

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République Algérienne Démocratique et Populaire

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique



Université de Biskra

Faculté des Sciences et de la Technologie

Département de Génie Mécanique

Filière : Génie Mécanique

Option: Systèmes Energétiques et Développement Durable

Réf:

Mémoire de Fin d'Etudes

En vue de l'obtention du diplôme de:

**MASTER**

*Thème*

**ETUDE NUMERIQUE DES  
CARACTERISTIQUES AERODYNAMIQUES  
AUTOUR PLUSIEURS CONFIGURATIONS  
GEOMETRIQUES**

Présenté par:

SAED AGTI

Proposé et dirigé par:

Dr: N.BELGHAR

Devant le jury composé de :

Mr. Abdelhafid MOUMMI

Mr. Noureddine BELGHAR

Mr. Mahboub CHAWKI

Président

Encadreur

Examineur

Soutenue publiquement le : 01 Juin 2017

# DEDICACES

*A ma très chère patrie l'Algérie ;*

*A celle pour qui je dois toute réussite, à mon adorable mère ;*

*A mon très cher père : Ahmed ;*

*A mes merveilleuses soeurs (sara , sana);*

*A mes frères wassim , aymen et islam ;*

*A mes amis (aymen , fifou , zozou , yassin , nabil ...) et tous mes amis de l'université de biskra.*

# Remerciements

Nos remerciements avant tous ALLAH tout puissant, de m'avoir guidé toutes ces années d'étude et m'avoir donné la volonté, la patience et le courage pour terminer notre travail.

Nous tenons à remercier notre encadreur : Dr N. BELGHAR pour

Ses aides, ses remarques et ses conseils.

Nos remerciement serons aussi adressé à Pr : Moummi A et Dr : Mahboub C comme

étant membres de jury

Nos remerciements vont également aux étudiants de Génie Climatique,

A tous ceux qui de près ou de loin, ont contribué à la réalisation de ce

Projet de fin d'étude.

Enfin, nos derniers remerciements vont à l'ensemble de la famille,

Enseignants du Département de Génie Mécanique de l'université Mohamed khider

Biskra.

# SOMMAIRE

## CHAPITRE1: Synthèse Bibliographiques et Théories des écoulements

Introduction générale.....	1
Introduction.....	4
Introduction sur les écoulements.....	7
1.1 Historique du développement du profil d'aile de type NACA.....	7
1.2 Génération des profils NACA.....	8
1.2.1 Famille des profils à quatre chiffres.....	8
1.2.2 Famille des profils à cinq chiffres.....	9
1.2.3 Famille de profils à six chiffres.....	9
1.3 Estimation de la traînée .....	10
1.4 Choix d'un profil.....	11
1.5 Caractéristiques géométriques d'un profil.....	12
1.6 Conclusion.....	13
1.7 Introduction sur les écoulements autour d'un cylindre.....	14
1.7.1 Détermination des efforts sur le cylindre.....	14
1.7.2 Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée de l'écoulement autour du cylindre.....	15
1.8 Remarque.....	16
1.9 Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée.....	17

## CHAPITRE 2 : Modélisation Mathématique

Introduction.....	20
2.1 Equations de base.....	20
2.2 Hypothèses.....	21

2.3	Mise en équation.....	21
2.3.1	Equation de continuité.....	21
2.3.2	Equation de quantité de mouvement.....	21
2.3.3	Equation d'énergie.....	21
2.3.4	Equation du potentiel de vitesse.....	22
2.3.5	Théorie Des Petites Perturbations.....	22

## CHAPITRE 3 : Formulation Numérique

	Introduction.....	26
3.1	Créer le projet.....	27
3.1.1	Création de la géométrie.....	28
3.1.1.1	Création de l'esquisse et précision des cotes.....	29
3.1.1.2	Création et génération du maillage.....	35
3.1.1.2.1	Le maillage.....	37
3.1.1.2.2	Nomination des faces.....	39

## CHAPITRE 4 : Résultats et Interprétation

	Introduction.....	43
4.1	Présentation des résultats.....	43
4.1.1	Plaque de 5cm ×1m.....	45
4.1.2	Plaque de 10cm ×1m.....	51
4.1.3	cylindre.....	57
3.1.4	Aile de type NACA 4412.....	63
4.1.5	Aile de type NACA 0012.....	69

## Conclusion

	Conclusion .....	74
	Conclusion générale.....	76
	références bibliographiques.....	78
	Annexe.....	i

# NOMENCLATURE

$C$ :	Longueur de la corde
$C_p$ :	Coefficient de pression = $\frac{P-P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2}$
$Re$ :	Nombre de Reynolds
$M$	Nombre de Mach
$u, v, w$ :	Composantes de la vitesse suivant x, y, z
$x, y, z$ :	Coordonnées cartésiennes
$U_\infty$ :	vitesse de l'écoulement infini
$\Phi_1$ :	Le potentiel pour un écoulement plan stationnaire autour d'un cylindre
$\Omega$ :	vitesse de rotation
$P$ :	Pression statique
$\nu$ :	Coefficient de viscosité cinématique de l'air
$\rho$ :	Masse volumique
$\mu$ :	viscosité dynamique
$c_z, c_l$ :	Le coefficient de la portance
$C_x, c_d$ :	Le coefficient de traînée

# Listes des Figures

## Chapiter 1

<b>Figure 1.1</b>	: Type des profils	11
<b>Figure 1.2</b>	: Mesure de la force de trainée agissante	14
<b>Figure 1.3</b>	: Régime d'écoulement pour $Re < 5$	15
<b>Figure 1.4</b>	: Régime d'écoulement pour $5 < Re < 44$	15
<b>Figure 1.5</b>	: Régime d'écoulement pour $44 < Re < 300$	16
<b>Figure 1.6</b>	: Régime d'écoulement pour $300 < Re < 300000$	16
<b>Figure 1.7</b>	: Forces aérodynamiques sur un profil	18

## Chapiter 3

<b>Figure 3.1</b>	: fenêtre de création d'un projet	27
<b>Figure 3.2</b>	: fenêtre des propriétés géométriques à créer	28
<b>Figure 3.3</b>	: fenêtre de commencer la tracer grossièrement	29
<b>Figure 3.4</b>	: fenêtre de créer les cotes d'une plaque plane de $5\text{cm} \times 1\text{m}$	30
<b>Figure 3.5</b>	: Zoom fenêtre de créer les cotes d'une plaque de $5\text{cm} \times 1\text{m}$	30
<b>Figure 3.6</b>	: fenêtre de créer les cotes d'une plaque épais de $10\text{cm} \times 1\text{m}$	31
<b>Figure 3.7</b>	: Zoom de la fenêtre de créer les cotes d'une plaque épais de $10\text{ cm} \times 1\text{m}$	31
<b>Figure 3.8</b>	: fenêtre de créer les cotes d'une cylindre 2D	32
<b>Figure 3.9</b>	: Zoom fenêtre de créer les cotes d'une cylindre 2D	32
<b>Figure 3.10</b>	: fenêtre de créer les cotes de NACA 4412	33
<b>Figure 3.11</b>	: Zoom fenêtre de créer les cotes de NACA 4412	33
<b>Figure 3.12</b>	: fenêtre de créer les cotes de NACA 0012	34
<b>Figure 3.13</b>	: Zoom fenêtre de créer les cotes de NACA 0012	34
<b>Figure 3.14</b>	: Définition des surfaces à mailler d'une plaque de $5\text{cm} \times 1\text{m}$	35
<b>Figure 3.15</b>	: Définition des surfaces à mailler d'une plaque épaisse de $10\text{ cm} \times 1\text{ m}$	35
<b>Figure 3.16</b>	: Définition des surfaces à mailler d'un cylindre 2D	36
<b>Figure 3.17</b>	: Définition des surfaces à mailler de NACA 4412	36
<b>Figure 3.18</b>	: Définition des surfaces à mailler de NACA 0012	36
<b>Figure 3.19</b>	: maillage de la Géométrie globale	37

<b>Figure 3.20</b>	: Zoom de maillage autour de la plaque (5cm×1m)	37
<b>Figure 3.21</b>	: Zoom de maillage autour de la plaque (10cm×1m)	38
<b>Figure 3.22</b>	: Zoom de maillage autour de la cylindre 2D	38
<b>Figure 3.23</b>	: Zoom de maillage autour de la NACA 4412	38
<b>Figure 3.24</b>	: Zoom de maillage autour de la NACA 0012	39
<b>Figure 3.25</b>	: les sélections nommées pour une plaque (5cm×1m)	39
<b>Figure 3.26</b>	: les sélections nommées pour une plaque (10cm×1m)	40
<b>Figure 3.27</b>	: les sélections nommées pour la cylindre 2D	40
<b>Figure 3.28</b>	: les sélections nommées pour la NACA 4412	40
<b>Figure 3.29</b>	: les sélections nommées pour la NACA 0012	41

## Chapter 4

<b>Figure 4.1</b>	: Maillage de la plaque de (5cm ×1m)	45
<b>Figure 4.2</b>	: Zoom de Maillage	45
<b>Figure 4.3</b>	: présentation du coefficient de pression pour une plaque (5cm ×1m)	46
<b>Figure 4.4</b>	: Zoom de la présentation	46
<b>Figure 4.5</b>	: présentation du profil de vitesse pour une plaque (5cm ×1m)	47
<b>Figure 4.6</b>	: Zoom du profil de vitesse	47
<b>Figure 4.7</b>	: présentation des lignes de courant pour une plaque (5cm ×1m)	48
<b>Figure 4.8</b>	: zoom de la présentation	48
<b>Figure 4.9</b>	: Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de fines en fonction de l'angle d'attaque pour une plaque (5cm ×1m)	50
<b>Figure 4.10</b>	: Maillage de la plaque de (10cm ×1m)	51
<b>Figure 4.11</b>	: Zoom du Maillage	51
<b>Figure 4.12</b>	: présentation du coefficient de pression pour une plaque (10cm ×1m)	52
<b>Figure 4.13</b>	: Zoom de la présentation	52
<b>Figure 4.14</b>	: présentation du profil de vitesse pour une plaque (10cm ×1m)	53
<b>Figure 4.15</b>	: Zoom de la présentation du profil de vitesse	53
<b>Figure 4.16</b>	: présentation des lignes de courant pour une plaque (10cm ×1m)	54

<b>Figure 4.17</b>	: Zoom de la présentation	54
<b>Figure 4.18</b>	: Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de fines en fonction de l'angle d'attaque pour une plaque (10cm ×1m)	56
<b>Figure 4.19</b>	: Maillage du cylindre	57
<b>Figure 4.20</b>	: Zoom du Maillage	57
<b>Figure 4.21</b>	: présentation contours du coefficient de pression pour géométrie cylindrique	58
<b>Figure 4.22</b>	: Zoom de la présentation	58
<b>Figure 4.23</b>	: présentation du profil de vitesse pour la géométrie cylindrique	59
<b>Figure 4.24</b>	: zoom de la présentation	59
<b>Figure 4.25</b>	: présentation des lignes de courant pour la géométrie cylindrique	60
<b>Figure 4.26</b>	: zoom de la présentation	60
<b>Figure 4.27</b>	: Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de finesse en fonction de l'angle d'attaque pour le cylindre	62
<b>Figure 4.28</b>	: Maillage de l'aile NACA 4412	63
<b>Figure 4.29</b>	: Zoom du Maillage	63
<b>Figure 4.30</b>	: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412	64
<b>Figure 4.31</b>	: Zoom de la présentation	64
<b>Figure 4.32</b>	: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412	65
<b>Figure 4.33</b>	: Zoom de la présentation	65
<b>Figure 4.34</b>	: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412	66
<b>Figure 4.35</b>	: Zoom de la présentation	66
<b>Figure 4.36</b>	: Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de fines en fonction de l'angle d'attaque pour l'aile NACA 4412	68
<b>Figure 4.37</b>	: Maillage de l'aile NACA 0012	69
<b>Figure 4.38</b>	: Zoom de Maillage	69
<b>Figure 4.39</b>	: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 0012	70
<b>Figure 4.40</b>	: Zoom de la présentation	70
<b>Figure 4.41</b>	: présentation du profil de vitesse pour l'aile NACA 0012	71
<b>Figure 4.42</b>	: Zoom de la présentation	71
<b>Figure 4.43</b>	: présentation des lignes de courant pour l'aile NACA 0012	72
<b>Figure 4.44</b>	: Zoom de la présentation	72
<b>Figure 4.45</b>	: Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de fines en fonction de l'angle d'attaque pour l'aile NACA 4412	74

# Listes des Tableaux

## Chapiter 1

**Tableau1-1:** caractéristique géométrique des profils

17

## Chapiter 4

**Tableau 4.1** : les valeurs de coefficient de portance, traînée et les finesse (**carre 5cm × 1 m**) 49

**Tableau 4.2** : les valeurs de coefficient de portance , de traînée et la finesse (**plaque 10cm × 1m**) 55

**Tableau 4.3** : les valeurs de coefficient de portance , traînée et la finesse (**cyindre**) 61

**Tableau 4.4** : les valeurs de coefficient de portance , traînée et la finesse(**naca4412**) 67

**Tableau 4.5** : les valeurs de coefficient de portance , traînée et la fines (**naca 0012**) 73

# **Introduction générale**

# Introduction générale

L'aérodynamique est l'une des branches de la mécanique des fluides. Elles sont spécialement réservées aux études de l'écoulement de l'air et plus pratiquement autour d'obstacles. C'est surtout autour de profils d'aile que ses applications deviennent de plus en plus étendues (turbomachines,.....etc.) [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.

Le but de notre travail est d'étudier et de comparer les champs d'écoulement autour de différentes configurations géométriques simples (plaque plane ,cylindre .....etc) au moyen des logiciels numérique. Ceci, nous a poussés à approfondi nos connaissances en simulation numérique permettant de simuler le Phénomènes en questions. Puis, le travail a été élargi dont le but d'étudier des configurations complexes(profile d'ailes) par un logiciel très puissant dans ce domaine qui est le logiciel Workbench , afin de bien prévoir ce qui se passe réellement [1].

L'écoulement en régime subsonique non visqueux incompressible à faible angle d'attaque qui ce meut autour de la structure peut être imaginé comme un nombre défini de lignes de courants. L'ensemble de ces nombres lignes attaché aux structures géométriques considérées nous donnent une surface sur laquelle on va faire une distribution des maillages

Ce concept, nous permet de simuler l'influence des paramètres géométriques des configurations en questions sur l'écoulement.

L'art de ce travail est composé de quatre chapitres et rédigé selon le plan suivant :

Le premier chapitre est consacré à une synthèse bibliographique, Comporte aussi un détail géométrique des différents obstacles.

Le second chapitre couvre d'une manière détaillée les équations mathématiques qui gouvernent le phénomène physique à étudier.

Le troisième chapitre donne une description globale des formulations numérique employées et interprète la description du problème et la procédure de résolution par le mailleur « design modeler » et le solveur FLUENT avec le choix des maillages adéquats pour simuler

l'écoulement en deux régimes laminaire et turbulent pour les configurations géométriques à traiter.

Le quatrième chapitre présente les résultats numériques obtenus. Ces résultats seront discutés.

Enfin, nous achevons notre travail par une conclusion générale et par des références Bibliographique ainsi un annexe d'autres résultats numériques.

# **CHAPITRE 1**

## **Synthèse Bibliographiques et Théories des écoulements**

## Introduction

Ce chapitre a pour objet d'effectuer un point sur les recherches consacrées par de nombreux chercheurs aux phénomènes des écoulements à différents régimes autour des profils des obstacles ainsi que les ailes d'avion. Il s'agit donc, de faire une synthèse des travaux effectués dans ce domaine soient numérique et/ou expérimental.

[2] BEDJEGHIT E et TALBI K(2010) ont étudiés numériquement le comportement aérodynamique de l'écoulement du fluide autour des obstacles carré et cylindrique vu leurs larges applications industrielles dans plusieurs domaines.

Pour but d'avoir des informations sur le phénomène de l'écoulement bidimensionnel et tridimensionnel en régime laminaire et turbulent pour un fluide incompressible sans transfert de chaleur, cette étude a été entamée par un calcul numérique. Pour gérer l'écoulement turbulent, ont employé le modèle de turbulence k- $\epsilon$  en utilisant le code de calcul Fluent. Cette étude, ont conduit à s'intéresser en premier lieu, au champ dynamique des vitesses, au champ de pression et les profils des coefficients de frottement et ceci pour les deux Régimes employés. En second lieu, la visualisation du phénomène de Van Karman en Aval de l'obstacle.

[3] BEKKA N et BESSAIH R(2009), ont étudiés la simulation numérique des écoulements turbulents en utilisant différents modèles de turbulence issus de l'approche RANS. Trois cas tests d'écoulements qui trouvent leur application dans le domaine aéronautique, en particulier l'aérodynamique des avions ont été étudiés en détail. Le premier cas test concerne l'aérodynamique transsonique appliquée aux avions dont la vitesse avoisinant la vitesse du son. Par conséquent, les écoulements résultants sont caractérisés par des nombres de Mach et des nombres de Reynolds très élevés. L'objectif principal, est de simuler le phénomène d'interaction onde de choc-couche limite, conduisant à la séparation de la couche limite (décollement) au pied de choc. L'analyse a été faite par l'étude de l'écoulement turbulent autour des configurations géométries de type NACA0012.

[4] KORIB K et SEBBANE (2005) ont étudiés théoriquement et numériquement les phénomènes hydrodynamiques qui se construisent lorsqu'un écoulement turbulent rencontre un obstacle fixe. Cette étude porte principalement sur l'influence d'un obstacle carré placé au fond d'un canal rectangulaire sur le comportement d'un écoulement turbulent. Le premier but de cette étude est de faire montrer le changement des paramètres physiques de l'écoulement parallèlement avec le changement de l'angle formé par la première arrête de l'obstacle et la section verticale. L'utilisation large de l'obstacle carré dans les applications industrielles nous a obligés de faire une recherche bibliographique concernant les travaux numériques effectués dans ce domaine. Le schéma physique du problème et le modèle mathématique utilisé ont été présentés. Les équations gouvernantes, basées sur le modèle  $k-\epsilon$  standard sont résolus par la méthode des volumes finesse à l'aide de l'algorithme.

[5] RODOLPHE P et BRAZA M (2005), ont analysés expérimentalement l'écoulement turbulent autour d'un cylindre circulaire à grand nombre de Reynolds par l'utilisation des techniques PIV, PIV Stéréoscopique et PIV haute cadence. Les nombres de Reynolds étudiés correspondent à l'entrée de l'écoulement dans le régime critique, marqué par la diminution de la trainée, et où le point de transition rejoint le point de décollement et la couche limite devient turbulente. Le cylindre est placé en milieu confiné afin de permettre des comparaisons avec des simulations numériques effectuées sur un domaine réaliste. Une base de données permettant la validation et l'amélioration des modèles de turbulence pour les approches statistiques avancées est ainsi fournie. Une attention particulière est portée à la décomposition du mouvement en une composante organisée et une composante aléatoire. Pour ceci, la décomposition en moyenne de phase, puis la décomposition en modes propres orthogonaux (POD), sont appliquées et comparées. L'utilisation de la POD permet également une amélioration de l'évaluation des moyennes de phase. Les contributions des mouvements organisé et chaotique au tenseur des contraintes turbulentes, ainsi que les transferts d'énergie entre ces différentes composantes du mouvement sont ensuite analysés.

[6] H OZOGUL et P JAY (2006), ont étudiés les écoulements de fluides à seuil de contrainte autour d'un obstacle cylindrique en milieu confiné avec une configuration d'écoulement de Poiseuille.

Expérimentalement, un banc d'essai permettant d'obtenir un écoulement en continu dans un circuit fermé a été mis en place. Les régimes d'écoulement rampant, recirculant et instationnaire périodique ont été étudiés. De nouveaux résultats ont été obtenus avec un fluide newtonien et des solutions de Carbopol, polymère permettant de réaliser des fluides à seuil modèles utilisés en recherche et développement et dans l'industrie. Une caméra rapide et un éclairage plan laser a servi pour l'établissement d'images qui ont ensuite été traitées par PIV.

Les champs de vitesses cinématiques, les morphologies d'écoulement et les paramètres critiques de transitions de régimes ont été déterminés.

Numériquement, un modèle viscoplastique basé sur la loi de Herschel-Bulkley régularisée a été utilisé. Des résultats comme les morphologies d'écoulement, la localisation des zones rigides, les champs de vitesses ont été obtenus. Ceci a permis de comparer les différences entre les effets liés à la nature des gels de Carbopol et la modélisation viscoplastiques. Une étude spécifique sur le glissement à l'interface fluide-structure a également été réalisée avec l'utilisation d'un modèle de lubrification élasto-hydrodynamique.

[7] Merabet et NESSIB B(2006) ont étudiés les caractéristiques aérodynamiques des ailes d'avion de différents profils à des vitesses subsoniques avec de différentes distributions de circulation. Les formes de ces derniers sont considérées comme elliptiques et arbitraires, qui représentent analytiquement une aile d'avion avec une trainée minimale. Il a été convenable de représenter cette distribution de circulation en termes de séries infinies où les premiers termes décrivent la distribution elliptique. Par ailleurs, ils ont également représenté les caractéristiques aérodynamiques des ailes d'avions de différentes formes dans une soufflerie subsonique. Les essais expérimentaux ont permis de faire une comparaison entre les caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion de forme rectangulaire, elliptique et trapézoïdale fournies par la théorie de la ligne portante de Prandtl et celle données par les essais dans une soufflerie à vitesse subsonique. Les résultats numérique et expérimental obtenus sont en bonne concordance et montrent que les propriétés aérodynamiques des ailes d'avion de formes arbitraires ne diffèrent pas radicalement de celles de formes elliptiques. Ces résultats montrent aussi qu'en régime subsonique les caractéristiques de l'aile ne sont pas influencées par les différentes formes géométriques considérés.

[8] Xavier Toussain (2002) Dans son travail ont traités une simulation numérique d'un écoulement transonique instationnaire et turbulent d'un profil supercritique. L'objectif de ce travail était de tester quelques modèles de turbulence du type RANS pour la prévision du tremblement, en vue du développement futur d'une méthode hybride RANS/LES. Les modèles Spalart-Allmaras de Jones-Launder ont été testés au préalable en stationnaire, et le modèle de Spalart est apparu le plus apte aux calculs instationnaires du tremblement. Les calculs instationnaires ont révélé que la viscosité turbulente était surévaluée par le modèle de Spalart dans la zone de décollement et dans la zone de sillage, ce qui conduit au tremblement.

## **Introduction sur les écoulements**

Les écoulements autour des obstacles est un phénomène physique qui se produit fréquemment dans l'industrie et nécessaire pour la conception mécanique et thermique de nombreux systèmes en engineering comme : avions, automobiles, bâtiments, composant électroniques, les aubes de turbines et les obstacles cylindrique. L'identification et l'étude des phénomènes aérodynamiques qui manifester dans le sillage d'un obstacle restent un sujet d'intérêt dans divers domaines [9].

### **1.1 – Historique du développement du profil d'aile de type NACA**

En 1915, un comité a été formé aux états unis d'Amérique, afin d'accélérer la technologie en aviation, connu sous le nom de comité consultatif national de l'aéronautique (NACA) et dont l'actuelle appellation est NASA (National Administration of Space and Aeronautics). Les membres du comité, ont reconnu entre autre, la nécessité de développer efficacement les ailes d'avion.

Les scientifiques de la NASA ont permis par des changements apportés à la géométrie de l'aile, des améliorations dans les performances aérodynamiques qui n'ont pas pu être obtenues auparavant. Après avoir fait des recherches intensives sur les ailes, ce comité a publié son numéro avec une série d'ailes à quatre chiffres. Dans cette série, on retrouve quatre chiffres qui définissent la forme générale de l'aile. Le premier chiffre indique la courbure maximale en pourcentage de la corde, le deuxième chiffre précise la position de la courbure maximale en dixièmes de la corde et les 3, 4 derniers chiffres indiquent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

Par exemple, un profil NACA 2314 a une courbure maximale de 2 pour cent de la longueur de la corde indiquée par le premier chiffre. Le maximum de courbure est situé à une distance de 3/10 de la corde à partir du bord d'attaque, représenté par le deuxième chiffre et l'épaisseur maximale de l'aile est de 14 pour cent de la corde de l'aile, indiqué par les deux derniers chiffres.

NACA en outre, a étudié l'effet de la forme aérodynamique sur les caractéristiques aérodynamiques du profil afin d'accroître la portance et réduire la traînée. Ceci a abouti à des profils NACA à cinq chiffres comme par exemple NACA 23012. De même que dans les séries à quatre chiffres, le premier chiffre et les deux derniers chiffres indiquent respectivement la courbure et l'épaisseur maximales. Cependant, le second et le troisième chiffre indiquent le double de l'abscisse de la courbure maximale, 15 pour cent de la corde [10].

## **1.2 – Génération des profils NACA**

Le comité NACA (National Advisory Committee for Aeronautics), prédécesseur de la NASA, a étudié différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi celles-ci, on peut distinguer la famille des profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires portant la désignation NLF. Dans notre étude, on s'intéressera principalement aux profils à quatre chiffres [11].

### **1.2.1– Famille des profils à quatre chiffres**

Dans cette famille, un profil est représenté par quatre chiffres. Le premier indique la cambrure ou courbure relative maximale en pourcentage de la corde ; le deuxième représente la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale en pourcentage de la corde. Par exemple, dans le cas du profil 4412 :

- Le 4 indique la cambrure maximale (4%)
- Le deuxième 4 indique la position de la cambrure maximale (40%)
- Le 12 indique l'épaisseur relative maximale (12%)

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

Nous allons maintenant voir les formules permettant de calculer les coordonnées des points d'un profil. Dans le cas des profils symétriques de cette famille, on se sert de l'expression suivante [10] :

$$\pm y = \frac{t}{0.2} (0.969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3537x^2 + 0.23x^3 - 0.1015x^4) \quad (1.1)$$

Où  $t$  est l'épaisseur relative maximale du profil Et le rayon de courbure du bord d'attaque est donné par  $= 1,1019 t^2$ , Pour le cas des profils cambrés, la forme géométrique de la cambrure moyenne est représentée par deux paraboles :

$$y_c = \frac{y_a}{x_a^2} x(2x_a - x) \quad 0 \leq x \leq x_a \quad (1.2)$$

$$y_c = \frac{y_a}{(c-x_a)^2} (c-x)(c+x-2x_a) \quad x_a \leq x \leq c \quad (1.3)$$

Où le point A ( $x_a, y_a$ ) situé à la distance où la flèche est maximale, représente le point commun des deux paraboles. remarquons que  $y_a$  représente la cambrure maximale et que  $x_a$  donne sa position.

L'équation de la forme géométrique d'un profil cambré est donc :

$$\bullet \text{ Pour l'extrados : } \begin{cases} x_e = x - y_t \sin q \\ y_e = y_c + y_t \cos q \end{cases} \quad (1.4)$$

$$\bullet \text{ Pour l'intrados : } \begin{cases} x_i = x - y_t \sin q \\ y_i = y_c - y_t \cos q \end{cases} \quad (1.5)$$

Avec,  $y_t$  identique à celui des profils symétriques et  $q = \frac{dy_c}{dx}$ .

### 1.2.2– Famille des profils à cinq chiffres

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent les profils. Le premier représente la courbure relative maximale, les deux suivants indiquent le double de sa position relative du bord d'attaque et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale [12]

### 1.2.3– Famille des profils à six chiffres

On prendra un exemple d'un profil à six chiffres le NACA662-215 :

- Le premier 6 désigne la série des profils laminaires.
- Le deuxième 6 représentent la position relative de la pression minimale (60%)
- L'indice 2 indique le maximum du coefficient de portance pour laquelle il existe un gradient de pression favorable ( $Cl=0,2$ )

- Le 2 représente le coefficient de portance à l'incidence nulle ( $C_l=0,2$ )
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (15%)

La série des profils laminaires est souvent recommandée dans la conception des ailes d'avions subsoniques modernes [12].

Dans notre étude, on s'intéressera principalement aux profils à quatre chiffres en particulier à des profils symétriques tels que NACA 0012.

### **1.3 – Estimation de la traînée**

Il a toujours été un objectif théorique de l'aérodynamique en conjonction avec la dynamique des fluides, de prévoir les valeurs des coefficients de portance et de traînée à partir des équations de base et des notions de sciences physiques. Toutefois, les hypothèses de simplification sont généralement nécessaires. Par conséquent, lorsque les résultats théoriques sont obtenus, ils ne sont généralement pas exacts.

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

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

Ces logiciels peuvent simuler des écoulements autour d'aile et de produire des résultats fiables sous différentes conditions. Parmi les codes CFD commerciaux existants, on citera le code Fluent développé par Fluent Incorporation. Beaucoup d'outils de maillage, sont également disponibles pour compléter ces codes, y compris le solutionneur Gambit par Fluent Inc [10].

## 1.4 – Choix d'un profil

Bien que la NASA a développé une large gamme de profils NACA modernes, les ailes sont conçues en fonction de leur application. Parfois, les contraintes de conception peuvent conduire à des formes d'ailes non conventionnelles. Dû à une large gamme de conditions d'exploitation et des contraintes, la conception de l'aile et son optimisation sont nécessaires.

Ainsi le progrès majeur dans les performances de l'avion, peut être obtenu avec une combinaison des concepts qui combinent des technologies avancées.

Les surfaces portantes planes employées au début de l'aviation pour la réalisation des ailes d'avion sont apparues rapidement moins efficaces que les surfaces courbes. Des expériences aérodynamiques effectuées en soufflerie ont montré qu'une surface courbe est plus porteuse à Superficie n'égale qu'une surface plane.

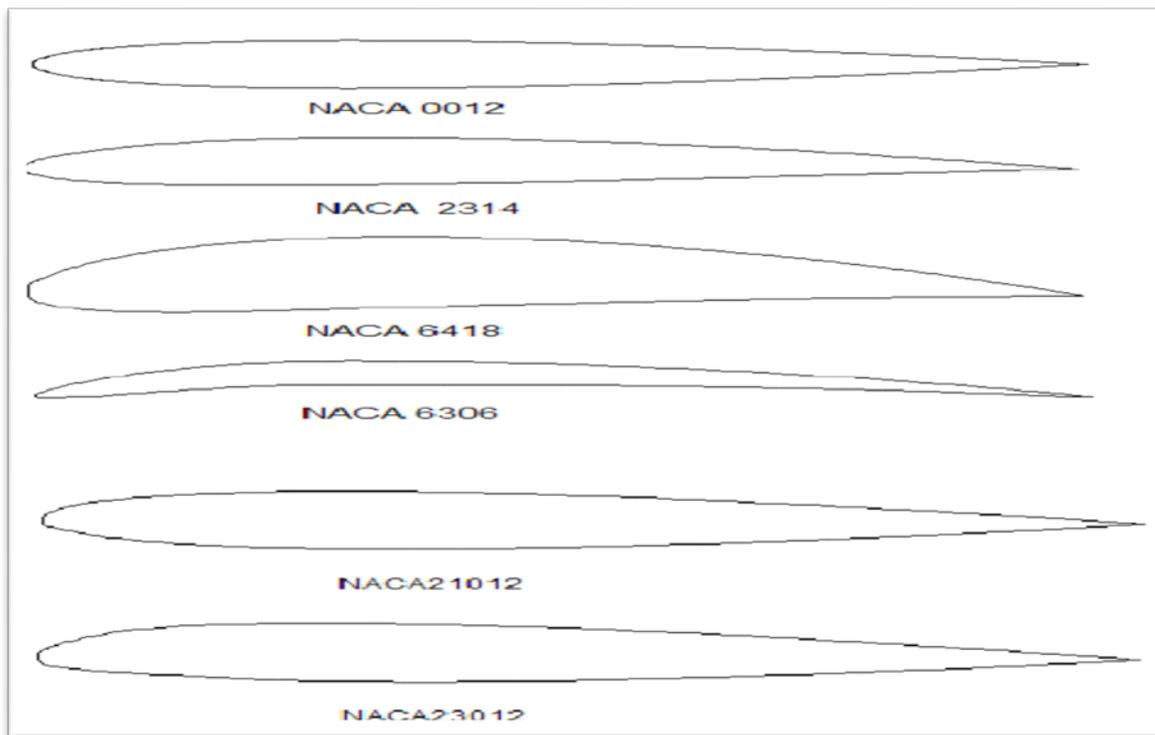


Figure1-1 : types des profils

De plus la construction exige que les ailes aient une certaine épaisseur et l'on a été conduit à rechercher des volumes (et non plus des surfaces sans épaisseur) réunissant les meilleures Conditions de portance et de pénétration. C'est ainsi que l'on est arrivé à adapter un profil aérodynamique [13].

### **1.5 – Caractéristiques géométriques d'un profil**

Le profil est caractérisé principalement par :

- son épaisseur relative.
- sa cambrure ou courbure relative.
- la position de l'épaisseur maximale par rapport au bord d'attaque.
- le rayon du bord d'attaque.
- la position de la flèche maximale par rapport au bord d'attaque.
- la surface supérieure : l'extrados
- la surface inférieure : l'intrados

Les profils utilisés en général ont une épaisseur relative de 10 % à 15 % pour les avions subsoniques, et voisines de 3 % pour ceux supersoniques. La position de l'épaisseur maximale est de 30 % du bord d'attaque sur des profils classiques, et de 40 % à 60 % sur des profils laminaires. La cambrure est inférieure à 6 %, et la position de la flèche maximale est comprise entre 15 et 50%.

La résultante  $F$  des forces aérodynamiques qui agissent sur une aile peut être décomposée en deux composantes :

- La portance  $f_z$  perpendiculaire à la vitesse  $U_\infty$  de l'air libre, qui est due surtout aux forces de pression.
- La traînée  $F_x$ , parallèle à la vitesse  $U_\infty$ .

Pour permettre de choisir un profil en fonction de ses caractéristiques et de ses performances de vol, on doit faire aussi intervenir d'autres paramètres [14].

- Les difficultés de construction : il est beaucoup plus facile de construire une aile munie d'un profil dont l'intrados est plat qu'une aile adoptant un profil à l'intrados légèrement courbe qui aurait pourtant de meilleures performances (C'est pourquoi on trouve beaucoup de Clark Y sur les avions au début). D'autre part, il n'est pas toujours facile de respecter exactement un profil dont le bord de fuite est très effilé où présentant d'autres difficultés de construction.
- Les problèmes de résistance : ils sont surtout liés à l'épaisseur relative. Il est plus facile d'obtenir une aile résistante avec un profil d'épaisseur relative 15% qu'avec un profil d'épaisseur relative 8%.
- Si on désire équiper l'aile de dispositifs hypersustentateurs (volets de courbure par exemple), il faut un profil qui soit conçu pour pouvoir en supporter.
- La taille du planeur et son poids, influent sur le choix du profil : on ne mettra pas un profil épais sur un petit planeur car le rendement sera beaucoup moins bon qu'avec un profil de plus faible épaisseur relative.
- La courbe de déplacement du centre de poussée en fonction de l'incidence peut aider à choisir un profil; en général, le centre de poussée se déplace en direction du bord d'attaque lorsqu'on augmente l'incidence. Pour certains profils, il recule avec l'incidence, ce sont les profils auto stables.

Si le centre de poussée varie de façon sensible avec l'incidence, ce n'est pas bon pour la stabilité (profil plat); par contre, un profil biconvexe symétrique est très stable, son centre de poussée varie peu.

- Il faut savoir que les profils très minces induisent un décrochage brutal.

## **1.6 – Conclusion**

Nous venons d'énoncer toute une série de critères, il convient donc dans chaque cas particulier de sélectionner ceux qui semblent avoir le meilleur rapport avec l'étude entreprise et essayer de choisir un profil de manière à les satisfaire au mieux.

## 1.7 -Introduction sur les écoulements autour d 'un cylindre

Les études traitant le problème de l'écoulement autour d'un cylindre ont suscité un intérêt considérable ces dernières années. Cet intérêt découle de la variété d'applications dans le domaine de l'ingénierie faisant appel à des formes cylindriques [15].

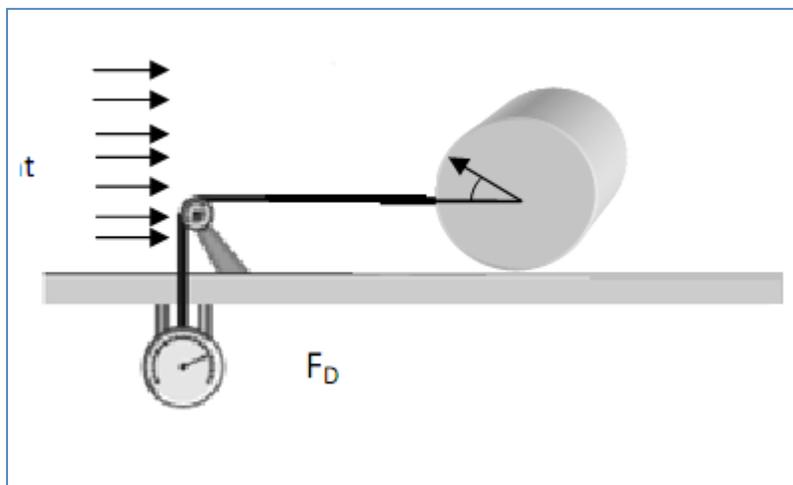
### 1.7.1– Détermination des efforts sur le cylindre

Le problème est invariant par translation suivant l'axe du cylindre. On peut donc se ramener à un Problème bidimensionnel. Les forces de trainée, de portance, sont calculées pour une unité de longueur dans la direction invariante

La force exercée sur un corps par un fluide en écoulement dans la même direction que l'écoulement est appelée trainée La force de traînée est due aux effets combinés de la pression et aux contraintes visqueuses agissant sur le corps.

D'une façon générale, l'effet du fluide peut commodément être résoudre dans deux composantes, la normale de pression  $p$  sur la surface et effort de cisaillement le long de la surface [15].

L'écoulement autour d'un cylindre placé dans un écoulement uniforme établi peut prendre plusieurs formes. La forme du sillage peut être déterminée en premier lieu par le nombre de Reynolds.

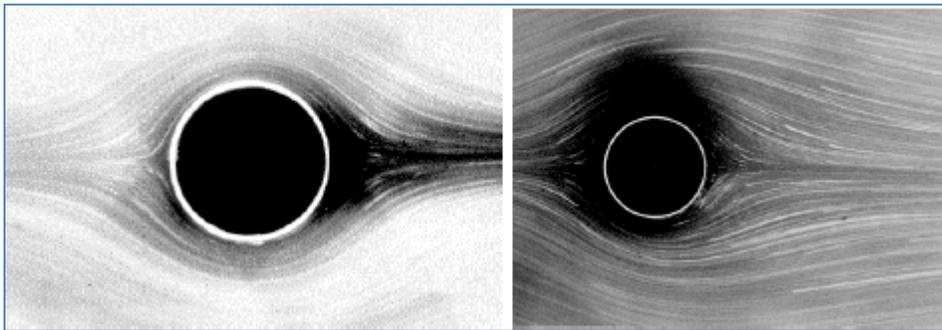


**Figure 1.2 :** Mesure de la force de trainée agissante  
Sur un obstacle cylindrique dans une soufflerie [15].

### 1.7.2 Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée de l'écoulement autour d'un cylindre

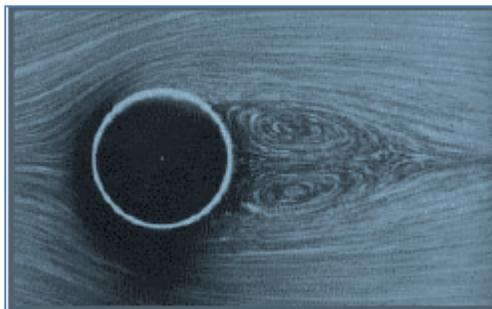
En fonction du nombre de Reynolds l'écoulement autour d'un cylindre présente différents régimes:[16]

- $Re < 5$  On est en régime visqueux, les lignes de courants sont parfaitement symétriques (entre l'amont et l'aval du cylindre), les forces sur le cylindre sont essentiellement d'origine visqueuse.



**Figure 1.3** : Régime d'écoulement pour  $Re < 5$

- En aval du cylindre on observe une zone de recirculation, formée de tourbillons qui restent attachés au cylindre.



**Figure 1.4** : Régime d'écoulement pour  $5 < Re < 44$

- $44 < Re < 300$  En aval du cylindre on observe une allée de tourbillons alternés (allée de Bénard von Karman). L'écoulement est très périodique.



Figure 1.5 : Régime d'écoulement pour  $44 < Re < 300$

- $300 < Re < 300000$  Le détachement des tourbillons devient irrégulier, l'écoulement en aval du cylindre est turbulent.

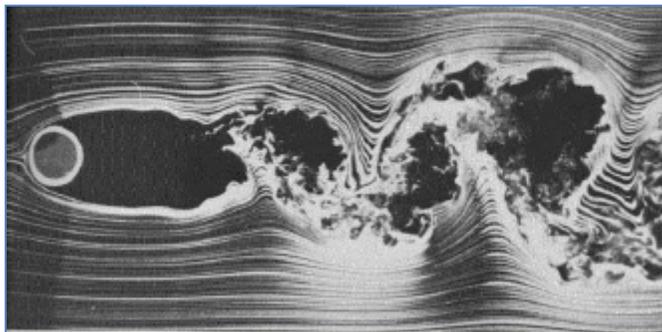


Figure 1.5 : Régime d'écoulement pour  $300 < Re < 300000$

### 1.8– Remarques

- Les profils sont des compromis adaptés à chaque cas particulier : il n'existe pas de profil miracle, intégralement laminaire donnant une portance élevée, n'ayant qu'une faible traînée et décrochant en douceur. Si un tel profil existait, il serait universellement utilisé.

- La NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) a fait un nombre d'essais considérable sur les profils. Ces essais ont été pour la plupart réalisés à de très grands nombres de Reynolds et les résultats ne sont pas tous acceptables et utilisables pour des modèles réduits et à faibles vitesses. Ils permettent toutefois d'établir une liste de règles simples :

- La courbe de  $C_z$  d'un profil dépend principalement de la courbure de la ligne moyenne du profil: Si elle est nulle (biconvexes symétriques), la portance est nulle à  $\alpha = 0^\circ$ . D'autre part, ces profils sont incapables d'assurer une portance élevée car ils décrochent avant d'arriver à des  $C_z$  importants ( $C_z \text{ maxi} = 0,7 \text{ à } 0,8$ ).

La valeur maximale de  $C_z$  est d'autant plus élevée que la courbure est prononcée ; c'est pourquoi les profils très épais et les profils creux permettent d'atteindre une portance importante. La courbure de l'extrados est cependant limitée sous peine de décrochage et ceci limite la portance maximale de ces profils à des valeurs de l'ordre de 1,3.

- La traînée dépend principalement de l'épaisseur du profil et de la courbure de la ligne moyenne.
- Si le rayon du bord d'attaque est important, le décrochage est sans brutalité.
- Le  $C_x$  est plus fort pour un profil creux que pour un biconvexe de même épaisseur.

Au vu de ces conclusions, nous avons dressé un tableau de caractéristiques de quelques profils, ces caractéristiques sont celles des profils considérés à  $Re = 100\ 000$ . [14]

profil	Epaisseur Relative(en%)	Flèche Relative(en%)	$C_z$ de finesse maxi	Finesse maxi	$C_x$ de finesse maxi	$C_z$ maxi
NACA 0009	9	0	0.3	28	0.011	0.7
NACA 0012	12	0	0.6	30	0.02	0.84
NACA 4409	9	4.4	0.98	52	0.019	1.15
NACA 2415K24	15	2	0.95	36	0.026	1.06
NACA 2412	12	2	0.8	43	0.019	1.05
Clark Y	11.5	3.75	1	47	0.021	1.13

**Tableau (1.1) : caractéristique géométrique des profils**

### 1.8 – Coefficients aérodynamiques de portance et de traînée

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique du profil d'aile, les scientifiques ont retenu deux forces principales dont la résultante est appelée la force aérodynamique [17] .

Ces deux forces sont fonctions de coefficients appelés coefficients aérodynamiques. et dénommés par coefficient de portance et coefficient de traînée, le coefficient de la portance, qui se note  $C_z$ , et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, est donné par la formule suivante :

$$\text{Portance : } f_z = c_z q s \quad (1.6)$$

$$\text{Donc } c_z = 2f_z / \rho v^2 s \quad (1.7)$$

Le coefficient de traînée dépend de la répartition de la pression (la traînée due à la forme) et du frottement contre la surface (la traînée de frottement). Ce coefficient noté  $C_x$  est donné par la relation suivante :

$$\text{Traînée : } f_x = c_x q s \quad (1.8)$$

$$\text{Donc } c_x = 2f_x / \rho v^2 s \quad (1.9)$$

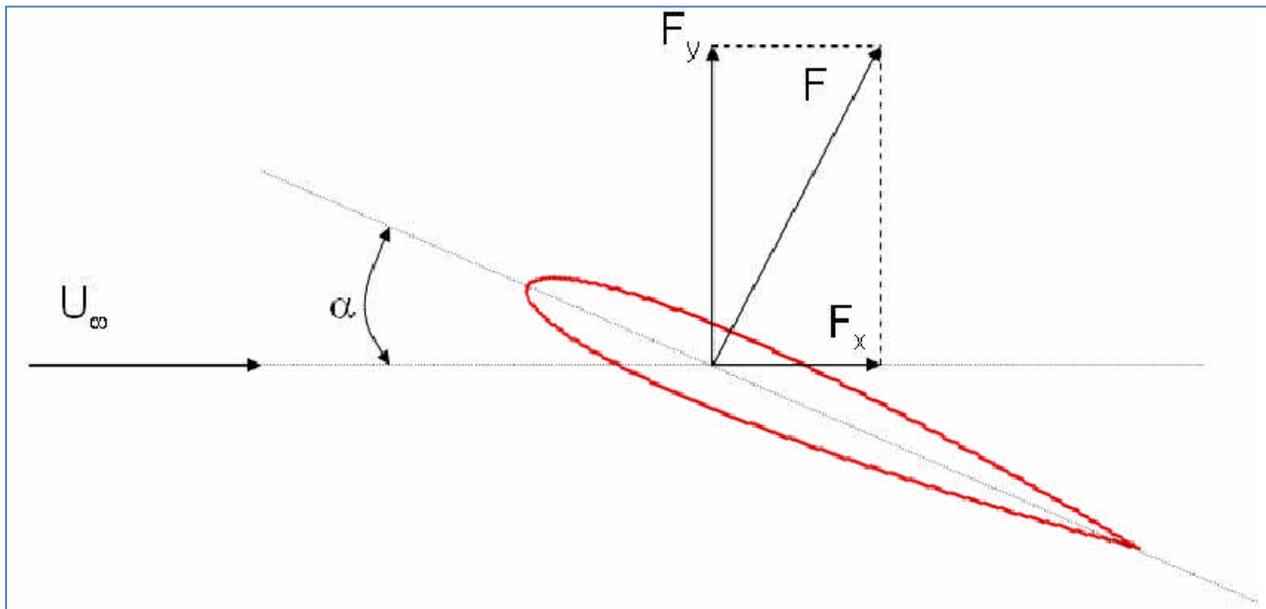


Figure 1.6 : Forces aérodynamiques sur un profil

# **CHAPITRE 2**

## **Modélisation Mathématique**

**Introduction**

Dans ce travail, on s'intéresse à l'écoulement turbulent rencontrant un obstacle fixe placé sur le fond d'un canal. En mécanique des fluides, en supposant que le fluide est un milieu continu, on peut utiliser les lois classiques de conservation : la conservation de masse (équation de continuité), et la conservation de la quantité de mouvement (équation de Navier-Stokes). Pour résoudre un problème de turbulence, il faut de déterminer en tout point du domaine étudié les grandeurs physique qui caractérisent le fluide

**2.1. Equations de base**

Les relations nécessaires pour prédire l'évolution d'un écoulement bidimensionnel autour d'un profil sont les équations de Navier-Stokes. Ces équations sont déduites, des principes fondamentaux de la conservation de la masse, de la quantité de mouvement. Les variables qui en découlent dans le cas le plus général sont :

Les trois composantes de la vitesse  $U_i$ , la pression  $P$ . Ces variables sont toutes fonctions des coordonnées de l'espace, Nous présenterons ensuite l'ensemble des équations générales de la mécanique des fluides sur lesquelles sont basées les équations régissant l'écoulement.

Nous estimons d'exposer les équations une fois les principes de conservation sont appliqués. Les formes différentielles de l'équation de continuité et l'équation de conservation des quantités de mouvement peuvent être obtenues à partir des relations intégrales sur un volume de contrôle et par l'application du théorème de la divergence. Si le fluide considéré est Newtonien et la pesanteur est la seule force de volume agissant sur le domaine considéré ([18], [19],[20].), les équations régissant l'écoulement peuvent être exprimées ainsi:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \vec{\nabla} \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \tag{2.1}$$

$$\rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = \left[ \rho(\vec{V} \cdot \nabla) \cdot \vec{V} + \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} \right] = -\vec{\nabla} p + \rho g + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[ \mu \left\{ \frac{\partial v_i}{\partial x_j} + \frac{\partial v_j}{\partial x_i} \right\} + \delta_{ij} \lambda \text{div} \vec{V} \right] \tag{2.2}$$

- (1)            (2)            (3)            (4)    (5)            (6)            (7)

Les termes 1, 2, et 3 de l'équation (2.2) représentent l'accélération totale, convective, et locale. Le terme 4 représente la force de pression, le terme 5 la force de la pesanteur, les termes 6 et 7 les effets visqueux, où normalement la viscosité de dilatation est considérée comme nulle.

(C'est-à-dire  $\lambda = -\frac{2}{3} \mu$  d'après l'hypothèse de Stokes). Une discussion détaillée des termes visqueux peut être trouvée dans les travaux de White. Pour les écoulements laminaires incompressibles, la densité et la viscosité sont supposées constantes dans les équations (2.1) et (2.2).

Ces équations représentent un ensemble complet de quatre équations pour quatre inconnues, à savoir, la pression et les trois composantes de la vitesse. Pour des écoulements non visqueux, les deux derniers termes dans l'équation (2.2) sont nuls. Dans la plupart des écoulements internes, le cinquième terme de l'équation (2.2), est négligé.

On se retrouve assez souvent avec des mouvements lents vis-à-vis d'une rotation d'ensemble par exemple pour les écoulements atmosphériques, océaniques ou certains écoulements industriels. Il est alors commode d'écrire l'équation du mouvement dans le référentiel tournant (non galiléen) à la vitesse angulaire constante  $\Omega$ .

### 2.2 Hypothèses

L'écoulement est bidimensionnel dans le plan  $(xy)$ . Le fluide est idéal (non visqueux), compressible. L'écoulement est potentiel (irrotationnel).

L'écoulement est stationnaire  $\partial/\partial t = 0$ . Les propriétés physiques sont supposées constantes.

### 2.3 Mise en équation

Les équations d'Euler régissent les écoulements de gaz parfaits adiabatiques (dans lesquels on néglige les effets de viscosité et de transfert de chaleur). Ainsi, pour un écoulement Eulérien bidimensionnel, dont les forces de pesanteur sont négligeables, les équations à résoudre, exprimées dans un repère cartésien  $(ox, oy)$ , prennent la forme suivante [20].

#### 2.3.1 Equation de continuité

$$\frac{D\vec{q}}{Dt} + \nabla(\rho\vec{q}) = 0 \tag{2.3}$$

#### 2.3.2 Equation de quantité de mouvement

$$\frac{D\vec{q}}{Dt} = \frac{\partial\vec{q}}{\partial t} + \vec{q}\nabla\vec{q} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}p + \vec{f} \tag{2.4}$$

On néglige les forces massiques ( $\vec{f} = \vec{0}$ ), et après l'application des hypothèses précédentes, on obtient :

$$\vec{q}\nabla\vec{q} = -\frac{1}{\rho}\vec{\nabla}P \tag{2.5}$$

#### 2.3.3 Equation d'énergie

$$\frac{DS}{Dt} = \vec{q}\vec{\nabla}S = 0 \tag{2.6}$$

Equation d'état thermodynamique s'écrit:

$$\vec{\nabla}P = \left(\frac{\partial P}{\partial \rho}\right)_S \vec{\nabla}\rho + \left(\frac{\partial P}{\partial S}\right)_\rho \vec{\nabla}S \tag{2.7}$$

Cette dernière équation après multiplication scalaire par  $\vec{q}$  dans le cas d'un écoulement isentropique ( $\vec{\nabla}S = \vec{0}$ ), prendra la forme suivante :

$$\vec{q} \cdot \vec{\nabla}P = c^2 \cdot \vec{q} \cdot \vec{\nabla}\rho \quad (2.8)$$

On multiplie les équations précédentes par des paramètres intermédiaires on obtient le système d'équations suivantes:

$$\begin{cases} c^2 \vec{\nabla}\vec{q} + \frac{\vec{q}}{\rho} c^2 \vec{\nabla}\rho = 0 \\ -\vec{q}[\vec{q} \cdot \vec{\nabla}\vec{q}] - \frac{\vec{q}}{\rho} \vec{\nabla}P = 0 \\ \frac{\vec{q}}{\rho} \vec{\nabla}P - \frac{c^2}{\rho} \vec{q} \cdot \vec{\nabla}\vec{\rho} = 0 \end{cases} \quad (2.9)$$

Par addition des équations du système (9), on aura :

$$-\vec{q}[\vec{q} \cdot \vec{\nabla}\vec{q}] + c^2 \vec{\nabla}\vec{q} = 0 \quad (2.10)$$

En coordonnées cartésiennes, cette équation :

$$(c^2 - u^2) \frac{\partial u}{\partial x} (c^2 - v^2) \frac{\partial v}{\partial y} - uv \left( \frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right) = 0 \quad (2.11)$$

### 2.3.4 Equation du potentiel de vitesse

Si l'écoulement est irrotationnel, il existe un potentiel de vitesse  $\emptyset$  tel que:

$$\vec{q} = \vec{\nabla}\emptyset \Rightarrow \begin{cases} u = \frac{\partial \emptyset}{\partial x} \\ v = \frac{\partial \emptyset}{\partial y} \end{cases} \quad (2.12)$$

On peut écrire l'équation (11) en fonction de  $\emptyset$  comme suit :

$$\left[ c^2 - \left( \frac{\partial \emptyset}{\partial x} \right)^2 \right] \frac{\partial^2 \emptyset}{\partial x^2} + \left[ c^2 - \left( \frac{\partial \emptyset}{\partial y} \right)^2 \right] \frac{\partial^2 \emptyset}{\partial y^2} - 2 \frac{\partial \emptyset}{\partial x} \frac{\partial \emptyset}{\partial y} \frac{\partial^2 \emptyset}{\partial x \partial y} = 0 \quad (2.13)$$

A partir de l'équation d'énergie on peut écrire  $c^2$  en fonction de  $\emptyset$  :

$$c^2 = c_\infty^2 + \frac{\gamma-1}{2} \left[ U_\infty^2 - \left( \frac{\partial \emptyset}{\partial x} \right)^2 - \left( \frac{\partial \emptyset}{\partial y} \right)^2 \right] \quad (2.14)$$

### 2.3.6 La théorie des petites perturbations

D'un point de vue analytique, le potentiel des vitesses est la somme d'un potentiel du champ uniforme de vitesse parallèle à l'axe des abscisses et d'un potentiel de Perturbation. Les vitesses de perturbation sont considérées très petites en modules comparés à  $U_\infty$

En régime permanent, l'équation de la quantité de mouvement associée à l'équation de

Continuité donne le résultat exact et classique suivant

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial u}{\partial x_1} + \frac{\partial v}{\partial x_2} + \frac{\partial w}{\partial x_3} = M_\infty^2 \left[ (\gamma - 1) \frac{\partial u}{\partial U_\infty} + \frac{(\gamma - 1) u^2}{2 U_\infty^2} + \frac{(\gamma - 1) v^2 + w^2}{2 U_\infty^2} \right] \frac{\partial u}{\partial x_1} +$$

$$M_\infty^2 \left[ (\gamma - 1) \frac{u}{U_\infty} + \frac{(\gamma - 1) v^2}{2 U_\infty^2} + \frac{(\gamma - 1) u^2 + w^2}{2 U_\infty^2} \right] \frac{\partial v}{\partial x_2} + \quad (2.22)$$

$$M_\infty^2 \left[ (\gamma - 1) \frac{u}{U_\infty^2} + \frac{(\gamma - 1) w^2}{2 U_\infty^2} + \frac{(\gamma - 1) u^2 + w^2}{2 U_\infty^2} \right] \frac{\partial w}{\partial x_2} +$$

$$M_\infty^2 \left[ \frac{v}{U_\infty} \left( 1 + \frac{u}{U_\infty} \right) \left( \frac{\partial u}{\partial x_2} + \frac{\partial v}{\partial x_1} \right) + \frac{w}{U_\infty} \left( 1 + \frac{u}{U_\infty} \right) \left( \frac{\partial u}{\partial x_3} + \frac{\partial w}{\partial x_1} \right) + \frac{uv}{U_\infty^2} \left( \frac{\partial w}{\partial x_2} + \frac{\partial v}{\partial x_3} \right) \right]$$

Cette équation différentielle est du type elliptique, parabolique ou hyperbolique selon qu'est  $(1 - M_\infty^2)$  positif, nul ou négatif. Elle est applicable dans le cas d'écoulement subsonique et supersonique.

Pour un nombre de mach nul, c'est à dire en incompressible, on retrouve l'équation de Laplace qui gouverne l'écoulement du fluide incompressible.

L'équation ci-dessus, peut être simplifiée en négligeant les termes contenant les quantités de perturbation du membre de droite.

En terme de potentiel des vitesses et ne gardant que le premier terme du membre droite, on a:

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_1^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_2^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_3^2} = M_\infty^2 \frac{(\gamma - 1)}{U_\infty} \frac{\partial \phi}{\partial x_1} \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_1^2} \quad (2.23)$$

Cette équation est valable en régime subsonique, supersonique et transsonique.

Pour un écoulement isentropique, stationnaire, irrotationnel et faiblement perturbé d'un fluide non visqueux et compressible l'équation précédente peut être simplifiée dans le cas d'un régime subsonique et supersonique en négligeant le terme de droite:

$$(1 - M_\infty^2) \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_1^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_2^2} + \frac{\partial^2 \phi}{\partial x_3^2} = 0 \quad (2.24)$$

Cette équation, contrairement aux deux premières, est maintenant linéaire. Si P est la pression statique en un point quelconque de la paroi, on peut définir le coefficient de pression par :

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} P_\infty U_\infty^2} \quad (2.25)$$

En remplaçant la pression par son expression, et être utilisant les formules d'approximations, le coefficient de pression devient:

$$C_p = - \left[ 2 \frac{u}{U_\infty} + (1 - m_\infty^2) \frac{u}{U_\infty^2} + \frac{v^2 + w^2}{U_\infty^2} \right] \quad (2.26)$$

Les termes contenant les carrés des vitesses de perturbation peuvent être négligés dans le cas

bidimensionnel ou dans celui des obstacles plans.

Les conditions aux limites sont rapportées a la surface de l'obstacle qui est décrite d'une manière générale par:

$$F(x_1, x_2, x_3) = 0 \tag{2.27}$$

L'imperméabilité des parois se traduit, dans le cas d'un fluide non visqueux, par la tangentialité de la vitesse sur la surface de l'obstacle.

Dans le cas de l'écoulement subsonique bidimensionnel. La condition à la paroi pour un profil mince prend la forme classique suivante:

$$v = U_\infty \frac{dx_2}{dx_1} \tag{2.28}$$

Stipule que les vitesses de perturbations tender vers zéro à de grandes distances de l'obstacle

La présence d'un obstacle du type profile d'aile mince perturbe l'écoulement et altère le champ des vitesses à l'infini amont, le champ des vitesses non perturbé , appelé aussi écoulement de base, est donnée par :

$$\begin{aligned} u_1 &= U_\infty \\ u_2 &= 0 \\ u_3 &= 0 \end{aligned} \tag{2.29}$$

La vitesse autour de l'obstacle reste voisine en tout point, de la vitesse à l'infini et elle donnée par :

$$\begin{aligned} u_1 &= u + U_\infty \\ u_2 &= v \\ u_3 &= w \end{aligned} \tag{2.30}$$

# **CHAPITRE 3**

## **Formulation Numérique**

## Introduction

WORKBENCH est un logiciel de modélisation en mécanique des fluides. Ce logiciel est juste le solveur, il ne maille pas le système. Le maillage doit être réalisé avec un mailleur, (WORKBENCH) par exemple qui est réalisé par le même éditeur. Le paramétrage se fait par une interface graphique. Ce logiciel permet la mise en place de script pour automatiser les processus de calcul. FLUENT est sans doute le logiciel de simulation numérique de mécanique des fluides le plus abouti du marché. Il est même depuis peu intégré dans la fameuse suite de logiciel de simulation ANSYS. Sa force vient du très grand nombre de modèles disponibles, pouvant faire face à de très nombreux aspects de la mécanique des fluides : écoulement diphasique (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES,  $K\varepsilon$ ,  $K\omega$ , SA, Reynolds stress...), combustion (pré mélangé et non pré mélangé), transport de particules, écoulement en milieux poreux, maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage...Les schémas temporels et spatiaux peuvent de plus être modifiés pour améliorer la convergence.

Les littératures proposés ont pour objet de présenter le logiciel WORKBENCH (un mailleur) et FLUENT (un solveur des équations de Navier-Stokes), de faire des “expériences numérique sur la simulation des écoulements élémentaires et d’analyser les résultats.

On étudiera quelques modèles d’écoulements fondamentaux à la résolution d’un problème, et de valider nos résultats numériques en les comparant aux solutions analytiques ou d’autres résultats numériques, expérimentales.

Le logiciel FLUENT est basé sur la méthode des volumes finis, qui permet la résolution des équations qui régissent les écoulements (équation de conservation de la masse, équation de quantité de mouvement, équation de l’énergie). FLUENT est associé à WORKBENCH, à l’aide duquel on va définir la géométrie, le maillage, et les conditions aux limites.

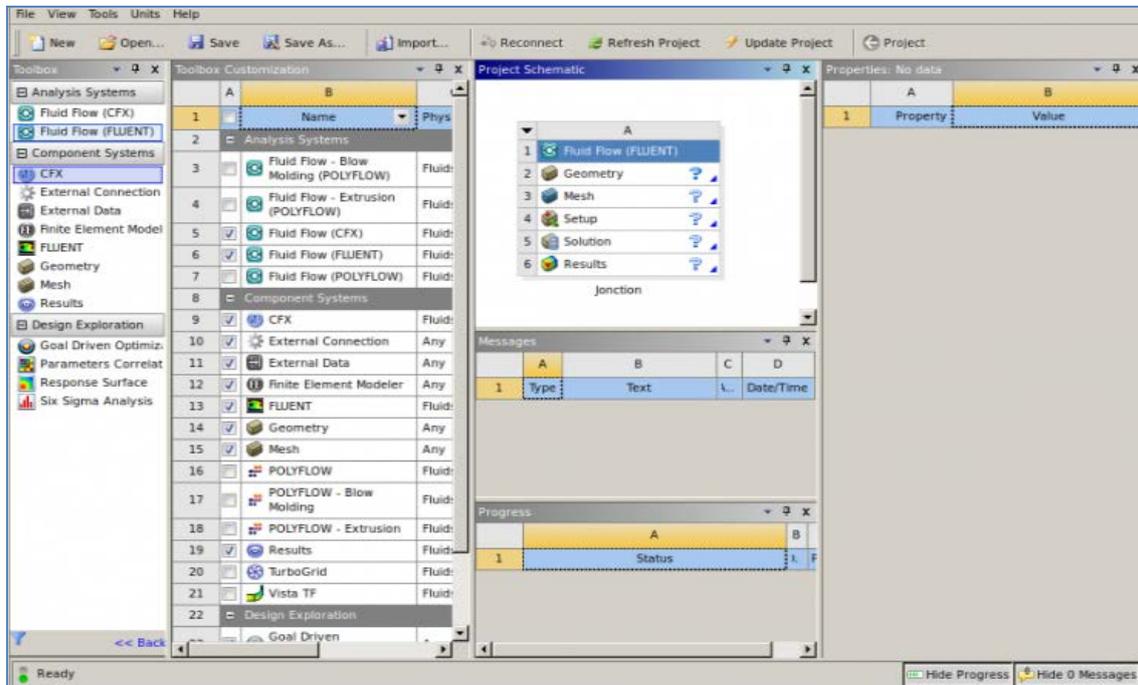
Après une courte présentation du problème, nous allons suivre les étapes suivantes :

1. Créer la géométrie en WORKBENCH,
2. Mailler la géométrie en WORKBENCH,
3. Nommer les parties
4. Mettre en place du problème sous FLUENT
5. Résoudre
6. Analyser les résultats,

### 3.1-Créer le projet

Pour cela commencer par démarrer WORKBENCH.

Un nouveau projet s'ouvre automatiquement. Distinguez dans la Toolbox → Analysis System → Fluid Flow\_(Fluent) (en haut à gauche), cliquez-glissez jusque dans l'espace de travail.



**Figure 3.1** : fenêtre de création d'un projet

Nous allons indiquer le type de géométrie que l'on veut créer. Cliquez sur Géométrie dans la boîte que vous venez de créer. La colonne de droite se remplit. Dans Advanced geometry function → Analysis Type choisir 2D. Si vous sautez cette étape et que vous n'utilisez pas la troisième dimension dans votre dessin, WORKBENCH arrivera de lui même en mode 2D

Properties of Schematic A2: Geometry		
	A	B
1	Property	Value
2	General	
3	Component ID	Geom..
4	Directory Name	FFF
5	Geometry Source	
6	Geometry File Name	
7	Basic Geometry Options	
8	Solid Bodies	<input checked="" type="checkbox"/>
9	Surface Bodies	<input checked="" type="checkbox"/>
10	Line Bodies	<input type="checkbox"/>
11	Parameters	<input checked="" type="checkbox"/>
12	Parameter Key	DS
13	Attributes	<input type="checkbox"/>
14	Named Selections	<input type="checkbox"/>
15	Material Properties	<input type="checkbox"/>
16	Advanced Geometry Options	
17	Analysis Type	3D
18	Use Associativity	<input checked="" type="checkbox"/>
19	Import Coordinate Systems	<input type="checkbox"/>
20	Import Work Points	<input type="checkbox"/>
21	Reader Mode Saves Updated File	<input type="checkbox"/>
22	Import Using Instances	<input checked="" type="checkbox"/>
23	Smart CAD Update	<input type="checkbox"/>
24	Enclosure and Symmetry Processing	<input checked="" type="checkbox"/>
25	Mixed Import Resolution	None

Figure 3.2 : fenêtre des propriétés géométriques à créer

Avant de dessiner la géométrie, nous allons enregistrer le projet : Files → Save As, vous l'appellez comme vous voulez maintenant, nous allons lancer *Design Modeler*, le logiciel permettant de tracer la géométrie. Pour cela, double cliquez sur Geometry, dans la boîte associée au projet.

Nous pouvons passer à l'étape suivante, le tracé de la géométrie.

### 3.1.1-Création de la géométrie

Tout d'abord, le logiciel vous demande de choisir l'unité caractéristique du système, dans cas il s'agit du centimètre.

Pour créer une géométrie, il faut :

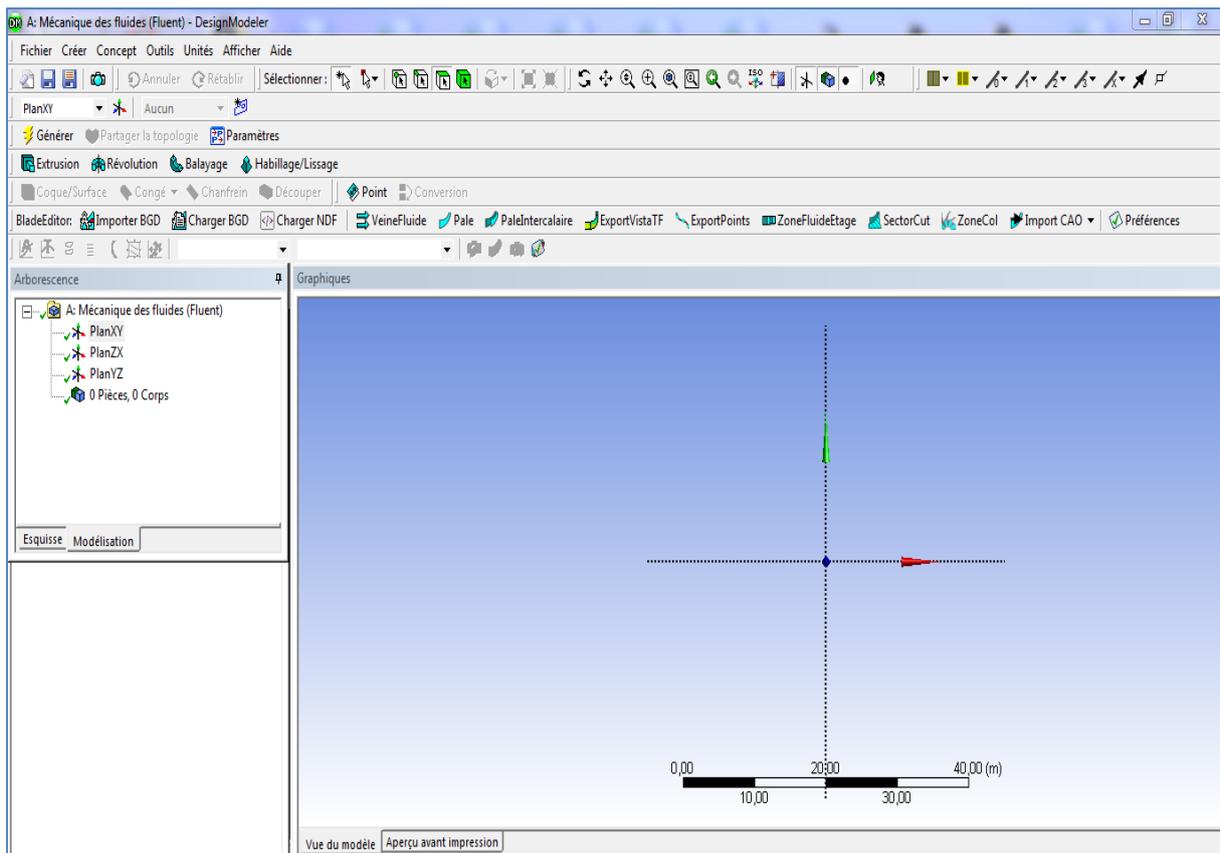
1. commencer par la tracer grossièrement (juste les formes),
2. préciser les côtes,
3. transformer le dessin en edge (bord de la géométrie pour le maillage),
4. préciser les zones et leur nature (fluide ou solide).

### 3.1.1.1 - Création de l'esquisse et précision des cotes

La géométrie que nous vous proposons comporte un écoulement externe. Il s'agit d'un écoulement autour de Cinq types d'obstacles:

1. une plaque de 5cm×1m
2. une plaque de 10 cm × 1m
3. un cylindre 2D
4. une aile de type NACA 4412
5. une aile de type NACA 0012

Pour cela il faut choisir le plan dans lequel on travaille, ici ce sera le plan XY, pour le sélectionner, cliquer sur XYPlane dans Tree Outline (au milieu de la colonne de gauche). Le repère apparaît. Pour se mettre perpendiculaire à un plan, il faut cliquer sur  le plan en question et sur dans la barre d'outils. Vous devez obtenir cela :



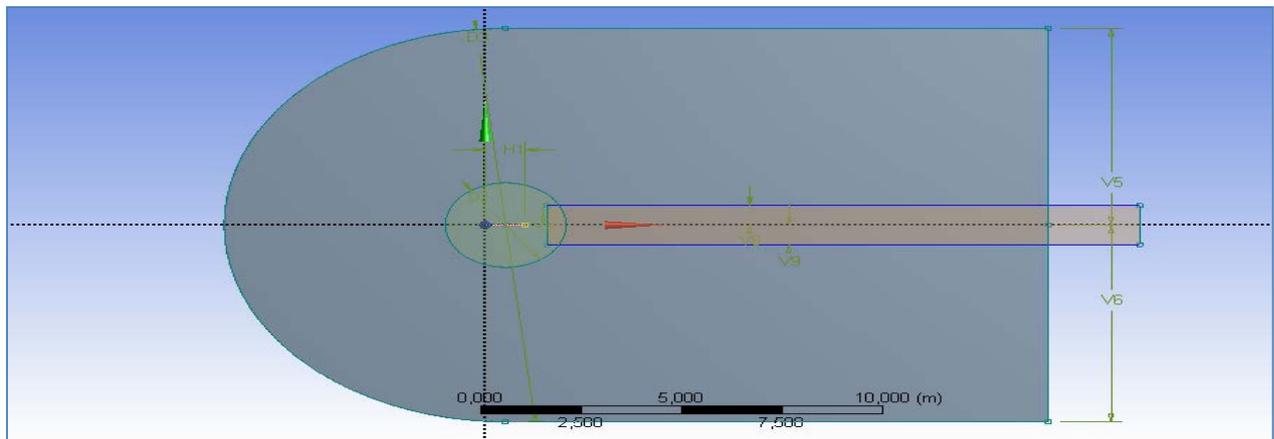
**Figure 3.3:** fenêtre de commencer la tracer grossièrement

Nous allons maintenant attaquer le cœur du problème, la géométrie elle-même. Pour passer en mode dessin, cliquer sur Sketching dans Tree Outline (avec le plan qui vous intéresse toujours sélectionné). Un menu vous proposant différentes forme géométriques apparaît. Nous allons commencer avec les lignes. Tracer la géométrie.

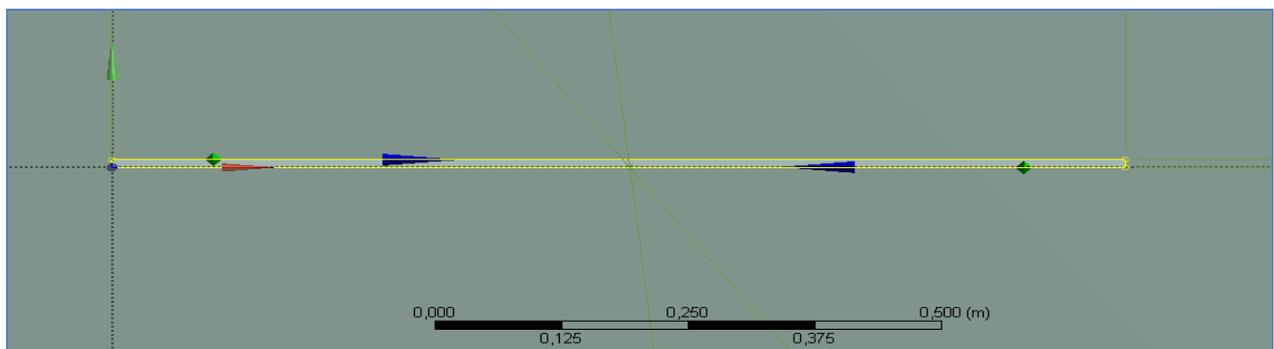
Voici quelques conseils :

- ✓ pour supprimer, cliquer sur  (outils de sélection) et sur  (pour choisir les courbes) dans la barre d'outils, cliquer sur la partie de la géométrie à effacer et appuyer sur Suppr,
- ✓ pour tracer des lignes verticales ou horizontales, incliner votre trait jusqu'à voir apparaître un "V" ou un "H", Design Modeler corrigera l'angle et vous ramènera à la verticale,
- ✓ pour ajuster une ligne sur un point (par exemple la fin d'une autre ligne), il suffit de s'en approcher, Design Modeler vous rapprochera automatiquement du point visé.

Les géométries des obstacles à créer seront présentés dans les figures (3.1), comme suit :



**Figure 3.4:** fenêtre de créer les cotes d'une plaque plane de 5cm×1m



**Figure 3.5:** Zoome fenêtré de créer les cotes d'une plaque de 5cm×1m

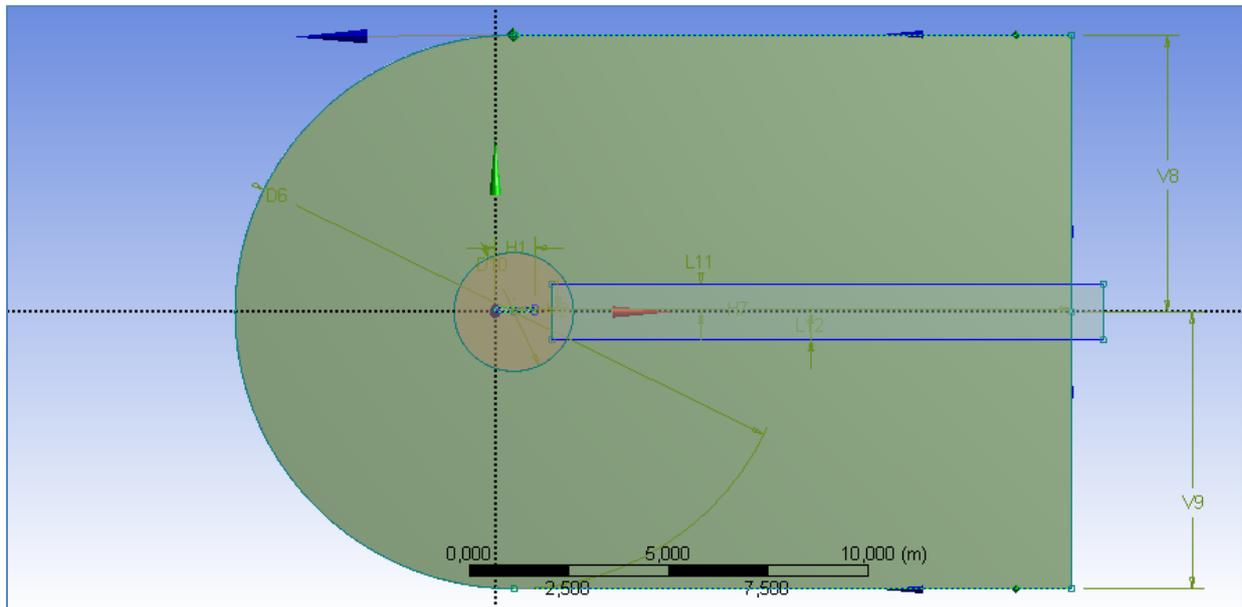


Figure 3.6 : fenêtre de créer les cotes d'une plaque épais de 10cm×1m

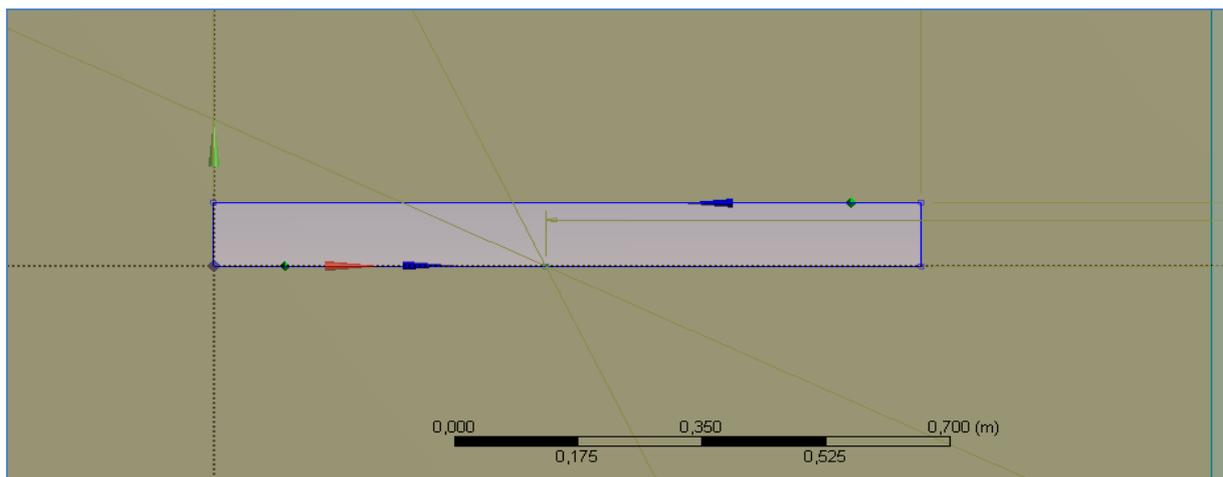


Figure 3.7 : Zoom de la fenêtre de créer les cotes d'une plaque épais de 10cm×1m

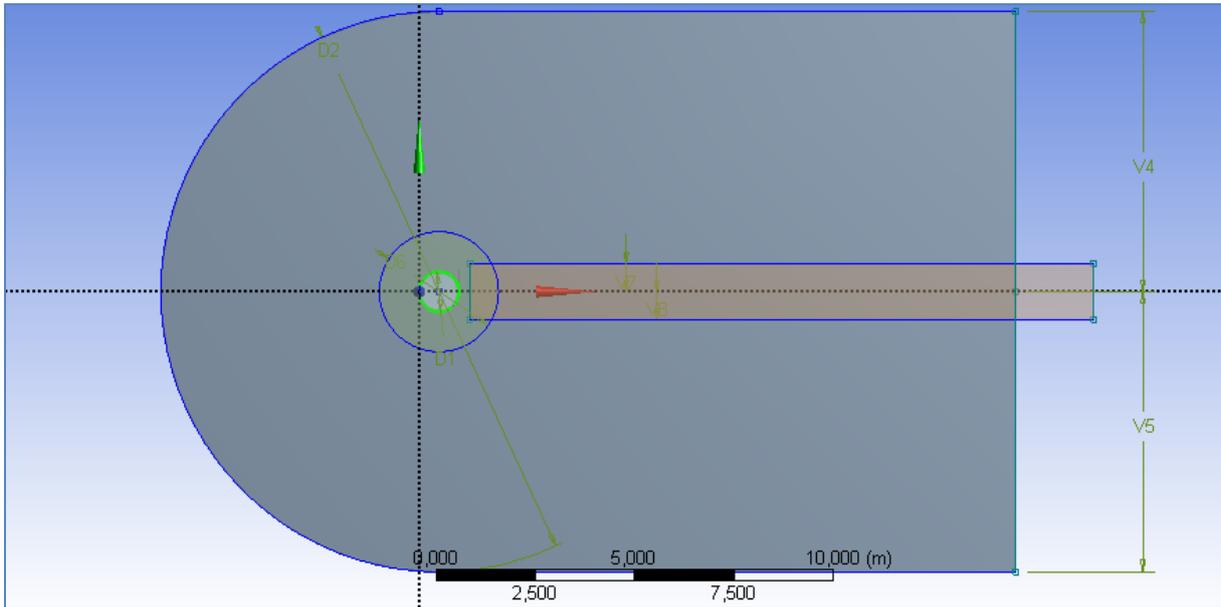


Figure 3.8 : fenêtre de créer les cotes d'une cylindre 2D

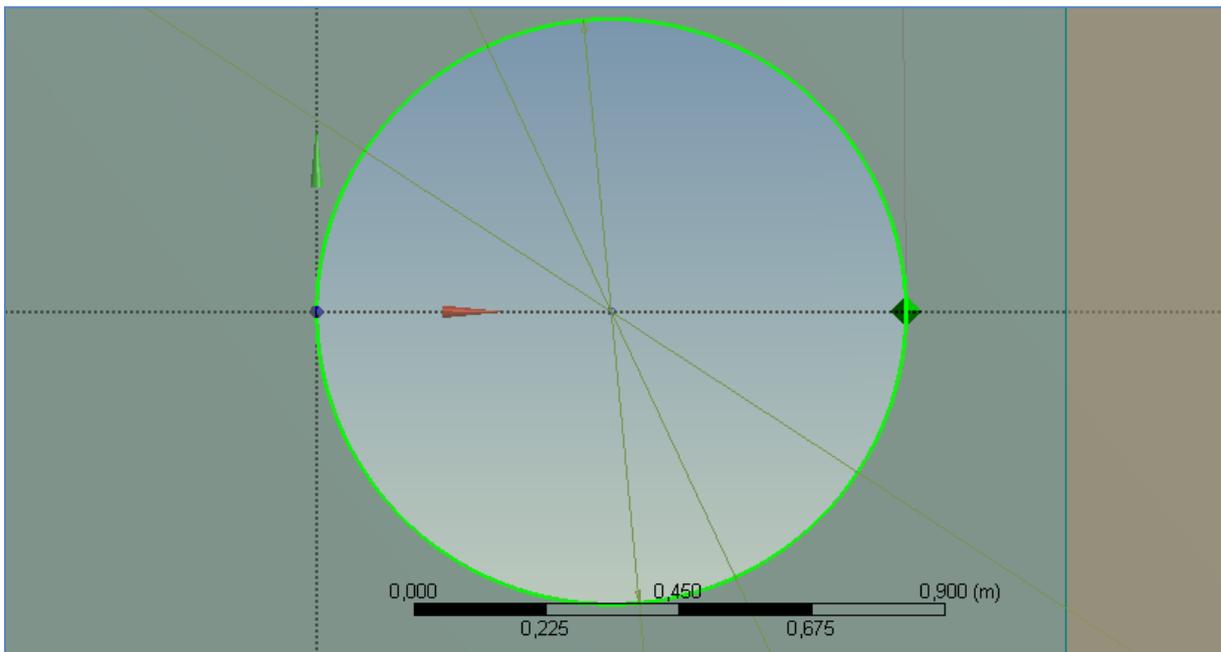


Figure 3.9 : Zoome fenêtre de créer les cotes d'une cylindre 2D

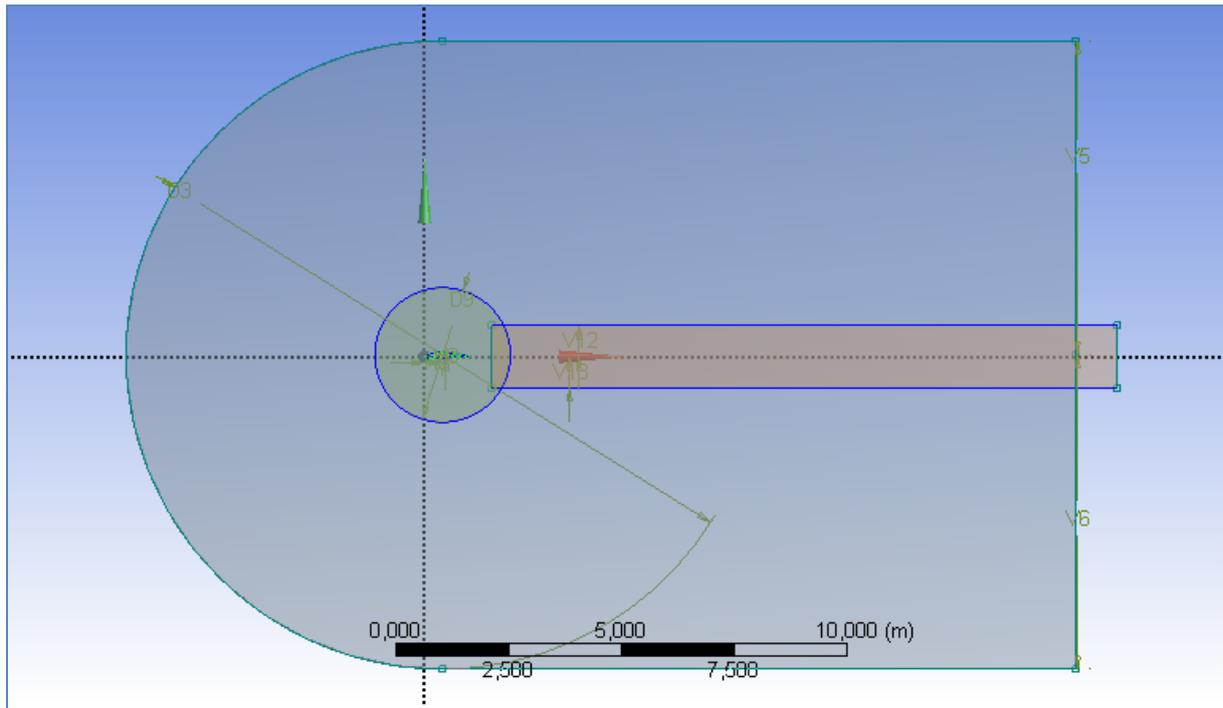


Figure 3.10 : fenêtre de créer les cotes de NACA 4412

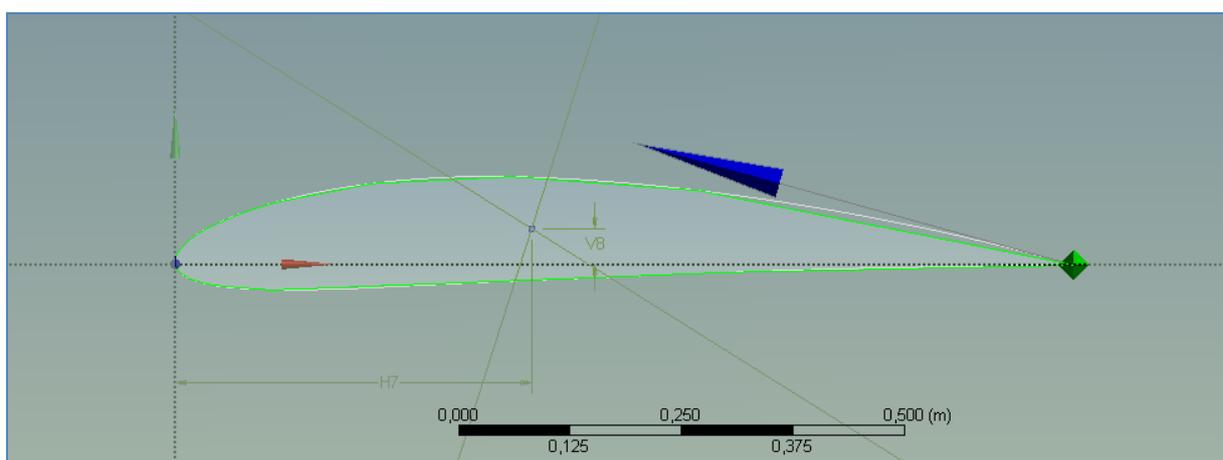


Figure 3.11 : Zoome fenêtre de créer les cotes de NACA 4412

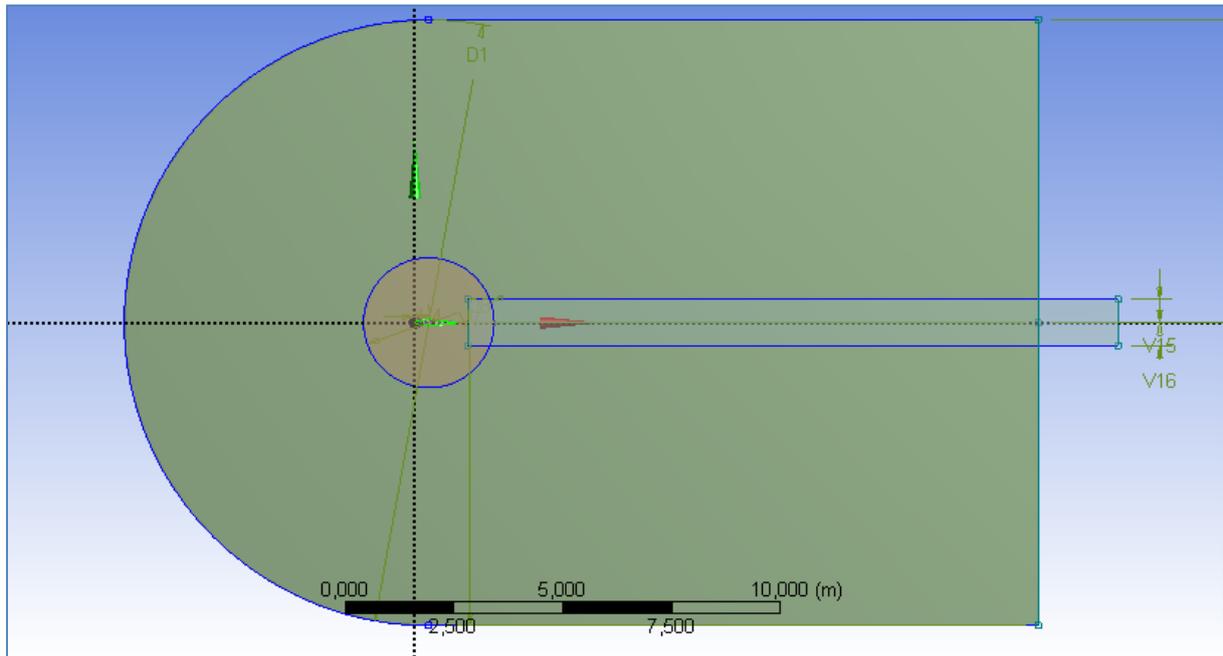


Figure 3.12 : fenêtre de créer les cotes de NACA 0012

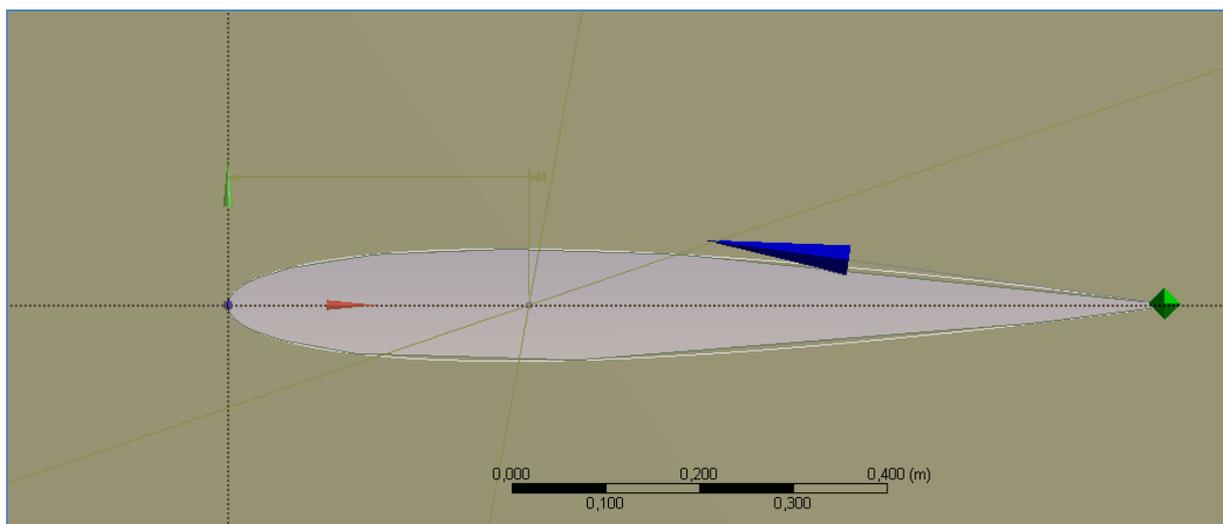


Figure 3.13 : Zoome fenêtre de créer les cotes de NACA 0012

### 3.1.1.2- Création et génération du maillage

Dans notre cas, c'est très simple, la surface à mailler est simplement celle délimité par l'esquisse. La définition de la surface se fait dans le menu *Concept* (tout en haut au milieu). On pourrait simplement utiliser Surface from Sketch, sélectionner notre esquisse (pensez à appuyer sur Apply dans la fenêtre de sélection) et appuyer sur Generate (les mêmes étapes à suivre pour les autres configuration g géométriques), voir les figures [(3.14),(3.15),(3.16),(3.17),(3.18)]

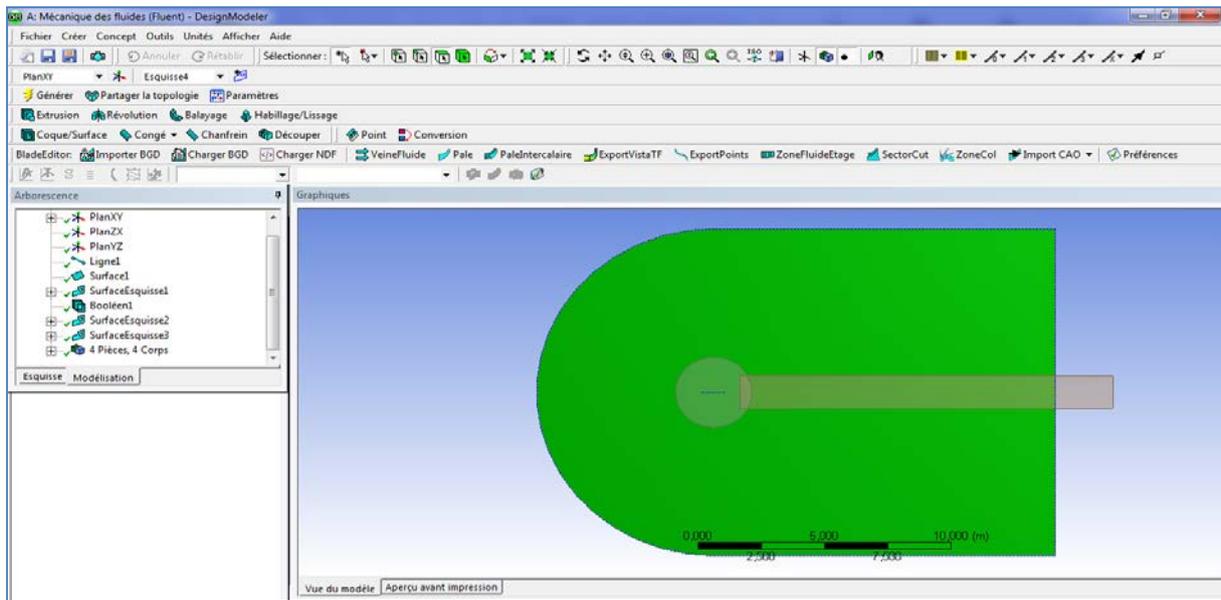


Figure 3.14 : Définition des surfaces à mailler d'une plaque de 5cm×1m

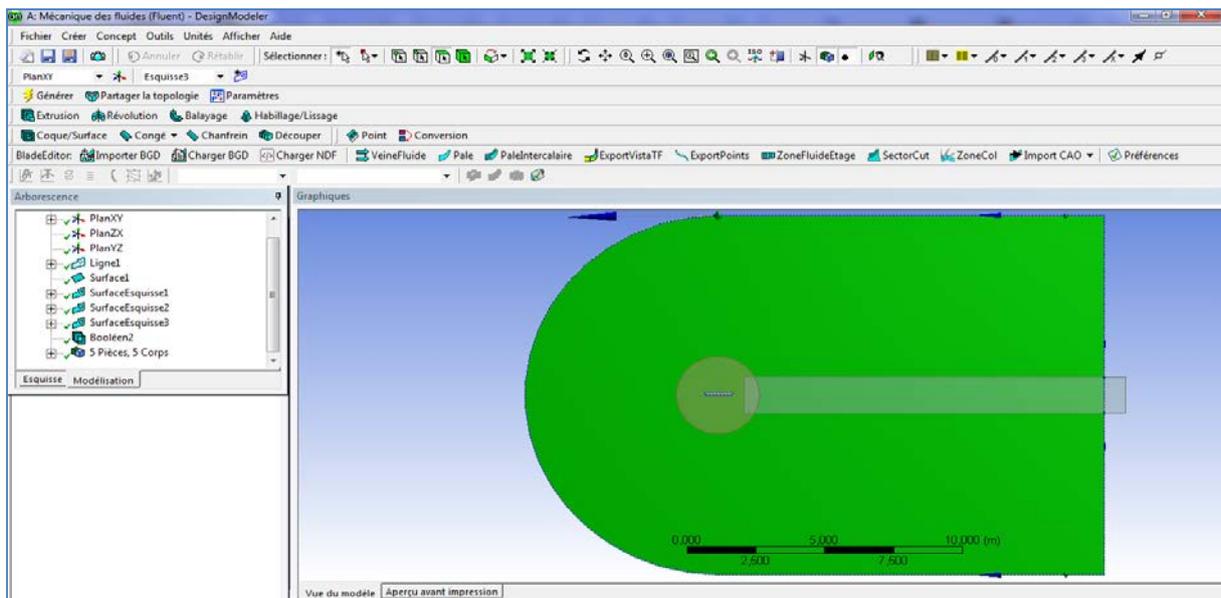


Figure 3.15 : Définition des surfaces à mailler d'une plaque épais de 10cm×1m

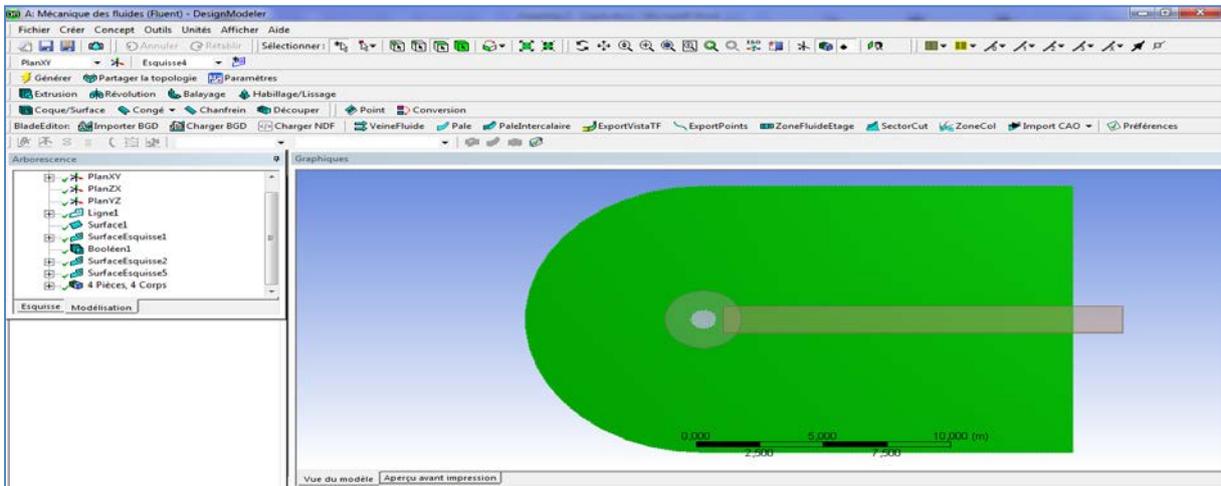


Figure 3.16 : Définition des surfaces à mailler d'une cylindre 2D

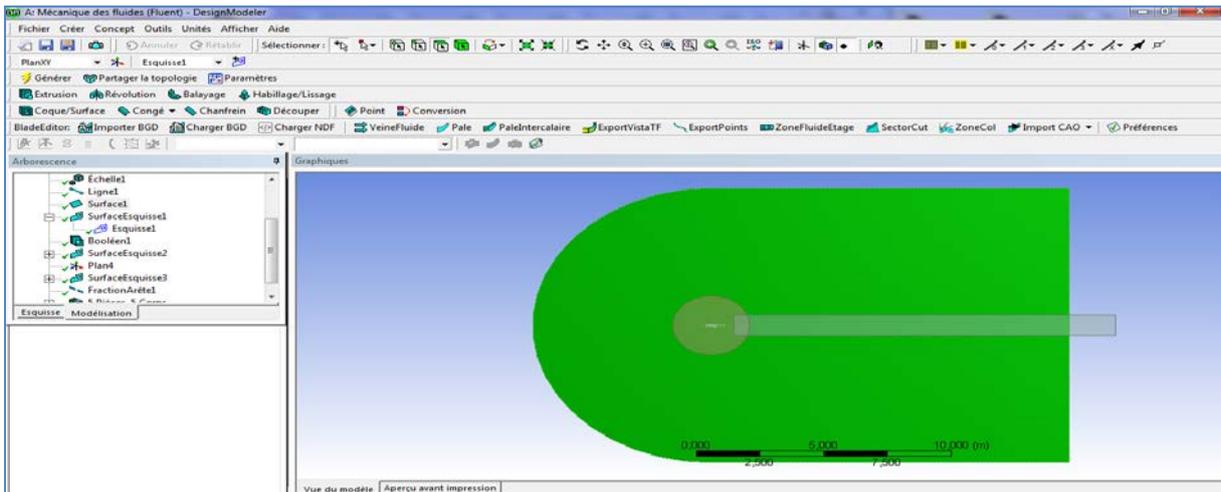


Figure 3.17 : Définition des surfaces à mailler de NACA 4412

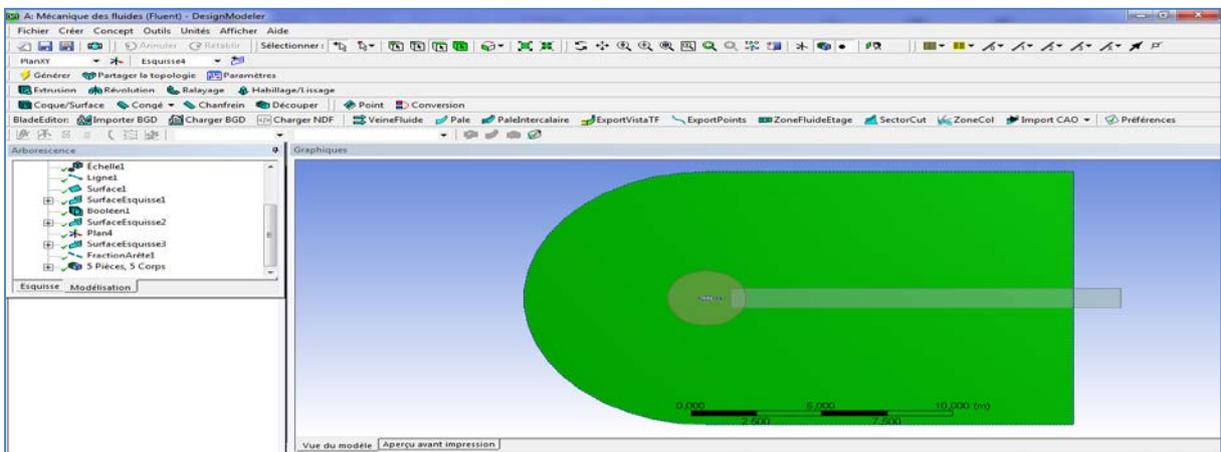
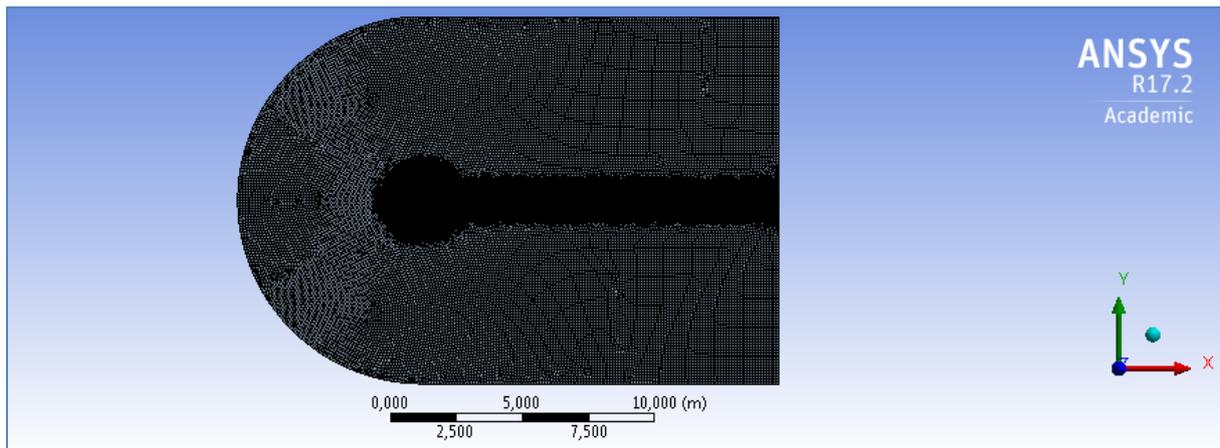


Figure 3.18 : Définition des surfaces à mailler de NACA 0012

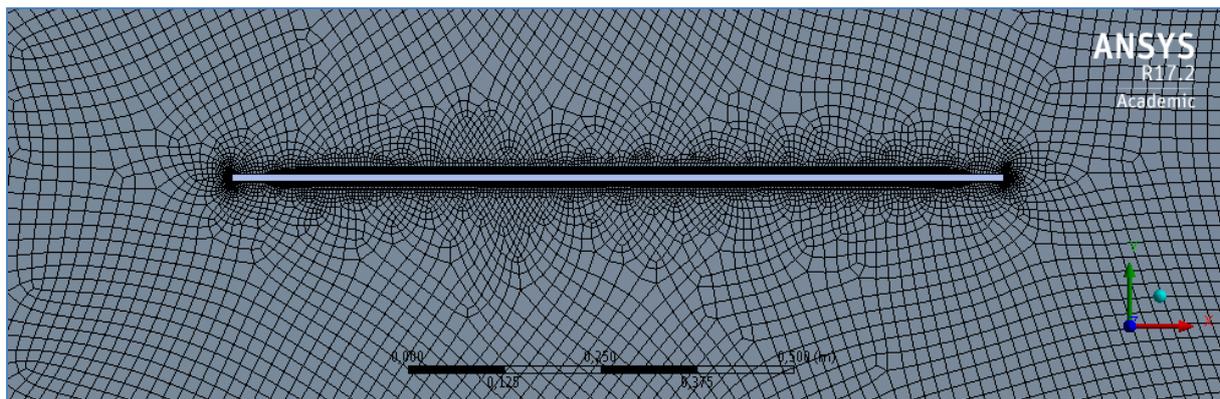
### 3.1.1.2 .1- Le maillage

Nous allons créer le maillage, pour cela, lancez Mesher en double cliquant sur *Maillage* dans la boîte Workbench. Une fois lancé, la première chose qu'il vous demande est la méthode de maillage. Ici, vu que nous allons donner nous même des spécifications, la méthode Automatique ira très bien. La figure () présente un maillage globale de la surface autour des obstacles étudiés



**Figure 3.19** : maillage de la Géométrie globale

les figures (3.20),(3.21),(3.22),(3.23),(3.24) présentent un maillage détaillé pour chaque obstacle



**Figure 3.20** : Zoome de maillage autour de la plaque ( 5cm×1m)

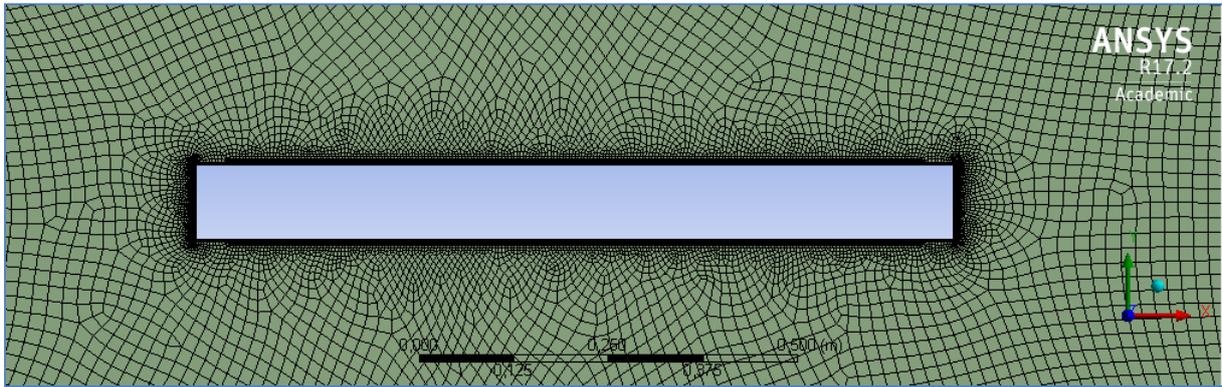


Figure 3.21 : Zoome de maillage autour de la plaque ( 10cm×1m)

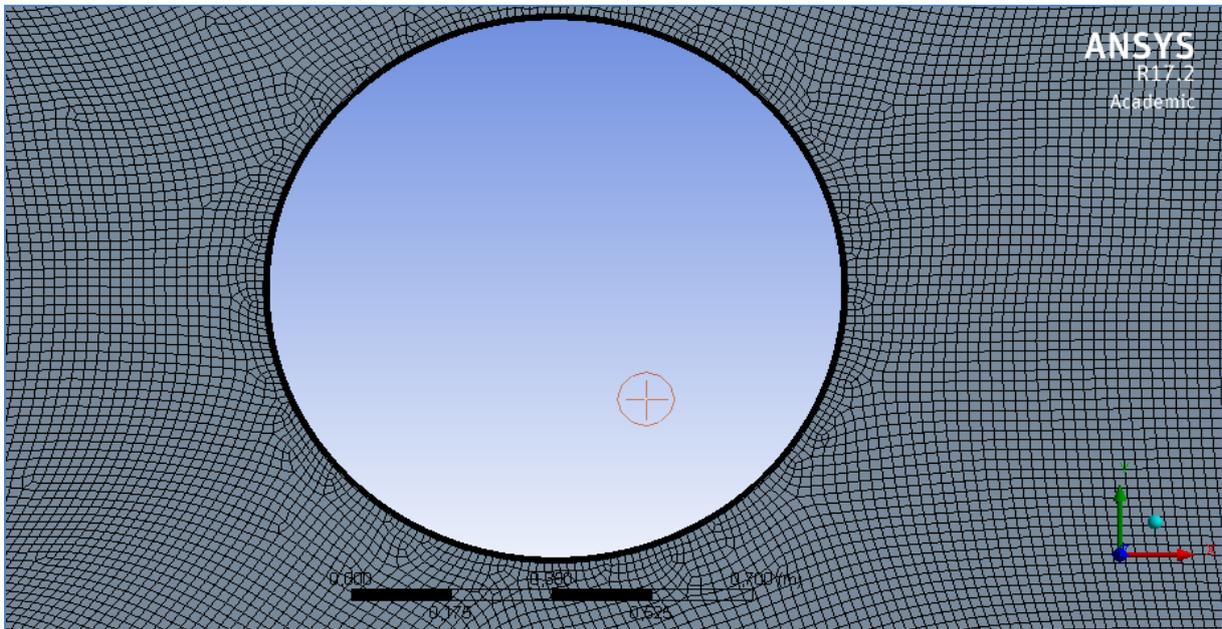


Figure 3.22 : Zoome de maillage autour de la cylindre 2D

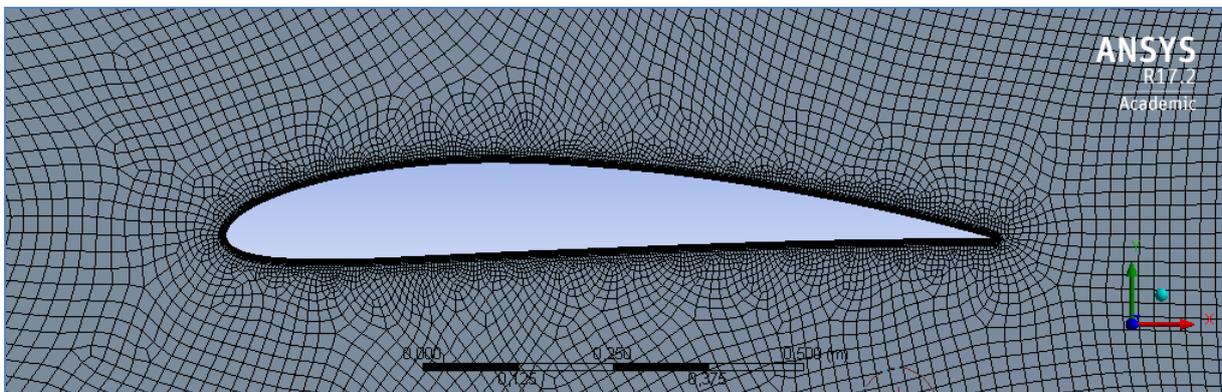


Figure 3.23 : Zoome de maillage autour de la NACA 4412

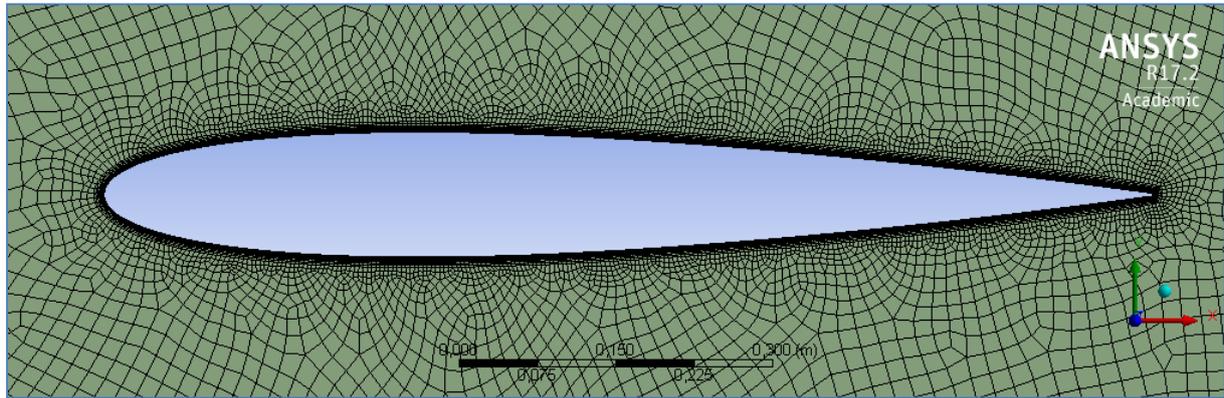


Figure 3.24 : Zoome de maillage autour de la NACA 0012

### 3.1.1.2.2 - Nomination des faces

Nous allons commencer par nommer les régions qui auront un intérêt particulier :

- sortie
- entrée
- libre
- corps

Nommer ces parties permettra de leurs affecter des paramètres particuliers sous *Fluent*.

Pour nommer une partie, il faut la sélectionner → clic droit → Créer la sélection nommée → lui donner un nom. Pour sélectionner une partie de la géométrie, il faut avoir l'outils en conséquence :  pour les surfaces,  pour les arêtes. En appuyant sur Ctrl vous pouvez sélectionner plusieurs éléments (figures .....)

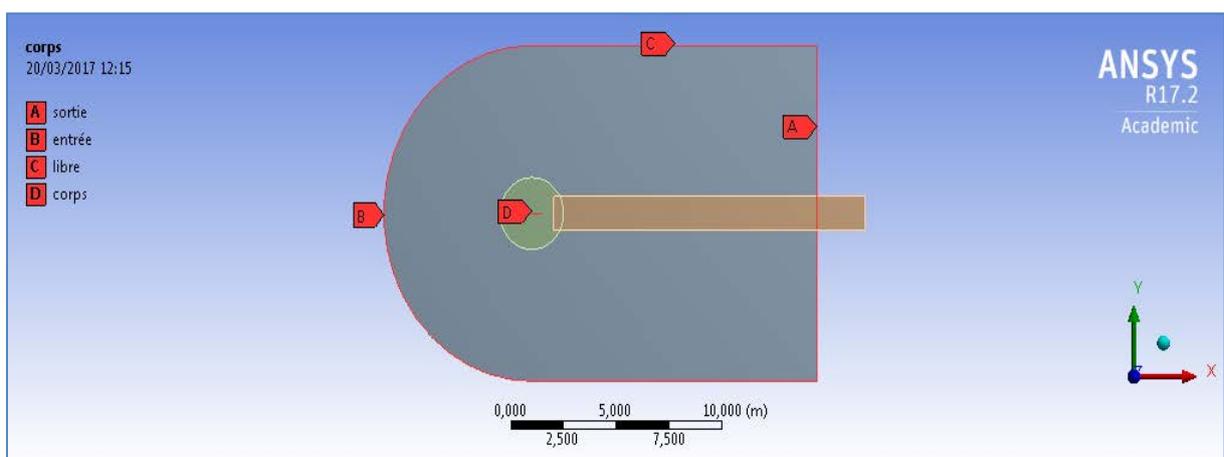


Figure 3.25 : les sélections nommées pour une plaque (5cm×1m)

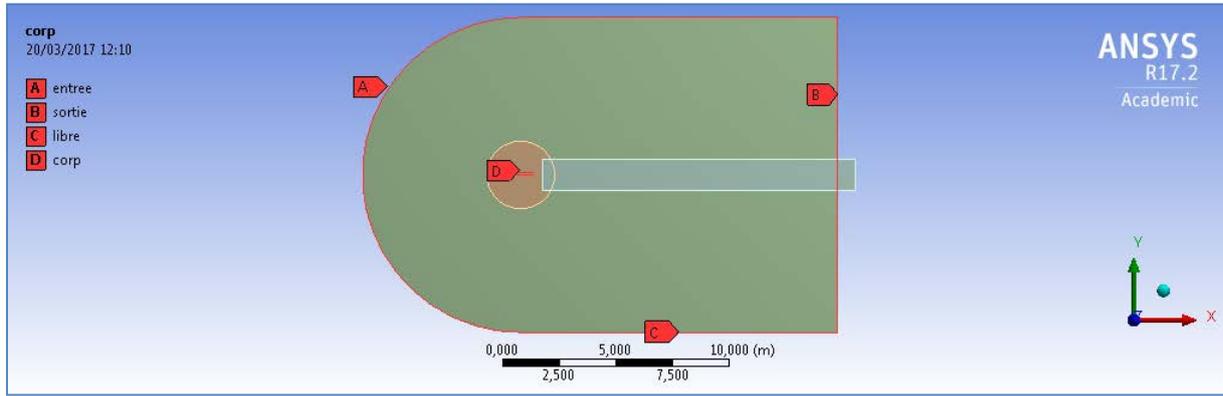


Figure 3.26 : les sélections nommées pour une plaque (10cm×1m)

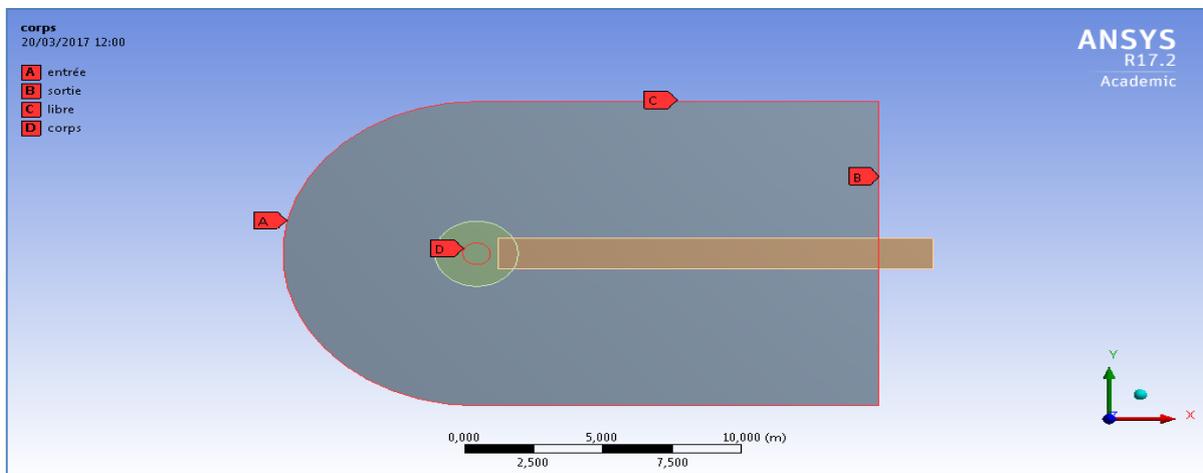


Figure 3.27 : les sélections nommées pour la cylindre 2D

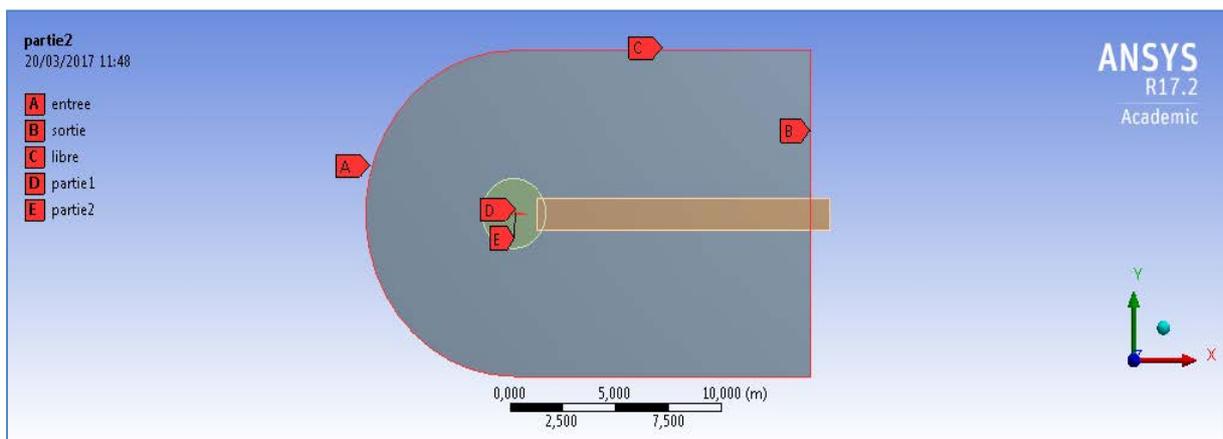


Figure 3.28 : les sélections nommées pour la NACA 4412

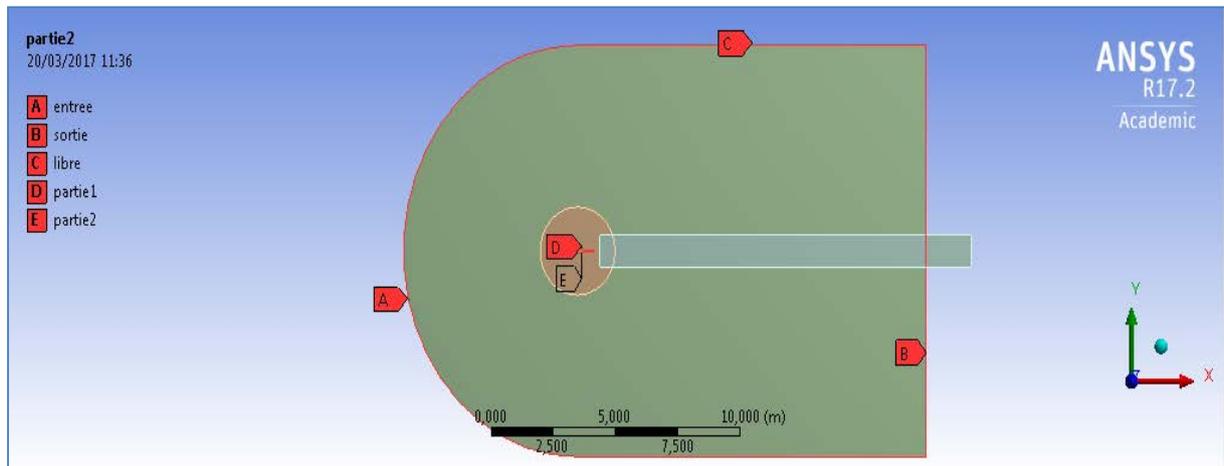


Figure 3.29 : les sélections nommées pour la NACA 0012

# **CHAPITRE 4**

## **Résultats et Interprétation**

## RESULTATS ET INTERPRETATION

### Introduction

Nous approchons dans ce chapitre les résultats obtenus. Plusieurs exemples sont présentés pour illustrer l'efficacité de l'application de la simulation numérique par le logiciel WORKBENCH ANSYS à l'analyse des écoulements autour d'une variété de configurations géométriques.

Ce logiciel commercial basé sur la méthode des volumes finis, ce dernier a été utilisé dans de nombreux travaux associés à des problèmes de mécanique des fluides stationnaire et in stationnaire au cours des dernières années.

Les méthodes des volumes finis, comme celle employée dans Fluent, permettent de traiter des géométries complexes, car ces méthodes s'adaptent à un grand nombre de maillages figures [(4.1),(4.2),(4.10),(4.11),(4.19),(4.20),(4.28),(4.29)(4.37),(4.38)] La méthode des volumes finis utilise une forme intégrale des équations de conservation et de transport pour résoudre le phénomène physique.

La résolution des équations de Navier -Stokes se fait de façon itérative jusqu'à ce que les erreurs résiduelles sur les quantités à résoudre soient amenées à un niveau sursément faible pour que la solution soit jugée acceptable voir figure [(4.9),(4.18),(4.27),(4.36),(4.45)] [21].

### 4.1- Présentation des résultats

Dans cette partie de simulation numérique de notre travail réalisée par le logiciel Workbench ANSYS, on s'intéresse essentiellement à l'écoulement aérodynamique bidimensionnel aux champs de vitesse, de pression, de coefficient de pression autour des différentes configurations géométriques.

On se propose donc, dans cette étude la mise en évidence des écoulements autour d'une configuration plaque plane, cylindre et un profil d'aile ,voir figure [(4.1), (4.2), (4.10), (4.11), (4.19), (4.20), (4.28), (4.29), (4.37), (4.38) ]

on observe sur les figures [ (4.3),(4.4),(4.12),(4.13),(4.21),(4.22),(4.30),(4.31),(4.39),(4.40) ] le coefficient de pression pour les différentes configurations géométriques .

Ces figures montrent clairement sur la légende existe, l'augmentation de la pression sur l'intrados et une diminution de pression sur l'extrados de la géométrie, ceci provoque une portance bien illustrée due à la différence de pression.

Ces figures montrent que les contours du coefficient de pression dans le domaine d'étude. Présente une légère chute de pression de l'entrée et à la sortie due au frottement du fluide avec les parois de l'obstacle en question (justifié le théorème de Bernoulli).

Le champ de vitesse est présenté sur la figure [(4.5),(4.6),(4.14),(4.15),(4.23),(4.24), (4.32),(4.33),(4.41),(4.42)] pour des différentes configurations géométriques, on remarque que la vitesse augmente à l'intrados que l'extrados.

Aux figures [ (4.3),(4.4),(4.12),(4.13),(4.21),(4.22),(4.30),(4.31),(4.39),(4.40) ] on observe une représentation des champs de contours des coefficients de pression, où on remarque clairement que selon les légendes présentées que le coefficient de pression augmente avec le changement de la géométrie (d'une plaque plane au un profil d'aile).

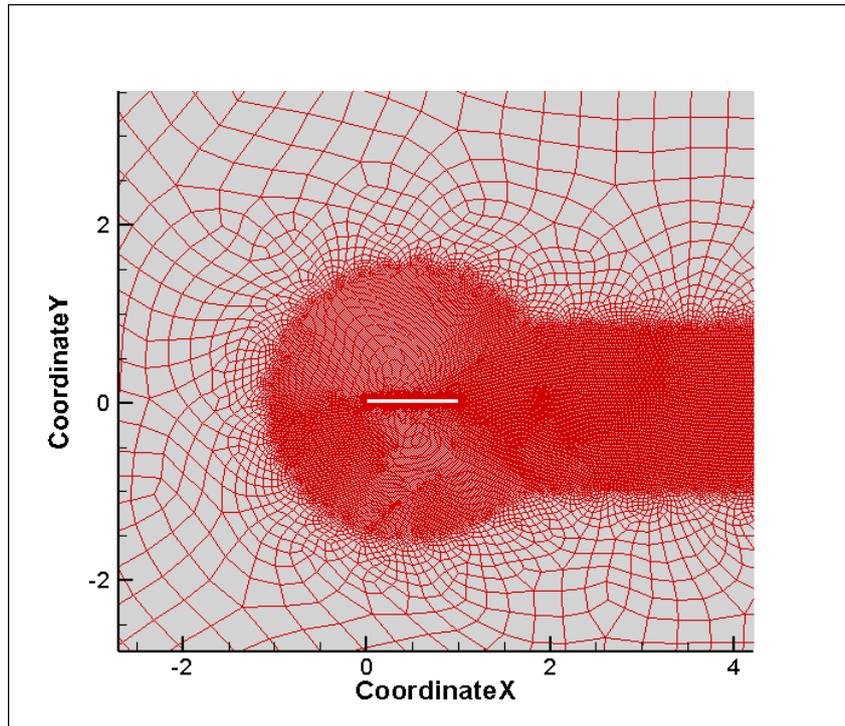
Ces résultats obtenus par le logiciel Workbench montrent, que la distribution du champ de pression de la géométrie aile est importante par rapport aux autres géométries étudiées.

La variation du coefficient de traînée autour des configurations géométriques en question (plaque, cylindre et une aile) augmente avec l'augmentation du gradient de vitesse. Voir [(4.9),(4.18),(4.27),(4.36),(4.45)].

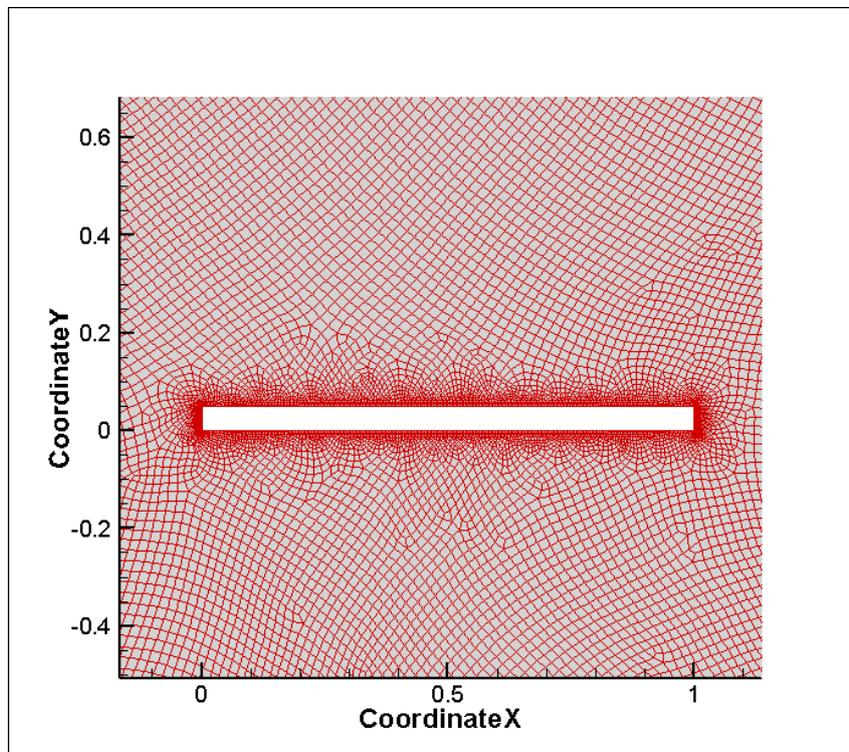
Une présentation générale et précise de la structure de l'écoulement autour des obstacles est donnée grâce à une représentation des lignes de courants. Les figures [(4.7), (4.8), (4.16), (4.17), (4.25), (4.26), (4.34), (4.35), (4.43), (4.44)] donnent les lignes de courants pour différentes configurations géométriques. En amont de chacun des types d'obstacles se forme un rapprochement des lignes de courant près des obstacles, par contre loin de l'obstacle les lignes de courant reste uniforme.

### 4.1.1 Plaque de 5cm ×1m

Le maillage de la configuration plaque est montré dans les figures (4.1) et (4.2)



**Figure 4.1 :** Maillage de la plaque de (5cm ×1m)



**Figure 4.2 :** Zoom de Maillage

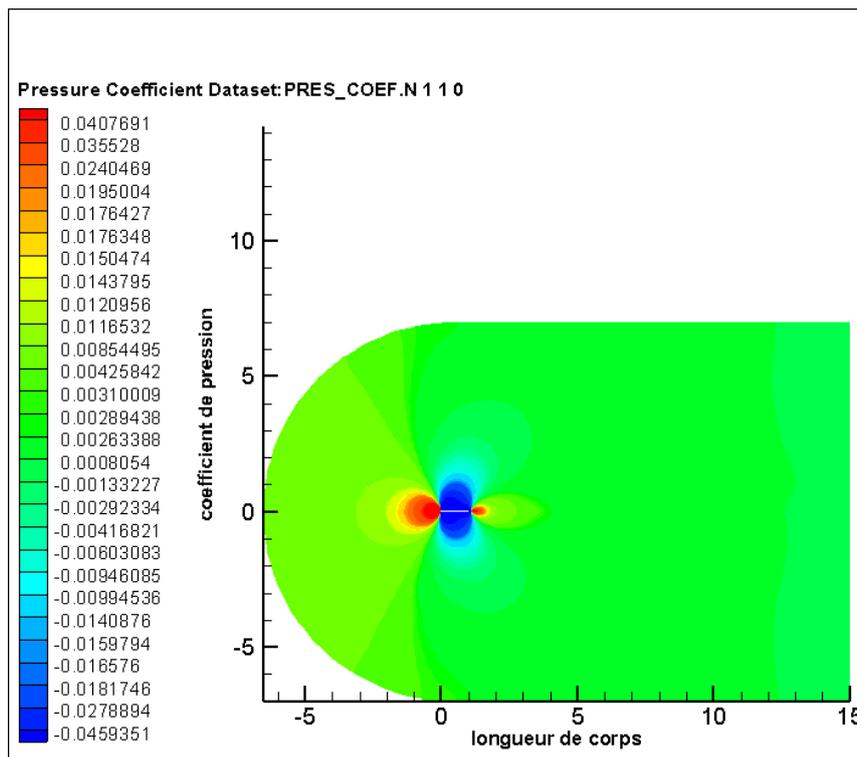


Figure 4.3 : présentation contours du coefficient de pression pour une plaque (5cm x 1m)

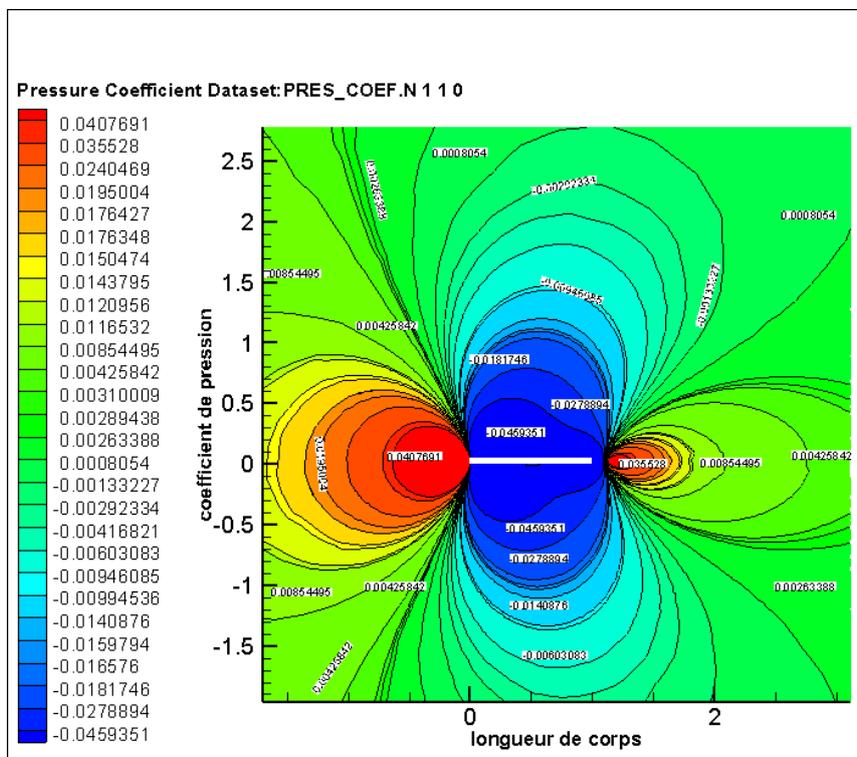


Figure 4.4 : Zoom de la présentation

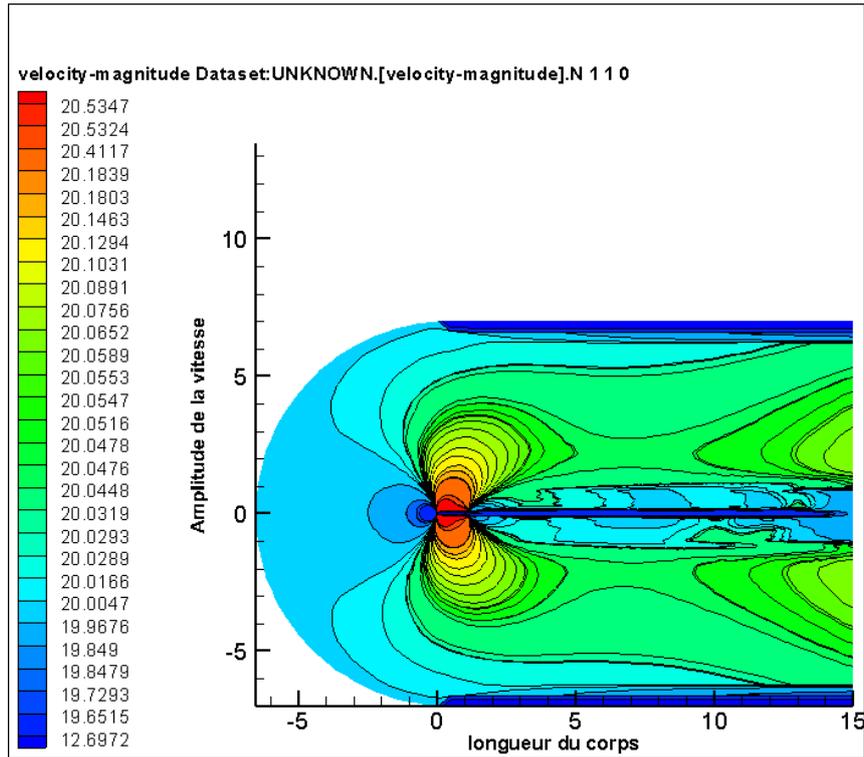


Figure 4.5 : présentation contours du profil de vitesse pour une plaque (5cm ×1m)

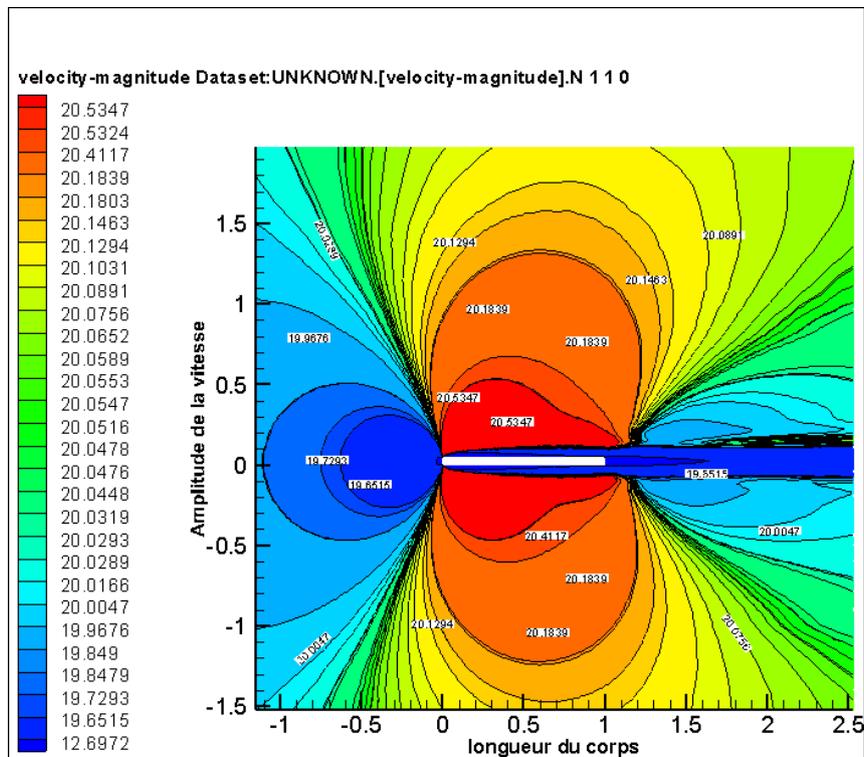


Figure 4.6 : zoom du profil de vitesse

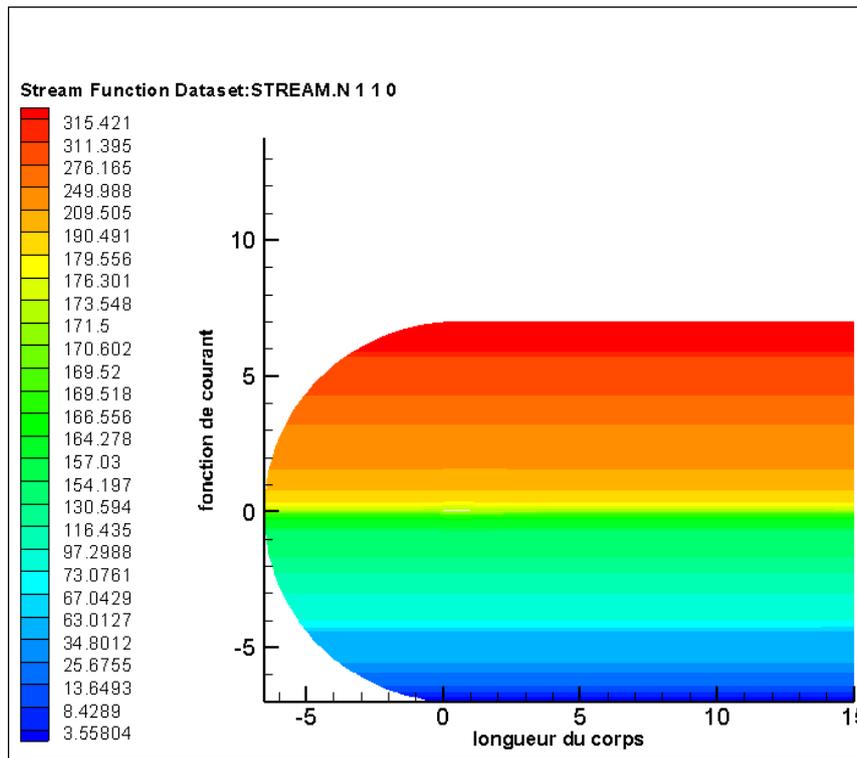


Figure 4.7 : présentation des lignes de courant pour une plaque (5cm ×1m)

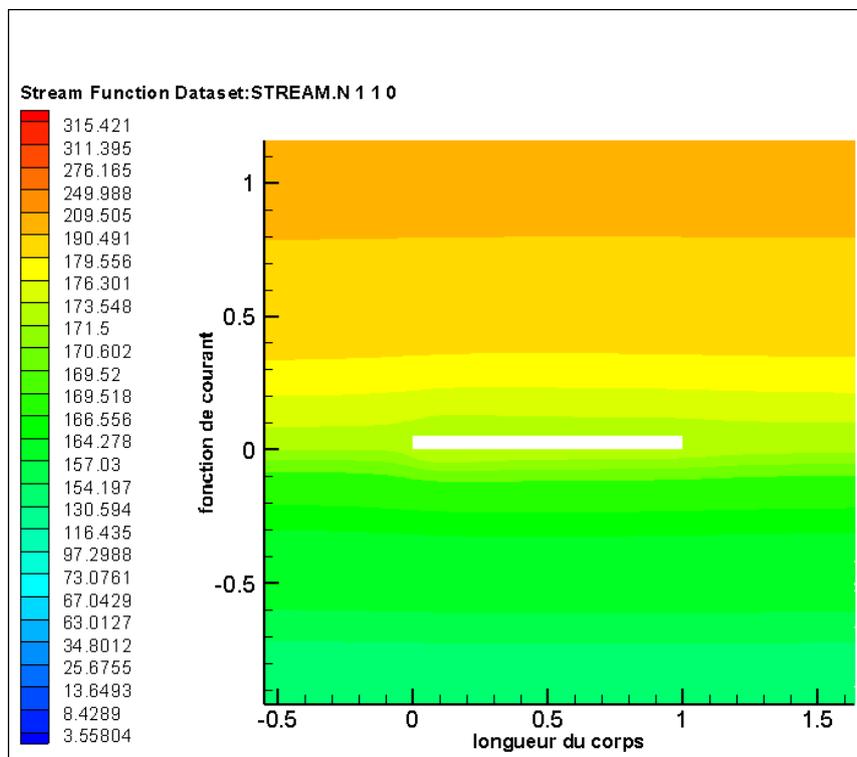


Figure 4.8 : zoom de la présentation des lignes de courant

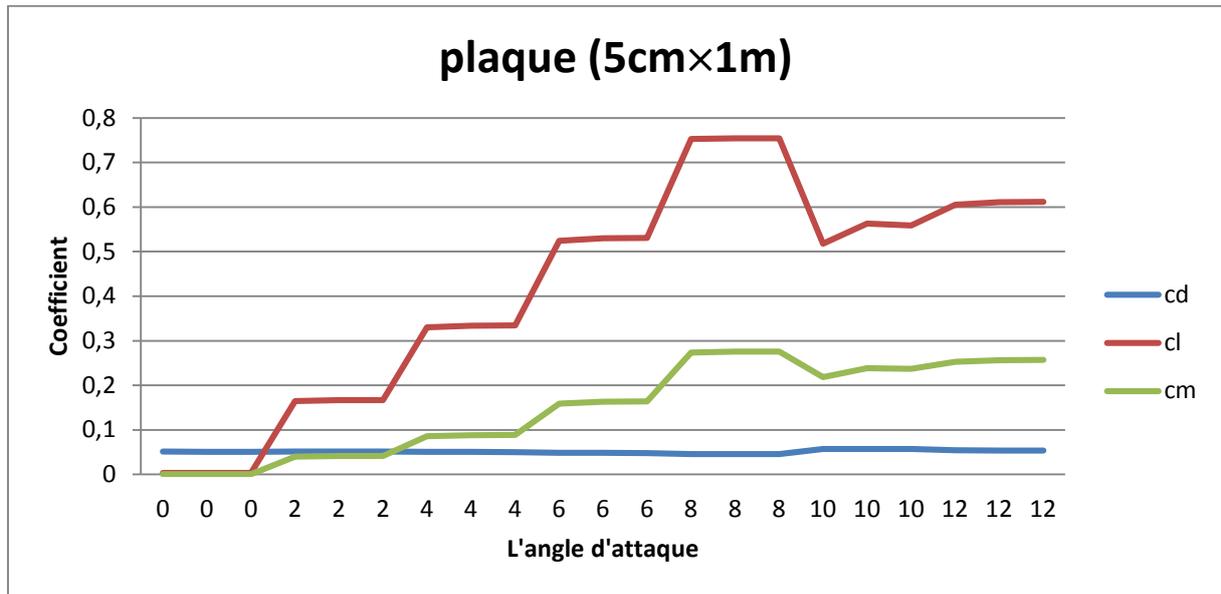
Résultats des caractéristiques aérodynamique :  $C_d$ ,  $C_l$ ,  $C_m$

Les résultats concernant les coefficients de : portance, traînée, moment et de la finesse calculés lors de l'écoulement autour une plaque sont illustrés selon une tabulation, voir tableau (4.1):

Angle	Vitesse	$C_d$	$C_l$	$C_m$	Finesse
0°	10.1	0,051781	0,0034312	0,00060554	0,06626369
	20	0,051017	0,0033074	0,00066406	0,06482937
	25.1	0,050942	0,0035901	0,00071419	0,07047426
2°	10.1	0,051741	0,16466	0,040052	3,18238921
	20	0,051326	0,16686	0,04111	3,25098391
	25.1	0,051246	0,16712	0,041178	3,26113258
4°	10.1	0,051005	0,33005	0,085711	6,47093422
	20	0,050429	0,33383	0,08802	6,6198021
	25.1	0,050283	0,33439	0,088468	6,65016009
6°	10.1	0,0488	0,52389	0,15866	10,7354508
	20	0,048324	0,52983	0,16321	10,9641172
	25.1	0,048204	0,53064	0,16389	11,0082151
8°	10.1	0,045941	0,75264	0,27359	16,3827518
	20	0,045686	0,75396	0,27581	16,5030863
	25.1	0,045599	0,75397	0,27588	16,5347924
10°	10.1	0,05732	0,51786	0,21827	9,03454292
	20	0,057086	0,56289	0,23833	9,86038608
	25.1	0,057044	0,55884	0,23672	9,7966482
12°	10.1	0,053955	0,60508	0,25295	11,2145306
	20	0,053778	0,61074	0,25656	11,3566886
	25.1	0,053696	0,61163	0,25708	11,3906064

**Tableau 4.1:** les valeurs de coefficient de portance, traînée et la finesse (carre 5cm × 1m)

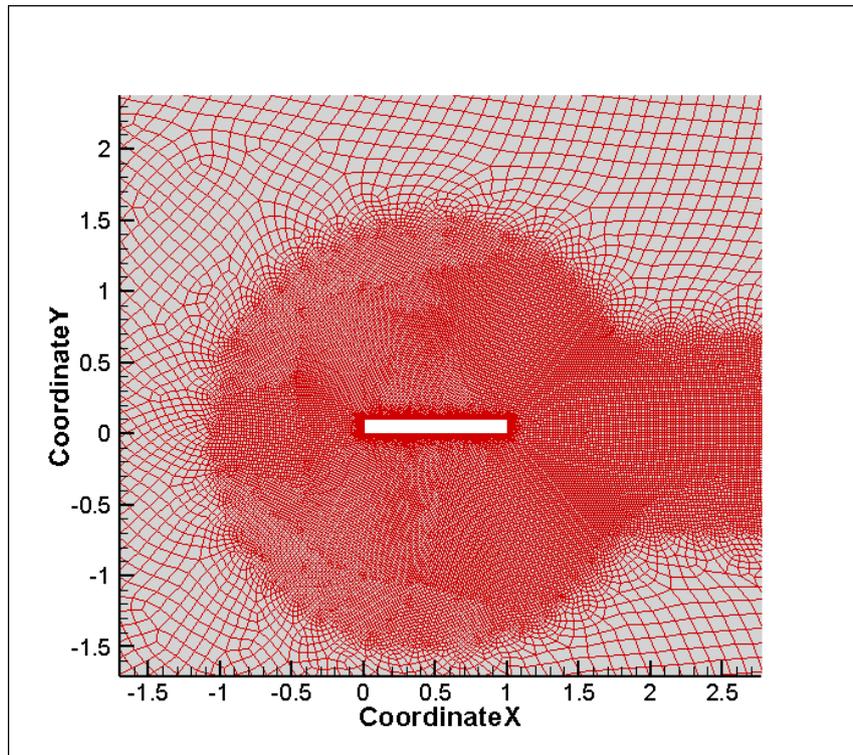
La représentation graphique des résultats tabulés, tableau (4.1) sont présenté par la figure (4.9), qui explique les coefficients aérodynamique en fonction de l'angle d'attaque.



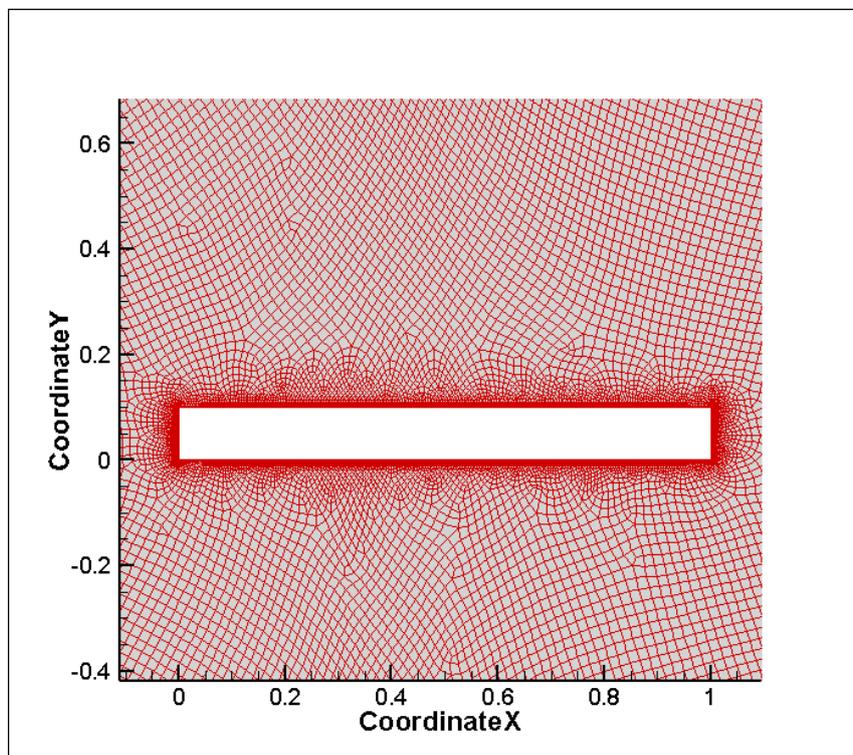
**Figure 4.9 :** variation des coefficients de portance, de traîné, de finesse en fonction de l'angle d'attaque pour une plaque d'épaisseur (5cm x 1m)

**4.1.2 - Plaque de 10cm ×1m**

Le maillage de la configuration plaque est montré dans les figures (4.10) et (4.11):



**Figure 4.10 :** Maillage de la plaque d'épaisseur (10cm ×1m)



**Figure 4.11 :** Zoome du Maillage

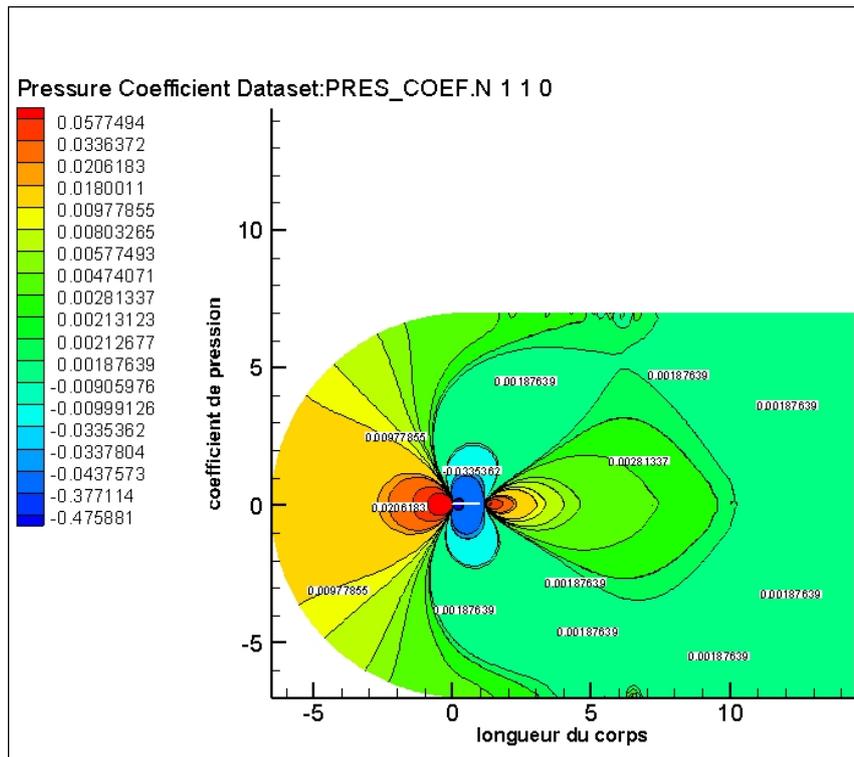


Figure 4.12 : présentation contours du coefficient de pression pour une plaque d'épaisseur (10cm ×1m)

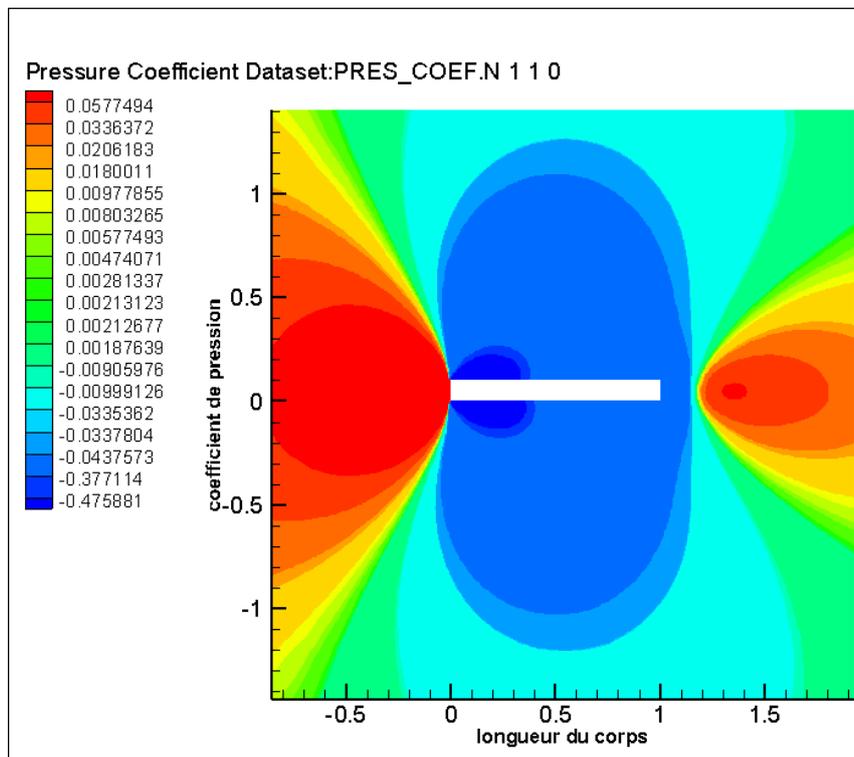


Figure 4.13 : Zoom de la présentation contours du coefficient de pression

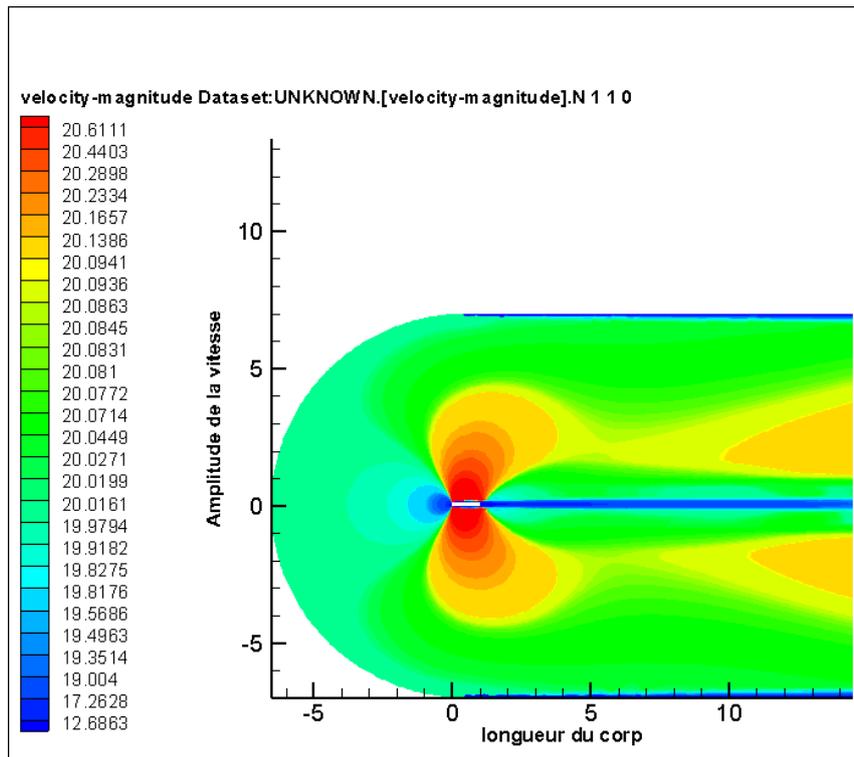


Figure 4.14 : présentation du profil de vitesse pour une plaque d'épaisseur (10cm ×1m)

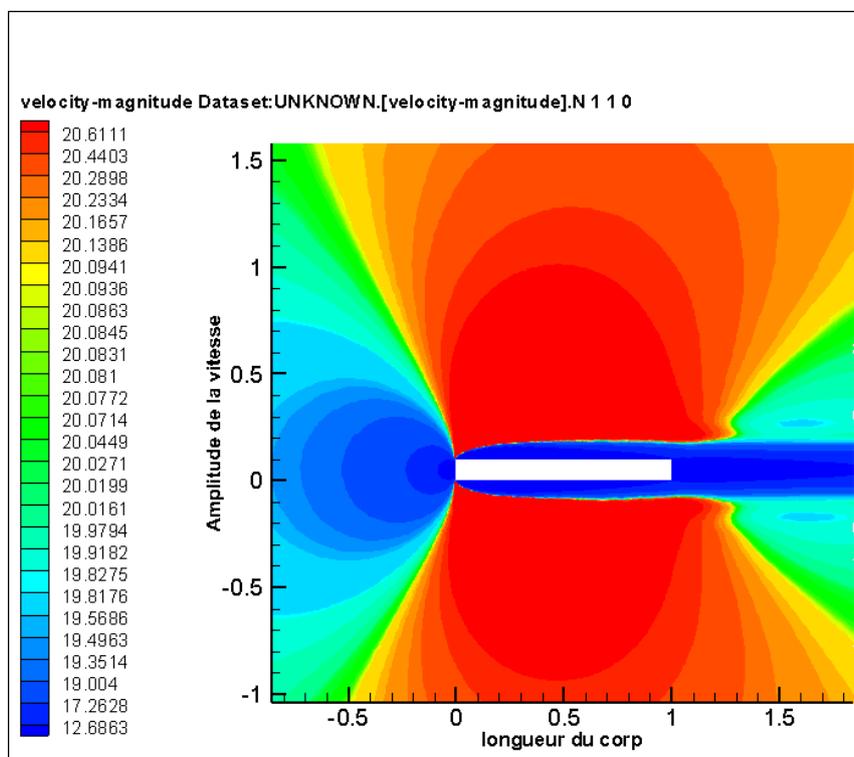


Figure 4.15 : Zoom de la présentation du profil de vitesse

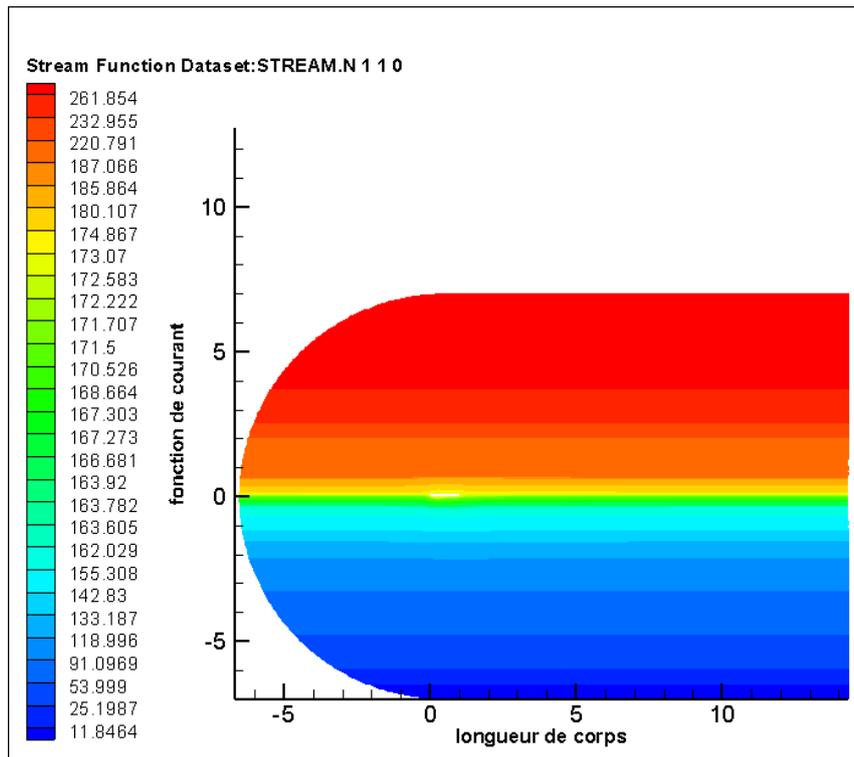


Figure 4.16 : présentation des lignes de courant pour une plaque d'épaisseur (10cm ×1m)

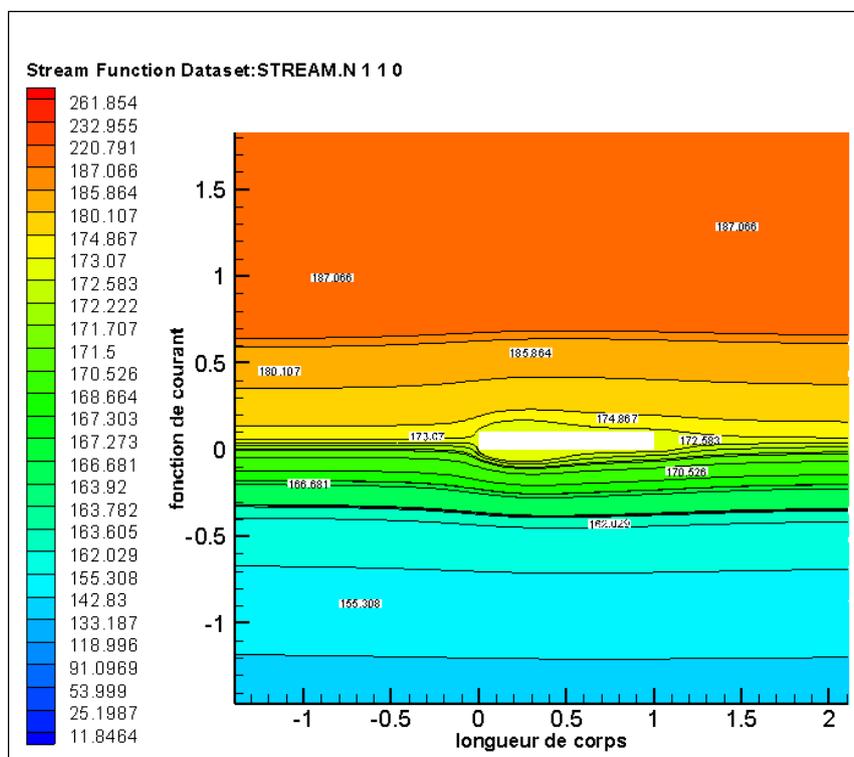


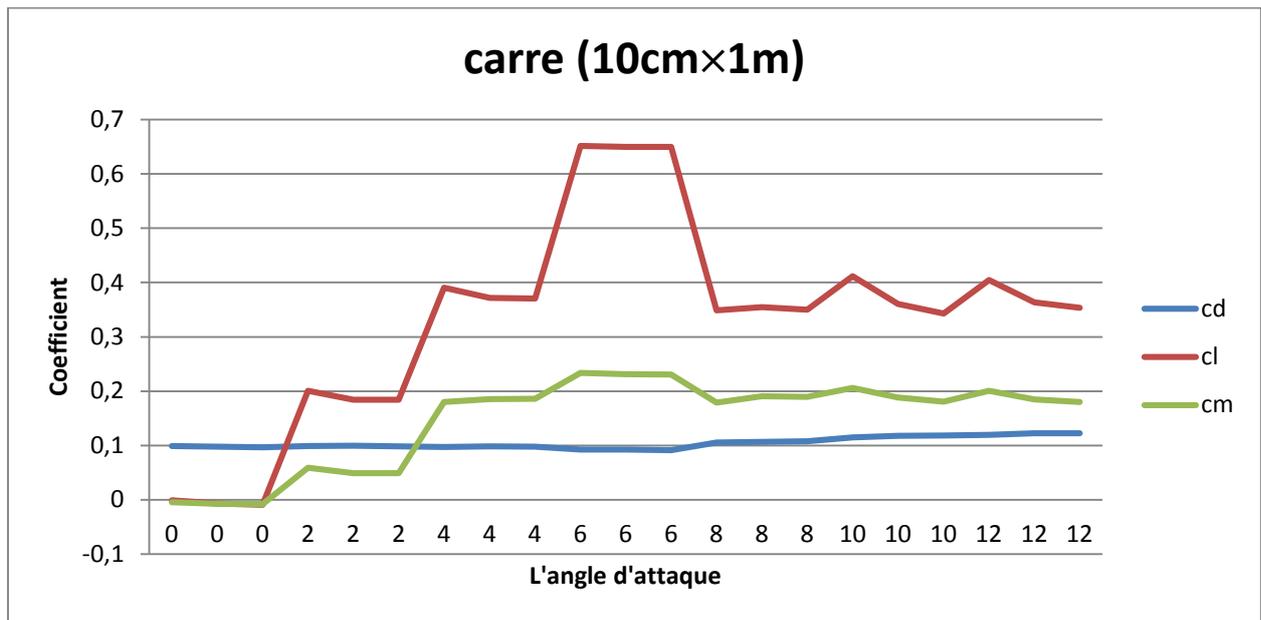
Figure 4.17 : Zoom de la présentation

Les résultats concernant les coefficients de : portance, traîné, moment et de la finesse calculés lors de l'écoulement autour une plaque épais (10cm×1m) sont illustrés selon une tabulation, voir tableau (4.2).

Angle	Vitesse	C <sub>d</sub>	C <sub>l</sub>	C <sub>m</sub>	Finesse
0°	10.1	0,099078	-0,0011962	-0,0043233	-0,01207332
	20	0,097818	-0,0066221	-0,0072129	-0,06769817
	25.1	0,096683	-0,0091979	-0,0082956	-0,09513462
2°	10.1	0,099002	0,2006	0,059203	2,02622169
	20	0,09959	0,18439	0,048916	1,85149111
	25.1	0,098618	0,18391	0,048788	1,86487254
4°	10.1	0,097408	0,39067	0,18011	4,01065621
	20	0,098394	0,37183	0,18563	3,77899059
	25.1	0,097625	0,37046	0,18603	3,79472471
6°	10.1	0,092623	0,65167	0,23383	7,03572547
	20	0,092491	0,65005	0,23117	7,0282514
	25.1	0,091534	0,64965	0,23041	7,09736273
8°	10.1	0,10544	0,34893	0,17914	3,30927542
	20	0,10678	0,35494	0,19041	3,32403072
	25.1	0,1078	0,34983	0,18946	3,24517625
10°	10.1	0,11476	0,41156	0,20582	3,58626699
	20	0,11799	0,36085	0,18821	3,05831003
	25.1	0,11835	0,3429	0,18062	2,8973384
12°	10.1	0,1196	0,40462	0,2004	3,38311037
	20	0,12258	0,36371	0,18468	2,96712351
	25.1	0,12272	0,35347	0,18008	2,88029661

**Tableau 4.2** :les valeurs de coefficient de portance , de traînée et la finesse (plaques 10cm × 1m)

La représentation graphique des résultats tabulés sont présenté par la figure (4.18)



**Figure 4.18 :** La Variation des coefficients de portance, de traîné, de finesse en fonction de l'angle d'attaque pour une plaque d'épaisseur (10cm x 1m)

### 4.1.3- Géométrie cylindrique en 2 D

Le maillage de la configuration cylindrique est montré dans les figures (4.19) et (4.20):

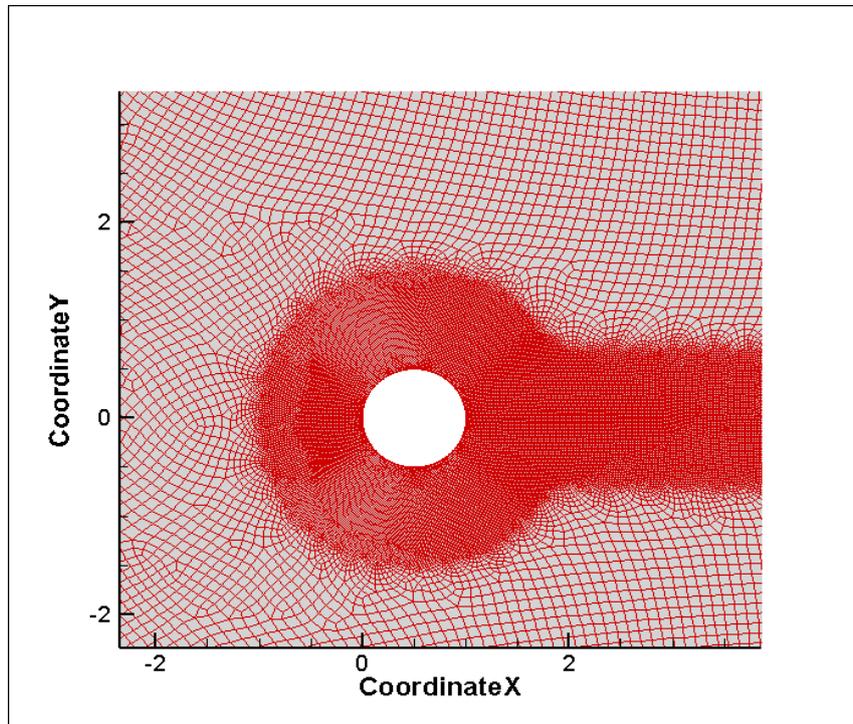


Figure 4.19 : Maillage du cylindre

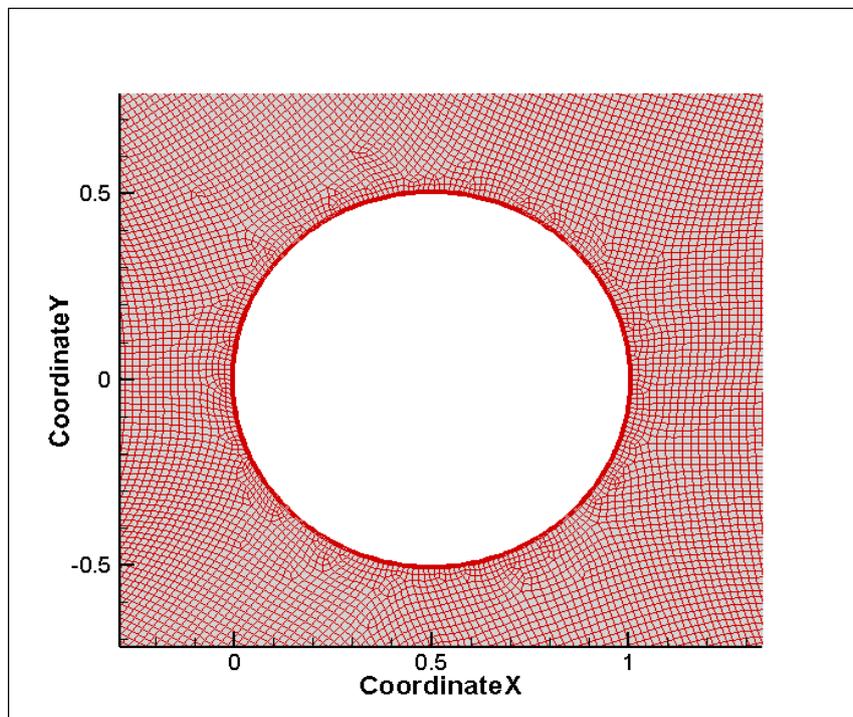


Figure. 4.20 : Zoom du Maillage

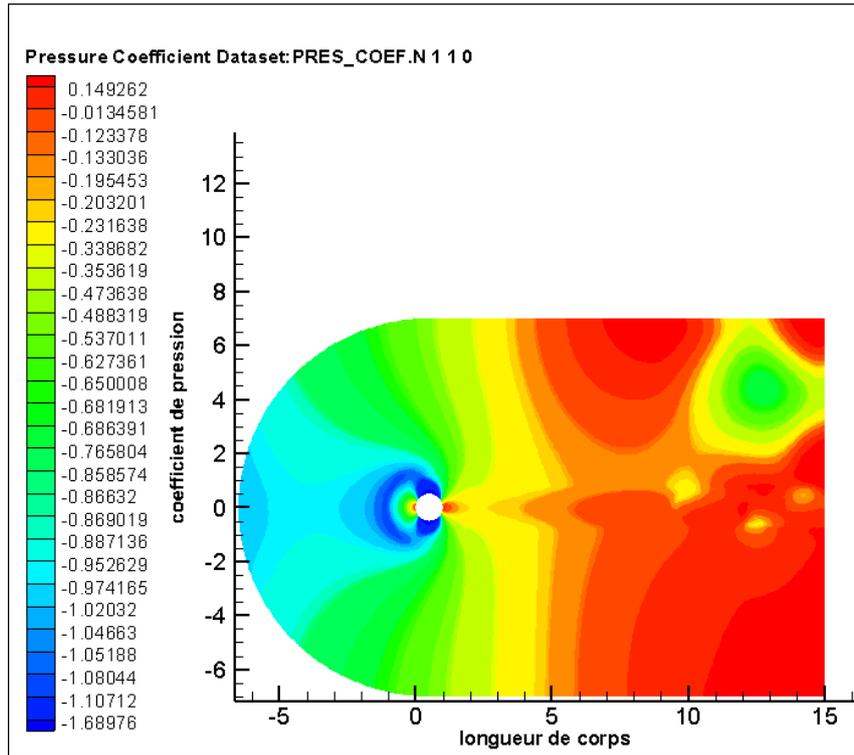


Figure 4.21 : présentation contours du coefficient de pression pour géométrie cylindrique

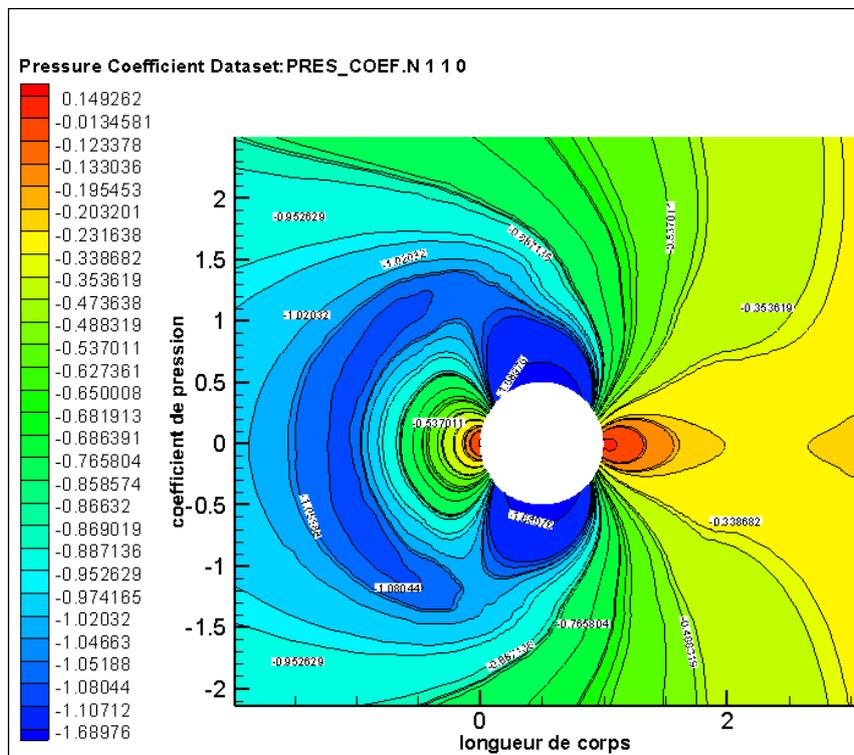


Figure 4.22 : Zoom de la présentation

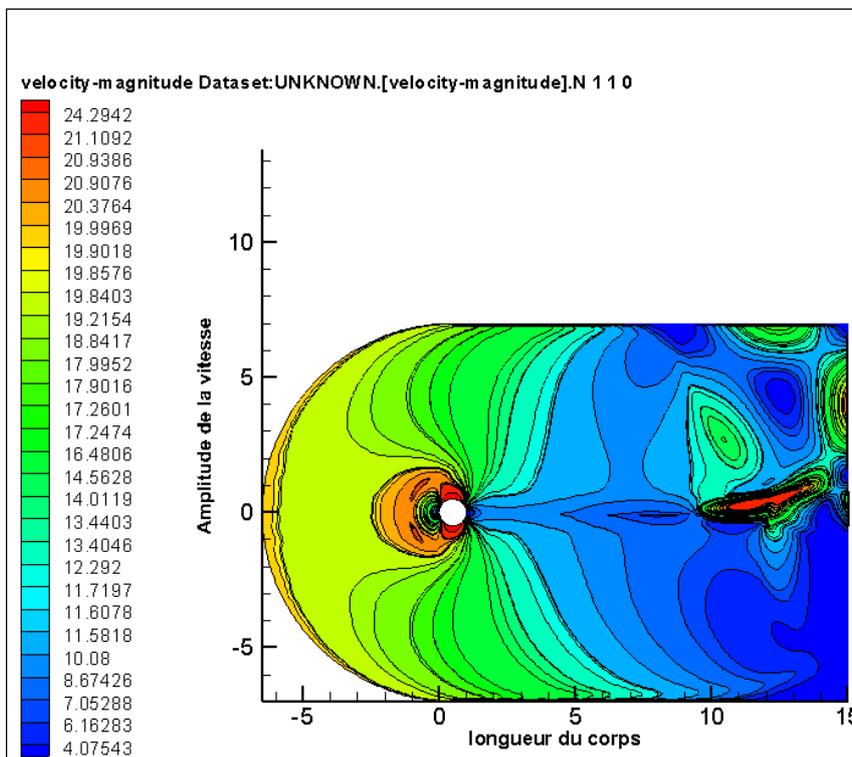


Figure 4.23 : présentation du profil de vitesse pour la géométrie cylindrique

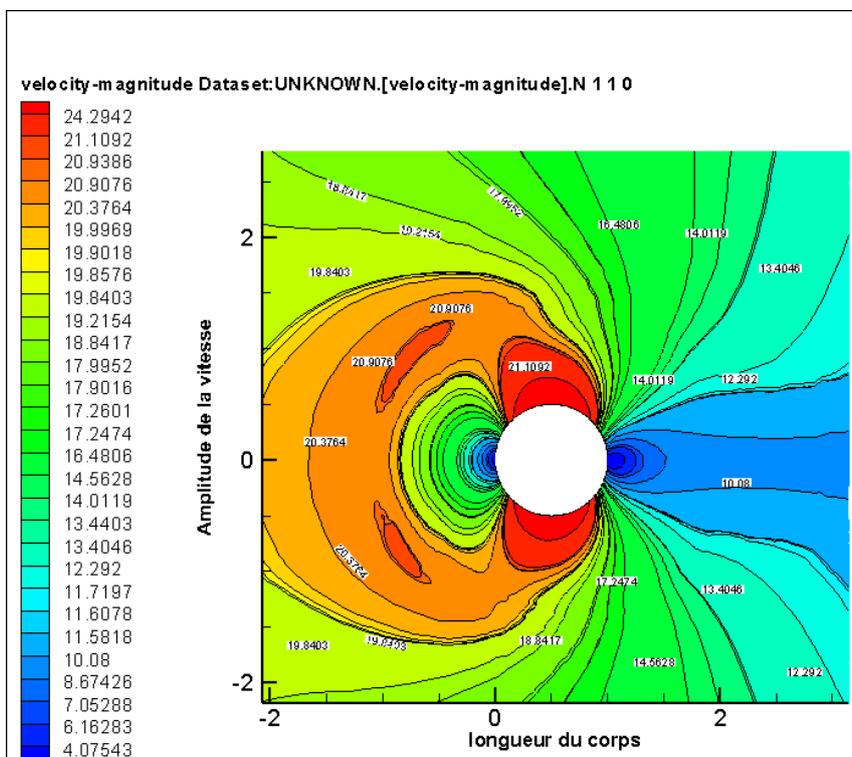


Figure 4.24 : zoom de la présentation

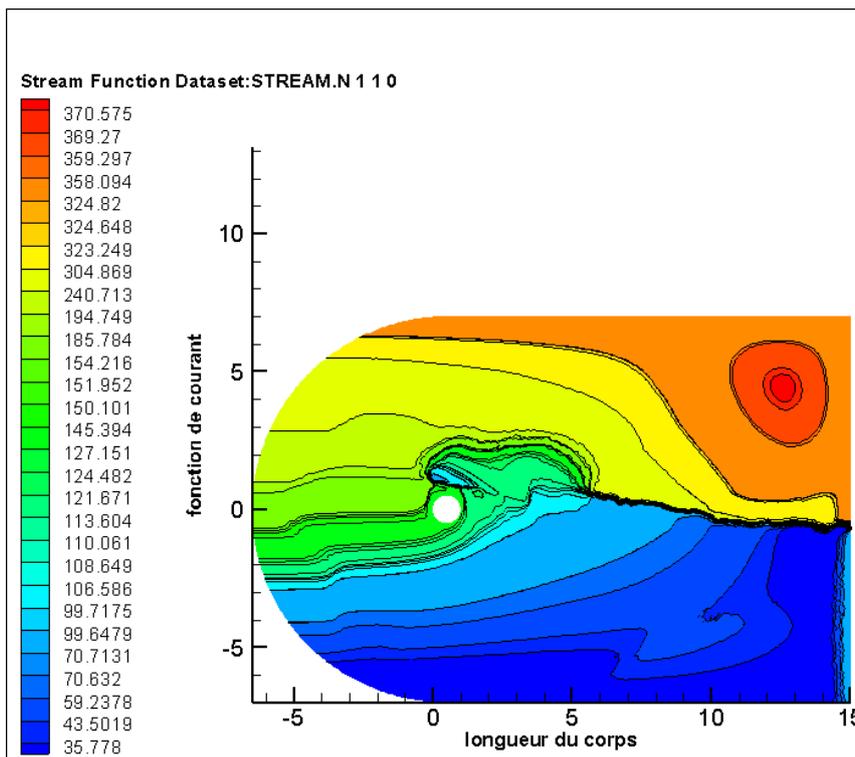


Figure 4.25 : présentation des lignes de courant pour la géométrie cylindrique

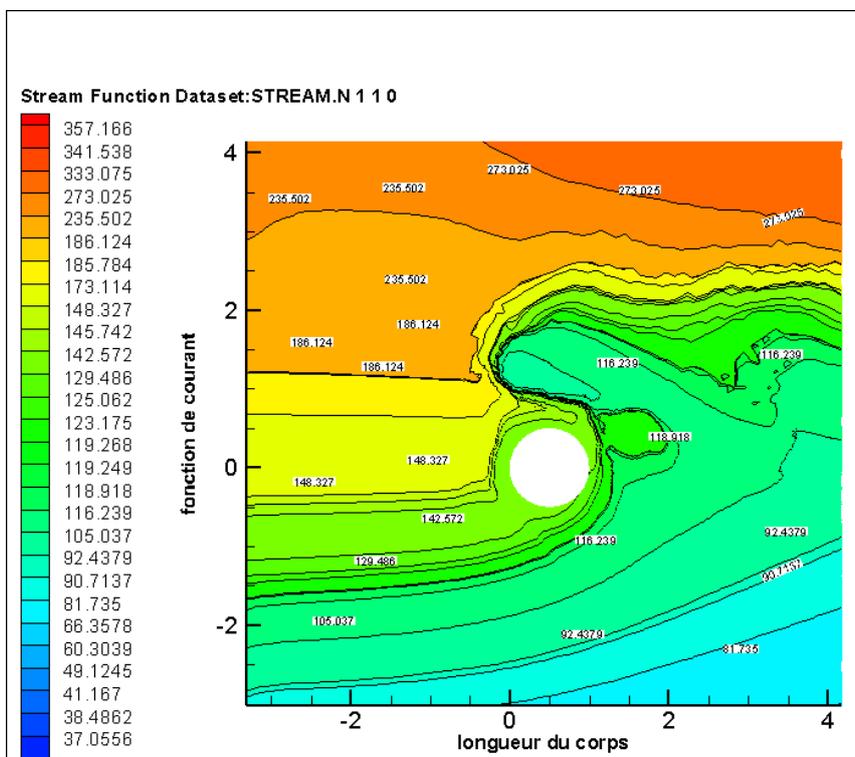


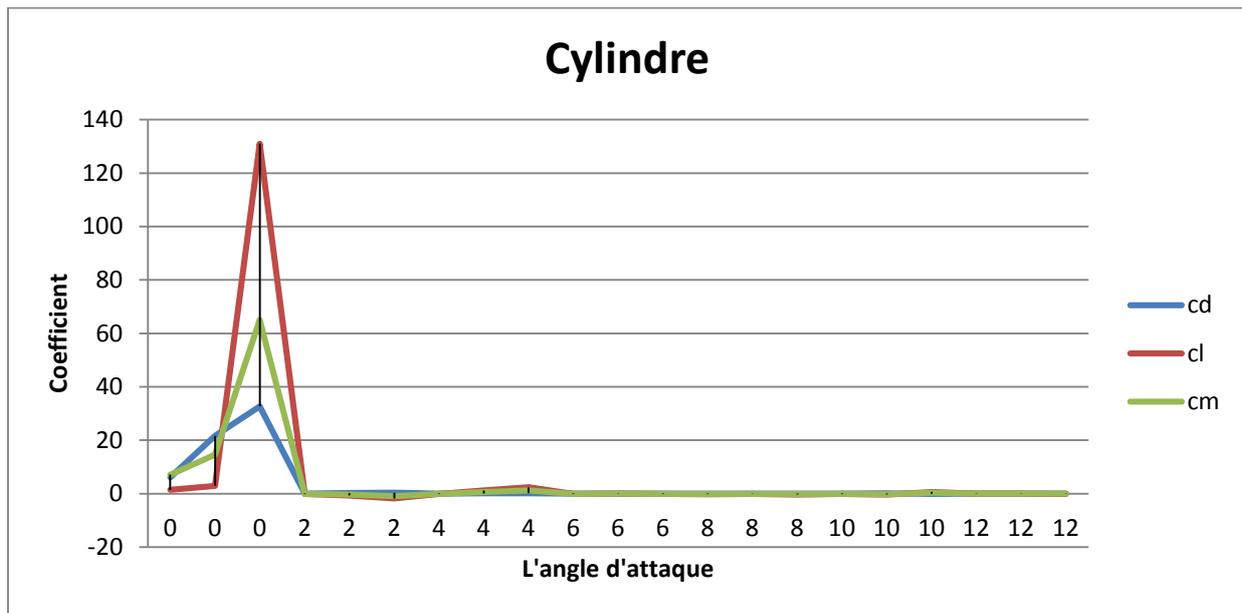
Figure 4.26 : zoom de la présentation

Les résultats concernant les coefficients de : portance, traîné, moment et de la finesse calculés lors de l'écoulement autour d'un cylindre en 2D, sont illustrés selon une tabulation, voir tableau (4:3).

Angle	Vitesse	C <sub>d</sub>	C <sub>l</sub>	C <sub>m</sub>	Finesse
0°	10.1	6,0939	1,432	7,1111	0,23498909
	20	21,648	2,9453	14,637	0,13605414
	25.1	32,677	131,02	65,103	4,009548
2°	10.1	0,058929	-0,094288	-0,046751	-1,60002715
	20	0,22354	-0,67883	-0,33702	-3,03672721
	25.1	0,37698	-1,7887	-0,88838	-4,74481405
4°	10.1	0,061187	-0,087575	-0,043426	-1,43126808
	20	0,14078	1,199	0,59573	8,51683478
	25.1	0,19102	2,3773	1,1811	12,4452937
6°	10.1	0,068442	-0,14138	-0,070121	-2,06569066
	20	0,049216	0,037489	0,018643	0,76172383
	25.1	0,062002	-0,13766	-0,068348	-2,22025096
8°	10.1	0,090677	-0,19189	-0,095195	-2,11619264
	20	0,061961	-0,05762	-0,028609	-0,9299398
	25.1	0,087982	-0,26222	-0,13024	-2,98038235
10°	10.1	0,083483	-0,095144	-0,047208	-1,13968113
	20	0,10121	-0,29231	-0,14515	-2,88815334
	25.1	-0,032876	0,68058	0,33808	-20,7014235
12°	10.1	0,058868	0,023736	0,011765	0,40320718
	20	0,039355	0,068391	0,033963	1,73779698
	25.1	0,063215	-0,028163	-0,013977	-0,44551135

**Tableau 4.3 :** les valeurs de coefficient de portance , traînée et la finesse (cylindre)

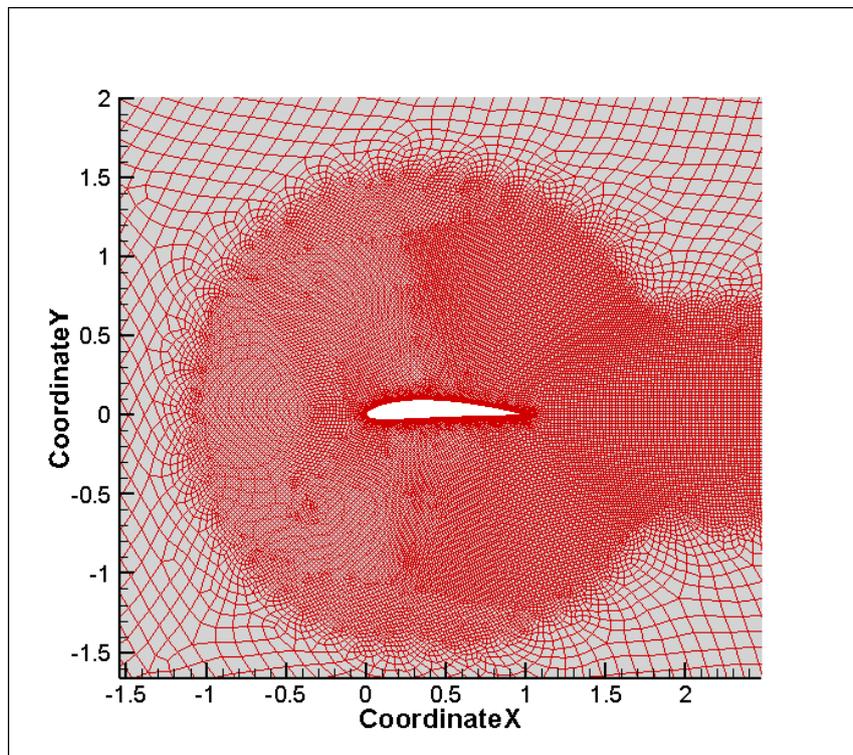
La représentation graphique des résultats tabulés sont présenté par la figure (4.27)



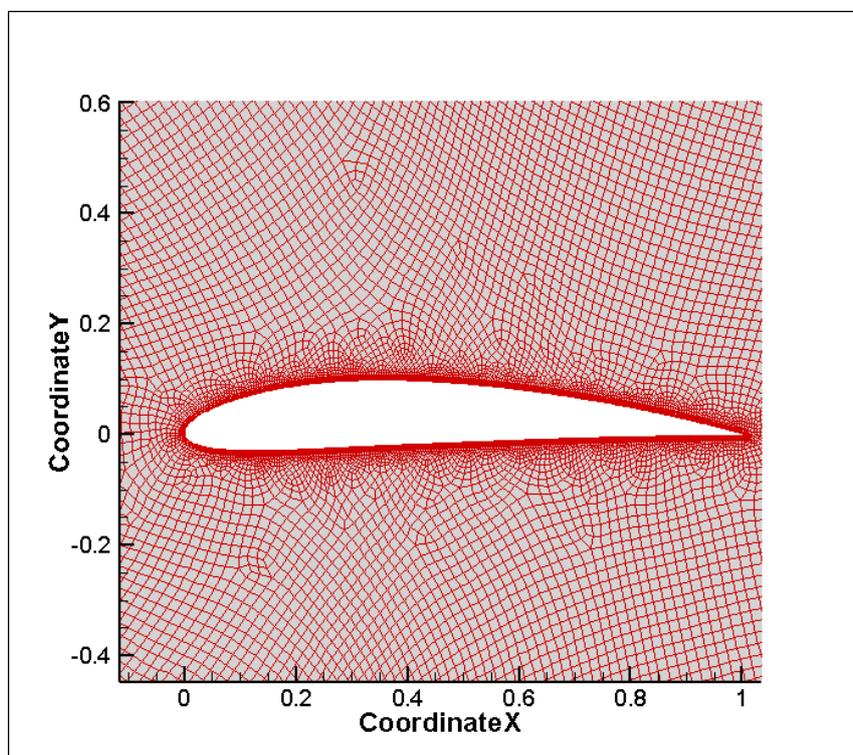
**Figure 4.27 :** Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de finesse en fonction de l'angle d'attaque pour le cylindre

#### 4.1.4 - Aile de type NACA 4412

Le maillage de la configuration aile NACA4412 est illustré par les figures (4.28) et (4.29):



**Figure 4.28 :** Maillage de l'aile NACA 4412



**Figure 4.29 :** Zoom de Maillage

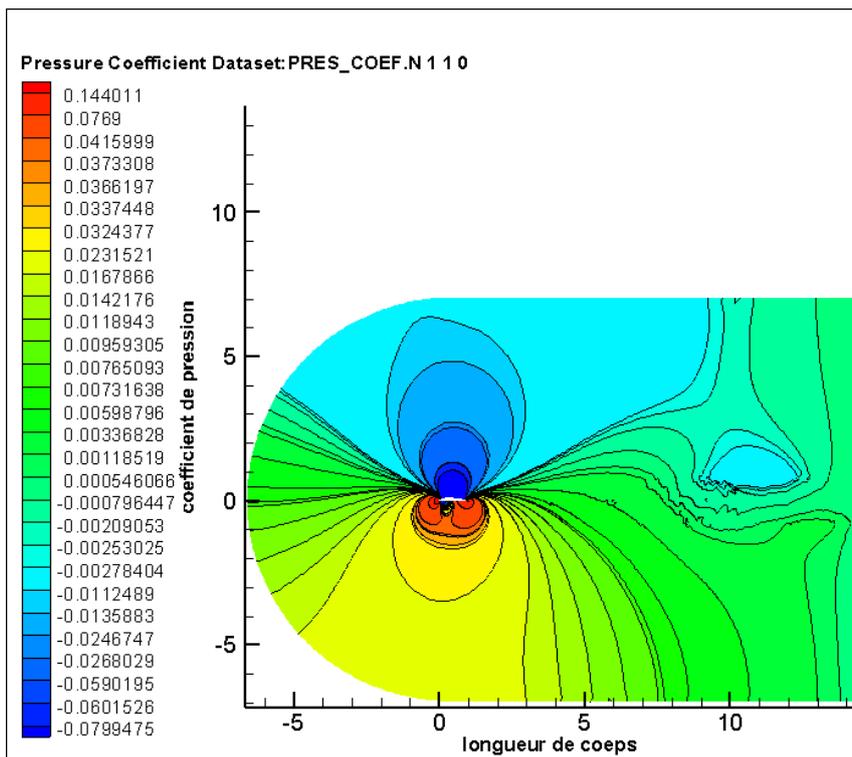


Figure 4.30 : présentation contours du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412

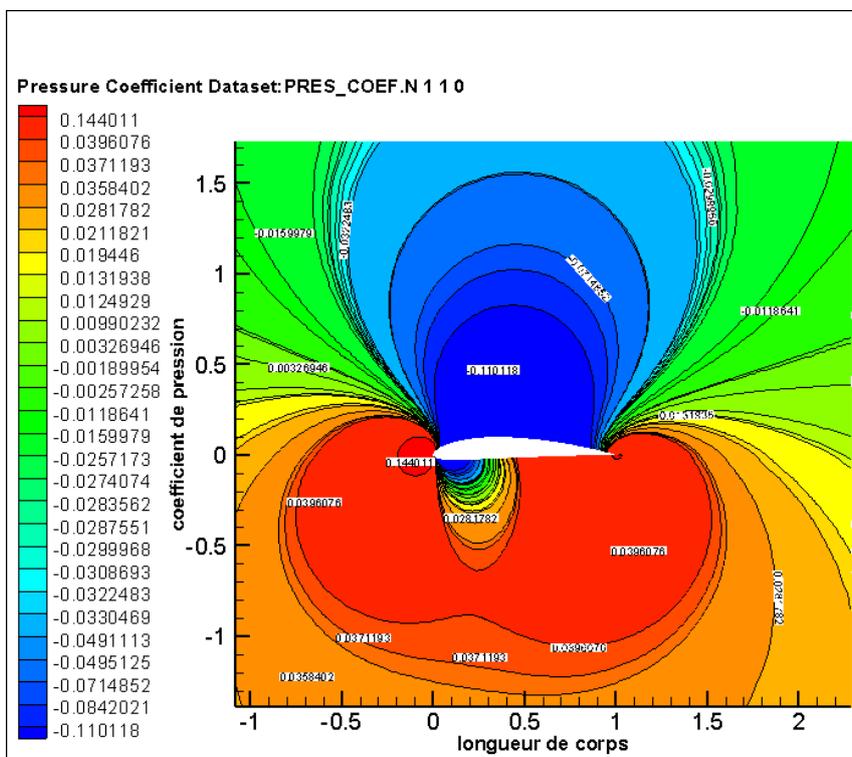


Figure 4.31 : Zoom de la présentation

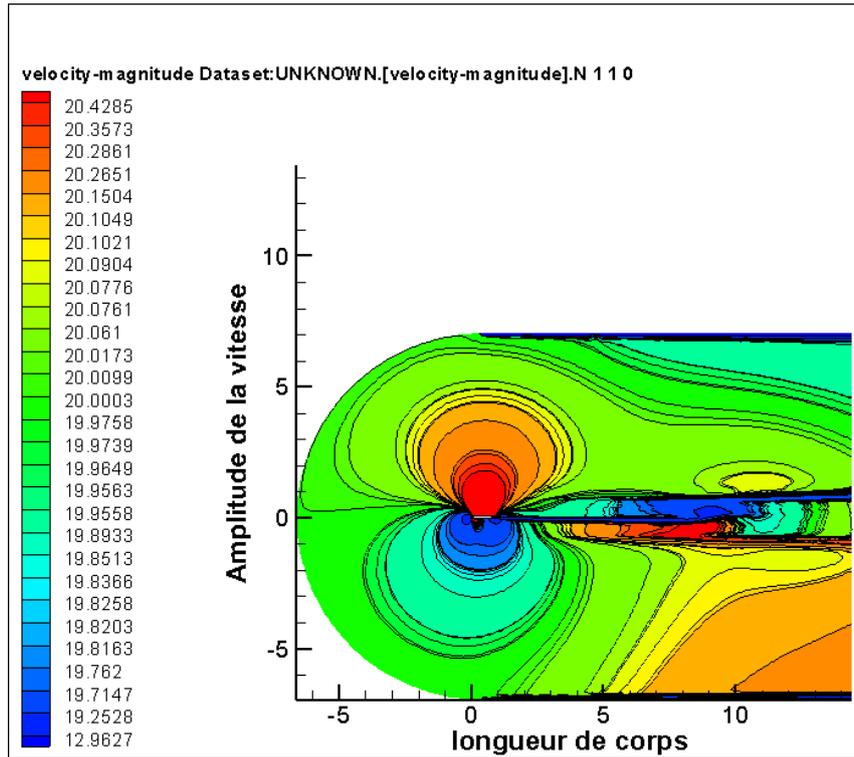


Figure 4.32 : présentation contours du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412

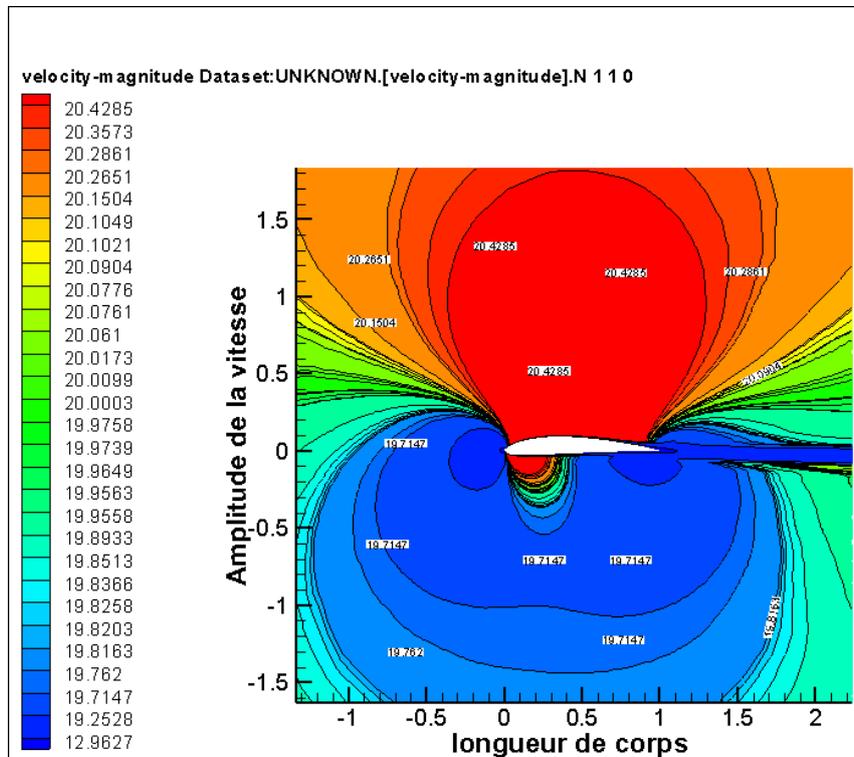


Figure 4.33 : Zoom de la présentation

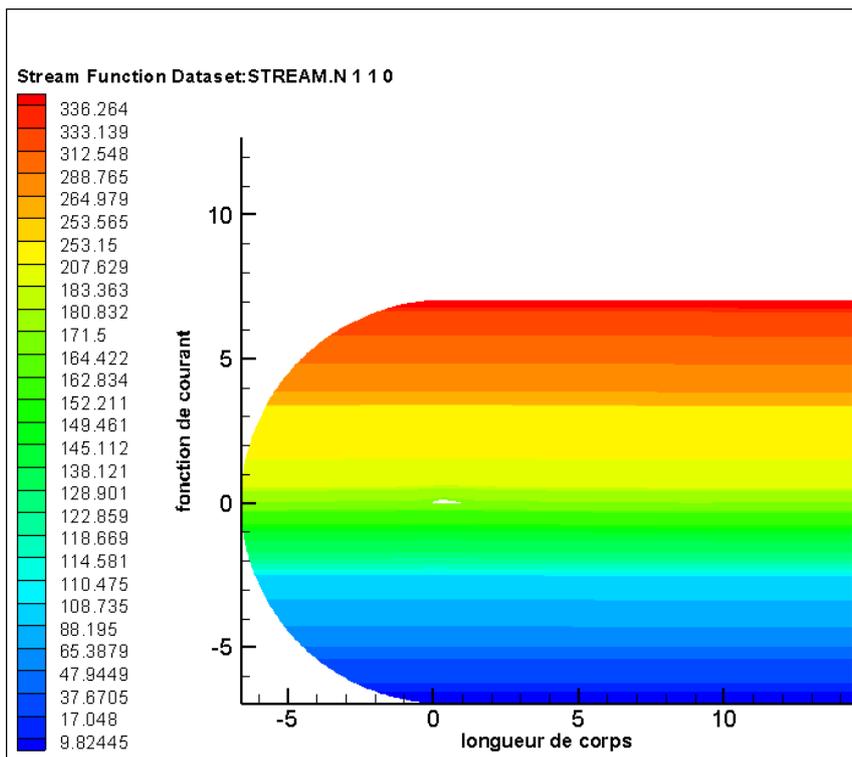


Figure 4.34 : présentation contours du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412

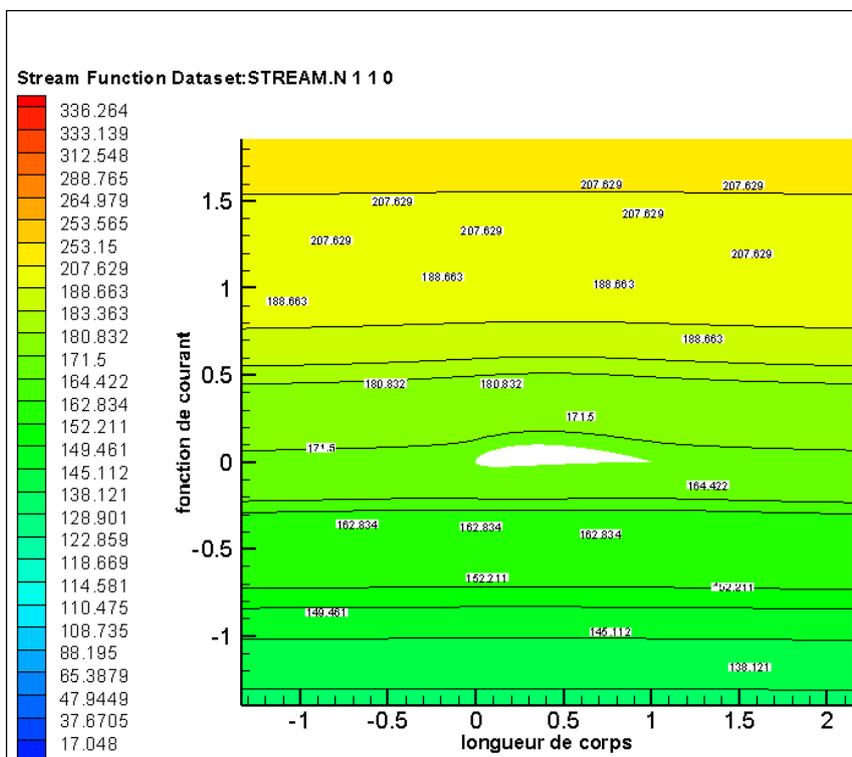


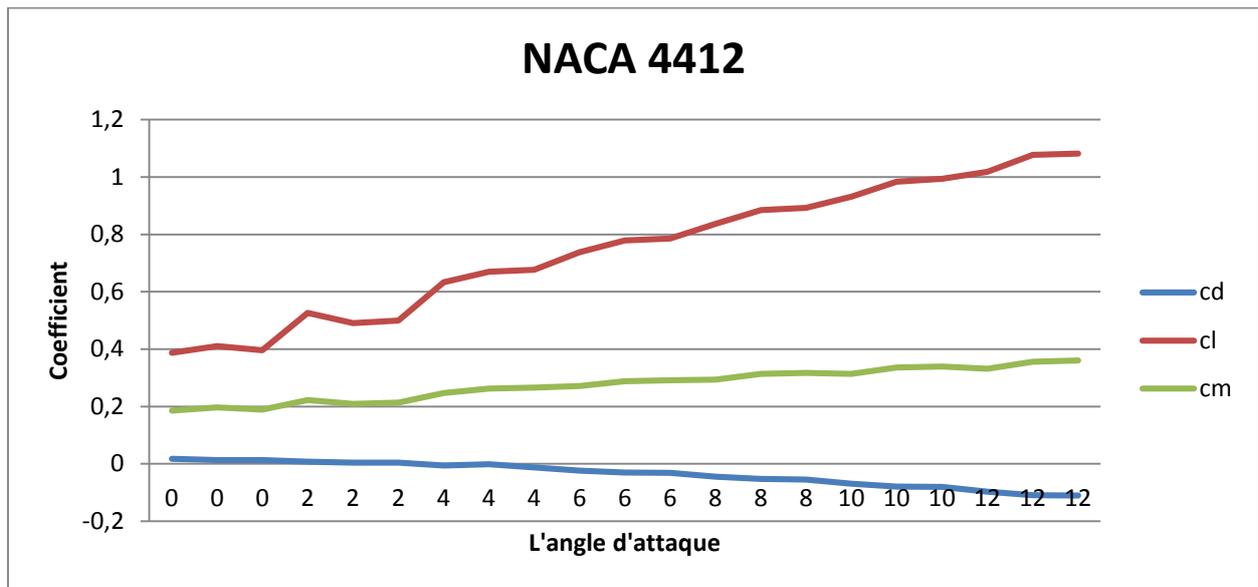
Figure 4.35 : Zoom de la présentation

Les résultats concernant les coefficients de : portance, traîné, moment et de la finesse calculés lors de l'écoulement autour un profil d'aile en 2D, sont illustrés selon une tabulation, voir tableau (4:4)

Angle	Vitesse	$C_d$	$C_l$	$C_m$	Finesse
0°	10.1	0,01743	0,387	0,18532	22,2030981
	20	0,013593	0,40997	0,19689	30,1603767
	25.1	0,012719	0,39558	0,18935	31,1015017
2°	10.1	0,0072312	0,52589	0,22183	72,7251355
	20	0,0047202	0,49087	0,20906	103,993475
	25.1	0,0040537	0,49961	0,21327	123,247897
4°	10.1	-0,0063631	0,6334	0,24696	-99,5426757
	20	-0,001205	0,67041	0,26297	-556,356846
	25.1	-0,012911	0,67694	0,26588	-52,4312602
6°	10.1	-0,02383	0,7374	0,27084	-30,944188
	20	-0,030521	0,77852	0,28838	-25,5076832
	25.1	-0,03158	0,78566	0,2915	-24,8784041
8°	10.1	-0,044995	0,83691	0,29307	-18,6000667
	20	-0,053092	0,88482	0,31331	-16,6657877
	25.1	-0,054402	0,89292	0,31682	-16,4133672
10°	10.1	-0,069695	0,93175	0,3137	-13,3689648
	20	-0,079231	0,9841	0,33552	-12,4206434
	25.1	-0,08092	0,99365	0,33957	-12,2794118
12°	10.1	-0,097273	1,0188	0,3317	-10,4736155
	20	-0,10881	1,077	0,35543	-9,89798732
	25.1	-0,11082	1,0817	0,35993	-9,76087349

**Tableau 4.4** :les valeurs de coefficient de portance , traînée et la finesse (NACA 4412)

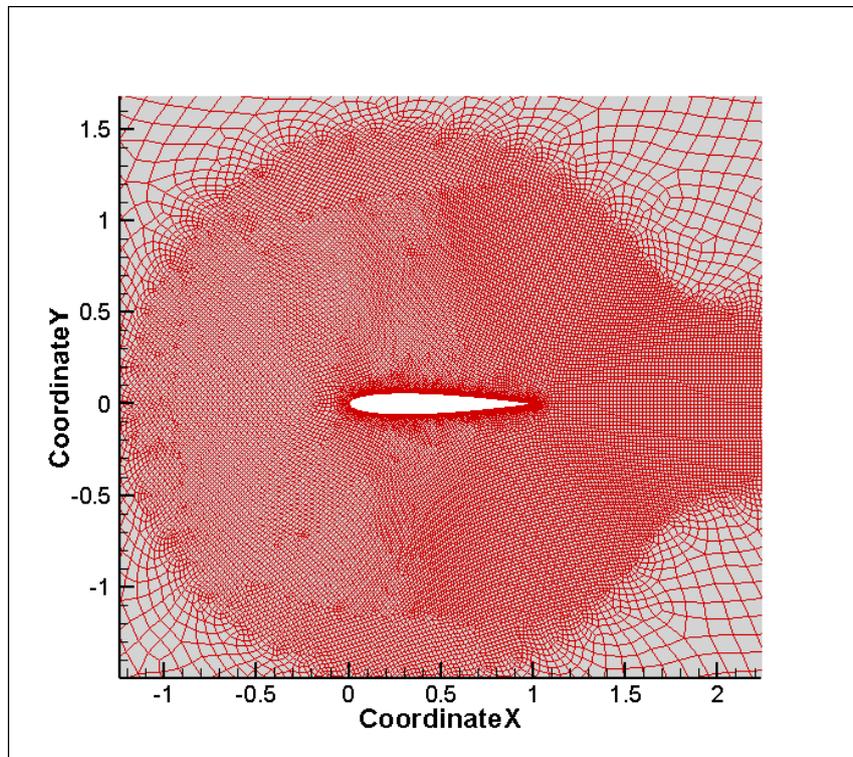
La représentation graphique des résultats tabulés sont montré par la figure (4.36)



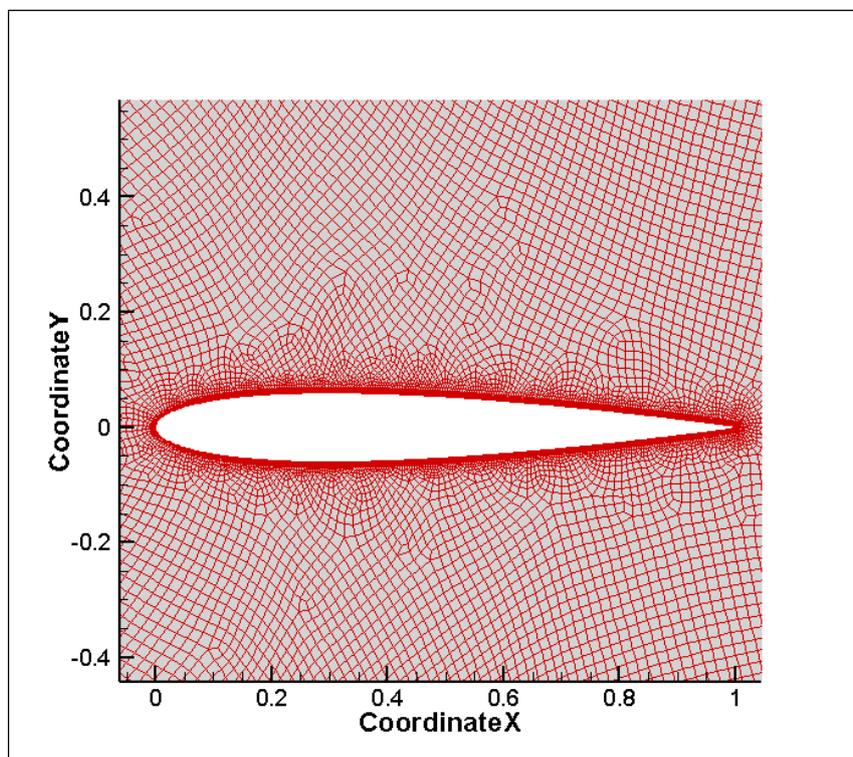
**Figure 4.36 :** Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de fines en fonction de l'angle d'attaque pour l'aile NACA 4412

#### 4.1.5-Géométrie d'une Aile de type NACA 0012

Le maillage de la configuration aile NACA0012 est illustré par les figures (4.37) avec un zoom dans la figure (4.38):



**Figure 4.37 :** Maillage de l'aile NACA 0012



**Figure 4.38 :** Zoom de Maillage

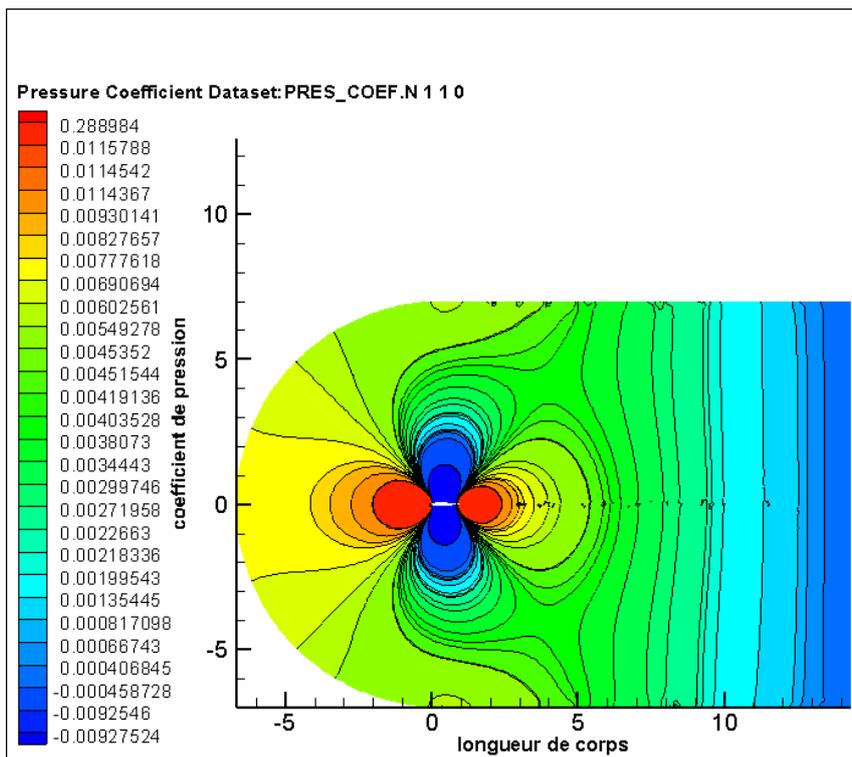


Figure 4.39 : présentation contours du coefficient de pression pour l'aile NACA 0012

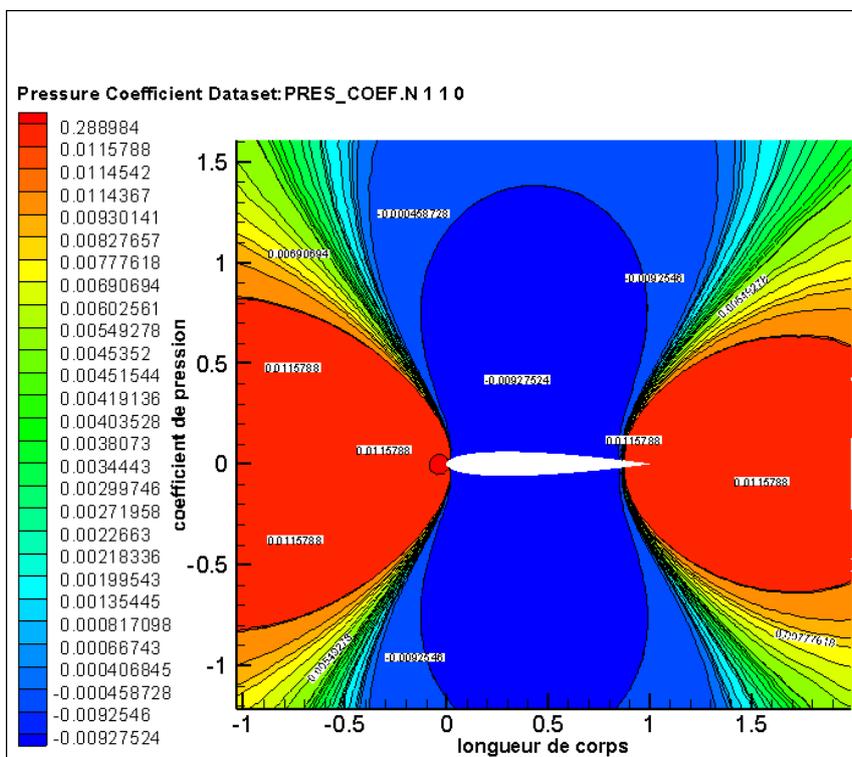


Figure 4.40 : Zoom de la présentation

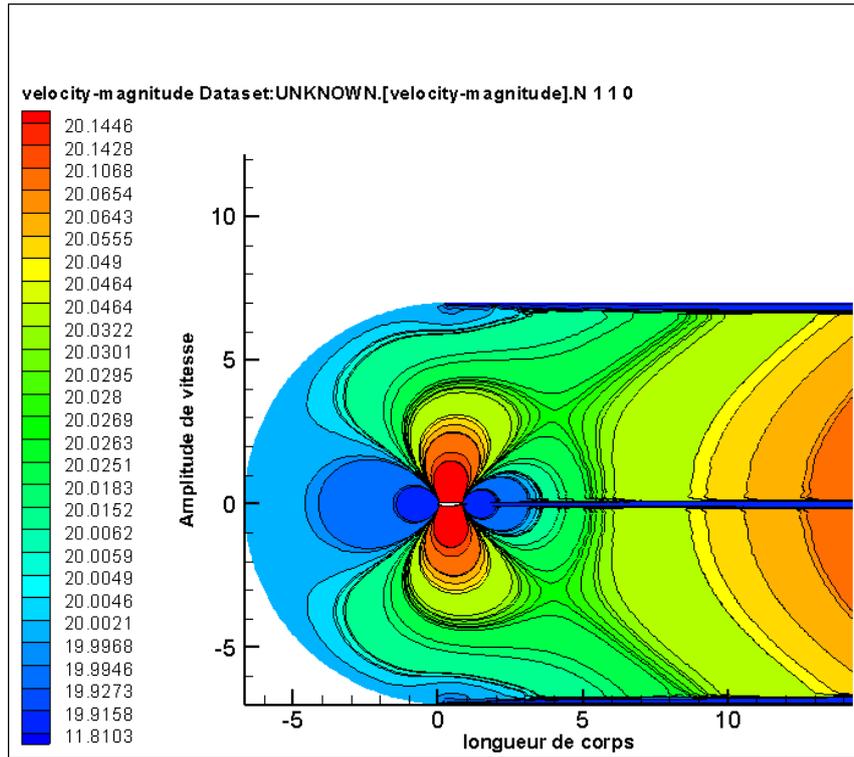


Figure 4.41 : présentation du profil de vitesse pour l'aile NACA 0012

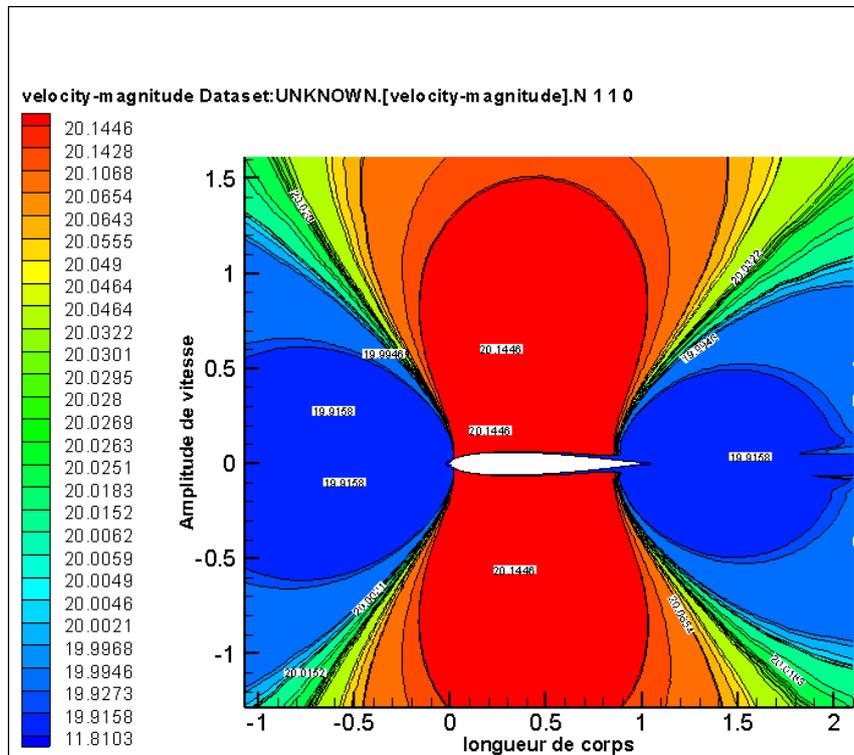


Figure 4.42 : Zoom de la présentation

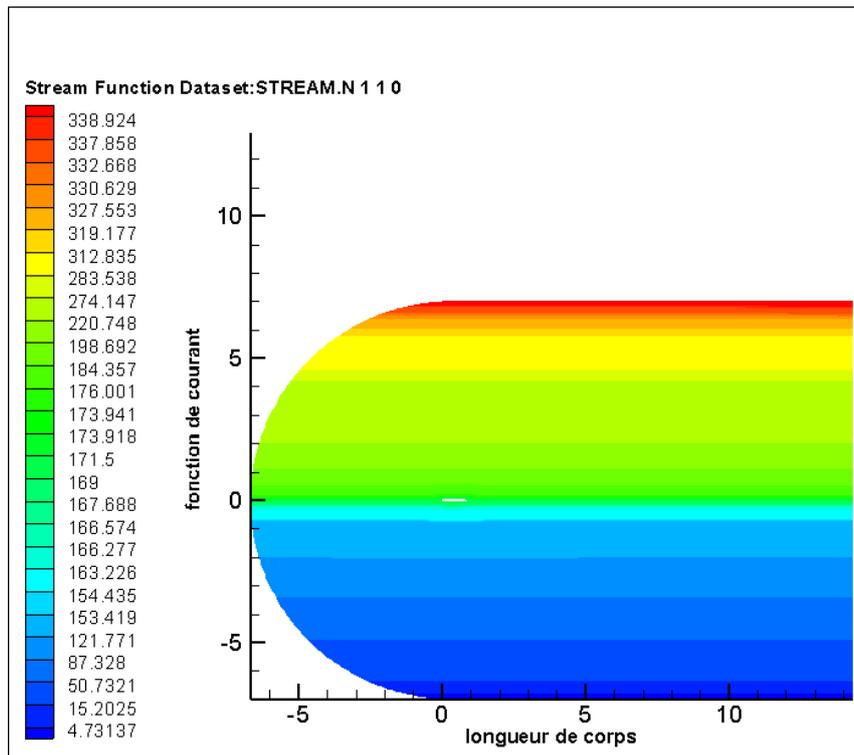


Figure 4.43 : présentation des lignes de courant pour l'aile NACA 0012

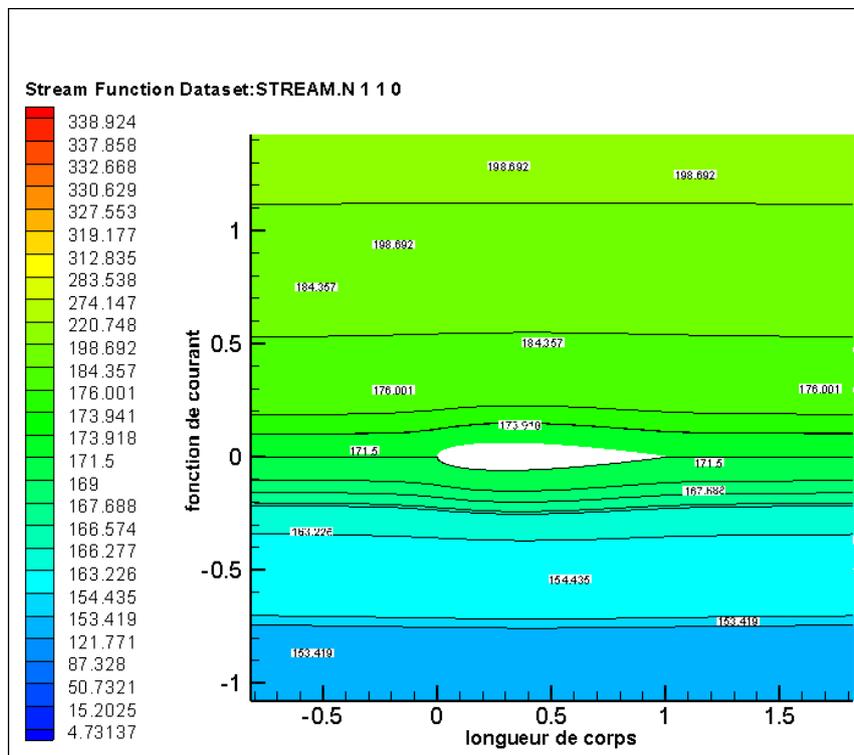


Figure 4.44 : Zoom de la présentation

Les résultats concernant les coefficients de : portance, traîné, moment et de la finesse calculés lors de l'écoulement autour un profil d'aile en 2D, NACA sont illustrés selon une tabulation, voir tableau (4.5).

Angle	Vitesse	$C_d$	$C_l$	$C_m$	Finesse
0°	10.1	0,015644	-0,00097369	-0,00043103	-0,06224048
	20	0,011502	-0,00041381	-0,00019252	-0,03597722
	25.1	0,017253	-0,00042794	-0,00019788	-0,0248038
2°	10.1	0,013925	0,099511	0,022612	7,14621185
	20	0,009747	0,10141	0,023478	10,4042269
	25.1	0,0091784	0,099814	0,022727	10,8748802
4°	10.1	0,0077851	0,2137	0,049332	27,4498722
	20	0,0033744	0,2205	0,052002	65,3449502
	25.1	0,002699	0,2282	0,052815	84,5498333
6°	10.1	-0,0020846	0,31966	0,073794	-153,343567
	20	-0,0068919	0,33022	0,077745	-47,9142181
	25.1	-0,007595	0,33238	0,078604	-43,763002
8°	10.1	-0,015715	0,42282	0,097368	-26,9055043
	20	-0,021072	0,43671	0,10245	-20,7246583
	25.1	-0,021885	0,43945	0,10354	-20,0799634
10°	10.1	-0,032687	0,52113	0,11946	-15,9430355
	20	-0,031574	0,48412	0,10998	-15,3328688
	25.1	-0,039903	0,54281	0,12724	-13,6032379
12°	10.1	-0,053234	0,61698	0,14076	-11,5899613
	20	-0,060277	0,63748	0,14782	-10,5758415
	25.1	-0,061574	0,64263	0,1498	-10,4367103

**Tableau 4.5** :les valeurs de coefficient de portance , traînée et la fines (naca 0012)

La représentation graphique des résultats tabulés sont présenté par la figure (4.45)

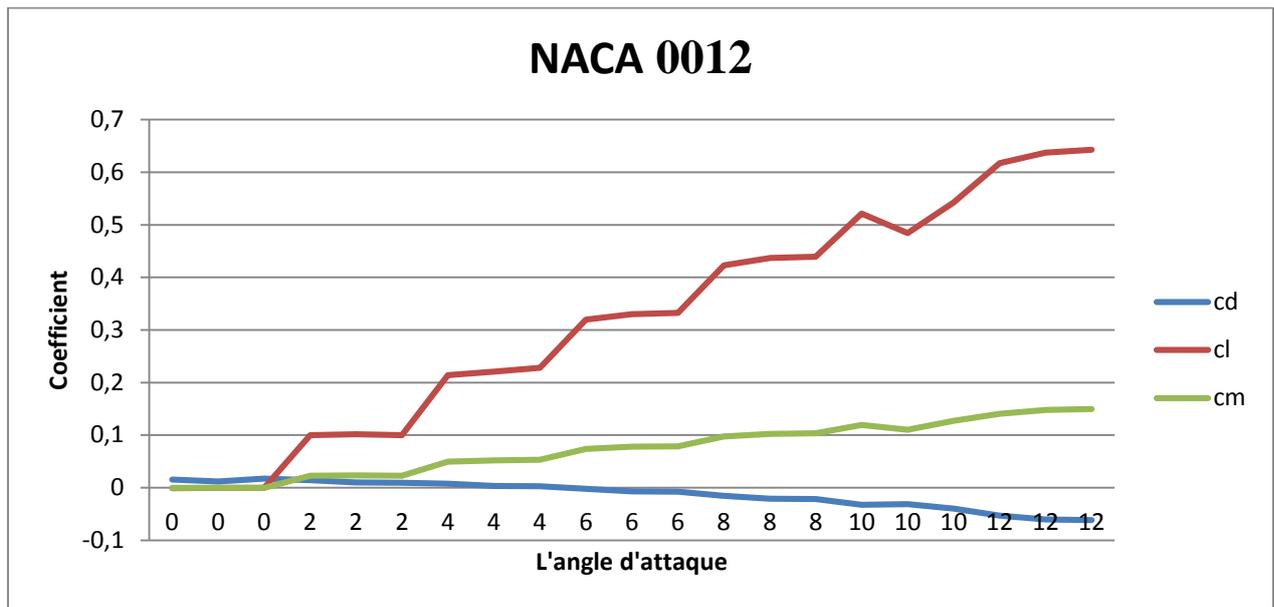


Figure 4.45 : Courbes de la variation des coefficients de portance, de traîné, de finesse en fonction de l'angle d'attaque pour l'aile NACA 0012

### Conclusion

D'après les résultats tabulés et les présentations graphiques des coefficients de portance, traînée, moment et de finesse on peut conclure que le profil d'aile montre une bonne configuration aérodynamique, car Il est à noter que cette configuration géométrique présente un coefficient de traînée minimale et un coefficient de portance maximale .

# **Conclusion générale**

## Conclusion générale

L'étude des écoulements laminaires et turbulents autour des obstacles a été l'objectif du présent mémoire. La simulation numérique par le logiciel Workbench ANSYS a été adoptée pour un écoulement stationnaire d'un fluide newtonien et incompressible en régime laminaire et turbulent. En régime turbulent, nous avons appliqué le modèle  $k-\varepsilon$ .

Les différentes formes géométriques des obstacles retenues sont l'obstacle à section plane, à section cylindrique et un profil d'aile.

L'étude est faite en 2D, le raffinement du maillage a été appliqué pour bien prélever efficacement l'écoulement près des obstacles en amont et en aval des configurations géométriques étudiées.

La diversité d'exemples traités dans ce mémoire démontre que le profil d'aile symétrique et axisymétrique présente meilleur forme aérodynamique, d'après les résultats obtenus.

# **REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES**

# REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- [1] **BELGHAR. N et TALBI. K** « Analyse de l'influence du sillage engendré par l'aile sur les caractéristiques aérodynamiques de la configuration interférée: aile – fuselage – empennage», Thèse de Doctorat en Sciences : Génie Mécanique, Université Mentouri Constantine, 2011.
- [2] **BEDJEGHIT EL-HOUAS et KAMEL TALBI** «étude expérimentale et numérique d'un écoulement Autour d'obstacles carre et cylindrique», **Mémoire** de MAGISTER En Génie Mécanique Option: énergétique appliquée en engineering, université Mentouri Constantine,(2010)
- [3] **BEKKA Nadir et R. BESSAIH** « simulation numérique d'un écoulement turbulent Autour d'une paroi courbée : comparaison des modèles de turbulence », Présentée de Doctorat-En-Science en Génie Mécanique, université mentouri-Constantine, 2009
- [4] **KORIB KAMEL et SEBBANE OMAR** « étude des écoulements autour des obstacles étude de simulation », mémoire de magistère option : machines thermiques, université Abou bekr belaid-tlemcen,2005
- [5] **RODOLPHE PERRIN et M. BRAZA** « analyse physique et modélisations d'écoulements Incompressibles in stationnaires turbulents autour d'un cylindre circulaire `a grand nombre de Reynolds », thèse pour obtenir le titre de docteur de l'institut national polytechnique de toulouse spécialité : dynamique des fluides, 2005
- [6] **HAMDULLAH OZOGUL et PASCAL JAY** « écoulements de fluides à seuil autour d'un cylindre en milieu confiné : études expérimentale et numérique », préparée au sein du laboratoire rhéologie et procédés (umr5520) dans l'école doctorale i-mep2, Spécialité : mécanique des fluides, procédés, énergétique, thèse pour obtenir le grade de docteur de la communauté université Grenoble alpes , 2006.
- [7] **Melle MERABET Amel et B.NECIB** « analyse des caractéristiques aérodynamiques d'une aile d'avion de différents profils sous l'effet des vitesses subsoniques », Présentée pour obtenir le diplôme de Doctorat en sciences En génie mécanique option construction, université mentouri de constantine,2006
- [8] **XAVIER TOUSSAIN** « simulation in stationnaire d'un écoulement transsonique turbulent autours d'un profil supercritique », ESM2, France septembre , 2002.
- [9] **M.GHODBANE et B. BOUMEDDANE** «Etude numérique et validation des caractéristiques aérodynamiques d'écoulement autour des obstacles ovales en fonction des paramètres

# REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- géométriques », Université Saâd Dahlab, Blida 1, Algérie Département de Mécanique, Faculté de Technologie ,2015
- [10] **SACHIN.GOEL**. « Development of a Computational Design System for the Multi-Objective Aerodynamic Design Optimization of 2D Airfoils- Integration », School of Engineering, Cranfield University.
- [11] **Olivier.Marsden** « Calcul direct du rayonnement acoustique de profiles par une approche Curviligne d'ordre élevé », Thèse de doctorat , école centrale de Lyon , 2005
- [12] **R.W.Fox and A.T. McDonald** «An introduction to fluid mechanics», Ed.John Willey and Sons, 1985m.
- [13]**LAZHAR BOUCHAOUR et L.BAHI** « étude d'un écoulement incompressible autour d'un profil tournant », thèse de magister en physique, , universite mentouri constantine, 2011
- [14] L'encyclopédie du petit aérodynamicien en herbe. < <http://aerodynamique.chez.com/>> . Consulté le : (22/12/2016).
- [15] **BEDJEGHIT EL-HOUAS et K. TALBI** «étude expérimentale et numérique d'un écoulement autour d'obstacles carre et cylindrique», thèse de magister en génie mécanique option: énergétique appliquée en engineering, université mentouri constantine, 2010
- [16] INSTITUT NANOSCIENCES ET CRYOGÉNIE. Sillage et trainée d'un obstacle.. < <http://inac.cea.fr/Pisp/jerome.duplat/enseignement/sillage.pdf> >.Consulté le : (10/03/2017)
- [17] **M. EDUARDO PRINCIPI** « L'aérodynamique du vol à voile à la navette spatiale », Session de Maturité 2005 Classe Pyam 3MG4, Lycée Denis-de-Rougemont ,2004
- [18] **H .SCHLICHTING** « Boundary Layer Theory » 7th Ed, McGraw-Hill, New York, 1979.
- [19] **F.White** « Viscous Fluid Flow», McGraw-Hill , New York. (1974)
- [20] **BOUHELAL A., BRIMA A., DERFOUF C.E, MOUMMI N** « Contribution A L'étude Numérique De L'écoulement Subsonique Et Transsonique Autour D'un Profil D'aileMince Type NACA 0006 », *Larhyss Journal*, ISSN 1112-3680, n°21, Mars 2015, pp. 227-242.
- [21] Ansys workbench Help. « introduction to using Ansys fluent: fluid flow and heat transfer in a mixing elbow». Tutoriel ANSYS Workbench 2017.

**Annexe**

Dans le but d'une étude approfondie (perspective), cette annexe traite les résultats d'un écoulement turbulent.

On montre sur les figures, les paramètres de la turbulence comme l'énergie cinétique et l'intensité de la turbulence pour les différentes configurations géométriques

### I-Plaque de (5cm ×1m)

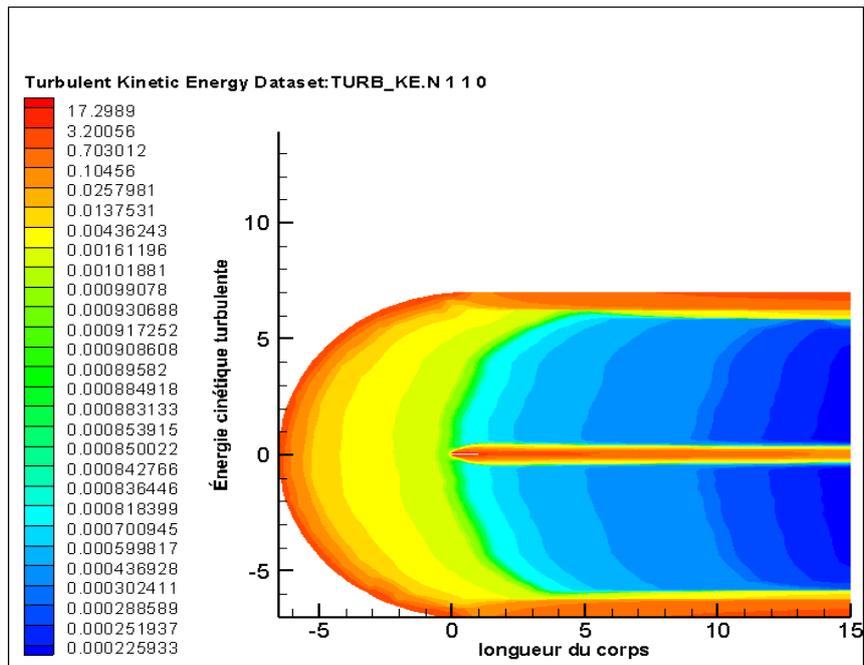


Figure: Présentation de l'énergie cinétique pour une plaque (5cm ×1m)

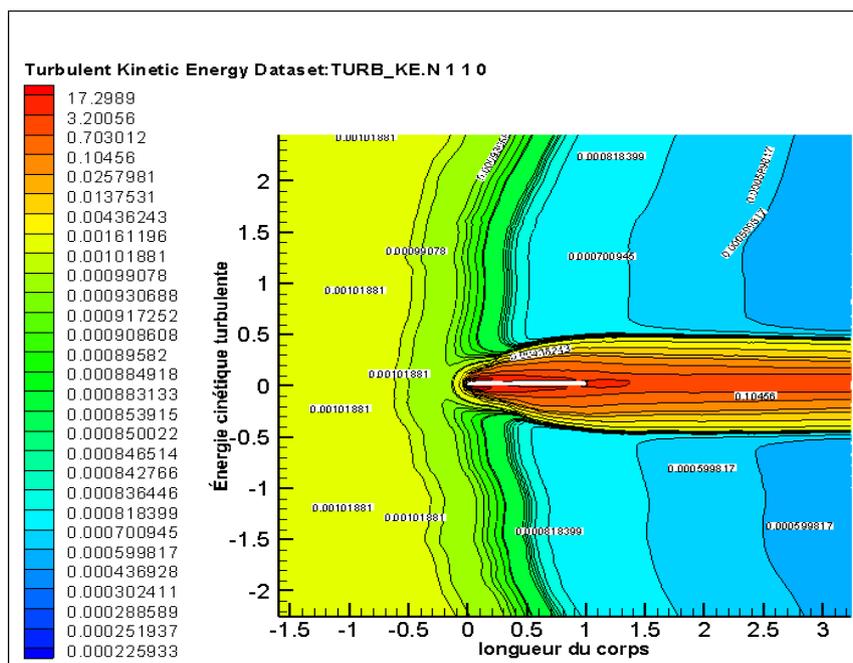


Figure: Zoome de la présentation

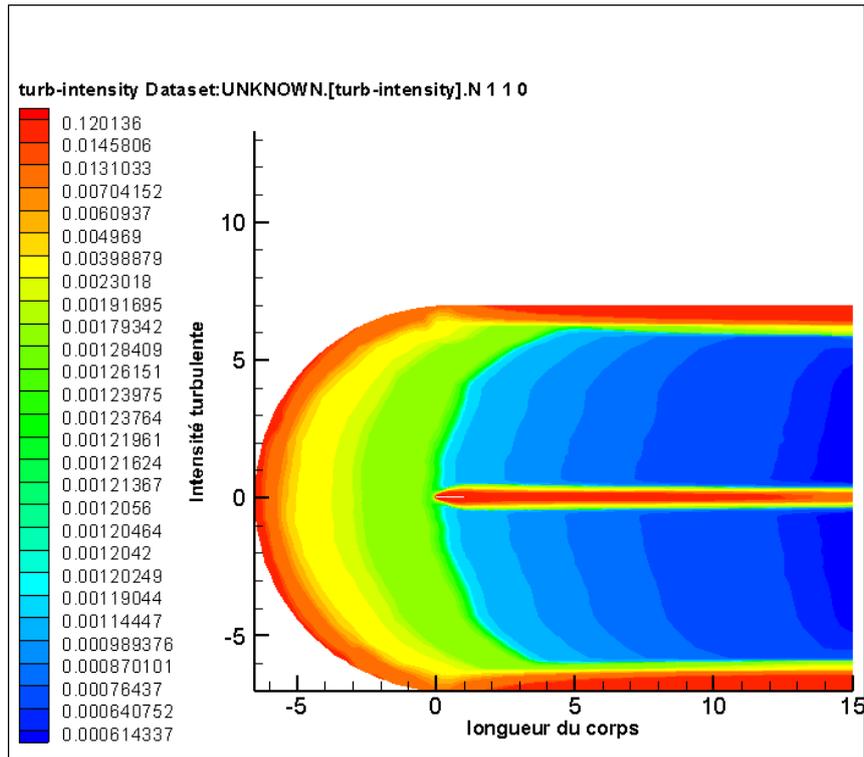


Figure: Présentation de l'intensité pour une plaque (5cm ×1m)

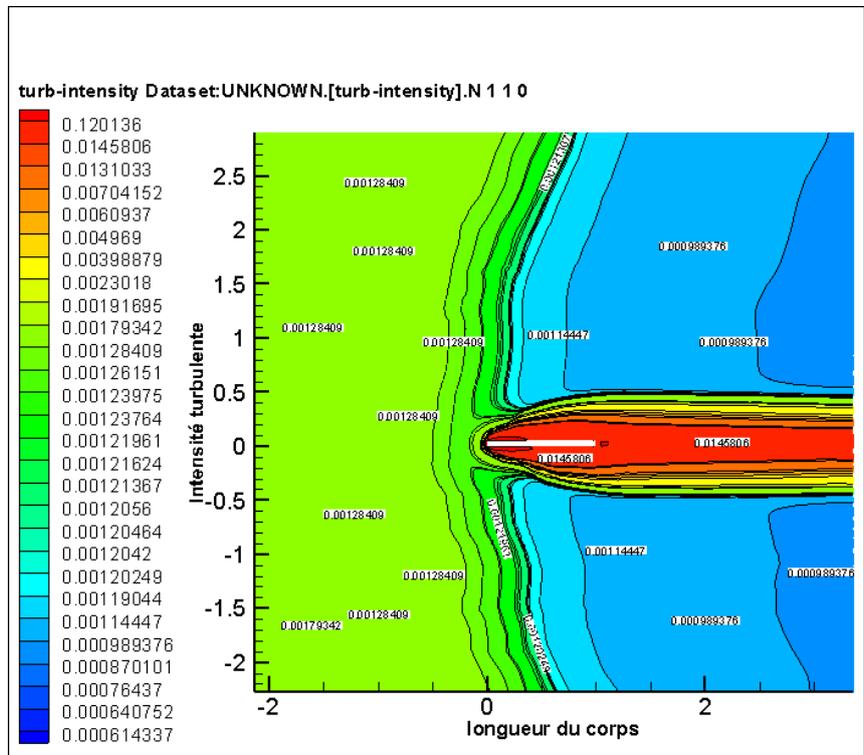


Figure: Zoome de la présentation

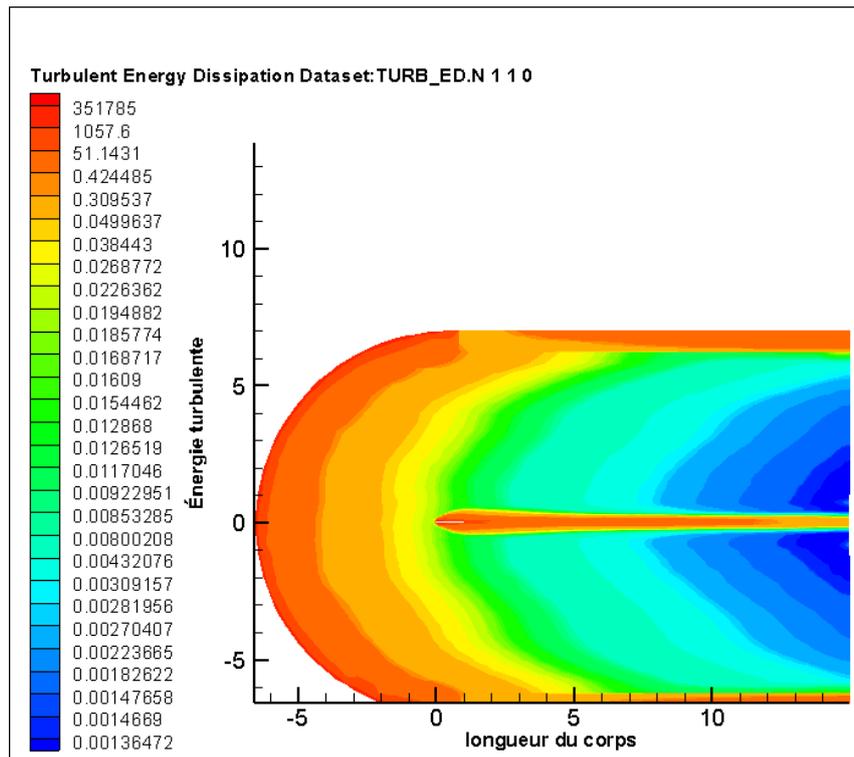


Figure: présentation de dissipation de l'énergie pour une plaque (5cm × 1m)

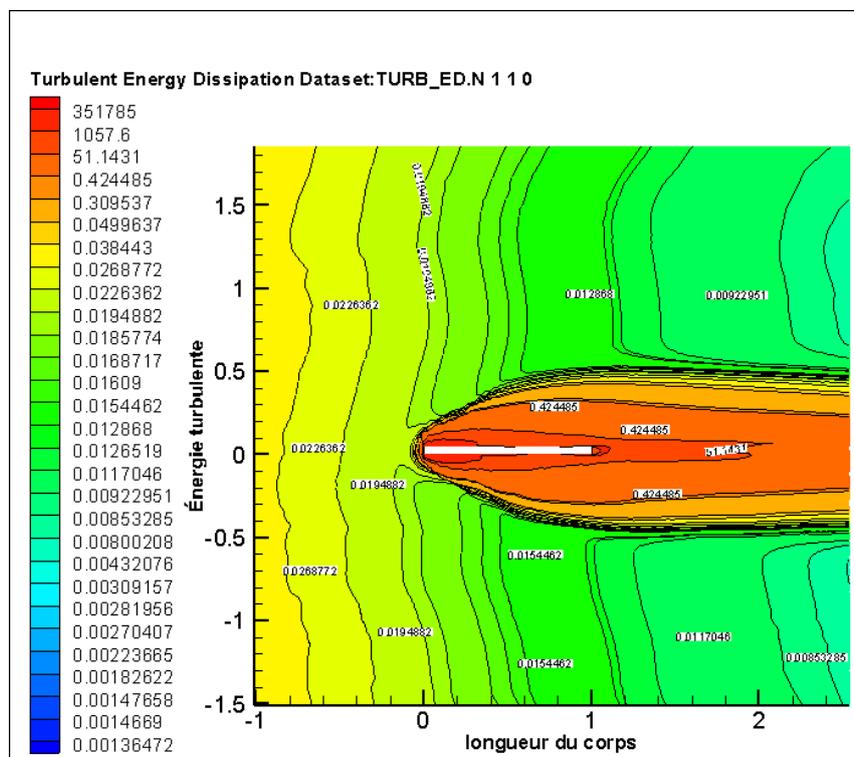
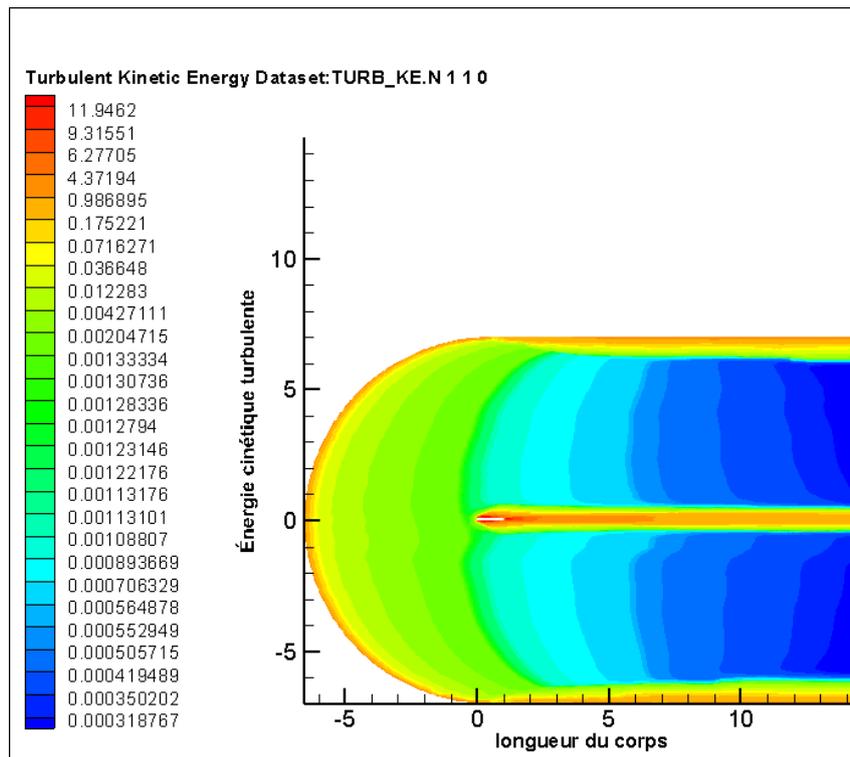
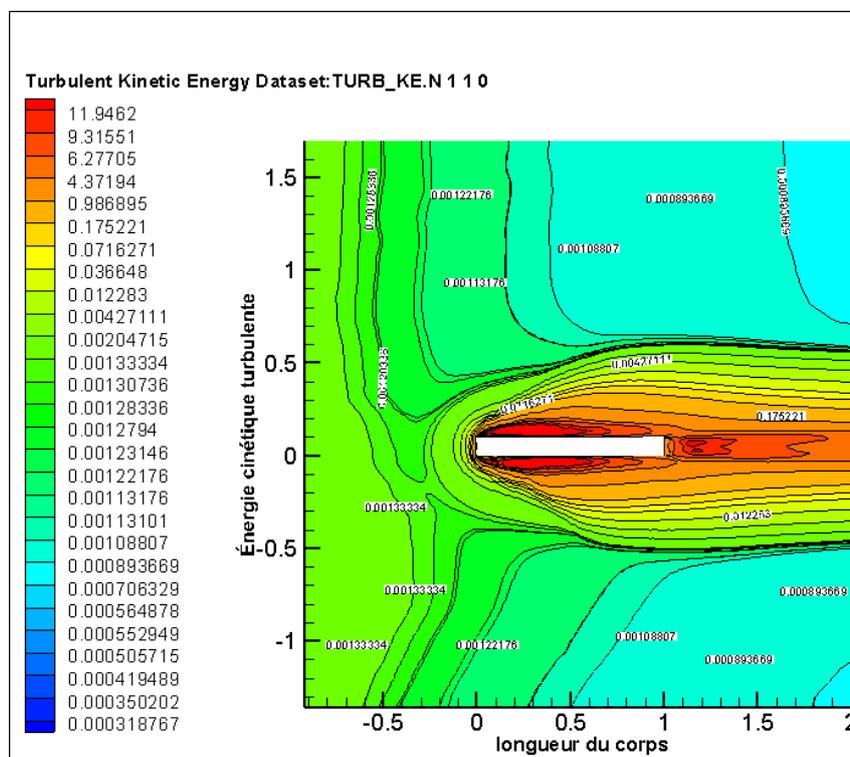


Figure: Zoome de la présentation

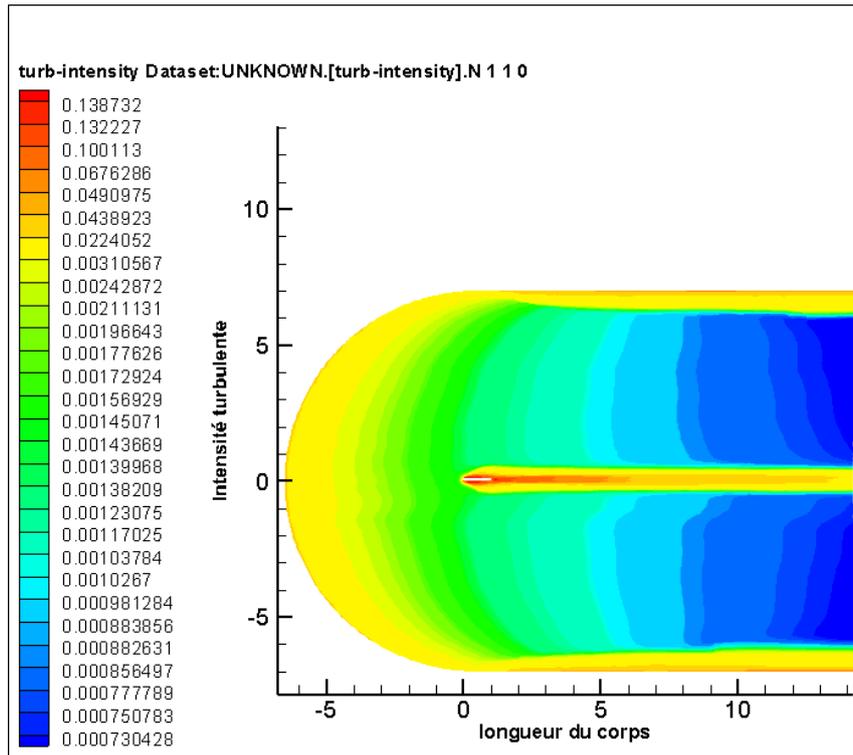
## II-Plaque de ( 10cm ×1m)



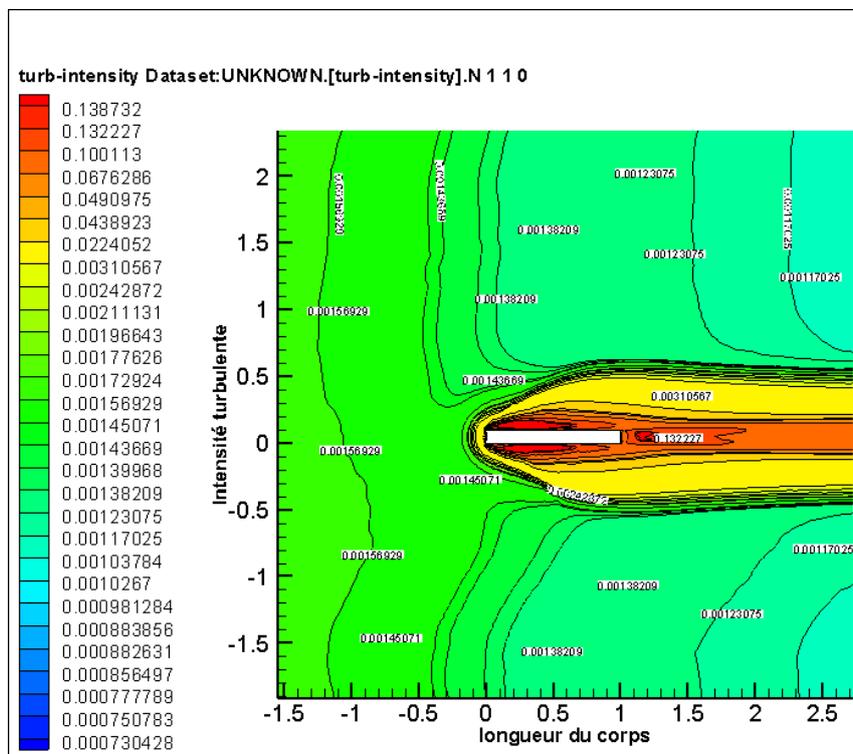
**Figure:** présentation de l'énergie cinétique pour une plaque (10cm ×1m)



**Figure:** Zoome de la présentation



**Figure:** présentation l'intensité pour une plaque (10cm ×1m)



**Figure:** Zoome de la présentation

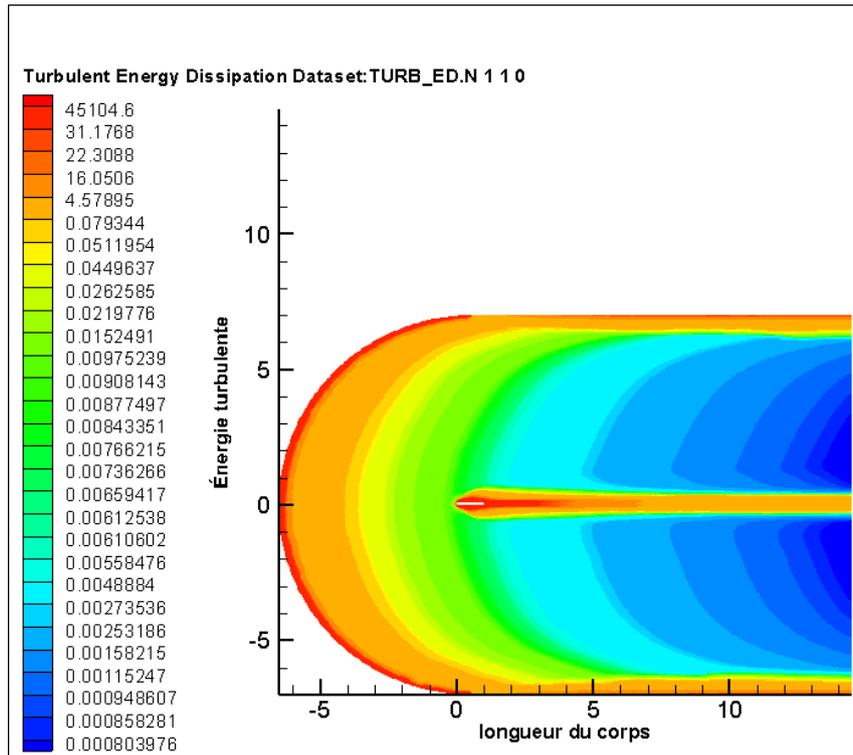


Figure: présentation de la dissipation de l'énergie pour une plaque (10cm × 1m)

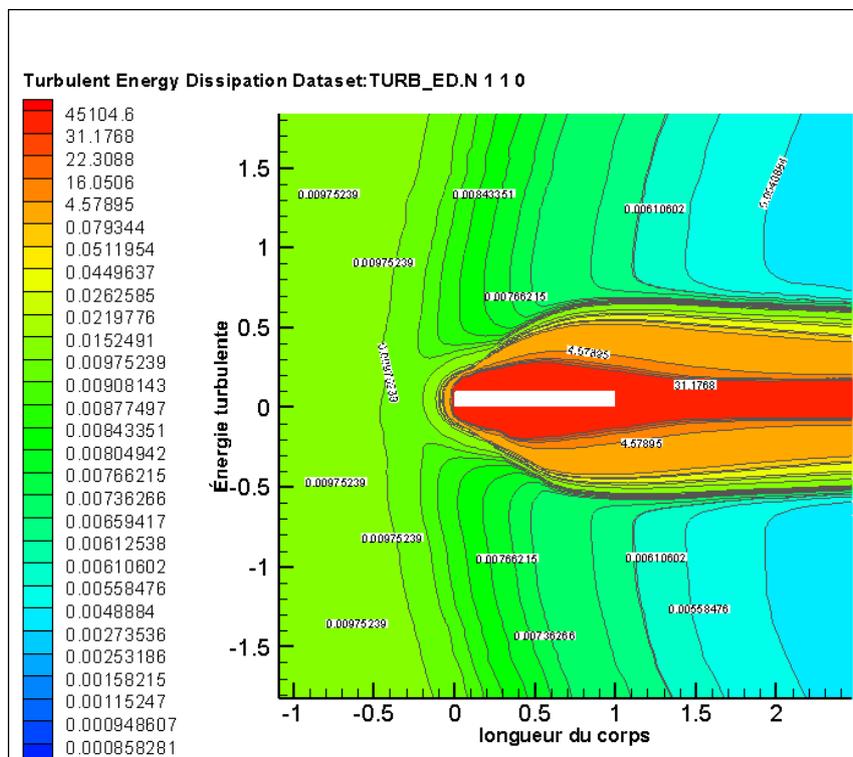
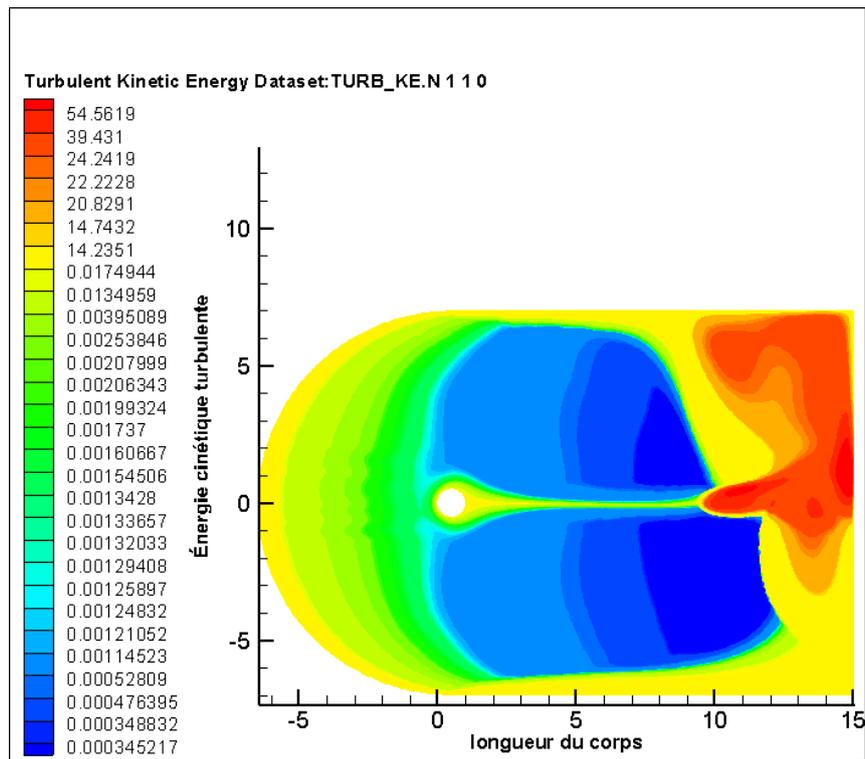
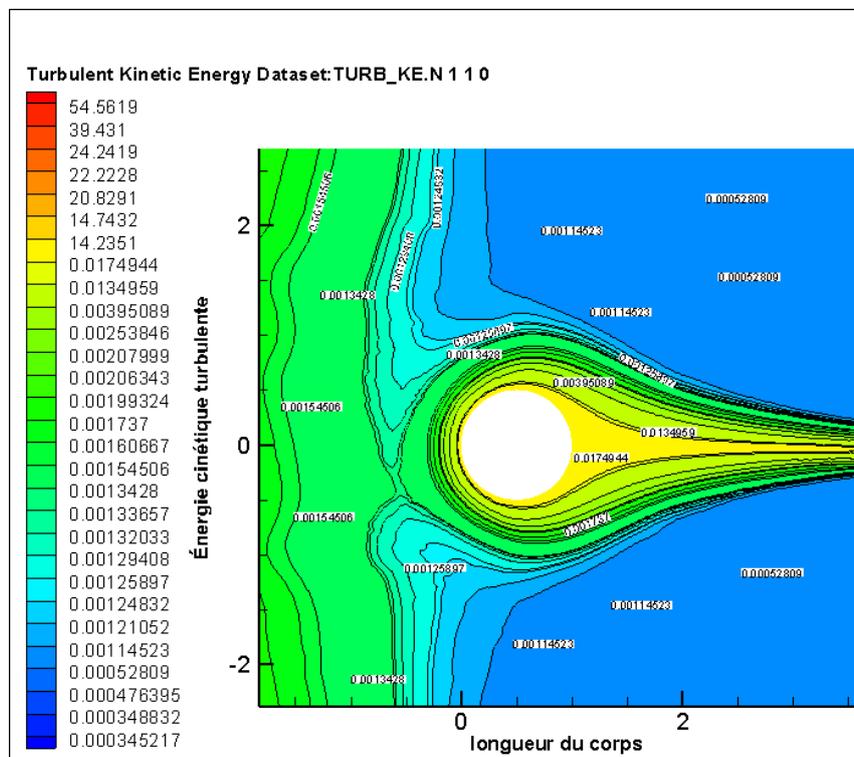


Figure: Zoome de la présentation

## III-Cylindre 2D



**Figure:** présentation de l'énergie cinétique pour le cylindre



**Figure:** zoom de la présentation

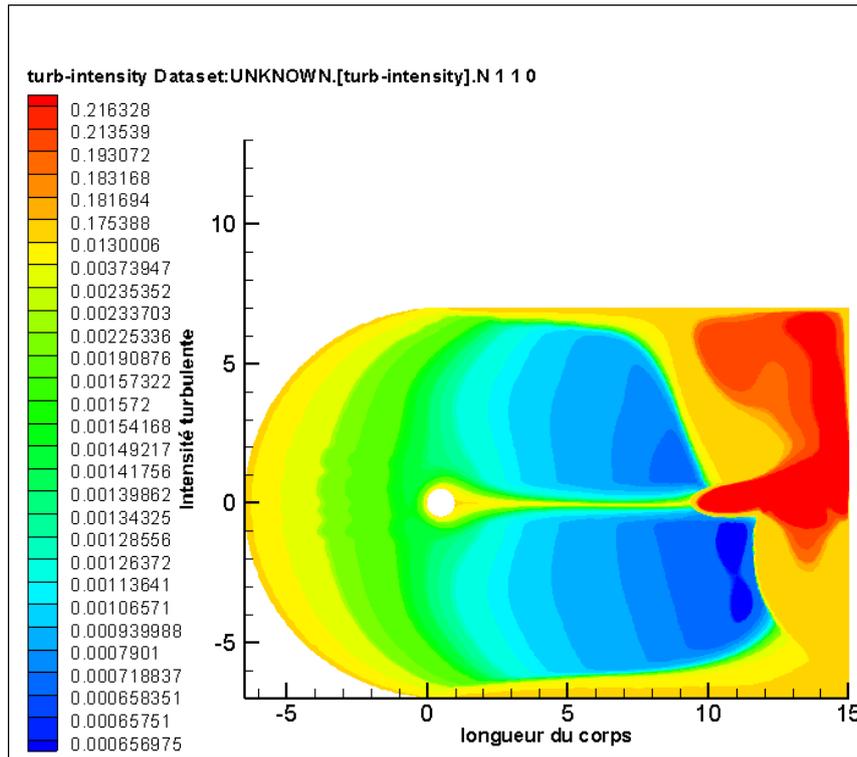


Figure: présentation de l'intensité pour le cylindre

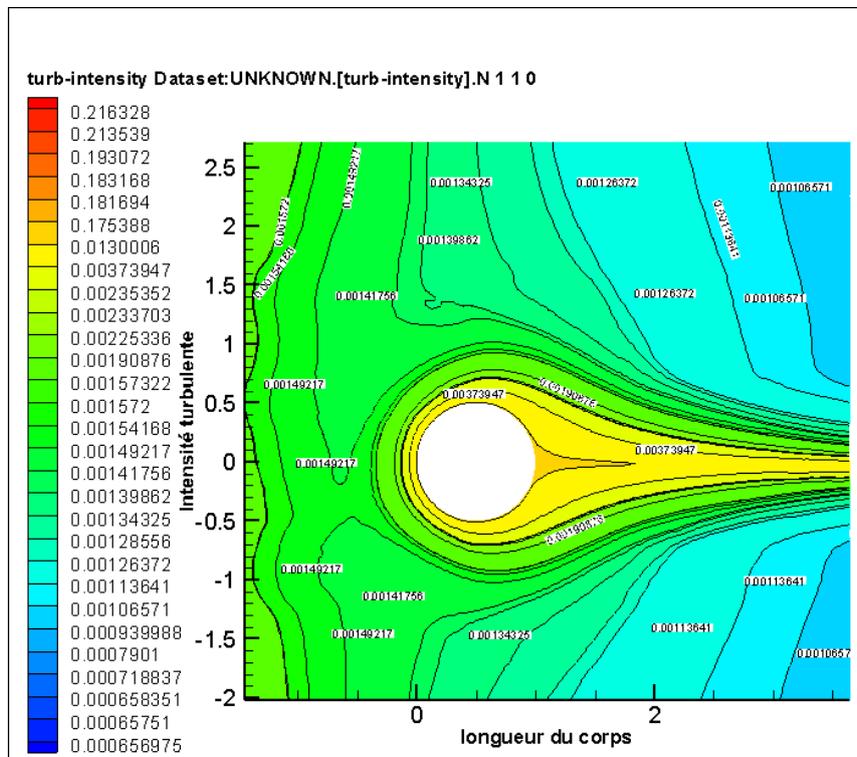
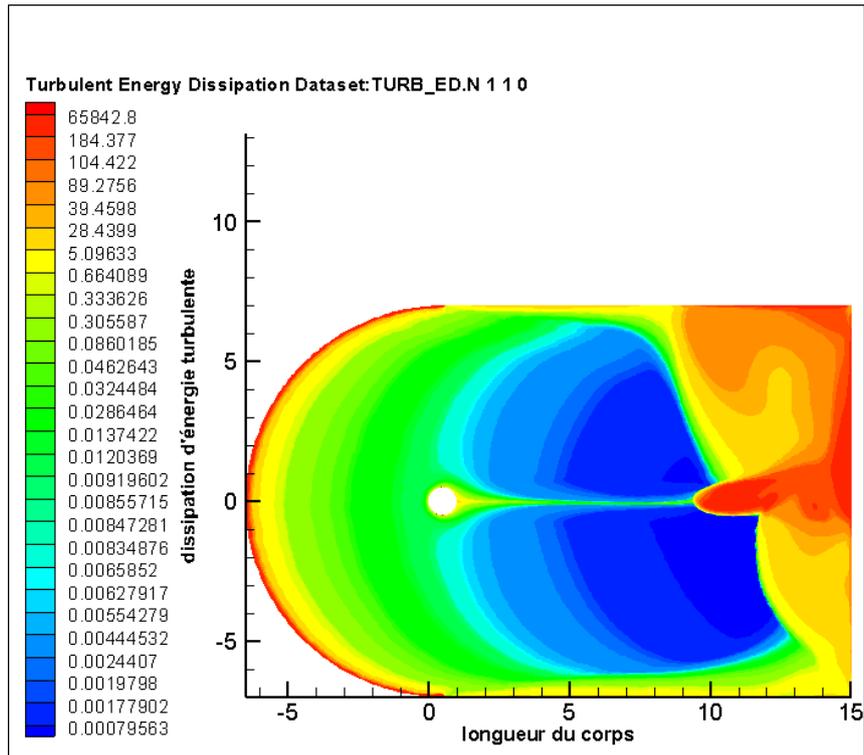
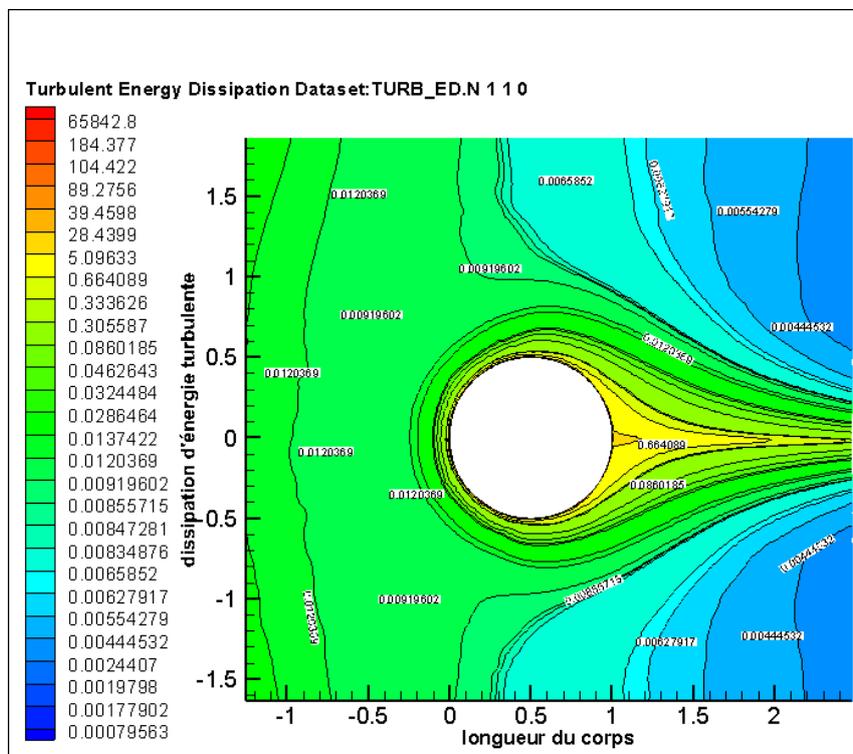


Figure: zoom de la présentation



**Figure:** présentation de la dissipation de l'énergie pour le cylindre



**Figure:** zoom de la présentation

## IV- Aile de type NACA 4412

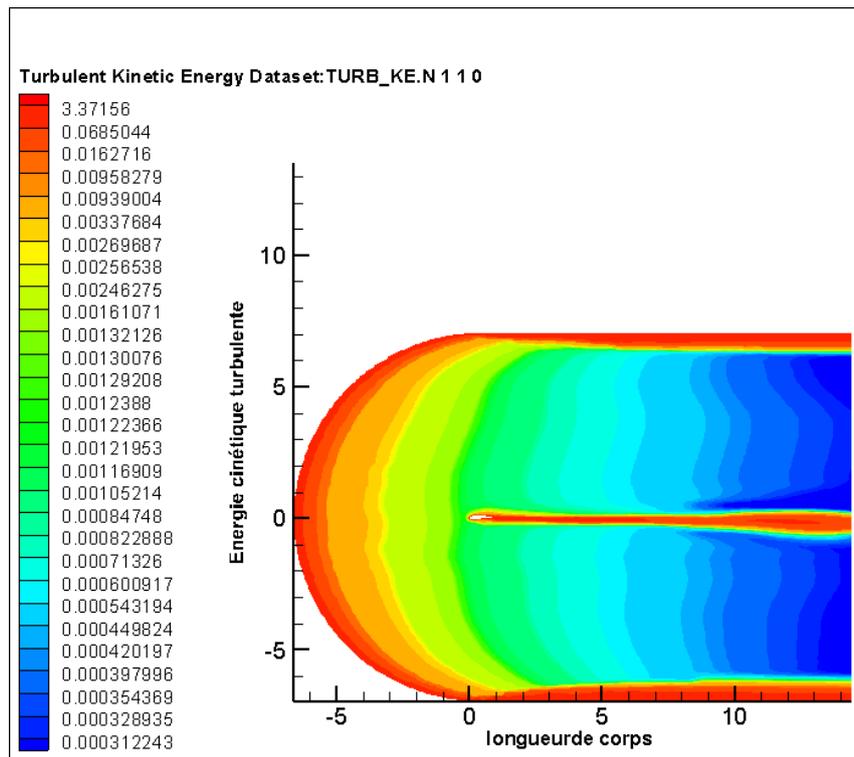


Figure: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412

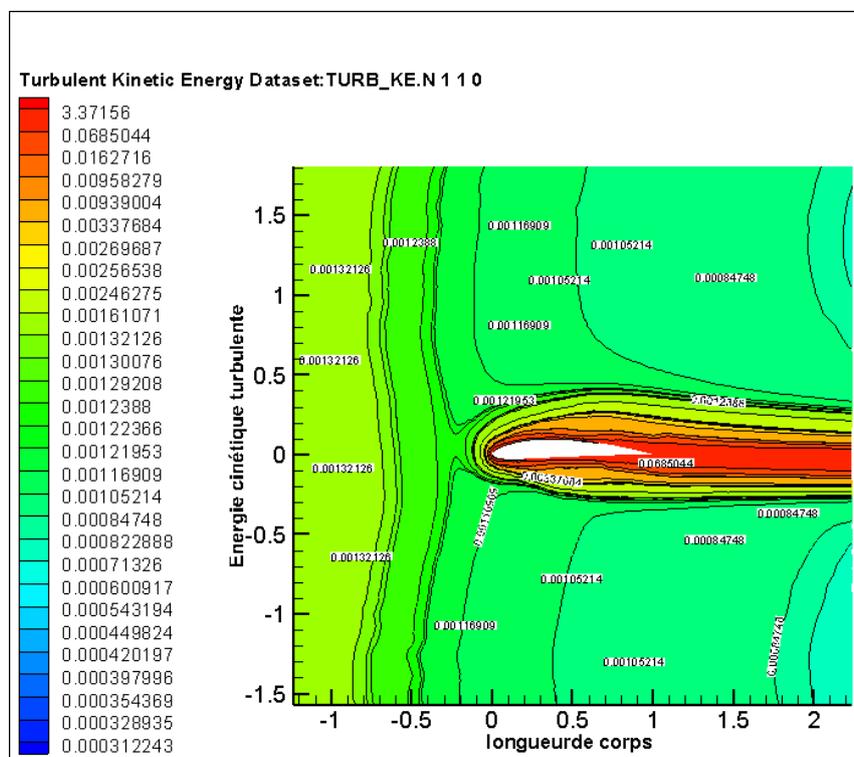


Figure: Zoome de la présentation

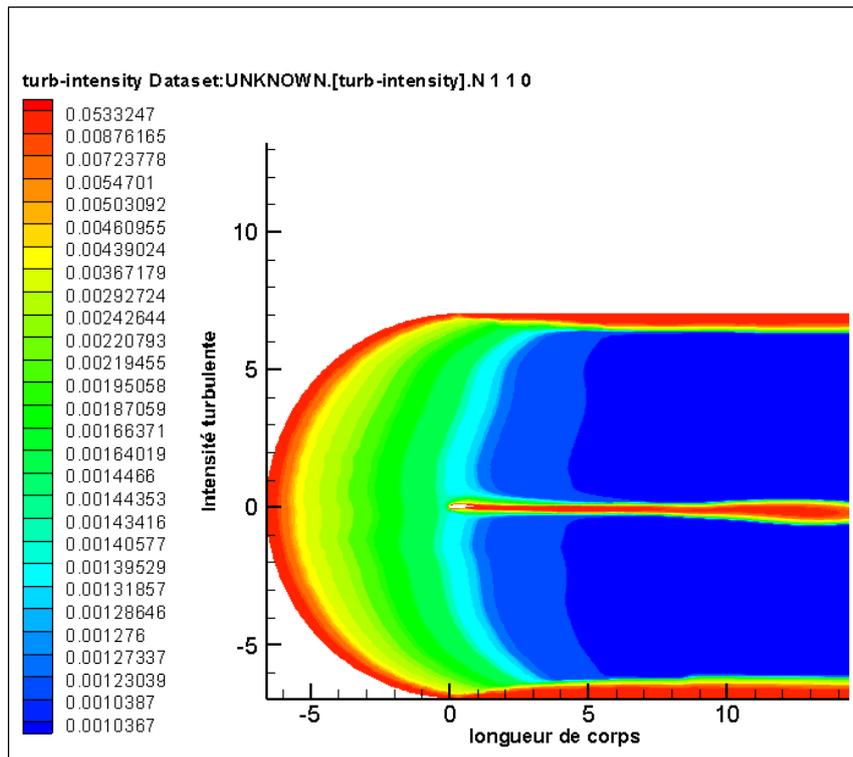


Figure: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412

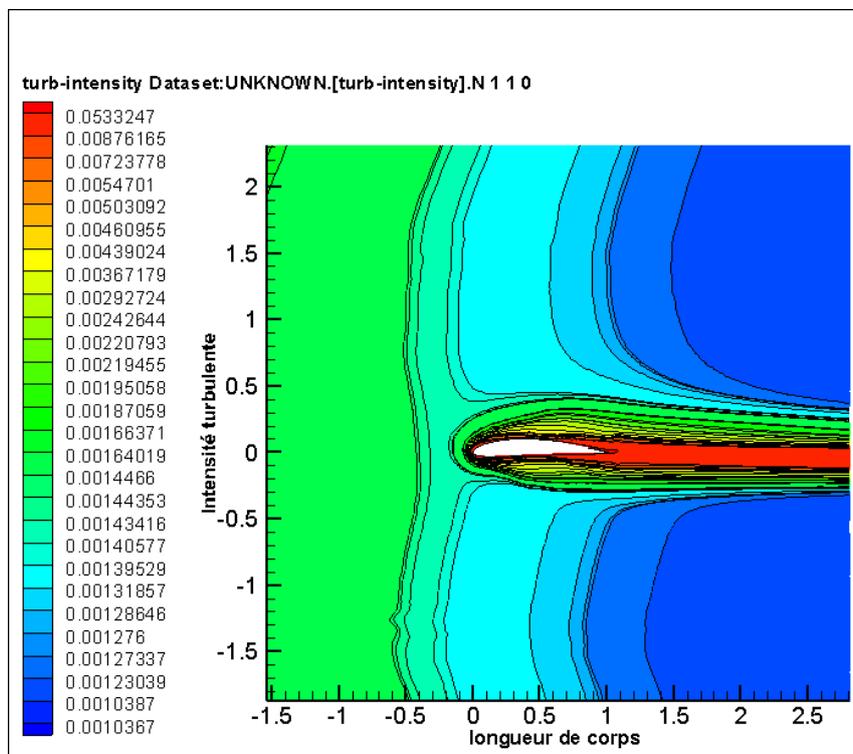


Figure: Zoome de la présentation

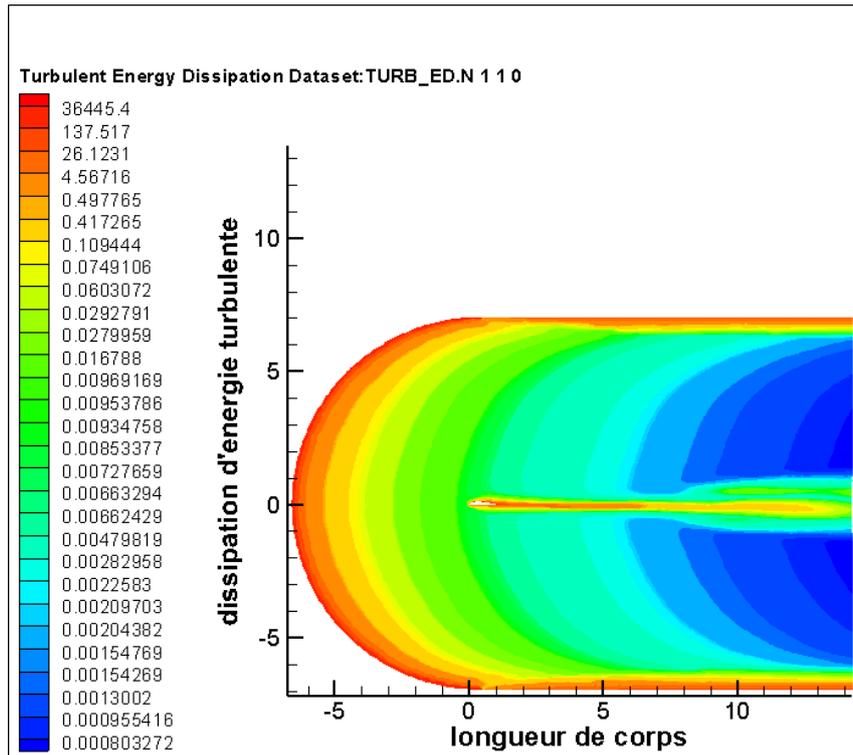


Figure: présentation du coefficient de pression pour l'aile NACA 4412

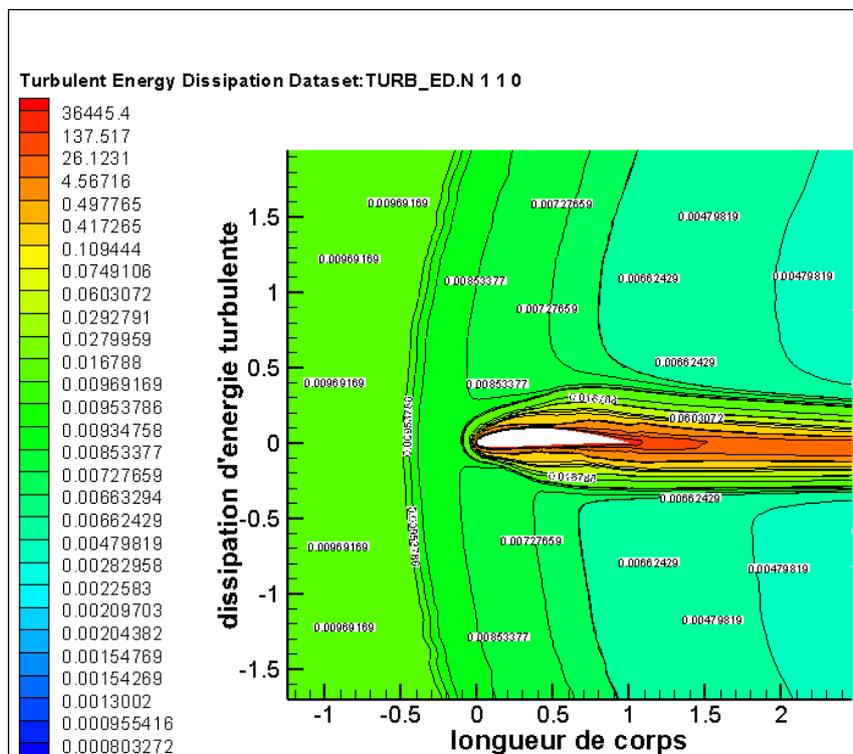
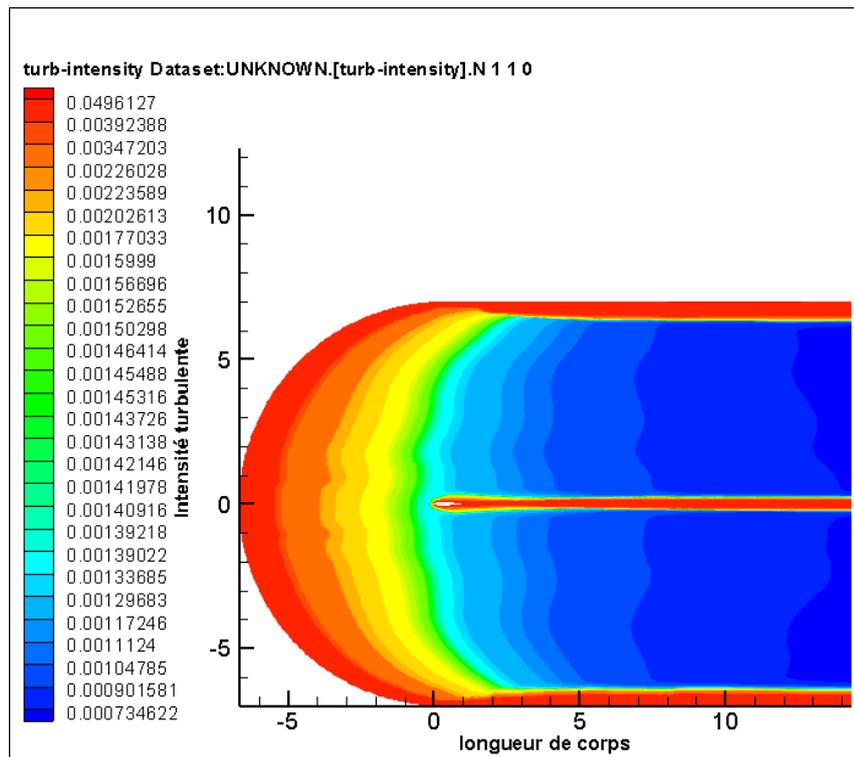
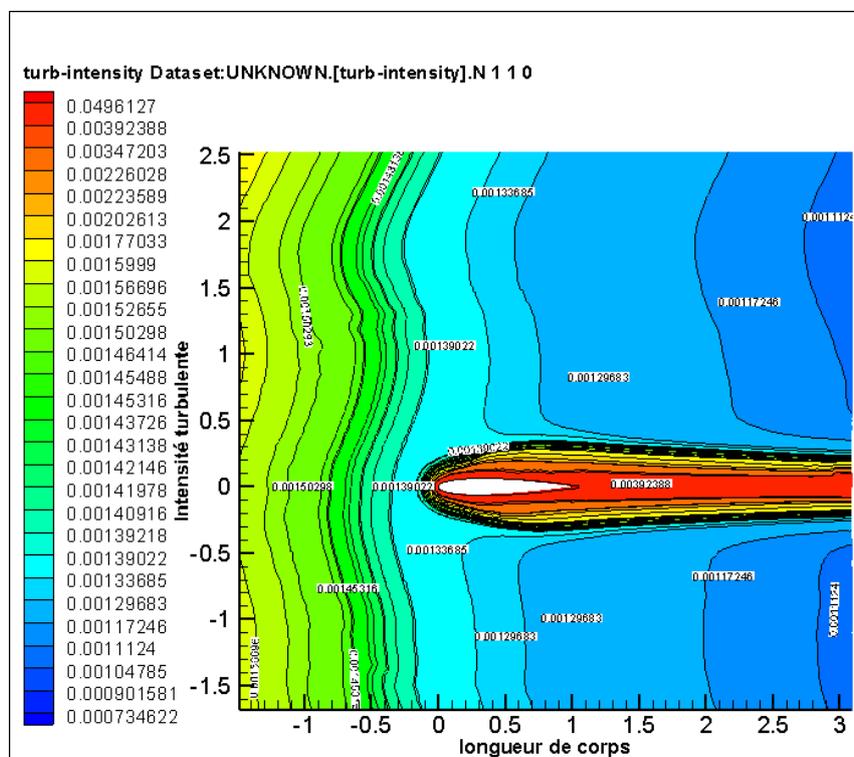


Figure: Zoome de la présentation

## V- Aile de type NACA 0012



**Figure:** présentation de l'intensité pour l'aile NACA 0012



**Figure:** Zoome de la présentation

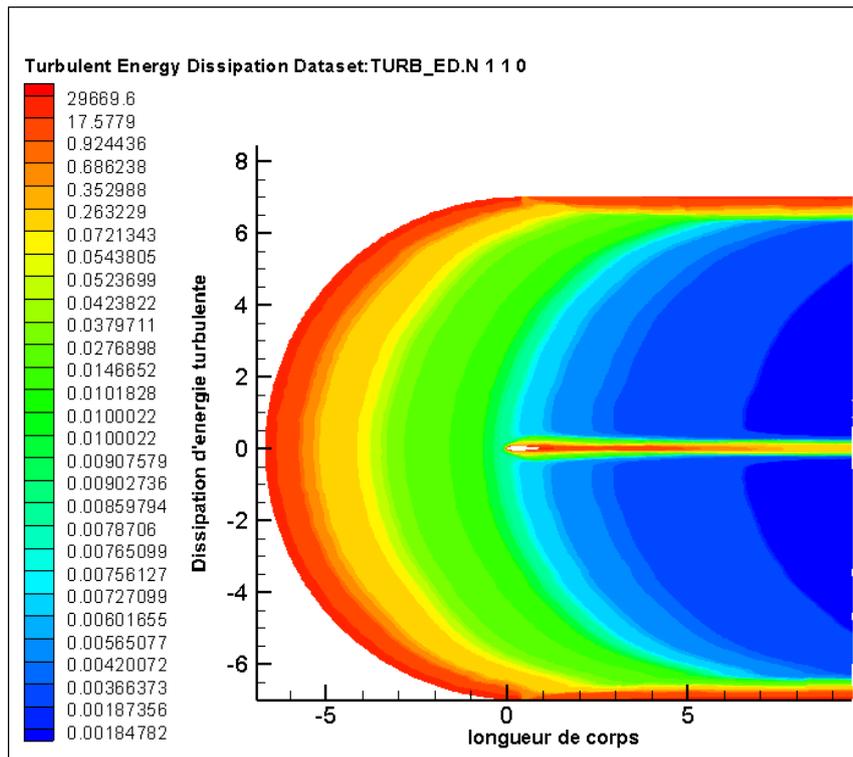


Figure: présentation de la dissipation de l'énergie pour l'aile NACA 0012

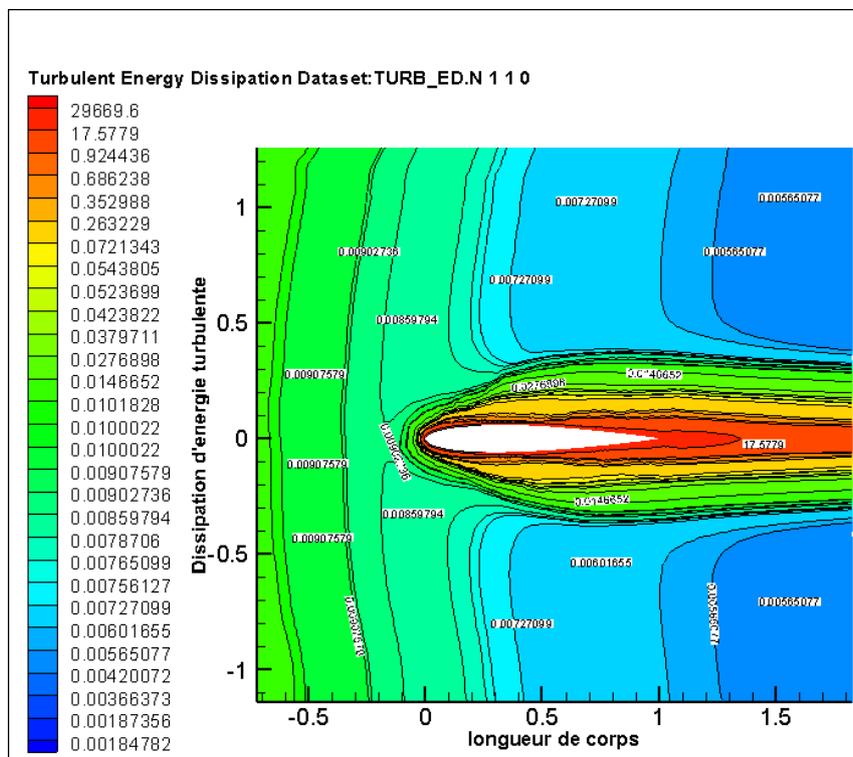


Figure: Zoome de la présentation

## Résumé

Le travail de ce mémoire, a pour but d'étudier numériquement le comportement des caractéristiques aérodynamique de l'écoulement d'un fluide autour différentes configurations géométriques ( plaque plane, plaque avec une épaisseur, cylindrique et deux types des ailes NACA 0012 et NACA 4412).

.Pour avoir plus d'information sur les coefficients aérodynamique des différentes configurations pour un écoulement bidimensionnel en régime laminaire et turbulent pour un fluide incompressible, une étude a été entamé par simulation numérique.

Pour gérer l'écoulement turbulent, on a employé le modèle de turbulence  $k-\varepsilon$  en utilisant le code de calcul ANSYS Workbench.

Cette étude, nous a conduits à s'intéresser en premier lieu, au champ dynamique des vitesses, au champ de pression et les profils des coefficients aérodynamique, en second lieu, nous avons comparé les coefficients aérodynamiques pour les différentes configurations.

## Abstract

The purpose of this memory is to study numerically the behavior of the aerodynamic characteristics of the flow of fluid around plane plate obstacles, plate with a thickness, cylindrical and two types of wings NACA 0012 and NACA 4412.

To obtain more information on the aerodynamic coefficients of the different configurations for a two-dimensional flow in laminar and turbulent regime for an incompressible fluid, a study was initiated by numerical simulation.

To manage the turbulent flow, the  $k-\varepsilon$  turbulence model was used using the ANSYS Workbench.

This study led us to focus in the first place on the dynamic field of velocities, the pressure field and the profiles of the aerodynamic coefficients; secondly, we compared the aerodynamic coefficients for the different configurations.

## ملخص

الهدف من هاته المذكرة هو دراسة عددية للخصائص الديناميكا الهوائية لتدفق مائع حول حواجز ذات أشكال هندسية مختلفة لوحة مسطحة بدون سمك ومع سمك ، حاجز أسطواني ونوعين من الأجنحة NACA 0012 و NACA 4412 .

لمزيد من المعلومات حول معاملات الديناميكا الهوائية حول حواجز مختلفة لتدفق صفائحي ومضطرب ثنائي الأبعاد لمائع غير قابل للانضغاط، تم الدراسة عن طريق المحاكاة العددية. باستخدام ANSYS لإدارة التدفق المضطرب استخدمنا نموذج الاضطراب  $k - \varepsilon$ .

وقد أدت بنا هذه الدراسة منا أن نركز أولاً، عن مجموعة من الخصائص الهوائية من سرعات، مجال الضغط ومختلف معاملات الديناميكية الهوائية، والثانية، مقارنة هاته المعاملات حول حواجز ذات أشكال هندسية مختلفة التي هي قيد الدراسة .