



Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLAB DE BLIDA 1
FACULTE DE TECHNOLOGIE
DEPARTEMENT DE MECANIQUE

Thème

**Simulation écoulement de fluide compressible
visqueux et non visqueux autour du profil
d'Object profiles**

Mémoire de master académique

Pour l'obtention du diplôme option Energétique

Mémoire présente par :

Mlle: OUBADJI, Chahinez
Mlle : BOUGERAA, Achdjan

Promoteur: Mr .SAID, Mohammed

Président : Mr .Salhi

Examineur : Mr.Bensdira

Option: Energétique, Master 2

Année universitaire 2021/2022

Remerciement

En premier lieu, nous remercions notre Dieu qui nous a menés sur la bonne voie en matière de science et de connaissance.

Nous voudrions remercier mon promoteur Dr : Saïd Mohammed qui nous faisons profiter de son expérience et de ses précieux conseils tout au long de ce travail et dans le domaine de la recherche scientifique.

Nous espérons que vous serez satisfait de ce travail et nous exprimons notre profonde gratitude et notre reconnaissance.

Nous remercions également les membres du jury qui seront amenés à juger ce modeste travail.

Nous tenons également à remercier tous les enseignants ayant contribué à notre formation depuis le tronc commun jusqu'à la dernière année de graduation

De la part de

Oubadji chahinez

Bougeraa achdjan

Dédicaces

Je tiens à dédier ce modeste travail et les fruits de toutes mes années d'études à :

Mes très chers parents pour leur amour, patience, et sacrifice dont ils ont fait preuve durant toute cette dure période pour m'enseigner et faire de moi ce que je suis aujourd'hui.

Et je souhaite que « ALLAH » les garde, et les protège, et leurs donne une longue vie et très bonne santé.

A mes sœurs.

A mon binôme et mon amie achdjan.

A mes amies: Naima.kh, Mohammed, Naima. Ba, Sabrina.Oussama, Mohammad .S,

Chahinez

Dédicaces

Je tiens à dédier ce modeste travail et les fruits de toutes mes années d'études à :

Mes très chers parents pour leur amour, patience, et sacrifice dont ils ont fait preuve durant toute cette dure période pour m'enseigner et faire de moi ce que je suis aujourd'hui.

Et je souhaite que « ALLAH » les garde, et les protège, et leurs donne une longue vie et très bonne santé.

A mes frères et toute ma famille.

A mon binôme et amie chahinez.

A mes amies: Naima, Mohammed, Oussama, Mohammed .S,

.....

Achdjan

Tables des matières

Remerciement	i
Dédicace	ii
Liste des figures	v
Nomenclature	viii
Résumé	1
Introduction générale	2

CHAPITRE 1: Généralité sur les écoulements des fluides

Introduction	3
1.1) Notion de compressibilité	3
1.1.1) Compressible	4
1.1.2) Incompressible	4
1.2) Les écoulements potentiels	5
1.2.1) Différents régimes écoulements	5
1.2.1.b) Le régime laminaire	7
1.2.1.a) Le régime turbulent	7
1.3) Notion de viscosité	8
1.4) Les équations de base	8
1.4.1) Equation de Navier-stokes (Equation de quantité de mouvement)	8
1.4.2) Propriétés des gaz parfait	5
1.4.3) Théorème de Bernoulli	9
1.4.5) Equation de continuité	9
1.4.6) Equation d'énergie	10
1.5) Les lignes et fonction des courants	11
1.5.1) lignes de courant	11
1.5.2) Fonction de courant	11
Conclusion	12

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils

Introduction	13
2.1) Profile NACA	13
2.1.1) Caractéristique géométrique des profils	13
2.2) Profils de type NACA	14
2.2.1) Série NACA à chiffres	14
2.2.1.a) Famille de profil à 4 chiffres	15
2.2.1.b) Famille de profil à 5 chiffres	15
2.3) Forces et moments aérodynamiques	16
2.3.1) Resistance de pression	16
2.3.2) Resistance de frottement	16
2.3.3) Resistance totale	16
2.3.4) Forces de trainée	17
2.3.5) Forces de portances	17
2.4) Effet de l'écoulement autour d'un profil	18
2.4.1) Notion de couche limite	18
2.4.2) Le processus de la couche et effet de décollement de la couche limite	19
2.4.3) Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile	20
2.4.4) Les forces exercées sur un profil	21
2.4.4.a) Décrochage	22
2.4.4.b) la trainée	22
2.4.5) variation de C_x et C_z avec Re (nombre de Reynolds)	23
2.4.6) Nombre de Reynold	23
2.5) Méthodes numériques de discrétisation	24
2.5.1) Méthode des Différences Finis (MDF)	24
2.5.2) Méthode des Eléments Finis (MEF)	24
2.6) Méthode des Volumes Finis dans le cas monodimensionnel et bidimensionnel	26
2.6.1) Cas monodimensionnel	26
2.6.2) Cas Bidimensionnelle	27

2.7) Notions sur l'écoulement autours des obstacles	28
2.7.1) Resistance dune cylindre	29
2.7.2) Cylindre de longueur infinie	29
2.7.3) Cylindre de longueur finie	29
2.8) Paradoxe de l'effet Magnus	30
Conclusion	31

Chapitre 3 : Résultats et interprétions de simulation

Introduction	32
3.1) Présentation du modèle utilisé	32
3.1.A) Classification des modèles de la turbulence de la simulation	32
3.1.B) Présentation de l'ANSYS-Fluent	33
3.1.C) Prétraitement du CFD (computational fluid Dynamics)	34
3.2) application pour le cas d'un cylindre	34
3.2.A) Maillage de cylindre	35
3.2.B) Définition du problème	38
3.2. B.1) Hypothèses	38
3.2. B.2) Conditions initiales	38
3.2.C) Convergence	38
3.2.D) Résultats	40
3.2. D.1) Validation du cas d'un cylindre M=0,2	40
3.2. D.2) Validation du cas d'un cylindre M=0,4	41
3.2. D.3) Validation du cas d'un cylindre M=0,6	42
3.2.E) Commentaire sur les résultats obtenus pour un nombre de mach (M=0.2, M= 0.4, M=0.6)	44
3.3) Cas d'Aube	48
3-3-A) Maillage d'Aube	49
3.3.B) Définition du problème	50
3.3.C) Convergence	50
3.3.D) Résultats	51
3.3. D.1) Validation du cas d'un Aube M=0,2	51

3.3. D.2) Validation du cas d'un Aube M=0,4	52
3.3. D.3) Validation du cas d'un Aube M=0,6	53
3.3.E) Commentaire des résultats numériques d'Aube 3 cas des nombres de mach (M=0.2, M= 0.4, M=0.6)	53
3.4) Cas profil d'aile	56
3.4.A) Géométrie	56
3.4.B) Maillage de profile d'aile	58
3.4.C) Convergence	59
3.4.D) Résultats	60
3.4. D.1) Validation du cas d'un profile d'aile M=0,2	60
3.4. D.2) Validation du cas d'un profile d'aile M=0,4	61
3.4. D.3) Validation du cas d'un profile d'aile M=0,6	62
3.4.E) Commentaire des résultats numériques d'Aube 3 cas des nombre de mach (M=0.2, M= 0.4, M=0.6)	62
3.4.F) Interprétation des résultats numériques	64
3.4. F.1) Champ de vitesse	64
3.5) Commentaires générale	65
Conclusion	65
Conclusion générale	66
Référence	I

Liste des figures

Figure	titre de figure	les pages
Figure 1.1	: Différents régimes d'écoulements	7
Figure 1.2	: Schéma d'un écoulement laminaire autour d'un obstacle circulaire	7
Figure 1.3	: Schéma d'un écoulement turbulent autour d'un obstacle circulaire	7
Figure 1.4	: Théorème de Bernoulli au cas d'un écoulement	10
Figure 2.1	: Géométries du profile	13
Figure 2.2	: Lignes du profil	14
Figure 2.3	: les graphes des aubes	14
Figure 2.4	: Distribution de la pression sur un profil	18
Figure 2.5	: Couche limite développée sur un corps solide	19
Figure 2.6	: Profils de vitesse lors de décollement	19
Figure 2.7	: Décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion	20
Figure 2.8	: Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile	20
Figure 2.9	: Courbe de portance	21
Figure 2.10	: Phénomène de décrochage de l'aile	22
Figure 2.11	: Efforts aérodynamiques sur un profil	22
Figure 2.12	: Subdivision d'un domaine fluide en sous domaines	26
Figure 2.13	: Schéma qui montre les différents nœuds et le volume de contrôle	27
Figure 2.14	: Discrétisation en volumes finis du domaine d'étude dans le cas b bidimensionnel	27
Figure 2.15	: Description bidimensionnel d'un volume fini	28
Figure 2.16	: Allée tourbillonnaire alternée de Bénard-Von Karman	29
Figure 3	: Création de la géométrie et le volume de contrôle	35
Figure 3.1	: Décomposition de la géométrie dans profil cylindre	37

Figure 3.2: Dimensions (cylindre +domaine de calcul).....	35
Figure 3.3: maillage du domaine cylindre de loin et zoomé proche de la paroi	36
Figure 3.4 : détails de maillage	36
Figure 3.5: Décomposition de la géométrie dans profil cylindre	37
Figure 3.6 : l’histoire et solution de convergence des résiduels de cylindre	38
Figure 3.7 : l’histoire de convergence des résiduels a cylindre	39
Figure 3.8 : Evolution du gradient de vecteur sur la paroi du cylindre.	39
Figure 3.9 : Validation la vitesse et pression du cas d’un cylindre $M=0,2$	41
Figure 3.10 : Validation la vitesse et pression du cas d’un cylindre $M=0,4$	42
Figure 3.11 : Validation la vitesse et pression du cas d’un cylindre $M=0,6$	44
Figure 3.12 : contours des vitesses dans cylindre pour les trois nombres de mach M d’incidence.....	45
Figure 3.13: Contours de pression statique de cylindre (a : 0.2, b : à 0.4 et c : à 0.6)...	46
Figure 3.14: détails dimensions (Aube +domaine de calcul).....	48
Figure 3.15: Dimensions (Aube +domaine de calcul).	48
Figure 3.16: maillage du domaine Aube.....	49
Figure 3.17 : Evaluation de la qualité du maillage en Aube	49
Figure 3.18: Décomposition de la géométrie Aube.	50
Figure 3.19: l’histoire de convergence des résiduels a Aube.....	51
Figure 3.20: gradient de vectrice vitesse d’Aube.....	51
Figure 3.21 : Validation vitesse et la pression du cas d’un Aube $M=0,2$	52
Figure 3.22: Validation vitesse et la pression du cas d’un Aube $M=0,4$	53
Figure 3.23: Validation vitesse et la pression du cas d’un Aube $M=0,6$	53
Figure 3.24 : contours des vitesses dans Aube pour les trois nombre de mach M d’incidence.....	54
Figure 3.25 : Contours de pression statique de Aube (a : 0.2, b : à 0.4 et c : à 0.6).	55
Figure 3.26 : Profil NACA 23012	56
Figure 3.27 : page Airfoil Tools NACA 23012	56

Figure 3.28: Dimensions (profil d'aile +domaine de calcul)	58
Figure 3.29: maillage du domaine profile d'aile	59
Figure 3.30: Evaluation de la qualité du maillage en profil d'aile	59
Figure 3.31: Décomposition de la géométrie dans profil d'aile.....	60
Figure 3.32: l'histoire et solution de convergence des résiduels de profil d'aile.	60
Figure 3.33: vecteur vitesse de profil d'aile	61
Figure 3.34 : Validation de la vitesse et la pression cas d'un profile d'aile $M=0,2$	61
Figure 3.35: Validation de la vitesse et la pression cas d'un profile d'aile $M=0,4$	62
Figure 3.36 : Validation de la vitesse et la pression cas d'un profile d'aile $M=0,6$	63
Figure 3.37: contours des vitesses dans profil d'aile pour les trois nombre de mach M d'incidence.....	64
Figure 3.38: Contours de pression statique de profile d'aile (a : 0.2, b : à 0.4 et c : à0.6).	65

Les tableaux

Tableau 1 : Les coordonnées du profil d'aile NACA 23012.....	57
---	----

Nomenclature

C : Vitesse du son (m/ s).

C_m : coefficient de moment

C_p : Chaleur massique a pression constante ($C_p = 1004,5$ pour l'air) J /kgK.

C_v : Chaleur massique a volume constant ($C_v = 717,5$ pour l'air) J /kg K.

C_x : coefficient de trainée.

C_{xp} : coefficient de trainée de portance.

C_{xf} : coefficient de trainée de frottement.

C_z : coefficient de portance.

D : importance de diffusion.

D_C : diamètre de cylindre(m).

e_{max} : l'épaisseur maximale relative (m).

M : Nombre de mach.

M_R : moment de résultant (N.m).

N : force exercée sur le cylindre (N).

P : pression (N/m).

Pr : nombre de Prandtl

r_e : rayon du bord d'attaque (m).

R : force résultante (N).

R_e : nombre de Reynolds.

R_x : force de traînée (N).

R_z : force de traînée (N).

S : maitre couple de l'obstacle.

U : vitesse dans la direction x (m/s).

U_∞ : vitesse de l'écoulement libre (m/s).

V : vitesse dans la direction y (m/s).

V_N : vitesse dans la direction normale au cylindre (m/s).

V_t : vitesse tangentielle a la surface du profil (m/s).

x : coordonnée suivant l'axe des x (m).

y : coordonnée suivant l'axe des y (m).

α : Facteur de relaxation.

Φ : variable générale.

μ : viscosité dynamique du fluide (Ns/m²).

ρ : Densité du fluide (kg/m³).

θ : Angle de déviation de la vectrice vitesse d'écoulement.

(u; v) Composantes de la vectrice vitesse.

Ψ : fonction de courent.

Ø : fonction potentiel.

n : La normale.

\vec{u} : La vectrice vitesse.

P : La pression.

z : nombre complexe.

r : Constante du gaz parfait (j. kg/K)

T : La température statique.

ρ : Masse volumique (kg/m³).

μ : viscosité dynamique ou angle de mach (pa.s).

$g = 9.81$ accélération de la gravite (m/ s²).

γ : Rapport des chaleurs spécifiques c_p / c_v (= 1, 4 pour l'air).

r : Constante du gaz (= 287 j.kg/k pour l'air).

Ω : Surface (m²).

τ_e : Distribution d'épaisseur de profil(m).

δx : longueur entre deux nœuds successifs x(m).

δy : longueur entre deux nœuds successifs y(m).

Indices et exposants :

e : interface entre p et E.

N : nœud voisins dans la direction positive des axes (cote nord).

RESUME

L'étude concerne la simulation de l'écoulement autour des profils notamment cylindre, aube et profil d'aile du type NACA23012. Une simulation de l'écoulement est faite en utilisant le code Ansys FLUENT, Les profils étudiés cylindre, aube et aile sont supposés installés au sol avec les conditions du sol avec des mach respectifs 0.2, 0.4 et 0.6 ; Les gradients de vitesse, de pression sont visualisés ; ils nous ont permis de comprendre l'évolution de ces paramètres le long du profil, ainsi que les lignes de courant.

ABSTRACT

the study relates to the simulation of the flow around the profiles in particular cylinder, Aube and profile of wing of the type NACA 23012. A simulation of the flow is made using the Ansys fluent code, the profiles studied cylinder, Aube and wing are supposed to be installed on the ground with the ground conditions with respective mach 0.2, 0.4 and 0.6 the gradients of speed, pressure are displayed; they allowed us to understand the evolution of these parameters along the profile, as well as the streamlines.

ملخص

تتعلق الدراسة بمحاكاة التدفق حول الملامح الأسطوانة و الشفرة و الجناح من النوع NACA23012. تم إجراء محاكاة للتدفق باستخدام كود ANSYS FLUENT ، ويفترض تركيب الأسطوانة و الشفرة و الجناح المدروسة على الأرض مع ظروف الأرض مع ماخ 0.2 و 0.4 و 0.5 ، يتم تصور السرعة و الضغط ، لقد سمحوا لنا بفهم تطور هذه المعلومات على طول الملف الشخصي ، وكذلك الانسيابية.

Introduction générale

L'aérodynamique une des branches de la MDF les plus complexes dans les applications industrielles et fondamentales est la science qui a pour objet l'étude des mouvements de l'air autour des corps ainsi que les phénomènes accompagnant tout mouvement relatif entre un corps et le fluide qui le baigne. Seuls quelques aspects tels que les couches limites, la turbulence, les écoulements secondaires, les régimes transitoires, limitent, à des degrés divers, la fiabilité des modélisations, notamment l'écoulement autour des profils aéronautiques.

Le présent travail a pour objet de considérer l'écoulement bidimensionnel autour d'un profil cylindre et Aube et aile NACA 23012 où une étude numérique par le code de calcul FLUENT est traitée ainsi qu'une étude expérimentale en soufflerie au Laboratoire LEAP de Constantine est réalisée.

L'objectif principal du travail est de mettre en évidence l'intérêt de la formation en TURBOMACHINES ainsi que la familiarisation avec l'aspect expérimental qui reste un atout de validation indéniable des études numériques.

Le présent travail a pour objet l'étude des écoulements autour des profils de cylindre, aube et d'aile le travail, après cette introduction, est réparti en trois chapitres comme suit :

Chapitre I : Généralités et Définitions où quelques définitions essentielles et nécessaires sont présentées brièvement sur les écoulements.

Chapitre II : Ecoulements externes présentant les aspects et paramètres des écoulements autour des profile.

Chapitre III : résolution numérique du problème 2D en régime turbulent (Modèle (k- ϵ) Standard,(k- ω))par la méthode des volumes finis, résultats et discussion où une comparaison avec les mesures de pression et de vitesse faite en soufflerie sont élaborés pour différents angles d'incidence.

On achève l'étude par une conclusion générale présentée sous forme de synthèse.

Les mots clés :

NACA 23012, des écoulements autour des profils, turbulent Modèle (k- ϵ) Standard et (k- ω)

Chapitre 1 :
Généralité sur les écoulements des fluides

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

Introduction

L'aérodynamique est une branche de la dynamique des fluides qui porte principalement sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi qu'éventuellement sur leurs effets sur des éléments solides qu'ils environnent. L'aérodynamique s'applique aux véhicules en mouvement dans l'air (aérodynes, automobiles, trains), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs), aux installations fixes dans un air en mouvement subissant les effets du vent (bâtiments, tours, ponts) ou destinés à la production d'énergie (éoliennes), aux systèmes mécaniques transformant une énergie aérodynamique en énergie mécanique et vice-versa (turbines, compresseurs).

Ce présent travail la définition des notions de viscosité, de compressibilité, est nécessaire pour assimiler la phénoménologie de l'écoulement étudié. Egalement la compréhension de la différence le régime subsonique est primordial, afin de distinguer l'influence de l'augmentation de la vitesse amont sur le comportement de la couche limite.

1.1) Notion de compressibilité :

La compressibilité est une caractéristique d'un corps, définissant sa variation relative de volume sous l'effet d'une pression appliquée. C'est une valeur très grande pour les gaz, faible pour les liquides et très faible pour les solides usuels.

Elle se définit comme :

$$\chi = -\frac{1}{V} \frac{dV}{dP} \quad (1.1)$$

Où V est le volume du corps et P la pression appliquée. Il s'exprime donc en Pa^{-1} .

La variation de volume avec la pression étant le plus souvent négative, cette définition rend la compressibilité χ positive.

Cette définition est le plus souvent insuffisante : sous l'effet d'une compression, les corps ont tendance à s'échauffer, et donc on définit une compressibilité isotherme pour un corps restant à température constante :

$$\chi_T = -\frac{1}{V} \left(\frac{\partial V}{\partial P} \right)_T \quad (1.2)$$

Le T en indice de la dérivée indiquant que la dérivée est prise à température constante.

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

On remarquera que le coefficient de compressibilité est l'inverse du module d'élasticité isostatique du milieu, généralement noté K , aussi appelé module de compressibilité. C'est une variable intensive toujours positive, le volume du corps ne pouvant diminuer que lorsqu'on augmente la pression.

Un fluide est appelé compressible si les changements de la densité du fluide ont des effets significatifs sur l'ensemble de la solution. Dans le cas contraire, il s'agit d'un fluide incompressible et les changements de densité sont ignorés. Afin de savoir si le fluide est compressible ou incompressible, on calcule le nombre de Mach. Approximativement, les effets de la compression peuvent être ignorés pour les nombres de Mach en dessous de 0,3.

Presque tous les problèmes impliquant des liquides se trouvent dans cette catégorie, à commencer l'eau, et sont définis comme incompressibles

Les équations de Navier-Stokes incompressible sont des simplifications des équations de Navier-Stokes dans lesquelles la densité est considérée comme constante. Elles peuvent être utilisées pour résoudre les problèmes impliquant des fluides incompressibles de manière prépondérante, ce qui peut être assez restrictif [15].

1.1.1) Incompressible :

Dans ce cas d'écoulement, l'équation de continuité s'écrit :

$$\nabla \cdot \boldsymbol{v} = 0 \quad (1.3)$$

Où ρ n'est nullement considéré constant. Le vecteur du flux massique $\rho \boldsymbol{v}$ est seulement fonction de r mais pas de \boldsymbol{t} .

L'équation au potentiel des vitesses, en supposant que les perturbations de vitesse dues à la présence du profil sont petites devant la vitesse à l'infini, peut être mise sous la forme linéaire.

$$(1-M_0^2) \frac{\partial^2}{\partial x^2} + \frac{\partial^2}{\partial y^2} = 0 \quad (1.4)$$

Pour de faibles valeurs du Mach $M_0^2 \ll 1$, on aura, ainsi, l'équation du potentiel de vitesse pour l'incompressibilité.

Les évolutions de C_x , C_z et puis C_m , traduisent l'effet de compressibilité qui apparaît à des valeurs de M_0 d'autant plus petites que le profil est plus épais et que l'indice est plus grand.

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

1.1.2) Compressible :

L'écoulement incompressible est défini et introduit lorsque l'on a une constance de la densité de chaque particule de fluide le long de sa trajectoire; d'où :

$$\frac{d\rho}{dt} = 0 \quad (1.5)$$

Où les particules fluides n'ont nécessairement pas la même densité, voulant dire seulement que la densité de chaque particule ne change pas durant son mouvement, d'où l'exemple concret du mélange d'eau et d'huile bien que cela représente un mélange hétérogène mais qui peut être traité comme incompressible et que la densité n'est pas constante dans l'espace.

Par conséquent, si à un instant initial (1.5) est vérifiée, alors la densité de la particule considérée reste invariable au cours du temps de déplacement de celle-ci. De ce fait, que si le fluide est homogène (respectivement hétérogène) à un instant initial, il restera homogène (respectivement hétérogène). Ainsi, pour le fluide incompressible et homogène, on admet que la densité ρ est constante [15].

Peut, être considérablement simplifiée pour un écoulement incompressible; à partir de

$$\nabla \cdot \mathbf{v} = 0 \quad (1.6)$$

Un champ de vitesse incompressible est donc, sans divergence et de ce fait il est dit Solénoïdal. L'équation (1.6) peut être utilisée pour couvrir les écoulements incompressibles stationnaire de même pour l'in stationnaire, pour ce dernier, il n'ya pas de dérivée par rapport au temps dans l'équation de continuité, quoique dépende du temps

$$\vartheta = \vartheta(r, t). \quad (1.7)$$

1.2) Les écoulements potentiels :

On rappelle que pour un écoulement rotationnel : $\Delta V = 0$
(1.8)

Peut être toujours représentée par le gradient d'une fonction scalaire $\mathbf{V} = \nabla \phi$.

(1.9)

La fonction ϕ s'appelle fonction potentiel. On peut donc écrire que :

$$u = \frac{\partial \phi}{\partial x}, \quad v = \frac{\partial \phi}{\partial y}. \quad (1.10)$$

Si de plus le fluide est incompressible la fonction ϕ vérifie l'équation de Laplace

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

1.2.1) Différents régimes écoulements :

L'aérodynamique couvre différents régimes d'écoulement, en fonction du nombre de Mach M , caractéristique des effets de compressibilité du fluide

Le nombre de Mach est exprimé par la relation :

vitesse du son est donnée par :

$$a = \sqrt{\frac{\gamma p}{\rho}} = \sqrt{\gamma R T} \quad (1.11)$$

Un nombre de mach : $M = \frac{u}{c}$ (1.12)

Angle et ligne de mach :

$$\mu = \arcsin \left(\frac{1}{M_a} \right) \quad (1.13)$$

Avec $\sin(\mu) = \frac{1}{M_a}$ (1.14)

Où u est la vitesse, c représente la vitesse du son, et M est le nombre de Mach. La classification adoptée suivant la valeur du nombre de Mach est comme suit :

Où U est la vitesse de l'écoulement et ' a ' la célérité du son.

On considère ces effets de compressibilité à travers deux types d'écoulement :

Incompressible ($M < 0,3$) où $\frac{d\rho}{dt} = \text{cst.}$

Compressible ($M > 0,3$) où $\frac{d\rho}{dt} \neq \text{cst.}$

Il convient également de distinguer les régimes d'écoulement :

Subsonique ($M < 1$) où les perturbations de l'écoulement se propagent aussi bien en amont qu'en aval ; Sonique ($M = 1$) ;

Transsonique ($0,8 < M < 1,2$) qui présente des zones d'écoulement subsonique et des zones d'écoulement supersonique ;

Supersonique ($1 < M < 5$) où les perturbations de l'écoulement ne peuvent pas se propager en amont, cet écoulement est aussi marqué par des zones de discontinuité (ondes de choc) ;

Hypersonique ($M > 5$) avec des ondes de choc très intenses et de très hautes températures près des parois, ce qui entraîne des réactions chimiques (dissociation des molécules) et la création d'un plasma.

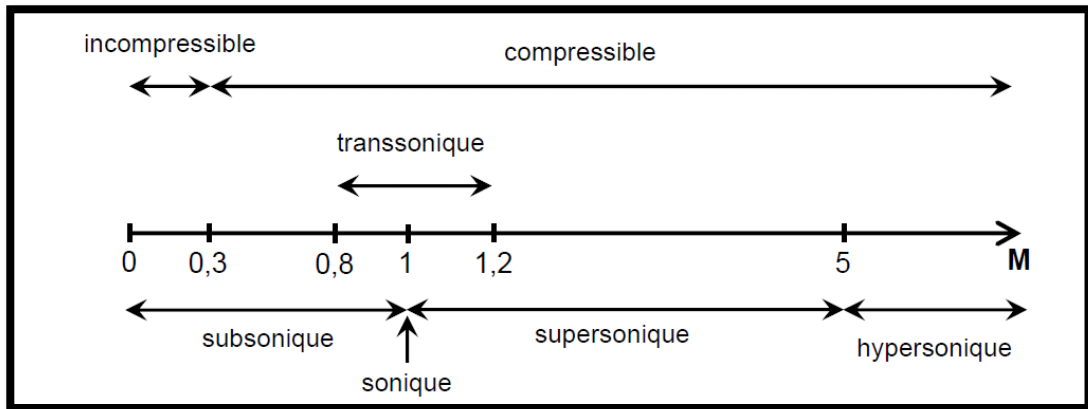


Figure 1.1 : Différents régimes d'écoulements [15].

Selon la structure d'un écoulement, on peut distinguer deux types de régimes qui sont :

1.2.1.a) Le régime laminaire : l'écoulement est dit laminaire lorsque le mouvement des particules fluides est régulier et ordonné dans la même direction.

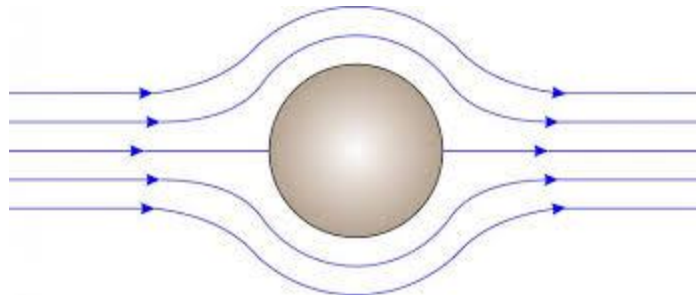


Figure 1.2 : Schéma d'un écoulement laminaire autour d'un obstacle circulaire [18]

1.2.1.b) Le régime turbulent : l'écoulement est turbulent lorsque le déplacement est irrégulier et que des fluctuations aléatoires de la vitesse se superposent au mouvement moyen du fluide.

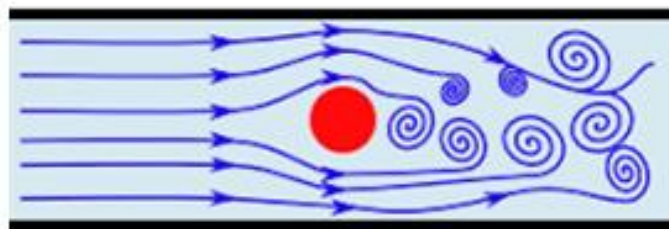


Figure 1.3: Schéma d'un écoulement turbulent autour d'un obstacle circulaire [18].

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

1.3) Notion de viscosité :

Les problèmes dus à la viscosité sont ceux dans lesquels les frottements du fluide ont des effets significatifs sur la solution. Dans le cas où les frottements peuvent être négligés, le fluide est appelé non-visqueux.

Le nombre de Reynolds peut être employé pour estimer quel type d'équation est approprié pour résoudre un problème donné. Un nombre de Reynolds élevé indique que les forces d'inertie sont plus importantes que les forces de frottement.

Cependant, même lorsque le nombre de Reynolds est élevé, certains problèmes nécessitent de prendre en compte les effets de la viscosité. En particulier, dans les problèmes où l'on calcule les forces exercées sur un corps (comme les ailes d'un avion), il faut prendre en compte la viscosité. Comme illustré par le Paradoxe de D'Alembert, un corps immergé dans un fluide non visqueux n'est soumis à aucune force.

Les équations normalement utilisées pour l'écoulement d'un fluide non visqueux sont les équations d'Euler. Dans la dynamique des fluides numérique, on emploie les équations d'Euler lorsqu'on est loin du corps et équations tenant compte de la couche limite lorsqu'on est à proximité du corps. Les équations d'Euler peuvent être intégrées le long d'une ligne de flux pour aboutir à l'équation de Bernoulli. Quand l'écoulement est partout rotationnel et non visqueux, l'équation de Bernoulli peut être employée pour résoudre le problème.

1.4) Les équations de base :

1.4.1) Equation de Navier-stokes (Equation de quantité de mouvement) :

Les équations de Navier –stokes sont des équations d'écrivant le mouvement tridimensionnel d'un fluide visqueux .en une équation de continuité dépendant du temps pour la conservation de la masse, trois équations de conservation dépendantes du temps et une équation de conservation de l'énergie dépendantes du temps.

$$\text{équation Continuité : } \nabla \cdot \vec{V} = 0 \quad (1.15)$$

$$\text{Équations Elan : } \rho \frac{D\vec{V}}{Dt} = -\nabla p + \rho \vec{g} + \mu \nabla^2 \vec{V} \quad (1.16)$$

$$\text{Gradient de pression : } -\nabla p$$

$$\text{Terme de force corporelle : } \rho \vec{g}$$

$$\text{Terme de Diffusion : } \mu \nabla^2 \vec{V}$$

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

- X élan :

$$\rho \left[\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + w \frac{\partial u}{\partial z} \right] = -\rho \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \left[\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right] + \rho g_x \quad (1.17)$$

- Y élan:

$$\rho \left[\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} + w \frac{\partial v}{\partial z} \right] = -\rho \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \left[\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right] + \rho g_y \quad (1.18)$$

- Z élan:

$$\rho \left[\frac{\partial w}{\partial t} + u \frac{\partial w}{\partial x} + v \frac{\partial w}{\partial y} + w \frac{\partial w}{\partial z} \right] = -\rho \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \left[\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right] + \rho g_w \quad (1.19)$$

1.4.2) Propriétés des gaz parfait :

L'équation d'état d'un gaz parfait (gaz idéal) est de forme :

$$P = \rho \cdot r \cdot t \quad (1.20)$$

Avec

P : pression du gaz (N.m).

ρ : la masse volumique du gaz (Kg/m³).

t : température absolue du gaz(k).

r : est la constante du gaz considéré (j.Kg/K).

Elle est exprimée par le rapport $r = \frac{R}{M}$ entre la constante universelle des gaz parfaits $R = 8.3143 \text{ J/mol/K}$ et la masse molaire M du gaz étudié.

Par exemple : pour l'air, $M = 28.964 \text{ (g /mol)}$ d'où $r = 287.06 \text{ (J/kg/K)}$. r s'exprime également en fonction des chaleurs massiques à pression C_p et volume C_v constants :

$r = C_p - C_v$ (relation de Mayer). A noter que γ est le rapport des chaleurs spécifiques

$\gamma = \frac{C_p}{C_v}$ On obtient ainsi :

$$C_p = \frac{\gamma r}{\gamma - 1} \quad , \quad C_v = \frac{r}{\gamma - 1} \quad (1.21)$$

1.4.3) Equation de continuité :

L'équation de la continuité doit traduire le principe de conservation de la masse. Elle traduit mathématiquement le fait que la masse contenue dans un volume de contrôle est conservée, donc la masse est conservée au cours du temps. La forme générale de cette équation est donnée par l'expression suivante :

$$\frac{d\rho}{dt} + \rho \times \text{div } \vec{v} = 0 \quad (1.22)$$

Ou,

\vec{v} Est la vectrice vitesse de l'écoulement exprime en (m/s) tel que : $\vec{v} = U_x + U_y$

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

$-U_x, U_y$ sont les composantes de vecteur de la vitesse d'écoulement dans les directions X et Y, respectivement.

$-\rho$ est la masse volumique du fluide (kg.m^{-3}).

Si le fluide est incompressible, la masse volumique ρ est constante et on aura :

$$\frac{d\rho}{dt} = \frac{\partial\rho}{\partial t} + \frac{\partial\rho}{\partial x} + \frac{\partial\rho}{\partial y} = 0 \quad (1.23)$$

L'équation de continuité pour un écoulement incompressible bidimensionnel s'écrit sous la forme :

$$\text{div} \vec{v} \Rightarrow \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1.24)$$

1.4.4) Equation d'énergie :

Représentation équation énergies dans: $\frac{DS}{Dt} = \vec{q} \cdot \vec{\nabla} S = 0 \quad (1.25)$

Equation d'état thermodynamique s'écrit $\vec{\nabla} p = \left(\frac{\partial p}{\partial \rho}\right)_s \vec{\nabla} \rho + \left(\frac{\partial p}{\partial S}\right)_\rho \vec{\nabla} S \quad (1.26)$

Cette dernière équation après multiplication scalaire par \vec{q}

et dans le cas d'un $\vec{\nabla} S = 0$ écoulement isentropique ($\vec{\nabla} S = \vec{0}$), prendra la forme suivante :

$$\vec{q} \cdot \vec{\nabla} p = C_2 \vec{q} \cdot \vec{\nabla} \rho \quad (1.27)$$

1.5) Les lignes et fonction des courants :

1.5.1) lignes de courant :

On appelle ligne de courant la courbe qui, en chacun de ses points, est tangente à la vectrice vitesse. Son équation différentielle s'écrit :

$$\frac{dx}{u(x,y,t)} = \frac{dy}{v(x,y,t)} \quad (1.28)$$

1.5.2) Fonction de courant :

si on considère l'écoulement est incompressible (i.e. $\frac{D\rho}{Dt} = 0$) alors l'équation de continuité sera donnée :

$$\text{div} \vec{u} = 0 \quad \text{ou encore} \quad \frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1.29)$$

Nous présentons une nouvelle fonction ψ de x et y que l'on appelle **fonction de courant**, vérifiant

$$u = \frac{\partial \psi}{\partial y}, \quad v = -\frac{\partial \psi}{\partial x} \quad (1.30)$$

Les surfaces définies par ($\psi = \text{cte}$) sont des **lignes de courant**, en effet, la différentielle exacte d'est donnée

Chapitre 1 : Généralité sur les écoulements des fluides

$$d\psi = \frac{\partial\psi}{\partial y} dy + \frac{\partial\psi}{\partial x} dx = -v dx + u dy \quad (1.34)$$

Puisque $\psi = \text{cte}$, alors $\partial\psi = 0$, on trouve l'équation de la ligne de courant d'après. Soient, C une courbe fine qui partent d'une ligne de courant vers autre caractérisée par $\psi = \psi_1$ et $\psi = \psi_2$ respectivement.

Soient \vec{n} un vecteur unitaire normale à C et orienté dans le sens de l'écoulement, le flux à travers C donné par :

$$Q = \int_C u \cdot \vec{n} = \left(\int -u \frac{\partial y}{\partial t} + v \frac{\partial x}{\partial t} \right) = \int (v dx - u dy) dt = \int \frac{\partial\psi}{\partial x} dx + \frac{\partial\psi}{\partial y} dy = \int d\psi \quad (1.35)$$

$$\text{Par conséquent} \quad Q = \psi_1 + \psi_2 \quad (1.36)$$

Conclusion :

Dans ce chapitre on a voulu introduire les différentes notions de base qui sont nécessaire à la compréhension et au contrôle de la problématique posée. Parmi ces notions, on a définis l'aspect de compressibilité d'un écoulement compressible et incompressible, la viscosité...

Finalement on a pu définir les équations de base (Navier-stokes, énergie, quantité de mouvement).

Chapitre 2
Ecoulement Autour Des Profils
(Cylindre, Arc, D'aile)

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Introduction

L'étude aérodynamique d'avion conduit directement à l'étude des caractères des profils d'aile qui sont obtenus par des études expérimentales, pour cela, la soufflerie est un instrument de base [2].

Face aux contraintes économiques, et environnementales, l'intérêt de développer des techniques de contrôle des décollements autour obstacle cylindre et de profils aube pour améliorer leurs performances, et de réduire la consommation énergétique et la pollution est devenu de nos jours un défi majeur. Le décollement des structures tourbillonnaires sur les profils et les conséquences qui en découlent, conduisent à des pertes de performances et à des nuisances environnementales [1].

Durant les années 1901-1932, plusieurs études des caractéristiques des profils d'ailes dans les souffleries ont été menées, parmi celles-ci on trouve :

2.1) Profil NACA :

Les **profils NACA** sont des profils aérodynamiques pour les ailes d'avions développés par le Comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA, États-Unis). Il s'agit de la série de profils la plus connue et utilisée dans la construction aéronautique [3].

2.1.1) Caractéristique géométrique des profils :

Géométrie du profil.

- 1 Ligne de portance nulle.
- 2. Bord d'attaque.
- 3. Cylindre du bord d'attaque.
- 4. Épaisseur maximale.
- 5. Cambrure.
- 6. Extrados.
- 7. Bord de fuite.
- 8. Ligne moyenne de cambrure.
- 9. Intrados

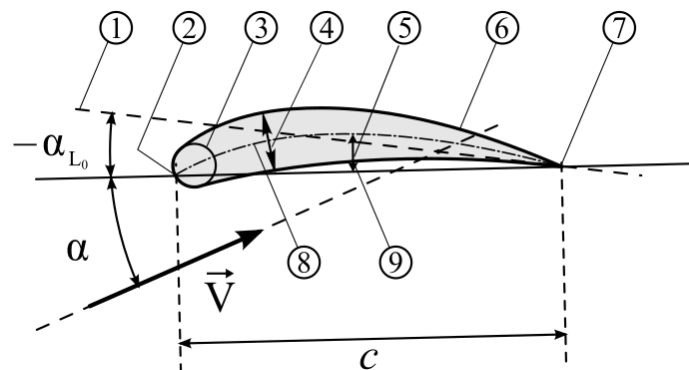


Figure 2.1: Géométries du profil [2].

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

- 1 Corde.
- 2. Cambrure.
- 3. Longueur.
- 4. Ligne médiane

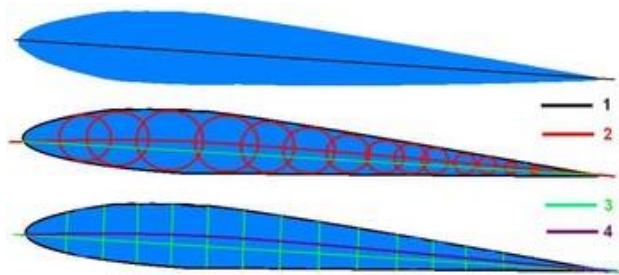


Figure 2.2 : Lignes du profil [2].

- A — Ligne bleue : corde. Ligne verte : cambrure moyenne en ligne.
- B — Premier rayon de bord.
- C — Coordonnées xy pour la géométrie du profil (corde = axe x; la ligne de l'axe Y sur ce bord d'attaque)

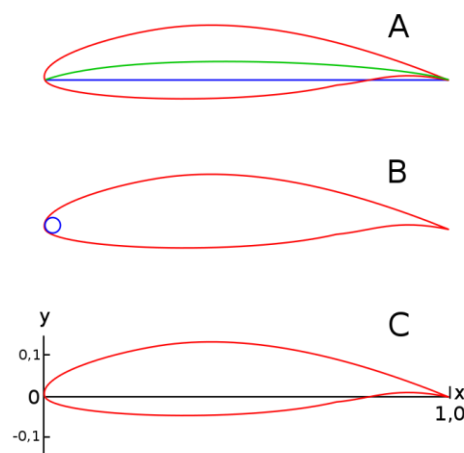


Figure 2.3 : les graphes des aubes [2].

2.2) Profils de type NACA :

Le prédécesseur de la **NASA** était le **NACA** (National advisory comitté for aeronautics) Cet organisme a étudié différentes familles de profils répondants à diverses applications Parmi ces profils, on retrouve les profils à quatre chiffres, à cinq chiffres et les profils laminaires [4].

2.2.1) Série NACA à chiffres :

La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot « NACA ». Les chiffres de cette série peuvent alors être saisis dans des équations pour générer précisément la section de l'aile (son profil) et déterminer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de la corde, cette corde étant la droite reliant bord d'attaque et bord de fuite, sauf précision contraire.

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

2.2.1.a) Famille de profil à 4 chiffres :

Dans cette famille, on identifie un profil à 4 chiffres, par exemple le cas du profil NACA 2415, de la manière suivante :

- ◆ Le chiffre 2 représente la position de courbure relative maximale (2%).
- ◆ Le chiffre 4 représente l'abscisse de la courbure maximale (40%).
- ◆ Le nombre 15 représente l'épaisseur relative maximale.

Ces profils sont définis par le code NACA suivi de quatre chiffres MPXX définissant la géométrie du profil :

1. M, le premier chiffre définissant la cambrure maximale en pourcentage de la corde,

$$100 m = M$$

2. P, le deuxième chiffre définissant le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde, $10p = P$

3. XX, les deux derniers chiffres définissant l'épaisseur maximale du profil en

Pourcentage de la corde, $100 t = XX$

Par exemple : le profil aérodynamique NACA 2412 possède une cambrure maximale de 2 % à 40 % à partir du bord d'attaque ; avec une épaisseur maximale de 12 %. Par exemple, pour une aile de 10 cm de corde, le profil a une cambrure de 2 mm située à 40 mm du bord d'attaque, et une épaisseur maximale de 12 mm. La plupart des profils à 4 chiffres ont une épaisseur maximale à environ 30 % de corde du bord d'attaque.

Le profil aérodynamique NACA 0015 est symétrique, le 00 indiquant qu'il n'a pas de cambrure. Le nombre 15 indique que l'aile a une épaisseur maximale correspondant à 15 % de la longueur de la corde de l'aile. Ces profils sont dits non porteurs, c'est-à-dire que pour une incidence nulle leur coefficient de portance est nul.

$$\pm \tau_e = \frac{e_{max}}{0,2} (0,2969\sqrt{x} - 0,3516x^2 + 0,2834x^3 - 0,1015x^4 - 0,2969x)$$

e_{max} : L'épaisseur maximale exprimée comme une fraction de la corde.

τ_e : Le rayon du bord d'attaque est : $\tau_e = 1019 e_{max}^2$

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Comme le profil est symétrique, la forme externe du profil est déduite directement de l'épaisseur du profil Y_t :

$$X_U = X_L = X, \quad Y_U = + Y_t \text{ et } Y_L = - Y_t.$$

Avec :

- (X_U, Y_U) coordonnées de l'extrados.
- (X_L, Y_L) coordonnées de l'intrados.

Les profils NACA asymétriques les plus simples sont les séries 4 chiffres, qui utilisent la même formule que les profils 00xx, symétriques, mais avec une ligne moyenne courbée. La cambrure moyenne du profil est définis en deux sections:

$$Y_C = \begin{cases} m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left(1 + \frac{x}{c} - 2p\right), & pc \leq x < c \\ m \frac{x}{p^2} \left(2p - \frac{x}{c}\right) & 0 \leq x < pc \end{cases}$$

Avec :

- M est égal à la cambrure maximale (défini par le premier des quatre chiffres).
- P est la position de la cambrure maximale (défini par le deuxième chiffre).

Pour la forme de l'extrados et de l'intrados, l'épaisseur doit être appliquée perpendiculairement à la ligne de cambrure, les coordonnées (X_U, Y_U) et (X_L, Y_L) sont calculées avec les équations suivantes:

$$x_u = x - y_t \sin\theta \qquad y_u = y_c + y_t \cos\theta$$

$$x_L = x - y_t \sin\theta \qquad y_L = y_c - y_t \cos\theta$$

Ou :

$$\theta = \arctan\left(\frac{dy_c}{dx}\right)$$

$$\frac{dy_c}{dx} = \begin{cases} \frac{2m}{p^2} \left(p - \frac{x}{c}\right), & 0 \leq x < pc \\ \frac{2m}{(1-p)^2} \left(p - \frac{x}{c}\right), & pc \leq x < c \end{cases}$$

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Nota : pour $\Theta = 0$ on retrouve les équations du profil symétrique.

Des profils symétriques 00xx :

Le profil de la forme NACA00xx est des profils symétriques NACA0012, NACA0015.

Ces profils ont l'épaisseur maximale 12 et 15% respectivement à une abscisse $x/c = 30\%$. Le profil NACA 0012 est un profil typique vu la disponibilité de ces caractéristiques. De nos jours, le NACA0012 est encore le profil étalon pour la validation des calculs Numériques.

Le profil symétrique NACA0012 est couramment utilisé comme profil de référence.

- ◆ 00 indique que le profil est sans cambrure donc symétrique.
- ◆ 12 indique que le profil a une épaisseur relative de 12%.

$$\pm \tau_e = \frac{e_{max}}{0,2} (0,2969\sqrt{x} - 0,3516x^2 + 0,2834x^3 - 0,1015x^4 - 0,2969x) \quad (2.1)$$

e_{max} : L'épaisseur maximale exprimée comme une fraction de la corde.

τ_e : Le rayon du bord d'attaque est : $\tau_e = 1019 e_{max}^2 \quad (2.2)$

$$\theta=0 \begin{cases} x_u = y_L = x \\ y_u = y_t = -y_L \end{cases}$$

2.2.1.b) Famille de profil à 5 chiffres:

La série NACA 5-chiffres permet de décrire des surfaces portantes plus complexes [5] [2], Ils sont définis par le code NACA suivi de cinq chiffres LPQXX.

1. L, le premier chiffre définit le coefficient de portance optimal, à multiplier par 0,15,

$$C_L = 0,15 L.$$

2. P, le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde, $20p=P$.

3. Q, le troisième chiffre indique si le profil est à cambrure simple (0) ou double (1)

4. Comme pour les profils à 4 chiffres, les quatrième et cinquième chiffres donnent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde

Par exemple, le profil aérodynamique NACA 23012 donnerait un profil **aérodynamique** ayant :

Chapitre 2 : Écoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

- Le 2 représente le coefficient de portance caractéristique ($\frac{3}{2} \times 30 = 0,3$).
- Le 30 représente la position de la cambrure maximale ($\frac{1}{2} \times 30 = 15\%$).
- Le 15 représente l'épaisseur relative maximale (12%).

* La NACA introduit les profils caractérisés par une série de 5 chiffres en 1934 et conçoit à partir de 1935 la série des 230 dont le profil 23012 est un des plus connus associant une forte portance et une faible traînée. Parallèlement des recherches sont menées sur les écoulements laminaires dans les couches limites afin de réduire la traînée (de friction) des profils. Au milieu des années 1930, la série 1 est conçue, décrite non plus par sa géométrie mais par ses caractéristiques de distribution de pression, elle dispose d'un gradient de pression limitant la formation de turbulences. Elle est améliorée par la série 6 à partir de 1939. Le premier avion à bénéficier de ces recherches est le chasseur P-51 disposant d'un profil NACA 45-100[2].

2.3) Forces et moments aérodynamiques :

Pour élément de surface (ds) d'un solide baigné par un fluide réel, l'action de contact est divisée en deux composantes normales à cet élément et une autre tangentielle [14].

2.3.1) Résistance de pression

On appelle résistance de pression la composante dans la même direction verticale de la résultante des forces.

2.3.2) Résistance de frottement

On appelle résistance de frottement la composante dans la même direction tangentielle à la surface de contact de la paroi.

2.3.3) Résistance totale :

La résistance totale est la somme vectorielle de ces résistances (pression + frottement).

Les forces de pression et de frottement peuvent se réduire à un couple C_0 .

La force résultante R se décompose en deux forces

1. Force de traînée (R_x)
2. Force de portance (R_z)

2.3.4) Forces de traînée :

La force de traînée est la force parallèle à l'écoulement on la note (R_x)

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

$$R_x = R = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot \rho \cdot S \cdot v_\infty^2$$

Les coefficients de trainée :
$$C_x = \frac{D}{S \cdot q_\infty} \quad (2.3)$$

2.3.5) Forces de portances :

La force de portance est la force perpendiculaire à l'écoulement notée (R_z) la résultante aérodynamique (R) est proportionnelle à (ρ , S et V^2).

$$R = \frac{1}{2} \cdot C_z \cdot \rho \cdot S \cdot v_\infty^2 \quad (2.4)$$

R : Force de résultante (N)

ρ : Densité du fluide (kg/s m).

S : Nœud voisin dans la direction négative de l'axe des x (cote ouest).

v : Viscosité cinématique du fluide (m^2/s).

$$R_y = R = \frac{1}{2} \cdot C_z \cdot \rho \cdot S \cdot v_\infty^2 \quad (2.5)$$

R : Force résultante (N)

R_y : Force de portance (N)

C_z : Coefficient de portance

$$R_x = R = \frac{1}{2} \cdot C_x \cdot \rho \cdot S \cdot v_\infty^2 \quad (2.6)$$

R_x : Force de trainée (N)

C_x : Coefficient de trainée

Ou :

S : maitre couple de l'obstacle.

De même, le moment résultant M_R du système des forces appliquées sur l'obstacle, par rapport à un point ou un axe, peut écrire :

$$M_R = \frac{1}{2} \cdot C_m \cdot \rho \cdot S \cdot v_\infty^2 \cdot L \quad (2.7)$$

Ou :

$C = C_m$: le coefficient de moment.

M_R : Moment résultant (N.m).

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Les coefficients adimensionnels C_x , C_z , C_m dépendent de la nature de fluide :

- ✚ Pour un fluide incompressible
 - La forme géométrique de corps
 - La rugosité des parois
 - La viscosité du fluide

- ✚ Pour un fluide compressible

Les coefficients C_x , C_z , C_m sont fonction en outre

- Du nombre de mach **M**.
- Du nombre de Prandtl **Pr**.

Les coefficients effort axial :

$$C_A = \frac{A}{S q_\infty} \quad (2.8)$$

A : les forces axiales

Les coefficients effort normal :

$$C_N = \frac{N}{S q_\infty} \quad (2.9)$$

N : les forces normales

Coefficients aérodynamiques :

$$q_\infty = \frac{1}{2} \rho u_\infty^2 \quad (2.10)$$

q_∞ : Pression dynamique

u_∞^2 : La vitesse a l'infini

Les coefficients de pression :

$$C_p = \frac{P(s) - P_\infty}{q_\infty} \quad (2.11)$$

$P(s)$: Distribution surfacique de pression

Les coefficients de frottement :

$$C_{f(s)} = \frac{\tau(s)}{q_\infty} \quad (2.12)$$

$\tau(s)$: Distribution surfacique de frottement

2.4) Effet de l'écoulement autour d'un profil :

Un profil qui a un certain angle incidence par rapport a un écoulement relatif subit des forces de surpression a l'intrados et des forces de dépression a l'extrados (en général, car c'est l'opposé en vol dos). Ces forces se résument globalement en une résultante, qui elle-même peut se décomposer en portance (R qui est perpendiculaire au vent relatif) et en traînée (R qui est parallèle au vent relatif).

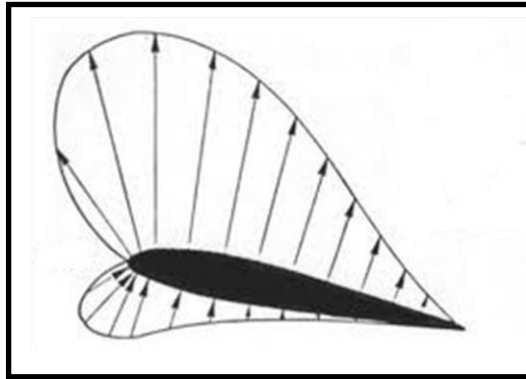


Figure 2.4: Distribution de la pression sur un profil.

2.4.1) Notion de couche limite :

Avant d'aborder le phénomène de décollement, il est nécessaire d'illustrer la structure de la couche limite et son développement. La couche limite est la zone de fluide de faible épaisseur collée à la paroi, dans laquelle se produit l'accommodation entre la vitesse nulle en paroi et la vitesse locale du fluide libre. On introduit toujours la notion de la couche limite quand on examine les écoulements visqueux où les effets du frottement entre le fluide et la surface du solide sont importants. Contrairement aux écoulements parfaits, il existe une condition d'adhérence fluide-paroi, à partir de laquelle la vitesse d'écoulement progresse jusqu'à des gradients de vitesse presque nuls (écoulement potentiel). Cette progression de vitesse donne naissance à une zone visqueuse dite couche limite (Figure 2.5).

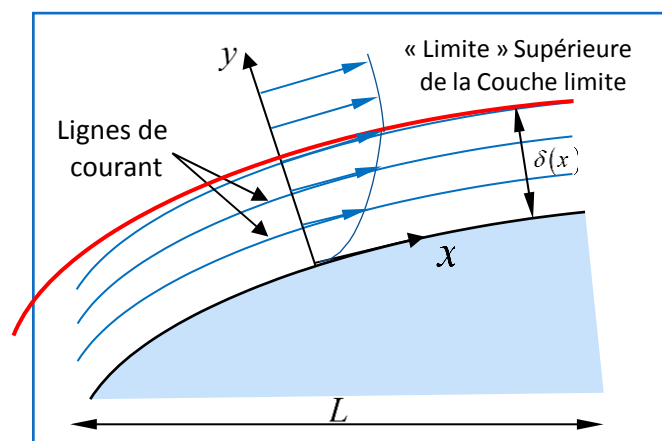


Figure 2.5 : Couche limite développée sur un corps solide [6].

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Condition d'adhérence ($U_{\text{fluïde}}=U_{\text{solide}}$) et la deuxième représente la condition d'écoulement libre ($U_{\text{fluïde}}=U_{\text{externe}}$), entre ces deux valeurs (U_{solide} et U_{externe}) la vitesse se progresse rapidement et donne une distribution représentant une zone appelée couche limite. La répartition de vitesse dans la zone de la couche limite est privilégiée par des grands gradients transversaux de vitesse et par conséquent des forces de viscosité importantes, tandis que la zone d'écoulement libre possède un profil de vitesse constant et donc l'effet de viscosité est nul. La couche limite peut être laminaire (les filets fluides parallèles à la surface de l'aile) ou turbulente (la répartition de vitesse est tout à fait désordonnée). En outre, elle joue un rôle important car elle conditionne directement la résistance du frottement de l'aile. [7]

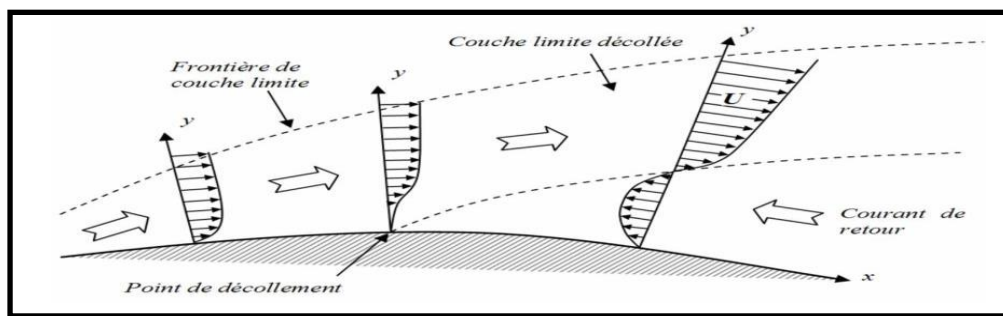


Figure 2.6 : Profils de vitesse lors de décollement.

2.4.2) Le processus et la cause et effet de décollement de la couche limite :

Généralement les décollements de couche limite se produisent donc sur des fortes courbures de paroi ou en présence d'un obstacle venant perturber le champ de pression environnant par exemple en aéronautique le décollement se produit lors des phases de vols où les incidences aérodynamiques sont plus fortes.

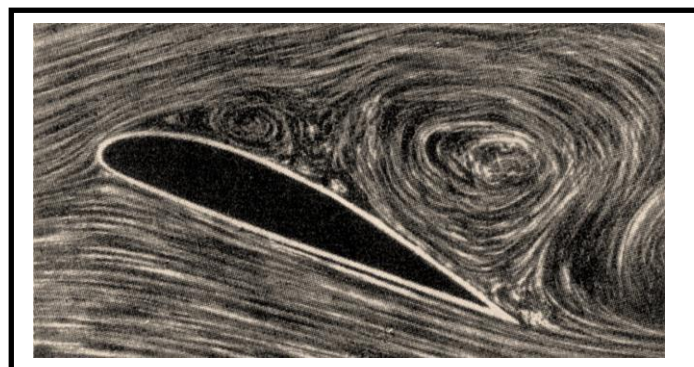


Figure 2.7 : Décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion [8].

Les effets du décollement de couche limite, perturbent généralement les performances aérodynamiques, exprimées par les phénomènes physiques suivants [9] :

- Perturbations des distributions de pression.

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

- Augmentation de la trainée de forme.
- Apparition du décrochage sur les profils.
- Chute de la portance.

Le paragraphe suivant présente le phénomène à contrôler, à savoir le décollement de la couche limite. On peut distinguer deux types de décollement :

- Le décollement causé par un gradient de pression, comme c'est le cas d'un profil placé en incidence.
- Le décollement causé par une singularité géométrique ou décollement inertiel.

2.4.3) Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile :

On définit un profil aérodynamique comme le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion, d'une pale d'hélicoptère ou d'une ailette de turbine ou une aube de compresseur. La forme du profil est une caractéristique essentielle qui influe énormément sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances d'un avion. Selon la figure (2.8), on définit les grandeurs géométriques suivantes d'un profil aérodynamique [9] [8].

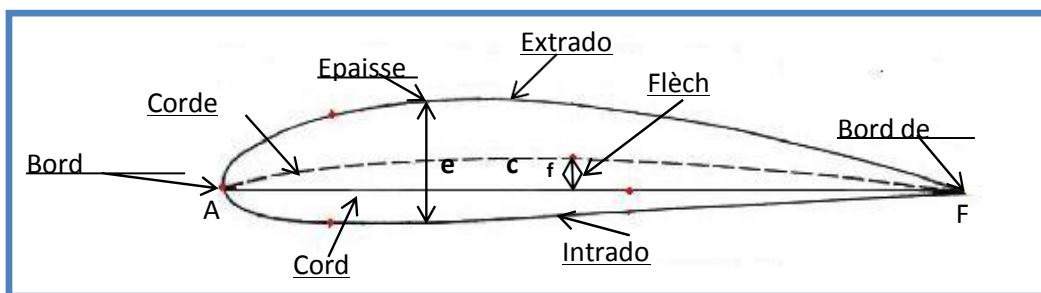


Figure 2.8 : Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile [10].

- (A) Bord d'attaque: le premier point commun entre l'extrados et l'intrados.
- (F) Bord de fuite: le dernier point commun entre l'extrados et l'intrados.
- (AF)Corde : c'est le segment qui lie le bord d'attaque et le bord de fuite.
- (e) Epaisseur: la valeur maximale des distances perpendiculaire à la corde.
- (f) Flèche maximale: la plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à (AF)
- (ACF)Corde moyenne désigné par la lettre c : le milieu des segments perpendiculaire à la corde.

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

2.4.4) Les forces exercées sur un profil :

Pour pouvoir comparer et tester les capacités, l'efficacité et la qualité aérodynamique d'un profil d'aile, les scientifiques ont défini deux paramètres qui donnent la résultante des forces aérodynamiques ces deux vecteurs sont nommés.

- Le premier est le coefficient de portance, qui se note C_z et qui dépend de l'angle d'attaque et de la forme de l'aile, comme le montre la formule :

S: Maitre couple du profil (la surface projetée normalement sur le plan perpendiculaire à la direction de l'écoulement)

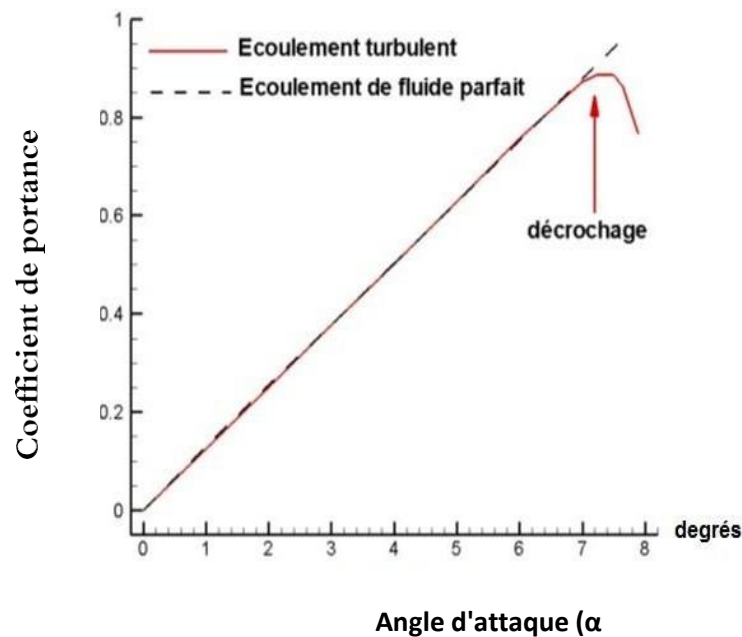


Figure 2.9: Courbe de portance.

2.4.4.a) Décrochage :

Pour un écoulement turbulent, plus l'angle d'attaque est grand plus le C_z augmente, ce coefficient augmente jusqu'à une limite maximale, le $C_{z_{max}}$ obtenue pour un angle d'attaque dit critique, α_c (figure 2.10). Cet angle critique correspond au décollement de la couche limite sur l'extrados ainsi une formation de sillage considérable derrière l'aile. Par contre pour un écoulement de fluide parfait l'évolution de C_z est linéaire.

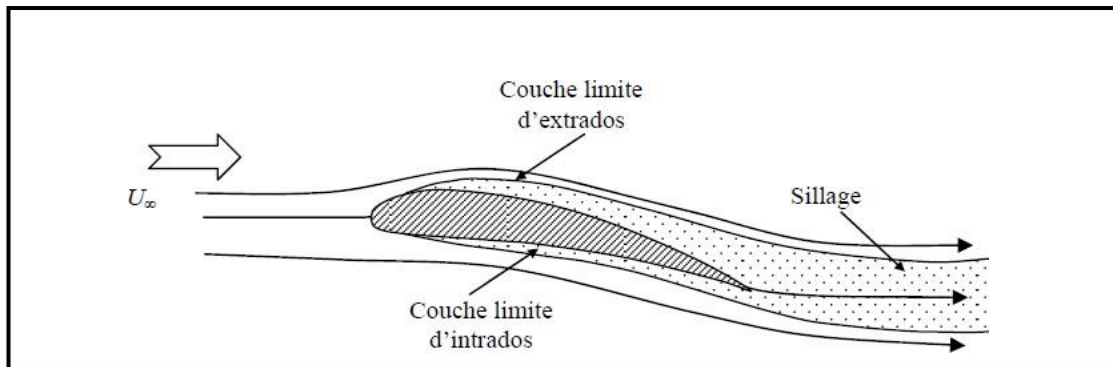


Figure 2.10: Phénomène de décrochage de l'aile [12].

- Le deuxième paramètre est le coefficient de la traînée qui dépend de la répartition de la (la traînée due à la forme) et du frottement, qui crée une résistance. Ce coefficient se note C_x . Au-delà de l'angle d'attaque critique, α_c , la traînée augmente fortement. Donc il y a décrochage.

Cette relation nous donne la forme formule suivante :

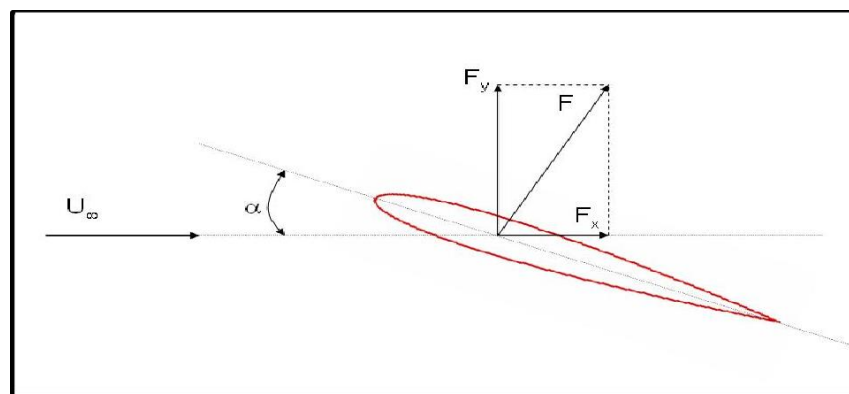


Figure 2.11 : Efforts aérodynamiques sur un profil [13].

2.4.4.b) la traînée :

La traînée peut être décomposée en deux composantes, traînée de pression R_{xp} et traînée de frottement R_{xf} ce qui conduit à la définition correspondants C_{xp} et C_{xf} liés au coefficient de C_x par la relation :

$$C_x = C_{xp} + C_{xf} \quad (2.13)$$

C_{xp} : Coefficient de traînée de portance.

C_{xf} : Coefficient de traînée de frottement.

Ce résultat n'est valable que pour un écoulement plan.

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Dans la pratique les forces de frottements n'interviennent que dans la traînée. la portance étant, en première approximation, la somme des composantes sur la direction qui s'exercent sur la paroi du solide en déplacement relatif dans le fluide.

2.4.5) variation de C_x et C_z avec R_e (nombre de Reynolds) :

Quand R augmente, l'expérience montre que C_z augmente et C_x diminue par une valeur critique de R_e l'ordre de 10 la variation de C_z est très rapide, au-delà de cette valeur augmenté relativement, mais C_z peut être diminuée encore notablement.

Pour l'aile d'allongement infini, la considération que C_x est la somme d'un coefficient de traînée de frottement.

Le coefficient de traînée de pression se déduit de la répartition des pressions autour du profil. Le coefficient de traînée de frottement de l'étude de la couche limite. Tant que l'incidence (α) n'est pas très grand, C_{xp} est notablement inférieur à C_{xf} .

α : Facteur de relaxation.

R_e : Nombre de Reynolds.

2.4.6) Nombre de Reynold :

Pour définir un régime d'écoulement, on peut se baser sur une grandeur adimensionnelle appelée nombre de Reynolds, ce dernier représente le rapport entre les forces d'inertie et les forces de la viscosité, et caractérise l'apparition de la turbulence. Le nombre de Reynolds est défini comme suit :

$$R_e = \frac{\rho V_\infty d}{\mu} \quad (2.14)$$

V_∞ : la vitesse de l'écoulement, exprimée en (m/s).

d : le diamètre caractéristique, exprimée en (m).

ρ : la masse volumique de fluide, exprimées (kg/m³).

μ : viscosité de fluide, exprimées (kg/m.s).

2.5) Méthode des Volumes Finis dans le cas monodimensionnel et bidimensionnel :

2.5.1) Cas monodimensionnel :

La première étape dans ce cas consiste à diviser le domaine en plusieurs cellules régulières appelées volumes de contrôle comme le montre la figure (2.12). L'équation

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

différentielle est alors intégrée sur chaque volume de contrôle, pour nous donner des équations discrétisées. Le principe de conservation est alors assuré pour chaque volume de contrôle et par suite il est vérifié pour tout le domaine. Chaque volume fini entoure un nœud principal "P". Les nœuds voisins sont "E" côté Est et "W" côté West. Les lignes en tirés représentent les faces du volume fini coté est (e) et coté West (w) [18].

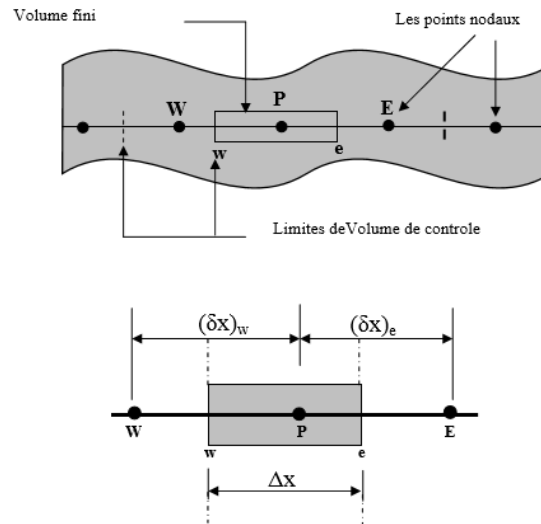


Figure 2.12: Schéma qui montre les différents nœuds et le volume de contrôle.

2.5.2) Cas Bidimensionnelle :

La formulation monodimensionnelle ci-dessus de la méthode des volumes finis peut être étendue au cas bidimensionnel [17]. La formulation bidimensionnelle consiste à subdiviser le domaine d'étude (Ω) en un nombre d'éléments finis. Chaque élément contient quatre nœuds. Un volume fini entoure chaque nœud Figure (2.13) [18].

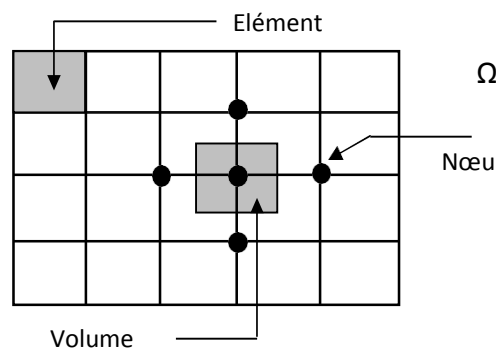


Figure 2.13: Discrétisation en volumes finis du domaine d'étude dans le cas bidimensionnel [18].

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Le nœud principal "P" est entouré par quatre nœuds voisins celui du Nord "N", celui du Sud "S" (dans la direction y) et celui de l'Ouest "W", celui de l'Est "E" (dans la direction x). Les points (e : est, w : West, n : nord, s : sud).

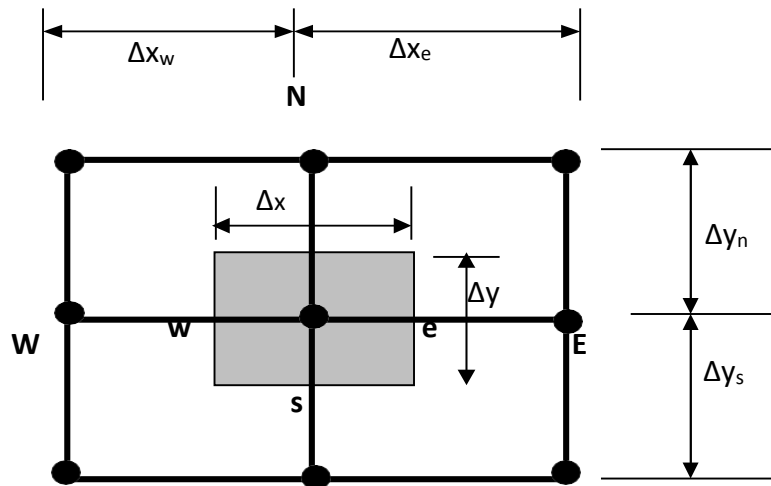


Figure 2.14: Description bidimensionnel d'un volume fini [17].

2.6) Notions sur l'écoulement autour des obstacles :

Les écoulements autour des obstacles est un phénomène physique qu'on rencontre dans divers domaines technologiques comme l'ingénierie navale, aéronautique, météorologie...etc. En effet, la compréhension de ce problème classique de mécanique des fluides revêt une importance pratique dans les applications aérodynamiques et Hydrodynamiques. Dans ce chapitre nous allons exposer les définitions de base de mécanique des fluides, des écoulements autour des obstacles et à la fin, nous allons énumérer certains travaux de recherches qui se sont intéressés à cette thématique. Les études traitent le problème de l'écoulement de fluide autour des corps est l'un des phénomènes importante qui a été étudié dans le domaine de la mécanique des fluide. Ces dernières années, les études ont suscité un intérêt considérable et beaucoup d'attention en raison d'améliorations des techniques de mesure expérimentales. Le phénomène d'instabilité de Bénard-Von Karman est l'un des problèmes les plus classiques de mécanique des fluides. C'est le modèle le plus simpliste permettant une approche concrète des phénomènes de turbulence générés par la présence d'un obstacle sur le trajet d'un écoulement laminaire. Son étude connaît depuis quelques années un nouvel engouement lié à la possibilité de modifier l'écoulement en faisant osciller l'obstacle. Von-Karman a placé un obstacle cylindrique sur le trajet d'un écoulement parallèle. Selon le nombre de Reynolds Re de l'écoulement on observe des comportements distincts. Pour les valeurs de Re faibles,

Chapitre 2 : Écoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

l'écoulement est laminaire. Pour les valeurs de $Re > 46$ on obtient ce que l'on appelle une allée tourbillonnaire alternée de Bénard-Von Karman comme la montre la figure (2.16).



Figure 2.15: Allée tourbillonnaire alternée de Bénard-Von Karman.

2.7.1) Résistance d'une cylindre :

Pour un écoulement bidimensionnel, il semble que par raison de la symétrie, les forces de résistance se réduisent à la seule force qui est la traînée R_x pour une longueur L est un diamètre D_c du cylindre on écrit donc :

$$R_x = C_x \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 D_c L \quad (2.15)$$

En prenant pour les nombres de Reynolds $Re = v_\infty^2 D_c / \nu$, les résultats concernant les variations de C sont analogues pour ceux trouvés pour le cas de la sphère, et cela dans les deux cas : le cylindre est d'une longueur finie ou non.

2.7.2) Cylindre de longueur infinie :

Pour il est possible d'utiliser le cylindre fini l'approximation des écoulements rampants et il faut tenir compte des forces d'inertie, LAMB propose la relation :

$$C_x = \frac{8p}{2} (2 - \ln Re)^2 \quad (2.16)$$

2.7.3) Cylindre de longueur finie :

Pour les surfaces latérales du cylindre d'une longueur L , le fluide passe de l'amont vers l'aval. La pression moyenne qui règne dans la zone du sillage est plus basse, c'est le phénomène de ventilation du sillage qui est d'autant plus intense dans le cas où le cylindre est plus court rapport à celle d'un tronçon cylindrique identique exposé à un écoulement bidirectionnel.

Il est toujours cependant de calculer le coefficient de traînée globale défini par la formule :

$$R_x = C_x \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 D_c L \quad (2.17)$$

Chapitre 2 : Ecoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Oui est un coefficient moyen, qu'on sera amené à comparer avec coefficient C_{x0} du cylindre d'allongement infini.

Si le sillage est assez long ($\frac{L}{D_c} \geq 16$) on admet que ($\frac{C_x}{C_{x0}} = 1$) on introduit la composante ($v_N = v_\infty \cos \alpha$) de la vitesse dans la direction normal au cylindre et le nombre de Reynolds Re .

$$Re = v_N \cos \alpha \frac{D_c}{2} . \quad (2.18)$$

Les nombres critique sont donnees par $R_{cx} = R_{cx0} \cos(\alpha)$ pour un écoulement subaubeétique on admet que la force N.

$N = C_x \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 D_c L$, qui s'exerce normalement au cylindre est égal a celle qu'on aurait si le cylindre était soumis la vitesse V_N

$$N = C_{x0} \frac{1}{2} \rho v_N^2 D_c L \quad (2.19)$$

$$= C_{x0} \frac{1}{2} \rho v_\infty^2 D_c L \cos(\alpha) \quad (2.20)$$

et par suite

$$C_N = C_{x0} \cos^2(\alpha) \quad (2.21)$$

Est égal au coefficient C_x d'un cylindre place normalement a l'écoulement et calcule par la valeur de Re .

2.8) Paradoxe de l'effet Magnus :

La théorie classique provient qu'un solide aeteur duquel il existe une circulation et place dans un courant fluide uniforme à l' infini subit une force transversale portante (portance) dont la direction est déterminée par la règle de Kutta-Joukowski.

Pour un cylindre circulaire de diamètre D_c d'allongement infini tournant aeteur de son axe avec la vitesse périphérique U coefficient de portance est théoriquement donnée par :

$$C_z = \frac{\rho v_\infty D_c U \pi}{\frac{1}{2} v_\infty^2 D_c \rho} \quad (2.22)$$

$$= \frac{\rho v_\infty R_x}{\frac{1}{2} v_\infty^2 D_c \rho}$$

$$= 2\pi \frac{U}{v_\infty} \quad (2.23)$$

Chapitre 2 : Écoulements autour des profils (Cylindre, Aube, D'aile)

Or, l'expérience montre que pour de faible vitesse de rotation et des nombres de Reynolds ($Re = v_{\infty} \frac{D_C}{\mu}$) modères, la force de portance est dirigée dans le sens opposé à celui qu'indique la théorie classique.

Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons étudié la notion des écoulements autour d'un profil et des écoulements autour des obstacles.

Des aspects essentiels relatifs aux écoulements autour des obstacles tels que la couche limite et les sillages ont été introduits dans ce chapitre. La comparaison entre les principales méthodes numériques utilisées pour la résolution des équations des écoulements a permis de justifier la méthode que nous avons adoptée pour notre cas, à savoir la méthode des volumes finis.

Chapitre 3 :
Résultats et interprétions de simulation

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

Introduction :

Notre étude concerne l'écoulement autour des profils respectivement un cylindre, un Aube et le profil d'aile du type NACA 23012 ; ces profils constitué un obstacle perturbateur de l'écoulement amont. On utilise le code de calcul Fluent pour la simulation.

Dans ce qui suit, sera décrite la méthodologie de résolution numérique utilisée par le code de calcul Ansys FLUENT.

On débute par la définition de la géométrie du profil à étudier, la génération de son maillage, ainsi que le choix des conditions aux limites afin de résoudre numériquement l'écoulement externe qui en résulte.

On utilise Le modèle du modèle Standard k- ω SST (Shear Stress Transport) ou transport des contraintes de cisaillement turbulentes. Ce modèle combine la robustesse et la précision de la formulation du modèle k- ω dans la région proche des profils avec le modèle k- ϵ et tous ses types pour les écoulements libres loin de la paroi. La définition de la viscosité turbulente est modifiée pour prendraient compte le transport des contraintes de cisaillement turbulentes.

3.1) Présentation du modèle utilisé

3.1.A) Classification des modèles de la turbulence de la simulation :

On distingue deux catégories de modélisation :

- **Modèle à viscosité turbulente** (modèles du 1^{er}ordre) basés sur l'hypothèse de Bousines qui consiste à modéliser directement les tensions de Reynolds à l'aide de la viscosité turbulente μ^t relativement facile à utiliser mais la qualité de la modélisation de μ^t influe directement sur la qualité de l'écoulement moyen.
- **Modèle du 2ndordre** : les tensions de Reynolds sont calculées directement, la modélisation se porte alors sur des moments d'ordre supérieur. La mise en œuvre est plus délicate mais les résultats sont de meilleure qualité.

On pratique selon le nombre d'équations supplémentaires du modèle n'introduisant pas de nouvelles inconnues [18] ; On distingue :

- 0 équation (longueur de mélange)
 - 1 équation (k, énergie cinétique turbulente)
 - 2 équations (k- ϵ , k- ω , SST, ...)
 - 7 équations Modèles du 2eme ordre
- } Modèles du 1^{er} ordre.
- } Modèles du 2nd ordre.

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

➤ **Modèle k-epsilon**

Le modèle (k- ϵ) standard est l'un des modèles de turbulence les plus populaires et les plus utilisés, il s'avère actuellement l'un des plus répandus dans les applications pratique. C'est un modèle semi empirique fondé sur l'hypothèse de Boussinesq, consistant à postuler l'alignement entre le tenseur de déformation moyen et le tenseur des contraintes de Reynolds.

*Tel que rappelé par C. Bailly et G. Comte-Bellot (2003), c'est à Jones & Launder qu'on doit les premières formulations du modèle et à Launder & Spalding, la détermination des constantes du modèle. Ar l'intermédiaire de la viscosité turbulente [18].

➤ **Le modèle k- ω de Wilcox (1988) :**

Ce modèle présente le grand avantage de ne pas comporter de fonction d'amortissement dans le second membre des équations de transport ni dans l'expression de la viscosité turbulente. Par contre, il est très sensible à la condition limite à imposer sur ω aux frontières des couches Limites et des sillages [18].

➤ **Le modèle k- ω de Menter avec correction SST (1992) :**

Il s'agit d'un modèle bicouche, k- ω de Wilcox et k- ϵ de Launder – Sharma, développé pour remédier au problème de sensibilité à la valeur de ω à l'extérieur des couches limites. Menter ajoute en plus une correction dite SST pour « Shear Stress Transport » [17].

3.1.B) Présentation de l'ANSYS-Fluent :

Ces deux logiciels permettent d'effectuer des simulations en matière de mécanique des fluides. Ils portent le nom des compagnies qui les ont développés, rachetés par ANSYS. In respectivement en février 2003 et en février 2006. Fluent est un solveur : il ne comporte pas de meilleur (le maillage doit être réalisé avec un logiciel de maillage, Gambit par exemple, qui est également édité par ANSYS). Fluent est un solveur très utilisé dans l'industrie et la R&D à travers le monde. Il est souvent considéré comme une référence dans le domaine de la modélisation fluide. Le paramétrage du modèle se fait par une interface graphique. Il dispose d'une interface de scripts pour automatiser les processus de calcul. L'un des intérêts de ce logiciel de simulation généraliste, est qu'il dispose d'un nombre relativement important de modèles, pouvant faire face à divers aspects de la mécanique des fluides : écoulements diphasiques (miscible, non miscible, cavitation, solidification), turbulence (LES, KE, KW, SA, Reynolds stress...), combustion (pré-mélangé et non pré-mélangé), transport de particules, écoulements en milieux poreux, maillages mobiles et dynamiques avec reconstruction du maillage, entre autres. Les schémas numériques temporels et spatiaux peuvent être modifiés pour améliorer la convergence.

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

La création de la géométrie, le maillage, la définition physique, la solution et le poste traitement pour le CFD sont disponibles dans un environnement simple de simulation. Le CFD avec la solution de Ansys fournit une interface à l'utilisateur et une structure de dossier communes, permettant l'exécution facile de la simulation à partir de la géométrie jusqu'au post-traitement.

3.1.C) Prétraitement du CFD (computationnel fluide Dynamics) :

Le module ANSYS est une interface moderne de la définition physique exigée pour l'analyse du CFD. En outre, cet outil lit un ou plusieurs maillages d'une variété de sources et fournit à l'utilisateur des options pour assigner des différents milieux. La fidélité de la simulation est liée directement au choix des modèles physiques disponibles.

Le logiciel ANSYS contient un grand nombre de modèles physique pour avoir unesimulationprécised'unegrandevariétéd'applicationsindustrielles.

Le module ANSYS-proprement quant à lui de définir les conditions aux limites et initia les du système, ainsi que les équations à résoudre, le type de résolution (régime permanent ou non permanent), les paramètres du solveur, à savoir : le pas de temps, le nombre d'itérations, le critère de convergence ainsi que la nature des fluides(ou solides) en présence.

Les condition seaux limites sont de5types: (A) inlet, (B) outlet, (C) opening,(D) wall et symétrie.

- ✓ Les conditions de type (**Entrée**) sont utilisées dans le cas d'un écoulement entrant l'intérieur du domaine.
- ✓ Les conditions de type(**Sortie**) sont quant elles utilisées dans le cas d'un écoulement sortant à l'extérieur du domaine.
- ✓ La condition(**Ouverture**) est utilisée dans le cas d'une méconnaissance de la nature entrante ou sortante de l'écoulement.
- ✓ La condition aux limites de type(**Paroi**) est attribuée aux parois imperméable sa l'écoulement.
- ✓ Enfin, si l'écoulement présent un plan de symétrie, il est possible d'attribuer la condition(**Symétrie**) à ce plan.

3.2) application pour le cas d'un cylindre :

Le domaine de calcul employé pour les simulations d'un cylindre circulaire fixe infini et de diamètre 0,05 m avec des nombres de mach respectifs 0.2, 0.4 et 0.6voire la figure (3.1) ; le profil est installée en soufflerie à l'atmosphère standard à l'altitude Zéro.

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

Les dimensions du domaine de calcul dans la direction de l'écoulement(X), transverse (Y) respectivement. La longueur en amont du cylindre pour toutes les simulations est fixée à D 0,05m, ce qui est suffisamment pour ce genre de configurations.

En amont du profil, une vitesse uniforme sans turbulence artificielle est imposée pour notre fluide qui est l'air. Des conditions de symétrie sont imposées sur les faces supérieure et inférieure du domaine tandis que des conditions périodiques sont employées sur les faces latérales.

- ◆ Création de la géométrie et le volume de contrôle :
 - Haut périodique
 - Bas périodique
 - Entrée inlet
 - Sortie outlet
 - Wall : cylindre

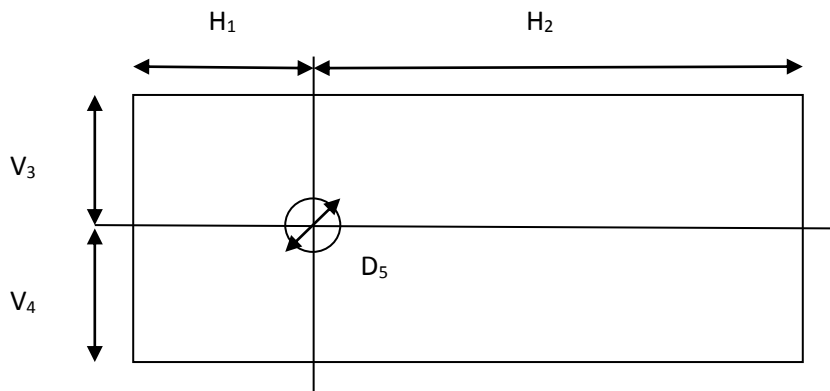


Figure 3 : Création de la géométrie et le volume de contrôle.

-Diamètre : Wall, cylindre diamètre $D_5= 0,05$ m

-Haut périodique $H_1= 0,35$ m.

-Bas périodique $H_2= 1,5$ m.

-Entrée inlet, vitesse entrée : $V_3= 0,35$ m .

-Sortie outlet, vitesse sortie : $V_4= 0,35$ m .

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

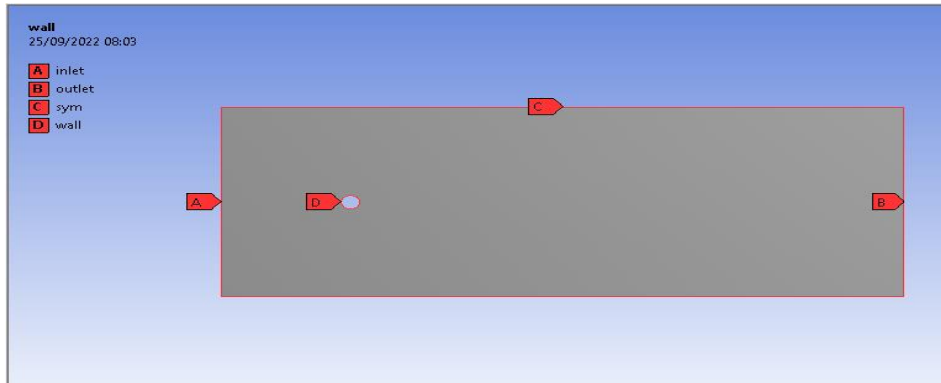
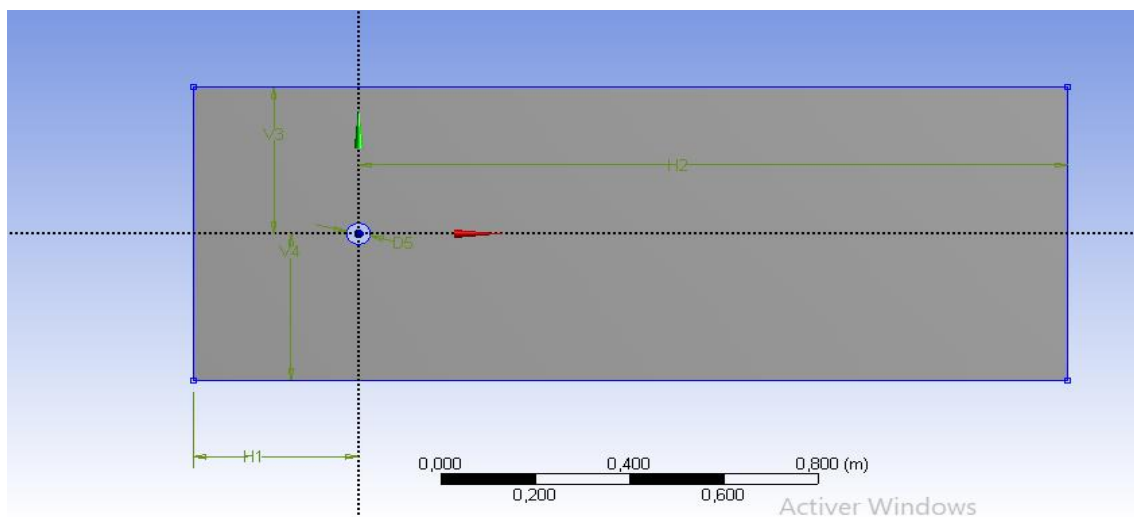


Figure 3.1:Composition de la géométrie dans profil cylindre

Esquisse		Modélisation	
Vue détails			
Détails de Esquisse1			
Esquisse		Esquisse1	
Visibilité d'esquisse		Afficher l'esquisse	
Afficher les contraintes?		Non	
Cotes: 5			
<input type="checkbox"/> D5		0,05 m	
<input type="checkbox"/> H1		0,35 m	
<input type="checkbox"/> H2		1,5 m	
<input type="checkbox"/> V3		0,35 m	
<input type="checkbox"/> V4		0,35 m	
Arêtes: 5			
Ligne		Li7	
Ligne		Li8	
Ligne		Li9	
Ligne		Li10	
Cercle plein		Cr11	



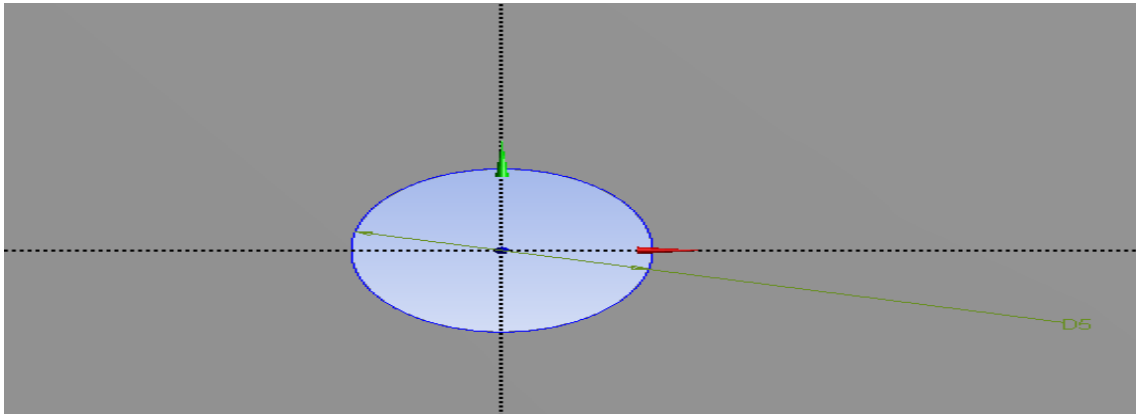


Figure 3.2:Dimensions (cylindre +domaine de calcul).

3.2.A) Maillage de cylindre :

On génère un maillage surfacique pour voir la distribution des mailles, en prenant soin d'assurer le raffinement du maillage au niveau de l'obstacle cylindre. On définit la valeur minimale de y^+ afin de pouvoir raffiner convenablement le maillage au niveau de la couche limite de sorte à s'adapter au comportement du fluide dans la couche limite.

- Nombre total d'éléments: 35 324 éléments.
- Nombre total nœuds : 18496 nœuds.

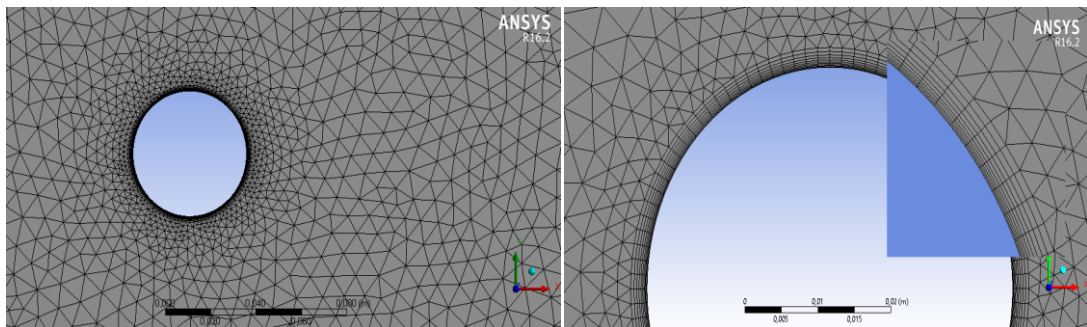


Figure 3.3: maillage structures du domaine cylindre de loin et zoomé proche de la paroi.

Chapitre 3 : Résultats et interprétations

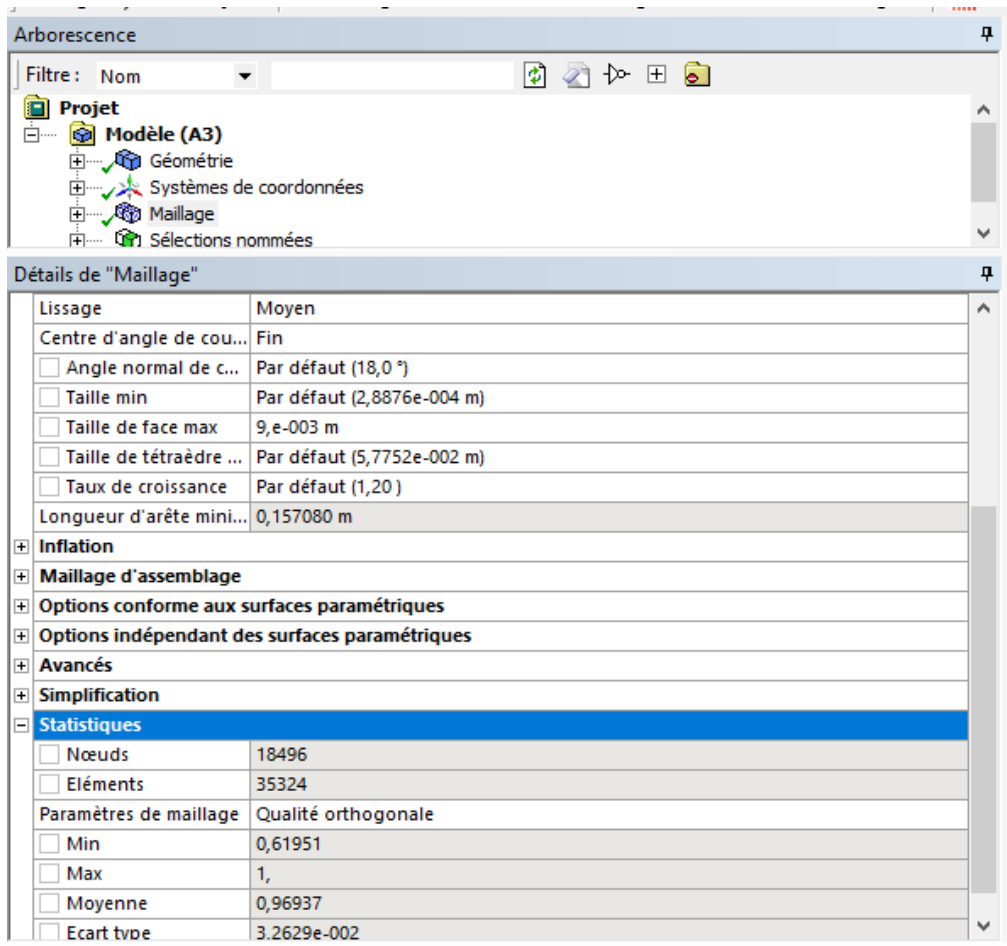
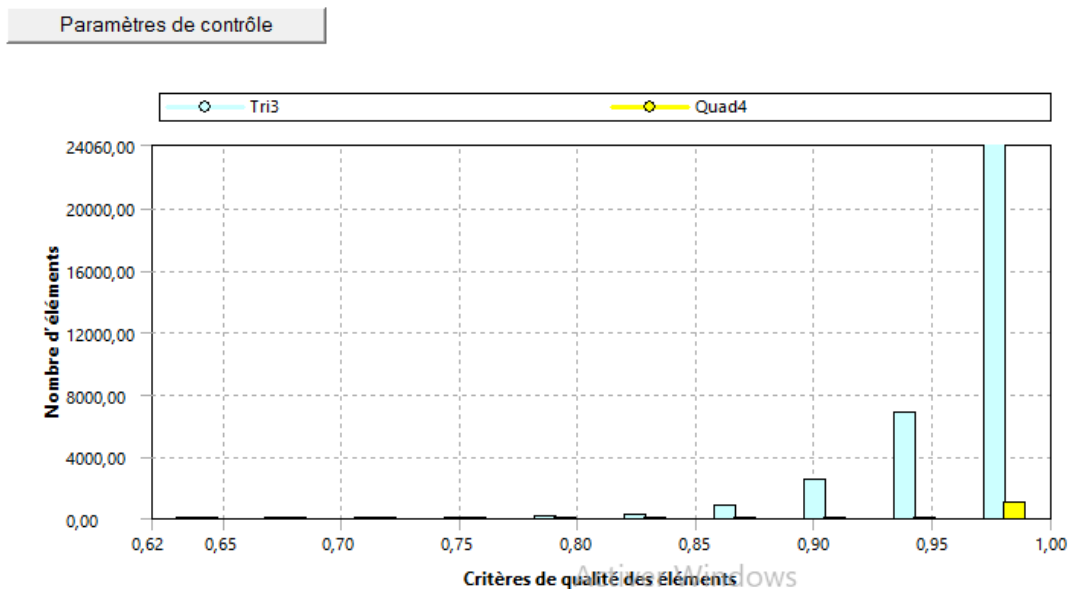


Figure 3.4 : détails de maillage

Afin de vérifier la qualité du maillage, une interface dans ANSYS nous permet d'analyser le maillage, la figure (3.5) montre une comparaison entre notre maillage et les critères d'évaluation de maillage effectué par ANSYS.



Chapitre 3 : Résultats et interprétions

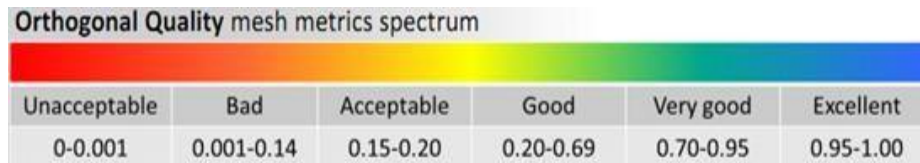


Figure 3.5 : Evaluation de la qualité du maillage en cylindre.

D'après la figure (3.5) on remarque que la quasi-totalité des éléments sont situés dans un intervalle entre [0.95-1.00], de plus l'adaptation de notre maillage proche paroi nous permet de conclure que notre maillage est adapté pour capter les variations physiques du phénomène recherché.

3.2.B) Définition du problème :

3.2. B.1) Hypothèses:

- Ecoulement compressible.
- Fluide visqueux.
- Ecoulement stationnaire.

3.2. B.2) Conditions initiales:

- Nombre de Mach : $M=0.2$
- Pression : $T=298,15$ K
- Vitesse initiale : $V=M \cdot \sqrt{\gamma RT}=69,2233$ m/s
- Wall : cylindre
- Pression : 0 Pa

3.2. C) Convergence :

La convergence est contrôlée à travers les résidus de calcul en termes de continuité, vitesses dans les différentes directions et les paramètres du modèle de turbulence choisis, à savoir k et ϵ .

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

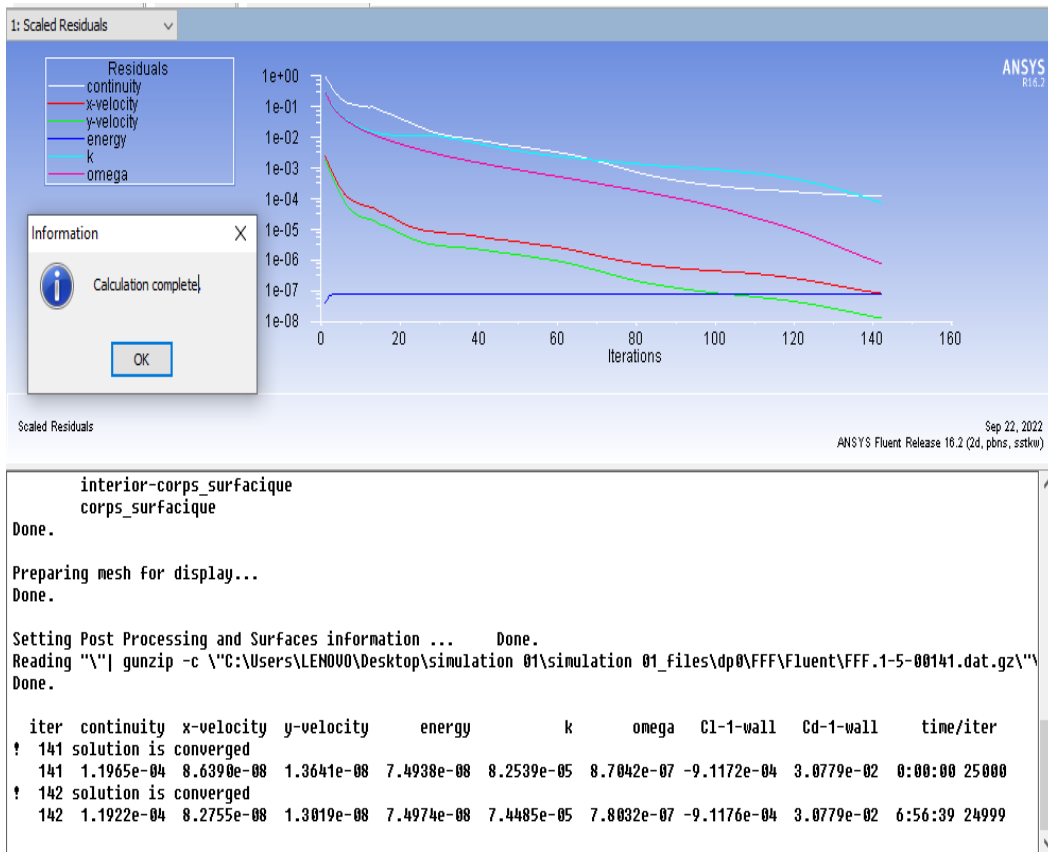


Figure 3.6 : l'histoire et solution de convergence des résiduels de cylindre.

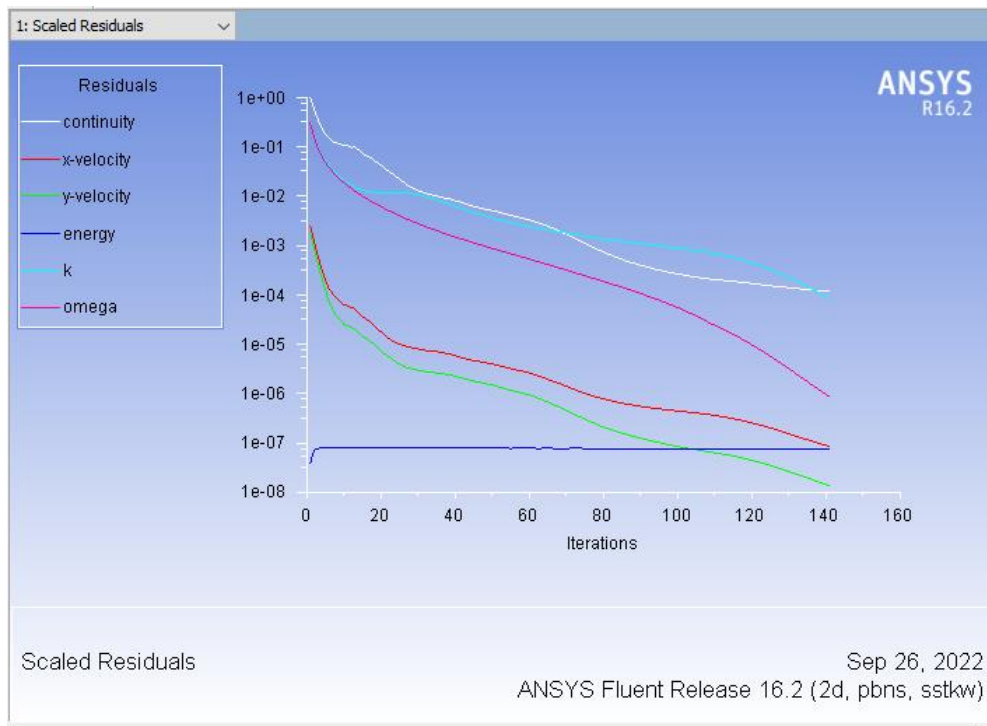


Figure 3.7 : l'histoire de convergence des résiduels a cylindre.

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

Après avoir définis les conditions physiques de notre problématique, et après avoir obtenus la convergence de notre modèle après 142 itérations, viens alors l'étape d'analyse des résultats obtenus. Pour ce faire, on se propose de faire varier nombre de mach d'incidence M de la valeur 0.2 et 0.4 et 0.6, afin de mettre en évidence l'influence de l'angle d'incidence sur la formation de la couche limite.

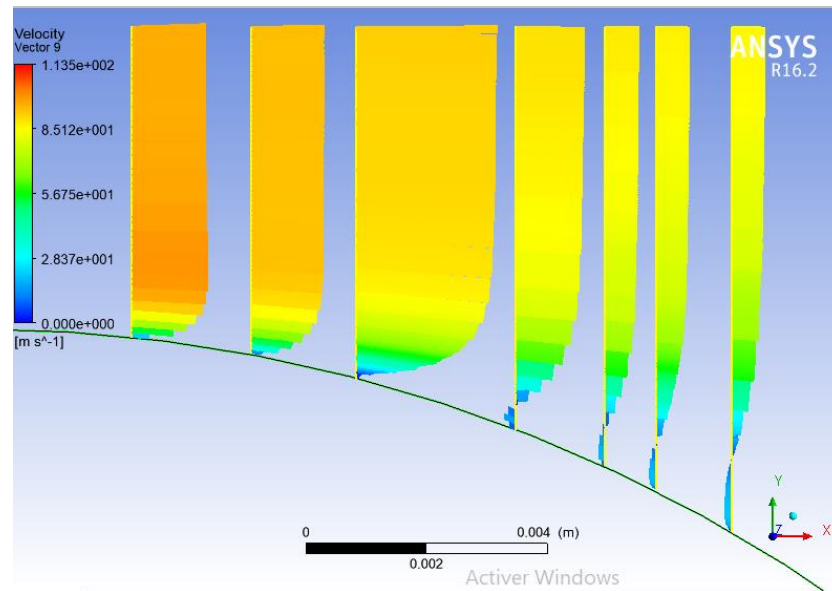
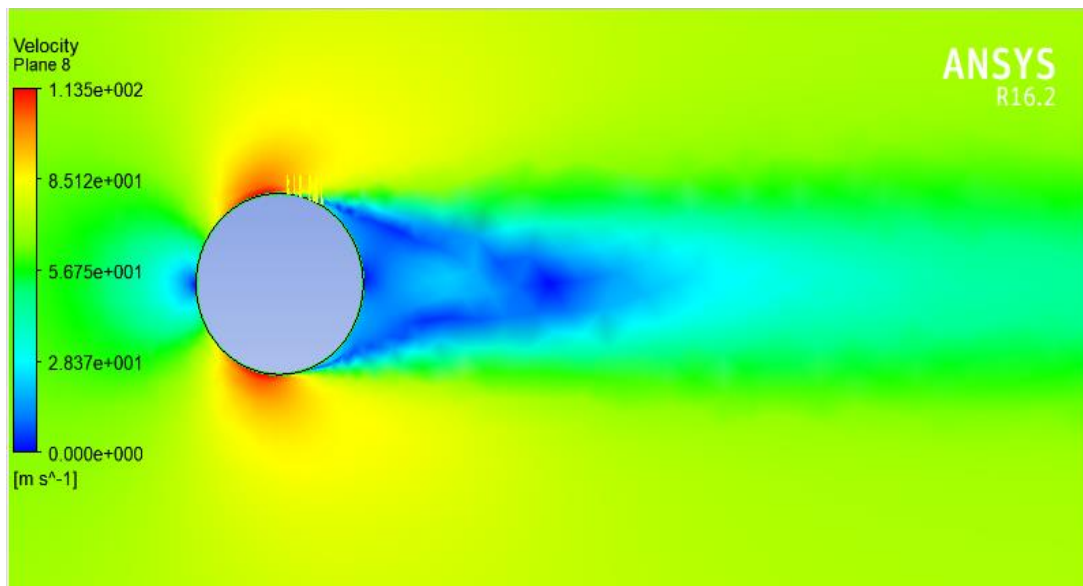


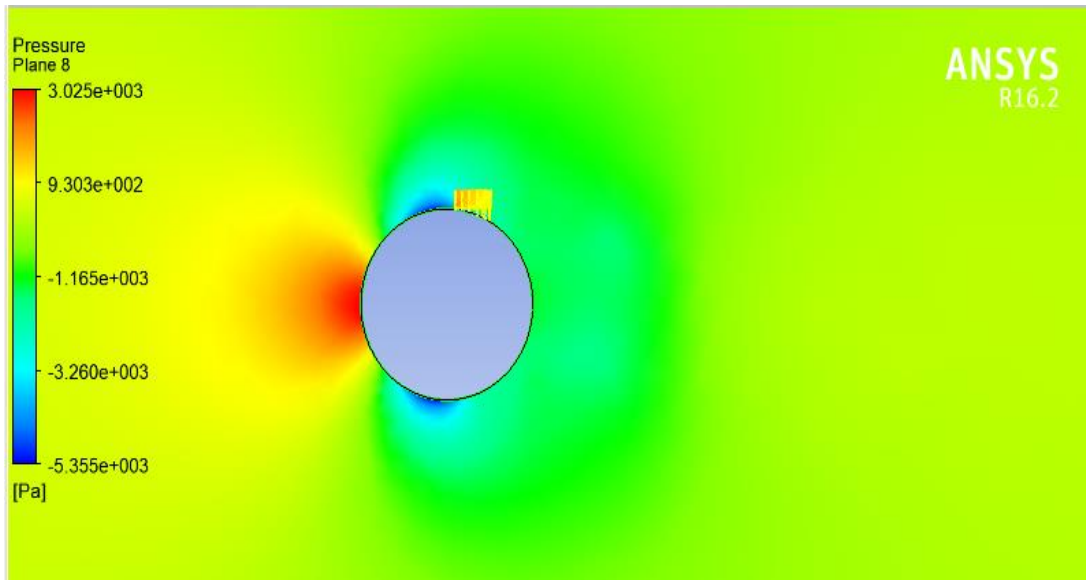
Figure 3.8 : Evolution du gradient de vecteur sur la paroi du cylindre.

3.2.D) Résultats :

3.2. D.1) Validation du cas d'un cylindre $M=0,2$:



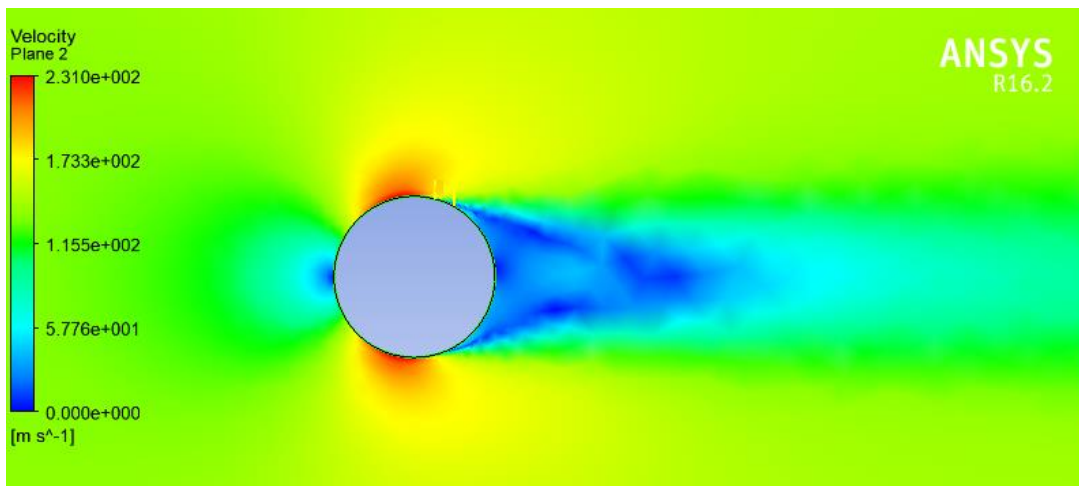
a) Gradient de Vitesse à $M=0,2$



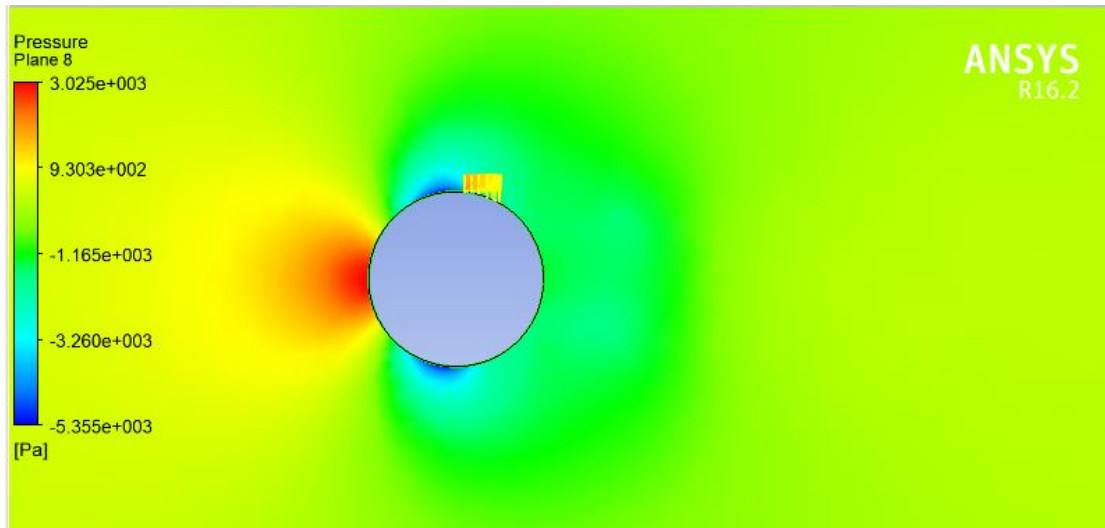
b) Gradient de Pression à $M=0.2$

Figure 3.9 : Validation la vitesse et pression du cas d'un cylindre $M=0,2$

3.2. D.2) Validation du cas d'un cylindre $M=0,4$:



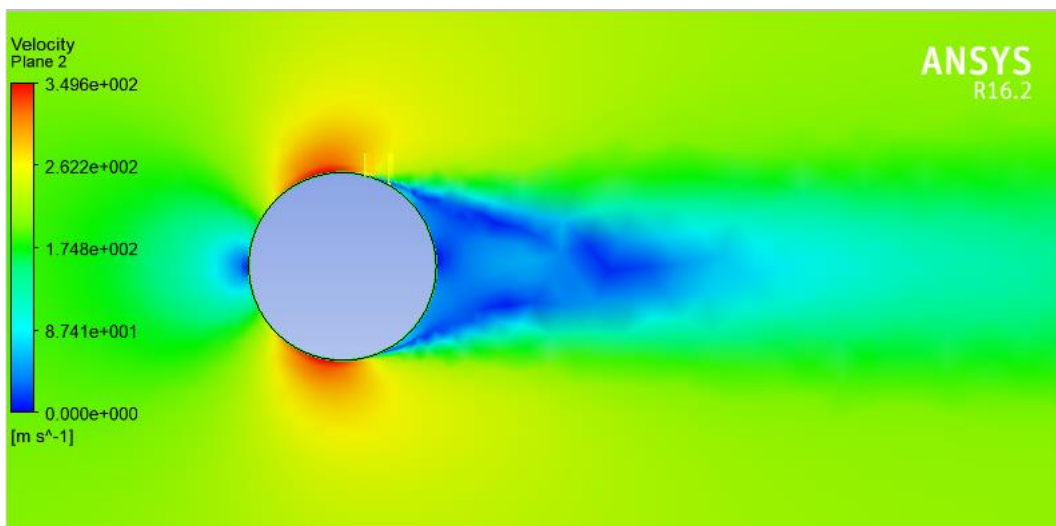
a) Gradient de Vitesse a $M=0.4$



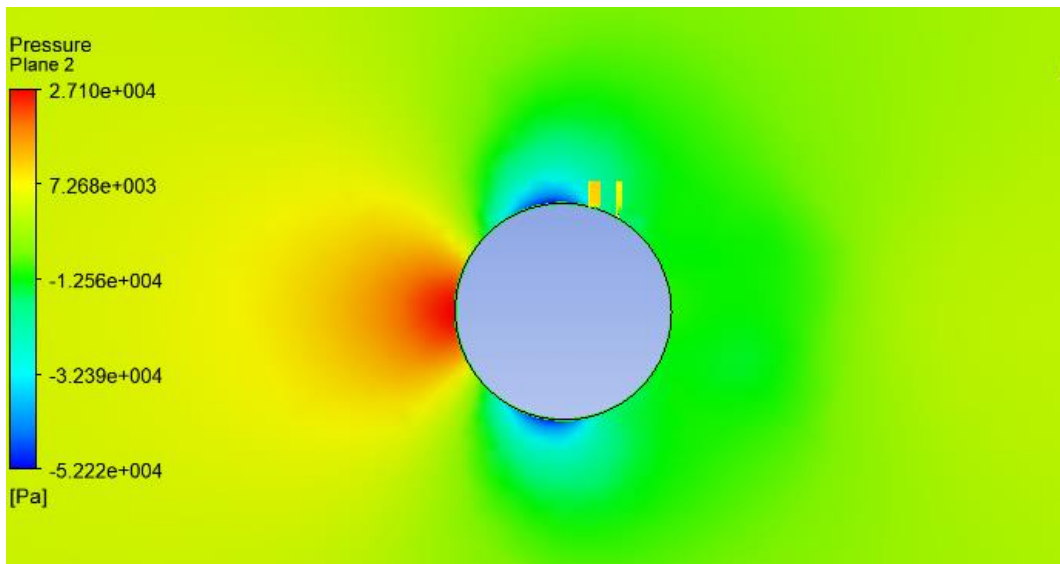
b) Gradient de Pression a $M=0.4$

Figure 3.10 : Validation la vitesse et pression du cas d'un cylindre $M=0,4$

3.2. D.3) Validation du cas d'un cylindre $M=0,6$:



a) Gradient de Vitesse à $M=0.6$



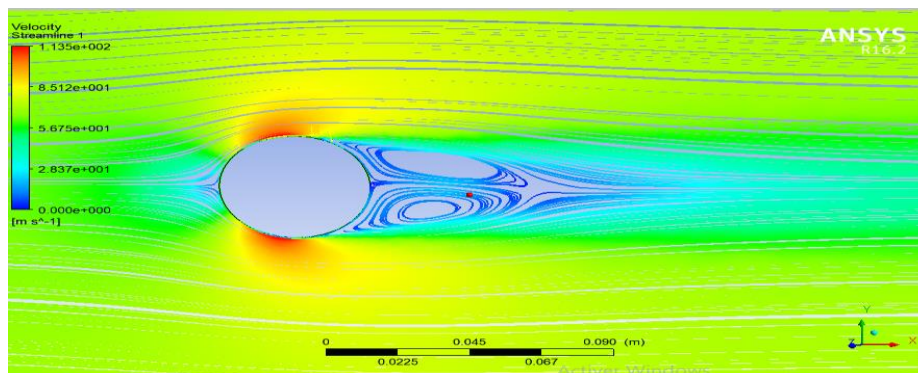
b) Gradient de Pression à M=0.6

Figure 3.11 : Validation la vitesse et pression du cas d'un cylindre M=0,6

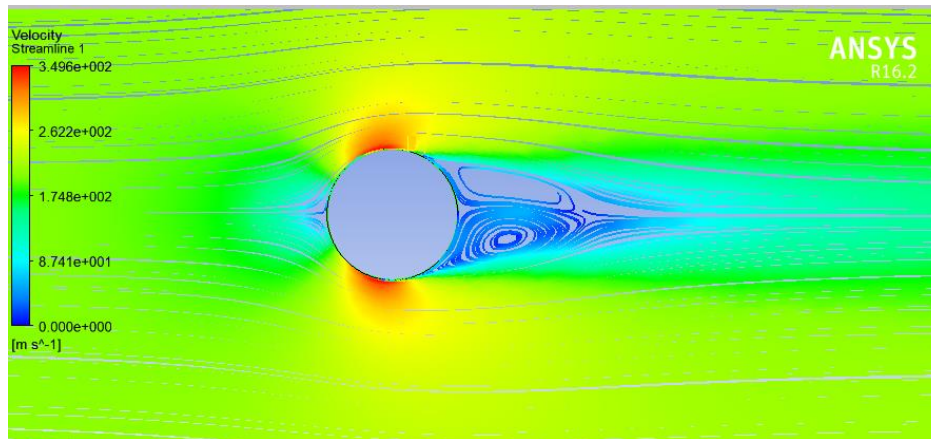
3.2.E) Commentaire sur les résultats obtenus pour un nombre de mach

(M=0.2, M= 0.4, M=0.6) :

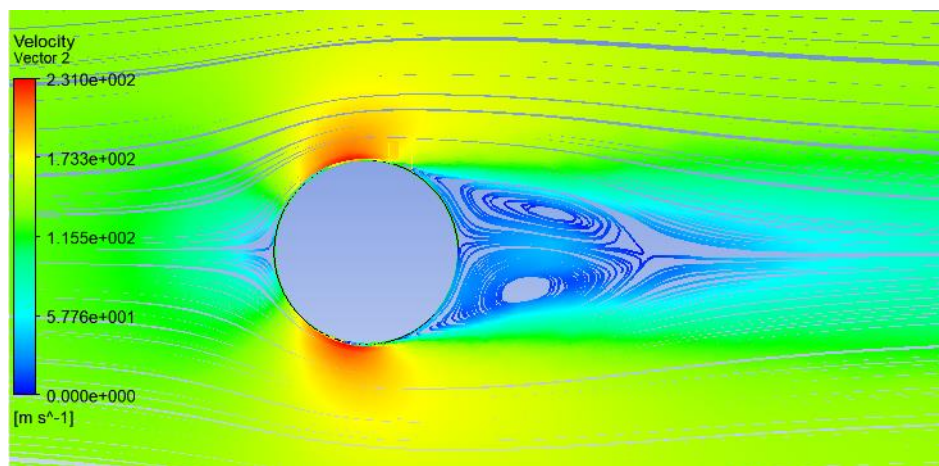
- Interprétation des résultats numériques de 3 cas vitesse M=0.2, M= 0.4, M=0.6.



a) M=0.2



b) $M=0,4$

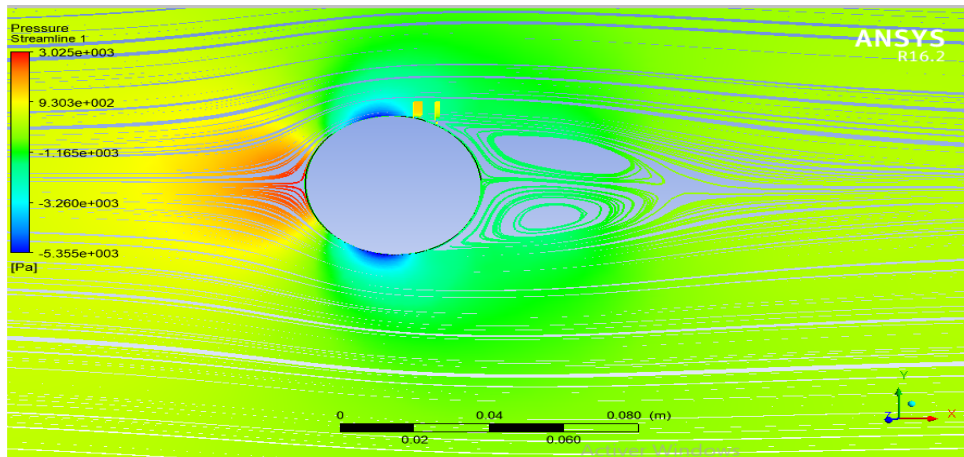


c) $M=0,6$

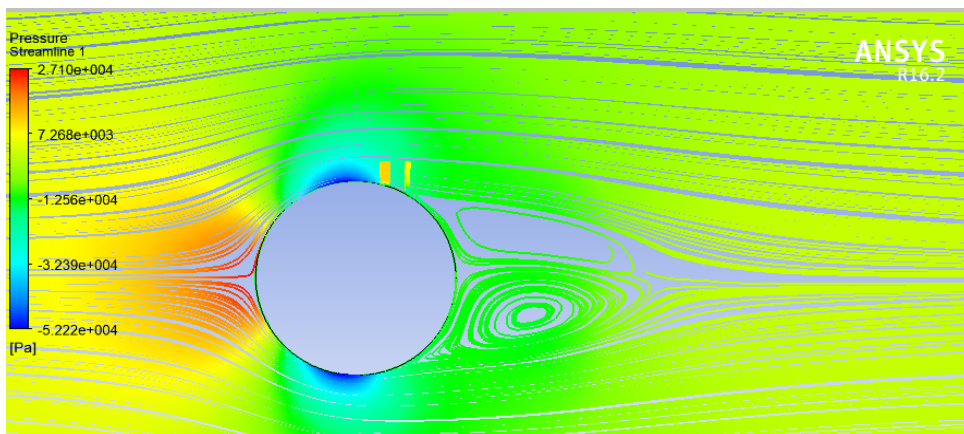
Figure 3.12 : contours des vitesses dans cylindre pour les trois nombres de mach M d'incidence

A l'amont du cylindre l'air exerce une pression quant en aval, on observe l'augmentation de la turbulence, c'est-à-dire que l'air n'est pas attachée à la paroi ; on parle du décollement de la veine fluide l'étendue du décollement augmente avec l'augmentation du nombre de mach.

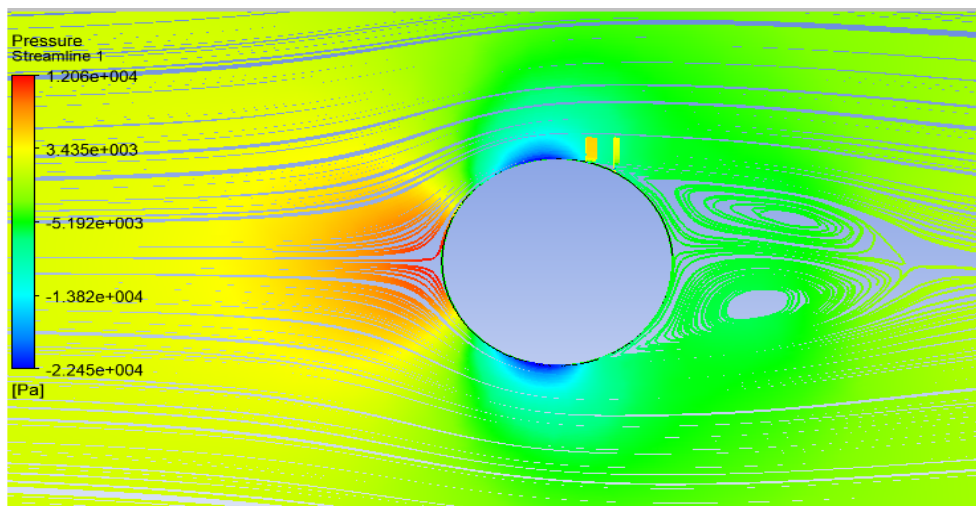
- **Interprétation des résultats numériques de 3 cas pression $M=0.2$, $M= 0.4$, $M=0.6$**



a) $M=0.2$



b) $M=0.4$



c) $M=0.6$

Figure 3.13: Contours de pression statique de cylindre (a : 0.2, b : à 0.4 et c : à 0.6).

3.3) Cas d'Aube :

Le domaine de calcul employé pour les simulations d'un Aube infini est représenté sur la figure (3.14) avec un nombre de mach (0.2, 0.4, 0.6). Les dimensions du domaine de calcul sont dans $R= 0,03m$ la direction de l'écoulement (X), transverse (Y) respectivement. La longueur en de l'Aube pour toutes les simulations est fixée à épaisseur $E= 0,01 m$, ce qui est suffisamment pour ce genre de configurations. A l'entrée, une vitesse uniforme sans turbulence artificielle est imposée pour notre fluide .Des conditions de symétrie sont imposées sur les faces supérieure et inférieure du domaine tandis que des conditions périodiques sont employées sur les faces latérales.

2D, plaque rectangulaire d'épaisseur 0.01m, domaine rectangulaire.

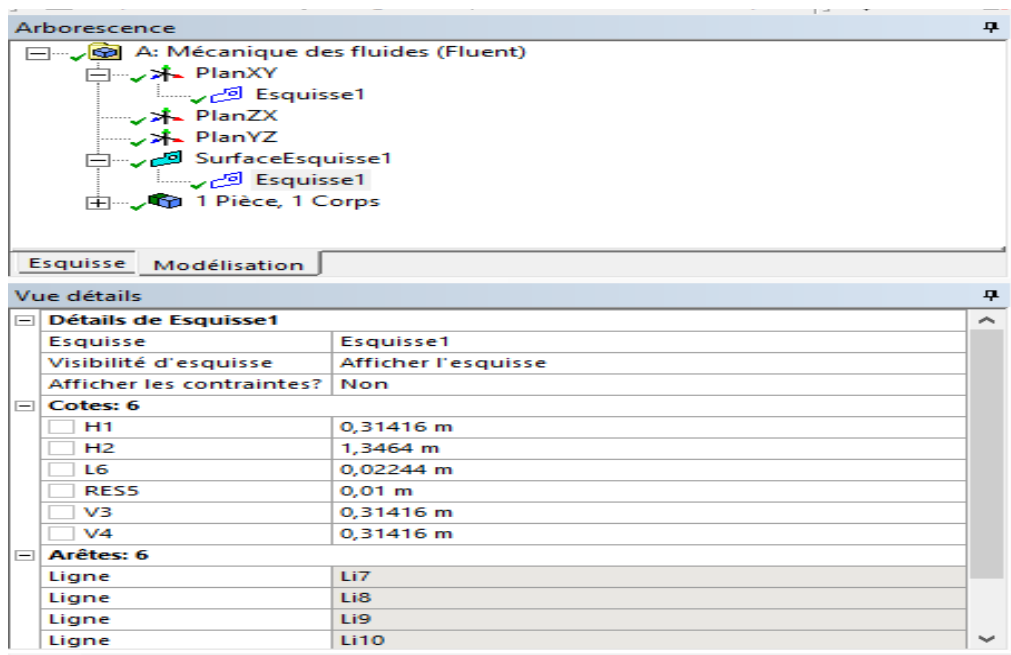


Figure 3.14: détails dimensions (Aube +domaine de calcul).

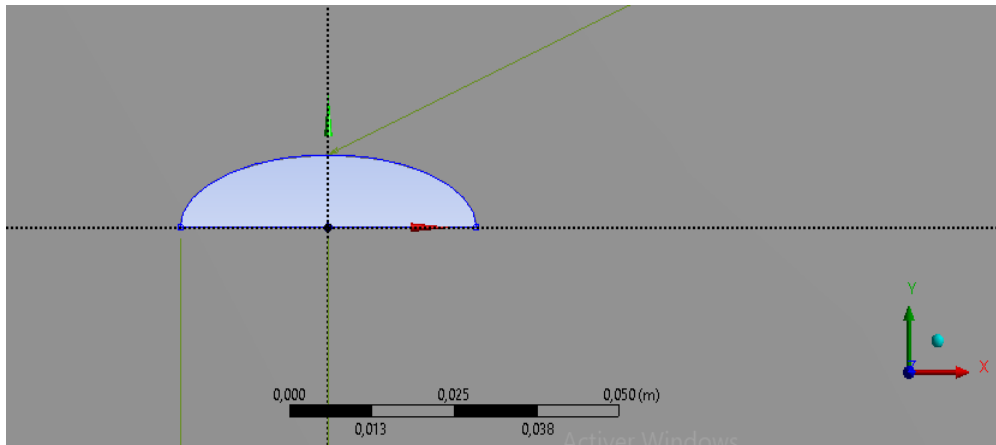


Figure 3.15:Dimensions (Aube +domaine de calcul).

3-3-A) Maillage d'Aube :

On génère un maillage surfacique pour voir la distribution des mailles, en prenant soin d'assurer le raffinement du maillage au niveau d'Aube on définit la valeur minimale d' y^+ afin de pouvoir raffiner convenablement le maillage au niveau de la couche limite de sorte à s'adapter au comportement du fluide dans la couche limite .Nombre total d'éléments:42 199 éléments.

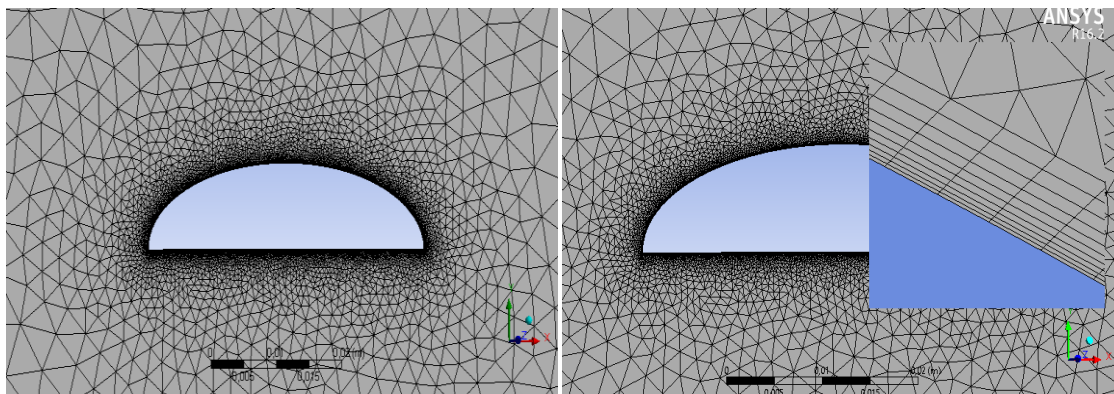


Figure 3.16: maillage du domaine Aube

Afin de vérifier la qualité du maillage, une interface dans ANSYS nous permet d'analyser le maillage, la figure (3.16) montre une comparaison entre notre maillage et les critères d'évaluation de maillage effectué par ANSYS.

Chapitre 3 : Résultats et interprétations

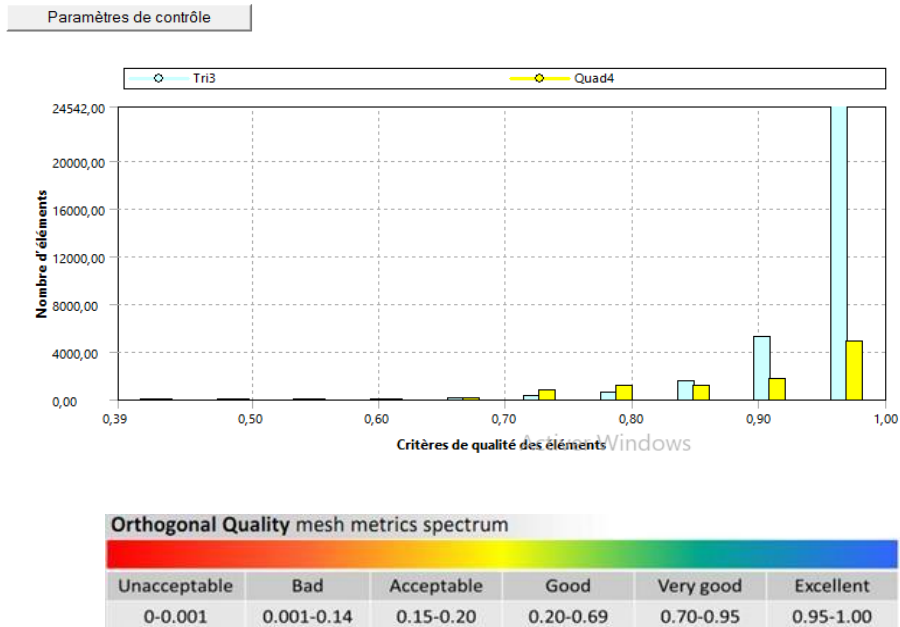


Figure 3.17 : Evaluation de la qualité du maillage en Aube.

D’après la figure (3.17) on remarque que la quasi-totalité des éléments sont situés dans un intervalle entre [0.90-1.00], de plus l’adaptation de notre maillage proche paroi nous permet de conclure que notre maillage est adapté pour capter les variations physiques du phénomène recherché.

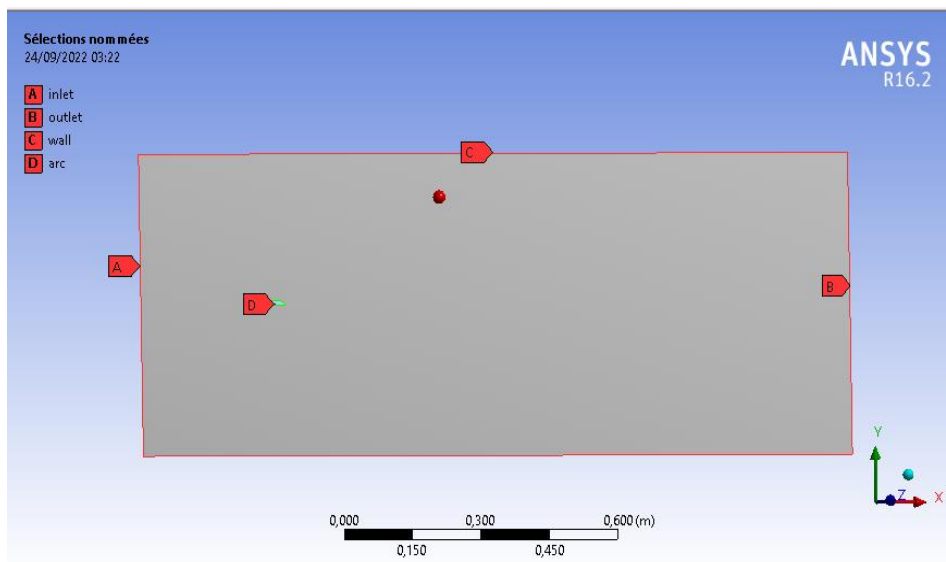


Figure 3.18: Décomposition de la géométrie Aube.

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

3.3.B) Définition du problème :

Hypothèses :

- Ecoulement Incompressible.
- Fluide non visqueux.
- Ecoulement stationnaire.

3.3.C) Convergence :

La convergence est contrôlée à travers les résidus de calcul en termes de continuité, vitesses dans les différentes directions et les paramètres du modèle de turbulence choisis, à savoir k et ϵ .

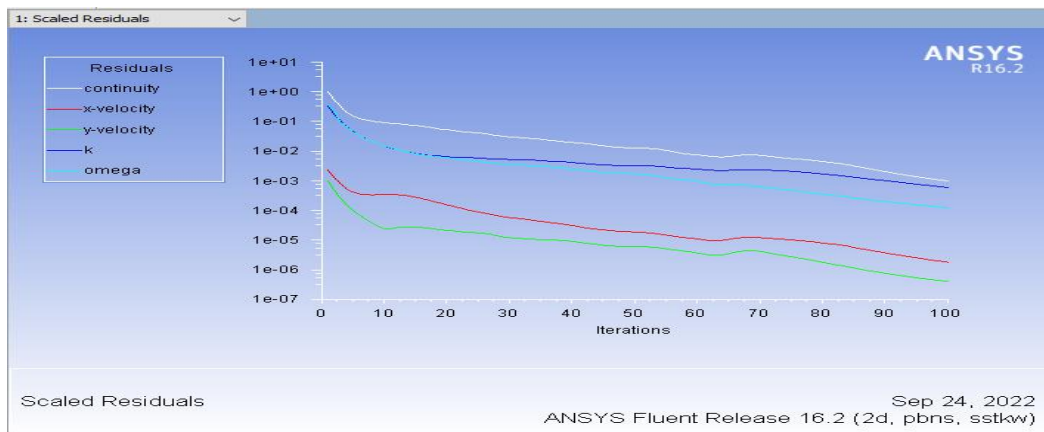


Figure 3.19 :l'histoire de convergence des résiduels a Aube.

Après avoir définis les conditions physiques de notre problématique, et après avoir obtenus la convergence de notre modèle après 100 itérations, viens alors l'étape d'analyse des résultats obtenus. Pour ce faire, on se propose de faire varier nombre de mach d'incidence M de la valeur 0.2 et 0.4 et 0.6, afin de mettre en évidence l'influence de l'angle d'incidence sur la formation de la couche limite.

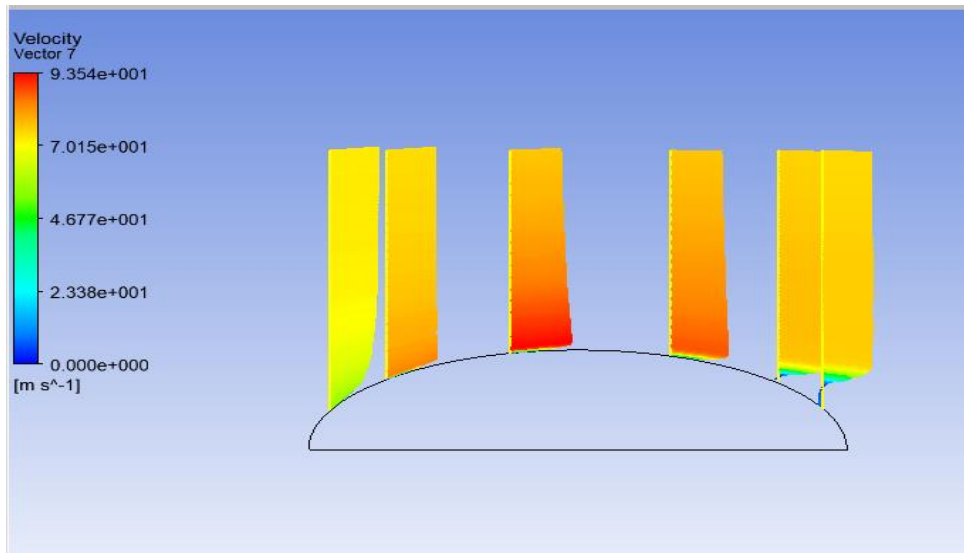
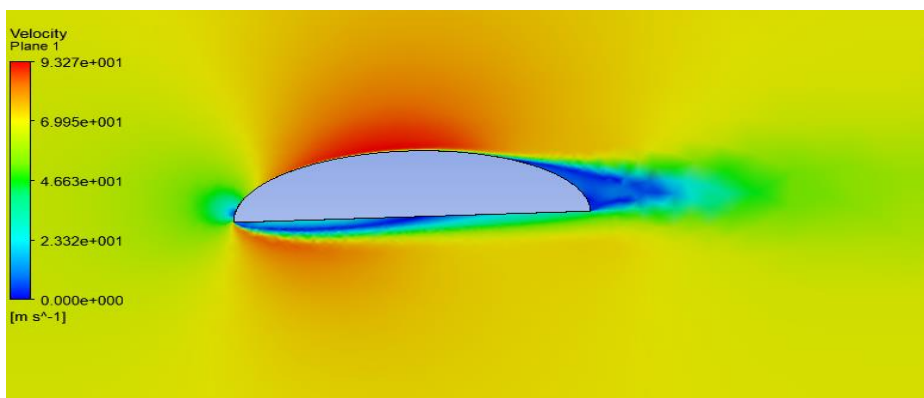


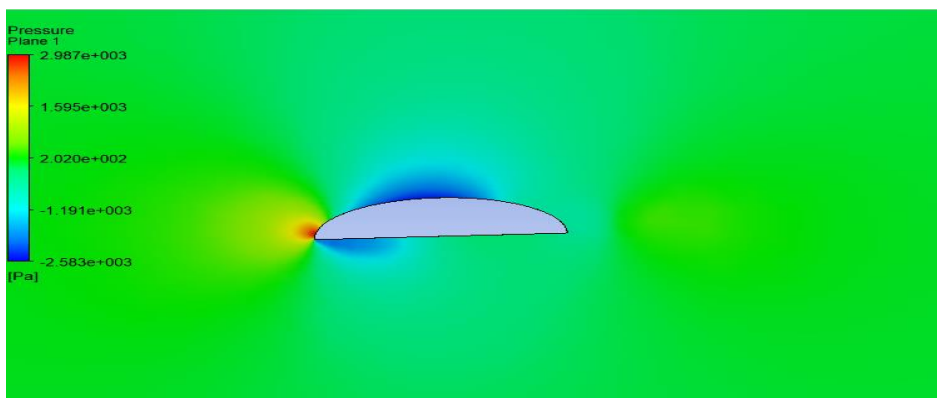
Figure 3.20: gradient de vectrice vitesse d'Aube

3.3.D) Résultats :

3.3. D.1) Validation du cas d'un Aube $M=0,2$:



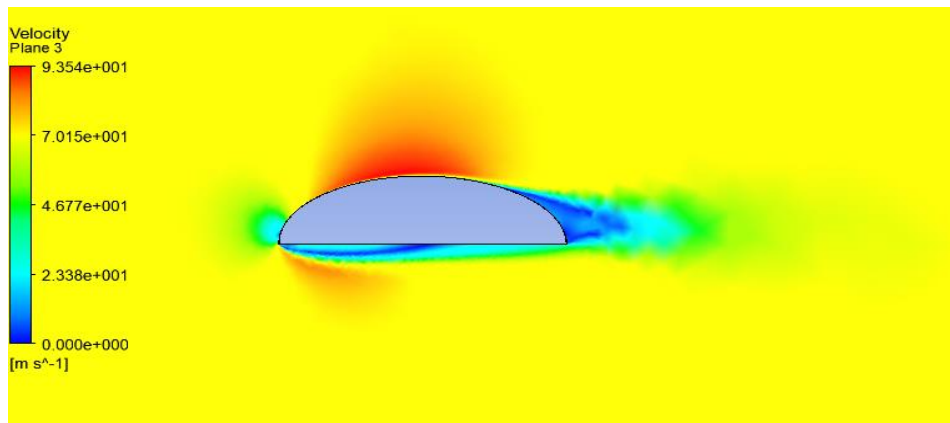
a) Gradient de Vitesse à $M=0.2$



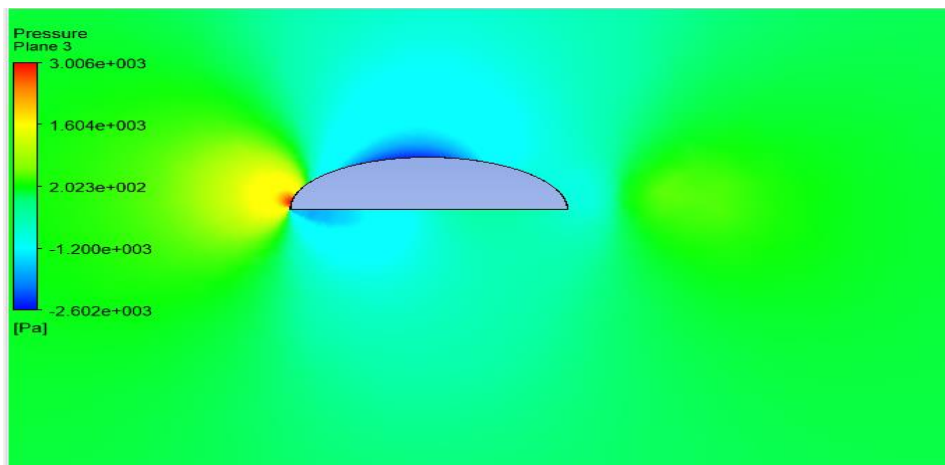
b) Gradient de Pression à $M=0.2$

Figure 3.21 : Validation vitesse et la pression du cas d'un Aube $M=0,2$

3.3. D.2) Validation du cas d'un Aube M=0,4:



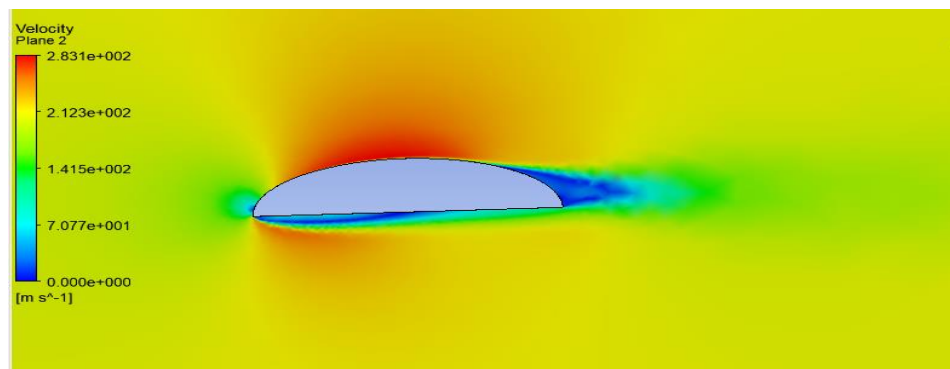
a) Gradient de Vitesse à M=0.4



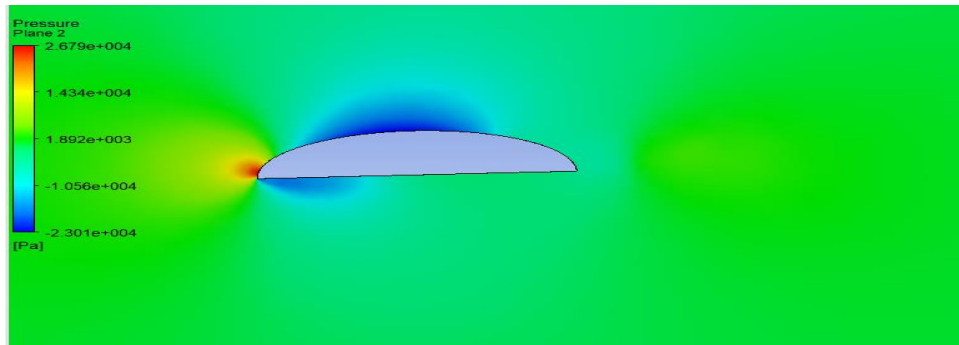
b) Gradient de Pression à M=0.4

Figure 3.22: Validation vitesse et la pression du cas d'un Aube M=0,4

3.3. D.3) Validation du cas d'un Aube M=0,6:



a) Gradient de Vitesse a M=0.6

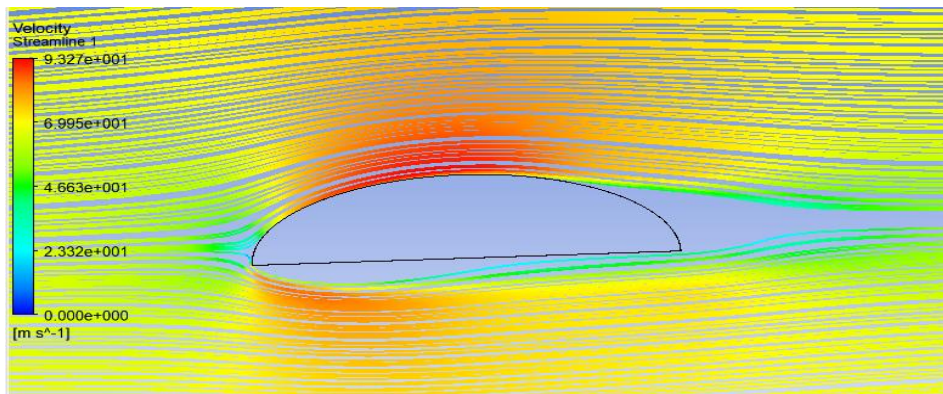


b) Gradient de Pression a M=0.6

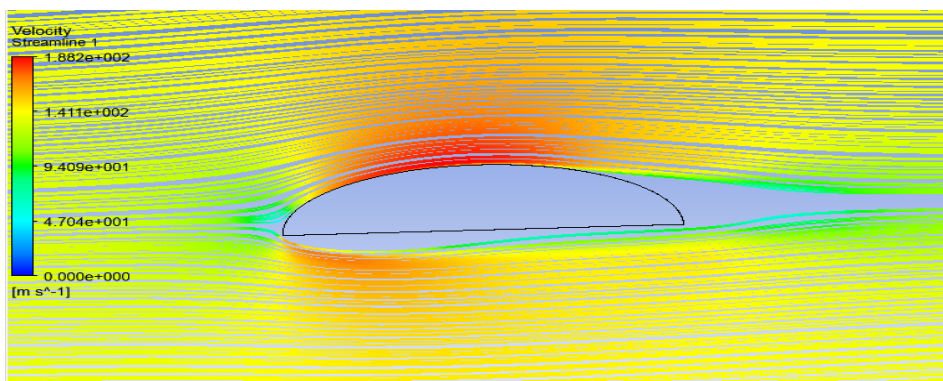
Figure 3.23: Validation vitesse et la pression du cas d'un Aube M=0,6

3.3.E) Commentaire des résultats numériques d'Aube 3 cas des nombres de mach (M=0.2, M= 0.4, M=0.6) :

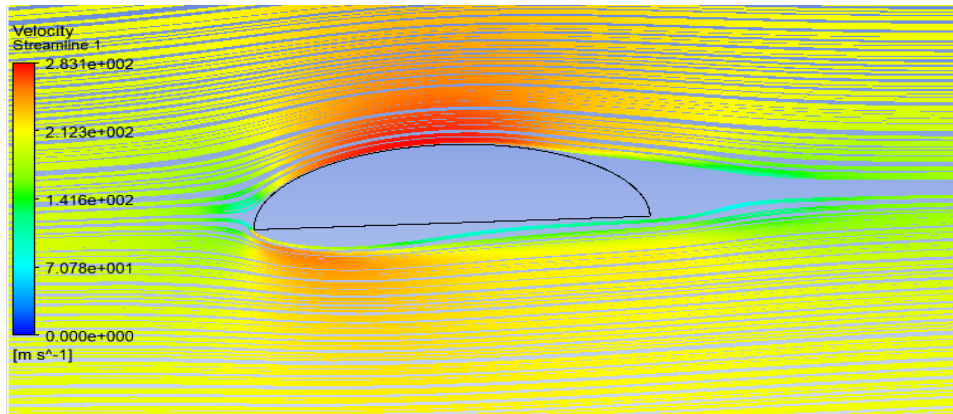
- **Commentaire des résultats numériques de 3 cas vitesse M=0.2, M= 0.4, M=0.6.**



a) M=0.2



b) M=0.4

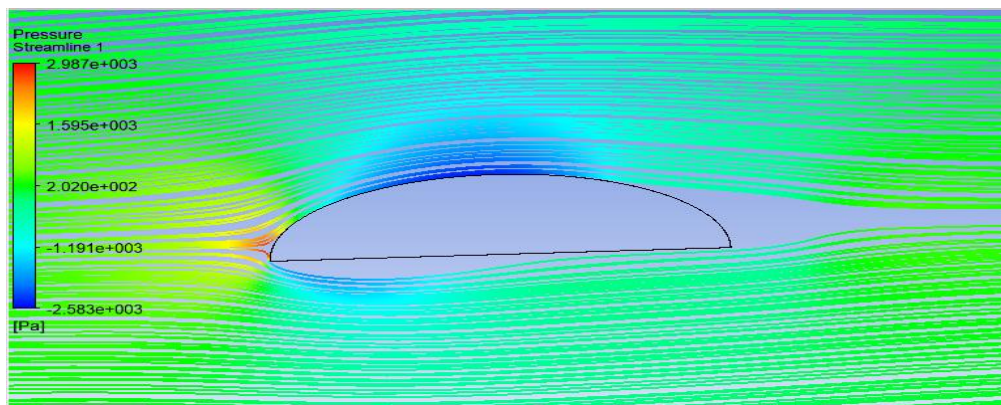


c) $M=0.6$

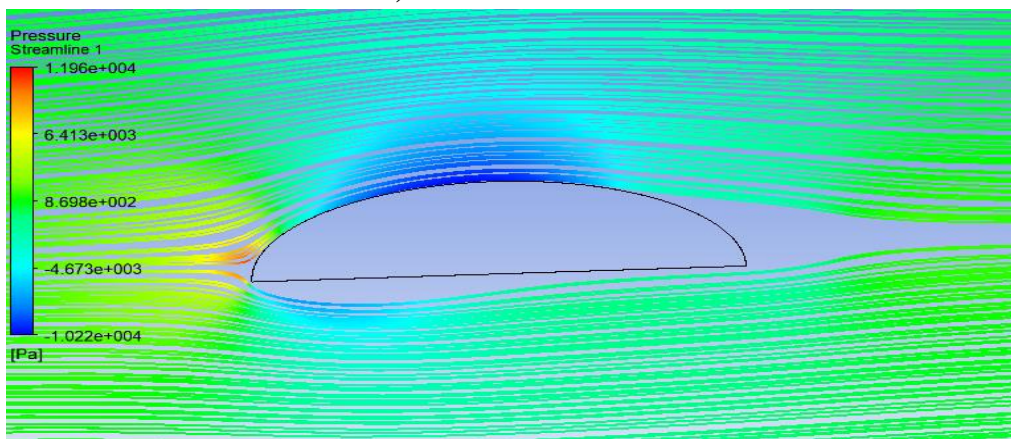
Figure 3.24 : contours des vitesses dans Aube pour les trois nombres de mach M d'incidence

- **Commentaires pour le profil en aube de 3 cas pression : $M=0.2$, 0.4 et 0.6**

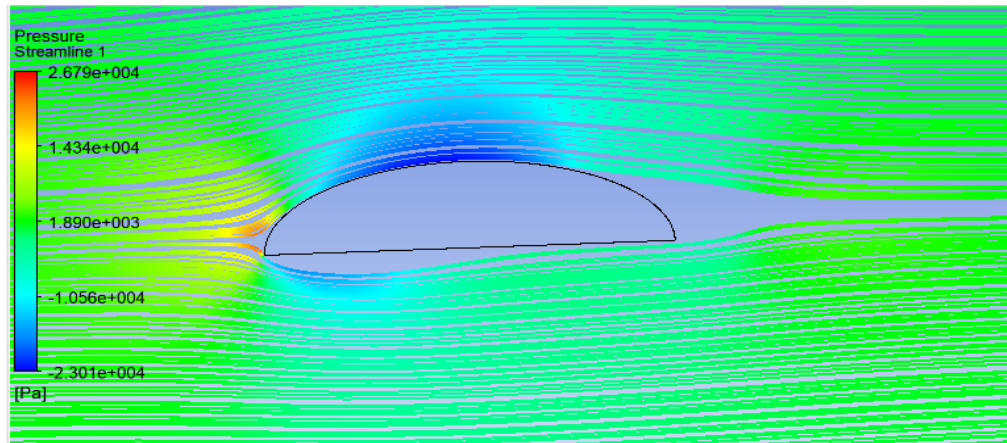
On observe pour le profil en aube la même que celle du cylindre sauf l'effet de la turbulence en aval est faible vu l'épaisseur faible donc un profil en aube mince, en bas de l'aube l'écoulement n'est pas perturbé ou perturbé légèrement



a) $M=0.2$



b) $M=0.4$



c) $M=0.6$

Figure 3.25 : Contours de pression statique de Aube (a : 0.2, b : à 0.4 et c : à 0.6).

3.4) Cas profil d'aile :

3.4.A) Géométrie :

Le profil utilisé est le NACA 23012 qui représente une partie arrondie au bord d'attaque A, à l'avant et une pointe B à l'arrière au bord de fuite. La longueur de la corde ou profondeur du profil est L. la paroi supérieure AMB est l'extrados et celle inférieure ANB est l'intrados comme le montre la figure (3.26) [18].

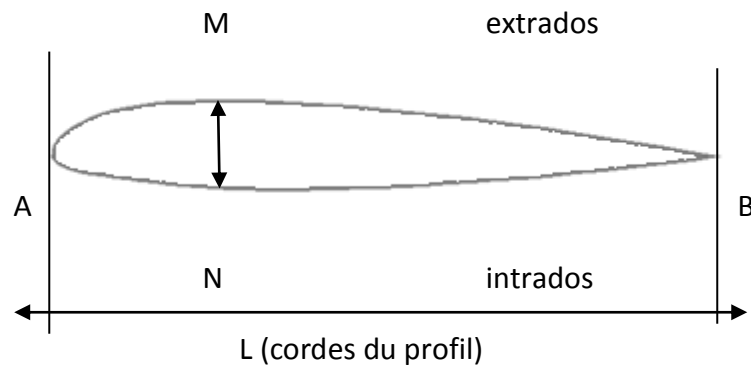


Figure 3.26 : Profil NACA 23012

Les coordonnées (abscisse et ordonnée) des points permettant la construction dans Excel du profil sont représentées dans le tableau suivant :

Chapitre 3 : Résultats et interprétations

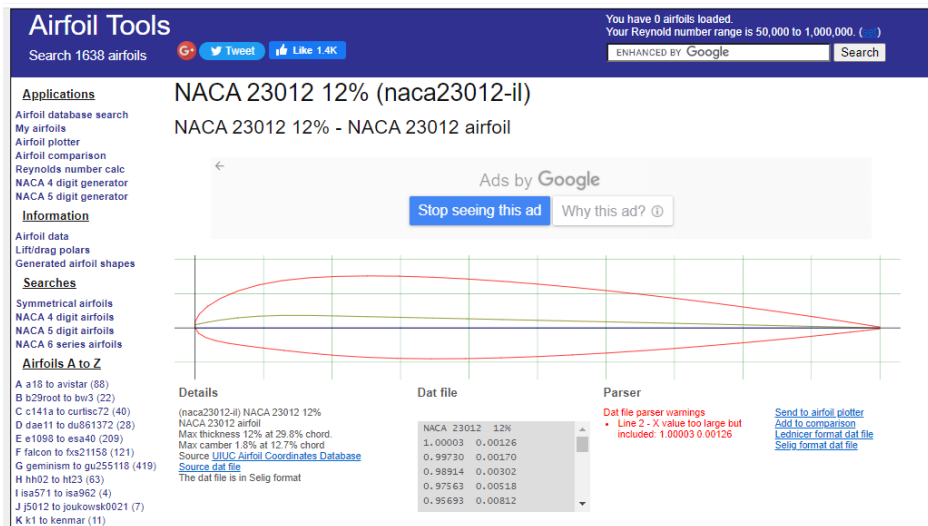


Figure 3.27 : page Airfoil Tools NACA 23012[19].

#Cord	Point	X_cord	Y_cord	Z_cord
1	1	1.000030	0.001260	0
1	2	0.997300	0.001700	0
1	3	0.989140	0.003020	0
1	4	0.975630	0.005180	0
1	5	0.956930	0.008120	0
1	6	0.933240	0.011760	0
1	7	0.904820	0.016020	0
1	8	0.871970	0.020790	0
1	9	0.835060	0.025970	0
1	10	0.794490	0.031450	0
1	11	0.750700	0.037120	0
1	12	0.704170	0.042850	0
1	13	0.655410	0.048540	0
1	14	0.604960	0.054050	0
1	15	0.553350	0.059240	0
1	16	0.501170	0.063970	0
1	17	0.448970	0.068110	0
1	18	0.397330	0.071500	0
1	19	0.346810	0.074020	0
1	20	0.297960	0.075540	0
1	21	0.251310	0.075970	0
1	22	0.207380	0.075240	0
1	23	0.166040	0.073200	0
1	24	0.127320	0.069150	0
1	25	0.092300	0.062650	0
1	26	0.062030	0.053820	0
1	27	0.037300	0.043240	0
1	28	0.018650	0.031760	0
1	29	0.006280	0.020300	0
1	30	0.000150	0.009560	0
1	31	0.000000	0.000000	0
1	32	0.005330	-0.007920	0

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

1	33	0.015570	-0.014010	0
1	34	0.030290	-0.018700	0
1	35	0.049150	-0.022480	0
1	36	0.071950	-0.025860	0
1	37	0.098680	-0.029220	0
1	38	0.129540	-0.032820	0
1	39	0.164830	-0.036600	0
1	40	0.204830	-0.040160	0
1	41	0.248690	-0.042830	0
1	42	0.295310	-0.044460	0
1	43	0.344180	-0.045100	0
1	45	0.394760	-0.044820	0
1	46	0.446500	-0.043710	0
1	47	0.498830	-0.041880	0
1	48	0.551170	-0.039450	0
1	49	0.602960	-0.036550	0
1	50	0.653600	-0.033270	0
1	51	0.702570	-0.029750	0
1	52	0.749300	-0.026070	0
1	53	0.793300	-0.022350	0
1	54	0.834070	-0.018660	0
1	55	0.871180	-0.015120	0
1	56	0.904200	-0.011800	0
1	57	0.932790	-0.008800	0
1	58	0.956610	-0.006210	0
1	59	0.975430	-0.004100	0
1	60	0.989010	-0.002540	0
1	61	0.997220	-0.001580	0
1	62	0.999970	-0.001260	0
1	0	1		

Tableau 1 : Les coordonnées du profil d'aile NACA 23012 [19].

Le domaine de calcul employé pour les simulations d'un Aube infini est représenté sur la figure (3.27) avec un nombre de mach (0.2, 0.4, 0.6). Les dimensions du domaine de calcul sont dans la direction de l'écoulement (X), transverse (Y) respectivement. La longueur en d'aile pour toutes les simulations est fixée à épaisseur $L= 0,1m$, ce qui est suffisamment pour ce genre de configurations. A l'entrée, une vitesse uniforme sans turbulence artificielle est imposée pour notre fluide .Des conditions de symétrie sont imposées sur les faces supérieure et inférieure du domaine tandis que des conditions périodiques sont employées sur les faces latérales.

2D, plaque rectangulaire La longueur 0.1m, domaine rectangulaire.

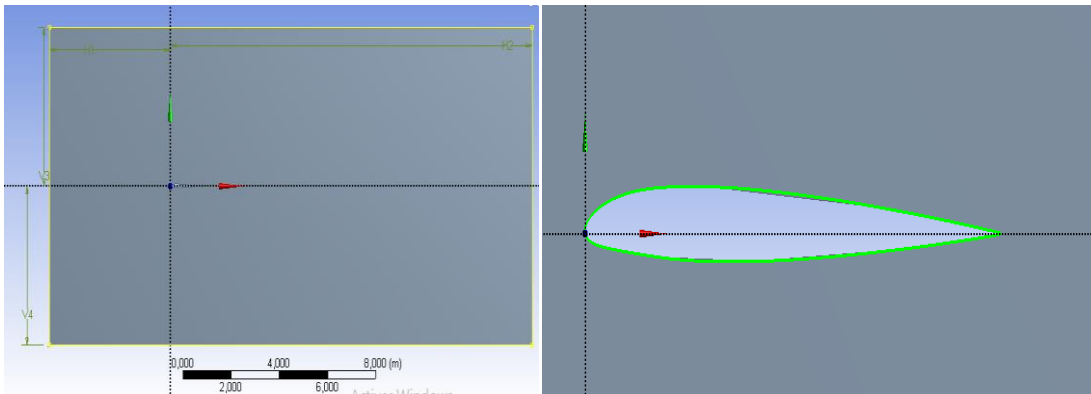
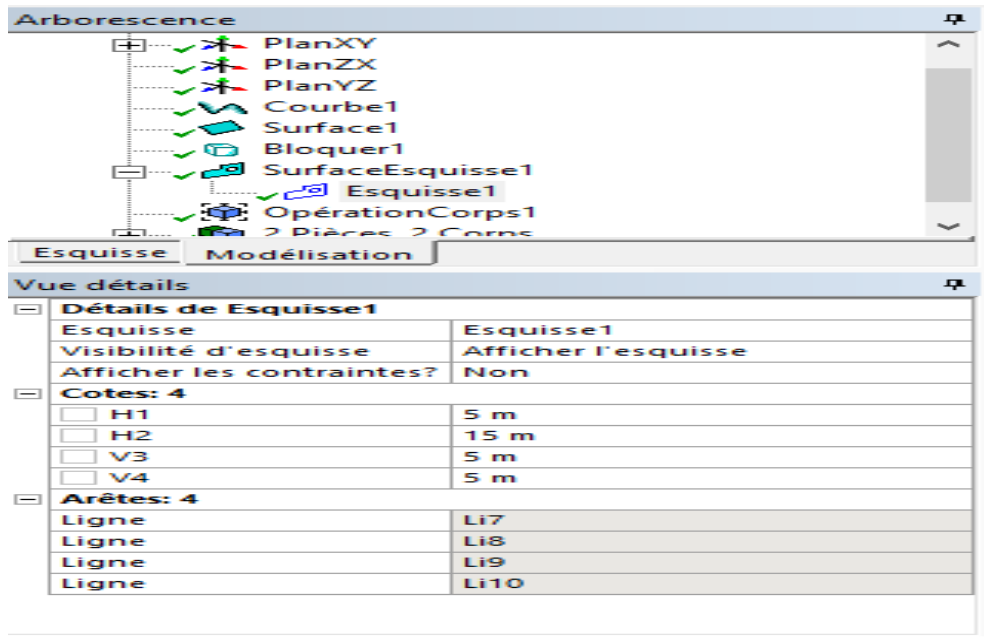


Figure 3.28:Dimensions (profil d'aile +domaine de calcul).

3.4.B) Maillage de profile d'aile :

On génère un maillage surfacique pour voir la distribution des mailles, en prenant soin d'assurer le raffinement du maillage au niveau profil d'aile on définit la valeur minimale d' y^+ afin de pouvoir raffiner convenablement le maillage au niveau de la couche limite de sorte à s'adapter au comportement du fluide dans la couche limite. Nombre total d'éléments: 1055058 éléments.

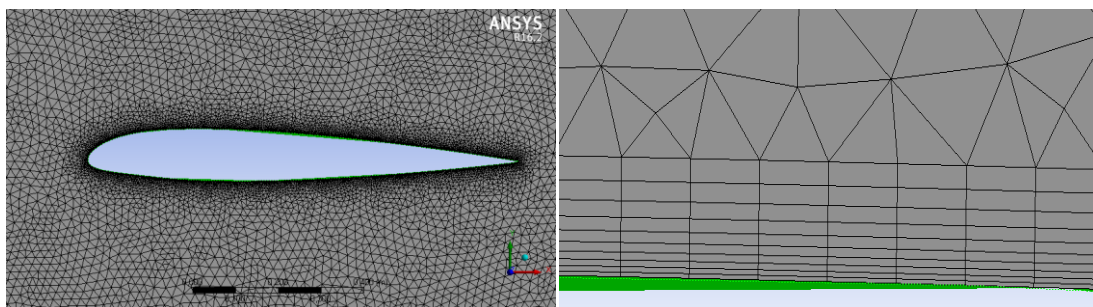


Figure 3.29:maillage du domaine profile d'aile

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

Afin de vérifier la qualité du maillage, une interface dans ANSYS nous permet d'analyser le maillage, la figure (3.29) montre une comparaison entre notre maillage et les critères d'évaluation de maillage effectué par ANSYS.

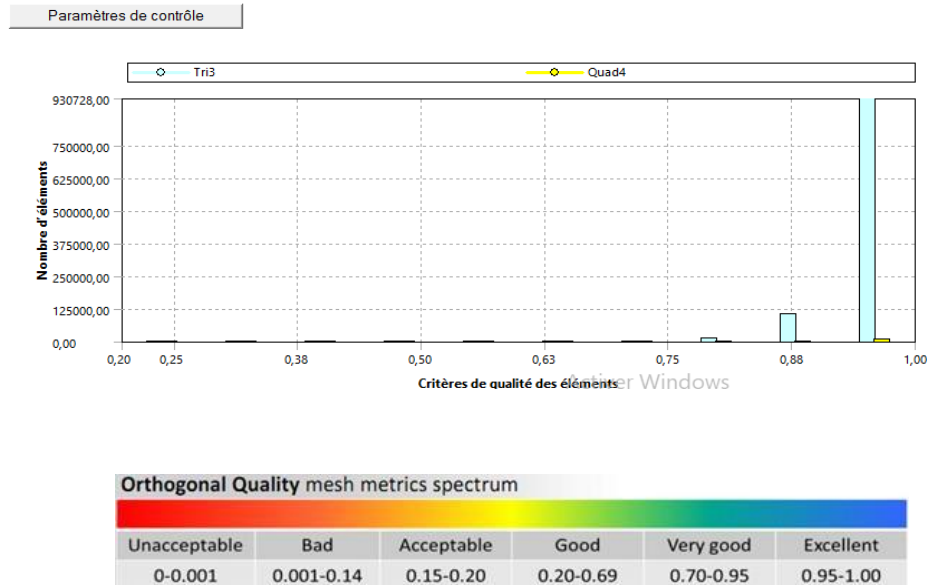


Figure 3.30: Evaluation de la qualité du maillage en profil d'aile

D'après la figure (3.30) on remarque que la quasi-totalité des éléments sont situés dans un intervalle entre [0.88-1.00], de plus l'adaptation de notre maillage proche paroi nous permet de conclure que notre maillage est adapté pour capter les variations physiques du phénomène recherché.

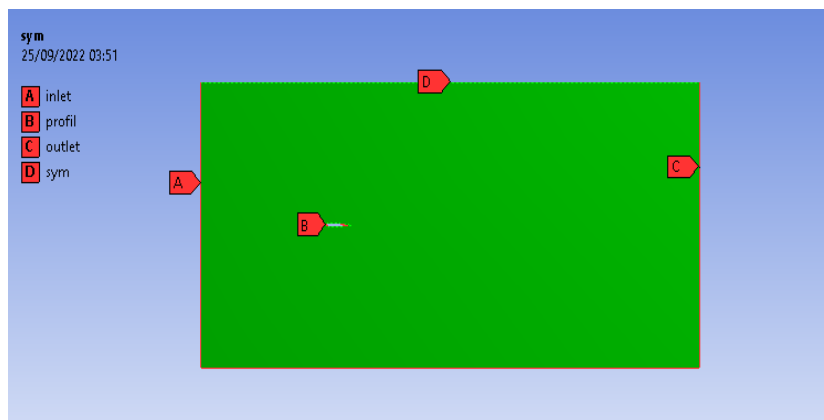


Figure 3.31: Décomposition de la géométrie dans profil d'aile.

3.4.C) Convergence :

La convergence est contrôlée à travers les résidus de calcul en termes de continuité, vitesses dans les différentes directions et les paramètres du modèle de turbulence choisis, à savoir k et ϵ .

Chapitre 3 : Résultats et interprétations

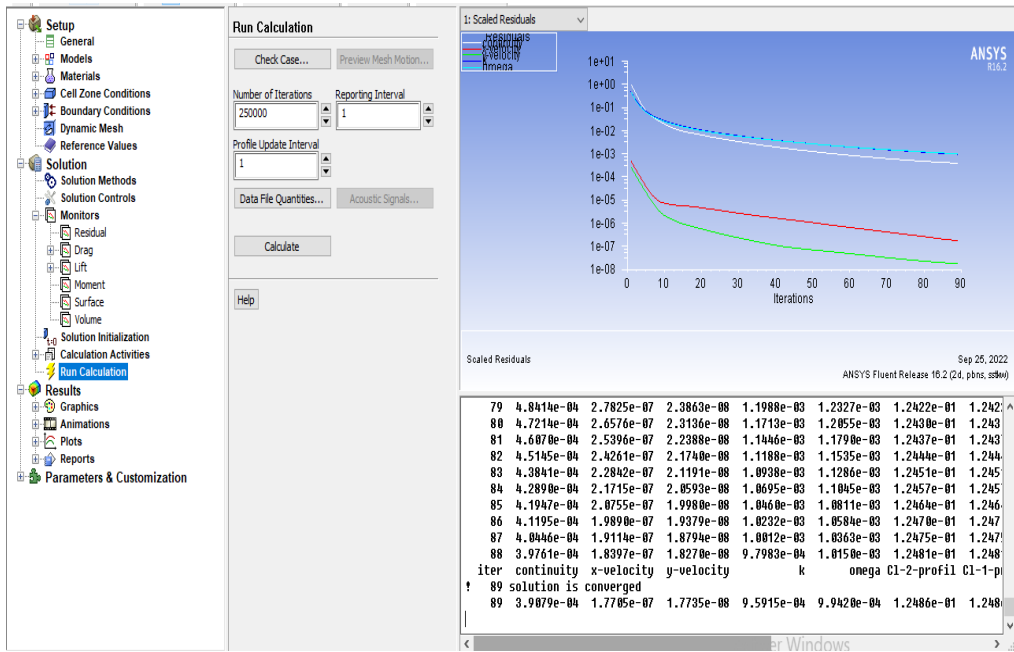


Figure 3.32: l’histoire et solution de convergence des résiduels de profil d’aile.

Après avoir définis les conditions physiques de notre problématique, et après avoir obtenus la convergence de notre modèle après 89 itérations, viens alors l’étape d’analyse des résultats obtenus. Pour ce faire, on se propose de faire varier nombre de mach d’incidence M de la valeur 0.2 et 0.4 et 0.6, afin de mettre en évidence l’influence de l’angle d’incidence sur la formation de la couche limite.

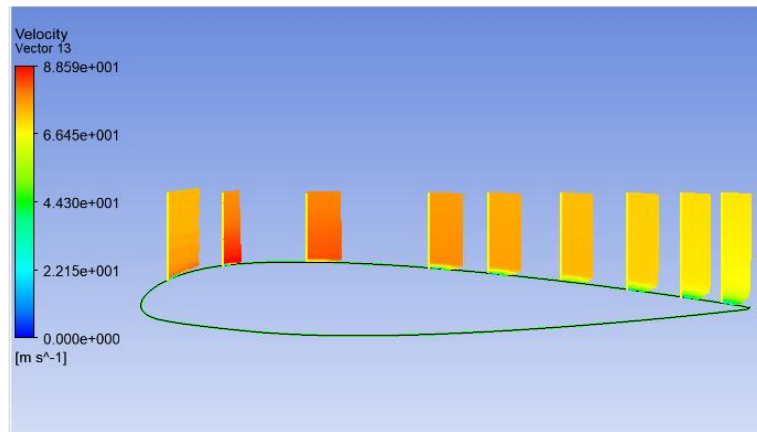
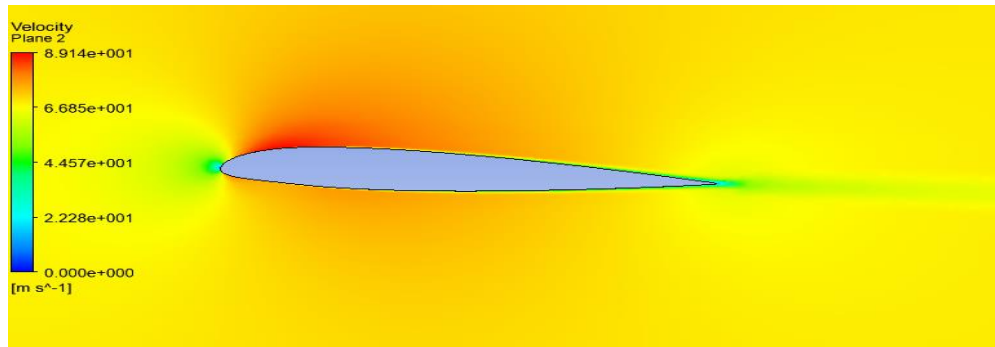


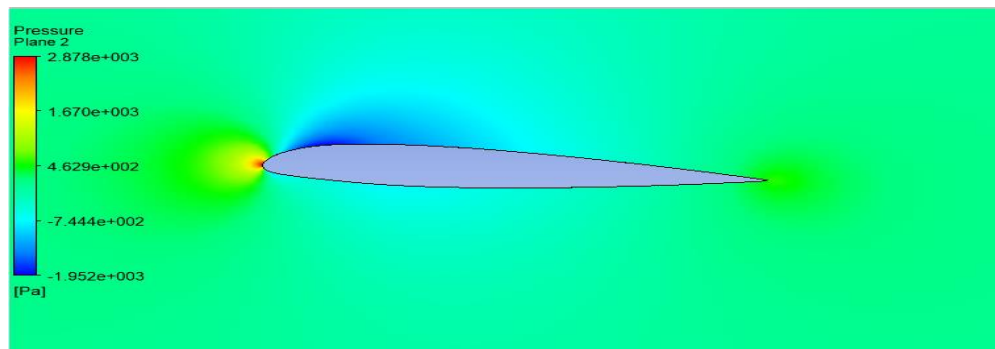
Figure 3.33: vecteur vitesse de profil d’aile

3.4.D) Résultats :

3.4. D.1) Validation du cas d’un profile d’aile M=0,2 :



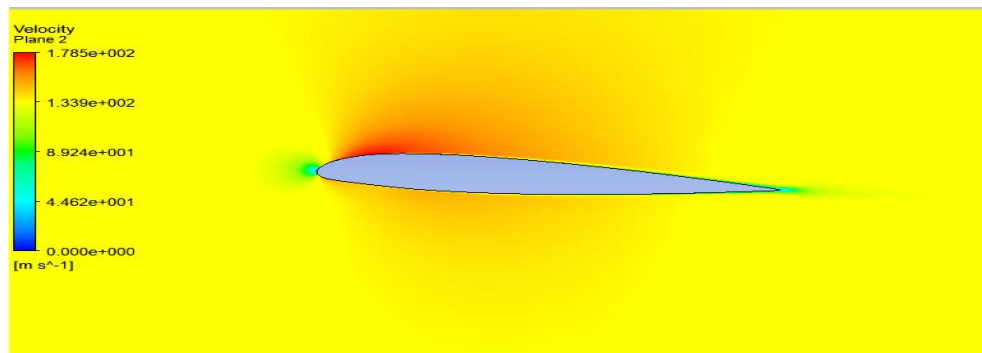
a) Gradient de Vitesse à M=0.2



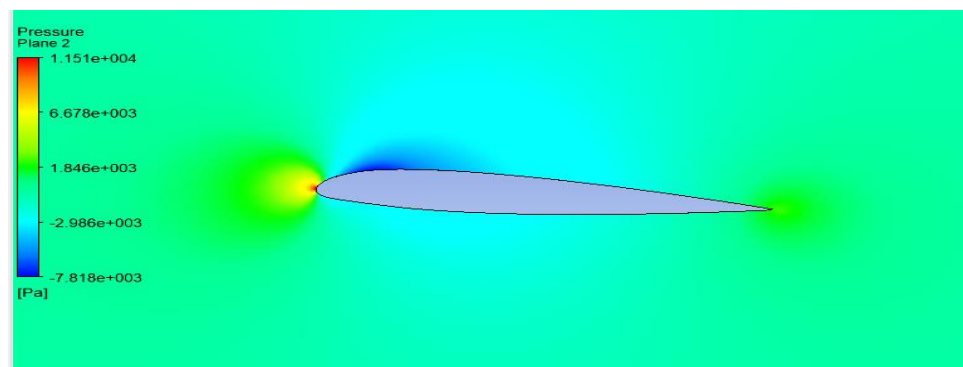
b) Gradient de Pression à M=0.2

Figure 3.34 : Validation de la vitesse et pression cas d'un profil d'aile M=0,2

3.4. D.2) Validation du cas d'un profil d'aile M=0,4 :



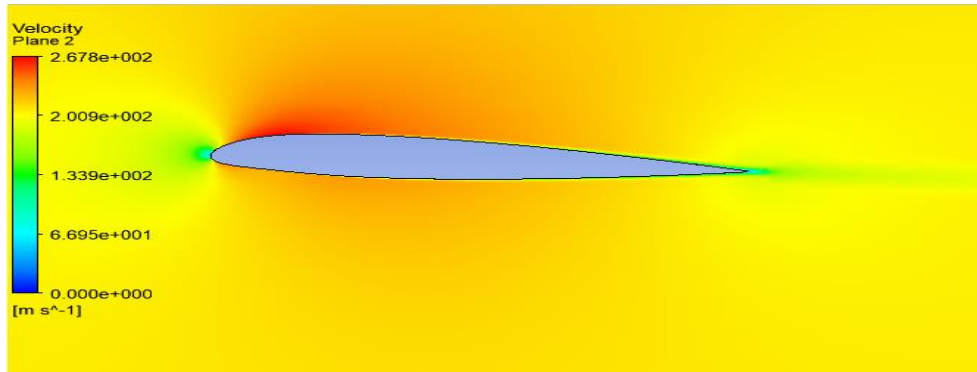
a) Gradient de Vitesse à M=0.4



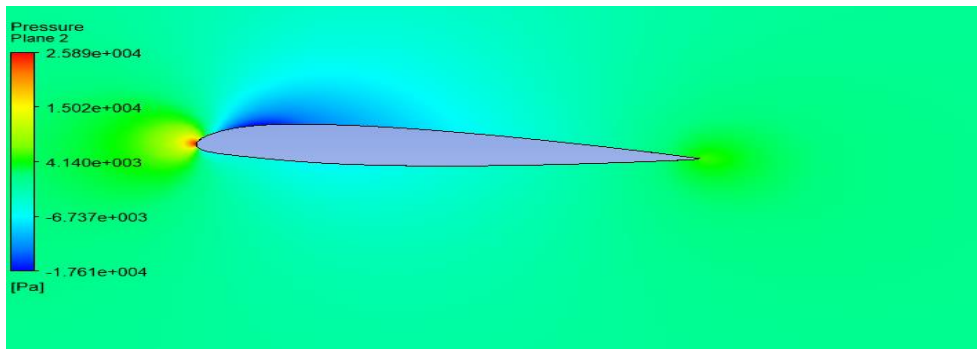
a) Gradient de Pression à $M=0.4$

Figure 3.35: Validation de la vitesse et pression cas d'un profil d'aile $M=0,4$

3.4. D.3) Validation du cas d'un profil d'aile $M=0,6$:



a) Gradient de Vitesse à $M=0.6$



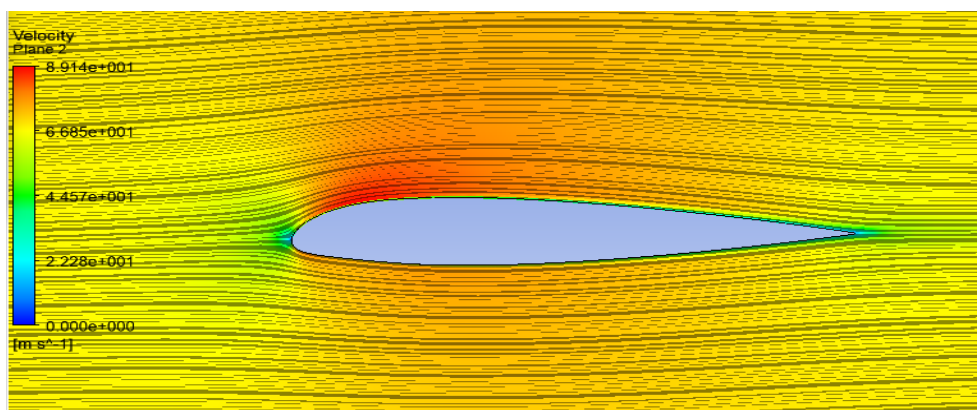
b) Gradient de Pression à $M=0.6$

Figure 3.36 : Validation de la vitesse et la pression cas d'un profil d'aile $M=0,6$

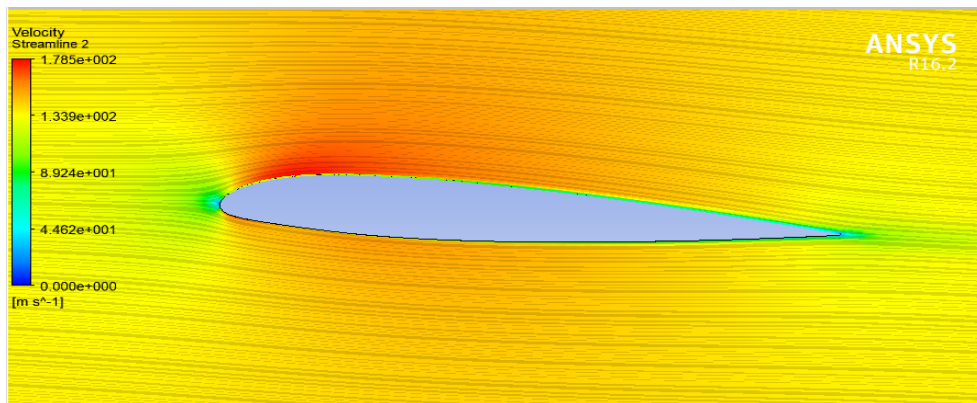
3.4.E) Commentaire des résultats numériques d'Aube 3 cas des nombre de mach

($M=0.2$, $M= 0.4$, $M=0.6$) :

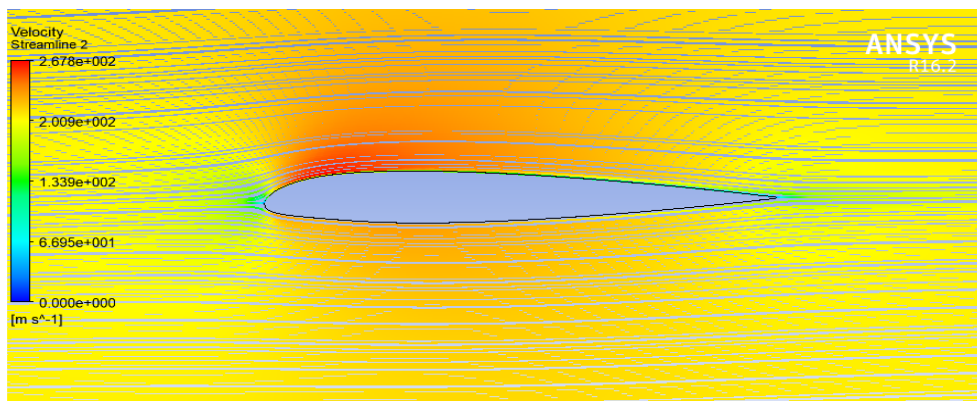
- Commentaire des résultats numériques de 3 cas vitesse $M=0.2$, $M= 0.4$, $M=0.6$.



a) $M=0.2$



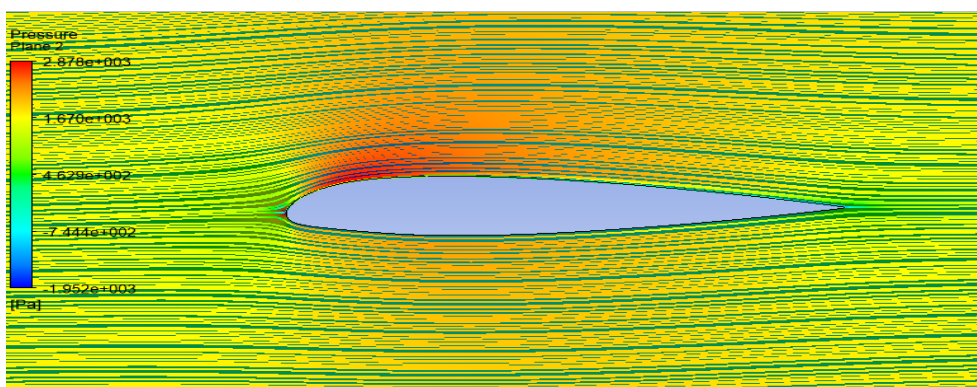
b) $M=0.4$



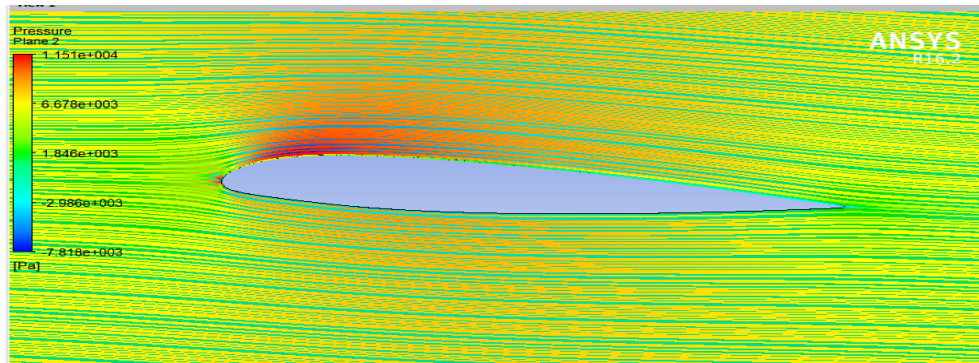
c) $M=0.6$

Figure 3.37: contours des vitesses dans profil d'aile pour les trois nombre de mach M d'incidence

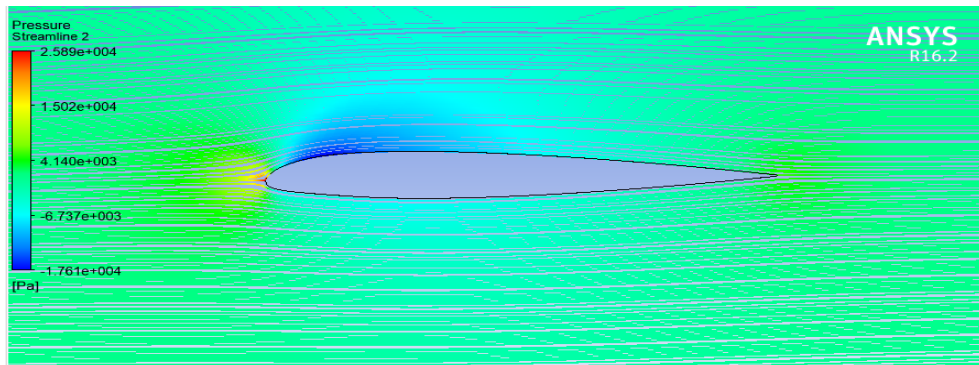
- **Commentaire des résultats numériques de 3 cas pression $M=0.2$, $M=0.4$, $M=0.6$.**



a) $M=0.2$



b) $M=0.4$



c) $M=0.6$

Figure 3.38: Contours de pression statique de profil d'aile (a : 0.2, b : à 0.4 et c : à 0.6).

3.4.F) Interprétation des résultats numériques :

L'écoulement autour du profil NACA 23012 a été simulé à l'aide du code Fluent pour trois valeurs de nombre de mach différents d'incidence 0.2 ,0.4 ,0.6. L'interprétation concernera les vitesses et pressions.

3.4. F.1) Champ de vitesse :

Les figures montrent les contours ainsi que le champ de la grandeur vitesse autour du NACA 23012 pour les trois angles d'incidence

- **Pour $M= 0.2$ d'incidence:** (figure 3.36.a) la vitesse est uniforme à l'entrée et égale à 24 m/s telle qu'elle a été imposé comme condition à la limite. Des couches limites très mince sont observées le long des parois du canal qui s'épaississent au fur et à mesure que l'on s'éloigne de l'entrée. En se rapprochant du profil la vitesse diminue jusqu'à atteindre la valeur zéro au bord d'attaque. Une accélération du fluide est notée de part et d'autre du bord d'attaque et particulièrement sur la première partie de l'extrados ceci est dû au fort gradient de pression favorable. Un peu plus en aval sur le profil, la couche limite s'épaissit de plus en plus rapidement du fait qu'elle évolue dans un

Chapitre 3 : Résultats et interprétions

gradient de pression devenu défavorable (dans cette région).

- **A $M=0.4$ d'incidence:** (figure 3.36.b) la vitesse aussi est uniforme à l'entrée, le comportement des couches limites est similaire au cas précédent mais l'accélération du fluide notée sur la première partie de l'extrados est plus importante ceci est dû à la diminution de la section de passage du fluide.
- **A $M=0.6$ d'incidence:**(figure 3.36.c) la vitesse à l'entrée est toujours uniforme, le comportement des couches limites est similaire au cas précédents. l'accélération du fluide notée sur la première partie de l'intrados contrairement au cas de 15° et elle est du aussi à la diminution de la section de passage.

3.5) Commentaires générale

On perçoit que le profil NACA est meilleur vu pratiquement l'absence totale de la turbulence en aval d'où son avantage dans son utilisation

Conclusion :

Pour toute simulation numérique, on doit suivre les étapes suivantes : élaboration de la géométrie, génération du maillage, définir les paramètres physiques, lancer le solveur. La qualité de la simulation dépend de plusieurs facteurs : la qualité du maillage, l'élaboration de la géométrie, les schémas numériques, les conditions initiales, et les conditions aux limites. Pour des géométries simples le maillage structuré présente un meilleur choix, par contre pour des géométries complexes on optera pour un maillage non structuré.

Conclusion générale

On présente sous forme de synthèse les points importants de notre travail :

- L'étude concerne la simulation de l'écoulement autour des profils notamment cylindre, aube et profil d'aile du type NACA23012.
- Une simulation de l'écoulement est faite en utilisant le code Ansys FLUENT,
- Le fonctionnement et sa compréhension du code Ansys FLUENT nous a obligé de faire un aperçu sur les méthodes de résolutions numériques et leurs efficacités d'où leur choix,
- Les profils étudiés cylindre, aube et aile sont supposés installés au sol avec les conditions du sol et des mach respectifs 0.2, 0.4 et 0.6.
- Les gradients de vitesse, de pression sont visualisés ; ils nous ont permis de comprendre l'évolution de ces paramètres le long du profil,
- Ainsi que les lignes de courant sont visualisées et une mise en évidence de l'interaction fluide- paroi est faite,
- ainsi que la turbulence et son étendu, due au profil qui est installée en aval,
- le profil NACA 23012 présente une turbulence très faible comparée aux autres profils étudiés, le fluide est collé totalement à la paroi
- Les résultats obtenus sont valides car la qualité du maillage, le modèle de turbulence choisis, ainsi que le choix des conditions initiales/limites, sont biens choisies

* L'étude nous a permis une compréhension meilleure du code de simulation ANSYS FLUENT et ses portés

*Il est recommandé à la future étudiante de faire la simulation uniquement des profils NACA pour les différentier.

Référence

- [1]. **Paraschivoiu**, « Aérodynamique Subsonique » Edition de l'école polytechnique Montréal, Canada, ISBN 2-553-00684-5, 1998.
- [2]« https://fr.wikipedia.org/w/index.php?title=Profil_NACA&oldid=196009440 ».
- [3] « A History of the Langley Aeronautical Laboratory, 1917-1958 - Chapter 4 with a View to Practical Solutions » (<http://history.nasa.gov/SP-4305/ch4.htm>) [Aube hive], sur history.nasa.gov.
- [4] **Paraschivoiu.I**, « Aérodynamique Subsonique» Edition de l'école Polytechnique, Montréal, Canada 1998.
- [5] **E. N. Jacobs & R. M. Pinkerton** 1936 Test in the variable-density wind tunnel of related Airfoils having the maximum camber unusually far forward, NACA Report No. 537 (<http://hdl.handle.net/2060/19930091610>) [Aube hive].
- [6] **Saadi M. Chérif**, « Etude de la séparation de la couche limite sur un profil », Thèse de Magister. Université Frères Mentouri, Constantine, 2012.
- [7] **Thierry Faure**, «Dynamique des fluides appliquée». Dunod, Paris, France 2008.
- [8] **John D.Anderson.Jr**, «Fundamental of Aerodynamics». Fourth Edition-Mc Grow-Hill international. M. Edition, 2007.
- [9] **Favier.J**, Contrôle d'écoulements: « Approche expérimentale et Modélisation de dimension réduite ». Thèse doctorat. Institut National,polytechnique de Toulouse, 2007
- [10]**R.Comolet** « Mécanique expérimentale des fluides». Tome 2, Edition Masson, Paris, 1994.
- [11] <http://www.chezcom/aerodynamique>.
- [12] **Batikh. A**, «Contrôle de l'aérodynamique externe des véhicules aériens par des dispositifs micro fluidiques : Etude de l'effet de mini et micro-jets synthétiques sur des écoulements pariétaux». Thèse doctorat. Université de Toulouse, 2008.
- [13] **Bouchaour.L**, « Etude d'un écoulement incompressible autour d'un Profil tournant ». Thèse de Magister. Université de Constantine, 2011.
- [14]**Missaoui .S**, «simulation numérique d'un écoulement compressible autour d'obstacles», mémoire de fin d'étude pour l'obtention du diplôme de ingénieur d'état en mécanique, octobre 2003.
- [15] **ADDA.M**, «ETUDE DE LA COUCHE LIMITE TURBULENTE AUTOUR DE PROFILS MINCES PAR LA METHODE DES ONDELETTES » mémoire de fin d'étude pour obtention du diplôme de magister en aéronautique, universités Saad dahlab Blida ,2017.

[16] **Tutorat 1:** Transformations conformes, Le sujet est à rendre la veille avant 18h en salle F314, contact: matthieu.labousse@espci.fr

[17] **Universités –Biskra**, méthode des volumes finis, chapitre 3, <http://thesis.univ-biskra.dz.com>.

[18] **CHEKHAB .R**, «ETUDE NUMERIQUE ET EXPERIMENTALE D’UN ECOULEMENT AUTOUR D’UN PROFIL NACA 23012» mémoire présente au département des sciences et technologie pour l’obtention du diplôme de master en mécanique, option : turbomachines, septembre 2011.

[19] **Airfoil Tools**, NACA 5 digit airfoil generator (NACA 23012 airfoil), site <http://airfoiltools.com>