approche numérique la plus communément dans l'industrie reste la résolution des équations de Navier-Stokes moyennées (ou RANS pour **Reynolds Averaged Navier-Stokes**). Le passage à la moyenne des équations de modéliser.

Il s'agit pour la dynamique, des tensions de Reynolds $-\overline{u_i u_j}$ et, pour la thermique, des flux de chaleur turbulents $-\overline{u_i h}$. Le passage à la moyenne de ces équations occasionne, par conséquent, une perte d'informations et rend la méthode moins précise que la DNS ou la LES.

Cependant, son intérêt repose sur la possibilité de traiter de configurations industrielles d'une manière simple et rapide. Toute l'approche RANS réside dans la représentation de ces deux corrélations par le biais des modèles de turbulence qui diffèrent généralement par leur degré de complexité.

Selon la complexité nous pouvons citer cinq classes principales :

- Algébrique
- A une équation
- A multiples équations
- Fermeture du second ordre (**Reynolds Stress Models**)
- Simulation à grand échelles (**Large Eddy Simulation LES**)

Il faut noter qu'il n'y a pas un modèle capable de prédire d'une manière sûr tout genres d'écoulement. Chaque modèle à ses avantages et ses inconvénients donc chaque modèle est approprié à un type d'écoulement.

L'écoulement au voisinage des parois est composé de trois couches : une sous couche visqueuse où l'effet de viscosité est plus grand que l'effet de la turbulence, une couche tampon où les effets visqueux et turbulent sont du même ordre et une couche inertielle (turbulente). L'épaisseur des deux premières couches et les profils de vitesse au voisinage de la paroi sont des paramètres importants pour les modèles de turbulence. On utilise souvent une distance y^+ et une vitesse U^+ adimensionné pour définir les couches au voisinage de la paroi

$$y^+ = \frac{\rho y U_\tau}{\mu}$$

$$U^+ = \frac{U}{U_\tau}$$

Où U_τ est la vitesse de frottement.

$$U_\tau = \left(\frac{\tau_w}{\rho} \right)^{\frac{1}{2}}$$

II.5/ Equations de transport

Donc trois principes généraux apparaissent, tirés de la mécanique et de la physique, qui conduisent à écrire ces équations :

II.5.1/ Principe de conservation de la masse

C'est un principe de physique, qui permet d'établir une relation entre certaines caractéristiques du fluide et ses mouvements, indépendamment des causes qui le provoquent.

Quelque soit le volume V du fluide que l'on suit dans son mouvement, sa masse m reste constante (Fluide Conservatif).

Il se traduit par l'équation de continuité, sous sa forme générale :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho U_i) = 0 \quad [II-1]$$

Dans le cas d'un fluide permanent (stationnaire), et incompressible, où la masse volumique est invariable, l'équation de continuité se réduit à :

$$\nabla U = 0 \Rightarrow \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \quad [II-2]$$

II.5.2/ Principe de 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).

Quelque soit le domaine D du fluide que l'on suit dans son mouvement, la dérivée par rapport au temps du tenseur $\left[\rho \vec{U} \right]_D$ des quantités du mouvement est égale au tenseur des forces extérieures appliquées au domaine D (Forces de volume et Forces de Surface) ;

Ce principe se traduit par les équations de NAVIER- STOKES, qui ont été établies en 1822 par ces derniers.

Les équations de Navier -Stokes sont des équations aux dérivées partielles non linéaires qui décrivent le mouvement des fluides, et de nombreux autres phénomènes d'écoulement de fluides. La paternité de ces équations est partagée par Claude Navier (1785-1836) et George Stokes (1819-1903). Alors pour un fluide newtonien sous l'effet de la pesanteur les équations peuvent être exprimées ainsi,

$$\rho \frac{du_i}{dt} = \rho g_i - \frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ 2\mu (\dot{\epsilon}_{ij} - \delta_{ij} \frac{1}{3} \dot{\epsilon}_{ii}) \right\} \quad [II.3]$$

Avec

$$\dot{\epsilon}_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right)$$

Pour un fluide incompressible l'équation de continuité se réduit en $\nabla U = 0$, alors le terme $\delta_{ij} \frac{1}{3} \varepsilon_{ii}$ n'aura pas lieu dans les équations de mouvements car c'est la viscosité de dilatation (d'après l'hypothèse de Stokes).

Les équations de NAVIER- STOKES sont très complexes, des solutions Analytiques ne peuvent être obtenues que par certaines configurations simples. On peut dire que si on sait les intégrer, on pourrait résoudre analytiquement tout les problèmes de la mécanique des fluides.

II.5.3/ Conservation de l'énergie

Quand notre élément de fluide reçoit de la chaleur et du travail, celle-ci s'exprimé par l'accroissement de l'énergie interne et de l'énergie cinétique soit :

$$\rho \frac{d}{dt} \iiint_D \left(E + \frac{v^2}{2} \right) dw = \iiint_D (\vec{F} \cdot \vec{V}) dw + \iint_S \vec{T} \cdot \vec{V} \cdot ds + \sum \frac{dQ}{dt} \quad [11.7]$$

E : L'énergie interne par unité de masse (J/kg).

$\sum \frac{dQ}{dt}$: Puissance calorifique reçue par le domaine (D) par rayonnement et par conduction.

$\rho \frac{v^2}{2}$: Energie cinétique.

ρE : Mouvement d'agitation moléculaire.

Pour les écoulements compressibles, le transport et la génération d'énergie sont couplés à la dynamique du mouvement du fluide, et donc l'équation d'énergie doit être résolue en même temps que les équations de continuité et de quantité de mouvement. En outre, une équation complémentaire associant la densité à la pression et à la température est nécessaire. Pour un gaz idéal, l'équation d'état est donnée par :

$$\frac{P}{\rho} = RT \quad [11.8]$$

Les équations [11.7] et [11.7] fournissent six équations (dans l'écoulement tridimensionnel) pour six inconnus (u,v,w,ρ,P,T)

II.5.4/ Décomposition statique

Pour résoudre ce système une approche statique est utilisée. Les grandeurs caractéristiques instantanées de l'écoulement turbulent seront décomposées selon les règles de Reynolds comme suit le premier représente le mouvement d'ensemble et le second le mouvement fluctuant, soient :

$$U_i = \bar{U}_i + u'_i, \quad \bar{u}'_i = 0$$

$$P = \bar{P} + p', \quad \bar{p}' = 0$$

En général : la quantité f(x, t) est décomposée en deux parties distinctes

$$f = f' + \bar{f}$$

f' Est la partie fluctuante

\bar{f} Est la partie moyenne d ensemble

Remarque : la partie fluctuante est centrée $\bar{f}' = 0$

A/ Règles de Reynolds

En utilisant les règles dites « règles de **Reynolds Hinze** (1975) » qui sont les suivants:

$$\begin{aligned} \overline{\phi'} &= 0 \\ \overline{\phi} &= \phi \\ \overline{f \phi} &= \bar{f} \cdot \bar{\phi} \\ \overline{f + g} &= \bar{f} + \bar{g} \\ \overline{f \phi'} &= \bar{f} \cdot \overline{\phi'} = 0 \\ \overline{f \phi} &= \bar{f} \cdot \bar{\phi} + \overline{f' \cdot \phi'} \\ \frac{\partial \overline{\phi}}{\partial x} &= \frac{\partial \phi}{\partial x} \end{aligned}$$

B/ Les tensions de Reynolds

Le formalisme des règles de Reynolds conduit en prenant la moyenne de chaque équation aux équations de Reynolds.

$$\frac{\partial}{\partial t} (U_i + u_i') + (U_j + u_j') \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i + u_i') = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial x_i} (P + p') + \frac{\partial}{\partial x_j} (v \frac{\partial}{\partial x_j} (U_i + u_i')) \quad [11.9]$$

On moyenne ensuite ces équations et après calcul, on retrouve l'équation de continuité et celle de chaque celle de Navier-Stokes moyenné.

2.5.5/ Equation de continuité (conservation de la masse)

$$\frac{\partial \bar{U}_i}{\partial x_i} = 0 \quad [11.10]$$

II.5.6/ Equation de transport de quantité de mouvement

$$\underbrace{\bar{U}_j \frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \bar{U}_i)}_{\text{Terme convectif}} = \underbrace{-\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x_i}}_{\text{effet du pression}} + \underbrace{v \frac{\partial^2 \bar{U}_i}{\partial x_j^2}}_{\text{contrainte visqueuse}} + \frac{\partial}{\partial x_j} \underbrace{-\overline{(u_i' u_j')}}_{\text{contrainte de reynolds}} \quad [11.11]$$

Les équations de Reynolds moyennées obtenues font apparaître un nombre d'inconnues Supplémentaire $\overline{(u_i' u_j')}$ d'où la nécessité d'un modèle de turbulence afin de fermer le système d'équation à résoudre.

II.6/ Problème de la fermeture

La différence entre les équations de NAVIER-STOKES et celles de Reynolds est en fait essentielle, parce que les contraintes $\tau_{ij} = -\overline{u_i' u_j'}$ sont des inconnues supplémentaires et que l'on ne dispose à priori que du même nombre d'équations.

Dans un problème laminaire, on a 4 fonctions inconnues U_1 , U_2 , U_3 et P et quatre équations, l'équation de continuité et les trois équations de NAVIER-STOKES. Pour un problème turbulent, on dispose du même nombre d'équations, les équations de Reynolds remplaçant celle de NAVIER STOKES, mais en plus des fonctions inconnues de l'écoulement moyen U_2 U_3 et P , on a les 6 fonctions inconnues du tenseur de Reynolds $\tau_{ij} = -\overline{u_i u_j}$ donc dans le cas général, on a 10 fonctions inconnues, mais seulement 4 équations. On dit que le système n'est pas **fermé**.

Pour pouvoir résoudre ce système, il faut trouver des équations supplémentaires en nombre suffisant, c'est le problème central de la turbulence, problème de la **fermeture**.

Pour cela, beaucoup de chercheurs se sont investis dans le domaine et plusieurs contributions de modèles de résolution ont été proposées. Parmi ces modèles on peut citer les modèles suivants.

II.7/ Modèles de turbulence

Par définition, un modèle de turbulence est un système additionnel d'équations algébriques ou aux dérivées partielles, régissant le mouvement moyen permettant le calcul des paramètres liés à la turbulence, ou une façon de progresser vers un schéma consistant à déduire des valeurs (par exemple la viscosité turbulente) d'une ou plusieurs fonctions transportables telles que :

- Les contraintes de turbulence.
- L'énergie cinétique de turbulence k .
- Le taux de dissipation de l'énergie cinétique ε .

II.8/ Les Modèles de viscosité turbulente

Qui sont constitués en plusieurs modèles :

- Modèle à zéro équation.
- Modèle à une équation.
- Modèle à deux équations :

-Modèle $k-\varepsilon$.

-Modèle de RNG $k-\varepsilon$ Renormalisation Group.

-Modèle $k-\omega$.

-Modèle de BSL $k-\omega$ Baseline model.

-Formulation à bas nombre de Reynolds.

Remarque : dans ce mémoire on a utilisé deux modèles utilisés en aéronautique qui sont le modèle $(k-\varepsilon)$, et le modèle **Spalart-Allmaras**, qui est favorable à la modélisation de la turbulence au voisinage de la paroi.

II.9/ Le modèle a une équation Spalart-Allmaras

De même que les modèles à deux équations de transports, le modèle à une équation de Spalart-Allmaras qui sera décrit dans la suite de cette section, repose sur un concept de viscosité turbulente cependant, seule la viscosité turbulente est transportée.

Le modèle de Spalart-Allmaras est un modèle à une équation de transport pour la viscosité de turbulence. L'équation de transport est établie sous des hypothèses empiriques et des analyses dimensionnelles. Ce modèle ne requiert pas de raffinement supplémentaire du maillage si ce n'est la finesse requise pour capturer un champ de gradient de vitesse avec un modèle algébrique, l'équation de transport de la variable de travail est donnée par :

$$\frac{\partial v}{\partial t} + \tilde{u}_j \frac{\partial v}{\partial x_j} = P + D_{IFF} + D_{ES} \quad [II.11]$$

Où, le premier membre de l'équation est le terme convectif, P , D_{IFF} et D_{ES} sont respectivement les termes de production, de dissipation et de destruction de \tilde{v} exprimés tels que :

$$P = c_{b1} \tilde{S} \tilde{v} \quad [II.12]$$

$$D_{IFF} = \frac{1}{\rho} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left((v + \tilde{v}) \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \right) \right] + c_{b2} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_j} \frac{\partial \tilde{v}}{\partial x_i} \quad [II.13]$$

$$D_{ES} = c_{\omega 1} f_{\omega} \left(\frac{\tilde{v}}{d} \right)^2 \quad [II.14]$$

La viscosité de turbulence est alors définie comme suit : $v_t = \tilde{v} f_{v1}$

De manière à s'assurer que \tilde{v} égale kyu_t dans la partie logarithmique de la couche limite ainsi que dans la zone tampon et dans la sous couche visqueuse la fonction d'amortissement f_{v1} est définie telle que

$$f_{v1} = \frac{x^3}{x^3 + c_{v1}^3} \quad [II.15]$$

$$x = \frac{\tilde{v}}{v} \quad [II.16]$$

Par ailleurs S est modifié en \tilde{s} de manière à garder un comportement correct dans la partie logarithmique de la couche limite $\tilde{s} = \frac{u_r}{k_y}$

$$\tilde{s} = \sqrt{2\Omega_{ij}\Omega_{ij}} f_{v3} + \frac{\tilde{v}}{k^2 d^2} f_{v2} \quad [II.17]$$

Avec

$$\Omega = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right), \quad f_{v2} = 1 - \frac{x}{x + f_{v2}} \quad \text{et} \quad f_{v3} = 1$$

Enfin, de façon à obtenir une décroissance du terme de destruction dans la partie extérieur de la couche limite, la fonction f_ω est introduite telle que

$$f_\omega(g) = g \left(\frac{1+c_{\omega 3}^6}{g^6+c_{\omega 3}^6} \right)^{\frac{1}{6}} \quad [II.18]$$

Où g agit comme un limiteur empêchant f_ω de prendre une très grande valeur est s'exprime par $g = r + c_{\omega 2}(r^6 - r)$ avec $r = \frac{\bar{v}}{S k^2 d^2}$, r ainsi f_ω sont égales à 1 dans la partie logarithmique de la couche limite et décroissent dans la partie extérieure.

Les constantes du modèle sont :

$$c_{b1} = 0.1355, \quad c_{b2} = 0.622, \quad \sigma = \frac{2}{3}, k = 0.41$$

$$c_{\omega 1} = \frac{c_{b1}}{k^2} + \frac{1 + c_{b2}}{\sigma}, c_{\omega 2} = 0.3, c_{\omega 3} = 2 \text{ et } c_{v1} = 7.1$$

Le modèle de **Spalart-Allmaras** est considéré comme bon compromis entre les modèles algébriques et les modèles à deux équations tels que K- ω et K- ϵ , ce modèle est devenu très populaire en raison de la qualité raisonnable des résultats qu'il fournit dans un grand nombre d'applications

II.10/ Modèle de turbulence k- ϵ

Dans le code Fluent, il existe différents modèles de turbulence, qui se distingue par un nombre d'équation de transport supplémentaires nécessaires pour fermer le système d'équations du problème à résoudre. Dans notre cas, on a utilisé le modèle k- ϵ standard qui est un modèle semi empirique basé sur le concept de **Boussinesq** reliant les contraintes de **Reynolds** au taux de déformation moyen

$$-\overline{\rho u_i' u_j'} = \mu_t \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_i} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right] - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k \quad [II.19]$$

Où $\frac{1}{2} \left[\frac{\partial U_i}{\partial x_i} + \frac{\partial U_j}{\partial x_j} \right]$: tenseur de déformation

$k = \frac{\overline{u_i'^2}}{2}$ Représente l'énergie cinétique turbulente

Par analogie avec la viscosité laminaire caractérisée par une vitesse (des molécules) et Une distance (le libre parcours moyen), la viscosité turbulente, caractérisée par une vitesse \sqrt{k} et une distance $L = \frac{k^{3/2}}{\epsilon}$, est donnée par :

$$v_t = c_\mu \sqrt{k} \frac{k^{3/2}}{\epsilon} = c_\mu \frac{k^2}{\epsilon} \quad [II.20]$$

Avec

$c_\mu = 0.09$, et ϵ le taux de dissipation.

k et ϵ Sont obtenus à partir de leur équation de transport présentée ci-dessous.

A/ Equation de transport de l'énergie cinétique turbulente k

$$\underbrace{\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho k \bar{U}_i)}_1 = \underbrace{\frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right]}_2 + \underbrace{G_k}_3 - \underbrace{\rho \varepsilon}_4 \quad [11.21]$$

1 : terme convectif
2 : terme diffusif

3 : taux de production
4 : taux de dissipation

B/ Equation de transport du taux de dissipation ε de l'énergie cinétique turbulent

$$\frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \varepsilon \bar{U}_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_T}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{k} G_k - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad [11.22]$$

σ_k Et σ_ε , sont respectivement les nombre de Prandtl turbulents relatifs aux taux de dissipation et à l'énergie cinétique turbulent, et l'ensemble des autres coefficients est déterminé de façon empirique.

C/ Coefficient du modèle k-ε

L'adaptation des constants standards du modèle donné par **Launder** et **Spalding** (1974) rend lesystème d'équation opérationnel. Elles sont réunies dans le tableau (2-1) :

C_μ	$C_{\varepsilon 1}$	$C_{\varepsilon 2}$	σ_k	σ_ε
0.09	1.44	1.92	1	1.3

Tableau (II-1) valeurs des constants du modèle k-ε

II.11/ Méthode numérique

II.11.1/ Introduction

L'étude scientifique d'un phénomène physique passe par la formulation d'une ou plusieurs lois sous forme d'équations mathématiques reliant les différentes variables intervenant dans le déroulement du phénomène en question.

Une fois le problème bien formulé, il faut générer une grille de calcul enveloppant tout le domaine à étudier en espace et en temps. La nature de la grille de calcul dépend de la nature de la méthode numérique utilisée. Actuellement on a le choix entre trois méthodes numériques différentes: la méthode aux différences finies, la méthode aux éléments finis et la méthode aux volumes finis.

Dans ce mémoire on a opté pour la méthode aux volumes finis, cette dernière est utilisée depuis de nombreuses années (depuis1960) par les ingénieurs pour résoudre numériquement sur des maillages structurés ou non structurés pour des problèmes de la mécanique des fluides formalisés par des équations de conservation de masse, de quantité de mouvement et d'énergie.

Un grand nombre de codes industriels dans le cadre de l'ingénierie assistée par ordinateur (**IAO**) utilisent actuellement la méthode des volumes finis : PHOENICS (Transofi International), PORFLOW, ANSWER (A C R I), FLUENT, CFX. Dans notre cas on va utiliser le code **FLUENT V 13.0**.

II.11.2/ Définition de la méthode des volumes finis

Parmi les méthodes numériques qui existent, on se concentre dans notre étude à la méthode des volumes finis, qui est utilisée depuis environ cinq décennies (1960). Elle doit son nom à son principe même dont la première étape est d'intégrer les équations sur un volume élémentaire.

Le fondement de cette méthode repose sur les principes de l'analyse vectorielle, et à pour base l'intégration des équations de la mécanique des fluides pour un fluide donné. Il faut savoir que cette méthode est utilisée par un grand nombre de code industriel assisté par ordinateur

La méthode des volumes finis peut être trouvée dans la littérature sous différentes appellations tel que :

- Méthode de différences finies intégrées.
- Nodal point integration (NPI).

C'est une méthode de formulation intégrale des équations au plan local sur chacun des volumes jointifs, appelés volumes de contrôle, entourant chaque nœud d'évaluation ; ces volumes de contrôle peuvent être construits de différentes manières.

II.12/ Génération du maillage

Le domaine de calcul de l'aile est subdivisée en un ensemble de volumes de contrôle en utilisant des formes de maillage (maillage structuré ou non structuré). Dans cette étude, le maillage utilisé est un maillage arbitraire (non structuré).

Ces volumes de contrôle enveloppent tout le domaine de calcul sans chevauchement, de telle façon que la somme de leurs volumes soit égale exactement au volume du domaine de calcul. Un point est positionné au centre de chaque volume et est appelé centre du volume de contrôle, il sera noté P , figure (II-1). Les nœuds des volumes voisins seront notés suivant leurs positions N, S, W, E, T et B (North, South, West, East, Top et Bottom respectivement).

La Figure ci-dessous (II.1) montre les différentes notations utilisées pour chacun des volumes de contrôles:

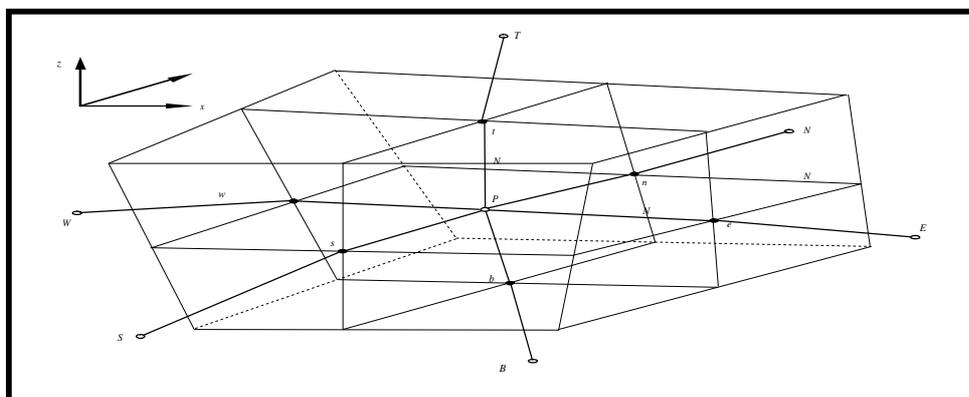


Figure (II.1) Volume de contrôle dans un maillage tridimensionnel non orthogonal

II.13/ Discrétisation des équations gouvernantes

L'étape principale de la méthode des volumes finis est l'intégration des équations régissant pour chaque volume de contrôle. Les équations algébriques déduites de cette intégration rendent la résolution des équations de transports plus simple.

Chaque nœud est entouré par un ensemble de surfaces qui comporte un élément de volume. Toutes les variables du problème et les propriétés du fluide sont stockées aux nœuds de cet élément.

Notons que toute équation régissant le transfert de chaleur et de masse peut être écrite sous la forme générale suivante (équation de transport de la variable Φ)

$$\oint_A (\rho \Phi \vec{v}) d\vec{A} = \oint_A (\alpha \cdot \text{grad } \Phi) d\vec{A} + \int_{\Omega} S_{\Phi} dV \quad [\text{II.23}]$$

Ω : est un volume de contrôle arbitraire, $\partial\Omega$ est sa surface.

ρ : est la masse volumique qui n'est pas constante.

Φ : est une variable scalaire qui dépend de la position \vec{x} et du temps.

S_{Φ} : est un terme source, étant de production ou destruction.

α : étant un paramètre de diffusion telle la viscosité.

L'étape suivante consiste à discrétiser les inconnues du problème ainsi que les opérateurs différentiels de cette équation. Toutes ces opérations mathématiques conduiront à l'obtention, sur chaque volume de contrôle, d'une équation discrétisée qui reliera les variables d'une cellule à celles des cellules voisines. L'ensemble de ces équations discrétisées formera finalement un système matriciel.

II.14/ Conclusion

Dans ce chapitre nous avons eu l'occasion de comprendre la nécessité d'introduire la turbulence dans notre écoulement par le fait de son existence inévitable dans la nature et la modélisé par des équations mathématique qui son introduites avec les équations qui régisse notre mouvement.

De plus, on a fait un rappel bref sur la méthode des volumes finis qui est utilisé par notre code de calcul **FLUENT** pour résoudre les équations de mouvement.

Conclusion

L'étude des écoulements turbulents autour des obstacles a été l'objectif du présent travail. La simulation numérique par **Fluent** a été adoptée pour un écoulement stationnaire d'un fluide newtonien et compressible en régime turbulent, ou nous avons appliqué le modèle S-a et le k-ε.

Pour l'étude de l'écoulement on a confronté la simulation numérique réalisée sur le logiciel **Fluent** et l'expérimental, L'accord entre les deux résultats numérique et expérimental est satisfaisant.

Ce travail, nous a permis de tirer de très riches observations. Un résultat Satisfaisant obtenu montrant l'évolution des profils de vitesse et des coefficients de pressions Pour le régime turbulent.

Les mesures obtenues révèlent une bonne concordance avec les résultats numériques pour le modèle S-A.

La simulation de notre étude avec le code de calcul ANSYS ICEM et FLUENT 13.0 est très proche avec les résultats expérimentaux ce qui nous a permis de valider sa bonne précision de simulation des écoulements turbulent.

Enfin on a pus constaté que dans le calcul transsonique il faut avoir un bon maillage qui induit des surfaces lisses, et toute amélioration des surfaces de la géométrie conduit à des bons résultats proches de la réalité.

Plusieurs travaux futurs, concernent la simulation numérique de l'écoulement tridimensionnel, turbulent d'un fluide newtonien et compressible autour d'une aile reste à faire. Il serait très intéressant de passer à d'autres modèles de turbulence par exemple LES (Large Eddy Simulation), comme perspective.