



Université SAAD DAHLEB Blida 01

FACULTE DE TECHNOLOGIE

DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE



Mémoire de fin d'étude

Présenté pour l'obtention du diplôme de

MASTER

Domaine : Sciences et Technologies

Filière : Génie mécanique

Spécialité : Energétique

Thème

Effet de la géométrie sur la détermination de la force de frottement : (simulation numérique I).

Présente par :

DAMOU. ZAKARIA NOUR EL YAKINE.

LARABI. RABAH.

Soutenu le: 29/09/2022

Devant le jury composé de :

Grade, Nom &Prénom	Statut	Domiciliation
Pr. BOUMEDDANE Boussad.	Président	USD-Blida 1
Dr. BENTRAD Houcine.	Encadreur	USD-Blida 1
Dr. Ali BENYAHIA Brahim.	Co-Encadreur	USD-Blida 1
Dr. HAMMANE L.AICHE.	Examineur	USD-Blida 1

بِسْمِ اللَّهِ الرَّحْمَنِ الرَّحِيمِ
الْحَمْدُ لِلَّهِ الَّذِي
بَدَأَ خَلْقَ الْإِنسَانِ
مِنْ طِينٍ ثُمَّ عَلَّمَهُ
الْقُرْآنَ وَالْحَمْدُ لِلَّهِ
الَّذِي عَلَّمَهُ الْقُرْآنَ
وَالْحَمْدُ لِلَّهِ الَّذِي
عَلَّمَهُ الْقُرْآنَ



Remerciements

Nous remercions ALLAH le tout-puissant de nous donner le courage, la volonté et la patience de mener à terme ce présent travail.

Nous exprimons notre profonde gratitude à nos très chers parents. Vos sacrifices ont été pour nous le meilleur soutien inestimables durant ce long parcours, veuillez trouver dans ce travail une grande reconnaissance pour ce que vous avez entrepris à notre égard et un fruit de toutes vos prières et vos efforts.

*Nous s'incères remerciements vont à **Mr. BENTRAD Hocine** des enseignant au département d'aéronautique, et **Mr. Ali BENYAHIA Brahim.** Des enseignant au département génie mécanique nous vous exprimons notre profonde gratitude pour le partage de ces compétences scientifiques avec nous, et tout nous gratitude aux membres du jury, qui ont daigné juger ce modeste travail.*

Nous remercions toutes les personnes qui nous ont encouragés de près ou de loin pour chever nos études.

Mille Mercis

Dédicaces



Dédicace

A nos grands-parents

A nos chers frères

*A toute la famille DAMOU, LARABI, BOUZIDI,
tous nos amis*

A tous nos collègues de la promotion 2021/2022

Abdallah, Abderrahmane...

Résumé :

Dans ce mémoire nous proposons une simulation numérique pour étudier les performances aérodynamiques pour déterminer la force de frottement, pour se faire, on a commencé par la conception de ce modèle sous le logiciel (Solidworks), passant par l'étape de maillage sous (CFD) finissant par la résolution des équations de Navier Stocks décrivant l'écoulement sous l'hypothèse d'un modèle visqueux, sous le logiciel (ANSYS.19). Les performances aérodynamiques de ce modèle ont été analysées d'une façon détaillée dans le but principal est l'optimisation sur différents corps pour déterminer la force de frottement. Et la comparaison des résultats obtenu par l'étude expérimentale dans la soufflerie. À l'aide de ces résultats obtenus on a entamé une étude structurale qui inclut le coefficient de frottement pour différent (Nombre de Reynolds) toute cette étude a pour but d'apprendre les différents logiciels de la simulation numérique (aérodynamique et structurale) : savoir comment utiliser la soufflerie et pour améliorer les résultats aérodynamiques.

Abstract:

In this memory we propose simulation to study aerodynamic performance to determine the friction force, to do so, we started with the design of this model under the (SolidWorks) software, passing through the meshing stage under (CFD) finishing with the Resolution of Navier Stocks equations describing the flow under the hypothesis of a viscous model, under the(ANSYS.19). software. The aerodynamic performance of this model was analyzed in a detailed way in the main purpose is optimization on different bodies to determine the friction force. And the comparison of the results obtained by the experimental study in the blower. Using these results obtained, we have started a structural study which includes the friction coefficient for differ (Nombre de Reynolds) all this study has the result of learning the different software of digital simulation (aerodynamics and structural): knowing how to use the blower and to improve aerodynamic results.

الملخص:

في هذه العمل، قمنا باقتراح محاكاة رقمية لدراسة الأداء الديناميكي الهوائي لتحديد قوة الاحتكاك ، لهذا الغرض بدانا بتصميم هذه النماذج وذلك باستعمال برنامج (SOLIDWORKS) ثم قمنا بتجزئة الهيكل باستعمال (CFD) واكملنا دراستنا بحل معادلات Navier-Stocks التي تحلل تدفق الهواء وذلك اعتمادا على فرضية الشكل الهندسي باستعمال برنامج المحاكات (ANSYS.19) بالإضافة الى القدرات الايروديناميكية لهذا النموذج ثم تحليلها بشكل مفصل و المقارنة بالنتائج ثم تحليلها بشكل مفصلو المقارنة بالنتائج المتحصل عليها من الدراسة التجريبية في القناة الهوائية و في الأخير بالاستعانة بهذه النتائج المتحصل عليها تطرقنا الى دراسة الهياكل المختلفة كل هذه الدراسات بهدف تحديد قيمت معامل قوة الاحتكاك في تغير (Nombre de Reynolds) في مختلف الهياكل وكيفية استعمال القناة الهوائية بالإضافة الى تحسين القدرات الايروديناميكية في مختلف الهياكل الهندسية.

Sommaire

REMERCIEMENTS.....	I
DEDICACES.....	II
RÉSUMÉ.....	III
TABLE DE MATIERE	IV
LISTE DES TABLEAUX	V
LISTE DE FIGURES	VI
NOMENCLATURE	VII
ABBREVIATION.....	VIII
INTRODUCTION GENERALE ET ETUDE BIBLIOGRAPHIQUE	01
1. Introduction générale	
2. Recherche bibliographique	
3. But de travail	
4. Plan de l'étude	

CHAPITRE I

Aérodynamique générale.

I.1 INTRODUCTION	9
I.2 HYPOTHESES SIMPLIFICATRICES	9
I.3 GENERALITE SUR L'AERODYNAMIQUES	10
I.3.1 L'air.....	10
I.3.1.1 Existence	10
I.3.1.2 Propriétés physiques	10
I.4 L'ÉCOULEMENT	11
I.4.1. Écoulement laminaire	11
I.4.2 Écoulement turbulent.....	11
I.4.3 Écoulement tourbillonnaire	12
I.5 FORCES AERODYNAMIQUE.....	12
I.5.1 Force de portance.....	13
I.5.2 Force de trainée	14

I.5.2.1 Type de trainée.....	14
I.5.2.2 Trainée de frottement.....	14
I.5.2.3 Trainée de forme(Profil)	15
I.5.2.4 Coefficient de traînée	15
I.5.2.5 Coefficient de pression	15
I.5.2.6 Détermination	16
I.6 MOMENTS AERODYNAMIQUES.....	16
I.7 RESISTANCE DE L'AIR	17
I.7.1 Les causes	17
I.7.2 Facteurs influençant la résistance de l'air	17
I.7.2.1 Aire	17
I.7.2.3 Vitesse.....	17
I.7.2.4 Masse volumique	18
I.7.2.5 Forme du corps	18
I.8 COEFFICIENT AERODYNAMIQUE	20
I.8.1 Coefficient de portance.....	20
I.8.2 Coefficient de traînée.....	20
I.9 NOMBRE DE REYNOLDS.....	21
I.10 COUCHE LIMITE AUTOUR DES OBSTACLES	21
I.10.1 Définition.....	21
I.10.2 Transition Laminaire-Turbulent de la couche limite.....	22
I.10.3 Contrôle de la couche limite.....	23
I.10.3.1 Systèmes de contrôle actif	24
I.10.3.2 Systèmes de contrôle passif	24
I.10.4 Décollement de la couche limite	24
I.11 CONCLUSION	25

CHAPITRE II

EQUATIONS MODELE MATHEMATIQUE.

II.1 INTRODUCTION.....	27
II.2 MODELISATION MATHEMATIQUE.....	27
II.2.1 Equations de transport	27
II.2.1.1 Equation d'énergie	28

II. 2.1.2 Énergie totale	28
II.2.1.3 Equation de continuité	29
II.2.1.4 Equations de quantité de mouvement (Navier Stokes).....	31
II.3 MODELISATION MATHEMATIQUE	31
II.4 METHODE NUMERIQUE	31
II.4.1 Méthode des volumes finis (MVF)	32
II.5 MODELE DE TURBULENCE(K-E)	33
II.5.1 Autres modèles de turbulence	35
II.5.1.1 Modèle (K-ε) réalisable	35
II.5.2 Equation général de transport.....	36
II.5.3 Fonctions de paroi standards	37
II.5.3.1 Champ moyen.....	37
II.5.4 Détails sur la procédure de résolution	38
II.6 CONCLUSION.....	40

CHAPITRE III

SIMULATION NUMERIQUE.

III.1 INTRODUCTION	42
III.2 PRESENTATION DES LOGICIELS ANSYS 19.0.....	42
III.3 DEFINITION DU LOGICIEL SOLIDWORKS	43
III.4 BUTS DE LA SIMULATION	43
III.5 FORMULATION GEOMETRIQUE DU PROBLEME	44
III.5.1 Géométrie.....	44
III.5.2 Création du différent corps géométrique	46
III.5.3 Condition de la simulation	46
III.5.3.1 Modèle physique et conditions aux limites	46
III.5.3.2 Hypothèses Simplificatrices	47
III.5.3.3 Modèle physique et conception.....	48
III.6 CREATION DU MAILLAGE	48
III.6.1 Choix du type de maillage	49
III.6.1.1 Maillage structuré (quadra /hexa)	49
III.6.1.2 Maillage non structuré (tri /tétra)	50
III.6.1.3 Maillage hybride	50
III.6.1.3.1 Génération d'un maillage de couche limite	50

III.6.1.3.2 Choix du modèle de turbulence	50
III.7 MAILLAGE DE ANSYS 19.0	51
III.7.1 Création de maillage et volume contrôle	51
III.7.2 Conditions de la simulation	52
III.7.3 Création et raffiné de maillage.....	53
III.7.4 Paramètres de maillage qualité orthogonalité	56
III.7.5 Définition des frontières et du domaine d'étude	57
III.8 LES ETAPES DE LA SIMULATION NUMERIQUE SUR ANSYS 19.0.....	57
III.8.3 Conditions aux limites et l'Objectif.....	59
III.8.4 Boîte de dialogue du modèle visqueux	60
III.8.5 Conditions de inlet	61
III.8.6 Les Valeurs de référence.....	61
III.9 LES SOLUTION.....	62
III.9.1 Solution méthodes.....	62
III.9.2 Solution control.....	63
III.9.3 Report définition	63
III.9.3.1 Force de traînée	63
III.9.4 Control des valeur (Moniteur résiduel).....	64
III.9.5 Initialisation des calcule.....	64
III.9.6 Run Calculation	65
III.10 CONCLUSION	66

CHAPITRE VI

RESULTATS ET DISCUSSIONS.

VI.1 INTRODUCTION	68
VI.2 RESULTATS ET DISCUSSION.....	68
VI.2.1 Différents régimes de l'écoulement pour les formes géométriques	68
VI.2.2 Méthode de la solution (Interface résiduelle)	69
VI.3 ÉTUDE DE CONVERGENCE ET D'INDEPENDANCE DU MAILLAGE	70
VI.3.1 Force de traînée.....	71
VI.3.2 La convergence	72
VI.4 VISUALISATION DES RESULTATS	72
VI.4.1 Visualisation des lignes de courant.....	73
VI.4.2 Contour de la vitesse résultante	77

VI.4.3 Contour de la pression résultante.....	80
VI.4.4 Contour de la turbulent	83
VI.4.5 Visualisation de la couche limite	86
VI.4.6 Les courbes de XY de pression	88
VI.5 FORCES AERODYNAMIQUES SUR LA STRUCTURE DE COURBE	90
VI.5.1 Le moment	90
VI.6 INTERPRETATION DES RESULTATS.....	90
VI.6.1 Critères de convergence.....	90
VI.6.2 Coefficients aérodynamiques.....	90
VI.6.2.1 Résultats quantitatifs	90
VI.7 METHODE DE SPECIFICATION ECHELLE D'INTENSITE TURBULENTE ET DE LONGUEUR	92
VI.7.1 Erreur absolue et relative	93
VI.8 VALIDATION ET VERIFICATION	95
VI.9 CONCLUSION	97
CONCLUSION GENERALE	99
REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES.	

Liste des figures

Chapitre I

Figure. I.1 : Écoulement laminaire.....	11
Figure. I.2 : Écoulement turbulent.	11
Figure. I.3 : Écoulement tourbillonnaire.	12
Figure. I.4 : La résultante des forces aérodynamiques.	13
Figure. I.5 : L'écoulement du fluide autour d'un profil d'aile.....	13
Figure. I.6 : Tourbillons Marginaux.	15
Figure. I.7 : moments aérodynamiques.	16
Figure. I.8 : Résistance de l'air.....	17
Figure. I.9 : Résistance quasi nulle plaque blatte horizontal	18
Figure. I.10: Résistance de plaque plate 100 %.....	18
Figure. I.11 : Résistance de demi sphère 75 %.....	19
Figure. I.12 : Résistance de la sphère 50 %.....	19
Figure. I.13: Résistance forme de NACA 15 %.....	19
Figure. I.14 : Résistance forme profil 5 %.....	20
Figure. I.15 : Coefficient de la portance.	20
Figure. I.16 : coefficient de la traînée.	22
Figure. I.17 : Couche limite.	23
Figure. I.18 : Couche limite se développant sur une plaque plane passage de l'état Laminaire à l'état turbulent. [5].	23
Figure. I.19 : Décollement de la couche limite.	25
Figure. I.20 : Point de décollement pour une couche limite laminaire.	25

Chapitre III

Figure III.1 : Logiciel de simulation de mécanique des fluides ANSYS.	43
Figure.III.2 : Le sphère.	44
Figure.III.3 : Le demi-sphère.	44
Figure.III.4 : Le assiette-plate (trapézoïdale), plaque plate.	44
Figure.III.5 : Le profil (NACA 0040).	45
Figure.III.6 : Géométrie et conditions aux limites.....	45
Figure.III.7 : Création volume de contrôle et lignes du contour.	47
Figure.III.8 : Modèle physique sphère.....	47

Liste des figures

Figure.III.9 : Modèle physique profil.....	48
Figure.III.10 : Domaine de modélisation.	48
Figure.III.11 : Maillage structuré et non structuré.....	49
Figure.III.12 : Maillage sphère.....	51
Figure.III.13 : Maillage plaque-plate	51
Figure.III.14 : Maillage profil NACA 0040	52
Figure.III.15 : Maillage demi-sphère	52
Figure.III.16 : Maillage utilisé et raffiné	54
Figure.III.17 : inflation de la sphère.	54
Figure.III.18 : inflation de la demi-sphère.....	54
Figure.III.19 : inflation de profil.....	55
Figure.III.20 : inflation de plaque-plate.	55
Figure.III.21 : Critères de qualité de l'orthogonale maillage.	56
Figure.III.22 : Critères d'inflation.....	57
Figure.III.23 : Nom de la sélection.	57
Figure.III.24 : Domaine de modélisation inlet.....	57
Figure.III.25 : Géométrie simulée et domaine de calcul.....	58
Figure.III.26 : Lanceur de Fluent ANSYS 19. 0.....	58
Figure.III.27 : Fenêtre générale.	59
Figure.III.28 : boîte de dialogue modèle visqueux.....	60
Figure.III.29 : Activer la boîte de dialogue du modèle.	60
Figure.III.30 : Les Conditions aux limites.....	61
Figure.III.31 : Valeurs de référence.....	61
Figure.III.32 : Choix d'algorithme de calcul et "discretization schemes".....	62
Figure.III.33 : Solution control.....	63
Figure.III.34 : Report définition de la traînée.....	63
Figure.III.35 : Affiche les fenêtres Monitor résiduel.....	64
Figure.III.36 : Solution initialisation.....	64
Figure.III.37 : Fenêtre calculs en fonction de l'itération pour obtenir les résultats.....	65
Figure.III.38 : Fenêtre run Calculation.....	66

Liste des figures

Chapitre IV

Figure.VI.1 : Fenêtre scalde résiduelle de plaque-plate 25m/s.....	69
Figure.VI.2 : Fenêtre scalde résiduelle demi-sphère 15m/s.....	69
Figure.VI.3 : Fenêtre scalde résiduelle de la sphère 20m/s.....	70
Figure.VI.4 : Fenêtre scalde résiduelle profil NACA 0040 30m/s.....	70
Figure.VI.5 : Fenêtre force de traînée de plaque-plate 25m/s.....	71
Figure.VI.6 : Fenêtre force de traînée demi-sphère 15m/s.....	71
Figure.VI.7 : Fenêtre force de traînée de la sphère 20m/s.....	72
Figure.VI.8 : Fenêtre force de traînée de profil 30m/s.....	72
Figure.VI.9 : Les lignes de courant 12m/s.....	73
Figure.VI.10 : Les lignes de courant 15m/s.....	73
Figure.VI.11 : Les lignes de courant 20m/s.....	74
Figure.VI.12 : Les lignes de courant 25m/s.....	74
Figure.VI.13 : Les lignes de courant de la sphère vitesse 30m/s.....	74
Figure.VI.14 : Les lignes de courant demi-sphère vitesse 15m/s.....	75
Figure.VI.15 : Les lignes de courant demi- sphère vitesse 30m/s.	75
Figure.VI.16 : Les lignes de courant de plaque-plate vitesse 15m/s.....	75
Figure.VI.17 : Les lignes de courant de plaque-plate vitesse 30m/s.	76
Figure.VI.18 : Les lignes de courant de profil vitesse 30m/s.....	76
Figure.VI.19 : Les lignes de courant de profil vitesse 30m/s.....	76
Figure.VI.20 : Contours de vitesse pour sphère vitesse 12m/s.	77
Figure.VI.21 : Contours de vitesse pour 15m/s.....	78
Figure.VI.22 : Contours de vitesse pour 20m/s.....	78
Figure.VI.23 : Contours de vitesse pour sphère 30m/s.....	78
Figure.VI.24 : Contours de vitesse pour demi-sphère 15m/s.....	78
Figure.VI.25 : Contours de vitesse pour demi-sphère 30m/s.....	79
Figure.VI.26 : Contours de vitesse pour plaque-plate 15m/s.....	79
Figure.VI.27 : Contours de vitesse pour plaque-plate 30m/s.....	79
Figure.VI.28 : Contours de vitesse pour profil 15m/s.....	80
Figure.VI.39 : Contours de vitesse pour profil 30m/s.....	80
Figure.VI.30 : Contours de pression de la sphère vitesse 15m/s.....	81

Liste des figures

Figure.VI.31 : Contours de pression de la sphère vitesse 30m/s.....	81
Figure.VI.32 : Contours de pression de la demi-sphère vitesse 15m/s.....	81
Figure.VI.33 : Contours de pression de la demi-sphère vitesse 30m/s.....	82
Figure.VI.34 : Contours de pression de la plaque-plat vitesse 15m/s.....	82
Figure.VI.35 : Contours de pression de la plaque-plat vitesse 30m/s.....	82
Figure.VI.36 : Contours de pression de profil vitesse 15m/s.....	83
Figure.VI.37 : Contours de pression de profil vitesse 15m/s.....	83
Figure.VI.38 : Les contour turbulence de la sphère 15m/s.....	84
Figure.VI.39 : Les contour turbulence de la sphère 30m/s.....	84
Figure.VI.40 : Les contour turbulence de demi-sphère 15m/s.....	84
Figure.VI.41 : Les contour turbulence de demi- sphère 30m/s.....	85
Figure.VI.42 : Les contour turbulence de plaque- plat 15m/s.....	85
Figure.VI.43 : Les contour turbulence de plaque- plat 30m/s.....	85
Figure.VI.44 : Les contour turbulence de profil 15m/s.....	86
Figure.VI.45 : Les contour turbulence de profil 30m/s.....	86
Figure.VI.46 : Visualisation de la couche limite pour sphère vitesse 30m/s.....	87
Figure.VI.47 : Visualisation de la couche limite pour demi-sphère vitesse 30m/s.....	87
Figure.VI.48 : Visualisation de la couche limite pour plaque-plate 30m/s.....	87
Figure.VI.49 : Visualisation de la couche limite pour profil vitesse 30m/s.....	88
Figure.VI.50 : Les courbes de XY de pression pour sphère	88
Figure.VI.51 : Les courbes de XY de pression pour demi-sphère.....	89
Figure.VI.52 : Les courbes de XY de pression pour plaque-plate.....	89
Figure.VI.53 : Les courbes de XY de pression pour profil.....	89
Figure.VI.54 : Résultats typiques et conclusions [31].....	92

LISTE DES TABLEAUX

Chapitre I

Tableau. I.1 : Régimes en fonction du Reynolds résulte expérimentaux.....	23
--	----

Chapitre II

Tableau.II.1 : Coefficients du modèle de turbulence K- ϵ	35
--	----

Tableau.II.2 : Termes des grandeurs transportées.....	37
--	----

Chapitre III

Tableau.III.1 : Technique Détails.	46
--	----

Tableau.III.2 : Fluent propose différents modèles de turbulence résumés.	50
--	----

Tableau.III.3 : Formulation méthode simple Second ordre.....	62
---	----

Chapitre IV

Tableau.VI.1 : Forces aérodynamiques étude expérimentale.....	91
--	----

Tableau.VI.2 : Comparaison des résultats de Raynold.	91
--	----

Tableau.VI.3 : Forces aérodynamiques étude expérimentale.....	93
--	----

Tableau.VI.4 : Les erreur absolue et relative pour sphère.....	94
---	----

Tableau.VI.5 : Les erreur absolue et relative pour demi-sphère.....	94
--	----

Tableau.VI.6 : Les erreur absolue et relative pour plaque-plate.....	94
---	----

Tableau.VI.7 : Les erreur absolue et relative pour profil.....	94
---	----

Nomenclature

Notations usuels :

m : masse du fluide (Kg)

P : volume élémentaire (m^3)

t : temps (s)

f : fréquences (HZ)

\vec{v} : vecteur de vitesse

\vec{n} : vecteur unitaire normal à un élément de surface

s : surface élémentaire (m^2)

P : pression locale du fluide (Kg/ms^2)

u : composante axiale du vecteur vitesse (m/s)

v : composante verticale du vecteur vitesse (m/s)

x, y : les coordonnées cartésiennes

X, Y : les coordonnées adimensionnelles

V : le volume du volume de contrôle

A^{\rightarrow} : le vecteur l'aire de la surface

S_{Φ} : le terme source (la source de Φ par unité de volume)

N_{faces} : le nombre de faces (interfaces) du volume de contrôle

ν_f : le flux de masse à travers l'interface f

A_f : l'aire de l'interface f

Symbole Grecque :

ρ : Masse volumique (Kg/m^3)

Ω : volume de contrôle (m^3)

Σ : Surface de contrôle (m^2)

μ : viscosité dynamique ($N.s/m^2$)

Φ : la dissipation visqueuse ($N/s.m^2$)

Γ_{Φ} : le coefficient de diffusion de la grandeur Φ

Φ_f : la valeur de Φ transférée par convection à travers l'interface f

$(\vec{\nabla}\Phi)_n$: la valeur de $\vec{\nabla}\Phi$ normal (perpendiculaire) à l'interface f

Nombres sans dimension s :

Re : nombre de Reynolds

C_d : coefficients de traînée

C_l : coefficient de portance

\bar{C}_l : coefficient de portance moyenne

St : nombres de Strouhal

Abréviations

CFD	Computational fluid dynamics
PIV	Particleimage velocimetry
2D	Bidimensionnel
3D	Tridimensionnel
CAO	Conception Assistée par Ordinateur.

INTRODUCTION GENERALE

Introduction générale et étude bibliographique

1. Introduction générale

La mécanique des fluides est une science qui étudie le comportement des fluides au repos et en mouvement. C'est une science qui trouve des applications dans plusieurs domaines tels que l'astrophysique, la biomédecine, la météorologie, la géophysique, la physique du plasma, l'aérodynamique, l'hydraulique, les turbomachines et les équipements thermiques. La mécanique des fluides est subdivisée en plusieurs branches qui sont définies par les propriétés des fluides [1].

Le développement de l'aérodynamique a suivi celui d'autres sciences telles que l'informatique avec l'apparition d'ordinateurs de plus en plus puissant, malgré leur coût, les techniques expérimentales (essais en souffleries) et bien sûr, les mathématiques avec leurs grands progrès et contribution en techniques numériques pour la résolution en mécanique des fluides des équations de NAVIER STOKES généralisées [2].

En fait, toutes ces avancées sont dues à l'aérodynamique. Cette branche de la dynamique des fluides implique principalement la compréhension et l'analyse des flux d'air, et à propos de leur effet sur les éléments solides environnants.

Son comportement est complètement prédit par les équations de Navier-Stokes pour un fluide compressible. Ces équations aux dérivées partielles trouvent de nos jours une solution numérique. L'air étant le siège de phénomènes turbulents, la solution recherchée ne peut être qu'instationnaire, mais les échelles des structures géométriques rencontrées sont tellement nombreuses que des modèles théoriques et numériques doivent être imaginés pour capter ces phénomènes instationnaire Nous avons revu et rappelé les bases de l'aérodynamique et des souffleries afin d'étudier les forces affectant les formes géométriques, notamment la force de frottement, la force de portance, le couple et leurs propriétés distinctives.

Le travail effectué dans le cadre de mémoire de fin d'études porte justement sur l'écoulement autour de sphère avec comme objectif principal la réduction de la traînée. Différentes sphères ont été usinées puis soumises à des essais en soufflerie pour la détermination des coefficients de traînée et de pression à plusieurs nombres de Reynolds.

L'objectif du présent travail est d'étudier avec une simulation numérique le comportement aérodynamique et le travail expérimental est ensuite complété par une simulation numérique par logiciel ANSYS 19.0 de l'écoulement autour d'une sphère et plusieurs formes géométriques. Les résultats obtenus sont comparés à ceux obtenus expérimentalement.

Chapitre 1

Dans le premier chapitre, nous avons revu et rappelé les principes de base de l'aérodynamique afin d'étudier les forces affectant par les formes géométriques, notamment la force de frottement, la force de portance, et leurs propriétés distinctives.

Chapitre 2

Le chapitre deux présente la modélisation mathématique du problème qu'on a. On cite les hypothèses simplificatrices accompagnée par une étude détaillée des équations qui régissent un écoulement incompressible visqueux en régime stationnaire pour mesurer les mouvements de fluides sous conditions aux limites.

Chapitre 3

Dans le troisième chapitre On cite les géométries a étudiées et la méthode de résolution numérique de l'écoulement de l'air, depuis la création de la géométrie sous workbench 19.0 et la génération du maillage en CFD(ANSYS.19.0), en passant par le paramétrage de "Fluent » (ANSYS .19.0) jusqu'à la résolution. Les résultats de la simulation numérique seront interprétés et discuter. Ces derniers seront représentés sous forme des graphes et contours.

Chapitre 4

Le quatrième chapitre concerne l'étude aérodynamique de notre profil (simulation numérique sur différents corps pour détermine la force de frottement) ; et structurale les formes géométriques. Finalement on a passé à la comparaison des résultats. Numériques avec les résultats expérimentaux.

On a terminé notre travail par une conclusion générale.

2. Recherche bibliographique

La recherche est liée directement à l'évolution de la technologie ; et c'est ce qui pousse les chercheurs à avancer dans des cas très compliqués et d'actualité susceptibles d'être traités à l'aide d'un outil informatique très puissant et avec des moyens expérimentaux les plus sophistiqués et les plus performants. Afin d'élargir nos connaissances dans ce domaine, nous avons fait une lecture des autres auteurs qui se résument comme suit :

P. ARDONCEAU, en (2009) a développé une procédure nodale de résolution numérique de l'équation de Laplace appliquée aux écoulements à potentiel de vitesse autour de corps portants. Cette méthode est basée sur les conditions de Dirichlet internes exprimées aux noeuds du maillage plutôt que sur des parties lisses de la surface. Ensuite une formulation originale de type Neumann des conditions de Kutta est proposée. Exprimée sous forme d'une minimisation du flux pariétal de la vitesse, elle entraîne une réduction sensible de l'impact de la discrétisation sur l'estimation des efforts globaux par rapport aux formulations locales. La méthode est applicable aux écoulements bi ou tridimensionnel, stationnaires ou non stationnaires.

F. Meddane et al (2007) ont étudié l'écoulement de fluide autour d'un obstacle, telle une aile de profil NACA 0021. Ils ont montré que l'utilisation du volet a une influence directe sur la distribution de pression et donc sur les forces aérodynamiques du profil

D.LIU et AL, en (2012) ont étudié numériquement un écoulement visqueux bidimensionnel autour d'un profil d'aile supercritique de type RAE2822 pour différents nombres de Reynolds. La solution est basée sur la résolution de l'équation de Navier –Stokes à deux dimensions avec l'utilisation du modèle de turbulence Spalart - Allmaras (SA). Les résultats des calculs sur l'aile RAE2822 est comparée avec les résultats expérimentaux de la soufflerie. Le traitement numérique effectué pour un intervalle de nombre de Reynolds entre 2×10^6 jusqu'à 2×10^7 , et pour des cas de nombre de Mach: 0,74 et 0,8 avec un angle d'incidence variable de 2° à 6° . Les résultats montrent que la répartition de la pression de surface supérieure comprenant l'emplacement et l'intensité des ondes de choc et de la pression, change apparemment avec des nombres de Reynolds, Les résultats numériques obtenus montrent que l'effet de nombre de Reynolds doit être considéré lors de la conception et l'optimisation des gros porteurs appliqués aux profils aérodynamiques.

Madani et Abidat (2002) Ont proposé un algorithme pour la résolution des équations de Navier-stokes, qui utilise une combinaison de deux schémas aux différences finies d'ordre $O(h^2)$ et $O(h^4)$, afin d'étudier les écoulements instationnaires autour des corps profilés. Les avantages en temps de calcul et en précision de la méthode proposée ont été mis en évidence.

Dal Jae Park et al (2007) Ont étudié expérimentalement les effets de différentes obstructions formées sur la propagation de la flamme dans un emprisonnement rectangulaire. Quatre obstacles simples différents ont été employés : sections transversales rectangulaires, cylindriques triangulaires et carrées avec des rapports de colmatage de 5 et de 10%. Ils ont utilisé une caméra vidéo à grande vitesse pour étudier l'interaction entre une flamme de propagation et l'obstacle. Des images temporellement résolues de flamme ont été observées.

Les vitesses de déplacement de flamme qui sont fonctions de la densité de probabilité ont été obtenues pour les différents obstacles. Comme la flamme de propagation empiète sur l'obstacle, une augmentation de vitesse locale de propagation due à l'expansion du gaz brûlé et au colmatage de l'obstacle a été obtenue.

Cette augmentation locale de vitesse devient plus grande en allant d'un obstacle circulaire à un obstacle triangulaire ou carré. Ils ont trouvé que Les vitesses mesurées avec différents rapports de colmatage pour le même obstacle et ramenées à une moyenne de déplacement de flamme n'étaient pas sensiblement différentes à celle étudiées dans ce travail. Cependant, ils ont observé l'augmentation de la vitesse la plus rapide ramenée à une moyenne de flamme.

Madani et Abidat (2002) Ont proposé un algorithme pour la résolution des équations de Navier-stokes, qui utilise une combinaison de deux schémas aux différences finies d'ordre $O(h^2)$ et $O(h^4)$, afin d'étudier les écoulements in stationnaires autour des corps profilés. Les Avantages en temps de calcul et en précision de la méthode proposée ont été mis en évidence.

F. Meddane et al (2007) Ont étudié l'écoulement de fluide autour d'un obstacle, telle une aile de profil NACA 0021. Ils ont montré que l'utilisation du volet a une la fluence directe sur la distribution de pression et donc sur les forces aérodynamiques du profil.

Ankur Bajoria (2008) A effectué un travail sur le flux de vent autour d'une plaque carrée. Le logiciel ADINA qui utilise la méthode des éléments finis a été utilisé pour la simulation. Le modèle

De turbulence K- ϵ a été utilisé. Dans ce projet, il a augmenté le nombre de Reynolds pour diminuer la viscosité de 0,01 à 0,0001 N.s /m² dans trois modèles différents. Cela aide à étudier l'effet de la non-linéarité et les différentes mesures requises pour que la solution converge.

Il a constaté que ces techniques utilisées par le logiciel ADINA permettent d'évaluer le débit en aval de la plaque. Cette analyse peut être appliquée pendant la phase de conception pour améliorer la structure aérodynamique et réduire les forces. Parmi les résultats obtenus, il a constaté qu'avec l'augmentation du nombre de Reynolds, les vortex en aval de la plaque augmentent parallèlement.

Schofield & Logan Font une analyse détaillée des différentes données expérimentales sur les écoulements autour des géométries 2D plongées dans des couches limites, dont l'épaisseur est supérieure à celle de l'obstacle.

D. Callaud et al (2001) ont mené une étude expérimentale et numérique de l'écoulement laminaire d'un fluide autour d'un obstacle de section carrée disposé sur une plaque plane. La mesure de l'écoulement est faite par PIV (Particle Image Velocimetry). La confrontation des deux méthodes a donné les mêmes résultats qui se manifestent par la topologie de l'écoulement, les lignes de séparation, le lâchage tourbillonnaire. A part, une légère formation de tourbillons verticaux lâchés au-dessus du cube s'avère un peu plus grande que celle faite par l'expérience.

M.M. Ouestati et al (2010) se sont intéressés à la simulation par les différentes formulations de la fonction-vorticité pour résoudre l'équation de Navier-stoks. étudié l'écoulement de réguliers et transitoires autour d'un obstacle carré. Ils ont conclué que cette formulation a plusieurs avantages, puisque la limite de pression est éliminée des équations de gouvernement et satisfait automatiquement l'équation de continuité.

2. But de travail

Le but de ce travail est d'étudier numériquement les phénomènes de l'écoulement turbulent stationnaire et bidimensionnel, du fluide incompressible sur différents corps pour déterminer la force de frottement.

Dans le cas bidimensionnel, une simulation numérique a été faite à l'aide du code de calcul ANSYS 19.0. Pour comparer les différents champs de vitesse, et de pression ainsi le phénomène de Navier-Stokes et observation le phénomène de sillage de Van-Karman entre l'écoulement autour d'obstacles sphère, demi-Sphère et assiette-plate (Forme Trapézoïdale). Plaque plate, profile de (NACA 0040).

L'étude expérimentale a été réalisée au niveau de **UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1. Le thème de mémoire : Mesure expérimental de fort des frottements sur différent corps géométrique.**

Faculté de technologie Département d'Aéronautique (INSTITUT D'AERONOTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES). La simulation numérique a été faite en utilisant le code de calcul SOLIWORKS 17.0. L'effet de régime stationnaire sur l'écoulement a été pris en compte en utilisant Navier-Stokes.

Dans tous les cas considérés, les champs de pression et de vitesse satisfaisant, les phénomènes physiques tels que le développement des couches limites, la variation du coefficient de frottement et la zone de production de model visqueux ont tous été captés par la présente simulation.

4. Plan de l'étude :

Ce travail comprend une introduction générale et une étude bibliographique avec quatre chapitres répartis comme suit :

a. le premier chapitre, nous avons revu et rappelé les principes de base de l'aérodynamique

b. Dans le deuxième chapitre, nous exposons les équations mathématiques qui gouvernent le phénomène physique à étudier.

c. Le troisième chapitre interprète la description du problème et la procédure de résolution par logiciel (*ANSYS 19.0*) avec le choix des maillages adéquats pour simuler l'écoulement en régimes turbulent pour les quater formes géométriques.

d. Dans le quatrième chapitre, nous présentons nos résultats numériques et expérimentaux et les discussions des résultats trouvés, ensuite achevé par une conclusion générale.

Chapitre I

Aérodynamique générale.

Chapitre I

Aérodynamique générale.

I.1 Introduction

L'aérodynamique est la science qui l'étude des mouvements de l'air autour des corps. En d'autres terme, phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure. Le corps peut se déplacer dans le fluide immobile (avion en vol) ou être fixe dans le fluide en mouvement (réalisation de formes géométrique pour mesure sur soufflerie).

Une branche de la dynamique des fluides qui porte sur compréhension et l'analyse des écoulement d'air, ainsi que sur leurs affects sur des élément solides environnement, ces effets peuvent naturellement être provoqués par un corps immobile soumis a un flux d'air animé d'une vitesse ou par un corps se déplaçant dans l'atmosphère ou encore par la combinaison des deux propositions précédents. Le champ d'étude peut se subdiviser en aérodynamique incompressible et compressible en fonction de nombre de mach. [3].

On distingue également d'autres branches liées à la mécanique des fluides : l'hydraulique, l'hydrodynamique, l'aérodynamique, ... Une nouvelle approche a vu le jour depuis quelques décennies : la mécanique des fluides numérique (CFD ou Computational Fluid Dynamics en anglais), qui simule l'écoulement des fluides en résolvant les équations qui les régissent à l'aide d'ordinateurs très puissants : les supercalculateurs.

La mécanique des fluides a de nombreuses applications dans divers domaines comme l'ingénierie navale, la biomédecine, la météorologie, l'hydraulique, la géophysique, la turbomachine et l'aérodynamique [7].

I.2 Hypothèses simplificatrices

Nous supposons l'écoulement est incompressible visqueux, stationnaire(permanent) et turbulent de (Navier-Stokes) et le phénomène de (Von-Karman) en régime (sous-critique et critique), bidimensionnel, critère de (k-epsilon .2eqn), Newtonien.

I.3 Généralité Sur L'aérodynamiques

L'aérodynamique, est la science qui étudie les différents aspects de l'action de l'air en forces, pressions et moments qui résultent u &placement des corps dans l'atmosphère. L'aérodynamique intervient essentiellement dans la conception des avions et des missiles, dont elle définit les formes optimales. Cependant, les études menées en aérodynamique sur reculement de fluide autour de profils font l'objet d'un très grand développement au sein de la NASA (National Aeronautic and Space Administration, USA) et de l'ONERA (Office d'Etude et de Recherche Aérospatiale, France). Au stade actuel de la recherche, la majorité des moyens expérimentaux déployé en ces laboratoires sont assisté par ordinateur ce qui induit des résultats plus précis et plus concret. [4].

I.3.1 L'air

Lors de mouvement d'un fluide autour d'un objet provoque différents phénomènes de frottements et de turbulences, et pour étudier ces phénomènes on fait appelé à aérodynamique qui est la « science du mouvement de l'air ». [5].

I.3.1.1 Existence

L'air est le mélange gazeux qui constitue l'atmosphère terrestre. Comme tous les gaz, il est compose de molécules extrêmement mobiles les unes par rapport aux autres. Il est invisible, ce qui rend la compréhension des phénomènes relatifs au vol de l'avion.

I.3.1.2 Propriétés physiques

- L'air est compressible : il est possible de réduire son volume en le comprimant
- L'air est expansible : il tend a occuper un volume toujours plus grand
- L'air est élastique : résultante des 2 précédentes. C'est a dire que l'air reprend exactement son volume initial lorsqu'on le replace dans les conditions ayant précède une compression ou une détente. [6].
- L'air est pesant : par rapport aux autres corps, le poids de l'air reste faible, toutefois, il est déjà possible de déterminer l'état de l'air ambiant en connaissant la masse volumique, (notée ρ , et exprimée en kg.m^3).

I.4 L'écoulement

Terme générique définissant le déplacement de l'air. On distingue en général trois types d'écoulement classés selon le comportement des particules d'air

I.4.1. Écoulement laminaire

Un écoulement est laminaire lorsque le mouvement des particules fluides se fait de manière régulière et ordonnée. Les filets d'air suivent des trajectoires rectilignes et parallèles entre elles. Elles glissent les unes sur les autres, comme des lames de fluide. [7].



Figure. I.1 : Écoulement laminaire.

Les particules d'air glissent parfaitement les unes sur les autres sans échanges de particules entre elles. Elles suivent un mouvement rectiligne et parallèle.

I.4.2 Écoulement turbulent

Un écoulement est turbulent lorsque le déplacement est irrégulier et que des fluctuations aléatoires de vitesse se superposent au mouvement moyen du fluide.



Figure. I.2 : Écoulement turbulent.

Les particules d'air ont des trajectoires quasiment parallèles entre elles, mais qui ne sont plus rectilignes, tout en se déplaçant globalement dans le même sens à la même vitesse.

I.4.3 Écoulement tourbillonnaire

La turbulence disperse et mélange le milieu où elle se développe. Puis elle s'efface et disparaît une fois produites l'unité et l'homogénéité qu'elle a favorisées.

La turbulence est présente dans de nombreux domaines. En aéronautique elle est considérée comme néfaste puisqu'elle est responsable de l'augmentation de la traînée et de la diminution de la portance. [8].

Les premières caractérisations de la turbulence sont apparues à la fin du 19ème siècle grâce au scientifique Osborne Reynolds. Ses travaux sur les écoulements dans les conduites lui permirent de définir un nombre sans dimension auquel il attribua son nom.

Il montra qu'au-dessus d'une valeur critique de ce nombre, l'écoulement changeait radicalement de topologie et de dynamique. [4]. Ce nombre est défini au paragraphe suivant.



Figure. I.3 : Écoulement tourbillonnaire.

L'écoulement est très désordonné, les particules se mélangent et ne suivent ni une trajectoire rectiligne ni parallèle, et certaines particules peuvent remonter le courant et former ainsi des tourbillons. [9].

I.5 Forces aérodynamique

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique d'un profil d'aile,

les scientifiques ont défini 2 vecteurs (la portance et la traînée) qui donnent la résultante des forces aérodynamiques [10].

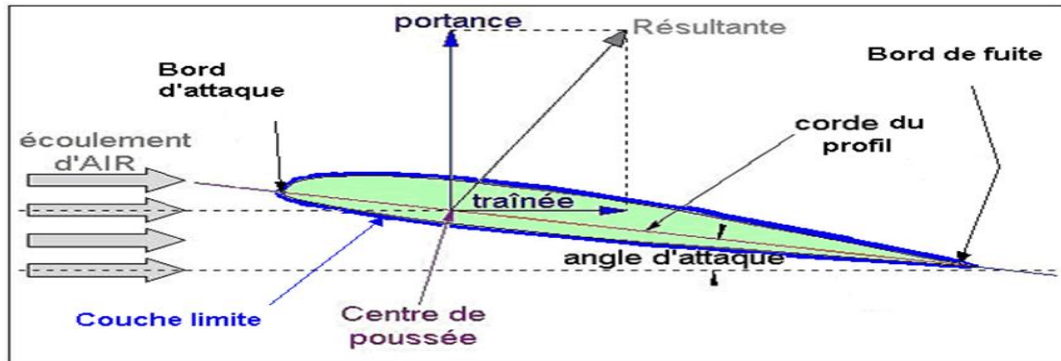


Figure. I.4 : La résultante des forces aérodynamiques.

I.5.1 Force de portance

L'effet est que lorsqu'un profil d'aile (généralement asymétrique) est placé dans la direction et la direction du flux d'air, le flux d'air se divise en deux après avoir touché le point de compression (arrêt). Une partie du flux d'air passe par la partie au-dessus de l'aile et une autre partie sous le profil (lead-out). Le flux d'air au-dessus de l'aile doit être accéléré car il doit couvrir une distance plus longue que le flux d'air sous l'aile. [14].

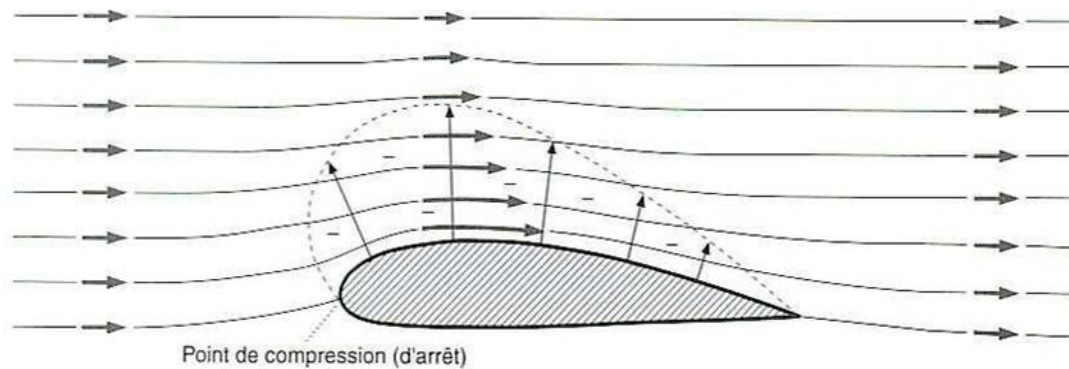


Figure. I.5 : L'écoulement du fluide autour d'un profil d'aile.

Selon l'équation de Bernoulli, une augmentation de la vitesse (pression dynamique) entraîne une diminution de la pression statique. Une pression inférieure à la pression de l'air environnant (pression statique) se produit alors sur la surface supérieure du profil (extrados), ce qui crée alors une force vers le haut appelée portance.

La portance est définie par la formule suivante :

$$F_l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_l \quad (I.1)$$

ρ est la masse volumique de l'air (en kg/m³)

S est la surface de l'aile. Il s'agit de la surface totale d'une de surfaces. (En m²).

V est la vitesse de l'écoulement de l'air sur le solide, et par conséquent, la vitesse de ce dernier. (En m/s)

C_l est le coefficient de portance.

I.5.2 Force de traînée

Si la viscosité de l'air n'existait pas, il n'y aurait pas de force de frottement, il n'y aurait que des forces de pression et de dépression et la résultante aérodynamique serait perpendiculaire au vent relatif. Or, il y a toujours une traînée d'où l'expression et comme suit

$$F_d = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_d \quad (I.2)$$

ρ : masse volumique de l'air en kg/m³.

S : surface de l'aile en m².

V : vitesse en m/s.

C_d : coefficient de portance du profil.

I.5.2.1 Type de traînée

On peut distinguer plusieurs catégories de traînée mais en réalité on ne s'intéresse qu'au plus grande contribution celle de frottement, de forme et induite

I.5.2.2 Traînée de frottement

La traînée de frottement est due à la viscosité de l'air. Les molécules d'air en contact avec la surface d'un corps sont freinées par les forces de frottement. Ces forces sont telles que la vitesse des filets d'air est nulle au contact du corps. La traînée de frottement concerne toutes les parties de l'avion. Sa grandeur varie avec :

- la surface totale du revêtement de l'avion (aile, fuselage, empennage etc.)

- la couche limite (laminaire, turbulente)
- la rugosité des parois
- la vitesse du vent relatif
- la forme et l'épaisseur du profil
- l'angle d'attaque.

I.5.2.3 Trainée de forme(Profil)

Comme son nom l'indique elle est liée à la forme du profil, en effet, les écoulements sont différents en fonction des profils, et donc les différences de pressions entre le bord d'attaque et le bord de fuite ne sont pas identiques. La pression au bord d'attaque étant plus forte que la pression au bord de fuite par suite de léger décollement des filets d'air a ce niveau. [15].

Pour cette augmentation de la force de traînée, on ajoute parfois des petits bouts d'ailes, nommé les Winglets Figure. I.6

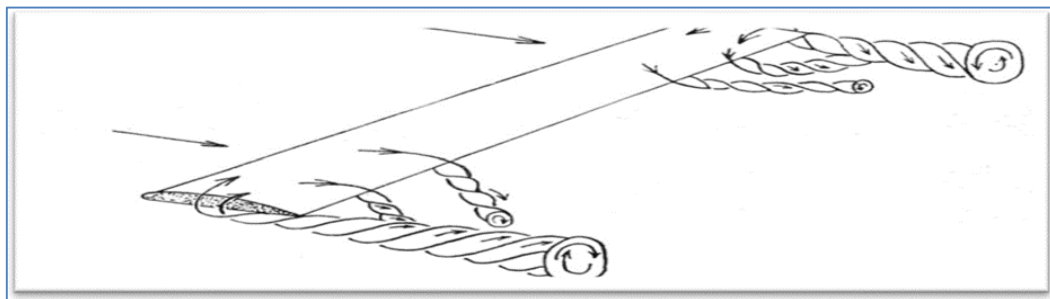


Figure. I.6 : Tourbillons Marginaux.

I.5.2.4 Coefficient de traînée

Le coefficient de traînée C_d se définit comme un nombre sans dimension qui renseigne sur la traînée globale d'un objet quelconque, autrement dit sa capacité à générer le moins de résistance possible lors de son déplacement dans l'air. Il est donné par l'équation suivante équivalente à la relation [11].

$$C_d = \frac{2 \cdot F_d}{\rho \cdot S \cdot v^2} \quad (I.3)$$

I.5.2.5 Coefficient de pression

La distribution de la pression sur un corps est caractérisée

par le coefficient sans dimension C_d défini par la relation

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_\infty^2} \quad (\text{I.4})$$

P est la pression statique et l'indice ∞ renvoi aux caractéristiques à l'infini amont de l'écoulement avant qu'il soit perturbé par la présence de l'obstacle.

I.5.2.6 Détermination

Comme pour la portance ; en soufflerie, on peut déterminer la valeur de C_d , qui est très inférieure à la valeur de C_l pour une même aile et une même incidence. On peut ainsi déterminer la valeur de C_d pour chaque valeur de α , ce qui nous permet de construire la courbe $C_d = f(\alpha)$.

I.6 Moments aérodynamiques

Un effort F qui s'exerce au niveau du centre de gravité d'un corps solide quelconque ne fait pas tourner ce corps. Si le point d'application est écarté d'une distance d , l'effort précité produit un effet qui aura tendance à mettre le corps en rotation : on dit qu'il s'applique un moment ($F \times d$) sur le corps en question.

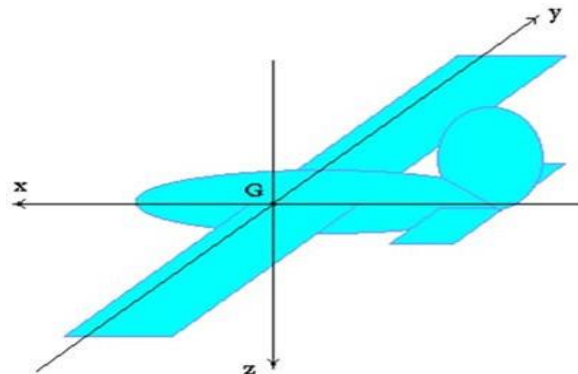


Figure. I.7 : moments aérodynamiques.

Formule du coefficient de moment

$$M = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C \cdot C_m \quad (\text{I.5})$$

Où : C_m est le coefficient de moment

C : la corde de l'aile.

I.7 Résistance de l'air

I.7.1 Les causes

Chaque corps en mouvement dans l'air est soumis de la part de celui-ci à une résistance qui tend à s'opposer à ce mouvement. Cette résistance a son origine dans les propriétés de l'air, mais dépend aussi des caractéristiques du corps concerné (surface, forme.). Les forces de pression dépendent de la forme du corps et la disposition que celui-ci occupe par rapport à la direction de la vitesse relative du flux d'air. Cette action de l'air se traduit en chaque point de la surface du corps par :

- une force élémentaire de pression perpendiculaire à la surface
- une force élémentaire de frottement tangente à la surface

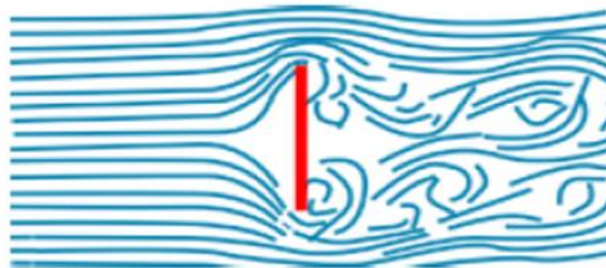


Figure. I.8 : Résistance de l'air plaque plate.

Les forces de frottement, dues à la viscosité de l'air, ont un effet directement en rapport avec l'étendue de la surface du corps et aussi avec l'état de cette surface. En plaçant une plaque plane perpendiculairement au flux d'air, nous constatons que l'air exerce une forte pression à l'avant, tandis qu'à l'arrière se forme une dépression.

En installant un appareil (dynamomètre) relié à la plaque, on peut mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui vont la faire varier. [16].

I.7.2 Facteurs influençant la résistance de l'air

I.7.2.1 Aire

Si on double l'aire de la plaque plane, la force mesurée par le dynamomètre double également : La résistance de l'air est proportionnelle à l'aire.

I.7.2.3 Vitesse

En augmentant la vitesse de l'écoulement, la force exercée par l'air augmente elle aussi : La résistance de l'air est proportionnelle au carré de la vitesse

I.7.2.4 Masse volumique

La densité de l'air diminue avec l'altitude, la résistance de l'air va diminuer également. On en déduit donc : La résistance de l'air est proportionnelle à la masse volumique de l'air.

I.7.2.5 Forme du corps

En installant un appareil (dynamomètre) relié à la plaque, on peut mesurer cette force exercée par l'air et quels sont les facteurs qui vont la faire.

Écoulement de l'air sur un disque plat de faible épaisseur disposé parallèlement aux filets d'air est le siège d'une résistance minimale due simplement au frottement de l'air sur les deux parois de la plaque. [16].



Figure. I.9 : Résistance quasi nulle plaque blatte horizontal

En mettant un disque plat perpendiculaire au flux d'air d'une soufflerie, nous constatons que l'écoulement de l'air peine à contourner l'obstacle et qu'il se forme une surpression à l'avant et une dépression à l'arrière avec effet tourbillonnaire.

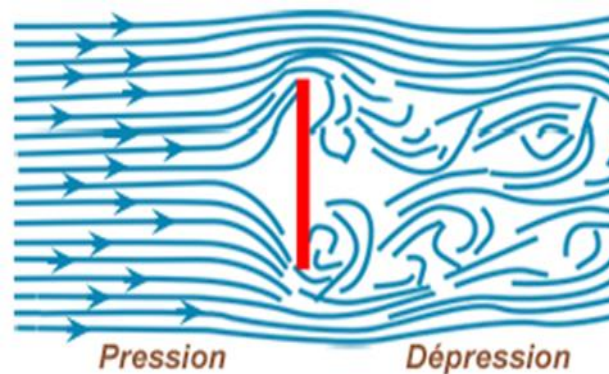


Figure. I.10: Résistance de plaque plate 100 %.

En ajoutant une demi-sphère à l'avant du disque nous constatons que l'air contourne mieux l'objet.

La surpression diminue mais il subsiste toujours une dépression et une zone tourbillonnaire à l'arrière.



Figure. I.11 : Résistance de demi sphère 75 %.

Si on complète cette demi-sphère pour former une sphère complète, l'écoulement est amélioré, le zone tourbillonnaire arrière est réduite, mais pas complètement résorbée.

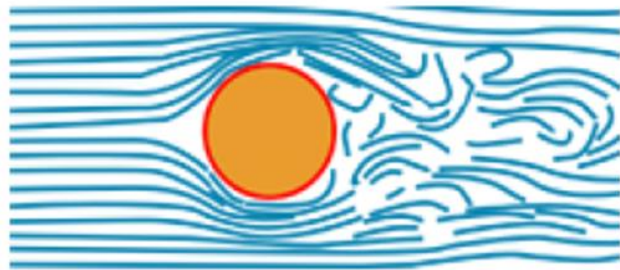


Figure. I.12 : Résistance de la sphère 50 %.

En étirant la partie arrière de la sphère pour obtenir sensiblement la forme d'un œuf, on constate que les filets d'air se rejoignent à l'arrière sans créer de tourbillons. On obtient ainsi un corps fuselé.

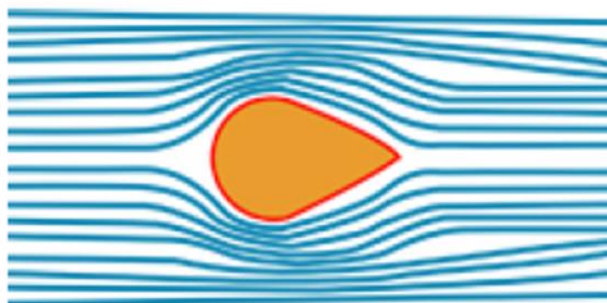


Figure. I.13: Résistance forme de NACA 15 %.

Un corps fuselé "pointu" à l'arrière (bord de fuite), crée une circulation.

Théorie de la circulation ou de Kutta & Jukowski. [12].

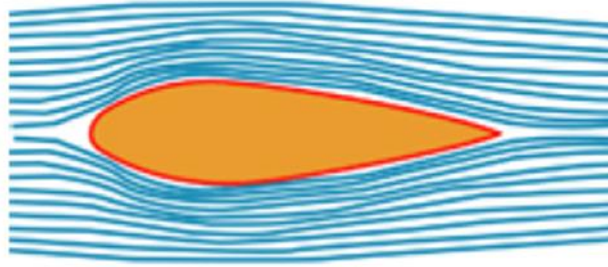


Figure. I.14 : Résistance forme profil 5 %.

I.8 Coefficient aérodynamique

I.8.1 Coefficient de portance

Le coefficient de portance représente le rapport de la force de portance et la force dynamique de l'écoulement qui se note C_d , et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, comme le montre la formule :

Donc

$$C_l = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_d \quad (\text{I.6})$$

Plus l'angle d'attaque est grand plus le C_d augmente (voir figure ci-dessous). Ce coefficient augmente jusqu'à une limite maximale, le $C_d \text{ max}$, après avoir dépassé cette valeur, à savoir que l'écoulement n'est plus laminaire mais turbulent, cet état est extrêmement dangereux.

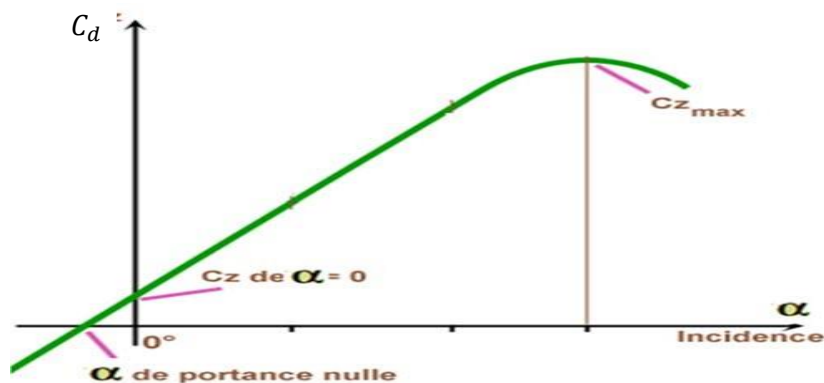


Figure. I.15 : Coefficient de la portance.

I.9 Nombre de Reynolds

Ce nombre caractérise un écoulement. Il représente le rapport entre forces d'inerties et forces visqueuses. Il est le plus important nombre sans dimension en dynamique des fluides. Il est proportionnel à la vitesse et à la longueur de la profondeur du profil, mais aussi à la densité de l'air. [17].

Voici ci-dessous la formule :

$$\text{Ou bien} \quad R_e = \frac{\rho \cdot V \cdot D_m}{\mu} \quad (\text{I.8})$$

$$R_e = \frac{V \cdot D_m}{\nu} \quad (\text{I.9})$$

Avec

V - vitesse du fluide, [m/s]

D_m - dimension caractéristique [m]

ν - viscosité cinématique du fluide : ν , [m²/s]

ρ - masse volumique du fluide, [kg/m³]

I.10 Couche limite autour des obstacles

I.10.1 Définition

Lorsqu'un écoulement fluide rencontre un obstacle, dû au frottement sur la surface de l'obstacle et à la viscosité de l'écoulement, la vitesse de l'écoulement est égale à zéro sur la surface de l'obstacle. Au-dessus de cette surface, la vitesse de l'écoulement augmente progressivement jusqu'à une certaine hauteur où la vitesse de l'écoulement non perturbée est retrouvée. Cette zone de gradient de vitesse s'appelle la couche limite. La Figure montre une illustration de la couche limite, qui se développe sur un obstacle. [17]

On distingue deux types de couche limite : La couche limite laminaire est caractérisée par le fait que toutes les vectrices vitesses sont parallèles à un même plan, l'écoulement se

présente alors sous la forme de lames d'air glissant les unes sur les autres. Ces lames restent rectilignes sur une certaine longueur, puis s'estompent. On observe une telle couche limite vers le bord d'attaque d'un profil.

On appelle conventionnellement l'épaisseur δ de la couche limite la distance à la paroi à partir de laquelle la vitesse V est telle que : $V = 0,99 V_0$ (V_0 étant la vitesse qui existerait si l'air était sans viscosité). [18].

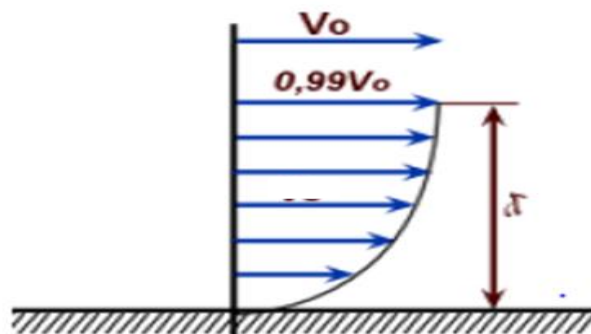


Figure. I.16 : Couche limite.

En fait assez rapidement les lames disparaissent et l'écoulement présente un caractère désordonné, due en partie aux aspérités qui existent toujours sur la paroi. La couche limite devient turbulente et les vecteurs vitesses ne sont plus parallèles entre eux.

I.10.2 Transition Laminaire-Turbulent de la couche limite

En général, le mécanisme de transition de l'état laminaire à l'état turbulent est le résultat d'une réponse non linéaire de la couche limite à des perturbations.

Ces dernières ont différentes origines qui peuvent être le taux de turbulence de l'écoulement libre, l'état de surface (rugosités) ou encore les vibrations. Depuis les expériences réalisées par Reynolds en 1883, les phénomènes d'instabilité de l'écoulement laminaire et la transition vers la turbulence ont maintenu un intérêt constant en mécanique des fluides. Cet intérêt provient du fait que des quantités aérodynamiques telles que la portance ou la traînée dépendent de la transition. Des critères empiriques sont principalement utilisés pour prédire cette transition.

Lorsque le nombre de Reynolds dépasse une certaine valeur critique, on observe une transition de la couche limite laminaire vers la turbulence.

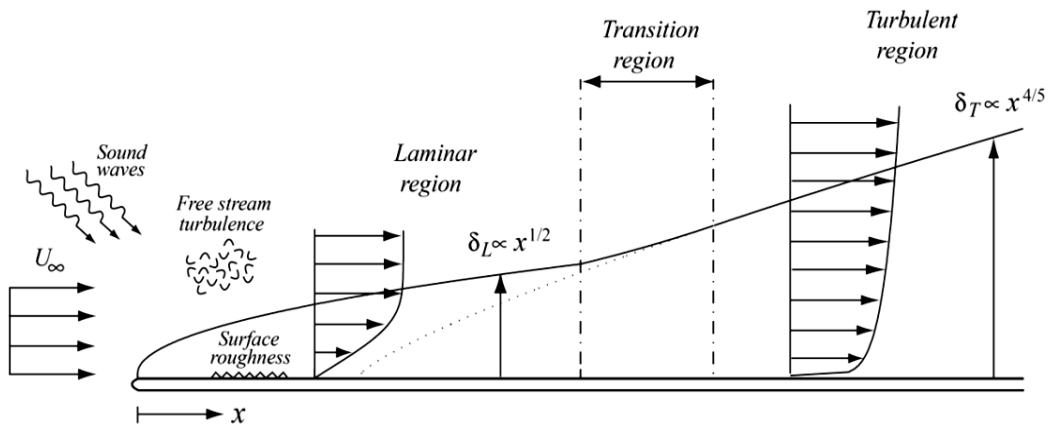


Figure. I.17 : Couche limite se développant sur une plaque plane : passage de l'état Laminaire à l'état turbulent. [5].

I.10.3 Contrôle de la couche limite

Il y a plusieurs façons différentes de classifier les méthodes de contrôle du décollement pour arriver à des résultats souhaités.

Gad-El-Hak [19] présente une classification du contrôle basé sur le mode de fonctionnement de l'actionneur. L'actionneur est le dispositif mécanique, pneumatique, électrique ou acoustique destiné à interagir avec l'écoulement pour lui donner le comportement souhaité

Tableau. I.1 : Régimes en fonction du Reynolds résulte expérimentaux.

Nombre de Reynolds	Régime d'écoulement	Forme de l'écoulement
$Re \rightarrow 0$	Écoulement rampant	
$3-4 < Re < 30-40$	Paire de vortex dans le sillage	
$30-40 < Re < 80-90$	Début de vortex de Karman	
$80-90 < Re < 150-300$	Purs vortex de Karman	
$150-300 < Re < 10^5 - 1.3 \cdot 10^5$	Régime sub-critique	
$1.3 \cdot 10^5 < Re < 3.5 \cdot 10^6$	Critical regime	 Laminar separation Turbulent reattachment Turbulent separation Turbulent wake

I.10.3.1 Systèmes de contrôle actif

Le contrôle par systèmes actif fonctionne sur le principe de variation de vitesse due à la couche poreuse comparé à une couche limite de surface dans le domaine fluide.

À la frontière entre le milieu poreux et un fluide, la vitesse d'écoulement locale n'est pas nulle. Ainsi, un milieu poreux faisant office de paroi sur un objet d'étude permet de perturber en proche paroi l'établissement de la couche limite, induisant une modification de l'écoulement aval résultant.

I.10.3.2 Systèmes de contrôle passif

Le système de contrôle passif est une solution simple qui prend la forme d'appendices plus ou moins discrets, qui permettent d'obtenir une modification du torseur aérodynamique. En automobile, l'application la plus connue est l'aileron arrière, en forme de profil d'aile d'avion inversée, permettant un accroissement de l'appui lorsque la vitesse augmente. Il s'agit dans ce cas d'augmenter la portance du véhicule pour améliorer ces caractéristiques de tenue de route.

Le contrôle par VGs alors d'appendices de petite taille par rapport aux longueurs de l'objet d'étude et disposé de manière espacée régulière transversalement à l'écoulement de référence. [20].

I.10.4 Décollement de la couche limite

Un écoulement décollé se caractérise par la présence d'une zone de recirculation dans laquelle les vitesses sont faibles et les pertes énergétiques importantes. C'est pourquoi les Aérodynamiciens essaient d'en limiter le développement.

En général, quand un objet est placé dans un écoulement, les filets fluides épousent la surface du corps : ils « collent » à la paroi. Dans certaines circonstances, ces filets peuvent se détacher de la paroi, c'est ce qu'on appelle le décollement. Ce décollement, causé par un gradient de pression positif ou par une rupture géométrique de la paroi, influence fortement les performances aérodynamiques. Source d'instationnaire, il peut notamment provoquer des nuisances sonores ou être à l'origine de vibrations de la structure : il a globalement des effets pénalisants sur le rendement aérodynamique des véhicules.

De fait, le décollement est un phénomène qu'on cherche à éviter sauf dans des cas précis comme par exemple dans le cas de l'utilisation d'aérofreins sur les ailes d'avion.

Mais dans la plupart des cas, l'objectif est bien de réduire voire d'éliminer les décollements. [21].



Figure. I.18 : Décollement de la couche limite.

Par exemple, lorsque la couche limite décolle, la traînée de pression devient élevée (figure I.9.a) et le point de décollement de la couche limite turbulente petite est également la traînée de pression est donc plus faible lorsque la région de séparation est moindre. (Figure. I.19)

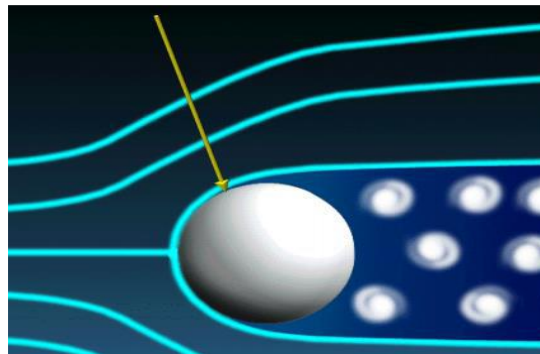


Figure. I.19 : Point de décollement pour une couche limite laminaire.

I.11 Conclusion

Après avoir exposé les phénomènes qui entourent notre sujet, on a constaté que le comportement de la couche limite diffère d'une géométrie à une autre, et par rapport à l'état de surface et le nombre de Reynolds qui caractérise l'écoulement.

La mécanique des structures de l'écoulement incompressible autour des obstacles occupent une place importante dans la physique des fluides dues à leur importance pratique dans les applications aérodynamiques et hydrodynamiques de nombreux systèmes en engineering, tel que les hélices des navires, les aubages des turbines et des pompes ou les obstacles utilisés pour la protection contre le vent.

Chapitre II

EQUATIONS MODELE MATHEMATIQUE

Chapitre II

EQUATIONS MODELE MATHEMATIQUE.

II.1 Introduction

L'aérodynamique est la science qui a pour objet l'étude des mouvements de l'air autour des corps solides. En d'autres termes, il s'agit des phénomènes mis en jeu chaque fois qu'il existe un mouvement relatif entre un corps et l'air qui l'entoure.

Dans ce chapitre, on rappelle différentes notions de base sur l'aérodynamique telles que les efforts ou encore les coefficients aérodynamiques qui intéressent le travail effectué dans le cadre de ce mémoire. Un aperçu sur la couche limite et les phénomènes qui en découlent est également donné.

Hypothèses simplificatrices

Nous supposons l'écoulement est : instationnaire, bidimensionnel, turbulent, Newtonien et incompressible.

II.2 Modélisation Mathématique

Dans le présent travail, les écoulements considérés sont bidimensionnels, et stationnaire, sans transfert de chaleur.

Dans ce qui suit, seront décrites les équations traduisant le transport de masse et de quantité de mouvement régissant de tels écoulements avec les simplifications nécessaires qui sont faites dans le code ANSYS.

Dans ce qui suit, seront décrites les équations de continuité et de quantité de mouvement (Navier Stokes) régissant de tels écoulements avec les simplifications nécessaires qui sont faites dans le code ANSYS selon les cas étudiés.

II.2.1 Equations de transport

Les équations qui régissent l'écoulement d'un fluide incompressible Newtonien sont L'équation de continuité ainsi que les équations de conservation de quantité de mouvement :

II.2.1.1 Equation d'énergie

L'équation d'énergie est basée sur l'équation thermodynamique, elle est utilisée sous la Forme suivante [23-4] :

$$\rho \frac{Dh}{Dt} = \frac{Dp}{Dt} + \tilde{\nabla} (\lambda \nabla T) + \phi \quad (\text{II. 1})$$

Où : Ω est la fonction de dissipation, représentant l'équivalent thermique de l'énergie Mécanique liée à la dissipation visqueuse et les efforts de cisaillement.

Dans le cas d'un fluide Newtonien en mouvement, la relation entre la contrainte de cisaillement, τ , et le gradient de vitesse est linéaire (la direction de l'axe des y est perpendiculaire et la vitesse de l'écoulement

$$\rho C_p \frac{Dh}{Dt} = \gamma T \frac{Dp}{Dt} + \tilde{\nabla} (\lambda \nabla T) + \phi \quad (\text{II. 3})$$

Dh/Dt : représente la variation d'enthalpie (dérivée particulière)

Dp/Dt : le taux de travail des efforts de pression.

μ : est le coefficient de conductivité thermique.

II. 2.1.2 Énergie totale

$$\varepsilon = e + \frac{v^2}{2} \quad (\text{II. 4})$$

Un fluide peut être considéré comme étant formé d'un grand nombre de particules matérielles, très petites et libres de se déplacer les unes par rapport aux autres, un fluide donc est un milieu continu, déformable, sans rigidité et qui peut s'écouler. Parmi les fluides, on fait souvent la distinction entre liquide et gaz. Un fluide peut être réel (visqueux), parfait (non visqueux) [7].

La viscosité d'un fluide et la propriété qui exprime sa résistance à une force tangentielle de frottement. Son effet se manifeste principalement au voisinage des parois. Dans le cas d'un fluide Newtonien en mouvement, la relation entre la contrainte de cisaillement, τ , et le gradient de vitesse est linéaire (la direction de l'axe des y est perpendiculaire et la vitesse de l'écoulement).

C'est uniquement au repos, qu'on admettra que le fluide réel se comporte comme un fluide parfait, et on suppose que les forces de contact sont perpendiculaires aux éléments de surface sur lesquels elles s'exercent. La statique des fluides réels se confond avec la statique des fluides parfaits [7].

Connaissant la distribution de pression pariétale, il est assez aisé d'en réaliser l'intégration afin d'obtenir des efforts globaux. Mais on peut également être amené à mesurer directement ces efforts à l'aide de balances aérodynamiques. Dans ce cas, il est indispensable de définir au préalable le référentiel dans lequel est représenté le torseur.

II.2.1.3 Equation de continuité

L'équation de la continuité doit traduire le principe de conservation de la masse. C'est-à-dire la variation de masse pendant un temps d'un élément de volume fluide doit être égal à la somme des masses de fluide entrant diminuée de celle de fluide sortant.

On considère un volume matérielle Ω . Sa masse peut s'exprimer comme :

$$m = \iiint_{\Omega} \rho d\vartheta \quad (II.5)$$

Où ρ désigne la densité locale du fluide. Si le volume matériel ne contient ni sources ni puits, la masse qui se trouve dans Ω est constante et on peut écrire :

$$\frac{\partial m}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho d\vartheta \quad (II.6)$$

On applique le théorème de transport au volume Ω sur une surface de contrôle Σ "Le théorème de transport de Reynolds"

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_{\Omega} \rho d\vartheta = \iiint_{\Omega} \frac{\partial \rho}{\partial t} d\vartheta + \iint_{\Sigma} \rho(\vec{V} \cdot \vec{n}) ds \quad (II.7)$$

Si le volume ne contient pas de surface de discontinuité, l'intégrale sur Σ peut être remplacé par une intégrale de volume "Le théorème d'Ostrogradsky"

$$\iint_{\Sigma} \rho(\vec{V} \cdot \vec{n}) ds = \iiint_{\Omega} \nabla(\rho \vec{V}) d\vartheta \quad (II.8)$$

Dans ces conditions l'équation (II.20) devient :

$$\iiint_{\Omega} \left[\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V}) \right] d\vartheta = 0 \quad (II.9)$$

Le volume d'intégration est arbitraire et par conséquent l'intégrale doit être identiquement nulle :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla(\rho \vec{V}) = 0 \quad (II.10)$$

L'équation (II.22) est appelée l'équation de continuité (forme différentielle) [22-14].

Pour notre cas (incompressible) l'équation de continuité s'écrit :

$$\nabla(\vec{V}) = 0 \quad (II.11)$$

II.2.1.4 Equations de quantité de mouvement (Navier Stokes)

La loi de conservation de quantité de mouvement traduite par les équations de Navier Stokes exprime tout simplement la loi fondamentale de la dynamique à un fluide Newtonien. Les équations de quantité de mouvement écrites suivants x_i ($i = 1, 2, 3$) sont [1] :

$$\underbrace{\frac{\partial U_i}{\partial t}}_{\text{Force d'inertie}} + \underbrace{U_j \frac{\partial U_i}{\partial x_j}}_{\text{forces appliquées}} = - \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \frac{\partial U_i}{\partial x_j} \right) \quad (II.12)$$

Instationnaire
convectif
pression
terme visqueux

Dans notre cas (bidimensionnel) les équations de quantité de mouvement écrites suivant x et y sont [12] :

$$\rho \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} \right) = - \frac{\partial P}{\partial x} + \mu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (II.13)$$

$$\rho \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} \right) = - \frac{\partial P}{\partial y} + \mu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (II.14)$$

II.3 Modélisation mathématique

Le nombre de Reynolds noté **Re**, représente le rapport entre les effets d'inertie et les effets visqueux. Il définit la nature laminaire, transitoire ou turbulente d'un écoulement. Un écoulement laminaire est caractérisé par de faibles nombres de Reynolds, i.e. par des effets d'inertie faibles devant les effets visqueux. Un écoulement turbulent est caractérisé par des effets visqueux négligeables devant les effets d'inertie. Le nombre de Reynolds généralisé est défini par l'équation [14] :

$$Re = \frac{\rho \cdot v \cdot D_m}{\mu} \quad (II.15)$$

II.4 Méthode Numérique

Pour résoudre un problème de la mécanique des fluides il faut distinguer le modèle physique du modèle mathématique. Le modèle physique peut s'exprimer en mots et phrases qu'il est nécessaire de traduire en expressions mathématiques. Lorsque le problème est ainsi

bien posé, il est alors possible de le résoudre soit mathématiquement (solution analytique) ou numériquement (solution numérique). Les solutions analytiques, basées sur la forme locale du problème (Equations aux Dérivées Partielles : « E.D.P. » associées aux conditions initiales et aux limites), ne peuvent être déterminées dans le cas général sauf dans certains cas classiques connus depuis bien longtemps. Dans le cas général où il y'a des difficultés si l'on résout les équations aux dérivées partielles qui régissent les phénomènes étudiés, on fait appel aux méthodes numériques, **le principe de ces méthodes est de transformer les équations différentielles en un système d'équations algébriques**. Il y'a trois méthodes numériques qui sont utilisées généralement pour la résolution des systèmes d'équations aux dérivées partielles régissant les écoulements. Ces méthodes sont [7] :

- La méthode des différences finies.
- La méthode des éléments finis.
- La méthode des volumes finis.

Pour la résolution de notre problème nous avons adopté la méthode des volumes finis.

II.4.1 Méthode des volumes finis (MVF)

La méthode a été décrite pour la première fois en 1971 par Patankar et Spalding et publiée en 1980 par Patankar.

La méthode des volumes finis est une technique de discrétisation qui convertit les équations de conservation aux dérivées partielles en équations algébriques qui peuvent être résolues numériquement. La technique des volumes de contrôle consiste dans l'intégration des équations aux dérivées partielles sur chaque volume de contrôle pour obtenir les équations discrétisées qui conservent toutes les grandeurs physiques sur un volume de contrôle (VC).

Le principe de discrétisation peut être illustré en considérant l'équation de transport pour une grandeur scalaire Φ , valable pour toutes les équations d'écoulement, en régime stationnaire :

$$\oint_A (\rho \Phi \vec{v}) \cdot d\vec{A} = \oint_A (F_\Phi \overrightarrow{\text{grad}} \Phi) \cdot d\vec{A} + \int_{VC} S_\Phi dV \quad (II.16)$$

Où

ρ : densité du fluide.

\vec{v} : le vecteur vitesse ($\vec{v} = v_x \vec{i} + v_y \vec{j}$).

\vec{A} : le vecteur l'aire de la surface.

F_Φ : le coefficient de diffusion de la grandeur Φ .

$\vec{\text{grad}}$: le gradient de Φ ($\text{grad}\Phi = \vec{\nabla}\Phi = \frac{d\Phi}{dx}\vec{i} + \frac{d\Phi}{dy}\vec{j}$ en 2D).

S_Φ : le terme source (la source de Φ par unité de volume).

L'équation (II.28) est appliquée sur chaque volume de contrôle du domaine de calcul (domaine d'étude ou d'analyse). La discrétisation de cette équation donne :

$$\sum_f^{N_{\text{faces}}} \rho_f v_f \Phi_f A_f = \sum_f^{N_{\text{faces}}} F_\Phi (\nabla\Phi)_n A_f + S_\Phi V \quad (\text{II.17})$$

Où

N_{faces} : le nombre de faces (interfaces) du volume de contrôle.

Φ_f : la valeur de Φ transférée par convection à travers l'interface f .

v_f : le flux de masse à travers l'interface f .

A_f : l'aire de l'interface f ($|A^\vec{r}| = |A_x\vec{i} + A_y\vec{j}|$ en 2D).

$(\nabla\Phi)_n$: la valeur de $\vec{\nabla}\Phi$ normal (perpendiculaire) à l'interface f .

V : le volume du volume de contrôle.

Les différentes étapes de la mise en œuvre sont :

- Le domaine de calcul est discrétisé en un nombre fini de points (les nœuds du maillage), autour desquels on définit des volumes élémentaires (appelés volumes de contrôle) contigus, non juxtaposés et sans discontinuités aux interfaces.
- Les équations modèles, sous forme conservative, sont intégrées sur chaque volume de contrôle (VC).
- Les intégrales sur un volume de contrôle en un nœud donné sont évaluées en approchant la variation de Φ par des profils ou des lois d'interpolation entre les nœuds voisins du point considéré.
- Écriture des équations algébriques en fonction des valeurs de Φ aux nœuds du maillage.
- Résolution du système algébrique linéaire obtenu [23].

II.5 Modèle de turbulence K- ϵ

Ils existent plusieurs modèles de turbulences donnent un nombre d'équations supplémentaires nécessaires pour compléter le système d'équations du problème à résoudre.

Parmi ces modèles, on peut citer : le modèle K-ε standard, le modèle K-ε réalisable. Pour notre problème, nous avons choisi le modèle K-ε standard, c'est un modèle semi-empirique qui utilise le concept de Boussinesq qui relie les contraintes de Reynolds au taux de déformation [28]. moyen :

$$\overline{\rho u_i u_j} = \rho \left[\frac{\partial U}{\partial x_i} + \frac{\partial U}{\partial x_j} \right] \frac{2}{3} \delta_{ij} k \quad (\text{II. 18})$$

Telle qu'est le tenseur de déformation

$$\frac{1}{2} \left[\frac{\partial U}{\partial x_i} + \frac{\partial U}{\partial x_j} \right] \quad (\text{II.19})$$

Avec

$K = \frac{\overline{u^2}}{2}$ est l'énergie cinétique turbulente

$L = \frac{\overline{u^3}}{\varepsilon}$ viscosité turbulente caractérisée par une vitesse \sqrt{k} et une distance

$$\nu_t = C_\mu \sqrt{K} \frac{K^2}{\varepsilon} = C_\mu \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (\text{II. 20})$$

Avec $C_\mu = 0.09$

ε : le taux de dissipation

K et ε sont obtenus à partir de ces deux fonctions :

a) Équation du transport de l'énergie cinétique turbulente k :

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho K U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + C_k - \rho \varepsilon \quad (\text{II. 21})$$

b) Équation du transport du taux de dissipation ε de l'énergie cinétique turbulente :

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \varepsilon U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\varepsilon} \frac{\varepsilon}{K} G_K - C_{2\varepsilon} \rho \frac{\varepsilon^2}{K} \quad (\text{II. 22})$$

$\sigma_k, \sigma_\epsilon$, Sont respectivement les nombres de Prandtl turbulente relatifs à l'énergie La cinétique Turbulente et au taux de dissipation.

$C_{1\epsilon}, C_{2\epsilon}$ Sont des constantes déterminées empiriquement

Le terme de production G_k est donné par ;

$$G_K = -\overline{\rho u_i u_j} \frac{\partial \vec{u}_j}{\partial x_i} = \rho v_t \left[\frac{\partial U}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x} \right] \frac{\partial U}{\partial x_j} \quad (\text{II. 23})$$

Toutes les constantes sont regroupées dans le tableau suivant :

Tableau.II.1 : Coefficients du modèle de turbulence K-ε

C_{1s}	C_{2s}	C_u	σ_k	σ_s
1,44	1.92	0.09	1	1,3

II.5.1 Autres modèles de turbulence

II.5.1.1 Modèle K-ε réalisable

Dans ce modèle, dans l'état d'équilibre, les équations sont écrites:

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (kU_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial t}{\partial x_j} \right] + C_{K1} k + C_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (\text{II. 24})$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j} (\rho \epsilon U_j) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_t} \right) \frac{\partial t}{\partial x_j} \right] + \rho C_{1s} \epsilon - \rho C_2 \frac{\epsilon^2}{k \neq \sqrt{\nu \epsilon}} + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} C_{3\epsilon} C_b + S_\epsilon \quad (\text{II. 25})$$

Avec.

$$C_1 = \max \left[0.43, \frac{n}{n+5} \right] = S_{\frac{K}{\epsilon}}, S = \sqrt{2 S_{ij} S_{ij}} \quad (\text{II. 26})$$

Le terme G_K représente la génération de l'énergie cinétique turbulente due aux gradients des vitesses moyennes; Il est obtenu comme le cas du modèle k-ε standard. La différence entre les deux modèles est sur deux points :

- Les constantes de l'équation de l'énergie cinétique turbulente k.
- La forme de l'équation de dissipation de l'énergie cinétique turbulente ε .

La viscosité turbulente est donnée comme suit :

$$C_t = \rho C_u = \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (\text{II. 27})$$

$$C_u = \frac{1}{A_0 + A_s \frac{ku^*}{\varepsilon}} \cdot U^* = \sqrt{S_{ij} S_{ij} + \Omega_{ij} \Omega_{ij}} \quad (\text{II. 28})$$

Avec

$$\Omega_{ij} = \overline{\Omega_{ij}} - \varepsilon_{ijk} \omega_k \quad (\text{II. 29})$$

$$A_0 = 4.04. A_s = \sqrt{6} \cos \phi \quad (\text{II. 30})$$

II.5.2 Equation général de transport

Pour un écoulement turbulent d'un fluide incompressible, l'équation générale de transport peut s'écrire comme suit :

$$\text{div}(\varepsilon \rho \mathbf{u} \phi) = \text{div}(\Gamma_\phi \text{grad} \phi) + S_\phi \quad (\text{II. 31})$$

$$(1) \qquad (2) \qquad (3)$$

Ou (1) : est le terme de convective

(2) : est le terme diffusif, ... Est le coefficient de diffusif

(3) : est le terme source

Le tableau (2.2) donne chaque terme de l'équation (2.26) pour les différentes grandeurs calculés dans le cas d'un écoulement incompressible, turbulent autour d'un obstacle. [29].

Tableau.II.2 : Termes des grandeurs transportées

Grandeur transportée	Φ	$\Gamma\Phi$	S_Φ
La continuité	1	0	0
Quantité de mouvement	μ_i	ν	$-\rho \frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} (\nu (\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i}) - u'_j u'_i)$
Energie cinétique turbulente	K	$\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_k}$	$\nu_t \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \epsilon$
Taux de dissipation	ϵ	$\nu + \frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon}$	$C_1 \nu_t \left[\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right] \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \frac{\epsilon}{k} - C_2 \frac{\epsilon^2}{k}$

II.5.3 Fonctions de paroi standards

Ces fonctions ont été proposées par Launder et Spalding, et sont largement utilisées dans l'industrie.

II.5.3.1 Champ moyen

Pour la vitesse moyenne les fonctions de paroi sont

$$U^* = \frac{1}{k} \ln(EY^*) \tag{II. 32}$$

$$U^* = \frac{U_P C_U^{\frac{1}{4}} K_P^{\frac{1}{2}}}{\frac{\tau\omega}{\rho}} \tag{II. 33}$$

$$Y^* = \frac{\rho C_U^{\frac{1}{4}} K_P^{\frac{1}{2}}}{K} Y_P \tag{II. 34}$$

Ou **k** : Constante de Von karman (=0.4187)

E : Constante empirique (E= 9,793)

U_P: Vitesse moyenne du fluide au point P

K_P: Énergie cinétique turbulente au point P

Y_P: distance du point P à la paroi

N : Viscosité dynamique du fluide

La loi logarithmique est valable pour $30 < y^* < 300$. (Fluent) l'utilise quand $y^* > 11,225$ Quand le maillage est tel que $y^* > 11,225$. Pour les cellules adjacentes à la paroi, Fluent applique la loi de déformation de contrainte laminaire qui peut être écrite sous la forme $U^* = y^*$. Notons au passage que dans Fluent les fonctions de paroi sont basées sur l'unité de paroi y^* Plutôt que y^+ , dans la zone mixte y^* et y^+ sont identiques. Pour le modèle K- ϵ l'équation de l'énergie cinétique turbulente K est résolue sur tout le domaine avec une condition imposée

sur la paroi est : $\frac{\partial k}{\partial n} = 0$

n : c'est la coordonnée locale normale à la paroi.

La production de l'énergie cinétique turbulente et son taux de dissipation ϵ (qui représentent les termes source dans l'équation de k) au niveau des cellules des parois sont calculés sur la base de l'hypothèse de l'équilibre local qui exige l'égalité entre la production de k et son taux de dissipation dans les dites cellules. Les équations permettant le calcul de la production de k et le taux de dissipation de ϵ sont respectivement :

$$G_K \approx \tau_\omega \frac{\partial U}{\partial Y} = \frac{\tau_\omega}{k \rho C \frac{1}{U}} \frac{1}{Y P K \frac{1}{P}} \quad (\text{II. 35})$$

$$\epsilon_P = \frac{C \frac{3}{4} U \cdot K \frac{3}{P}}{k y_p} \quad (\text{II. 36})$$

II.5.4 Détails sur la procédure de résolution

Les équations qui gouvernent l'écoulement sont des équations aux dérivés partielles non linéaires qui n'ont pas de solution analytique d'où la nécessité de faire appel à une méthode de résolution numérique. Dans notre cas, Fluent été utilisé, incorporant la méthode des volumes finis, basée sur

- _ Une génération du maillage : division du domaine physique en volumes de contrôles.
- _ Une discrétisation de différentes équations par intégration sur des volumes de contrôles permettant d'obtenir ainsi un système d'équations algébriques pour chaque variable dépendante du problème à résoudre.

Pour la résolution de ceci, on utilise l'algorithme SIMPLE qui suit les étapes suivantes :

- _ Mettre à jour des propriétés du fluide.
- _ Mettre à jour le champ de vitesse, c'est-à-dire la résolution des équations de transport de quantité de mouvement de u, v, w, en utilisant les valeurs courantes de pression.
- _ Corriger la pression si les vitesses trouvées dans l'étape précédente ne satisfont pas l'équation de continuité.
- _ Résoudre les équations de transport de k et de ε en prenant compte des dernières valeurs trouvées dans ce qui précède.
- _ Tester la convergence, si celle-ci est atteinte, on arrête le processus de calcul.

La discrétisation des équations régissant peut être illustrée simplement en considérant l'équation de transport d'une quantité scalaire, exprimée sous sa forme intégrale en régime permanent par :

$$\iint \text{div} (\rho \Phi \vec{v}) \, dV = \iint \text{div} (\Gamma_{\Phi} \text{grad} \Phi) \, dV + \iiint S_{\Phi} \, dV \quad (\text{II. 37})$$

Où ρ = la masse volumique est, \vec{v} : le vecteur vitesse

Γ_{Φ} = coefficient de diffusion de Φ

S_{Φ} = Source de Φ par unité de volume En utilisant le théorème de Green Ostrogradski, l'intégrale sur le volume peuvent être réécrites sous forme d'intégrale sur la surface enveloppant le volume, et l'équation.

(2. 32) Deviendra alors :

$$\iint \text{div} (\rho \Phi \vec{v}) \cdot \vec{n} \, dS = \iint (\Gamma_{\Phi} \text{grad} \Phi) \cdot \vec{n} \, dS + \iiint S_{\Phi} \, dV \quad (\text{II. 38})$$

Les équations résolues par Fluent prennent la même forme générale que celle donnée ci-dessus et s'appliquent aux différentes mailles du volume de contrôle.

Le code Fluent stocke les valeurs discrètes de la grandeur scalaire Φ aux centre cellules les valeur de Φ sont exigées au niveau des faces pour les terme de convection de l'équation (II. 50) et doivent être déterminées par interpolation à partir des valeurs du centre de cellule. ceci est accompli en utilisant le schéma décentre amont (upwind) , (upwinding) . Signifie que la valeur de la face Φ_f lorsque le nombre de Peclet est supérieur à 2 est dérivée des quantités dans la cellule en

amont, fluent permet donc de choisir entre plusieurs schémas : (upwind 1er ordre, upwind 2eme ordre, loi de puissance et (Quick). Dans le présent travail, le choix s'est porté sur schéma upwind second ordre dont la solution sont physiquement réalistes. [30]

$$Y = \frac{Y^+ \cdot \eta}{f \cdot U_{fric}} \quad (\text{II. 40})$$

$$R_e = \frac{\rho \cdot V \cdot L}{\eta} \quad (\text{II. 41})$$

$$1) \text{ Laminaire } C_f = \frac{0.026}{R_e^{\frac{1}{7}}} \quad // \quad 2) \text{ Turbulent } C_f = 0.078 \cdot R_e^{-0.25} \quad (\text{II. 42})$$

$$\tau_{wall} = \frac{C_f \cdot \rho \cdot V^2}{2}$$

$$U_{fric} = \sqrt{\frac{\tau_{wall}}{\rho}} \quad (\text{II. 43})$$

$$Y^+[1-30] = 20 \quad (\text{II. 44})$$

II.6 Conclusion

Le rôle de l'aérodynamicien, est donc de déterminer les coefficients aérodynamiques, fonction de tous les paramètres précédemment définis.

- Il nous reste aussi, à analyser l'origine de cette résultante aérodynamique.
- De même, il faut déterminer précisément le rôle de certains paramètres clés. Nous nous limiterons à quatre paramètres :
 - les équations de Navier-Stokes lorsque les effets visqueux ne sont pas négligeables. Le paramètre principal quantifiant ces effets est le nombre de Reynolds.
 - Observation le phénomène de sillage (Von-Karman).
 - les équations d'Euler ou de fluide parfait, lorsque les effets visqueux sont négligeables.
 - les équations de Stokes lorsque les effets visqueux sont prépondérants.
 - l'équation d'état du gaz (gaz idéal pour l'air).

L'expérience reste toujours le moyen efficace pour prédire et expliquer les phénomènes physiques complexes dont les solutions analytiques sont difficiles à réaliser.

Chapitre III

SIMULATION NUMERIQUE.

Chapitre III

SIMULATION NUMERIQUE.

III.1 Introduction

La simulation est définie comme l'utilisation ou l'analyse de modèles relatifs à un certain système afin d'étudier le comportement de ce dernier dans une situation donnée. Il s'agit de la première méthode de simulation et de la suite logique de la modélisation. En conséquence, le système étudié devient plus adaptable. Les études paramétriques sont simples à réaliser.

Les outils de simulation numérique occupent une place prépondérante dans les études de mécanique des fluides. Les lois de la physique peuvent être écrites de différentes manières, dont certaines sont plus efficaces que d'autres et elles sont représentées par un système d'équations aux dérivées partielles. Il n'est pas toujours possible de trouver des solutions analytiques à ce système d'équations. C'est pourquoi il faudrait remplacer le système continu par un système discret dont le comportement est décrit par des équations algébriques qu'on peut résoudre avec les méthodes numériques.

La simulation se définit comme l'utilisation ou la résolution de modèles correspondant à un système donné pour étudier le comportement de ce dernier dans un contexte précis. Elle est la suite logique de la modélisation qui est la première approche d'une simulation.

Dans ce chapitre, on a utilisé les différents logiciels (SOLIDWORKS, ANSYS.19) pour faire la simulation et avoir des résultats qui concernent l'étude aérodynamique de notre maquette.

III.2 Présentation des logiciels ANSYS 19.0

Est un outil de conception assistée par ordinateur (CAO) qui permet la conception et la génération des géométries en 2D/3D et applique des simulations. Il permet de construire des surfaces et des volumes à partir d'une série de points définissant la géométrie de base. Une fois la géométrie construite,

elle peut être exportée en différents formats vers le générateur de maillage et les solveurs pour faire les analyses ou les simulations. .

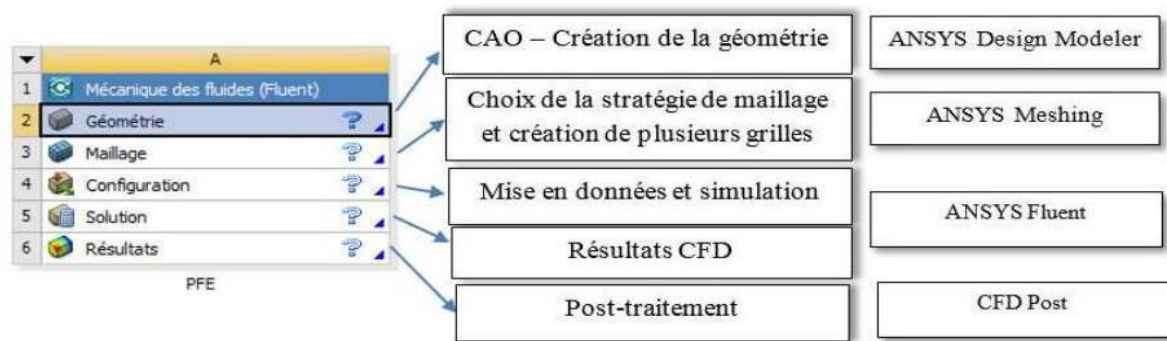


Figure III.1 : Logiciel de simulation de mécanique des fluides ANSYS.

III.3 Définition du logiciel SOLIDWORKS

Le logiciel de conception mécanique paramétrique SOLIDWORKS est un outil de conception de modélisation volumique, paramétrique, basé sur des fonctions, qui tire parti de l'interface utilisateur graphique de Windows, connue pour sa convivialité, vous pouvez créer des modèle volumiques 3D entièrement intégrés avec ou sans contraintes tout en utilisant des relations automatique ou définies par l'utilisateur pour saisir l'intention de conception

III.4 Buts de la simulation

La simulation intervient donc pour :

- La compréhension de la structure et des interactions à l'intérieur d'un système (déterminer le rendement, la performance...)
- L'étude du comportement du système par rapport à son environnement extérieur (consommation énergétique/cout...)
- La prédiction du comportement d'un système pour des situations nouvelles ou extrêmes.
- La conception de nouveaux dispositifs/ composants, étude de système (composant) avant la création de prototype et mise en oeuvre de procédés nouveaux (stratégies et algorithmes de contrôle).
- L'optimisation des solutions lors de la conception.

Dans ce qui suit on va présenter une étude sur des maquettes de types sphériques. Ces dernières, lorsqu'elles sont soumises à un flux d'air, il se crée autour d'elles un écoulement

d'une structure tourbillonnaire complexe. L'exploration qualitative et quantitative de ces propriétés est désormais possible à l'aide du logiciel ANSYS(Fluent), qui permet entre autres de :

- Tracer les différentes cartographies des champs de pression et de vitesse autour d'un quatre formes géométrique défient
- Le suivi du développement des tourbillons longitudinaux créés par la géométrie ainsi que leur intensité à différents états de surface.

III.5 Formulation géométrique du problème

III.5.1 Géométrie

Les quatre configurations géométriques traitées sont présentées ci-dessous

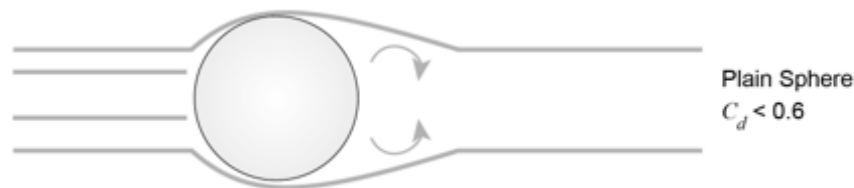


Figure.III.2 : Le sphère.

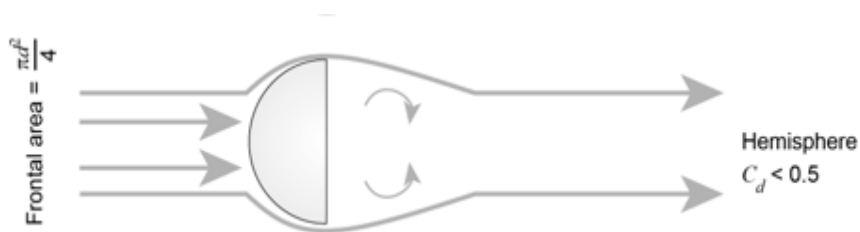


Figure.III.3 : Le demi-sphère.

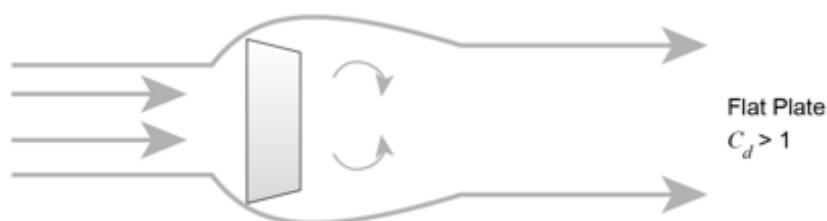


Figure.III.4 : L'assiette-plate (trapézoïdale), plaque plate.

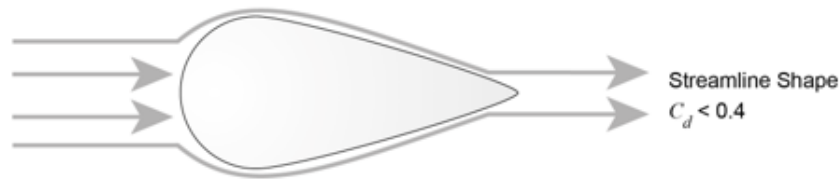


Figure.III.5 : Le profil (NACA 0040).

III.5.2 Création du différent corps géométrique

Les conditions aux limites : à l'entrée, on considère une gamme de nombre de Reynolds (vitesse d'entrée) d'augmente la vitesse de l'air à 15 20,25 et sa vitesse maximal (généralement autour de 30m/s) à chaque étape enregistrez la valeur de trainée., et la température de 25°C, et la pression à la sortie est fixée à une pression de 101.3 Kpa, près des parois, les vitesses aux parois latérales et à la surface de la sphère ont été fixées à zéro.

Augmente la vitesse de l'air à 15, 20, 25, et sa vitesse maximal (généralement autour de 30 m/s) à chaque étape enregistrez la valeur de trainée.

La figure III.1 représente la configuration étudiée ainsi que les conditions aux limites utilisées. Les paramètres géométriques considérés sont : $L=2.20\text{m}$, $H=0.60\text{m}$ et $D=0.075\text{m}$.

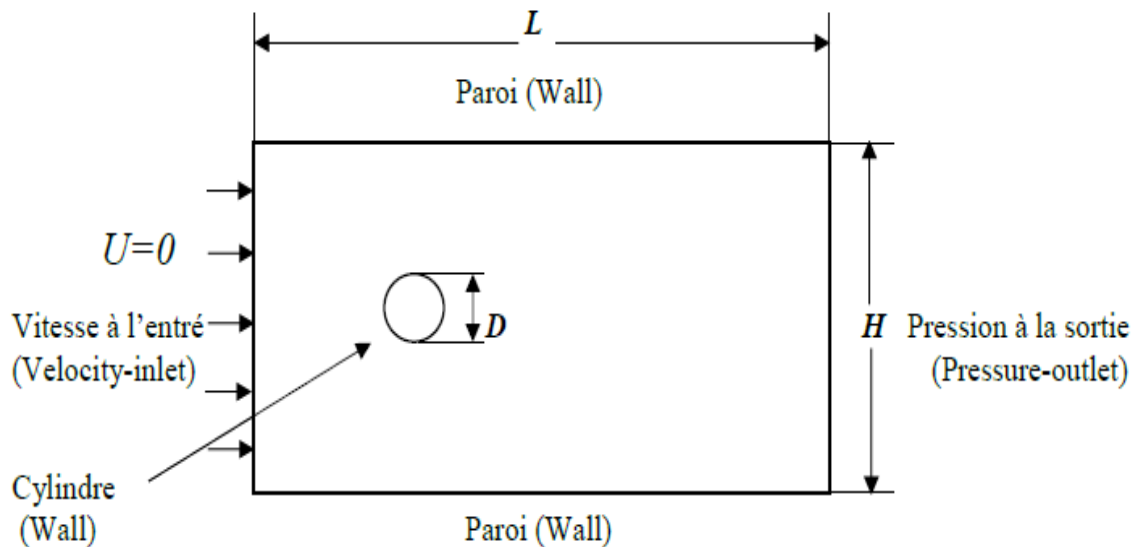


Figure.III.6 : Géométrie et conditions aux limites.

Le tableau représente le technique détails bidimensionnels pour les formes géométriques utilisés dans le présent travail sont résumés comme suit :

Tableau.III.1 : Technique Détails.

Sphère	75 millimètre diamètre sphère avec lisse surface 1100g Approximativement 660 millimètre long X 175 millimètre X 75 millimètre
demi-sphère	75 millimètre diamètre hémisphère avec lisse surface 800 g Approximativement 660 millimètre long X 155 millimètre X 75 millimètre
Assiette-plate (trapézoïdale)	75 millimètre maximum diamètre appartement assiette biseauté 670 g Approximativement 660 millimètre long X 145 millimètre X 75 millimètre
Profil NACA0040	75 millimètre diamètre larme forme 1800 g Approximativement 660 millimètre long X 188 millimètre X 75 millimètre Basé sur tourné NACA0040 voilure

III.5.3 Condition de la simulation

III.5.3.1 Modèle physique et conditions aux limites

Il est bien connu que l'ensemble de la simulation repose sur la façon dont le domaine de calcul est transformé en petits éléments (volumes de contrôle). Nous allons commencer par la présentation des résultats concernant un premier cas test qui est l'écoulement autour d'une sphère à section circulaire. Par la suite nous discuterons le comportement des écoulements de fluide autour de trois forme géométriques disposés en forme demi-sphère assiette-plate (Trapézoïdale), et profil (NACA 0040).

Le croquis géométrique du problème étudié est représenté sur la figure III.1. Le système est composé d'une cavité rectangulaire 2D avec une longueur de L ($L = 2.2\text{m}$) et une hauteur de $H = 0.60\text{m}$ (mètres ou unités physiques). La cavité est dotée de deux ouvertures de ventilation, une entrée sur le côté gauche et une sortie sur le côté droit. La cavité contient une sphère solide lisse d'un diamètre de D ($D=0,075$) en tous les quatre cas.

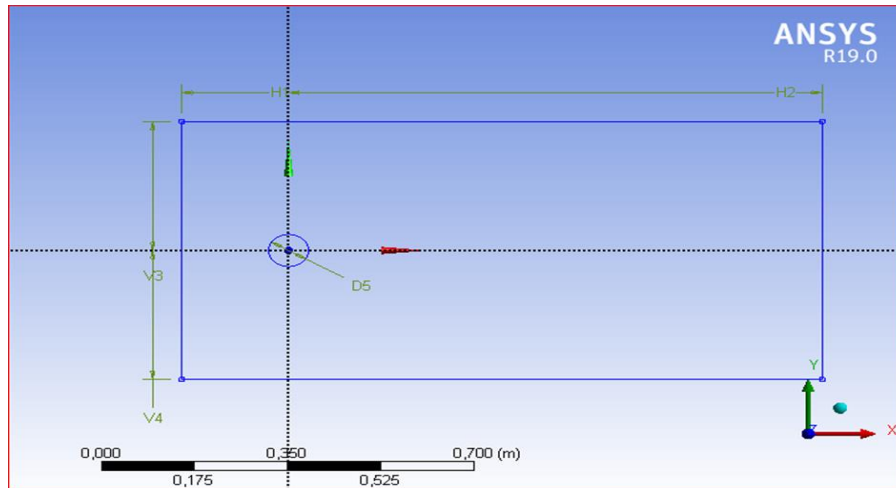


Figure.III.7 : Création volume de contrôle et lignes du contour.

III.5.3.2 Hypothèses Simplificatrices

Afin de rendre le modèle de calcul plus détaillé et plus précis, il faut introduire certaines hypothèses simplificatrices, qui se sont réparties comme suit :

1. Le régime d'écoulement est établi(turbulent).
2. L'écoulement est stationnaire(permanent)
3. L'écoulement est bidimensionnel.
4. Type est incompressible.
5. Le fluide est visqueux et newtonien (en considérant un écoulement, la viscosité dynamique d'un fluide newtonien)
6. Le profil de vitesse à l'entrée est constant et variable.
7. Le transfert thermique par tous les modes est négligeable.

III.5.3.3 Modèle physique et conception

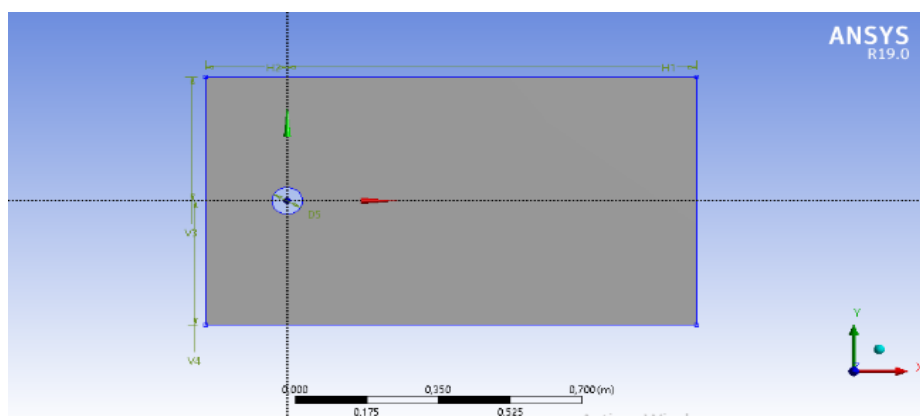


Figure.III.8 : Modèle physique sphère.

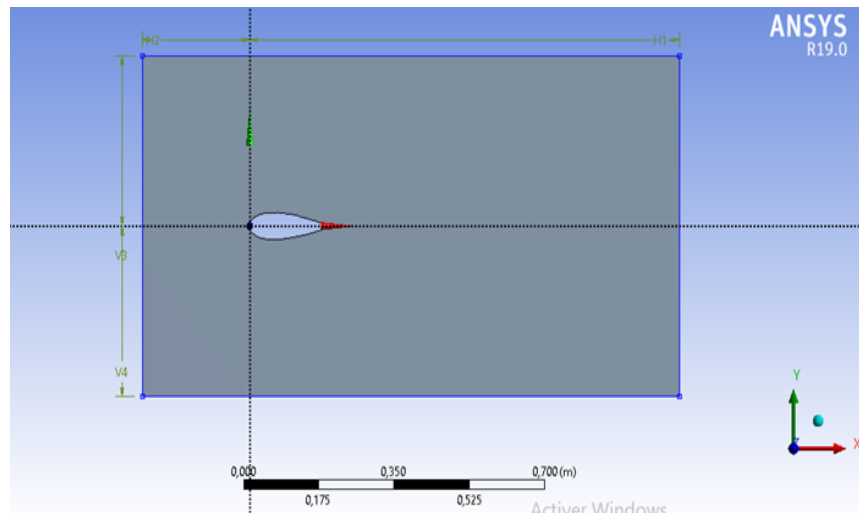


Figure.III.9 : Modèle physique profil

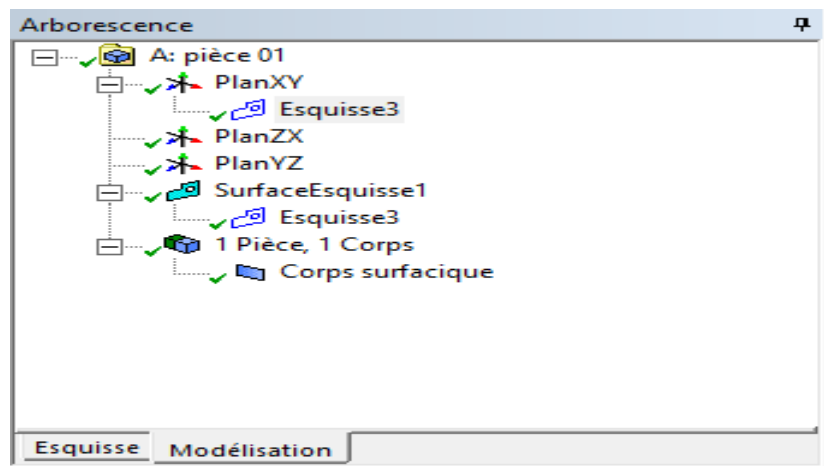


Figure.III.10 : Domaine de modélisation.

En effet, l'utilisation des méthodes numériques sera pratiquement nécessaire pour la résolution des équations de bilan. Pour notre problème, on a employé le logiciel (ANSYS .19) basé sur la méthode des volumes finis.

III.6 Création du maillage

III.6.1 Choix du type de maillage

Sachant que le maillage utilisé influence considérablement la précision des résultats, plusieurs maillages ont été testés. En conséquence, des maillages structurés et non structurés, condensés au voisinage des parois (les formes géométriques).

III.6.1.1 Maillage structuré (quadra /hexa)

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

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

- Réduit les risques d'erreurs numériques car l'écoulement est aligné avec le maillage.

Ses inconvénients sont :

- Difficile à le générer dans le cas d'une géométrie complexe

- Difficile d'obtenir une bonne qualité de maillage pour certaines géométries complexes

III.6.1.2 Maillage non structuré (tri /tétra)

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

- Peut être généré sur une géométrie complexe tout en gardant une bonne qualité des éléments

- Les algorithmes de génération de ce type de maillage (tri/titra) sont très automatisés

3.Ses inconvénients :

- Très gourmand en nombre de mailles comparativement au maillage structuré.

- Engendre des erreurs numériques (fausse diffusion) qui peuvent être plus importante si l'on compare avec le maillage structuré.

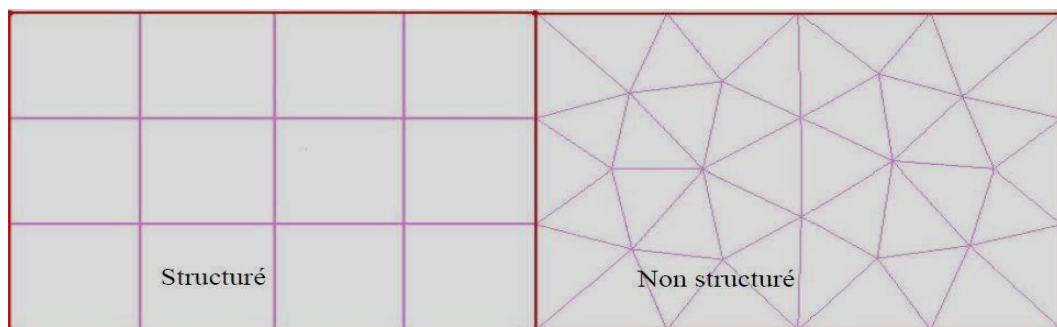


Figure.III.11 : Maillage structuré et non structuré.

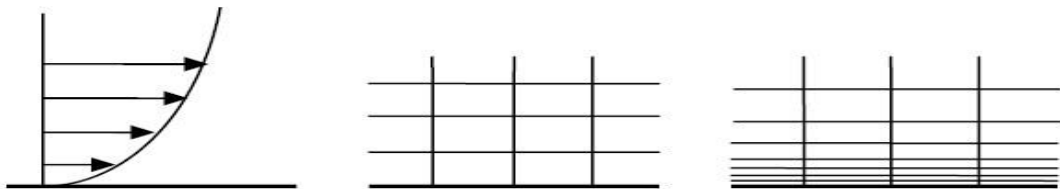
III.6.1.3 Maillage hybride

Ce maillage est généré par un mélange d'éléments de différents types : triangulaires ou quadrilatéraux en 2D, tétraédriques, prismatiques ou pyramidaux en 3D. Ses avantages : il combine entre les avantages du maillage structuré et ceux du maillage non structuré.

Nous avons choisi ce type de maillage car il permet de réduire les erreurs dues à la diffusion numérique.

III.6.1.3.1 Génération d'un maillage de couche limite

La notion de résolution concerne plus particulièrement les zones qui présentent un fort gradient. Ainsi une bonne résolution permet de mieux décrire les phénomènes physiques qui se produisent dans ces zones.



L'écoulement

Mauvaise résolution

Meilleure résolution

III.6.1.3.2 Choix du modèle de turbulence

Tableau.III.2 : Fluent propose différents modèles de turbulence résumés.

Modèle	Avantages	Inconvénients
Spalart- Allmaras	Economique (1 équation). Bon pour les écoulements moyennement complexes.	N'est pas largement testé.
STD $k-\epsilon$	Robuste, économique et relativement précis.	Résultats médiocre pour des écoulements complexes (fort gradient de pression, rotation et swirl).
RNG $k-\epsilon$	Bon pour des écoulements moyennement complexes (impact de jet, séparation d'écoulements, écoulements secondaires...)	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
Réalisable $k-\epsilon$	Offre les mêmes avantages que le RNG. Recommandé dans le cas des turbomachines.	Limité par l'hypothèse de viscosité turbulente isotrope.
Reynolds Stress Model (RSM)	Le modèle le plus complet physiquement (transport et l'anisotropie de la turbulence sont tenus en compte)	Requiert plus de temps CPU. Les équations de quantité de mouvement et turbulence sont étroitement liées.
SST et Standard $k-\omega$	Modèle le plus recommandé pour les problèmes liés aux turbomachines, meilleur que le Réalisable $k-\epsilon$.	Nécessite une plus grande résolution du maillage aux frontières (Pas de lois aux murs).

III.7 Maillage de ANSYS 19.0

III.7.1 Création de maillage et volume contrôle

Le maillage du domaine de calcul est réalisé avec “Ansys-Meshing”. Nous avons testé plusieurs maillages structurés et non structurés afin de choisir le maillage optimal avec lequel nous aurons un bon résultat et un temps de calcul pas trop exagéré.

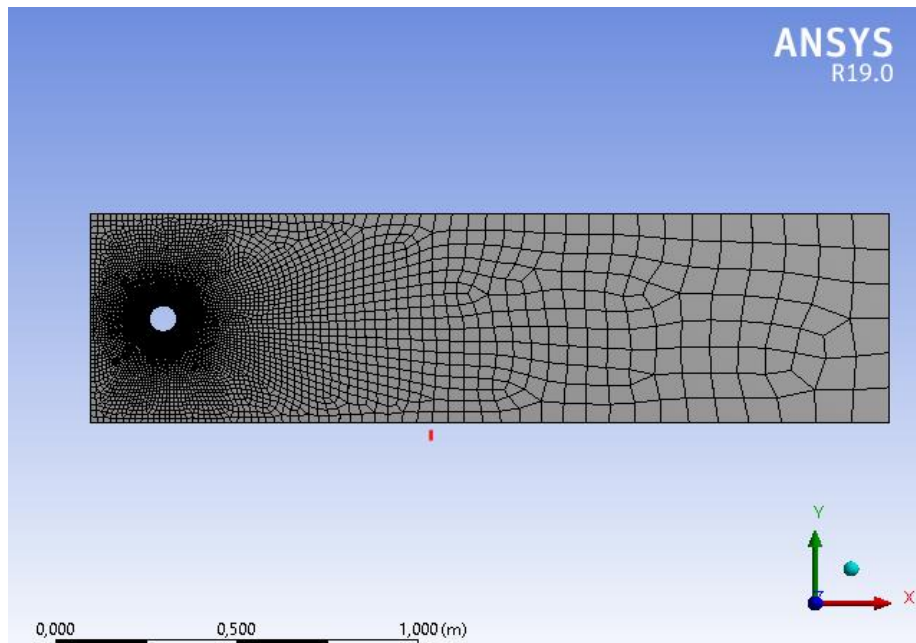


Figure.III.12 : Maillage sphère

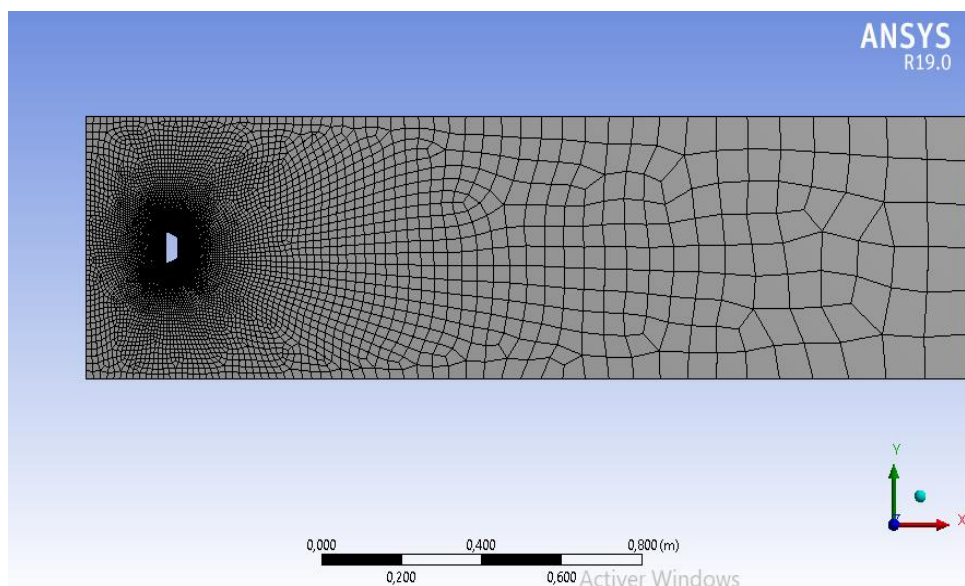


Figure.III.13 : Maillage plaque-plate

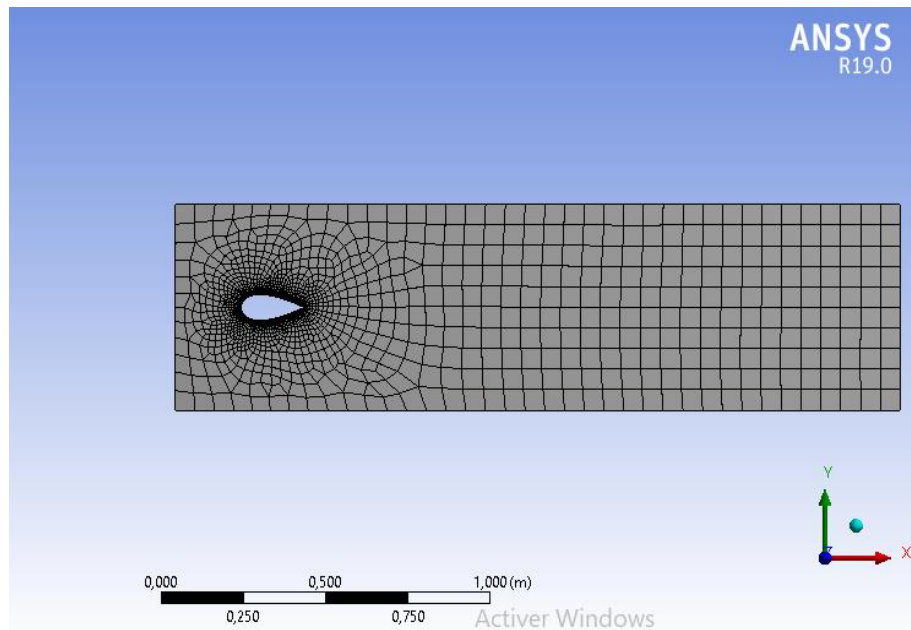


Figure.III.14 : Maillage profil NACA 0040

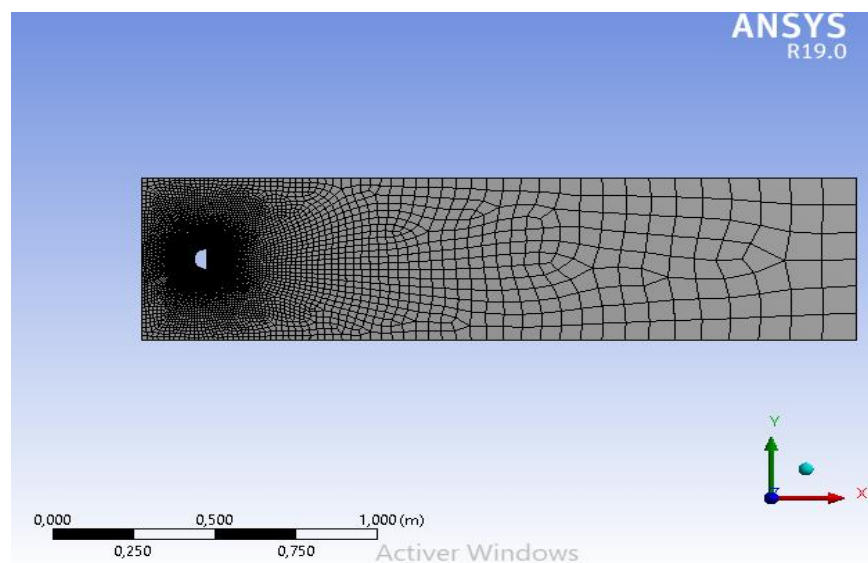


Figure.III.15 : Maillage demi-sphère

III.7.2 Conditions de la simulation

- *Pour les quatre formes géométriques :
- 1) sphère.
 - 2) demi-Sphère.
 - 3) assiette-plate (Forme Trapézoïdale).
 - 4) profile de (NACA 0040).

a) Détails de “ corps surfacique “

Définition / : Epaisseur= (0 m).

b) Détails de “ Méthode automatique “- “ Méthode

Maillage / Insertion/.

Maillage : structurés

c) Détails de “Maillage “

Dimensionnement /Taille de face max = (0.6) et (0.3) pour plaque plate.

d) Détails de “ Dimensionnement de l’arête“ - “ Dimensionnement

Maillage/ insertion / Dimensionnement/ Définition / nombre de

Divisions= (150) et pour NACA0040 (200). / Taux de croissance :(1,05).

e) Détails de “ Inflation“- Inflation

Maillage/ insertion / Inflation/ Définition =

Opération Inflation : (Epaisseur totale)

Nombre de couches :(2)

Taux de croissance :(1,2)

Epaisseur maximal :(0.004 m)

$Y = (1.094487 \cdot 10^{-5}) \cdot (Y^+) \quad / \quad Y^+ [1- 20 ; 20-30] \quad / \quad Y^+ = 20 \quad (k- e) 2eq.$

III.7.3 Création et raffiné de maillage

La première étape est donc de créer un maillage adéquat. N'ayant plus de contraintes par rapport au nombre de cellules, nous nous sommes attaché à adapter notre maillage aux régions à forts gradients de vitesse et de pression sur la sphère. Pour capter pleinement ces phénomènes, il est essentiel d'avoir un maillage très raffiné dans ces zones (Figure 16). Donc, nous avons procédé à la campagne de simulations et ce pour différentes vitesses d'écoulement.

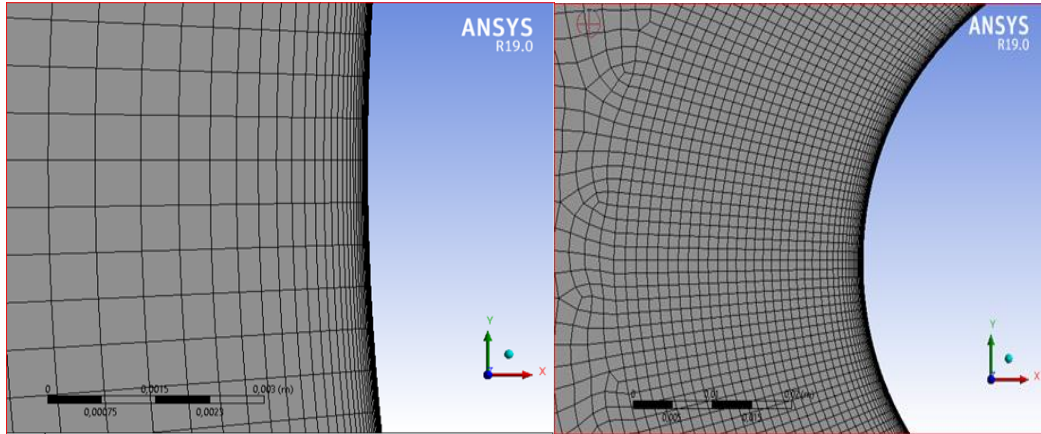


Figure.III.16 : Maillage utilisé et raffiné

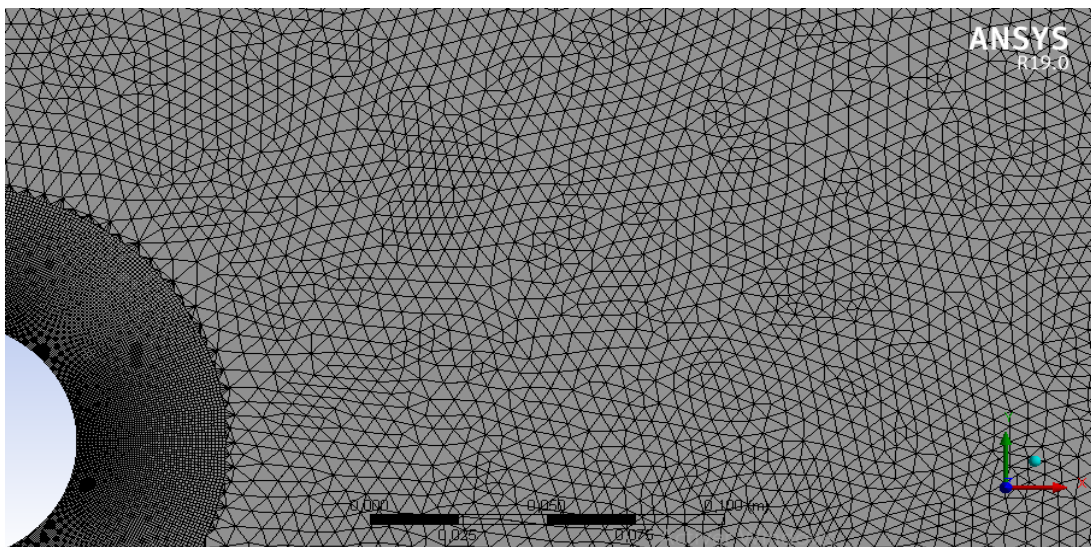


Figure.III.17 : inflation de la sphère.

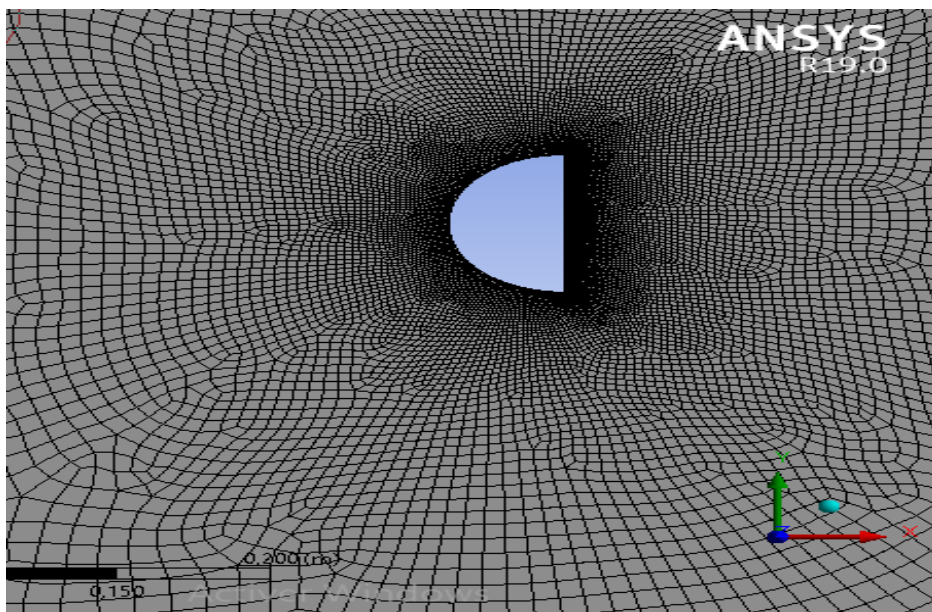


Figure.III.18 : inflation de la demi-sphère.

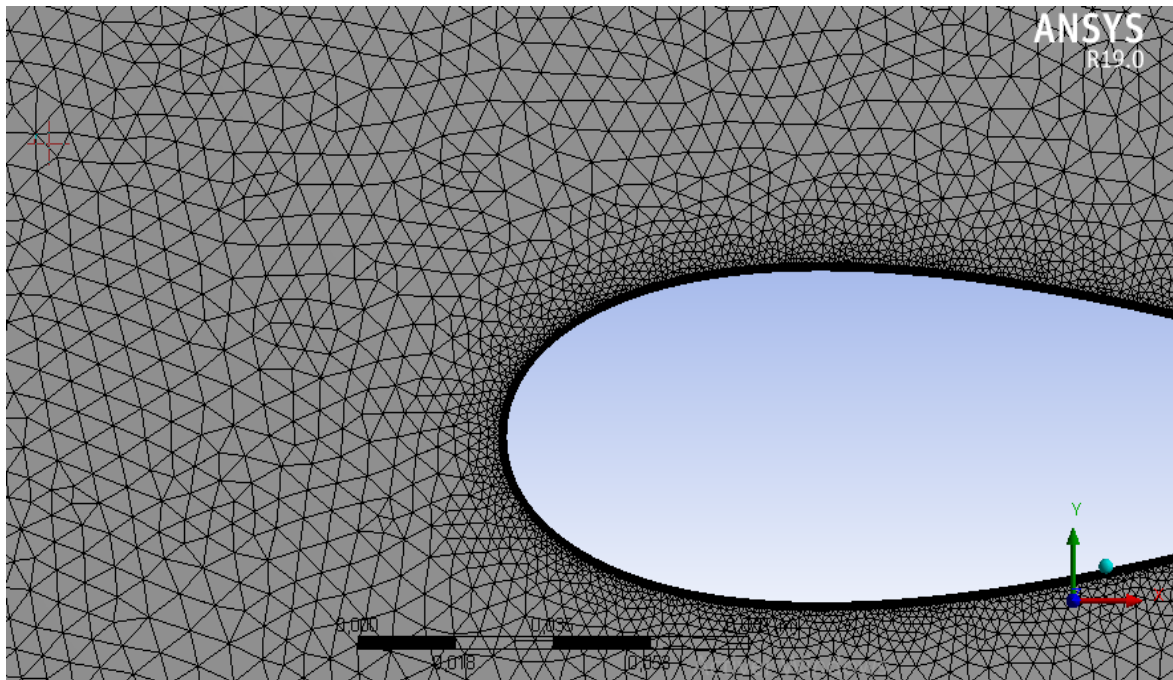


Figure.III.19 : inflation de profil.

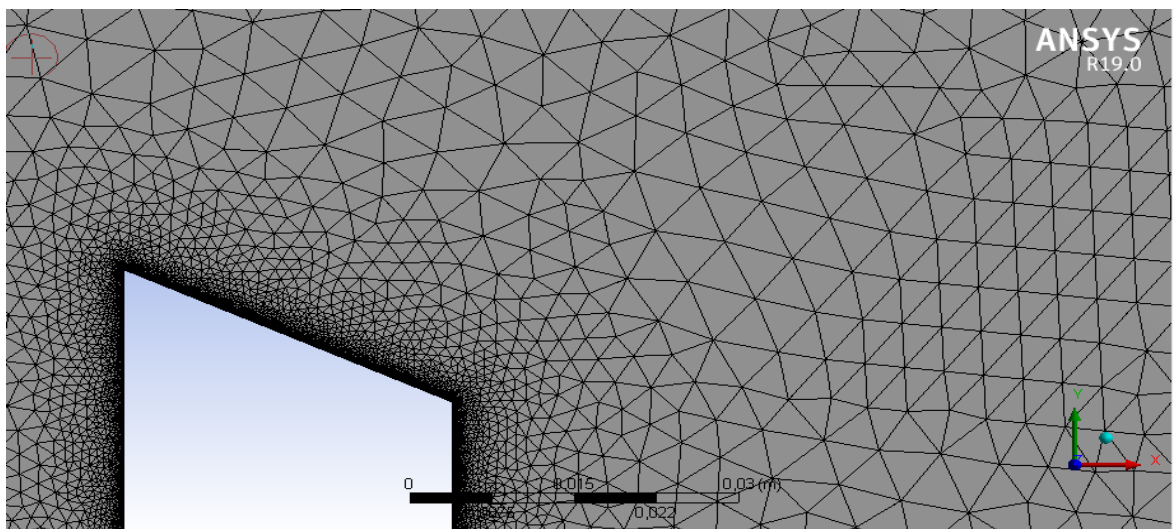


Figure.III.20 : inflation de plaque-plate.

Le maillage utilisé est de type non structuré comme le montre la figure V.19. Ceci est généré en tenant compte à la fois, des zones proches de la paroi où le maillage est raffiné où les paramètres de l'écoulement présentent de forts gradients, mais aussi des zones éloignées en imposant un maillage relâché qui réduit le nombre de cellules ce qui se répercute sur le temps de calcul de la machine.

III.7.4 Paramètres de maillage qualité orthogonalité

La finalité de la construction de la géométrie est de définir les domaines de calcul qui sont des faces dans un problème 2D et dimensionnement. La géométrie considérée est d'une forme sphérique, générée par le biais du logiciel (ANSYS). Les géométries ont été modélisées sur (worckbench 19.0) puis le domaine d'étude a été maillé sur le logiciel ANSYS 19.0, pour inflation de maillage.

*pour sphère :

Des nombres de nœuds allant de 103819 à 103027 mailles ont été sélectionnés.

*Pour demi-Sphère :

Des nombres de nœuds allant de 130448 à 211201 mailles ont été sélectionnés.

*Pour assiette-plate (forme Trapézoïdale) :

Des nombres de nœuds allant de 99108 à 97754 mailles ont été sélectionnés.

*Pour profile de (NACA0040) :

Des nombres de nœuds allant de 67564 à 104702 mailles ont été sélectionnés.

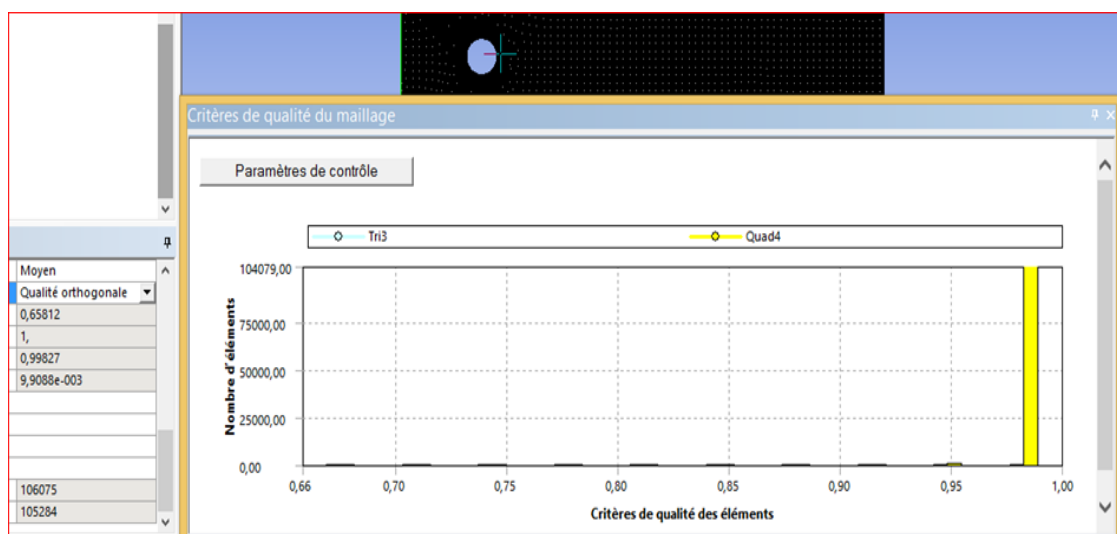


Figure.III.21 : Critères de qualité orthogonale du maillage.

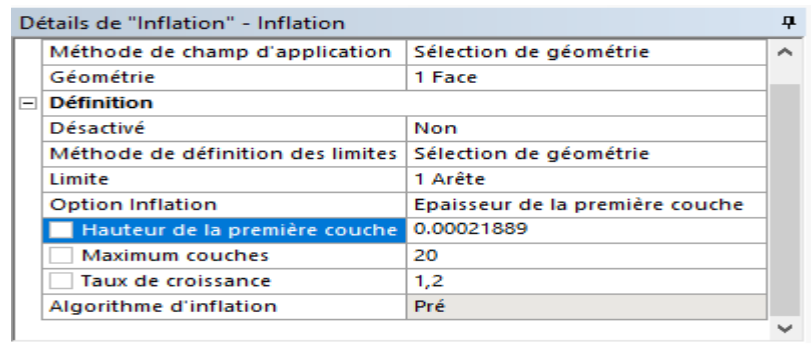


Figure.III.22 : Critères d'inflation.

III.7.5 Définition des frontières et du domaine d'étude

Après avoir fini le maillage, on passe à la définition des conditions aux limites aux frontières en imposant :

- une vitesse (Velocity inlet) constante à l'entrée de la veine d'essais.
- une pression à sa sortie (Pressure Outlet) Et on définit par :
- la condition "Wall" les parois de la maquette avec des noms différents pour pouvoir les reconnaître sous fluent.
- la condition « Wall" pour la paroi haute et basse de la boîte de calcul.
- la condition "Symmetry" pour les deux parois latérales de la boîte de calcul.
- le domaine fluide, le domaine donné par la "veine d'essais".

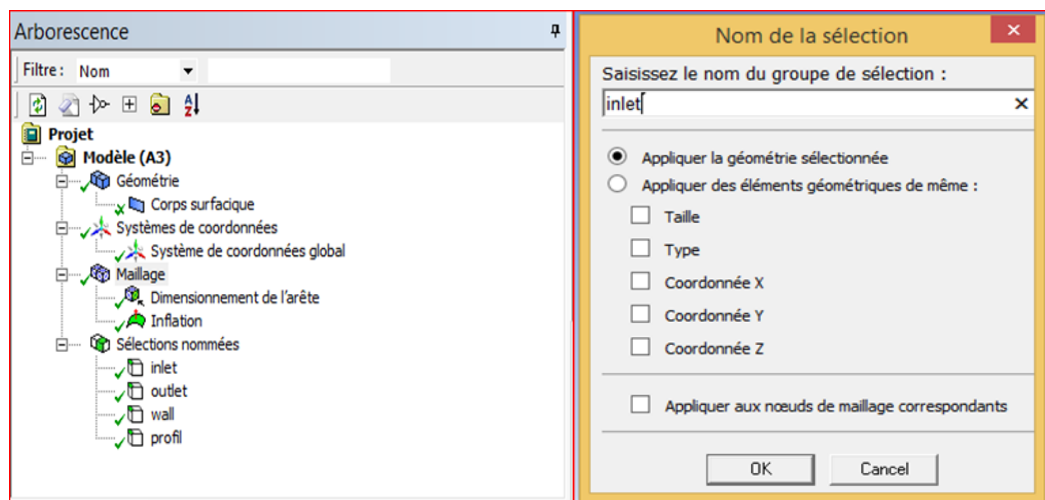


Figure.III.23 Nom de la sélection.

Figure.III.24 : Domaine de modélisation inlet.

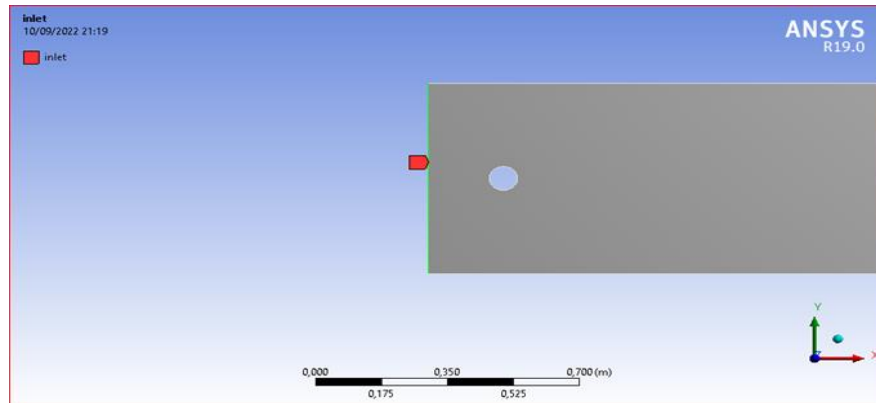


Figure.III.25 : Géométrie simulée et domaine de calcul.

III.8 Les étapes de la simulation numérique sur ANSYS 19.0

Le choix de la double précision 2D semble le plus approprié pour notre simulation, Dans cette étape, nous allons définir un analyseur et définir les modèles physiques, les propriétés des matériaux, les conditions de la zone simulée "ANSYS 19.0" s'utilise à travers une interface graphique très simple. L'utilisateur avancé peut adapter ou augmenter aux l'interface en écrivant des macros et des fonctions de menu afin d'automatiser certaines procédures. Ainsi, il a la capacité de modéliser :

- Les écoulements 2D ou 3D.
- Etats permanents ou transitoires
- Ecoulements incompressibles ou compressibles incluant toute vitesse de régimes
- Ecoulements non visqueux, visqueux, laminaires ou turbulents
- Les écoulements dans les milieux poreux

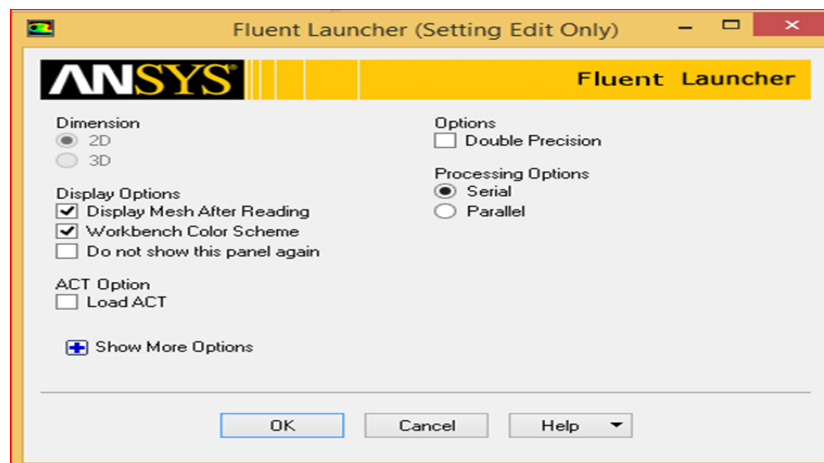


Figure.III.26 : Lanceur de Fluent ANSYS 19.0.

III.8.3 Conditions aux limites et l'Objectif

Cette étape consiste à définir le type des différentes frontières du système ainsi que la nature du (des) domaine(s) décrit(s) globalement.

Type incompressible

Régime stationnaire permanent

- *Pour les quatre formes géométriques :
- 1) sphère.
 - 2) demi-Sphère.
 - 3) assiette-plate (Forme Trapézoïdale).
 - 4) profile de (NACA 0040).

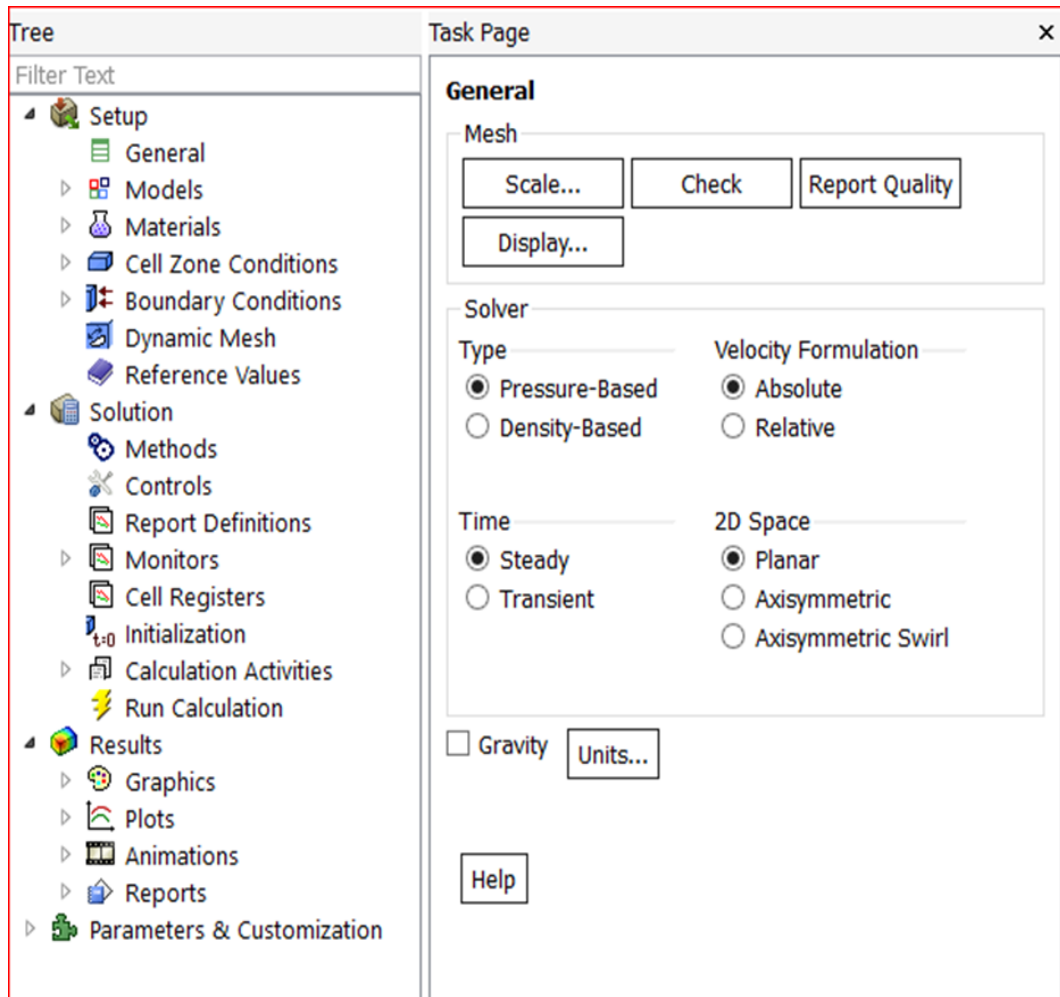


Figure.III.27 : Fenêtre générale.

III.8.4 Boîte de dialogue du modèle visqueux

La boîte de dialogue

Modèle visqueux

Permet de définir les paramètres d'un écoulement turbulent

Critère de **K-epsilon (2 eqn)**

*Pour les quatre formes géométriques :

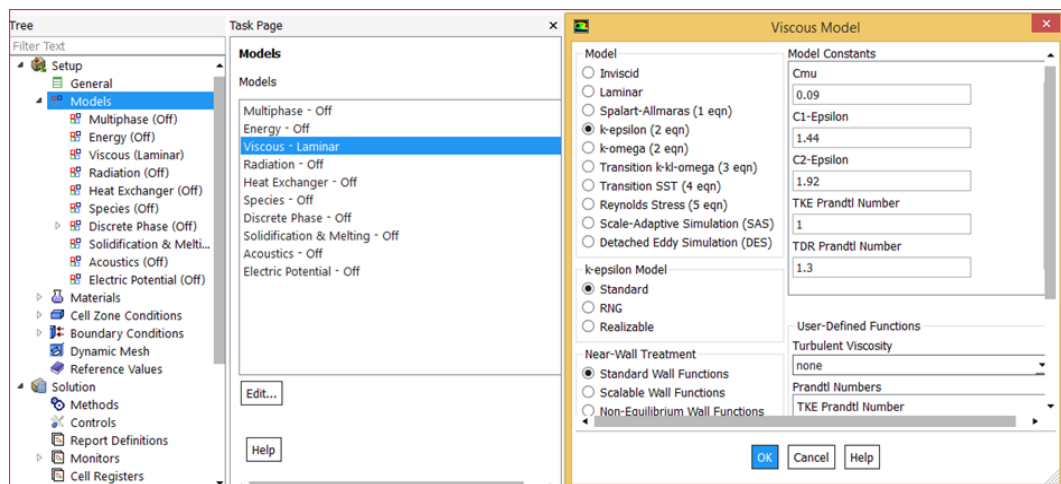


Figure.III.28 : boîte de dialogue modèle visqueux.

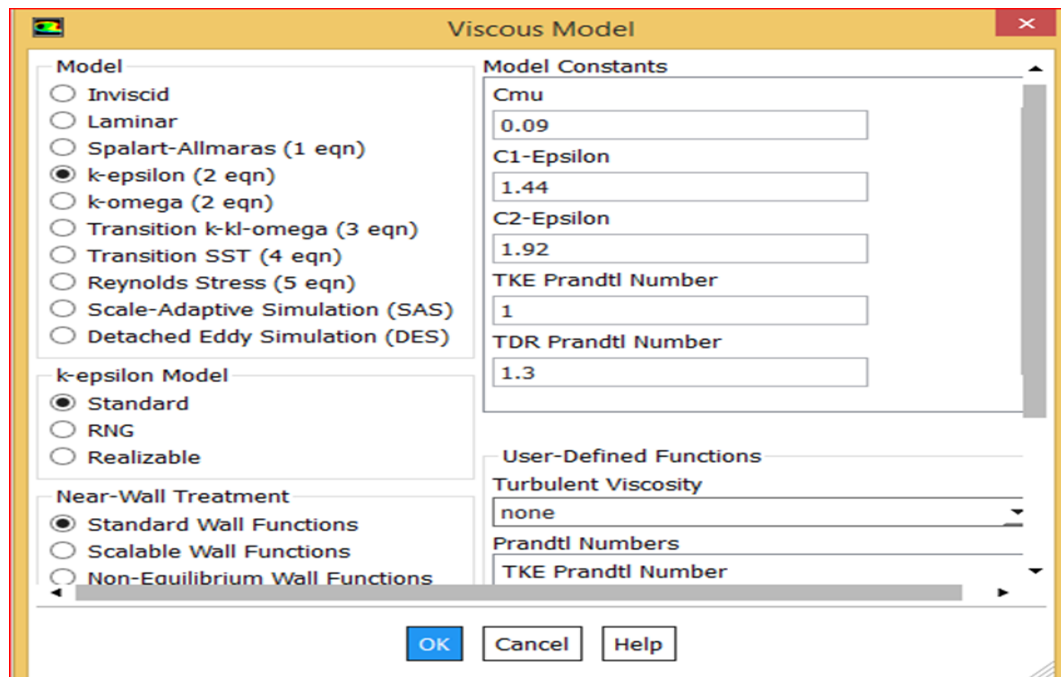


Figure.III.29 : Activer la boîte de dialogue du modèle.

III.8.5 Conditions de inlet

Les conditions aux limites pour chaque frontière seront définies avec la fenêtre Conditions aux limites. On sélectionne alors, le bord concerné on introduit les conditions de bord associées

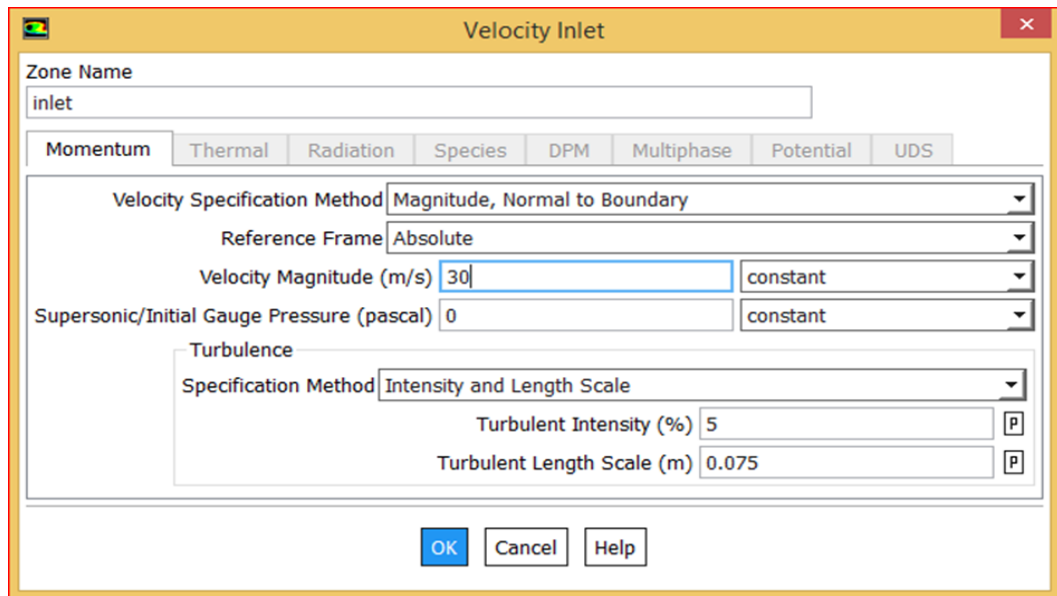


Figure.III.30 : Les Conditions aux limites.

III.8.6 Les Valeurs de référence

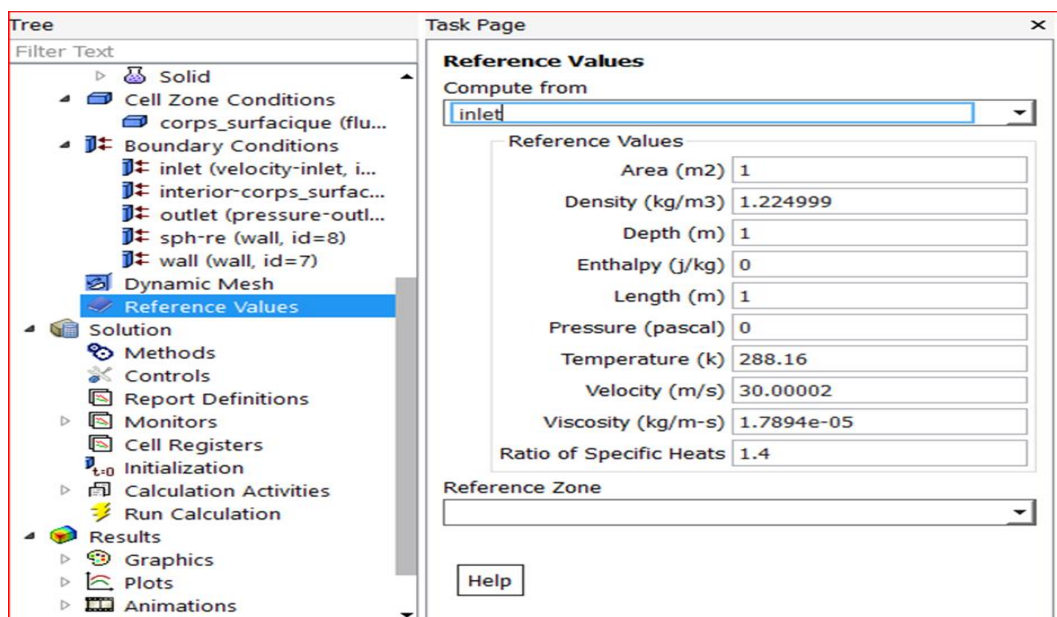


Figure.III.31 : Valeurs de référence.

III.9 Les solution

III.9.1 Solution méthodes

Le code Fluent nous permet de choisir le schéma de discrétisation pour les termes convectifs de chaque équation gouvernante (le second ordre est automatiquement le plus utilisé pour les termes visqueux). Pour nos simulations, le schéma second ordre upwind a été choisi. Le schéma du premier ordre est facile à converger mais les résultats ne reflètent pas assez la réalité physique. Malgré sa difficulté pour atteindre la convergence, le schéma du second ordre donne de très bons résultats.

Les schémas de discrétisation utilisés dans le présent travail sont résumés comme suit :

Formulation méthode simple Second ordre

Tableau.III.3 : Formulation méthode simple Second ordre.

Pression	Standard
Quantité de mouvement	Second ordre upwind
Couplage vitesse-pression	Simple
Energie cinétique turbulente	Second ordre upwind

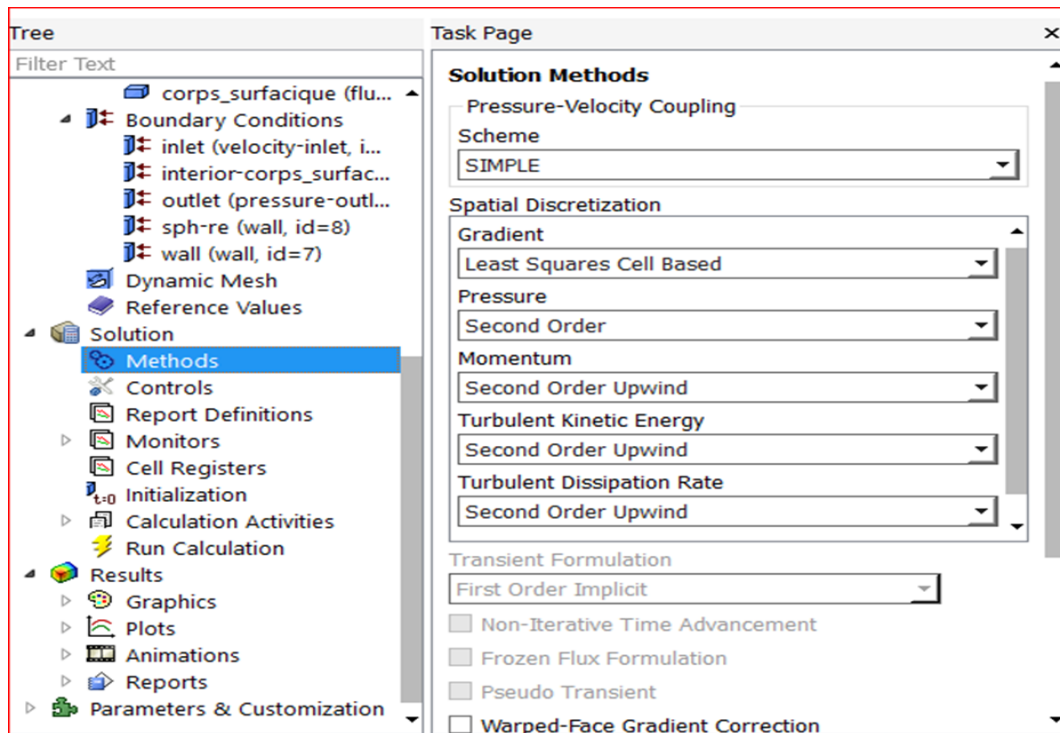


Figure.III.32 : Choix d’algorithme de calcul et “discritization schemes”.

III.9.2 Solution control

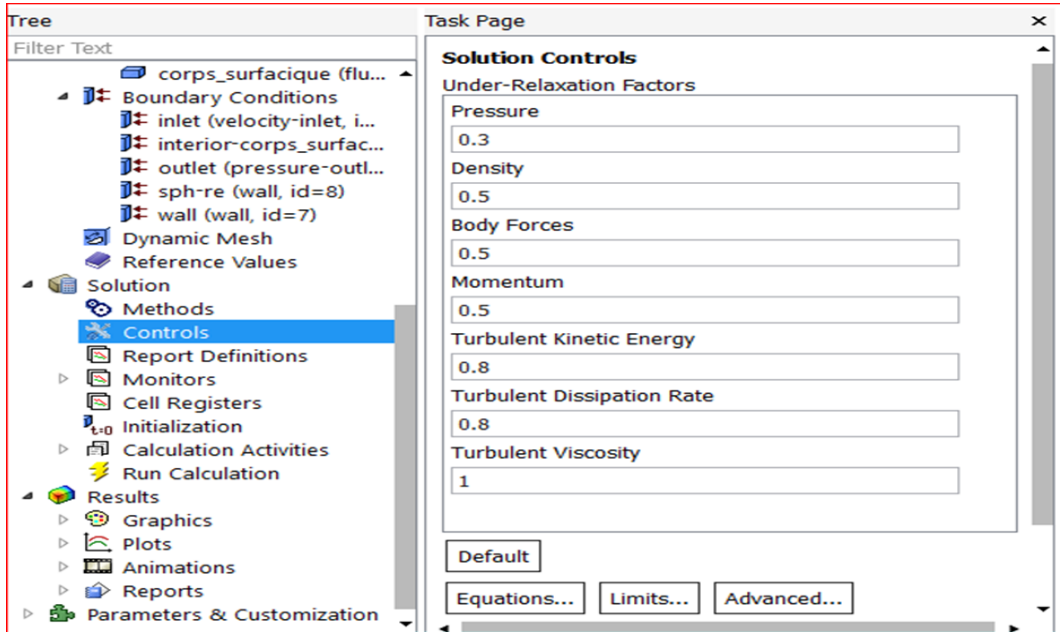


Figure.III.33 : Solution control.

III.9.3 Report définition

III.9.3.1 Force de traînée

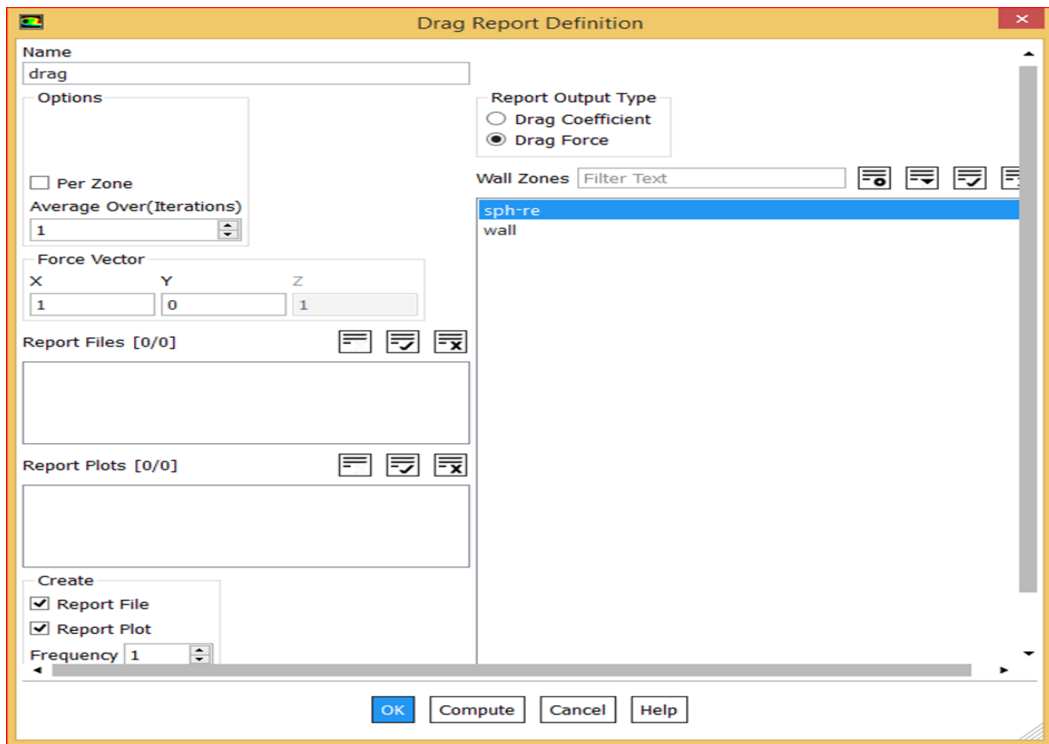


Figure.III.34 : Report définition de la traînée.

III.9.4 Control des valeur (Moniteur résiduel)

Le résidu doit être spécifié afin d'obtenir des résultats précis.

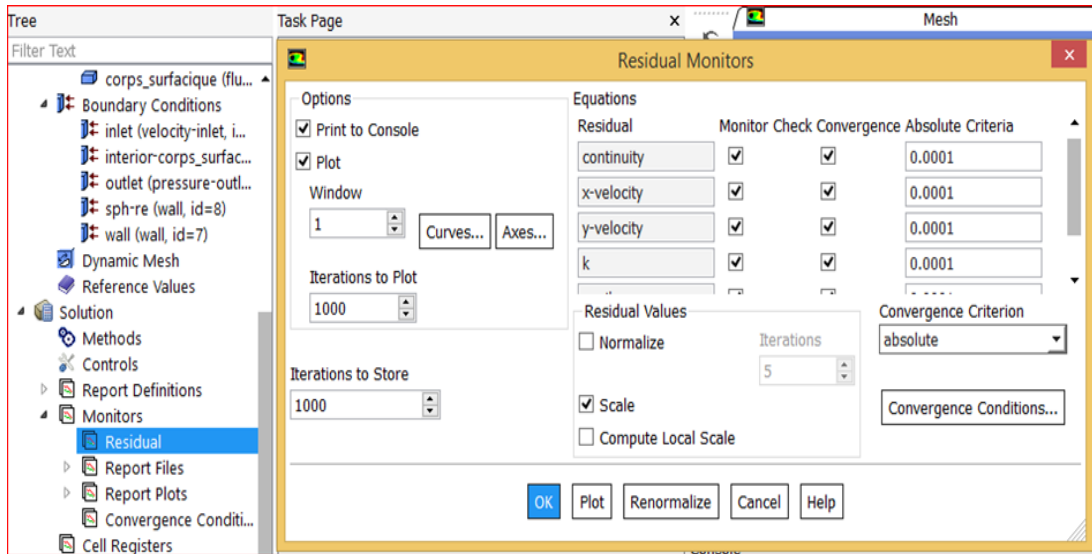


Figure.III.35 : Affiche les fenêtres Monitor résidue.

III.9.5 Initialisation des calculs

Avant de commencer les simulations, nous devons implémenter une estimation initiale de la solution du champ d'écoulement. Le choix adéquat des conditions initiales permet d'atteindre une solution stable et une convergence accélérée

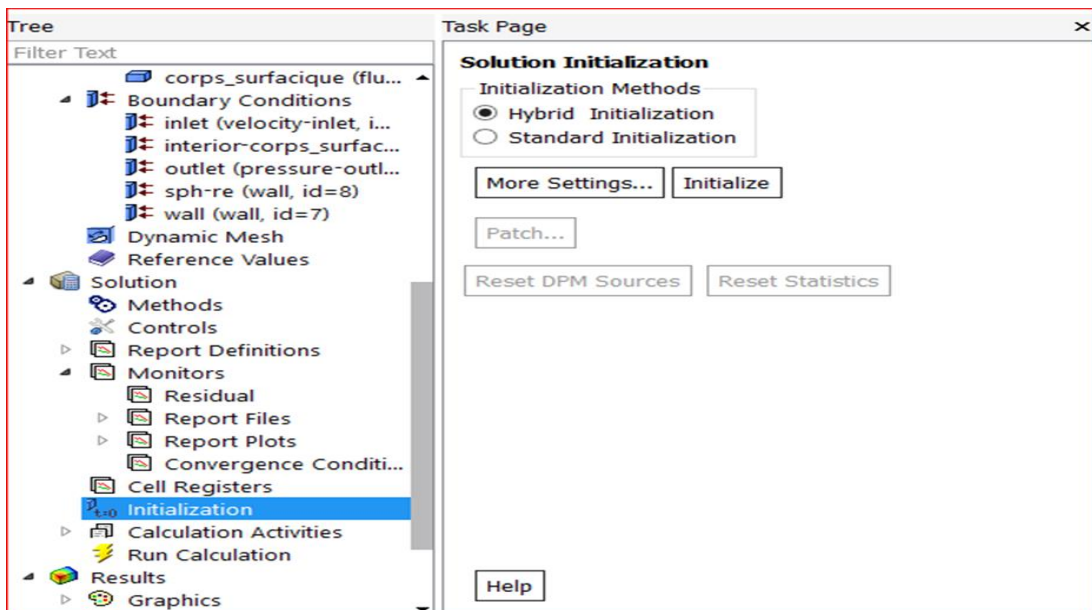


Figure.III.36 : Solution initialisation.

III.9.6 Run Calculation

La fenêtre "Run Calculation" permet d'initier les itérations de la solution et d'effectuer des calculs en fonction de l'itération pour obtenir les résultats : (120).

- *Pour les quatre formes géométriques :
- 1) sphère.
 - 2) demi-Sphère.
 - 3) assiette-plate (Forme Trapézoïdale).
 - 4) profile de (NACA 0040).

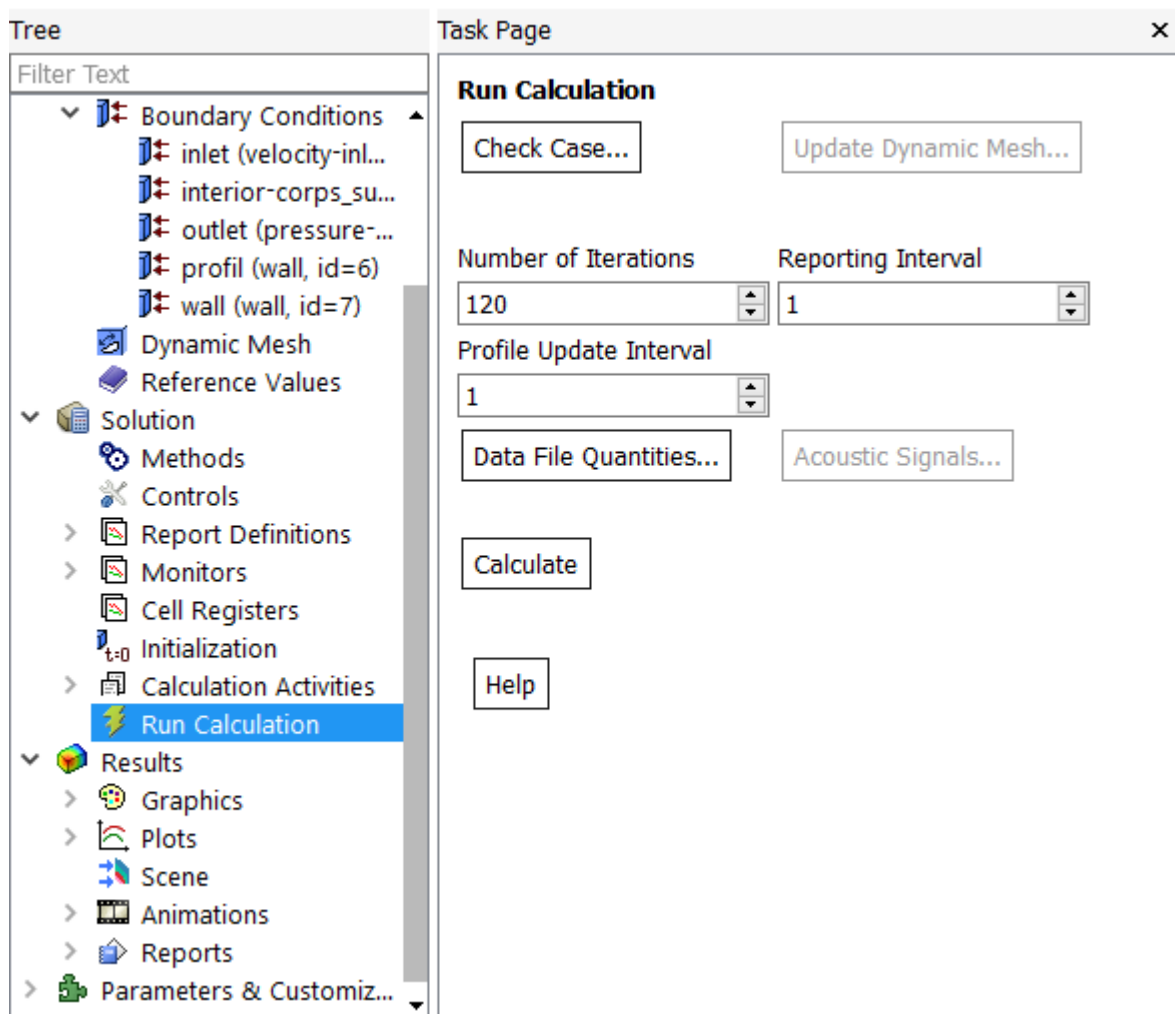


Figure.III.37 : Fenêtre calculs en fonction de l'itération pour obtenir les résultats.

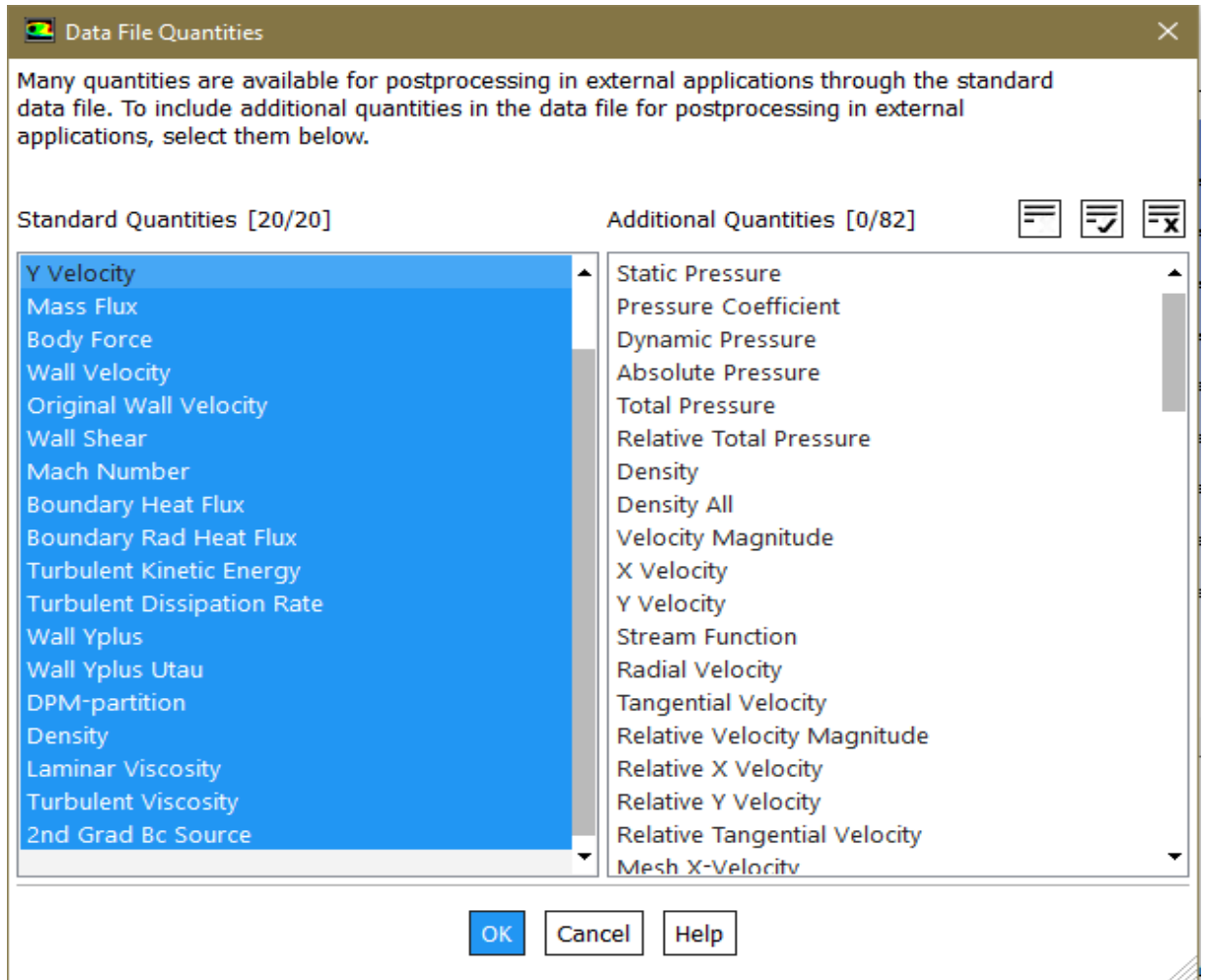


Figure.III.38 : Fenêtre run Calculation.

III.10 Conclusion

La présente étude donne une description détaillée de l'écoulement de séparation et de son effet sous un nombre élevé de Reynolds.

Fluent est un code de calcul qui permet de simuler les écoulements des fluides avec et sans les transferts thermiques dans des géométries complexes. Il peut résoudre des problèmes d'écoulement avec des mailles structurées et non structurées produites grâce à des géométries complexes avec une facilité relative. Les mailles supportées en 2D sont de types triangulaires ou quadrilatéraux.

La simulation de l'écoulement instationnaire 2D autour d'une plusieurs formes géométriques, en utilisant la simulation numérique de la dynamique des fluides numériques au nombre de Reynolds.

Chapitre VI

RESULTATS ET DISCUSSIONS.

Chapitre VI**RESULTATS ET DISCUSSIONS****VI.1 Introduction**

Là Nous présente dans ce chapitre les résultats de la simulation numérique obtenus par le code de calcul. Notre problème port sur l'étude du comportement aérodynamique et la simulation numérique sur différents corps pour déterminer la force de frottement.

Pour cette raison, quatre simulations ont été réalisés concernant respectivement à quatre forme géométrique qui se sont comme suit : sphère, demi-Sphère, assiette-plate (Forme Trapézoïdale), profile de (NACA 0040) Pratiquement.

L'angle de séparation est important car il contrôle la taille de la perte de forme et la force de traînée créée par les sillages à l'arrière des tubes. Cet écoulement entraîne une augmentation de la traînée, une perte de portance et une diminution de la récupération de pression, ce qui constitue un obstacle à ces applications. Comme la traînée estime dans une large mesure les coûts de fonctionnement du transport de fluides, la réduction de la traînée est une question de conception cruciale en ingénierie. Les chercheurs accordent donc une grande attention au contrôle de la séparation des flux.

Les géométries considérées et les conditions aux limites ont été présentées dans le troisième chapitre. Ainsi que la distribution des points du maillage et la simulation numérique ont été faite respectivement dans le ANSYS 19.0 et le solveur Fluent.

VI.2 Résultats et discussion**VI.2.1 Différents régimes de l'écoulement pour les formes géométriques**

L'écoulement d'un fluide est considéré incompressible et obéit aux équations de Navier Stokes. L'adimensionnalisation de ces équations avec une échelle de vitesse U_0 et une échelle de longueur D implique que l'écoulement dépend du nombre de Reynolds et des conditions aux limites et initiales. L'écoulement autour d'une sphère est présentée dans ce paragraphe pour des conditions aux limites telles que la surface de la sphère est la plus lisse possible. L'écoulement incident s'étend sur de grandes dimensions par rapport au assiette-plate et est le moins turbulent possible. Dans ces conditions, l'écoulement autour du demi-Sphère. Ou bien du profile de (NACA 0040) dépend uniquement du nombre Reynolds.

VI.2.2 Méthode de la solution (Interface résiduelle)

Les problèmes des écoulements permanents sont souvent résolus par un processus pseudo temporel ou un schéma itératif équivalent puisque les équations sont non linéaires.

Ces méthodes utilisent une linéarisation successive des équations et les systèmes linéaires résultants sont généralement résolus par des techniques itératives. La méthode suivie pour atteindre la solution doit avoir certaines propriétés qui sont brièvement résumées dans ce qui suit :

Après la convergence, les résultats sont extraits et sauvegardés.

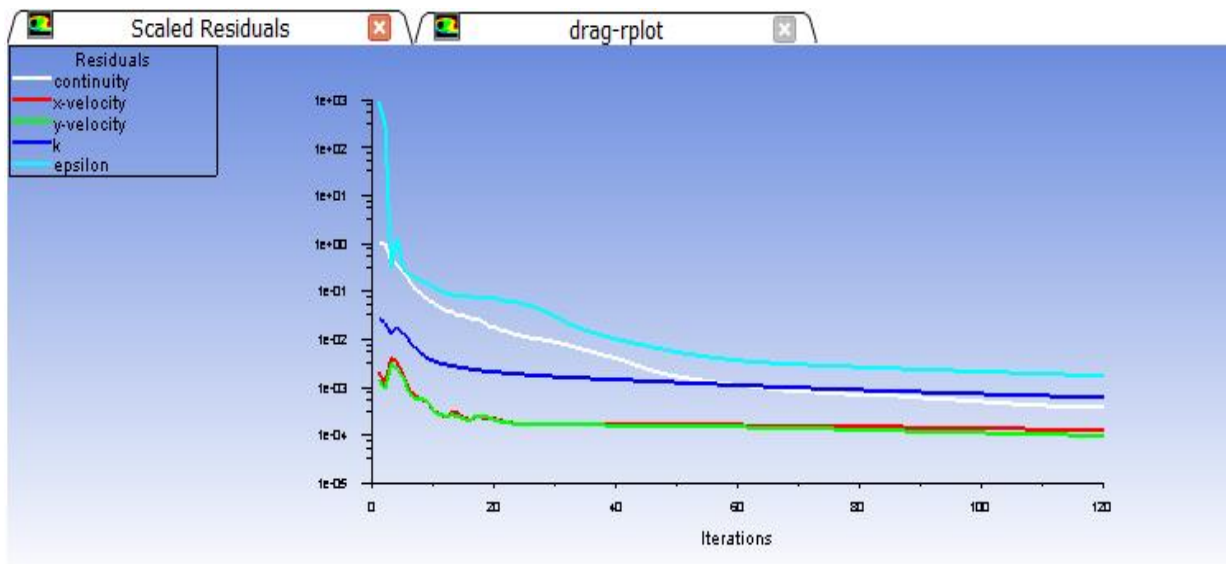


Figure.VI.1 : Fenêtre scalde résiduelle de plaque-plate 25 m/s.

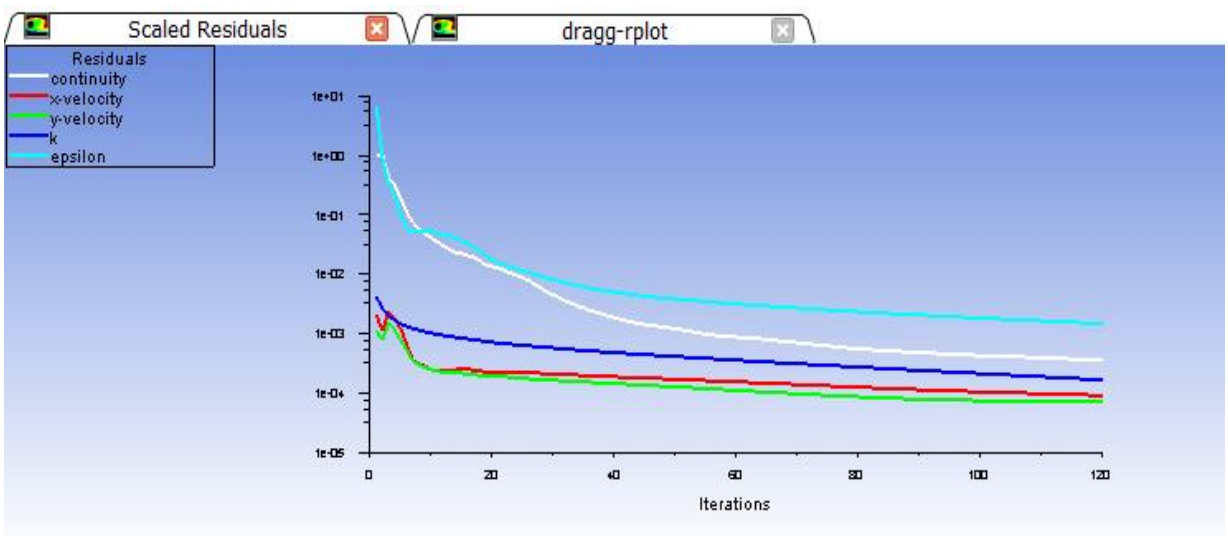


Figure.VI.2 : Fenêtre scalde résiduelle demi-sphère 15m/s.

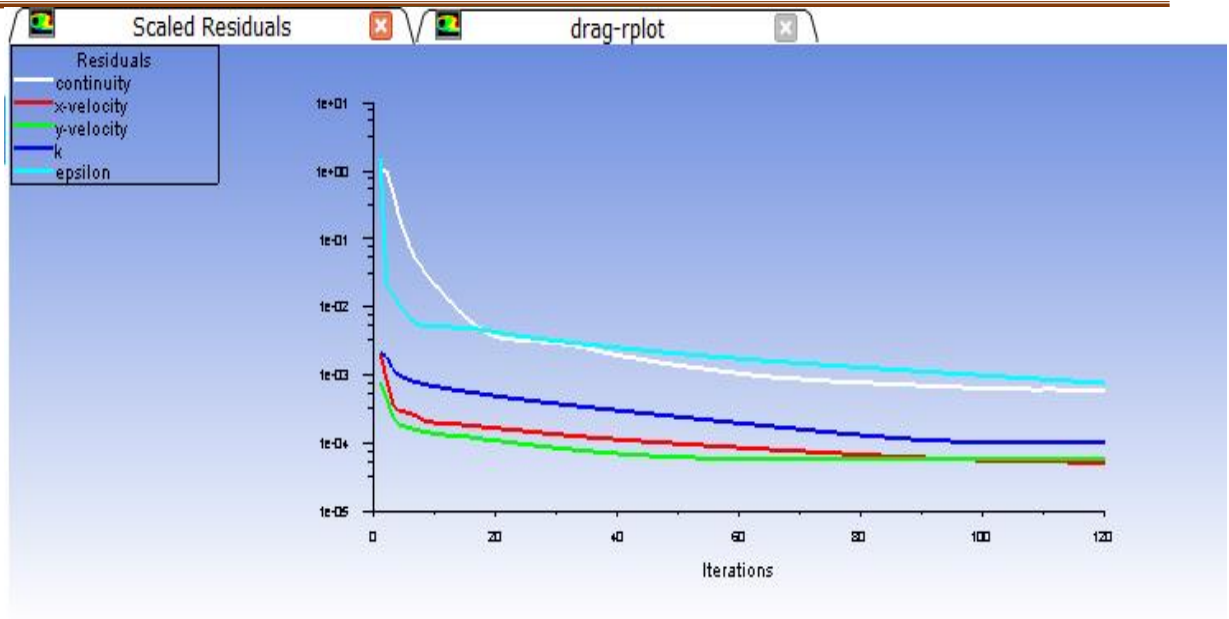


Figure.VI.3 : Fenêtre scalde résiduelle de la sphère 20m/s.

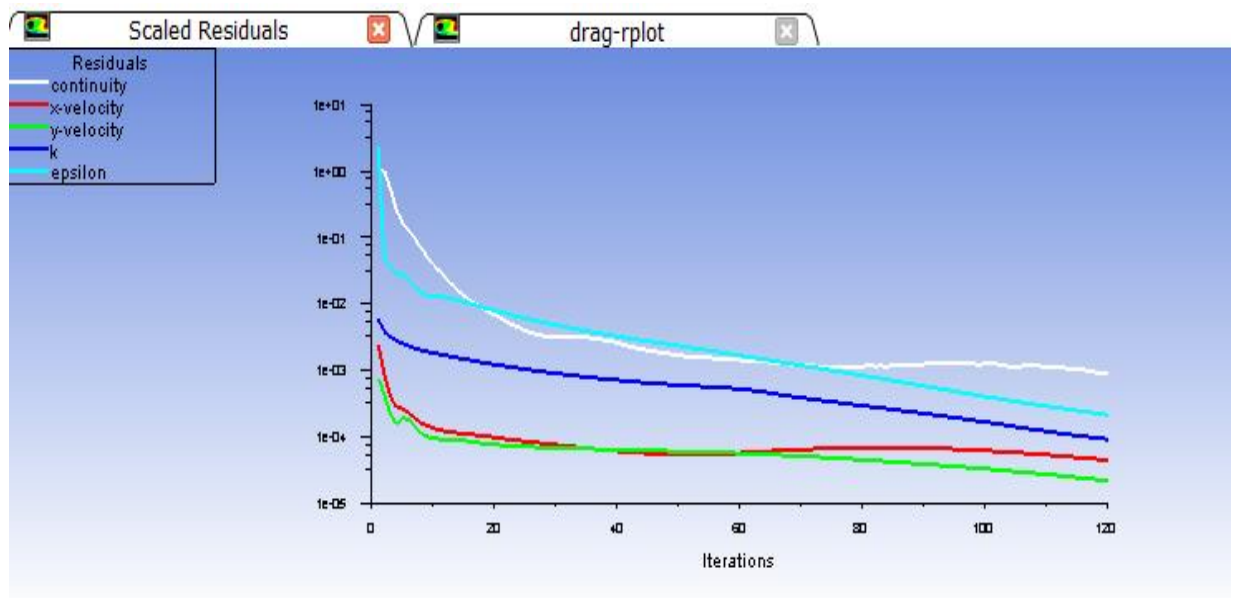


Figure.VI.4 : Fenêtre scalde résiduelle profil NACA0040 30m/s.

VI.3 Étude de convergence et d'indépendance du maillage

Il suffit de peu de choses pour qu'une analyse par éléments finis produise des résultats. Mais, pour que les résultats soient précis, nous devons démontrer que les résultats convergent vers une solution et sont indépendants de la taille du maillage. Pour commencer, définissons quelques termes clés :

Convergence : La convergence du maillage détermine le nombre d'éléments nécessaires dans un modèle pour que les résultats d'une analyse ne soient pas affectés par une modification de la taille du maillage. La réponse du système (contrainte, déformation)

convergera vers une solution reproductible avec une taille d'élément décroissante.

Indépendance du maillage : Après la convergence, un raffinement supplémentaire du maillage n'affecte pas les résultats. À ce stade, le modèle et ses résultats sont indépendants du maillage.

Nous pouvons ensuite tracer la déviation verticale maximale en fonction du nombre d'éléments du modèle. À un moment donné, la réponse du système converge vers une solution. Le raffinement du maillage (l'ajout d'éléments supplémentaires) a peu ou pas d'effet sur la solution.

VI.3.1 Force de traînée

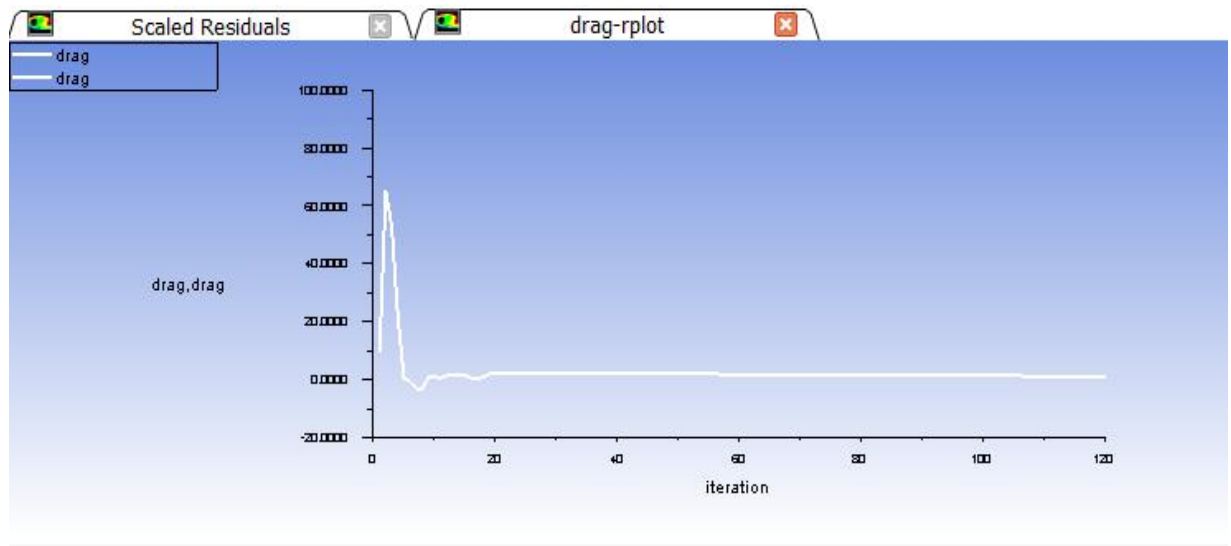


Figure.VI.5 : Fenêtre force de traînée de plaque-plate 25m/s.

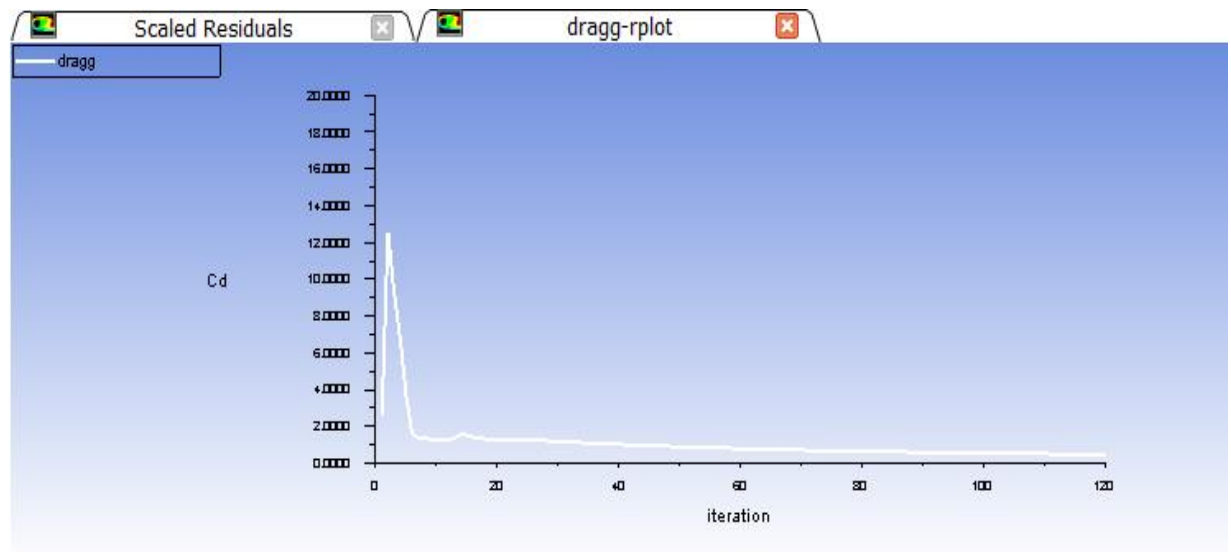


Figure.VI.6 : Fenêtre force de traînée demi-sphère.15 m/s

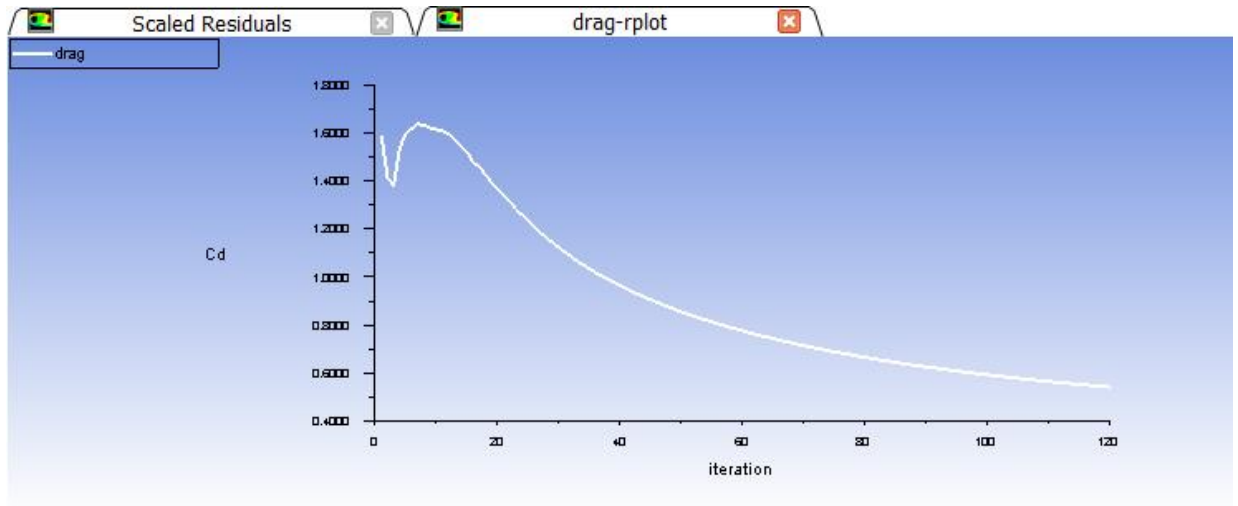


Figure.VI.7 : Fenêtre force de traînée de la sphère 20m/s.

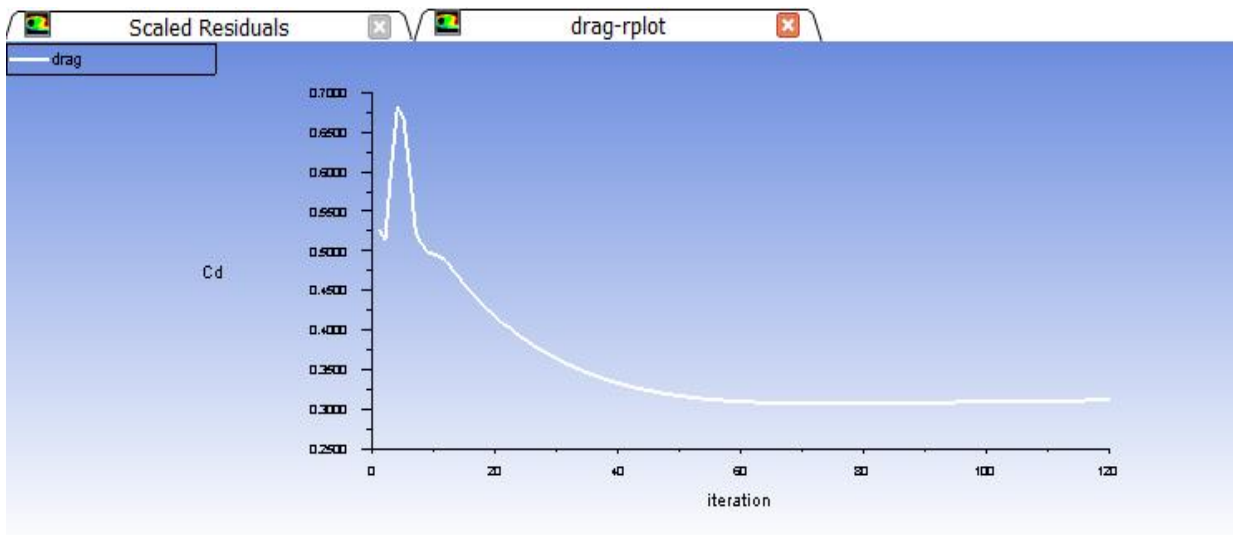


Figure.VI.8 : Fenêtre force de traînée de profil 30m/s.

VI.3.2 La convergence

Pour les problèmes non linéaires qui sont fortement influencés par les conditions aux limites, la convergence et la stabilité sont généralement atteints et contrôlés en utilisant de l'expérimentation numérique.

VI.4 Visualisation des résultats

Nous présentons ci-dessous les résultats des différents cas de simulations. La Figure.VI.4 représente les contours de vitesse et de pression autour de la structure pour un nombre de Reynolds. On retrouve bien les résultats bien connus de l'écoulement autour d'un quatre formes géométriques.

Notons que ces résultats ne sont pas parfaitement symétriques, ce qui bien visible sur les contours de pression, et ceci est parfaitement logique vue le léger décalage de la structure par rapport au domaine de calcul.

VI.4.1 Visualisation des lignes de courant

Pour $300 < Re < 2.1056$, le sillage est turbulent et le régime est appelé sous critique. Vitesse entre (10,15,20,25) m/s.

Dans ce régime, L'écoulement est turbulent dans le sillage mais la couche limite en amont du point de décollement reste laminaire. A faible nombre de Reynolds, de petits tourbillons secondaires se développent de part et d'autre de l'allée tourbillonnaire suite à l'amplification de l'instabilité locale de Kelvin Helmholtz dans les zones de cisaillement autour de la sphère. Lorsque le nombre de Reynolds augmente ($Re - 2600$), cette instabilité est plus prononcée et couvre une région importante de la zone de mélange, figure 1.9. Régime sous critique.

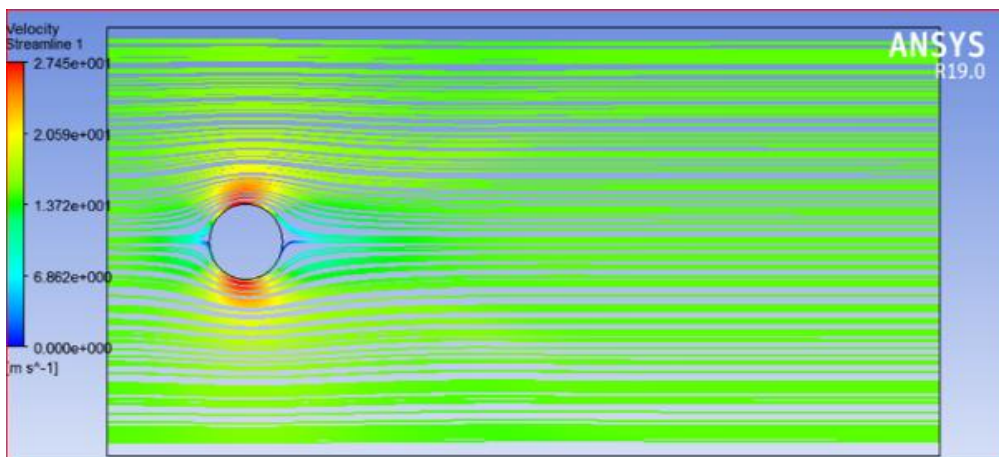


Figure.VI.9 : Les lignes de courant 12m/s.

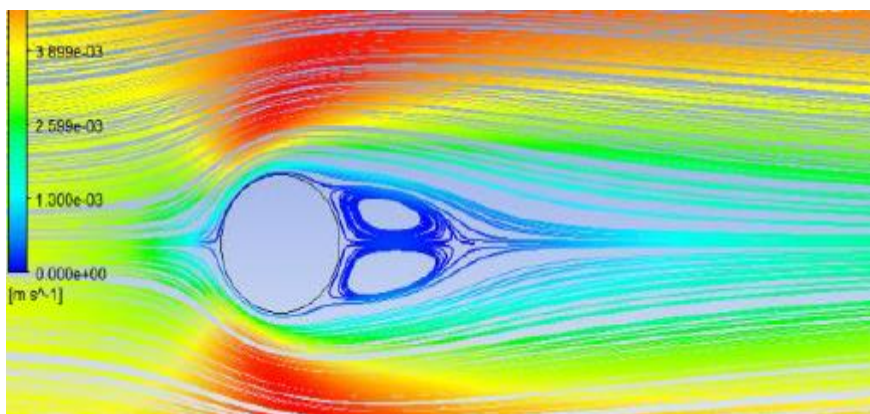


Figure.VI.10 : Les lignes de courant 15m/s.

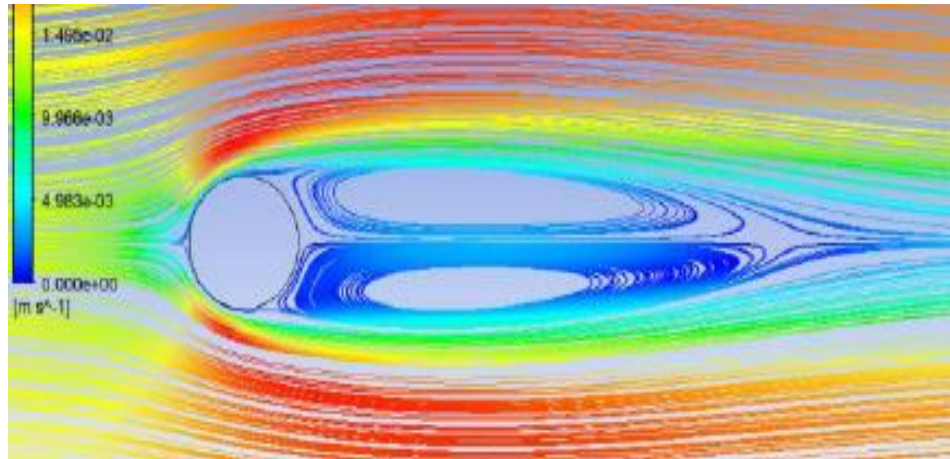


Figure.VI.11 : Les lignes de courant 20m/s.

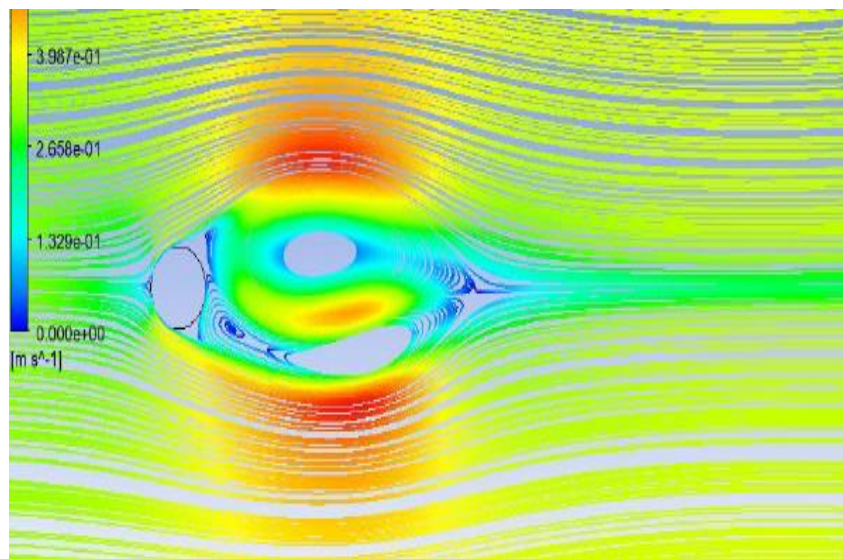


Figure.VI.12 : Les lignes de courant 25m/s.

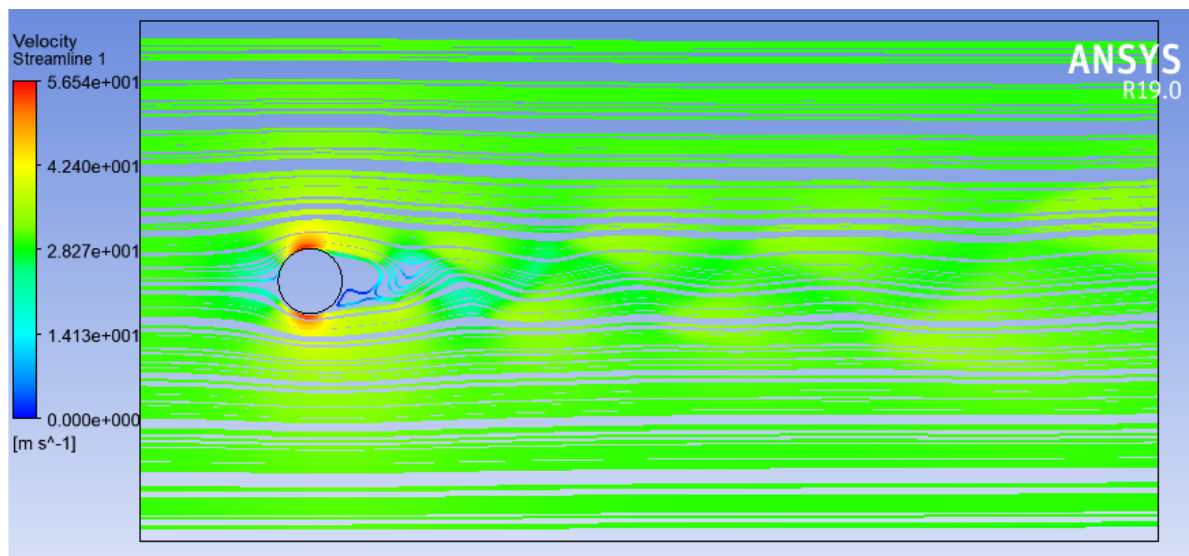


Figure.VI.13 : Les lignes de courant de la sphère vitesse 30m/s.

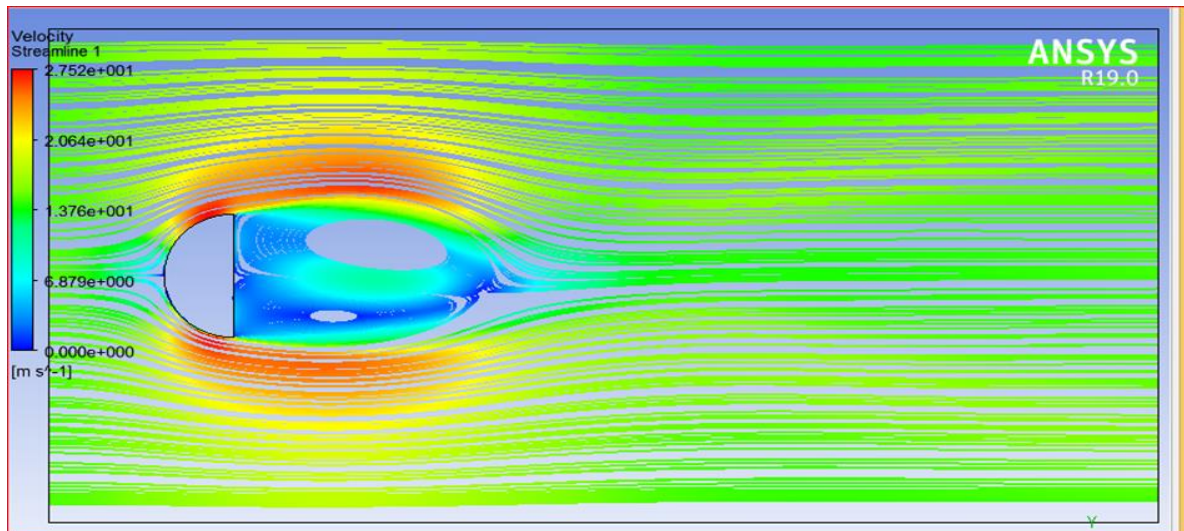


Figure.VI.14 : Les lignes de courant demi-sphère vitesse 15m/s.

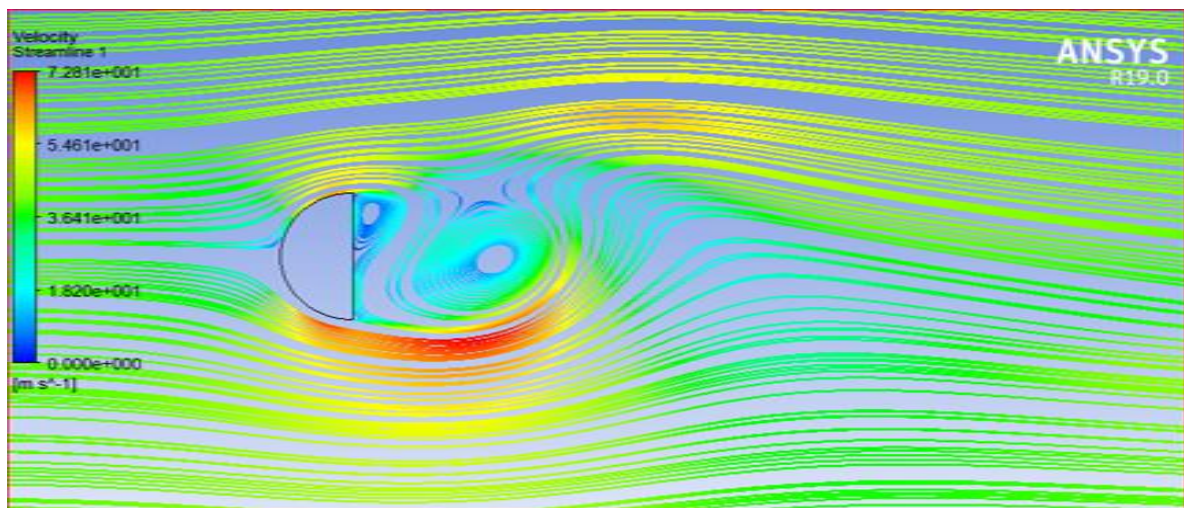


Figure.VI.15 : Les lignes de courant demi- sphère vitesse 30m/s.

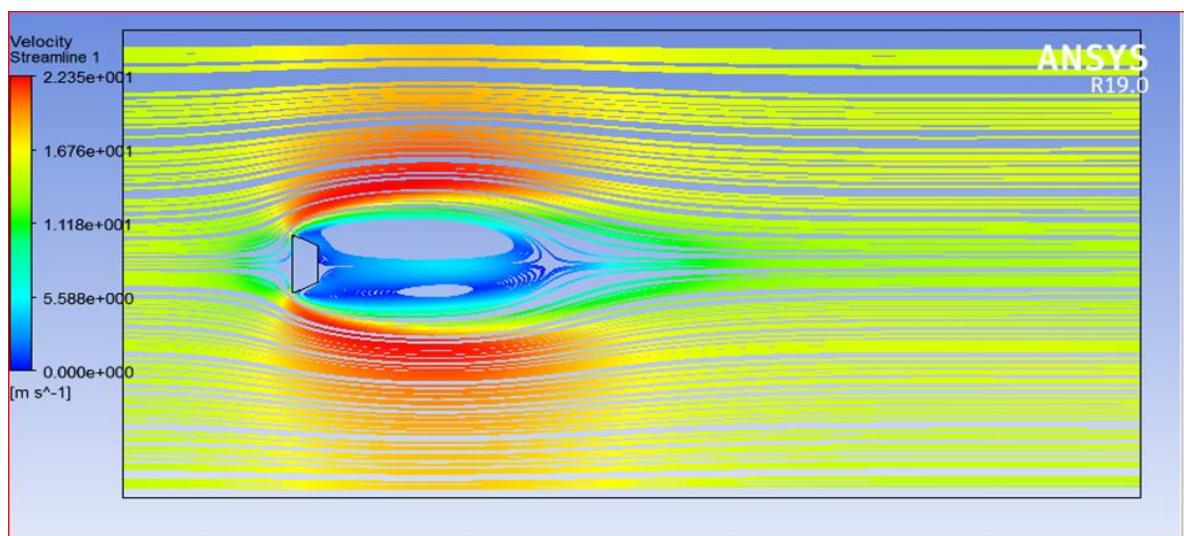


Figure.VI.16 : Les lignes de courant de plaque-plate vitesse 15m/s.

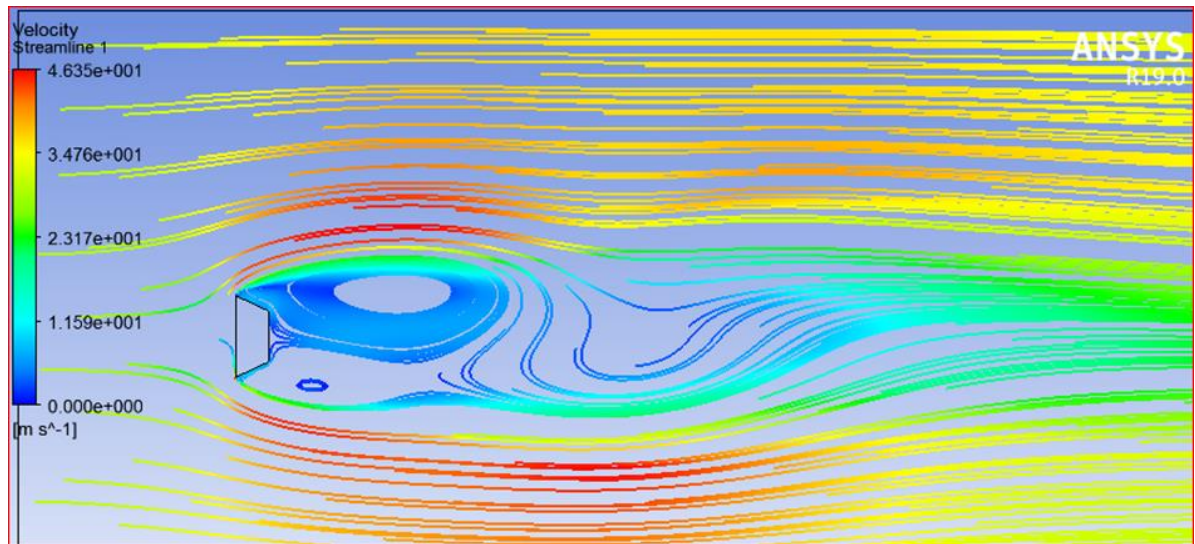


Figure.VI.17 : Les lignes de courant de plaque-plate vitesse 30m/s.

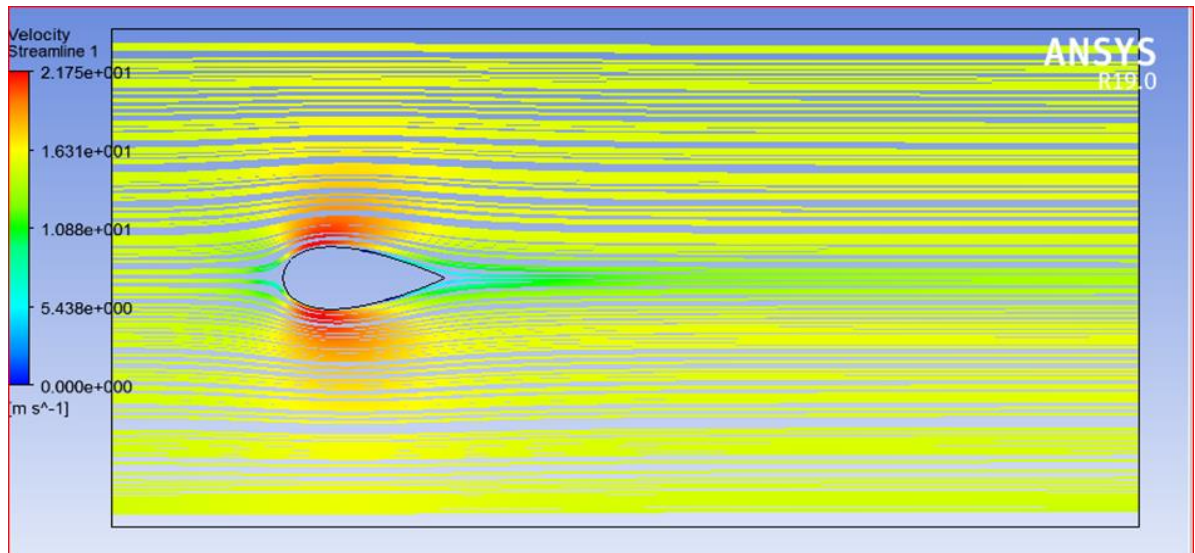


Figure.VI.18 : Les lignes de courant de profil vitesse 30m/s.

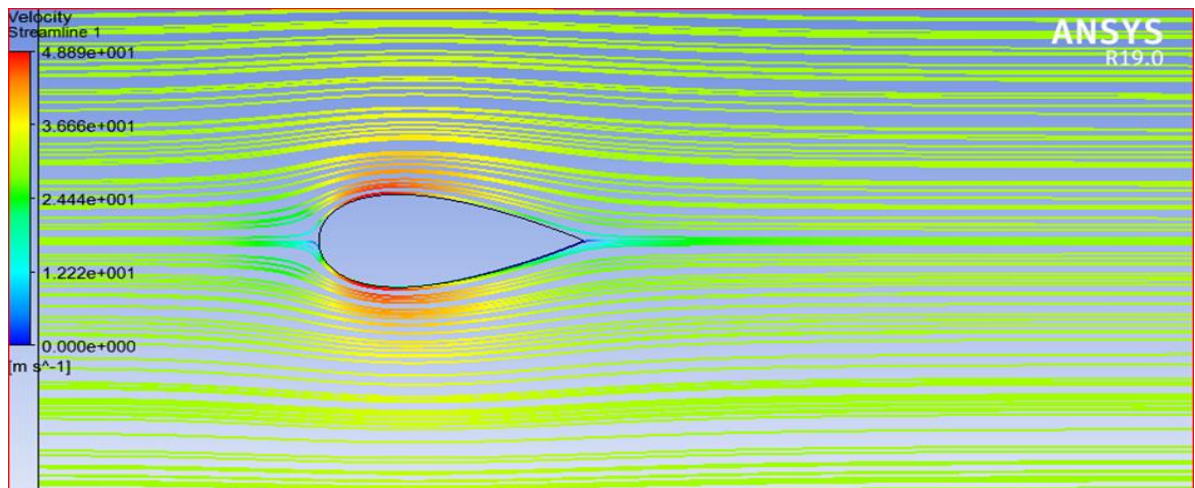


Figure.VI.19 : Les lignes de courant de profil vitesse 30m/s.

Les tourbillons associés à ce phénomène de plus haute fréquence que l'échappement tourbillonnaire dû à l'instabilité de von Kármán, se détachent périodiquement et interagissent avec les tourbillons primaires. La fréquence f , de cette instabilité en relation avec la fréquence de Strouhal a fait l'objet de nombreuses études.

VI.4.2 Contour de la vitesse résultante

Régime critique Ce régime est atteint quand le point de transition qui remonte vers l'amont au cours du régime su critique, rejoint le point de décollement.

La valeur de ce nombre de Reynolds critique varie de façon importante selon les différentes études expérimentales (entre 10^5 et 10^6) du fait de la grande sensibilité de l'écoulement aux conditions aux limites de l'écoulement (intensité turbulente de l'écoulement incident , rapport d'allongement et rugosité du plaque plat et demi-Sphère ...) .

La plupart des coefficients de traînée sont raisonnablement stables avec l'augmentation de la vitesse, voire une légère réduction. La sphère alvéolée donne une chute drastique de 15 à 30 m/s et se stabilise.

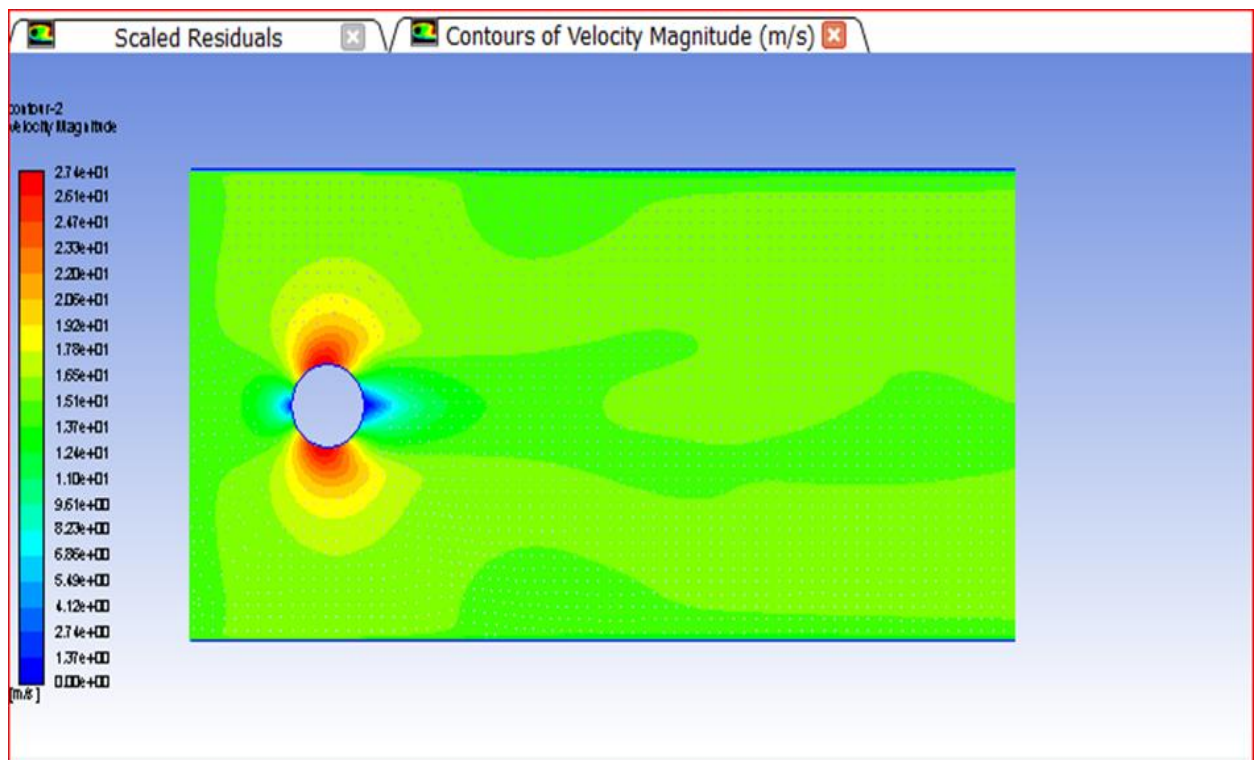


Figure.VI.20 : Contours de vitesse pour sphère vitesse 12m/s.

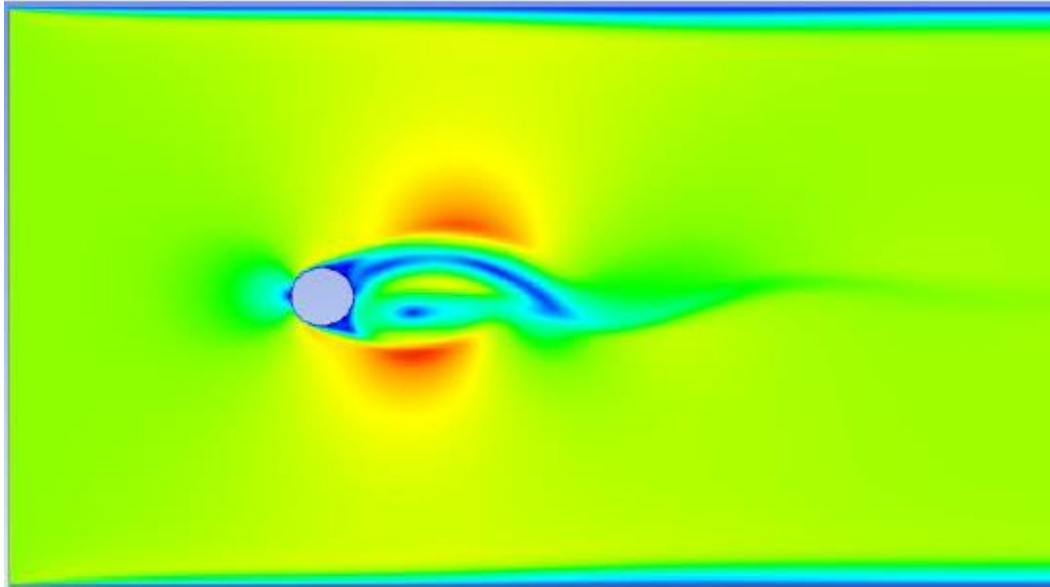


Figure.VI.22 : Contours de vitesse pour 20m/s

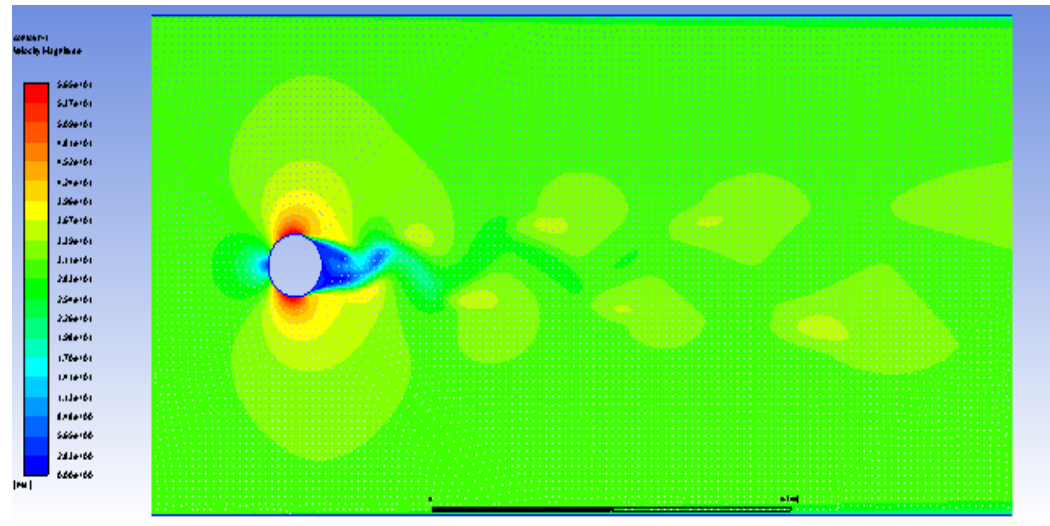


Figure.VI.23 : Contours de vitesse pour sphère 30m/s.

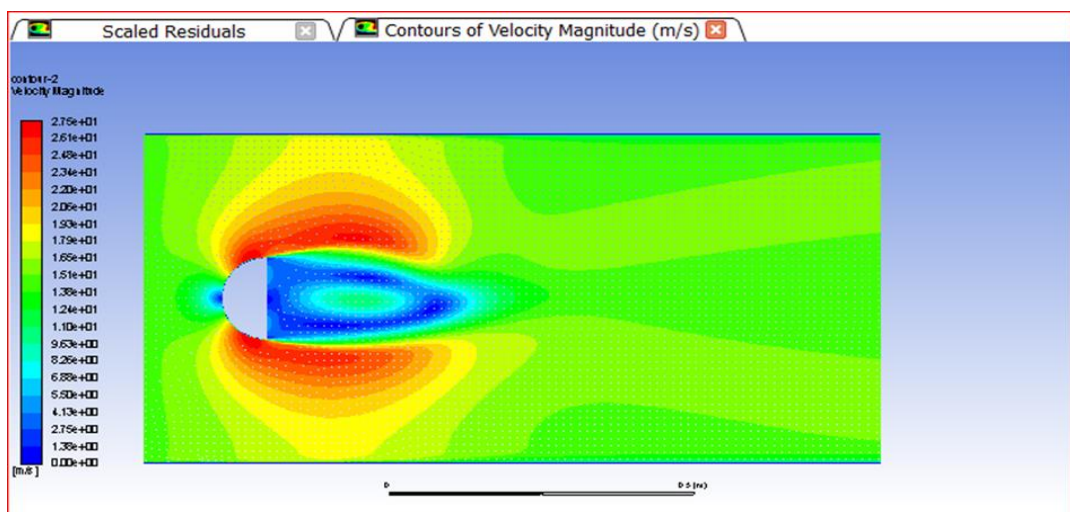


Figure.VI.24 : Contours de vitesse pour demi-sphère 15m/s.

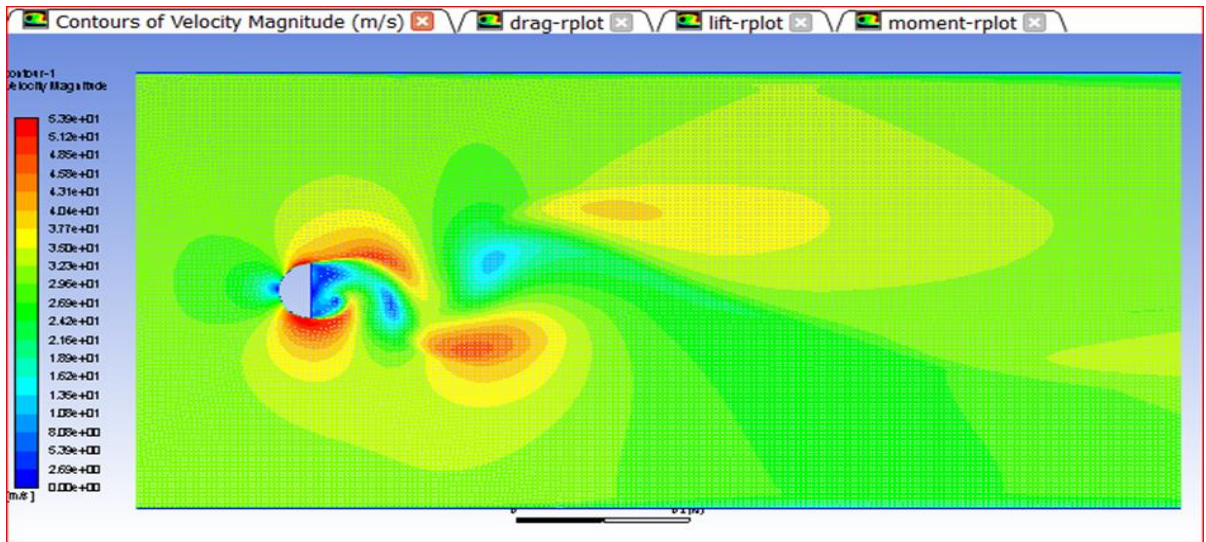


Figure.VI.25 : Contours de vitesse pour demi-sphère 30m/s.

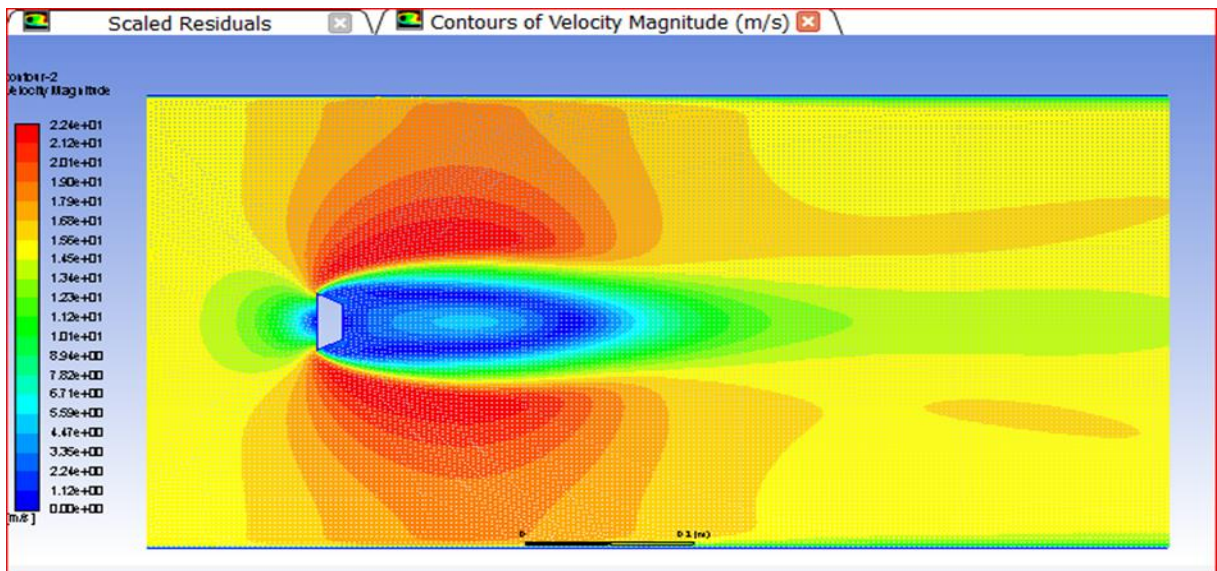


Figure.VI.26 : Contours de vitesse pour plaque-plate 15m/s.

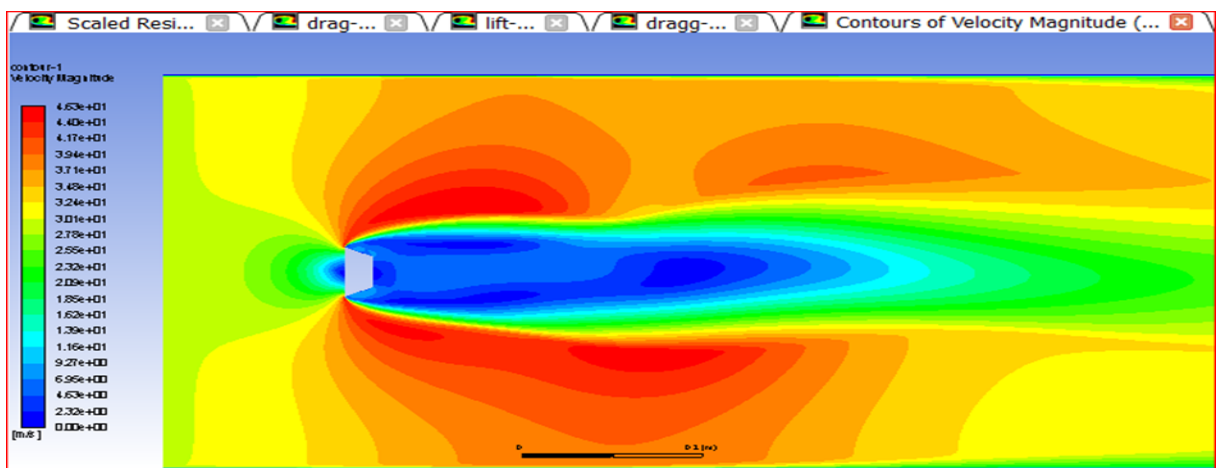


Figure.VI.27 : Contours de vitesse pour plaque-plate 30m/s.

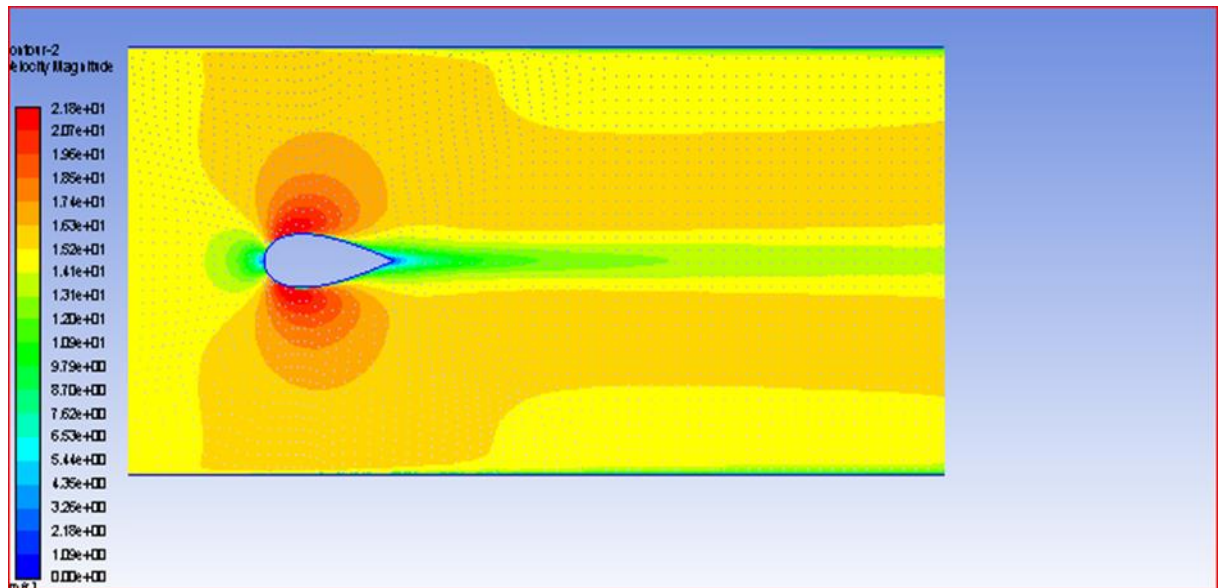


Figure.VI.28 : Contours de vitesse pour profil 15m/s.

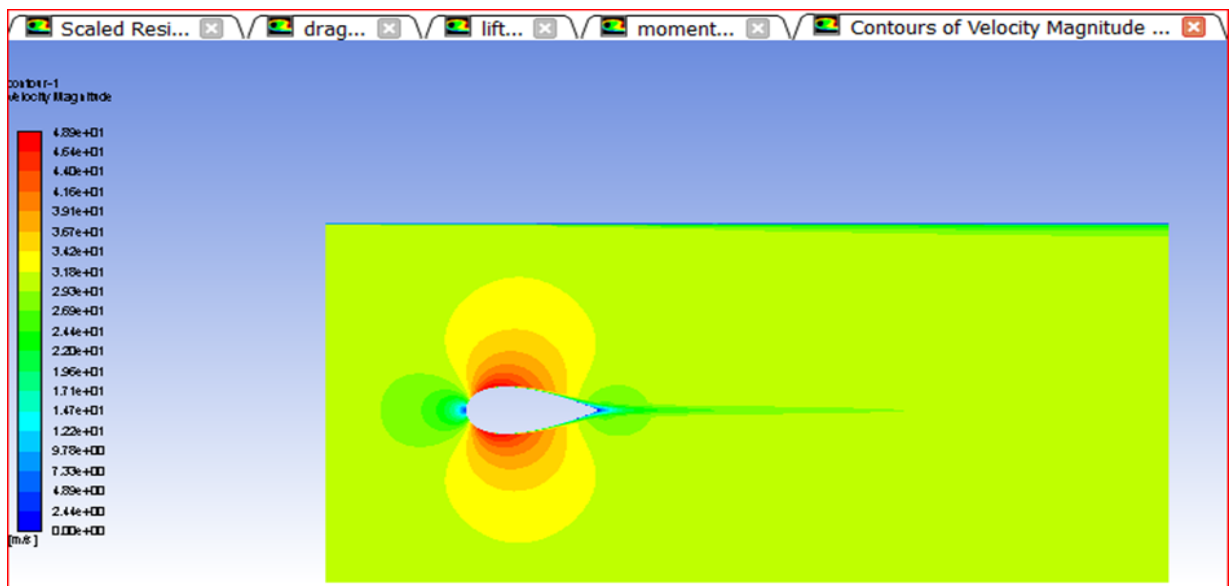


Figure.VI.29 : Contours de vitesse pour profil 30m/s.

VI.4.3 Contour de la pression résultante

Cela changerait pression, plus profondes ou s'il y en avait moins. Sur une plage donnée de vitesse de l'air et de nombres de Reynolds, la sphère alvéolée crée sa propre surface et sa traînée globale dans une plage.

Les effets de fortement autour d'un profil NACA 0040 pour $10^4 < Re \leq 10^5$ et ont été étudiées expérimentalement et théoriquement par souffleur, ils ont observé la suppression de l'allée tourbillonnaire pour α au-delà d'une valeur critique de l'ordre de 2.

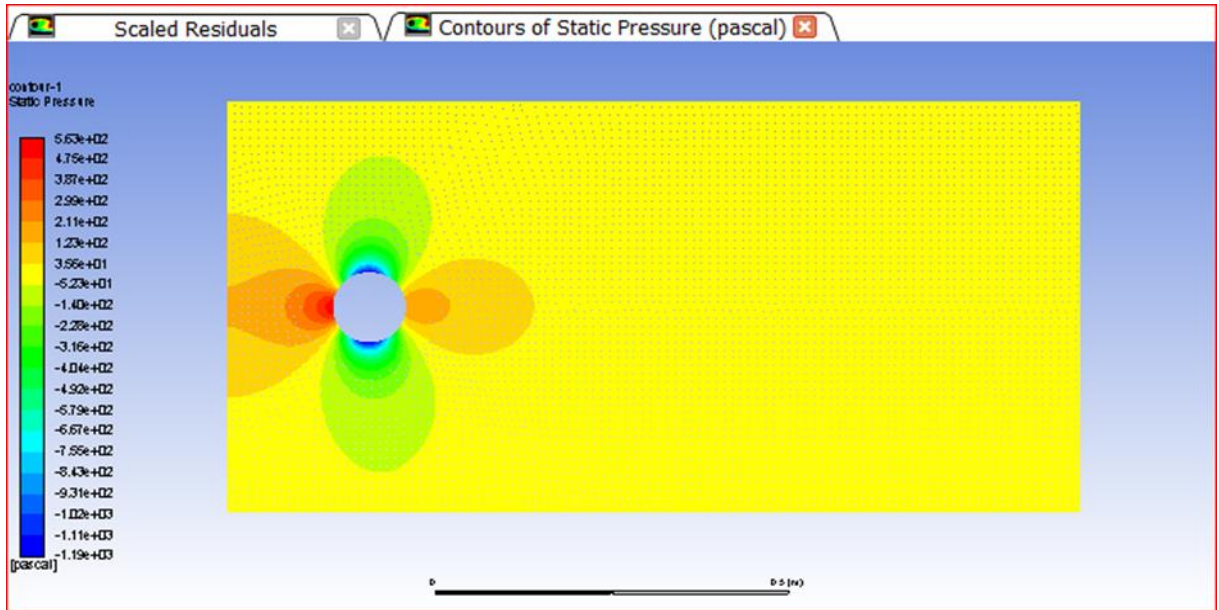


Figure.VI.30 : Contours de pression de la sphère vitesse 15m/s.

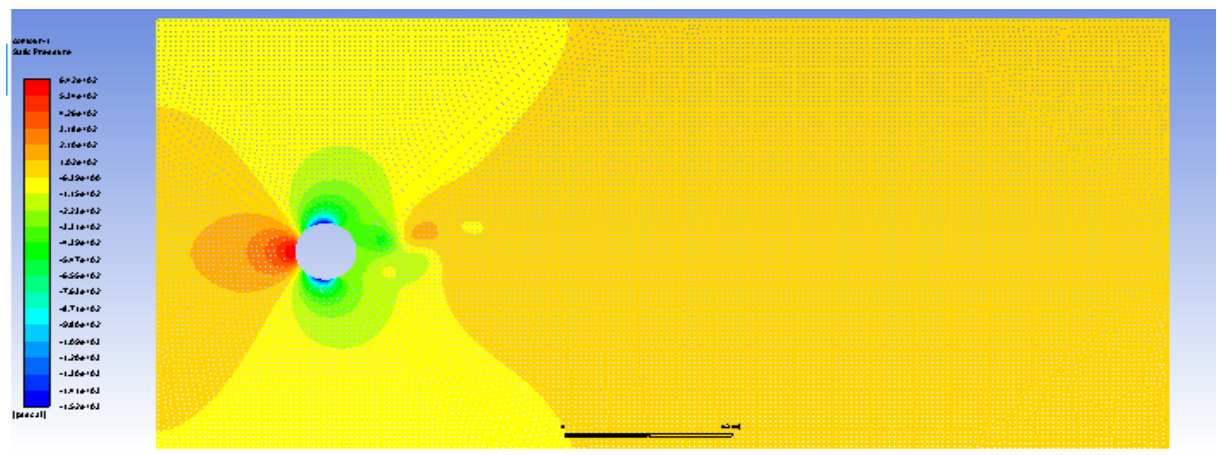


Figure.VI.31 : Contours de pression de la sphère vitesse 30m/s.

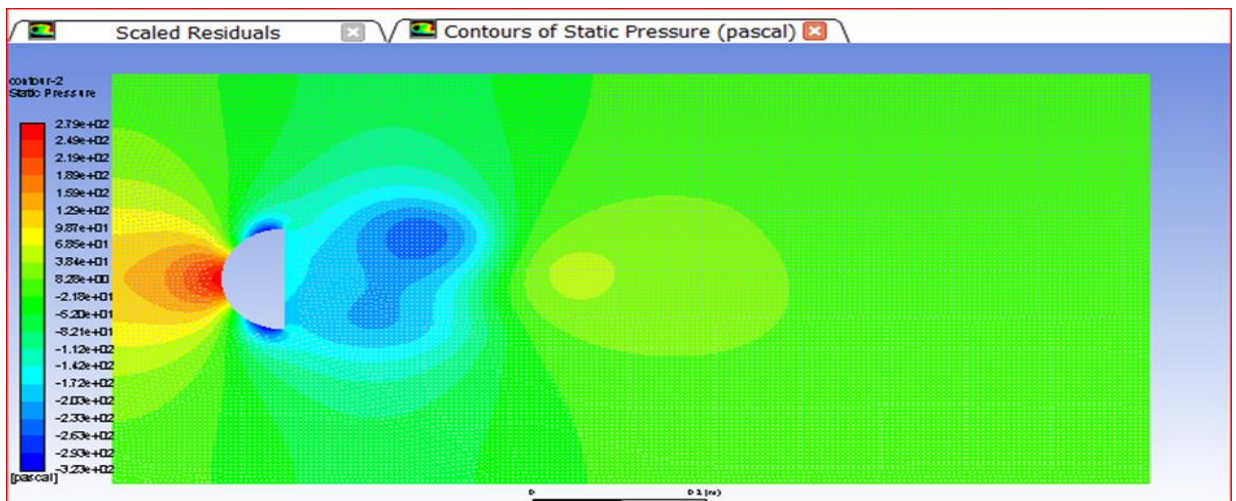


Figure.VI.32 : Contours de pression de la demi-sphère vitesse 15m/s.

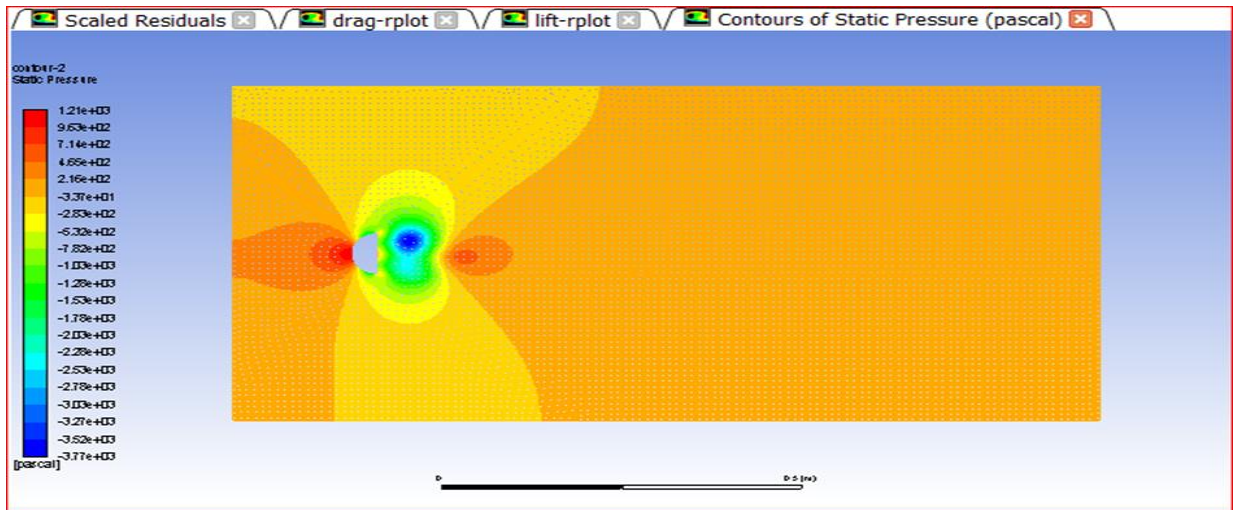


Figure.VI.33 : Contours de pression de la demi-sphère vitesse 30m/s.

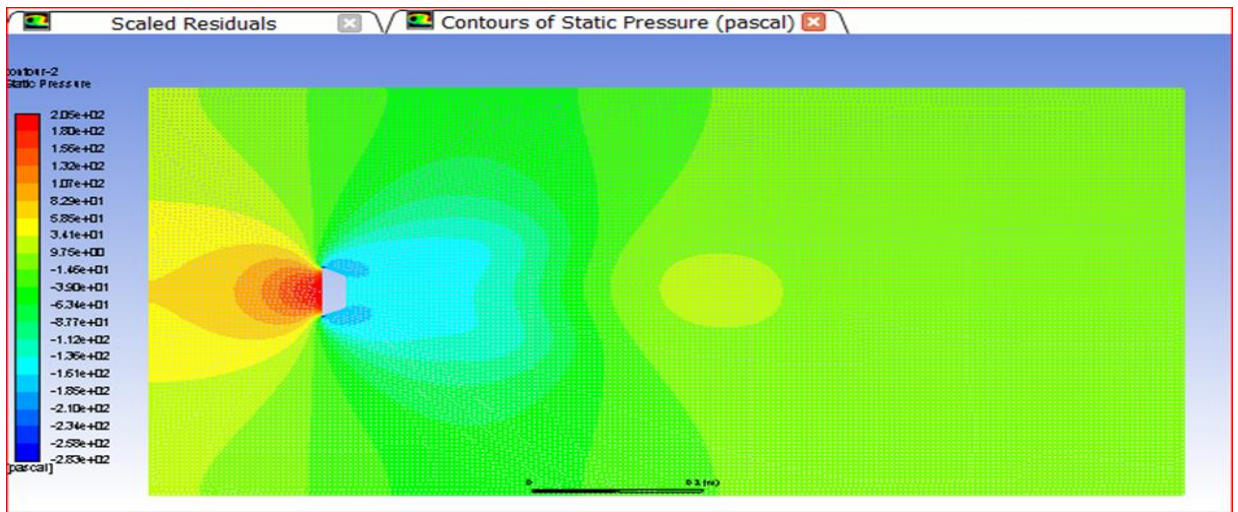


Figure.VI.34 : Contours de pression de la plaque-plat vitesse 15m/s.

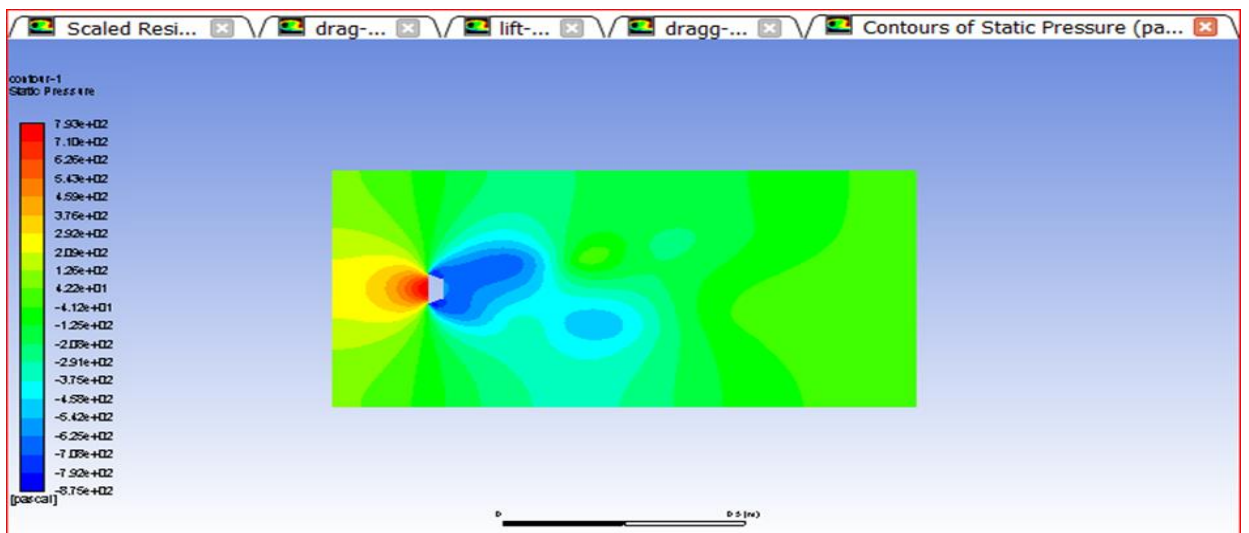


Figure.VI.35 : Contours de pression de la plaque-plat vitesse 30m/s.

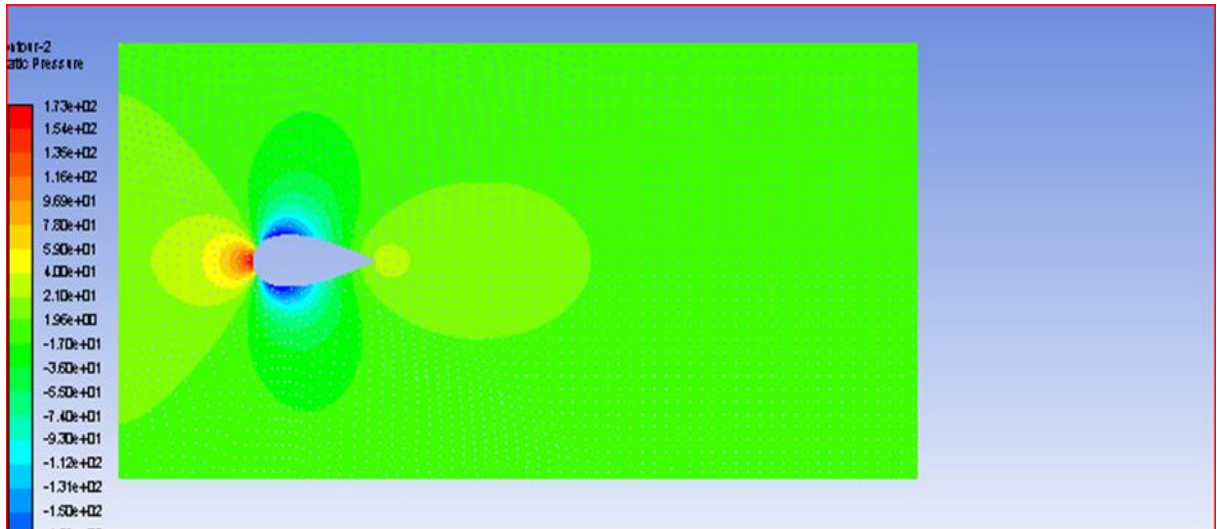


Figure.VI.36 : Contours de pression de profil vitesse 15m/s.

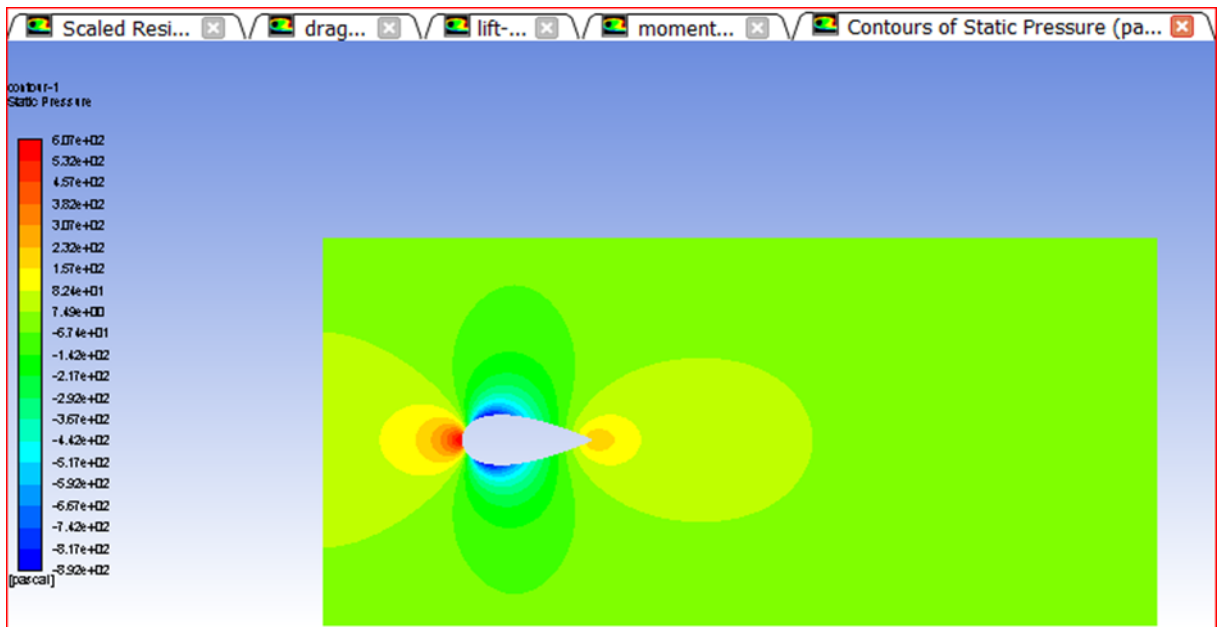


Figure.VI.37 : Contours de pression de profil vitesse 15m/s.

VI.4.4 Contour de la turbulent

Les formes moins aérodynamiques et les formes à grande surface donnent des valeurs plus élevées de coefficient de frottement. Le coefficient de frottement dépend de la façon dont l'air passe autour de l'objet et part.

Cela signifie que le sillage (modèle d'écoulement derrière l'objet) affecte également la traînée. Un sillage large crée plus de traînée qu'un sillage étroit derrière un objet. Par conséquent, même la forme de l'objet derrière la zone frontale affecte le frottement.

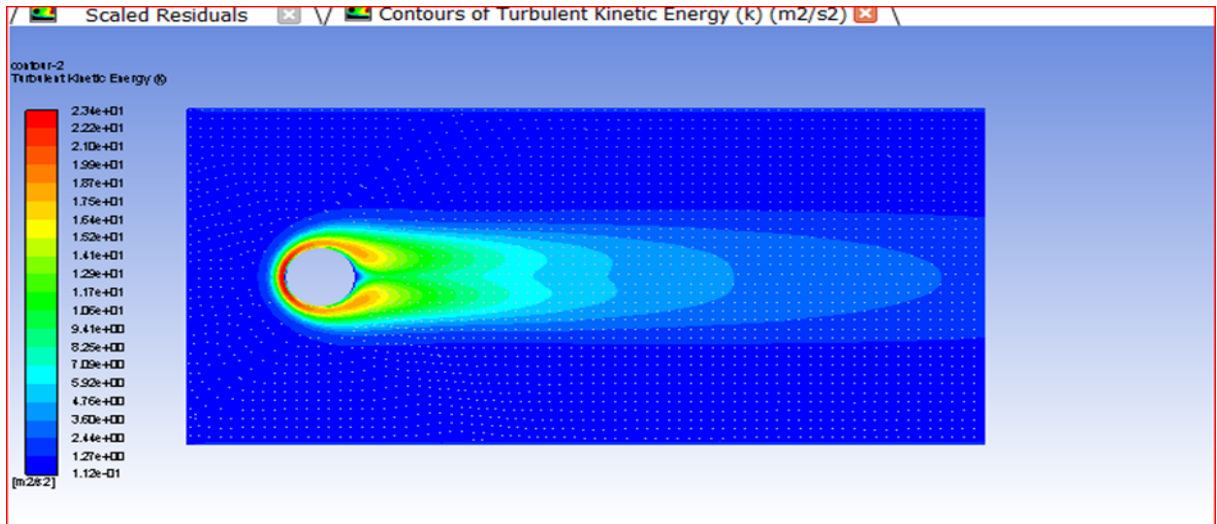


Figure.VI.38 : Les contour turbulence de la sphère 15m/s.

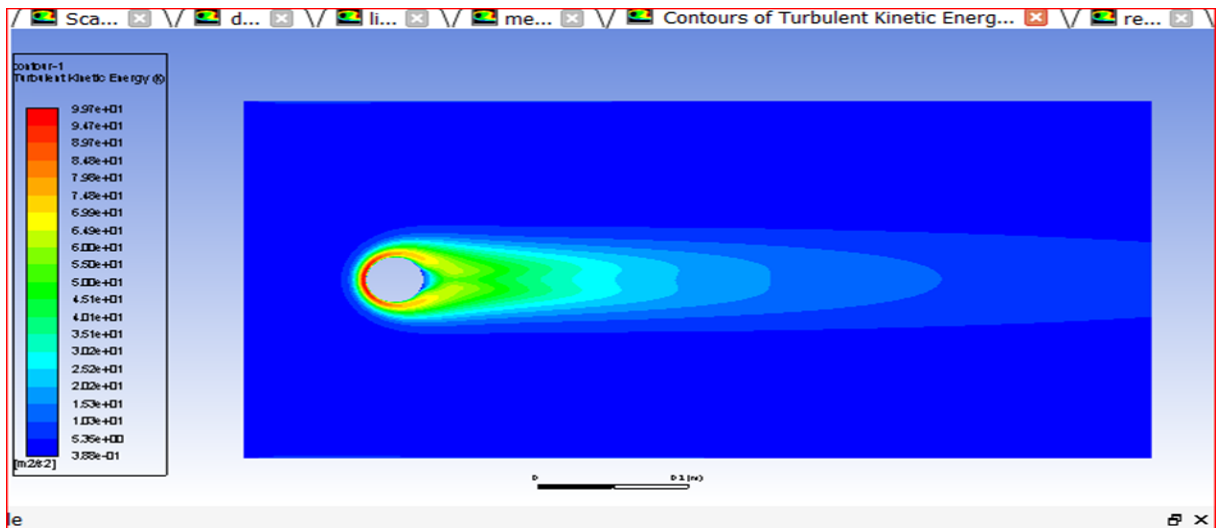


Figure.VI.39 : Les contour turbulence de la sphère 30m/s.

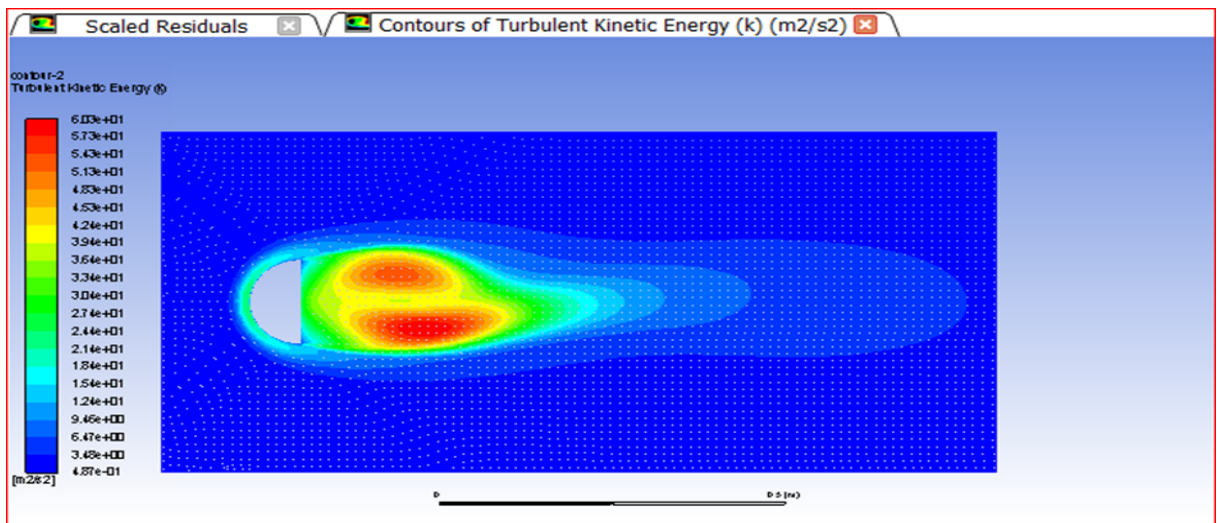


Figure.VI.40 : Les contour turbulence de demi-sphère 15m/s.

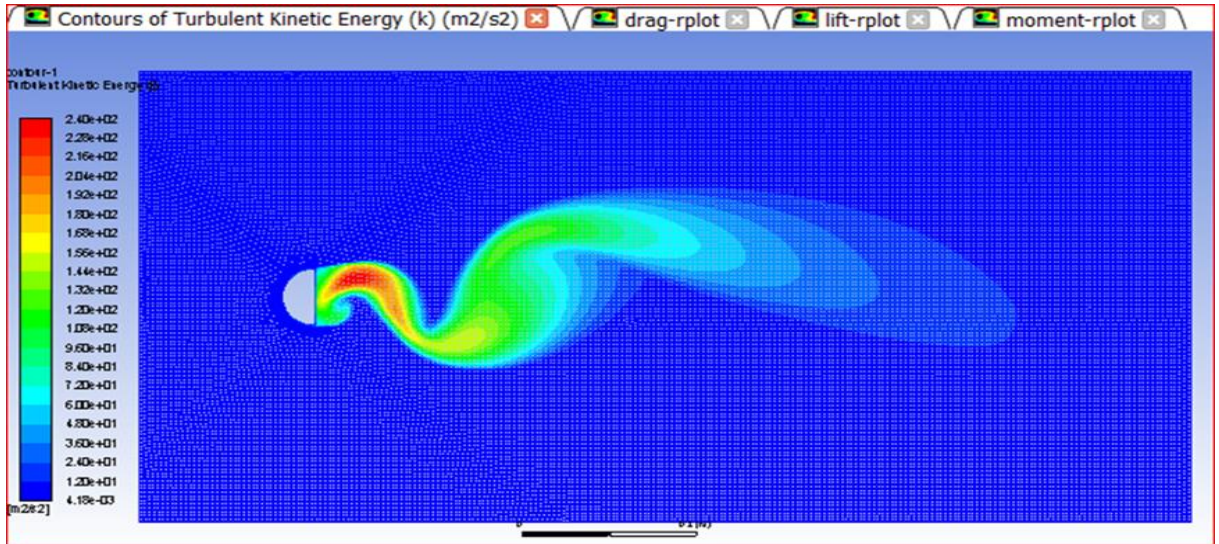


Figure.VI.41 : Les contour turbulence de demi- sphère 30m/s.

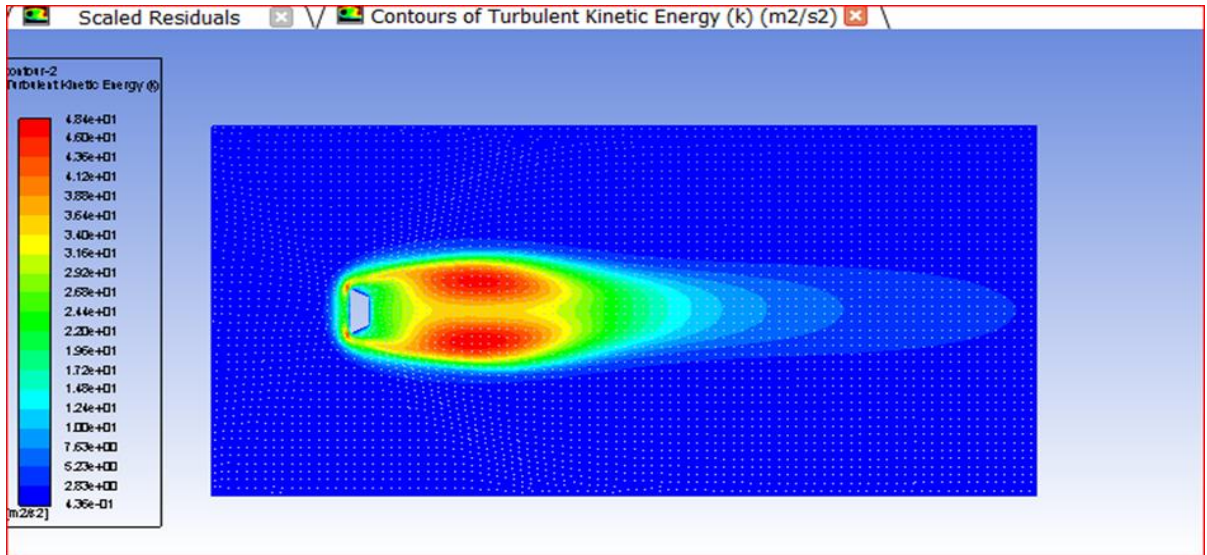


Figure.VI.42 : Les contour turbulence de plaque- plat 15m/s.

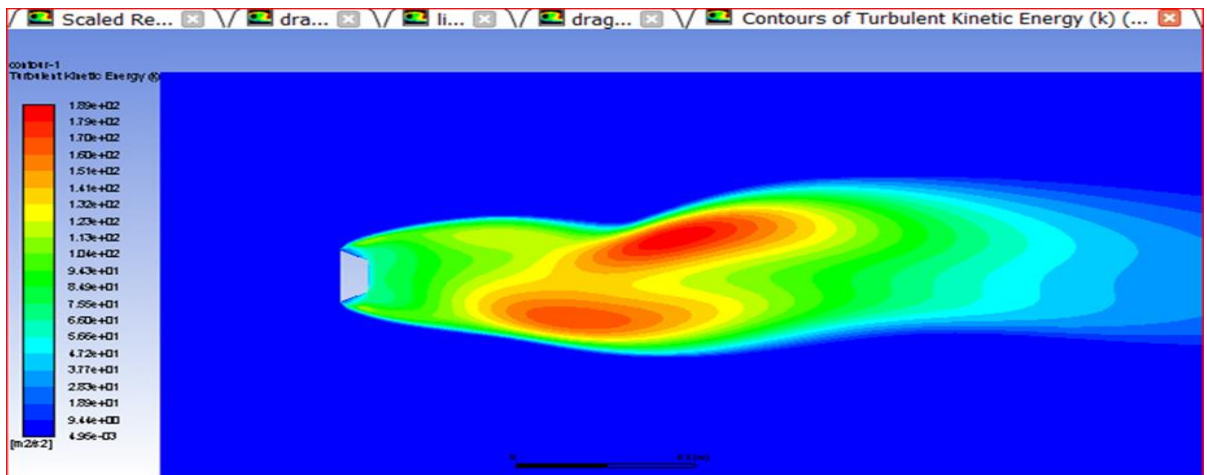


Figure.VI.43 : Les contour turbulence de plaque- plat 30m/s.

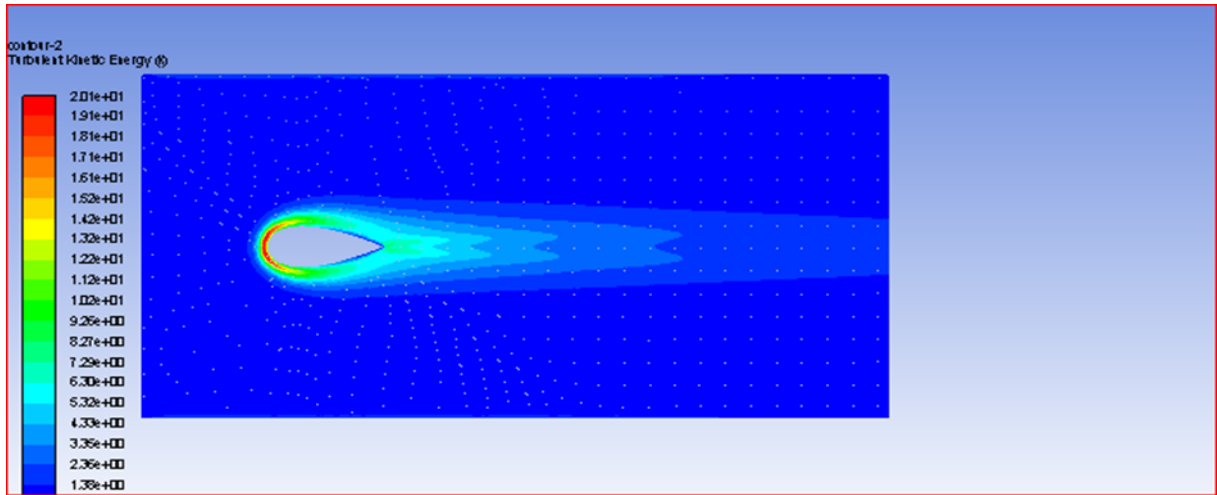


Figure.VI.44 : Les contour turbulence de profil 15m/s.

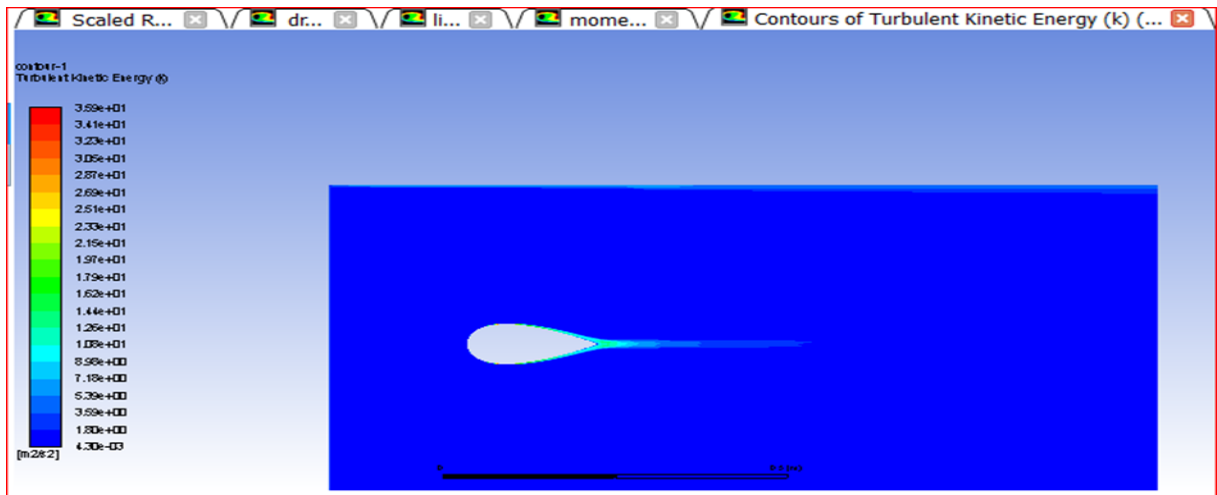


Figure.VI.45 : Les contour turbulence de profil 30m/s.

VI.4.5 Visualisation de la couche limite

Revêtement (couche limite) d'air turbulent qui se renforce avec l'augmentation de la vitesse de l'air, réduisant ainsi le sillage et la traînée.

Les autres modèles n'utilisent pas cette technique, donc leur sillage augmente simplement avec la vitesse de l'air, augmentant avec une bonne marge sur la sphère.

Plus tard, les mesures expérimentales de l'écoulement laminaire autour d'une plaque plate confirment la suppression de l'allée tourbillonnaire pour $Re = 100$. Ce comportement global se retrouve sur la Figure.VI.45, correspondant à un forçage de frottement. Il est à noter que les deux lignes de courants ne se croisent plus et la vorticité à l'air franchement négligeable.

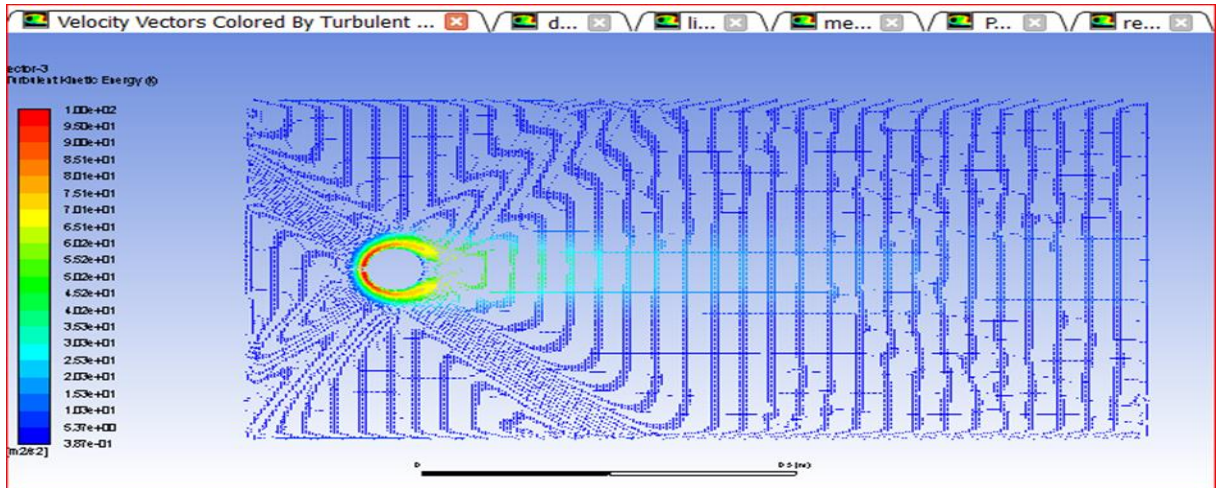


Figure.VI.46 : Visualisation de la couche limite pour sphère vitesse 30m/s.

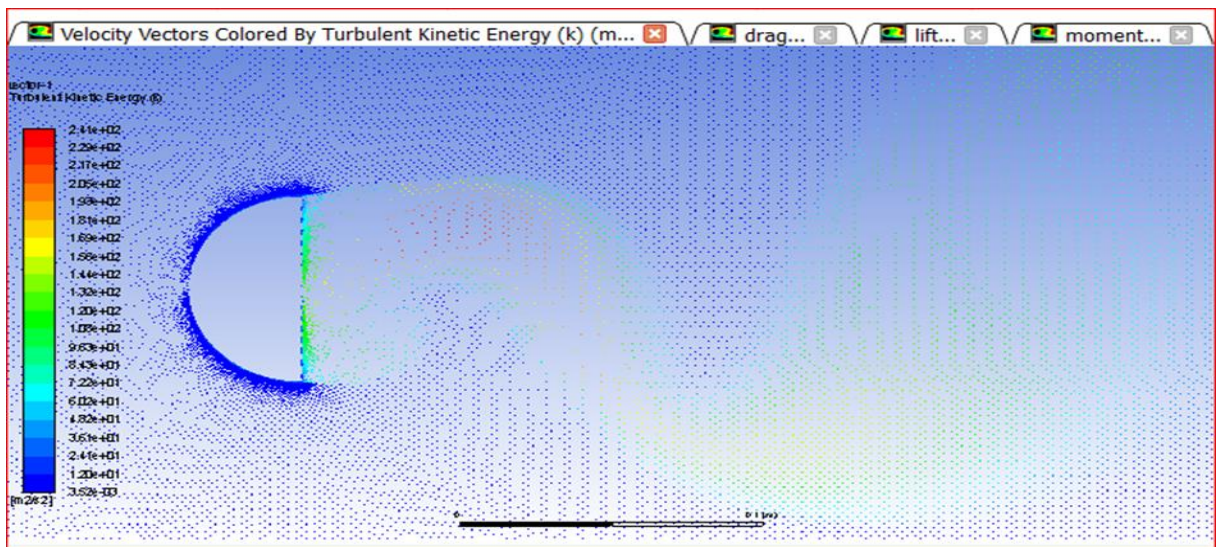


Figure.VI.47 : Visualisation de la couche limite pour demi-sphère vitesse 30m/s.

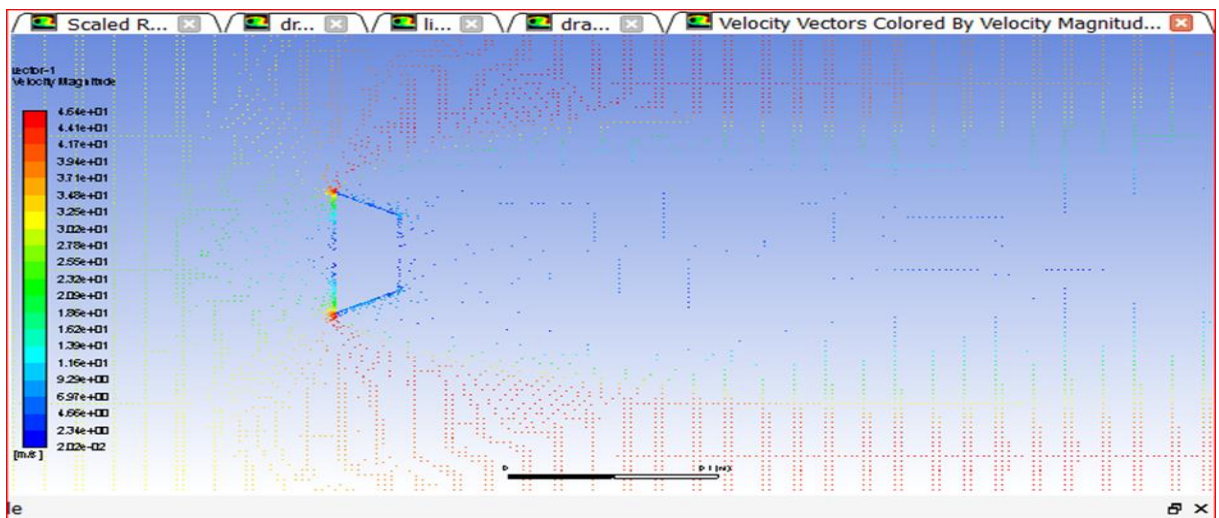


Figure.VI.48 : Visualisation de la couche limite pour plaque-plate 30m/s.

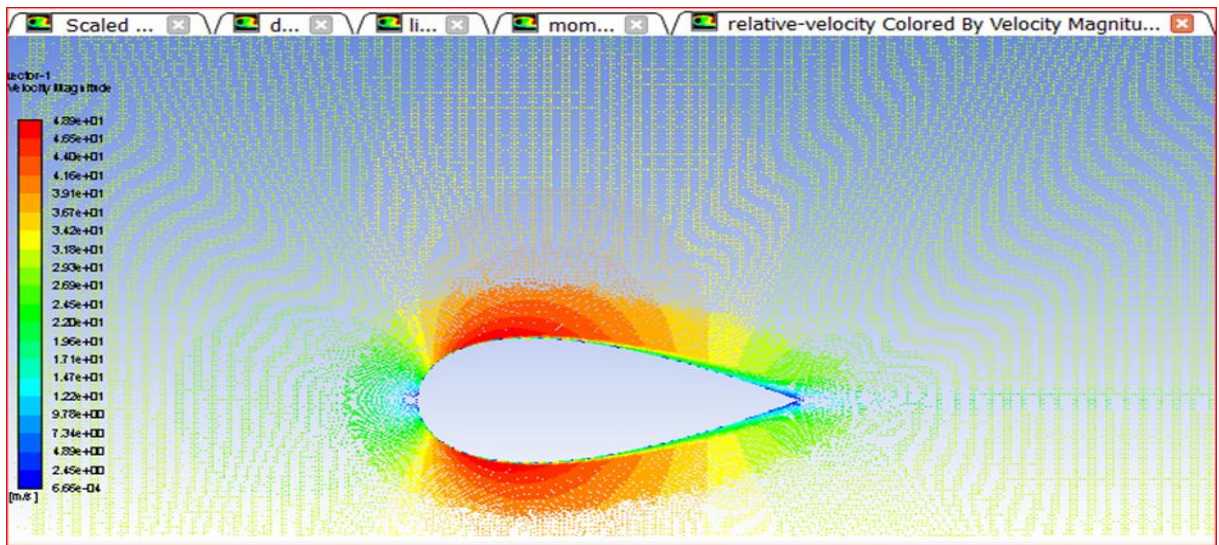


Figure.VI.49 : Visualisation de la couche limite pour profil vitesse 30m/s.

VI.4.6 Les courbes de XY de pression

Comme on pouvait s'y attendre, la forme profilée à le C_o le plus bas par rapport au reste avec la plaque plate. La simulation numérique, bidimensionnelle, des écoulements turbulents autour d'un plaque plat et demi sphère.

Le but principal est de mettre en évidence l'effet de forttement sur la structure et les caractéristiques de l'écoulement derrière le plaque plate ainsi que les forces appliquées sur cet obstacle. Pour des taux de rotation allant jusqu'à 6 et des nombres de Reynolds égalent à $0.5 \cdot 10^5 / 5.10$ et 10^5 , l'écoulement turbulent a été étudié numériquement dans le présent travail .

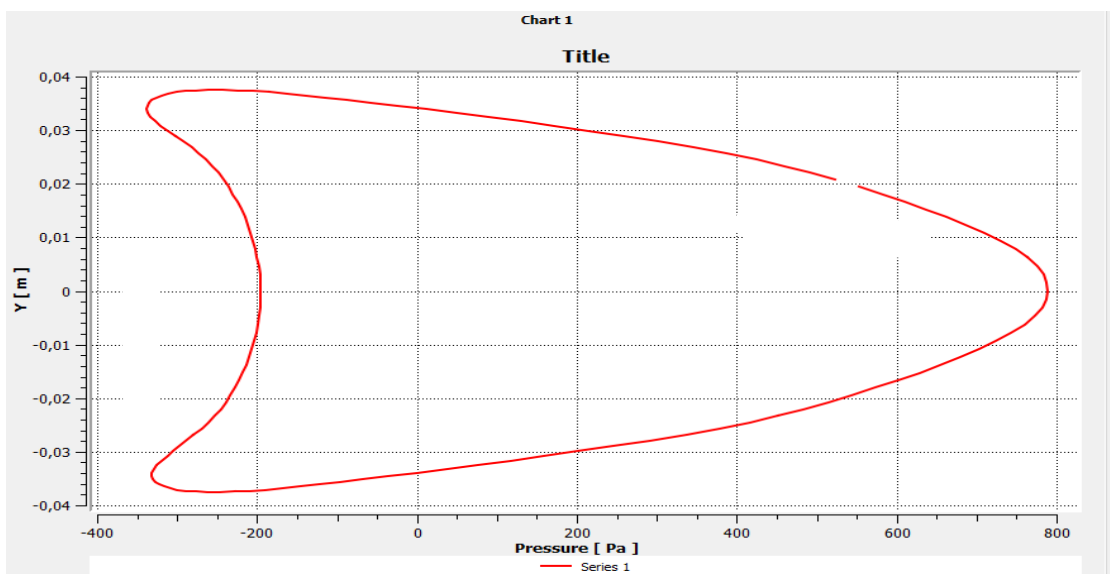


Figure.VI.50 : Les courbes de XY de pression pour sphère

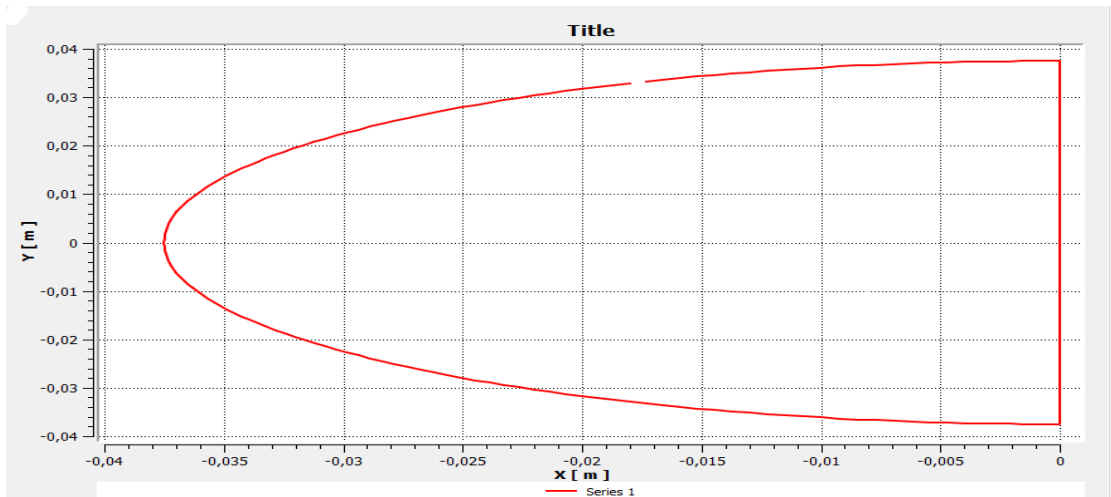


Figure.VI.51 : Les courbes de XY de pression pour demi-sphère.

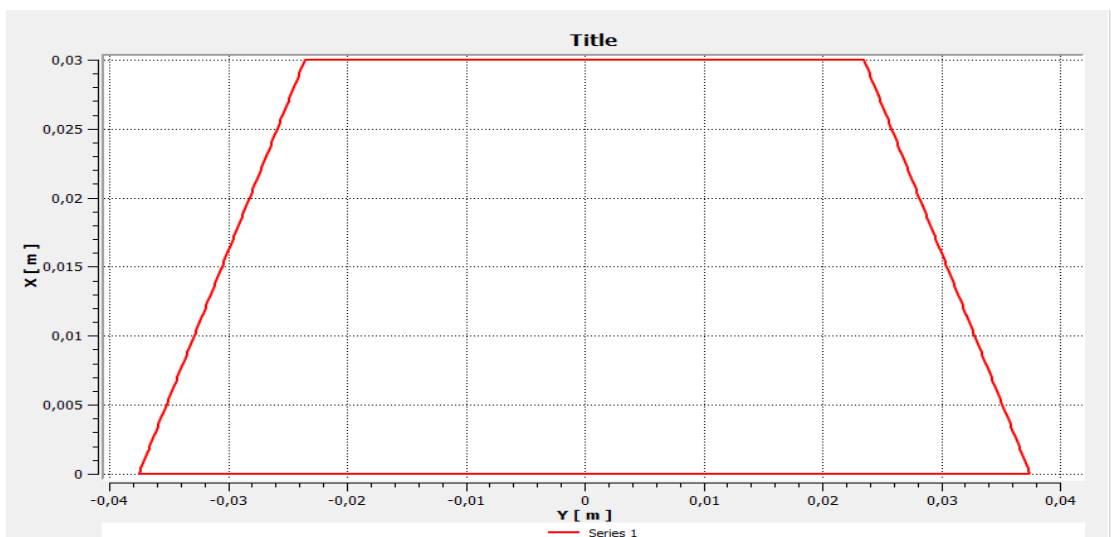


Figure.VI.52 : Les courbes de XY de pression pour plaque-plate

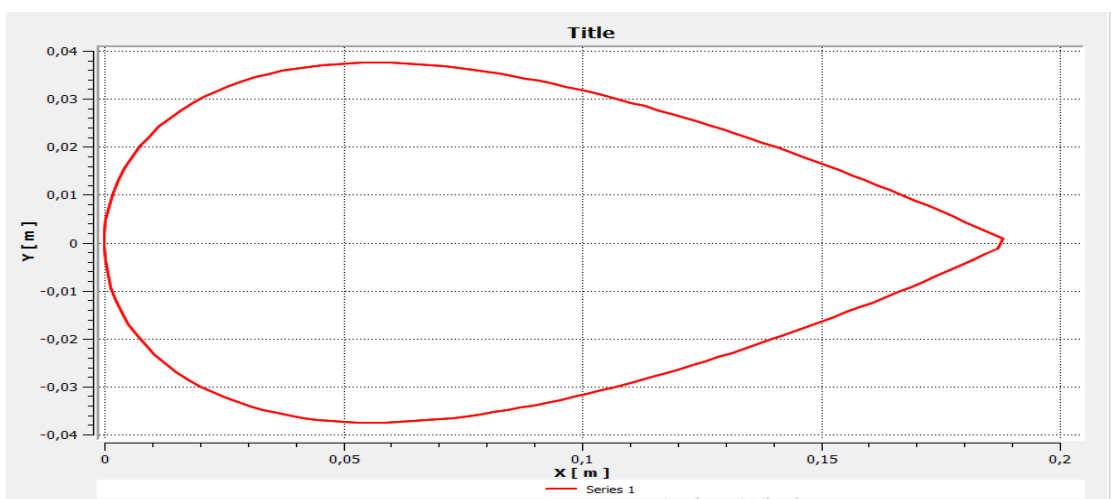


Figure.VI.53 : Les courbes de XY de pression pour profil.

VI.5 Forces aérodynamiques sur la structure de courbe

La valeur de traînée (parfois appelée résistance de l'air) sur le modèle est simplement la force qui agit dessus dans la direction d'un flux d'air appliqué. Généralement, dans le sens de l'écoulement, des formes plus aérodynamiques et des formes à petite surface donnent des valeurs inférieures de coefficient de traînée.

Le coefficient de traînée est une valeur sans dimension qui aide à quantifier la traînée, mais par rapport à un objet. Dimensions et la vitesse du fluide (air) qui passe autour de lui. Il permet de comparer la traînée d'objets de tailles différentes, permettant d'adapter les résultats.

Comme on pouvait s'y attendre, la forme profilée a le C_o le plus bas par rapport au reste avec la plaque plate.

VI.5.1 Le moment

Notez qu'une sphère alvéolée a un coefficient de traînée plus faible qu'une sphère simple. Cela est dû à la façon dont les fossettes fonctionnent pour permettre au flux d'air de rester attaché à sa surface, donnant un sillage plus petit.

VI.6 Interprétation des résultats

Pas Tous les résultats sont donnés à titre indicatif uniquement, les résultats réels peuvent différer légèrement.

VI.6.1 Critères de convergence

Dans la plupart des cas étudiés, le critère de convergence imposé par défaut dans (ANSYS 19.0) est suffisant. Cela signifie que le sillage (modèle d'écoulement derrière l'objet) affecte également la traînée. Un sillage large crée plus de traînée qu'un sillage étroit derrière un objet. Par conséquent, même la forme de l'objet derrière la zone frontale affecte le frottement.

VI.6.2 Coefficients aérodynamiques

VI.6.2.1 Résultats quantitatifs

Le Tableau.VI.1 ci-dessous, illustre l'évolution du coefficient de traînée en fonction du nombre de Reynolds de l'écoulement pour une sphère lisse de 75 mm Les deux approches (Expérimentale et numérique) montrent une bonne concordance pour des valeurs du nombre

de Reynolds allant de 0.77×10^5 jusqu'à 1.5×10^5 . Les deux évolutions montrent une forte disparité à partir d'un nombre de Reynolds de 1.5×10^5 , elles s'écartent au fur et à mesure que l'on augmente la vitesse de l'écoulement.

Ce constat peut s'expliquer, dans le cas expérimental, par le fait d'existence lors des essais frottement, ces dernières amplifient amplement la production d'une traînée parasite. Aussi, la présence du bras de suspension dans la pesée des efforts aérodynamiques et des champs de pression, peut éventuellement être à l'origine de cette erreur ; En effet, l'écoulement autour de la sphère et le bras peut modifier la distribution des champs de pression à l'aval comme à l'amont de la sphère en créant une situation d'écoulement asymétrique donnant naissance à une force parasite.

En comparant la courbe obtenue numériquement avec celle de l'expérimental, on remarque que son intensité est fortement sous-estimée à partir du nombre de Reynolds de 1.5×10^5 , c'est probablement dû au cas idéaliste considéré dans nos simulations ainsi qu'aux qualités des maillages générés.

Tableau.VI.1 : Evolution du coefficient de trainée en fonction du nombre de Reynolds
Pour les formes géométriques de diamètres 75 mm

Vitesse relative (m/s)	Cd Sphère	Cd Demi sphère	Cd Plaque plat	Cd Profil
15	0,5624	0,4883	1,2321	0,3411
20	0,5438	0,4756	1,2167	0,3232
25	0,5235	0,4897	1,2416	0,3309
30	0,5161	0,4900	1,2272	0,3118

Tableau.VI.2 : Comparaison des résultats de Raynold.

Vitesse	15 m/s	20m/s	25m/s	30m/s
N.Raynold $\times (10^5)$	0,77235	1,0298	1,2872	1,5447

Les résultats des calculs résumés et comparés aux données de la littérature le montrent un excellent accord des paramètres listés., les coefficients de force sont définis par :

$$[R_e = 0.05149 \cdot 10^5 \cdot (15,20.25.30) \text{m/s.}]$$

*(15-25) m/s -Sous-critique laminaire avec instabilités de rue tourbillonnaire

$$(150-300) < R_e < (1-1,3) 10^5$$

*(26-30) m/s-Critique séparation laminaire et rattachement turbulent séparation turbulent
Sillage turbulent.

$$(1,3) 10^5 < R_e < (3.5) 10^6$$

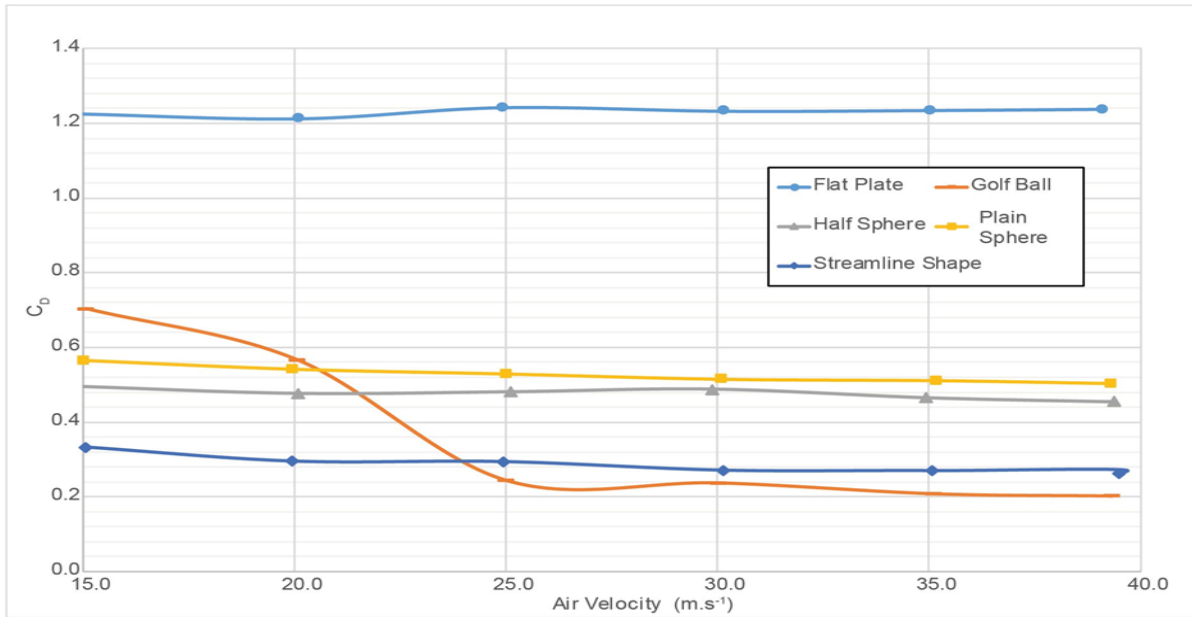


Figure.VI.54 : Résultats typiques et conclusions [31].

VI.7 Méthode de spécification échelle d'intensité turbulente et de longueur

La comparaison des modèles de turbulence de souffleur avec les résultats trouvés par le logiciel ANSYS 19.0, nous a permis d'adopter le (k – epsilon) avec un traitement proche de paroi.

Il avéré que la performance du modèle (k – epsilon) est meilleure notamment lorsqu'il s'agit d'estimer effets de rotation sur les forces exercées sur profile de (NACA 0040).

Validation Pour les quatre formes géométriques, Une étude comparative entre les résultats numériques obtenus pour les deux modèles de la turbulence à savoir, (k – epsilon) a avec un traitement proche de souffleur, avec des résultats figurant dans la littérature est illustré dans la Figure.VI.1. Il s'avère que le model (k – epsilon) e adonne des valeurs de pression plus précise.

La supériorité du modèle de turbulence (k – epsilon) asura le modèle président, Ce qui nous permet d'opter ce modèle pour le reste de cette étude. Pas Tous les résultats sont donnés à titre indicatif uniquement, les résultats réels peuvent différer légèrement. Comme on pouvait s'y attendre, la forme profilée à le Cd le plus bas par rapport au reste avec la plaque plate.

Tableau.VI.3 : Entrée de vitesse. Méthode de spécification échelle d'intensité et de longueur. Intensité turbulente.

Vitesse(m/s)	Intensité turbulente Sphère %	Intensité turbulente Demis sphère %	Intensité turbulente Assit plat %	Intensité turbulente Profil naca0040%
15 m/s	90%	50%	100%	95%
20 m/s	57%	31%	45%	53%
25 m/s	37%	15%	25%	35%
30 m/s	22%	03%	15%	18%

Les contours de vitesse et de pression autour de la structure pour un nombre de Reynolds $Re = 10$ et pour différents pas de temps. L'animation permet, bien sûr, de voir en détail le développement de l'écoulement autour et derrière la structure. Et commence à distinguer les perturbations de l'écoulement pour les deux forme demi-Sphère et assiette-plate (Forme Trapézoïdale).

VI.7.1 Erreur absolue et relative

Théoriquement, il ne devrait pas y avoir de valeur de portance. Ces modèles sont uniquement destinés aux expériences de traînée, ils sont donc montés directement dans la ligne du flux d'air, (à une incidence de 0 degré) ne donnant aucune valeur de portance.

Portée de ce guide. Il est possible d'expérimenter la portance sur les modèles, mais c'est au-delà de ce qui est typique uniquement. Le coefficient de traînée varie avec le nombre de Reynolds et la vitesse d'écoulement, donc les résultats Théoriquement, il ne devrait pas y avoir de valeur de portance.

Avec

a) Erreur absolue

$$\varepsilon = |v - v_{app}| \quad (\text{VI. 1})$$

b) Erreur relative

$$\eta = \frac{|v - v_{app}|}{|v|} \cdot 100 \quad (\text{VI. 2})$$

Tableau.VI.4 : Les erreur absolue et relative pour sphère.

Vitesse (m/s)	15	20	25	30
Résultat Numérique	0,5579	0,5424	0,5182	0,5067
Résultat Expérimental	0,5536	0,5363	0,5144	0,5100
Erreur Absolue	0.0043	0.0061	0.0038	0.0033
Erreur relative(%)	0.7767	1.1374	0.7387	0.6470

Tableau.VI.5 : Les erreur absolue et relative pour demi-sphère.

Vitesse (m/s)	15	20	25	30
Résultat Numérique	0,4830	0,4794	0,4832	0,4936
Résultat Expérimental	0,4732	0,4599	0,4763	0,4800
Erreur absolue	0.0151	0.0157	0.0134	0.0136
Erreur relative(%)	3.1910	3.4137	2.8133	2.8333

Tableau.VI.6 : Les erreur absolue et relative pour plaque-plate.

Vitesse (m/s)	15	20	25	30
Résultat Numérique	1,2340	1,249	1,2046	1,2374
Résultat Expérimental	1,2285	1,2266	1,2696	1,2055
Erreur Absolue	0.0036	0.0099	0.028	0.022
Erreur Relative(%)	0.2930	0.8071	2.2054	1.8249

Tableau.VI.7 : Les erreur absolue et relative pour profil.

Vitesse (m/s)	15	20	25	30
Résultat Numérique	0,3435	0,3217	0,3349	0,3121
Résultat Expérimental	0,3480	0,3270	0,3330	0,3144
Erreur absolue	0.0069	0.0038	0.0021	0.0026
Erreur relative	1.9827	1.1620	0.6306	0.8269

Les erreurs relatives et absolues sont déterminées par les conditions aux limites par ANSYS 19.0, une vitesse uniforme est imposée à l'entrée du domaine et une pression à la sortie. Les parois supérieure et inférieure, ainsi que les frontières de l'obstacle, ont été considérées comme des erreurs absolue et relative.

Pour la discrétisation des équations, Fluent utilise la méthode des volumes finis. On s'intéresse en premier lieu aux champs de la vitesse résultante, ainsi qu'aux champs des vitesses longitudinales, et la nature turbulente de l'écoulement considéré nous a conduits à s'intéresser aux champs de l'énergie dynamique turbulente.

Les résultats de ce second test sont donnés dans le tableau (Tableau.VI.4). Nous remarquons que, dans ce cas, l'erreur relative commise sur le calcul des forces de traînée et de portance est très acceptable comparées à ceux du souffleur.

Le (Tableau.VI.3) représente les erreurs de vitesse et de pression autour de la structure pour un nombre de Reynolds et pour différents pas de C_d . L'animation permet, bien sûr, de voir en détail le développement de l'écoulement autour et derrière la structure. C'est à partir de 25 m/s que l'on commence à distinguer les perturbations de l'écoulement.

La figure (Figure.VI.54) et le tableau (Tableau.VI.1) représentent les résultats graphiques et tabulés des forces aérodynamiques de traînée et sur la structure (sphérique, demi sphère plaque plat et profil NACA 0040). Ces résultats sont très comparables à ceux de Turek [31]

Cette figure est très intéressante puisqu'elle nous permet de situer exactement le commencement des perturbations dans les valeurs de la traînée. Ceci correspondra, bien sûr, au commencement du changement des formes géométriques. Généralement, dans le sens de l'écoulement, des formes plus aérodynamiques et des formes à petite surface donnent des valeurs inférieures de coefficient de traînée.

VI.8 Validation et vérification

La plupart des coefficients de traînée sont raisonnablement stables avec l'augmentation de la vitesse, voire une légère réduction. La sphère alvéolée donne une chute drastique de 15 à 25 m/s et se stabilise.

Ces modèles sont uniquement destinés aux expériences de traînée, ils sont donc montés directement dans la ligne du flux d'air, (à une incidence de 0 degré) ne donnant aucune valeur de portance. Portée de ce guide.

Cela changerait si les surface plus grandes, ou s'il y en avait moins. Sur une plage donnée de vitesse de l'air et de nombres de Reynolds, la sphère alvéolée crée sa propre surface et sa traînée globale dans une plage. Revêtement (couche limite) d'air turbulent qui se renforce avec l'augmentation de la vitesse de l'air, réduisant ainsi le sillage et la traînée.

Les autres modèles n'utilisent pas cette technique, donc leur sillage augmente simplement avec la vitesse de l'air, augmentant avec une bonne marge sur la sphère. Comme on pouvait s'y attendre, la forme profilée a le C_d le plus bas par rapport au reste avec la plaque plate.

Augmente la vitesse de l'air à 15, 20, 25, et sa vitesse maximal (généralement autour de 30 m/s) à chaque étape enregistrez la valeur de traînée. Traînée et coefficient. La valeur de traînée (parfois appelée résistance de l'air) sur le modèle est simplement la force qui agit dessus dans la direction d'un flux d'air appliqué.

Le coefficient de traînée est une valeur sans dimension qui aide à quantifier la traînée, mais par rapport à un objet. Dimensions et la vitesse du fluide (air) qui passe autour de lui. Il permet de comparer la traînée d'objets de tailles différentes, permettant aux ingénieurs d'adapter les résultats.

Généralement, dans le sens de l'écoulement, des formes plus aérodynamiques et des formes à petite surface donnent des valeurs inférieures de coefficient de traînée. Les formes moins aérodynamiques et les formes à grande surface donnent des valeurs plus élevées de coefficient de traînée. Le coefficient de traînée dépend de la façon dont l'air passe autour de l'objet et part.

Cela signifie que le sillage (modèle d'écoulement derrière l'objet) affecte également la traînée. Un sillage large crée plus de traînée qu'un sillage étroit derrière un objet. Par conséquent, même la forme de l'objet derrière la zone frontale affecte la traînée.

Notez qu'un profil (comme NACA 0040) a un coefficient de traînée plus faible qu'une sphère simple. Cela est dû à la façon des formes plus aérodynamiques fonctionnent pour permettre au flux d'air de rester attaché à sa surface, donnant un sillage plus petit.

Il est possible d'expérimenter la portance sur les modèles, mais c'est au-delà de ce qui est typique uniquement. Le coefficient de traînée varie avec le nombre de Reynolds et la vitesse d'écoulement, donc les résultats. Pour conclure l'intervalle de coefficient de traînée entre valeur :

***Sphère** [0.5-0.59] / ***demi-sphère** [0.45-0.49] / ***plaque** [1.1-1.24] / ***profil** [0.32-0.39].

VI.9 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons simulé l'écoulement incompressible stationnaire et turbulent avec le model de fluide visqueux et nous avons trouvé de très bon résultats puisqu'ils sont plus proches que ceux indiqués dans la soufflerie. Le logiciel "ANSYS 19.0" nous a donné entière satisfaction quant au traitement de simulation numérique sur différents corps géométriques.

La campagne d'essais mené en soufflerie nous a permis de conclure qu'en apportant des modifications à la surface des formes géométrique, nous pouvons réduire la traînée et améliorer les performances aérodynamiques.

Ainsi, en matière de réduction de traînée, nous avons obtenu une amélioration de plus de 40% lorsque la sphère et profile de (NACA 0040) est munie d'un anneau positionné aux deux tiers du diamètre, et cela sur une large plage du nombre de Reynolds.

Cette diminution de la traînée est confirmée par une modification du coefficient de pression à l'arrière de la profile de demi-Sphère et assiette-plate (Forme Trapézoïdale) par contre le profil de (NACA 0040), Les mesures du coefficient de pression montrent par ailleurs que le C_p est bien approché par celui du fluide parfait dans la zone non décollée.

Comme on pouvait s'y attendre, la forme profilée et plus bas par rapport au reste avec la plaque plate. La première partie des simulations avec "ANSYS 19.0" et qui concerne l'écoulement incompressible visqueux en régime stationnaire (permanent) et turbulent a été menée avec succès vu que les résultats que nous avons obtenus sont très comparables à ceux de notre soufflerie.

CONCLUSION GENERALE

Conclusion Générale

Dans ce travail, A travers ce modeste travail, nous avons d'abord compris les difficultés à simuler une géométrie complexe dans un domaine d'étude plus ou moins grand. Nous avons bien assimilé les étapes à suivre pour mener à bien une simulation numérique. De ce fait, et vu le temps alloué à ce projet et vu les moyens dont nous disposons, nous avons atteint notre but.

Notre objectif primaire était l'utilisation du logiciel "ANSYS 19.0" dans toutes les étapes de la simulation à savoir : Conception, Maillage, Simulation et Exploitation des résultats. Ce logiciel nous a posé problème lors du couplage puisqu'il exige une interface fluide-structure de type "surface" afin de transmettre les données du fluide à la structure et vice-versa, ce qui ne peut se faire que si le problème est tridimensionnel. Nous avons évité d'aller vers la 3D pour la simulation numérique sur différents corps géométriques. Nous avons donc préféré rester en bidimensionnel et chercher à faire ce couplage avec une soufflerie.

La simulation numérique de l'écoulement autour d'une sphère et profile de (NACA 0040) lisse a montré des résultats en bonne concordance avec les valeurs expérimentales, tout comme elle a permis de mettre en évidence le coefficient de frottement par différent (Raynolds) en aval de la demi-Sphère et assiette-plate (Forme Trapézoïdale),et réalisation de formes géométrique dans ce travaille.

D'après les travaux présentés dans ce mémoire, on peut dire que la théorie des écoulements incompressible visqueux stationnaire et turbulent en régime sous-critique et critique peut être utilisée pour étudier l'écoulement parfait autour d'une quatre formes géométriques Sphère, demi-Sphère et assiette-plate (Forme Trapézoïdale) et profile de (NACA 0040). Cette théorie fournie des informations théoriques importantes qui nous aidera à la compréhension du comportement des fluides en mouvement autour des corps géométriques. Mais pour aller plus loin, on recommande à étudier numériquement l'écoulement transsoniques est tridimensionnel autour d'une profile de (NACA 0040) afin de comprendre le comportement des écoulements réels autour des plusieurs formes géométriques différents et développement des études aérodynamique.

Bibliographie

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

[2] **ANDRE Lallemand**, « Ecoulements monodimensionnels des fluides compressibles », Université de Lyon, France.

[3]. **Kaushik, Mrinal**. *Theoretical and Experimental Aerodynamics*. Springer Singapore, 2019.

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

[5] **Fiacre Ahonguio**, « Ecoulements de fluides à seuil autour d'obstacles », Thèse université Grenoble Alpes, Français, 2015.

[6]: **Gad-el-Hak M.**, 1990, Control of Low-Speed Airfoil Aerodynamics, AIAA Journal 28, N° 9.

[7] **RIADH Ben Hamouda**, « Notions de mécanique des fluides », Centre de publication universitaire, Tunis, 2008.

[8] **F. Meddane** et al (2007).

[9] **Madani et Abidat (2002)** Etude numérique de l'écoulement d'un fluide visqueux incompressible autour de corps profilés par une méthode combinée d'ordre 0(h2) et 0(h4). International de Génie Mécanique. Sigma'02. E.N.S.E.T. Oran. 28 & 29 AVRIL 2002.

[10] **S. BENSEDIRA, A. ABDELLAH EL-HADJ et D. SEMMAR**, « ETUDE DYNAMIQUE DE L'ÉCOULEMENT AUTOUR D'UN CYLINDRE PLACÉ PROCHE D'UNE PAROI », Third International Conference on Energy, Materials, Applied Energetics and Pollution, ICEMAEP2016, October 30-31, 2016, Constantine, Algeria.

[11]. **Paraschivoiu, Ion**. *Aérodynamique subsonique*. Presses inter Polytechnique, 1998.

[12] : **Bourgeois S**, Etude expérimentale du décollement sur profile d'aile : analyse et contrôle, thèse de doctorat, Université de Poitiers 2006.

[13] **Eggleston B., Poole R.J.D, Jones, D.J.** and Khalid M., "Thick supercritical airfoil with low drag and natural laminar flow," Journal of Aircraft, Vol.24, No.6, 1987, pp.405-411.

[14] : **Thèse présentée** pour obtenir le grade de docteur de l'université de Bordeaux, école doctorale de mathématiques et informatique, par YOANN EULALIE, thème : Etude aérodynamique et contrôle de la traînée sur un corps d'Ahmad culot droit.

[15] " **WORLD AIRCRAFT Recognition Handbook** " édité par Jane's et écrit par Derek Wood tirage de 1989.

[16] Didier Féminier, " Mécanique du vol " de A.C.Kermode, édité par Modulo Editeur tirage de Janvier 1984.

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

[18] **Ira H. Abbott et Albert E.** " THEORY OF WING SECTIONS including a summary of airfoil data " de Von Doenhoff édité par Dover publications , Inc . New York en aout 1958.

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

[20] **Coutu, D., Brailovski, V., Terriault, P.**, "Optimised design of an active structure for an experimental morphing laminar wing", submitted to the Journal of Aerospace Technology and Science, January 2009.

[21] **Pagès, L., Trifu, O., Paraschivoiu, I.**, "Optimized laminar flow control on an airfoil using the adaptable wall technique", Proc. of the CASI Aero 2007 symposium, June 2007.

[22] **Schofield & Logan (1990)**, "*Turbulent Shear Flow over Surface Mounted Obstacles*", *Trans. ASME*, vol.112, 376-385.

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

[24]. **G. S. Constantinescu and K. D. Squires**, LES and DES Investigations of Turbulent Flow over a Sphere, AIAA Paper 2000-0540 (AIAA Press, Washington, DC, 2000).

[25] **White, Frank. Fluid Mechanics. 4th edition. McGraw-Hill Higher Education, 2002, ISBN: 0-07-228192-8.**

[26] **ION Paraschivoiu, MICHEL Prud'homme, LUC Robillard et PARTICK Vasseur**, « Mécanique des fluides », Presses internationales polytechnique, Ecole de Montréal, Canada, 2003.

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

[28] **E.E. Michaelides, Particles, Bubbles and Drop**, their motion, heat and mass transfer, World Scientific Publishing Co. Pte. Ltd, 2006, 107-116.

[29] **Yunus A... Çengel, and John M... Cimbala.** Fluid Mechanics: Fundamentals and Applications. McGraw-Hill Higher Education, 2010.

[30] **V.M. Voloshuk, J.S. Sedunow,** The processes of coagulation in dispersed systems, Nauka, Moscow, 1971.

[31] uepar LJ Clancy Publié dans 1991 **Utile Livres, AF1600j Tridimensionnel Glisser Des modèles, Utilisateur Guide TECOUIPMNT.** Aérodynamiq par Longman Scientifique &Technique ISBN 0582 988802.

Sites internet :

<http://www.lavionnaire.fr/AerodynDifProfils.php>

<http://tpeaerodynamisme.free.fr/analyse.htm>

<http://aerodynamique.chez.com/profil.html>

<http://www.tecquipment.com>