

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

وزارة

التعليم العالي والبحث العلمي
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

جامعة أبي بكر بلقايد - تلمسان

Université Aboubakr Belkaïd – Tlemcen –
Faculté de TECHNOLOGIE



MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du **diplôme** de **MASTER**

En : Génie Mécanique

Spécialité : Energétique

Par : DJEFAL Amel

YOUSFI Merwa Amira Ghizlane

Sujet

Étude de l'écoulement autour d'une pale d'éolienne à axe horizontal

Soutenu publiquement, le 11 / 06 / 2024 , devant le jury composé de :

M.ALIANE Khaled	PR.	Université de Tlemcen	Président
M.YOUSFI Sidi Mohamed	MAB	Université de Tlemcen	Examineur
M. ROSTANE Brahim	MCA	Université de Tlemcen	Encadreur

Année universitaire : 2023 /2024

Remerciements

Nous tenons tout d'abord à remercier Dieu, qui nous a doté de la santé, de la détermination et du courage nécessaires pour mener à bien ce travail.

Nous souhaitons ensuite adresser mes sincères remerciements à notre directeur de recherche, M. ROSTANE brahim ,pour son encadrement précieux tout au long de cette recherche , ses conseils avisés et son soutien constant. Sa patience, Ses remarques .

nous tenons également à remercier les membres du jury ,M. ALIANE khaled et M. YOUSFI sidi mohamed , pour avoir accepté d'évaluer notre mémoire et pour les nombreuses discussions enrichissantes qui ont considérablement contribué à l'avancement de ce travail aussi pour leurs remarques constructives .

Enfin, nous tenons à exprimer notre gratitude à toutes les personnes et institutions qui, de près ou de loin, ont contribué à la réalisation de ce mémoire.

Dédicace

Ce mémoire est le fruit d'un travail acharné et d'un soutien constant de la part de nombreuses personnes. Je tiens à exprimer ma gratitude envers tous ceux qui ont contribué à cette réalisation.

À mon père Mohamed, pour son amour, ses conseils et son soutien inconditionnel. Tu es mon modèle et ma source d'inspiration.

À ma mère Fatiha, pour sa tendresse, sa patience et ses encouragements constants. Ton amour est ma force.

À mes sœurs Khadidja, Hadjer et Aicha, pour leur affection, leur compréhension et leur aide précieuse. Vous êtes ma famille et mon refuge.

À mes amies Ikram et Abir, pour leur amitié fidèle et leur soutien indéfectible. Votre présence a rendu ce voyage plus agréable.

À ma binôme Merwa, pour son engagement, sa coopération et son dévouement dans ce travail. Ta collaboration a été essentielle à la réussite de ce projet.

Djefal amel

Dédicace

Je commence par remercier Dieu Tout-Puissant pour m'avoir accordé la force, la patience et la sagesse nécessaires à la réalisation de ce mémoire.
À mon père Boumedién, pour son soutien constant et ses précieux conseils.

Ton amour et ta guidance m'ont été essentiels.

À ma mère Malika, pour son affection, sa patience et ses encouragements inépuisables. Ton amour est ma plus grande source de motivation.

À mon frère Imed et ma sœur Kawther, pour leur soutien, leur compréhension et leur aide précieuse. Vous êtes toujours présents à mes côtés.

À ma meilleure amie Shahrzed, pour son amitié sincère et son soutien indéfectible. Ta présence a été une source de réconfort et de motivation.

À mon amie Kawther, pour son aide inestimable dans la réalisation de ce mémoire. Ton soutien a été d'une grande valeur.

À ma binôme Amel, pour son engagement, sa coopération et son dévouement tout au long de ce travail. Ta collaboration a été essentielle à la réussite de ce projet.

À tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à cette réalisation, je vous exprime ma profonde reconnaissance.

Yousfi merwa amira ghizlane

المخلص:

الهدف من هذا العمل هو فهم افضل للأداء الديناميكي الهوائي للجناح NACA0012 باستخدام محاكاة رقمية لحل معادلات نافير-ستوكس المعدلة حسب متوسطات رينولدز. تم نمذجة الاضطراب باستخدام نموذج SST k- ω ، وأجريت الحسابات في بُعدين لسائل غير قابل للانضغاط في حالة مستقرة. تم تقييم حقول الضغط حول الأجنحة لزوايا هجوم مختلفة (0°، 5°، 10°، 15°، و20°) ومستويات خشونة سطحية متنوعة (0، 0.3، 0.5، 1). كما تم تحديد معاملات الرفع والسحب التي تميز الأداء الديناميكي الهوائي للأجنحة. تُظهر النتائج أن خشونة السطح تقلل من معامل الضغط (C_p) ، مع تأثيرات أكثر وضوحًا عند زوايا الهجوم العالية، مما يعطل تدفق الهواء. عند زوايا الهجوم المنخفضة، يبقى التدفق ملتصقًا ولاميناريًا، بينما عند الزوايا الأعلى، ينحرف التدفق ويتسارع فوق السطح العلوي، مما يزيد من الرفع ولكن أيضًا من خطر انفصال التدفق وزيادة السحب. يزيد معامل السحب (C_D) مع الزاوية لجميع مستويات الخشونة، خاصةً عند الخشونة العالية. يبلغ معامل الرفع (C_L) ذروته عند 10° لسطح أملس ويكون أكثر استقرارًا مع الخشونة المعتدلة. تكون الكفاءة الديناميكية الهوائية (C_L/C_D) مثالية عند 5° لسطح أملس، لكنها تتناقص عند الزوايا الأعلى. لتحقيق أقصى قدر من كفاءة الطاقة في توربينات الرياح، من الضروري تقليل خشونة السطح، خاصةً عند زوايا الهجوم العالية.

الكلمات الرئيسية: NACA ، الأداء الديناميكي الهوائي ، الخشونة ، المحاكاة الرقمية ، نموذج ANSYS Fluent ، SST k- ω

Abstract :

The objective of this work is to better understand the aerodynamic performance of the NACA0012 airfoil using a numerical simulation solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. Turbulence is modeled using the SST k- ω model, and the calculations are performed in two dimensions for an incompressible fluid in steady-state conditions. The pressure fields around the airfoils were evaluated for different angles of attack (0°, 5°, 10°, 15°, and 20°) and various surface roughness levels (0, 0.3, 0.5, 1). The lift and drag

coefficients, which characterize the aerodynamic performance of the airfoils, were also determined.

The results show that surface roughness reduces the pressure coefficient (C_p), with more pronounced effects at higher angles of attack, disrupting the airflow. At low angles of attack, the flow remains attached and laminar, while at higher angles, it deviates and accelerates over the upper surface, increasing lift but also the risk of flow separation and drag. The drag coefficient (C_D) increases with the angle for all roughness levels, particularly for high roughness. The lift coefficient (C_L) peaks at 10° for a smooth surface and is more stable with moderate roughness. The aerodynamic efficiency (C_L/C_D) is optimal at 5° for a smooth surface, decreasing at higher angles. To maximize the energy efficiency of wind turbines, it is crucial to minimize surface roughness, especially at high angles of attack.

Keywords: NACA, aerodynamic performance, roughness, numerical simulation, SST $k-\omega$ model, ANSYS Fluent.

Résumé :

L'objectif de ce travail est mieux comprendre les performances aérodynamiques du profil d'aile NACA0012 en utilisant une simulation numérique des équations moyennées de Navier-Stokes. La turbulence est modélisée par le modèle SST $k-\omega$ et les calculs sont effectués en deux dimensions pour un fluide incompressible en régime stationnaire. Les champs de pression autour des profils ont été évalués pour différents angles d'attaque (0° , 5° , 10° , 15° et 20°) et différentes rugosités (0, 0.3, 0.5, 1). Les coefficients de portance et de traînée, qui caractérisent les performances aérodynamiques des profils, ont également été déterminés.

Les résultats montrent que la rugosité de surface réduit le coefficient de pression (C_p), avec des effets plus prononcés à des angles d'attaque élevés, perturbant ainsi le flux d'air. À faibles angles d'attaque, l'écoulement reste attaché et laminaire, tandis qu'à des angles plus élevés, il se dévie et accélère sur l'extrados, augmentant la portance mais aussi le risque de séparation et de traînée. Le coefficient de traînée (C_D) augmente avec l'angle pour toutes les rugosités, particulièrement pour une rugosité élevée. La portance (C_L) atteint un pic à 10° pour une surface lisse et est plus stable avec des rugosités modérées. La finesse aérodynamique (C_L/C_D) est optimale à 5° pour une surface lisse, diminuant à des angles plus élevés. Pour maximiser l'efficacité énergétique des éoliennes, il est crucial de minimiser la rugosité de surface, surtout à des angles d'attaque élevés.

Mots-clés : NACA , performance aérodynamique , rugosité, simulation numérique , le modèle SST $k-\omega$, ansys fluent ,

Table de matière

Introduction Générale	1
Chapitre I Généralité Sur Les Eoliennes	3
I.1. Introduction	4
I.2. Définition d'éolienne	4
I.2.1. Les types d'éolienne :	4
I.2.2. Eolienne à axe vertical :	5
I.2.3. Eolienne à axe horizontal.....	6
I.2.4. Les avantages de l'éolienne à axe horizontal.....	7
I.2.5. Les inconvénients de l'éolienne à axe horizontal	8
I.3. Loi de Betz :	8
I.4. Les pales :	9
I.4.1. La forme des pales :	9
I.4.2. Descriptions aérodynamique d'une pale éolienne :	10
I.4.3. Les pales pour une éolienne horizontale :	12
I.5. Profile d'aile :	13
I.5.1. Types de profils utilisés dans une pale d'éolienne :	15
I.5.2. Profils NACA :	17
I.6. Fonctionnement aérodynamique :	18
I.6.1. La portance :	19
I.6.2. Equilibre portance / poids :	19
I.6.3. Portance et vitesse :	20
I.6.4. la force Traînée :	20
I.6.5. Résultante aérodynamique R :	21
I.6.6. Finesse aérodynamique :	22
I.6.7. Incidence :	22
I.6.8. Le décrochage :	22
I.6.9. Le vrillage :	23
I.6.10. Le calage:	23
I.7. Conclusion :	24
Chapitre II Etude Bibliographique.....	25
II.1. Historique.....	26
II.2. Etude bibliographique.....	27
Chapitre III position de problème	34
III.1. Introduction.....	35

III.2. La turbulence	35
III.3. Le nombre de Reynolds	35
III.4. La couche limite :	36
III.4.1. Couche limite turbulente	37
III.4.2. Phénomène de décollement de la couche limite	37
III.5. Sillage des profils	39
III.6. Modèle de rugosité	40
III.7. Equations de Naviers - Stokes instantanées	41
III.7.1. Equation de continuité	41
III.7.2. Equation de quantité de mouvement	41
III.7.3. Equation d'énergie	42
III.8. Equation de Navier stokes moyennées (RANS)	42
III.8.1. Equation de continuité :	42
III.8.2. Equation de conservation de quantité de mouvement	42
III.8.3. La décomposition de Reynolds :	43
III.9. Modèles de turbulence :	43
III.9.1. Modèle Spalart – Allmaras :	43
III.9.2. Modèle Standard k- ϵ :	44
III.9.3. Modèle RNG k- ϵ :	45
III.9.4. Modèle de turbulence K- ω standard	46
III.9.5. Model SST K- ω Menter (Shear Stress Transport):	46
III.10. La méthode numérique	48
III.10.1. La méthode des différences finies :	48
II.10.2. La méthode des éléments finis :	48
III.10.3. La méthode des volumes finis :	49
III.11. Conclusion :	49
Chapitre IV Modélisation Numérique	50
IV.1. Introduction	51
IV.2. Présentation du problème physique	51
IV.3. Qu'est-ce que la CFD ?	52
IV.4. Modélisation CFD des Écoulements	53
IV.4.1. Les étapes principale pour la modélisation numérique :	53
IV.5. Logiciel du simulation ansys workbench :	55
IV.5.1. Modélisation géométrique	56
IV.5.2. Domaine de calcule	56
IV.5.3. Les conditions aux limites :	57
IV.5.4. Maillage :	57

IV.5.5. Choix du maillage :	60
IV.5.6. validation du modèle de simulation :	62
IV.6. Ansys fluent :	63
IV.6.1. Le solveur fluent :	63
IV.6.2. critère de convergence :	63
IV.6.3. Poste de traitement :	64
IV.7. Conclusion :	65
Chapitre V Résultats Et Discussions	66
V.1. Introduction	67
V.2. Contour de pression	67
V.3. Lignes des courants	70
V.4. Influence des angles d'incidences sur le Coefficient de pression (Cp)	73
V.5. Influence de la rugosités sur le Coefficient de pression (Cp)	74
V.6. Coefficient de trainé CD :	77
V.7. Coefficient de portance CL :	79
V.8. Le rapport CL /CD des profils :	80
V.9. CONCLUSION	81
Conclusion Générale	83
Références Bibliographique	84

Liste Des Figures

Figure I. 1; conversion de l'énergie cinétique de vent	4
Figure I. 2: Eolienne à axe vertical	5
Figure I. 3: éolienne de type Darius	5
Figure I. 4: éolienne de type savonius	6
Figure I. 5: Eolienne à axe horizontal	6
Figure I. 6: schéma d'éolienne à axe horizontal en aval et en amont	7
Figure I. 7; Les trois formes de la pale.[9]	10
Figure I. 8.: La longueur de la traînée en fonction d'épaisseur relative [9]	12
Figure I. 9: Représentation d'un profil d'aile [10].	13
Figure I. 10. Références d'un profil d'aile [10]	14
Figure I. 11. Profil plan convexe [10]	15
Figure I. 12. Profil biconvexe dissymétrique [10].	15
Figure I. 13. Profil biconvexe symétrique [10].	15
Figure I. 14. Profil creux [10]	16
Figure I. 15. Profil laminaire [10]	16
Figure I. 16. Profil double courbure [10].	17
Figure I. 17: Représentation des variables aérodynamiques sur un profil [13]	19
Figure I. 18: Représentation du poids et de la portance sur un profil.[12]	20
Figure I. 19: Représentation de la vitesse et de la portance sur un profil.[12]	20
Figure I. 20: Forces aérodynamiques exercées sur un profil.[2]	21
Figure I. 21: Angle d'incidence.[12]	22
Figure I. 22: Le décrochage aérodynamique.[12]	23
Figure I. 23: Représentation de l'angle de vrillage	23
Figure I. 24: Angle de calage .[12]	24
Figure II. 1: moulin de berton [14]	26
Figure II. 2: Eolienne de C. Brush [14]	27
Figure II. 3 :Rapport portance/traînée pour les simulations de profils aérodynamiques simples et de cascades et les données expérimentales de Ladson (1988). 15]	28
Figure II. 4 : Conception d'éolienne proposée[16]	28
Figure II. 5: effet deu numéro de pale sur le coefficient de puissance des nouvelles pales .[16]	29
Figure II. 6: Effet de la vitesse du vent sur la puissance générée pour la turbine à 8 pales[16]	29
Figure II. 7: Puissance générée par la turbine en fonction de la vitesse du vent selon différents modèles de turbulence.[17]	30
Figure II. 8: Coefficient de puissance en fonction du rapport de vitesse de pointe à 8 m/s[17]	30
Figure II. 9 :base de boss lissée	31
Figure II. 10 :le modèle CAO après maillage	31
Figure II. 11 : Comparaison de CL/CD entre les données expérimentales et résultats de calcul.[19] ...	32
Figure II. 12 : CD NACA 0012 contre CD NACA 4412	32
Figure II. 13 : CL NACA 0012 vs CL NACA 4412	33
Figure III. 1: Écoulement de la couche limite le long d'une surface plane. [23]	37
Figure III. 2: phénomène de décollement de la couche limite[23]	38
Figure III. 3: Profil d'aile en soufflerie en situation de décrochage[24]	39

Figure III. 4: Le sillage avec et sans décollement.[26]	39
Figure III. 5: Dimension du Modèle de rugosité sous forme de zigzag 90°[23]	40
Figure III. 6: dimension du Modèle de rugosité sous forme de zigzag 60°[23]	40
Figure III. 7: modèle de rugosité en forme de grain de sable utilisé par le code CFX[23]	40
Figure IV. 1. Géométrie de profil NACA0012.....	51
Figure IV. 2. Position du problème.....	52
Figure IV. 3. L'interface de logiciel ANSYS Workbench	55
Figure IV. 4. Géométrie de profil Naca 0012	56
Figure IV. 5.géométrie de domaine de calcul.....	56
Figure IV. 6. Configuration du Profil et des Conditions aux limite	57
Figure IV. 7.dimensionnement de l'arête	58
Figure IV. 8: inflation	58
Figure IV. 9:profil.....	59
Figure IV. 10: inlet.....	59
Figure IV. 11: outlet.....	60
Figure IV. 12: maillage structuré.....	60
Figure IV. 13: maillage non structuré.	61
Figure IV. 14: maillage hybride	61
Figure IV. 15: maillage hybride	61
Figure IV. 16: Pressure coefficient , NACA0012, Cas $\alpha = 10^\circ$	62
Figure IV. 17. interface du solveur FLUENT	63
Figure IV. 18. Évolution des résidus de calcul.....	64
Figure IV. 19: l'interface de post CFD	64
Figure V. 1: contours de pression pour $\alpha = 0^\circ$	68
Figure V. 2: contours de pression pour $\alpha = 5^\circ$	68
Figure V. 3: contours de pression pour $\alpha = 10^\circ$	69
Figure V. 4: contours de pression pour $\alpha = 15^\circ$	69
Figure V. 5: contours de pression pour $\alpha = 20^\circ$	70
Figure V. 6: lignes des courants pour $\alpha = 0^\circ$	71
Figure V. 7: lignes des courants pour $\alpha = 5^\circ$	71
Figure V. 8: lignes des courants pour $\alpha = 10^\circ$	72
Figure V. 9: lignes des courants pour $\alpha = 15^\circ$	72
Figure V. 10: lignes des courants pour $\alpha = 20^\circ$	73
Figure V. 11: distribution de coefficient de pression pour différents angles d'incidence	74
Figure V. 12: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 0^\circ$	75
Figure V. 13: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 5^\circ$	75
Figure V. 14: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 10^\circ$	76
Figure V. 15: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 15^\circ$	76
Figure V. 16: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 20^\circ$	77
Figure V. 17 : coefficient de trainé CD.....	78
Figure V. 18: coefficient de portance CL.....	80
Figure V. 19: Le rapport CL /CD des profils en fonction les angle d'attaques dans tous les rugosité ..	81

Liste Des Tableaux

Tableau III. 1: Les coefficients du modèle K- ω (Wilcox).....	46
Tableau III. 2: constantes du modèle de Menter.....	47
Tableaux IV. 1. statistique	62
Tableaux V. 1. comparaison de coefficient de trainé en fonction de l'angle d'attaque pour différente rugosité.....	78
Tableaux V. 2 : comparaison de coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour différente rugosité.....	79
Tableaux V. 3: la finesse aérodynamique pour différente rugosité en fonction de l'angle d'attaque ...	80

Nomenclature

Symbole	Désignation	Unité enS.I.
A	Bord d'attaque	
F	Bord de fuite	
e	Epaisseur maximale	[m]
f	Flèche maximum	[m]
h	Epaisseur relative	[m]
c	Courbure relative	
l	Corde du profil	
D	Force de traînée	[N]
L	Force de portance	[N]
R	La force résultante	[N]
CD	Coefficient de traînée	
CL	Coefficient de portance	
P	Pression	[P]
S	Surface	[m ²]
V	Vitesse	[m/s]
Re	Nombre de Reynolds	
D	Diamètre de la conduite	[m]
U	Vitesse de l'écoulement suivant l'axe x	
V	Vitesse de l'écoulement suivant l'axe y	
W	Vitesse de l'écoulement suivant l'axe z	
u_∞	Vitesse de l'écoulement à l'infini amont	[m/s]
y+	Coordonnée réduite variable de la paroi	
U+	Vitesse réduite variable de la paroi	[m/s]
K	Constante de Von- Karman	
$\overline{u_i' u_j'}$:	Terme de Reynolds	
S_{ij}	Tenseur de déformation	
n	vecteur unitaire à la surface S entourant le volume V	

Terme LATIN & GREC

α	Angle d'incidence	[°]
ρ	Masse volumique	[kg/m ³]
μ	Viscosité dynamique	[Pa.s]
ν	Viscosité cinématique	[m ² /s]
ν_i	viscosité cinématique turbulente	[m ² /s]
$\tilde{\nu}$	viscosité cinématique moléculaire	[m ² /s]
$\bar{\tau}_\mu$	Tenseur de contrainte visqueuse	
$\bar{\tau}_t$	Tenseur de contrainte turbulente	
Δ	Epaisseur de la couche limite	[m]
(δ)	Vitesse suivant l'axe des x à l'épaisseur de la couche limite	
δ_{ij}	Symbole de kronecker	
G_v	production de la viscosité turbulente	
Y_v	destruction de la viscosité turbulente	
$\sigma_{\tilde{\nu}},$	C_{b2} Des constantes	
K	Energie cinétique turbulente	[m ² /s ²]
Ω	Taux de dissipation spécifique	[m ² /s ³]
G_k	génération de l'énergie cinétique turbulente	
G_ω	génération de taux de dissipation spécifique	
Y_k, Y_ω	dissipation de k et ω due à la turbulence	
$, \alpha_\varepsilon$	Inverse des nombres effectifs de Prandtl.	
Φ_1	Constantes du modèle de Wilcox	
Φ_2	Constantes du modèle k- ε	
Φ	Constantes mixtes du modèle Menter	

Abréviations

HAWT	Eolienne à axe horizontal
VAWT	Eolienne à axe vertical
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NASA	National Administration of Space and Aeronautics
RANS	Renolds Averaged Navistokes
SST	Shear Stress Transport
CFD	Dynamique des fluides numériques

Introduction Générale

L'énergie est l'un des moteurs essentiels du développement des sociétés. La civilisation industrielle s'est construite autour de l'exploitation du charbon à la fin du 18e siècle, puis du pétrole au milieu du 20e siècle. Depuis le premier choc pétrolier de 1973, les pays industrialisés se tournent progressivement vers les énergies nouvelles et renouvelables. En général, les énergies renouvelables sont des méthodes de production d'énergie utilisant des forces ou des ressources dont les stocks sont inépuisables. Par exemple, l'eau des rivières qui fait tourner les turbines d'un barrage hydroélectrique, le vent qui actionne les pales d'une éolienne, la lumière solaire qui alimente les cellules photovoltaïques, et l'eau chaude des profondeurs de la terre qui chauffe des réseaux de chauffage. En plus de leur caractère illimité, ces sources d'énergie sont peu ou pas polluantes. Le solaire, l'éolien, l'hydroélectricité, etc., ne rejettent aucune pollution lorsqu'ils produisent de l'énergie.

L'aérogénérateur fonctionne selon le principe des moulins à vent. Le vent fait tourner les pales, qui sont couplées à un rotor et à une génératrice. Lorsque le vent est suffisamment fort (au moins 15 km/h), les pales tournent et entraînent la génératrice qui produit de l'électricité. L'énergie éolienne est aujourd'hui l'énergie propre la moins coûteuse à produire, ce qui explique l'engouement pour cette technologie. Les recherches en cours pourraient permettre à cette technologie de conserver son avantage économique pendant encore de nombreuses années.

L'objectif de cette étude est de optimiser les performances aérodynamiques de profils d'aile en utilisant la simulation numérique de la dynamique des fluides.

Cette mémoire est composée de cinq chapitres. Le premier chapitre traite des éoliennes, en mettant en lumière le fonctionnement des éoliennes et leur capacité à être déployées dans divers endroits avec des conditions de vent favorables. Il aborde également en détail les pales des éoliennes horizontales, les différents types et profils utilisés, ainsi que les forces aérodynamiques telles que la portance et la traînée.

Le deuxième Chapitre concerne l'histoire des éoliennes et une étude bibliographique sur le sujet.

Le troisième Chapitre se concentre sur la turbulence, le nombre de Reynolds, la couche limite, le phénomène de décollement de la couche limite, le sillage des profils, les modèles de turbulence, les équations de Navier-Stokes, et la méthode numérique pour étudier les écoulements.

Le quatrième Chapitre aborde la modélisation CFD des écoulements, les étapes principales pour la modélisation numérique, le logiciel de simulation ANSYS Workbench, la

modélisation géométrique, le maillage, la validation du modèle de simulation, et l'utilisation d'ANSYS Fluent pour la simulation.

Le cinquième Chapitre présente les résultats et les discussions d'une étude sur l'écoulement autour d'une pale éolienne à axe horizontal en utilisant le profil aérodynamique NACA 0012. Il analyse les coefficients de pression, de traînée et de portance, ainsi que les contours de pression et les lignes de courant pour évaluer l'impact des angles d'attaque et de la rugosité de surface sur les performances aérodynamiques des pales.

Enfin, une synthèse globale met en lumière les résultats essentiels qui ont été obtenus.[1].[2]

Chapitre I

Généralité Sur Les Eoliennes

I.1. Introduction

L'énergie éolienne est une forme d'énergie qui repose sur la force du vent. La Terre est chauffée de manière inégale par le soleil, créant ainsi des variations de température et de pression atmosphérique à travers le globe. Ces différences de pression engendrent des mouvements d'air, communément appelés vent. Cette énergie est exploitable pour la production d'électricité dans des dispositifs tels que les éoliennes, également connues sous le nom d'aérogénérateurs, qui utilisent la force du vent pour générer de l'électricité.

I.2. Définition d'éolienne

Un aérogénérateur, également appelé éolienne, est un dispositif qui convertit une partie de l'énergie cinétique du vent (un fluide en mouvement) en énergie mécanique disponible sur l'arbre d'entraînement pour ensuite la convertir en énergie électrique via le générateur.

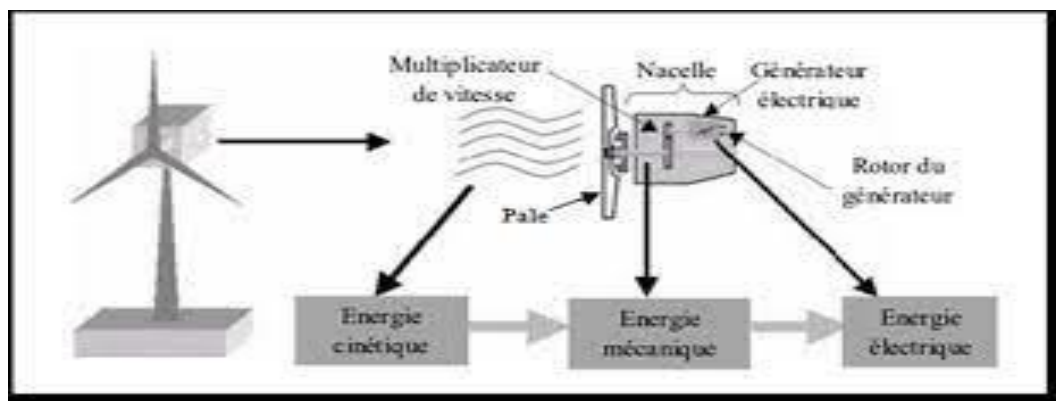


Figure I.1;conversion de l'énergie cinétique de vent

L'énergie éolienne est une énergie « renouvelable » non dégradable, géographiquement répartie et qui ne produit pas d'émissions dans l'atmosphère ni de déchets radioactifs. Cependant, dans le temps, cela n'est pas sûr et sa détection reste assez complexe, nécessitant de grands mâts et pales (jusqu'à 60 m pour les éoliennes multi-mégawatts) dans

Des zones géographiquement dégagées pour éviter les phénomènes de turbulence. [3]

I.2.1. Les types d'éolienne :

Les éoliennes peuvent être classées en deux types en fonction de la disposition géométrique de l'arbre sur lequel est montée l'hélice :

- Eolienne à axe vertical : VAWT
- Eolienne à axe horizontal :HAWT

I.2.2. Eolienne à axe vertical :

.Ce type d'éolienne se caractérise par le fait que son axe de rotation est perpendiculaire à la direction d'incidence du vent. Les éoliennes à axe vertical possèdent des propriétés particulièrement intéressantes pour la production d'énergie à petite échelle. D'autre part, ce type d'éolienne permet d'installer le générateur à terre, ce qui facilite grandement les travaux de maintenance et apporte une flexibilité opérationnelle. Toutefois, les deux modèles les plus connus sont ceux de Darrius et Savonius. Tous les modèles de cette catégorie restent au stade de prototype en raison de la faible rentabilité pour le moment, mais chacun fait preuve d'ingéniosité.



Figure I. 2: Eolienne à axe vertical

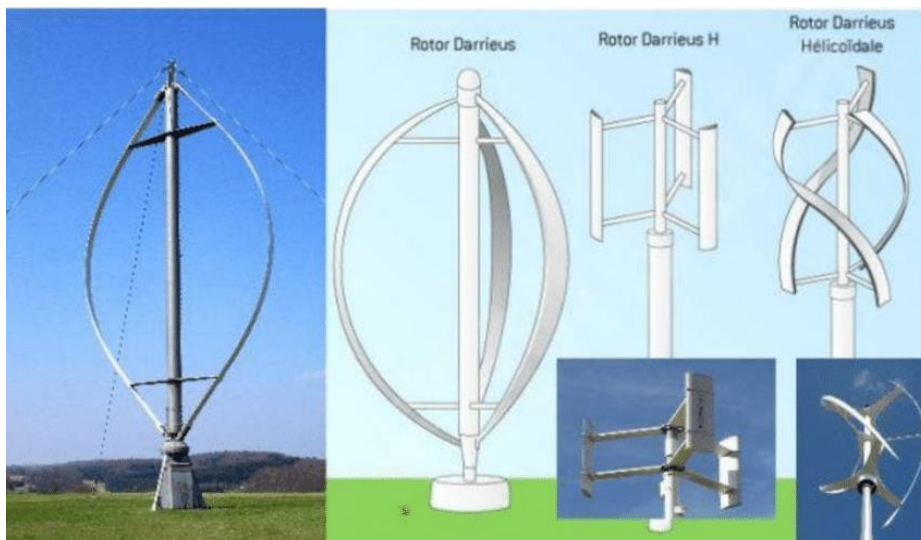


Figure I. 3: éolienne de type Darrius



Figure I. 4:éolienne de type savonius

I.2.3. Eolienne à axe horizontal

Les éoliennes à axe horizontal sont actuellement les plus répandues en raison de leur efficacité. Elles sont généralement équipées de deux ou trois pales, mais peuvent comporter plusieurs pales pour le pompage de l'eau. On distingue les éoliennes à axe horizontal avec l'hélice en amont par rapport au vent, et celles avec l'hélice en aval par rapport au vent. Ce type d'éolienne nécessite un gouvernail pour s'orienter selon la direction du vent, ce qui ajoute du poids à la machine et augmente son encombrement.[4]



Figure I. 5: Eolienne à axe horizontal

Il existe deux catégories d'éoliennes à axe horizontal :

Amont : Dans les éoliennes à axe horizontal de type amont, le vent souffle sur le devant des pales en direction de la nacelle. Les pales sont rigides et le rotor est orienté selon la direction du vent par un dispositif. Cette configuration est la plus couramment utilisée car elle est plus simple et donne de meilleurs résultats pour les fortes puissances. Elle ne nécessite pas de gouverne, réduit les efforts de manœuvre et offre une meilleure stabilité.

Aval : dans les éoliennes à axe horizontal de type aval, le vent souffle sur l'arrière des pales en partant de la nacelle. Le rotor est flexible et auto-orientable.[5]

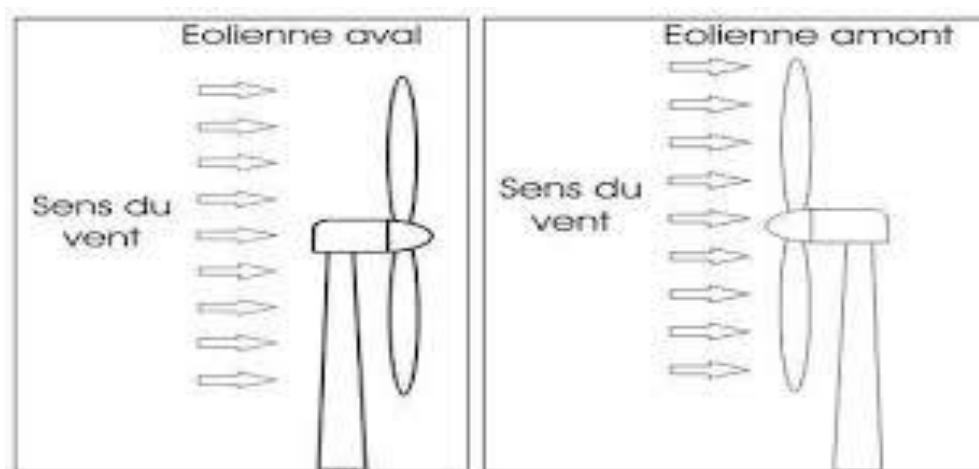


Figure I. 6: schéma d'éolienne à axe horizontal en aval et en amont

I.2.4. Les avantages de l'éolienne à axe horizontal

1. **Efficacité améliorée:** Comparées à d'autres types d'éoliennes, les HAWT surpassent en efficacité car elles sont capables de générer davantage d'électricité à partir d'une même quantité de vent.
2. **Maintenance simplifiée:** Les HAWT sont plus simples à entretenir que d'autres types d'éoliennes car leurs composants sont facilement accessibles, facilitant ainsi les opérations de maintenance.
3. **Pales de plus grande envergure:** Les HAWT peuvent être équipées de pales considérablement plus grandes que les autres types d'éoliennes. Cette caractéristique leur permet de générer une quantité accrue d'énergie.[6]

I.2.5. Les inconvénients de l'éolienne à axe horizontal

1. **Bruit** : Les HAWT peuvent être bruyants, ce qui peut constituer un problème pour les personnes vivant à proximité des parcs éoliens.
2. **Grande taille** : Les HAWT sont généralement assez grands, ce qui signifie qu'ils nécessitent beaucoup d'espace pour fonctionner. Cela peut poser problème dans les zones densément peuplées.
3. **Mortalité des oiseaux et des chauves-souris** : les HAWT peuvent présenter un risque pour les oiseaux et les chauves-souris, qui peuvent entrer en collision avec les pales en rotation.[6]
4. Les structures aériennes et les composants rotatifs peuvent poser un risque pour la sécurité des voyageurs aériens en interférant avec les systèmes radar. De plus, ils peuvent également perturber les signaux d'ondes électromagnétiques et radio, particulièrement lorsqu'ils se trouvent dans le champ de vision entre la source et le récepteur du signal. [7]

I.3. Loi de Betz :

La turbine éolienne est un dispositif qui convertit l'énergie cinétique du vent en énergie mécanique. À partir de l'énergie cinétique des particules d'air en mouvement traversant la section de la surface active S des pales, la puissance de la masse d'air qui traverse cette surface équivalente à la surface active S de l'éolienne est donnée par :

$$p_v = \frac{1}{2} * \rho * S * v^3 \quad (1.1)$$

Selon la loi de Betz, il est impossible d'extraire la totalité de cette puissance. La puissance maximale pouvant être recueillie par une éolienne est limitée par la limite de Betz.

$$p_{max} = \frac{16}{27} * p_v = 0,59 * p_v \quad (1.2)$$

La formule de Betz montre que l'énergie maximale pouvant être recueillie par un aérogénérateur ne peut en aucun cas dépasser 59% de l'énergie cinétique de la masse d'air qui le traverse par seconde. Ainsi, le coefficient de puissance maximal théorique est défini comme suit :

$$C_p^{opt} = \frac{p_{max}}{p_v} = \frac{2 * p_{max}}{\rho * S * V^3} = 0,59 \quad (1.3)$$

En réalité, même les dispositifs les plus avancés ne peuvent exploiter que 60 à 70% de cette puissance maximale théorique. Ce rendement, appelé coefficient de puissance C_p de l'éolienne, est spécifique à chaque type de pale. Ce coefficient relie la puissance éolienne à la vitesse du vent :

$$C_p = \frac{2 * p_{eol}}{\rho * S * v^3} \quad (1.4)$$

Pour décrire la vitesse de fonctionnement d'une éolienne, on utilise une grandeur spécifique : la vitesse réduite λ , qui est le rapport entre la vitesse linéaire en bout de pales de la turbine et la vitesse du vent : [8]

$$\lambda = \frac{R * \Omega}{V} \quad (1.5)$$

I.4. Les pales :

Les pales jouent un rôle crucial dans les performances des aéromoteurs, leur fonctionnement optimal et leur durabilité dépendent de leur conception. Une fois assemblées, elles forment l'hélice ou le rotor. Peu de fabricants dans le monde ont la capacité de produire ces pales, qui sont généralement fabriquées en fibre de verre ou en fibre de carbone pour leurs excellentes propriétés.

En raison de leur grande taille, atteignant souvent entre 30 et 40 mètres de long, des transports spéciaux sont nécessaires pour les amener sur site.

Les caractéristiques des pales comprennent leur longueur, leur largeur, leur profil (traditionnel ou cambré), les matériaux utilisés pour leur construction, ainsi que leur nombre, qui varie en fonction de la conception et de l'application de l'aéromoteur.[9]

I.4.1. La forme des pales :

Lorsqu'on observe des pales posées à plat, leur forme varie considérablement. Elles peuvent être trapues, avec des bords parallèles ou avec un bord droit et un bord arrondi, entre autres variations.

La forme des pales a un impact significatif sur leurs performances. En général, une répartition de la portance plus éloignée du bout de la pale permet de réduire les fuites d'air à

l'extrémité. La forme elliptique de la pale (a) est idéale pour cette répartition optimale de la portance, ce qui réduit considérablement la traînée aérodynamique. Cependant, la fabrication de pales de forme elliptique est complexe et coûteuse.

Pour remédier à ces défis de fabrication et réduire les coûts, une forme trapézoïdale (b) est souvent utilisée. Bien que moins efficace que la forme elliptique, elle offre un compromis proche de l'optimum en termes de performances aérodynamiques.[9]

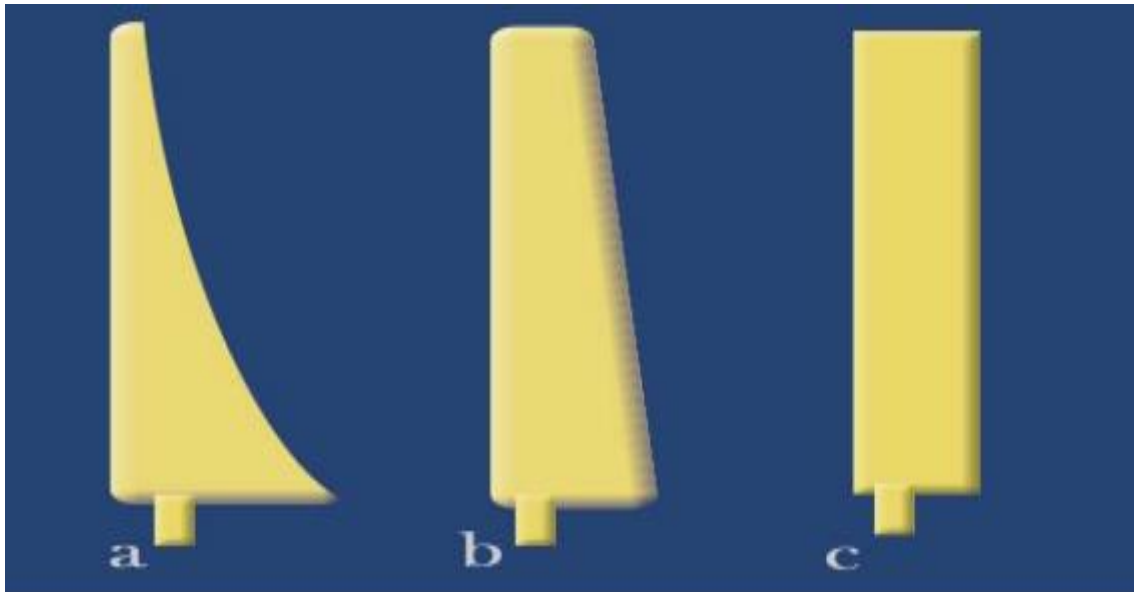


Figure I. 7; Les trois formes de la pale.[9]

I.4.2. Descriptions aérodynamique d'une pale éolienne :

- Le principe d'une pale :

Les pales des éoliennes à axe horizontal, les plus couramment utilisées, fonctionnent selon le même principe que les ailes d'un avion. En effet, tout comme un avion, les pales utilisent la forme de leur profil pour créer de la portance. L'air passant au-dessus de l'aile (l'extrados) doit parcourir une plus grande distance que celui passant en dessous (l'intrados), ce qui entraîne une accélération de l'air et crée une dépression au-dessus de l'aile, produisant ainsi une force ascendante. Parallèlement, sur l'intrados, l'air crée une pression plus élevée, générant également une force ascendante. Ces deux forces combinées constituent la portance.

Cependant, le déplacement à travers l'air n'est pas sans frottement, ce qui génère une force de traînée s'opposant au mouvement. La résultante de ces deux forces, la portance et la traînée, est ce qui permet au rotor de l'éolienne de tourner et de convertir l'énergie cinétique du vent en énergie mécanique utilisable.[9]

- Structure d'une pale :

Les pales peuvent être fabriquées à partir d'un stratifié de verre et de résine. Elles se composent généralement de trois zones distinctes.[9]

a) -la zone d'attache :

Les fibres de verre constituant le longeron sont enroulées autour des bagues d'implanture en acier, tandis que le moltoprène et un mélange résine-bourre remplissent les espaces vides entre les fibres du longeron.[9]

b) -La partie courante :

c) La partie centrale de la pale est composée d'un longeron en fibre de verre, rempli de nid d'abeille. Des bandes de protection en acier inoxydable ou en titane sont utilisées pour protéger le bord d'attaque contre l'érosion, tandis que le bord de fuite est renforcé par des bandes en fibre de carbone.[9]

d) c) -Zone d'extrémité :

Des contrepoids statiques et dynamiques sont positionnés le long de tiges filetées et protégés par des "saumons". Ces contrepoids assurent l'équilibrage de la pale en termes de poids (centre de gravité) et de moment (inclinaison vers le haut et vers le bas).

Selon Marchag, l'illustration met en évidence la relation entre la traînée et l'épaisseur relative. Il est noté que la traînée de pression peut devenir négligeable à faible épaisseur relative. Ainsi, pour optimiser une aile ou une pale à faible épaisseur, il est crucial de prêter attention à l'état de surface, qui joue un rôle important dans la traînée de frottement.[9]

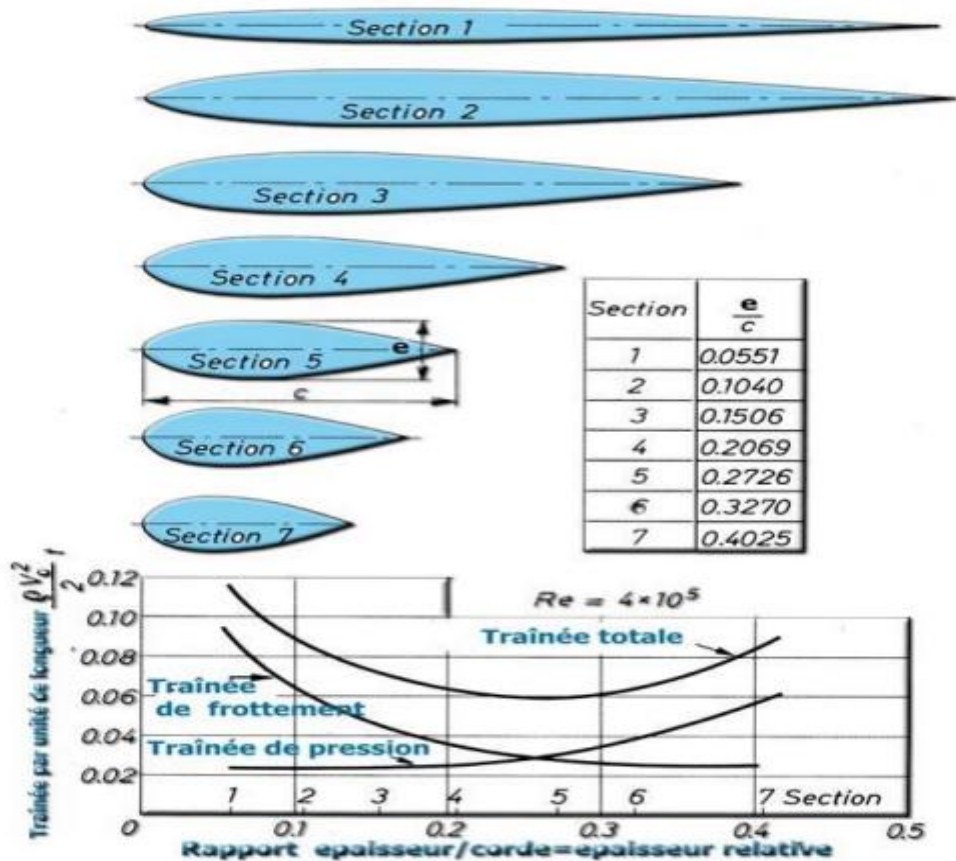


Figure I. 8.: La longueur de la trainée en fonction d'épaisseur relative[9]

I.4.3. Les pales pour une éolienne horizontale :

Les pales des éoliennes à axe horizontal jouent un rôle crucial dans la capture de l'air pour mettre en mouvement le générateur. Leur conception s'inspire souvent des ailes d'un avion, avec des considérations spécifiques :

Les extrémités des pales nécessitent un angle d'attaque précis. Généralement, cet angle varie entre 3 et 6 degrés à l'extrémité, et entre 16 et 25 degrés à la base. Cependant, ces valeurs peuvent fluctuer selon le modèle d'éolienne et les conditions de vent rencontrés.

Alternativement, il est possible d'utiliser des pales de forme plate, fabriquées en planches de bois léger ou en tôle d'aluminium mince, avec un angle d'attaque fixe de 18 degrés. Bien que cette solution soit plus simple à mettre en œuvre, elle offre généralement des performances inférieures en termes de production d'énergie.

Quant au nombre de pales, il est généralement de trois pour les éoliennes horizontales destinées aux particuliers. Cependant, ce nombre peut varier en fonction des conditions climatiques :

Un nombre réduit de pales entraîne une rotation plus rapide de l'éolienne.

En revanche, un nombre plus élevé de pales permet à l'éolienne de capter des vents faibles avec plus d'efficacité.

Il est essentiel de fixer solidement les pales de l'éolienne pour éviter tout risque de chute ou de vibration indésirable.[9]

I.5. Profil d'aile :

Un profil d'aile fait référence à la partie de l'aile qui se trouve dans un plan P parallèle au plan de symétrie de l'avion. Dans une courbe, le point le plus en avant est connu sous le nom de bord d'attaque (A), tandis que le point le plus en arrière est appelé bord de fuite (F). La zone supérieure (AEF) correspond à l'extrados et la zone intrados (AIF).

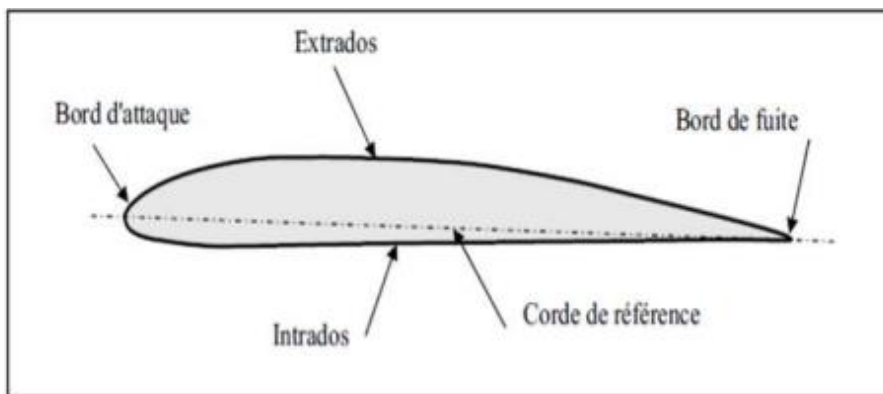


Figure I. 9: Représentation d'un profil d'aile [10].

Pour les références d'un profil d'aile on a ce qui suit :

- **Corde du profil :** c'est la droite A – F qui relie le bord d'attaque au bord de fuite, sa longueur est l.
- **Ligne moyenne :** est le lieu de rencontre entre l'extrados et l'intrados
- **Angle d'incidence :** c'est l'angle obtenu entre la corde de profil la direction de l'écoulement de l'air.

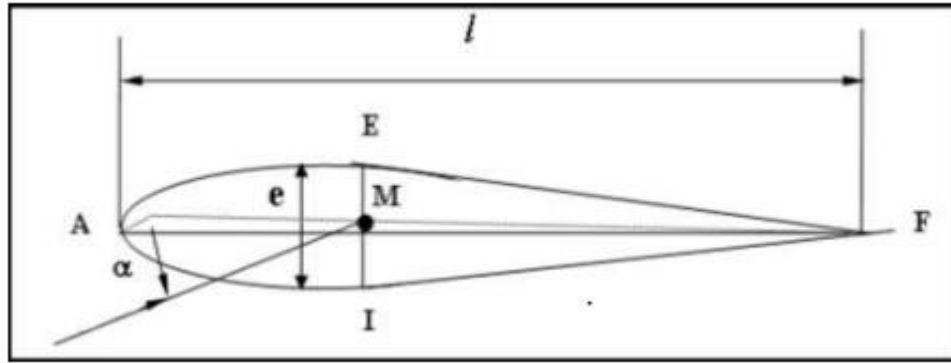


Figure I. 10. Références d'un profil d'aile[10]

De plus on a les caractéristiques géométriques suivantes :

- **Épaisseur maximale** : L'épaisseur maximale de l'aile correspond à la distance maximale entre l'extrados et l'intrados. L'épaisseur est notée e .
- **Flèche maximum** : c'est la distance maximale entre la corde et la ligne moyenne du profil. la flèche notée f .
- **Épaisseur relative (h)** : l'épaisseur relative d'un profil est le rapport de l'épaisseur maximale et la corde. On l'exprime généralement en pourcentage.

$$h\% = \frac{e}{l} 100 \quad (I.6)$$

alors :

Les profils minces : $h < 6\%$

Les profils semi-épais : $6\% < h < 12\%$

Les profils épais : $h > 12\%$

Les profils supersoniques Concorde : $h = 3\%$ à l'encastrement et $1,82\%$ à l'extrémité.

- **Courbure relative** : La relation entre la flèche maximale et la corde de profil est exprimée en pourcentage et représentée par la lettre c .

$$c\% = \frac{f}{l} 100 \quad (I.7)$$

I.51. Types de profils utilisés dans une pale d'éolienne :

Le profil plan convexe : ce profil présente un extrados courbé (convexe) et un intrados plutôt plat .En raison de la disparité de forme entre l'extrados et l'intrados, il génère une portance efficace [10].

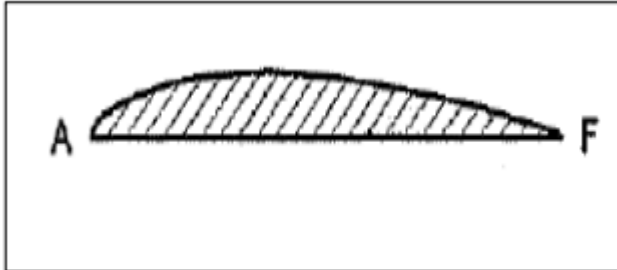


Figure I. 11. Profil plan convexe[10]

- **Le profil biconvexe dissymétrique** : L'extrados présente une courbure plus prononcée que celle de l'intrados. Les profils les plus couramment employés sont ceux des ailes d'avion [10].

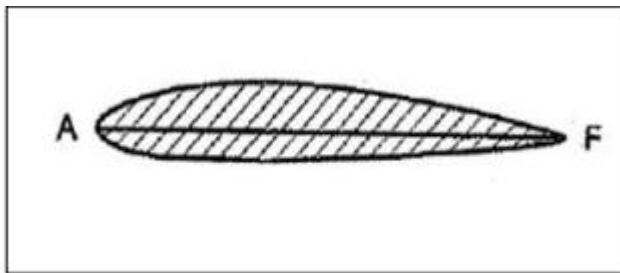


Figure I. 12. Profil biconvexe dissymétrique[10].

- **Le profil biconvexe symétrique** : L'extrados et l'intrados convexes sont symétriques par rapport à la corde, ce qui signifie que la cambrure est absente, Il est fréquemment employé pour les avions miniatures, les planeurs et les hélicoptères [10].

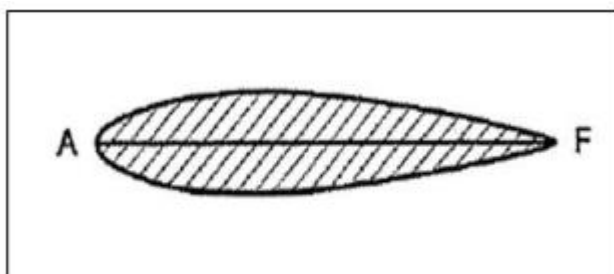


Figure I. 13. Profil biconvexe symétrique[10].

- **Le profil cambré ou creux** : Dans cette situation, l'extrados est convexe tandis que l'intrados est concave, ce qui est utilisé dans les dispositifs de bord d'attaque. [10] ce type de profil était très utilisé autrefois pour les planeurs.

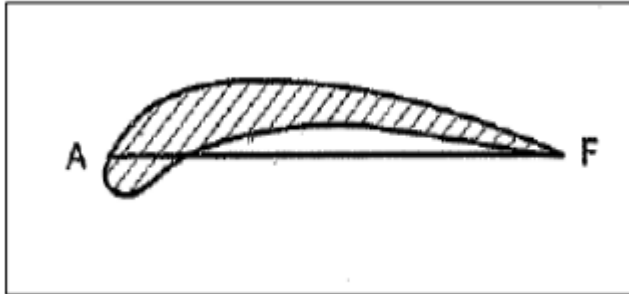


Figure I. 14. Profil creux[10]

- **Profil laminaire** : Les ailes à profil laminaire se différencient des ailes à profil aérodynamique conventionnel par une épaisseur réduite ("h"), un bord d'attaque plus affûté, et une quasi-symétrie parfaite entre leur extrados et leur intrados par rapport à la corde. ce type de profil est adapté aux hautes vitesses[10].

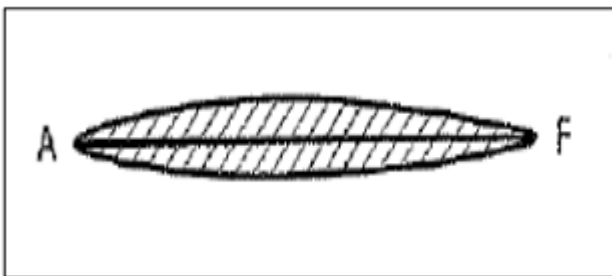


Figure I. 15.Profil laminaire[10]

- **Profil à double courbure** : un profil d'aile à double courbure, également connue sous le nom auto-stable, se distingue par sa ligne moyenne présentant une double courbure. la ligne moyenne des profils à double courbure coupe la corde de profil, contrairement aux profils instables qui requièrent un empennage horizontal pour garantir la stabilité longitudinale de l'avion [10].

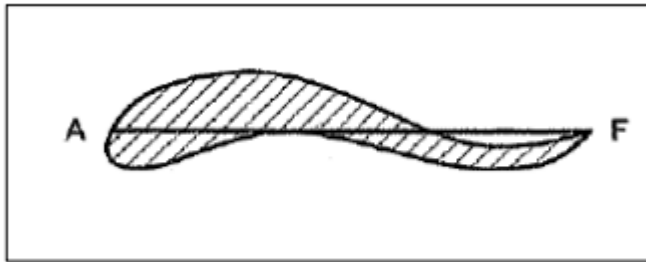


Figure I. 16. Profil double courbure[10].

1.5.2. Profils NACA :

Les profils NACA sont des modèles aérodynamiques conçus par le comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA) pour les ailes d'avions. C'est la gamme de profils la plus répandue et employée dans le domaine de la construction aéronautique.

Les profils NACA sont représentés par une série de chiffres qui suit le terme "NACA". Il est possible de saisir les paramètres du code numérique dans les équations afin de générer de manière précise la section de l'aile et de calculer ses propriétés. Toutes les dimensions en pourcentage sont exprimées en pourcentage de la longueur de la corde, à l'exception de la droite qui relie le bord d'attaque au bord de fuite, par rapport au bord d'attaque, sauf si spécifié.

Le NACA a été le prédécesseur de la NASA en tant que Comité d'Aide National pour l'Aéronautique (national Advisory Committee for Aeronautics).

Cet organisme a examiné diverses catégories de profils qui conviennent à différentes utilisations. Il est important de distinguer parmi ces dernières la catégorie des profils à 4 chiffres, celle à 5 chiffres [11].

- Profils NACA à 4 chiffres « Série 4 » :

La série NACA à 4 chiffres a été la première famille de profils. Les propriétés géométriques de ces profils sont indiquées par un nombre à quatre chiffres MPXX.

M : Le premier chiffre indique le pourcentage de cambrure maximale de la corde.

P : Le chiffre suivant détermine le point de cambrure maximale en pourcentage par rapport au bord d'attaque de la corde.

Chapitre I Généralité Sur Les Eoliennes

XX : les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur maximale du profil de la corde en pourcentage.

Par exemple, pour le profil NACA 2412 possède une cambrure de 2 % à 40 % à partir du bord d'attaque, avec une épaisseur maximale de 12 %.

Les profils NACA de quatre chiffres commençant par "00XX" sont caractérisés par une absence de courbure, les rendant ainsi symétriques[11].

- Profils NACA à 5 chiffres « Série 5 » :

La conception d'aéronefs se base principalement sur l'utilisation des profils NACA à 5 chiffres, car ils permettent de trouver un équilibre entre portance et traînée, tout en étant relativement simples à réaliser. permet d'expliquer des surfaces de traction plus complexes.

Ces profils sont déterminés par un code NACA suivi de cinq chiffres **LPQXX**.

L : Le chiffre initial détermine le coefficient de portance idéal , multiplié par 0,15 .

P :Le deuxième chiffre indique la position de la cambrure maximale par rapport au bord d'attaque, exprimée en pourcentage de la longueur de la corde.

Q : Le chiffre numéro trois détermine si le profil présente une cambrure simple (0) ou double (1).

Les quatrièmes et cinquièmes chiffres, tout comme pour les profils à 4 chiffres, indiquent l'épaisseur maximale relative du profil en pourcentage de la corde.

Par exemple, Selon le profil aérodynamique NACA 12018, il est prévu qu'il ait une épaisseur maximale de 18 %, une cambrure maximale située à 10 % de la corde, et un coefficient de portance espéré de 0,15 [11].

I.6. Fonctionnement aérodynamique :

Pendant le déplacement de l'aéronef, le flux d'air autour de son profil d'aile crée une zone de basse pression au-dessus de l'aile (extrados) et une zone de haute pression en dessous de l'aile (intrados). Cette variation de pression engendre une force ascendante appelée portance, qui soutient l'avion en vol. Parallèlement, cet écoulement d'air crée une force de résistance qui agit dans le sens opposé au mouvement, appelée traînée. La combinaison de ces deux forces agit à un point spécifique, connu sous le nom de centre de poussée.

Traditionnellement, le vecteur représentant la force de portance, F_z , est perpendiculaire à la direction du flux d'air relatif, tandis que le vecteur de traînée, F_x , est perpendiculaire à la force de portance.[12]

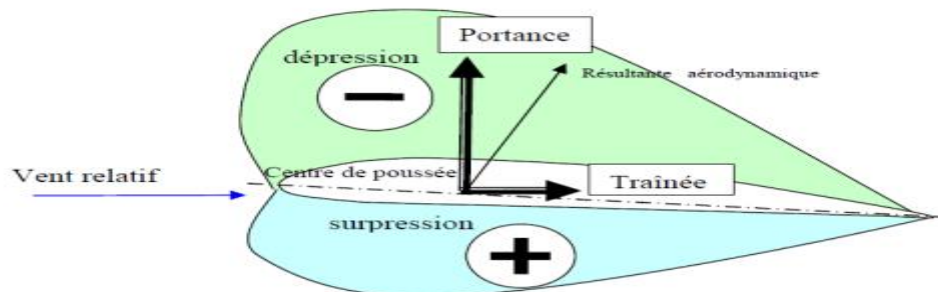


Figure I. 17: Représentation des variables aérodynamiques sur un profil [13]

I.6.1. La portance :

La portance est la force qui permet à un avion de décoller et de maintenir son vol. Elle résulte de la disparité de pression entre la surface supérieure et la surface inférieure de l'aile. La pression est plus basse sur la surface supérieure de l'aile car l'air y circule à une vitesse plus élevée. Cette variation de pression engendre une force ascendante qui élève l'aile vers le haut.[11]

Cela se traduit par l'expression suivante :

$$L = \frac{1}{2} \rho S V^2 C_L \quad (1.8)$$

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

S : surface de l'aile en m².

V^2 : vitesse en m/s.

C_z : coefficient de portance du profil.

I.6.2. Equilibre portance / poids :

En vol horizontal, lorsque l'avion maintient une altitude constante, la force de portance compense le poids de l'avion.

Une augmentation de la portance entraîne une montée de l'avion.

Une diminution de la portance provoque une descente de l'avion.[4]

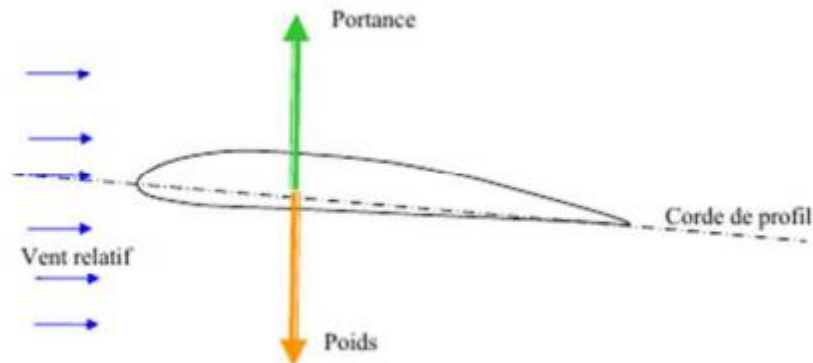


Figure I. 18: Représentation du poids et de la portance sur un profil.[12]

I.6.3. Portance et vitesse :

La portance augmente proportionnellement au carré de la vitesse. Ainsi, lorsque la vitesse augmente, la portance croît de manière exponentielle. Par exemple, doubler la vitesse entraîne une augmentation de la portance quatre fois plus importante.[12]

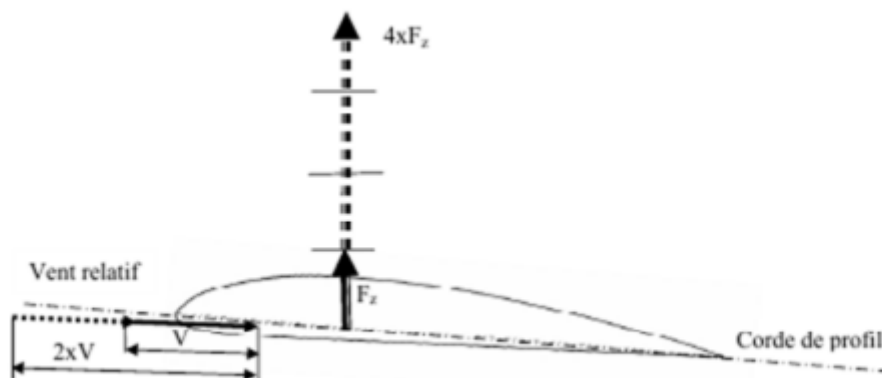


Figure I. 19: Représentation de la vitesse et de la portance sur un profil.[12]

1.6.4. la force Traînée :

La force de traînée s'oppose au mouvement de l'aile et agit dans la même direction que la vitesse relative de l'écoulement d'air. Elle se divise en deux types : la traînée de frottement, liée à la rugosité de la surface et à la viscosité de l'air, et la traînée de pression, dépendant de la formation de dépressions dans le sillage, principalement influencée par la forme et l'orientation du profil. Lorsque l'écoulement reste attaché à l'aile, la traînée est principalement due au frottement et est limitée, tandis que la portance est prédominante. En revanche, lorsque

le profil est fortement incliné par rapport au vent et que l'écoulement se détache, la traînée de pression devient dominante, entraînant le décrochage.[12]

Comme pour la portance, la traînée dépend de la pression exercée sur l'aile, de sa surface et des caractéristiques du profil. Cela se traduit par l'expression suivante :

$$D = \frac{1}{2} \rho S V^2 C D \quad (1.9)$$

ρ : masse volumique de l'air.

S : surface de référence, à savoir la surface de l'aile.

V : vitesse de l'aile / air ou vitesse de l'air / aile.

$C D$: coefficient de traînée, qui dépend de l'incidence (α) de l'aile et de son allongement.

(Sans unité)

I.6.5. Résultante aérodynamique R :

La résultante aérodynamique représente la somme des forces exercées sur un objet en mouvement dans un fluide, comme l'air. Elle est constituée principalement de deux forces : la portance et la traînée, appliquées au centre de poussée. La portance est une force perpendiculaire au mouvement de l'objet, tandis que la traînée agit parallèlement à celui-ci.[10]

$$R = \frac{1}{2} \rho S V^2 C R \quad (1.9)$$

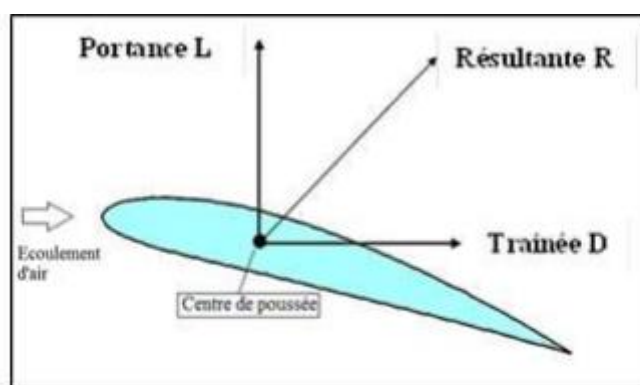


Figure I. 20: Forces aérodynamiques exercées sur un profil.[2]

I.6.6. Finesse aérodynamique :

L'objectif principal de l'aérodynamique est d'optimiser le rapport entre la force de portance et la force de traînée ($\frac{F_z}{F_x}$). Ceci se traduit par la recherche d'une bonne finesse, qui peut être obtenue en augmentant la portance ou en réduisant au minimum la traînée.[12]

I.6.7. Incidence :

Pour générer de la portance, l'aile en mouvement doit être inclinée à un certain angle par rapport au courant d'air (vent relatif). Lorsque cet angle d'incidence augmente, la portance augmente également.[12]

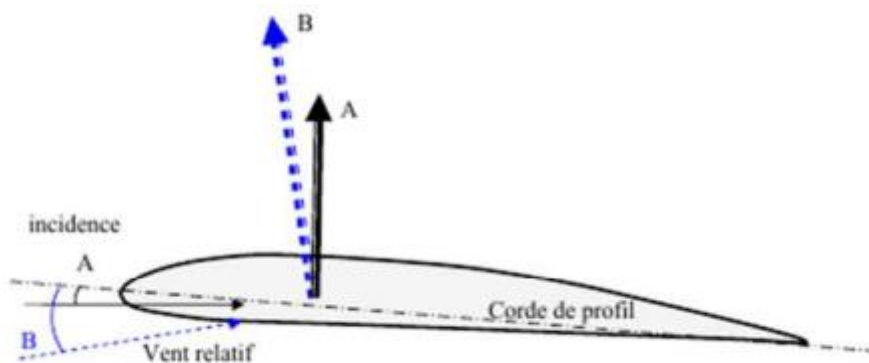


Figure I. 21: Angle d'incidence.[12]

I.6.8. Le décrochage :

Au-delà d'une certaine limite, l'angle d'incidence atteint un point où l'écoulement d'air ne peut plus suivre le profil de l'aile de manière régulière. À ce stade, des tourbillons irréguliers se forment, créant de la turbulence, ce qui empêche les filets d'air de rester collés au profil. Ce phénomène est appelé décrochage, et il se traduit par la perte de la portance résultant de l'écoulement d'air sur la partie supérieure de l'aile (l'extrados).[12]

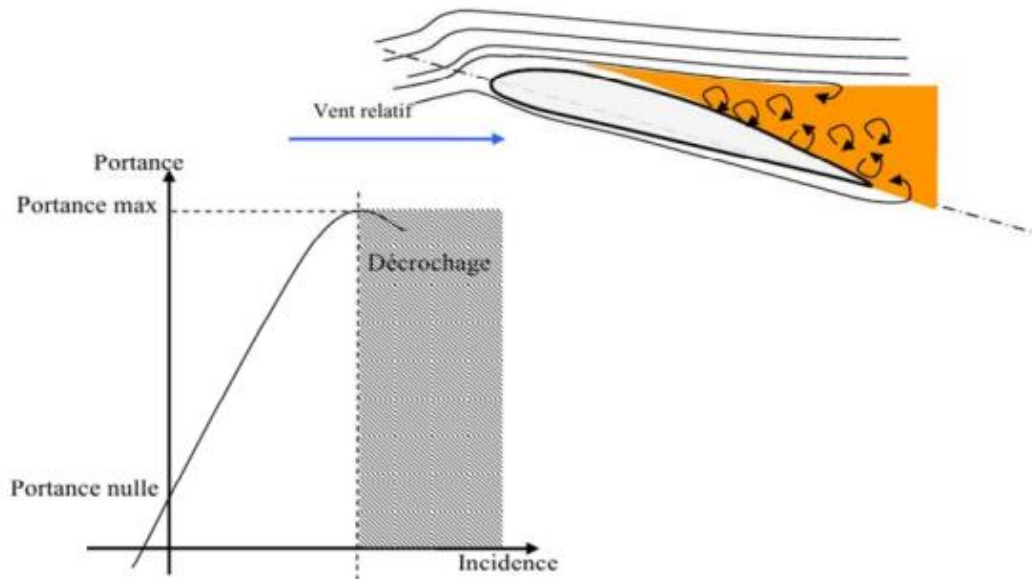


Figure I. 22: Le décrochage aérodynamique.[12]

I.6.9. Le vrillage :

Le vrillage désigne l'angle formé entre la corde du profil à l'extrémité de la pale et celle au pied de la pale.[12]

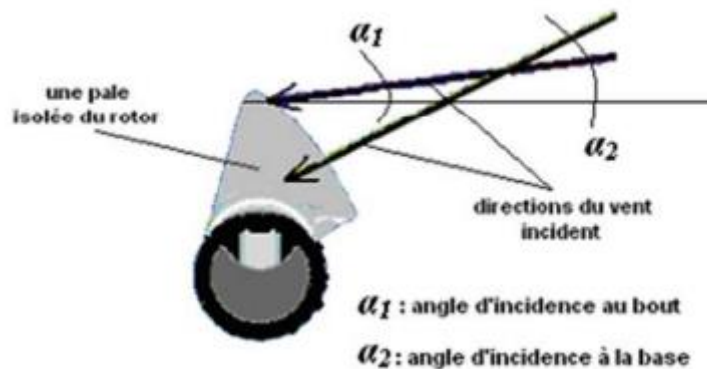


Figure I. 23: Représentation de l'angle de vrillage

I.6.10. Le calage:

L'angle de calage est défini comme l'angle entre la ligne de référence du profil, qui relie le bord de fuite au point le plus extrême du bord d'attaque (corde du profil), et l'axe du fuselage. L'axe du fuselage est celui pour lequel la traînée est minimale. Il convient de noter que l'angle de calage est une caractéristique fixe déterminée lors de la conception de l'aéronef et n'est pas influencé par les configurations de vol. Il ne doit pas être confondu avec l'angle

d'incidence, qui représente l'angle entre la corde du profil et la direction de la vitesse relative de l'air.[12]

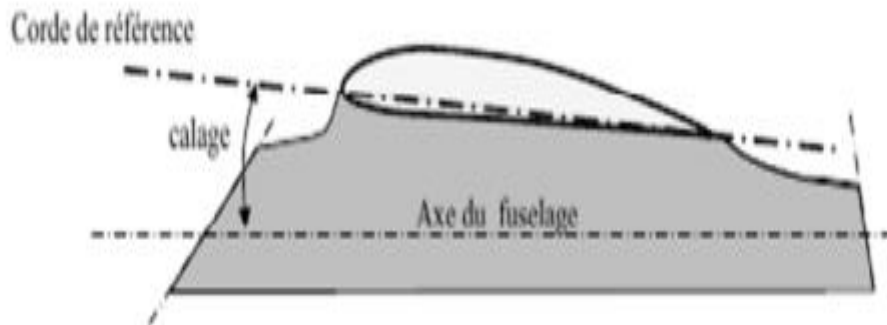


Figure I. 24: Angle de calage.[12]

I.7. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons étudié les systèmes éoliens, mettant en lumière le fonctionnement relativement simple de l'éolienne et sa capacité à être déployée dans divers endroits, pourvu que les conditions de vent soient favorables. Malgré ses progrès, l'éolienne demeure une source d'énergie respectueuse de l'environnement, ne produisant aucune émission nocive et ne contribuant pas à l'effet de serre. Cependant, ses limitations en termes de compétitivité par rapport à d'autres sources d'énergie plus puissantes la rendent moins idéale pour l'avenir. Nous avons également examiné en détail les pales des éoliennes horizontales, notamment les différents types et profils utilisés, ainsi que les forces aérodynamiques importantes telles que la portance et la traînée.

Chapitre II

Etude Bibliographique

II.1. Historique

Les bateaux à voile représentent la première utilisation de l'énergie éolienne. En 3500 avant notre ère, les Sumériens naviguaient déjà à l'aide de voiles. Au VIIe siècle, les Perses utilisaient la force du vent pour actionner des roues à aubes et des pompes. Les Égyptiens adoptaient une approche similaire pour irriguer leurs terres, en utilisant un système de pompage pour transférer l'eau dans de petits réservoirs. Les Perses ont ensuite perfectionné leurs machines en fixant des voiles sur un axe vertical, ce qui optimisait l'utilisation de l'énergie éolienne et augmentait le rendement de leurs machines, appelées aujourd'hui « moulins ». Grâce aux invasions arabes et aux croisades, cette innovation technologique persane s'est répandue en Occident. Dès le début du XVIe siècle, les artisans européens ont amélioré et complexifié les ailes des moulins. Les Néerlandais, en particulier, ont largement exploité cette invention pour assécher des terres et créer les célèbres polders.

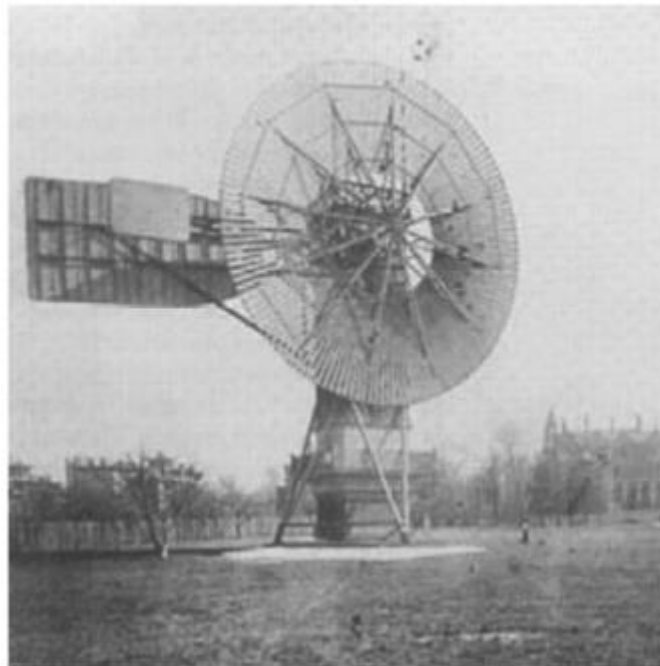


Figure II. 1: moulin de berton [14]

En 1839, un Français nommé P. Berton a inventé un nouveau système de pales de moulin pour éviter aux meuniers de devoir constamment monter dans les ailes pour installer et retirer les toiles en fonction des vents. Ces ailes, précurseurs des éoliennes modernes, étaient constituées d'un parallélogramme déformable sans toile, mais avec de nombreuses planches fines disposées en tuiles, mobiles et rétractables. En 1841, le Belge Nollet a envisagé l'utilisation du vent pour produire de l'électricité. En 1880, C. Brush, J. Blyth et V. de Feltre

ont réalisé de nombreuses expériences et créé les premiers aérogénérateurs (à droite, une éolienne de C. Brush). Sept ans plus tard, C. de Goyon a inventé une éolienne équipée de deux dynamos. En 1956, J. Juul a construit une éolienne d'une puissance de 200 kW, qui est devenue le modèle de référence pour les futures éoliennes, dont la puissance peut atteindre plusieurs milliers de kW. Au Danemark, les éoliennes se sont considérablement développées, devenant toujours plus performantes et silencieuses. Aujourd'hui, elles s'imposent comme une source d'énergie non polluante à ne plus négliger.[14]



Figure II. 2:Eolienne de C. Brush [14]

II.2. Etude bibliographique

L'étude bibliographique présentée ici a pour objectif d'approfondir nos connaissances sur les écoulements autour de profils aérodynamiques et de synthétiser les travaux existants portant sur la simulation numérique des écoulements de fluides autour de divers profils d'ailes. Pour ce faire, nous avons effectué une revue exhaustive de la littérature scientifique, que nous résumons comme suit :

N. Golmirzaee et D.Wood 2022 ont analysé l'aérodynamique des éoliennes à axe horizontal en utilisant des flux en cascade de profils aérodynamiques. Ils ont utilisé Open FOAM pour simuler l'écoulement à un nombre de Reynolds de 6×10^6 à travers des cascades de profils aérodynamiques NACA 0012. **Figure (II.3)** La recherche s'est concentrée sur la compréhension du tourbillon de sillage et de ses effets, qui sont généralement ignorés dans

Chapitre II Etude Bibliographique

l'analyse de l'impulsion des éléments de pale. Ils ont dérivé une équation simple pour le terme de tourbillon de sillage afin d'améliorer l'analyse et ont découvert que les éléments en cascade ont des rapports portance/trainée plus élevés que les profils aérodynamiques isolés.[15]

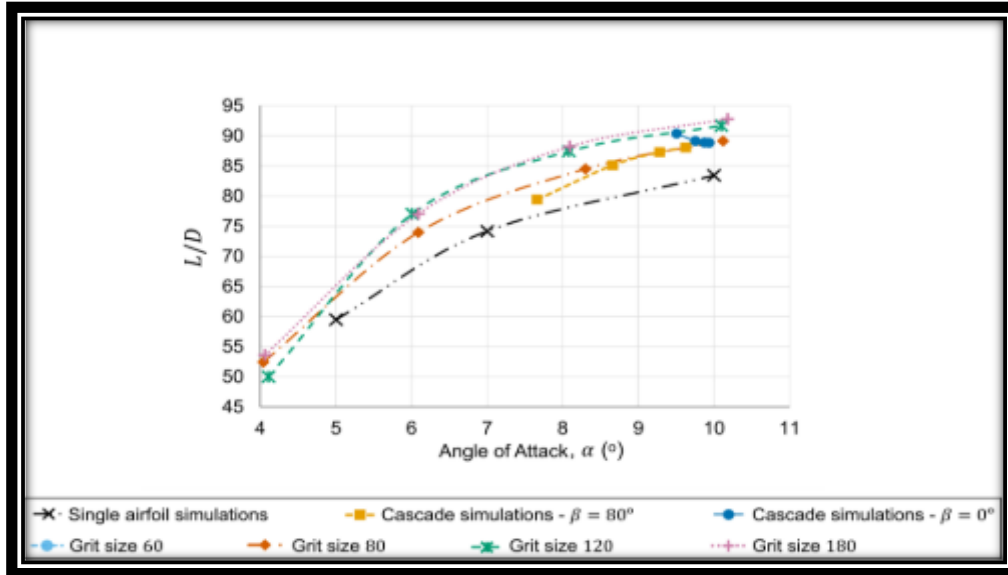


Figure II. 3 :Rapport portance/trainée pour les simulations de profils aérodynamiques simples et de cascades et les données expérimentales de Ladson (1988). [15]

Abo-Série, E., Oran, E. (2023). Cette étude se concentre sur la simulation de l'écoulement autour d'une nouvelle éolienne à axe horizontal avec plusieurs pales pour des vitesses de vent faibles. Les chercheurs ont utilisé des simulations de dynamique des fluides numériques (CFD) pour évaluer la performance aérodynamique de la turbine. Les résultats ont montré que la conception avec une longueur de corde augmentant linéairement de la base à la pointe et trois pales a présenté la meilleure performance. L'étude a également examiné l'impact de la déviation des pales due à la charge aérodynamique et les aspects de sécurité des éoliennes, mettant en évidence le risque d'éjection de pale.[16]

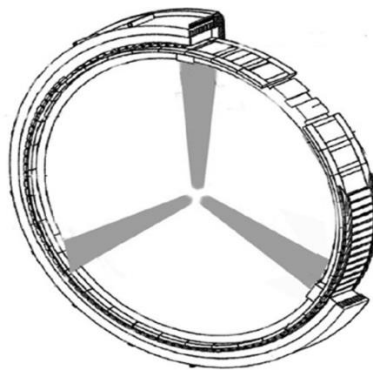


Figure II. 4: Conception d'éolienne proposée[16]

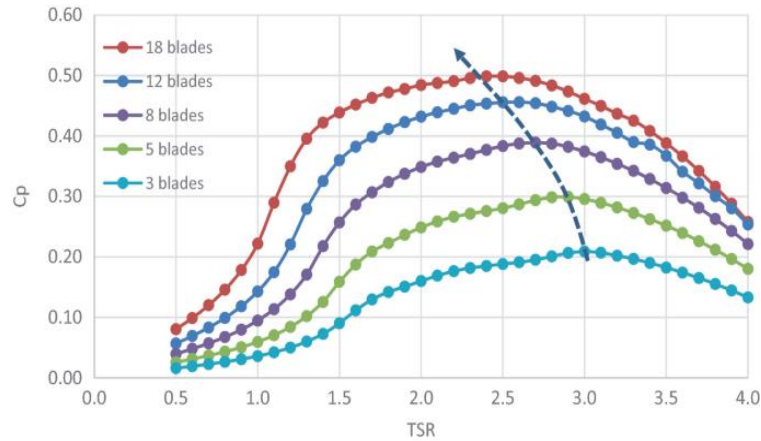


Figure II. 5: effet du nombre de pales sur le coefficient de puissance des nouvelles pales .[16]

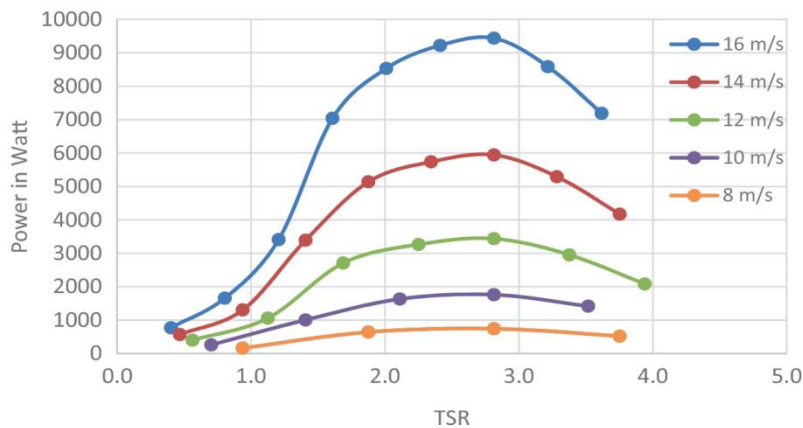


Figure II. 6: Effet de la vitesse du vent sur la puissance générée pour la turbine à 8 pales[16]

Soumaya younoussi et abdeslem ettaouil (2023), ont mené une analyse approfondie de l'aérodynamique d'une éolienne de petite taille, spécifiquement conçue pour fonctionner efficacement dans des conditions de vent faible. Pour ce faire, ils ont utilisé des simulations numériques, une approche essentielle pour étudier l'écoulement d'air autour de l'éolienne dans des conditions réalistes et contrôlées. Dans leur étude, ils ont mis en place un modèle numérique précis de l'éolienne, en prenant en compte des paramètres tels que la forme des pales et leur inclinaison, ainsi que d'autres caractéristiques importantes. En utilisant des logiciels de simulation de pointe, ils ont exécuté des simulations pour différentes configurations de l'éolienne, en modifiant des variables telles que la vitesse du vent et l'angle d'attaque des pales. Après avoir analysé les résultats de ces simulations.[17]

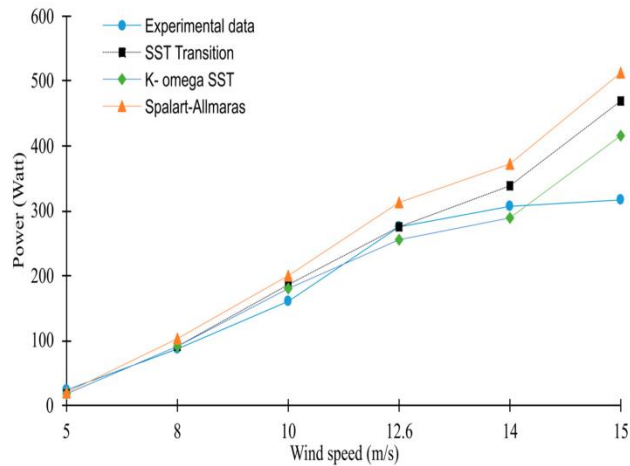


Figure II. 7: Puissance générée par la turbine en fonction de la vitesse du vent selon différents modèles de turbulence.[17]

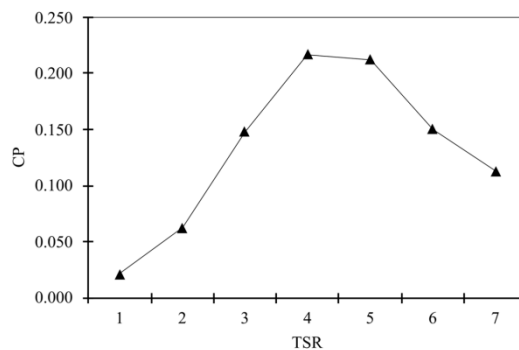


Figure II. 8: Coefficient de puissance en fonction du rapport de vitesse de pointe à 8 m/s[17]

Benoît Genest, dans son étude de 2023 intitulée "Amélioration des performances de la turbine hydrolienne à pale oscillante par l'ajout d'un volet Gurney double", a simulé les effets des volets Gurney, simples et doubles, sur un profil d'aile NACA 0015. Utilisant une approche numérique en 2D, il a examiné l'impact aérodynamique à angle d'attaque fixe des volets Gurney pour valider des règles de dimensionnement de la hauteur des volets (h_{GF}) et les étendre aux volets doubles. Les résultats ont montré des améliorations en termes de finesse (L/D), de pente et de coefficient de portance du profil, suggérant une application prometteuse pour les turbines à pale oscillante.[18].

Sahahd Hamza, Milad Heidari et al. (2023), ont examiné l'effet de différentes modifications de la géométrie de la pale, notamment l'ajout d'un bord d'attaque incurvé (**Figure II.10**), l'augmentation de l'épaisseur et la modification du profil aérodynamique. Les simulations par éléments finis ont permis d'évaluer l'impact de ces changements sur les performances aérodynamiques et structurelles de la pale. Les résultats ont montré que ces modifications de

Chapitre II Etude Bibliographique

conception permettent d'améliorer l'efficacité de la pale tout en réduisant les contraintes mécaniques auxquelles elle est soumise (**Figure II.11**). L'analyse par éléments finis a également permis de quantifier les gains en termes de production d'énergie et de durée de vie de la pale.[19]

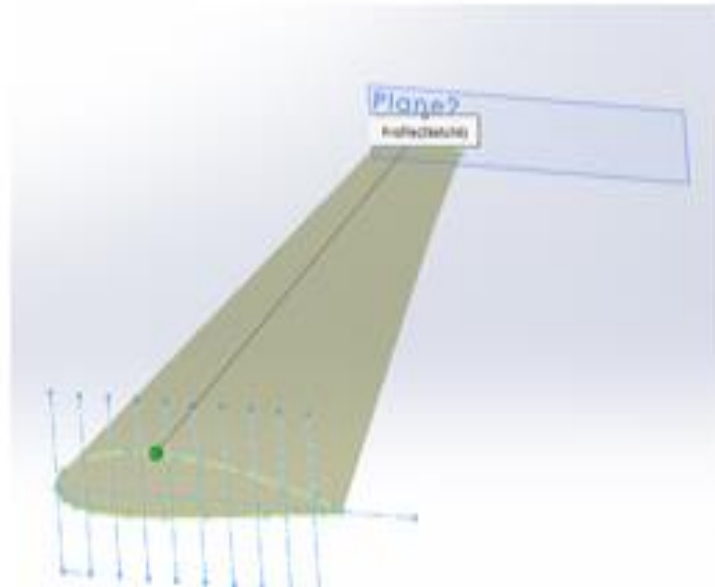


Figure II. 9 :base de boss lissée



Figure II. 10:le modèle CAO après maillage

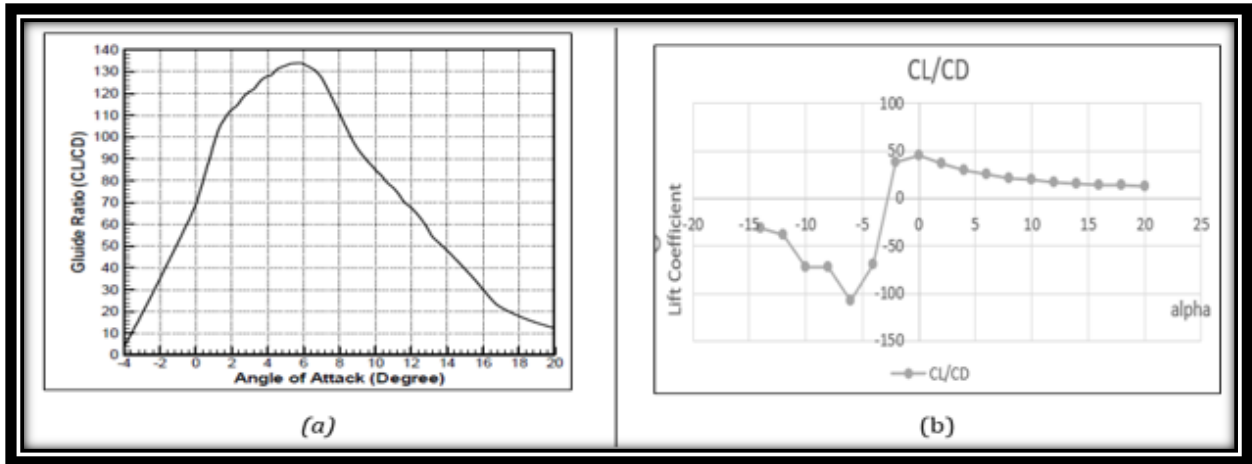


Figure II. 11 : Comparaison de C_L/C_D entre les données expérimentales et résultats de calcul.[19]

Soetanto, M et al (2023), ont mené une étude numérique des caractéristiques aérodynamiques de l'écoulement d'air autour des profils NACA 0012 et NACA 4412 à $Re = 170000$, ils ont utilisé des simulations de dynamique des fluides computationnelle (CFD) pour analyser les performances aérodynamiques des profils NACA 0012 et NACA 4412 à un nombre de Reynolds de 170000. Ils ont constaté que le profil NACA 0012, bien qu'ayant une bonne portance à des angles d'attaque faibles à modérés, souffrait d'une augmentation rapide de la traînée et d'un décrochage à des angles plus élevés. En revanche, le profil NACA 4412 a démontré une meilleure portance à des angles d'attaque plus élevés avant de décrocher, le rendant plus approprié pour des applications nécessitant des performances stables à divers angles.[20]

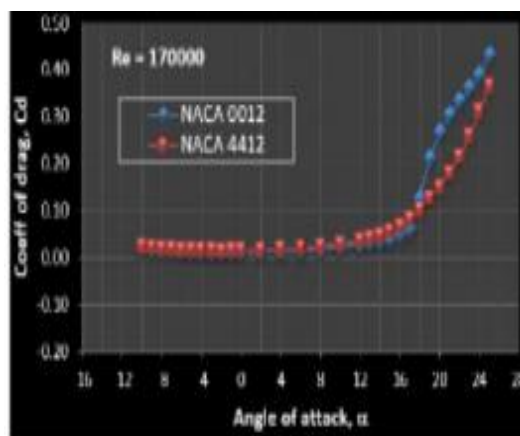


Figure II. 12 : C_D NACA 0012 contre C_D NACA 4412

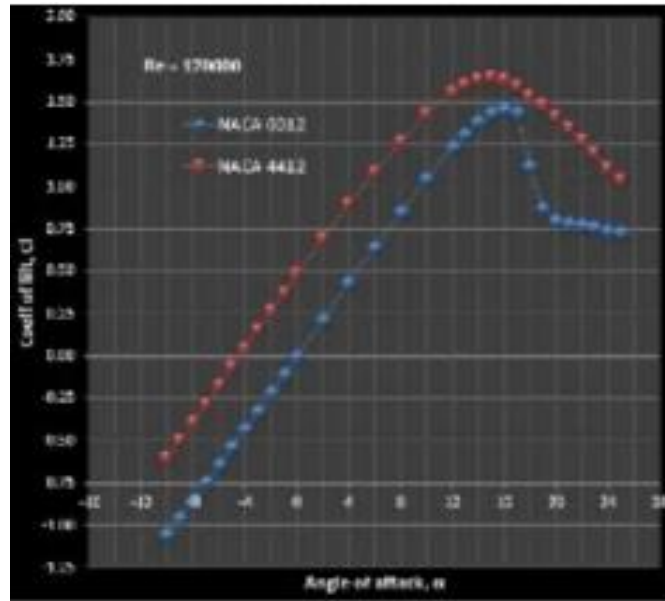


Figure II. 13 : C_L NACA 0012 vs C_L NACA 4412

Chapitre III

Position De Problème

III.1. Introduction

Les écoulements turbulents sont fréquemment observés en aérodynamique, et leur prédiction ainsi que leur compréhension fine sont essentielles dans de nombreux domaines de la mécanique. Les équations de Navier-Stokes, établies par Claude Navier en 1823, sont considérées comme fondamentales en mécanique des fluides pour décrire les mouvements des fluides, qu'ils soient turbulents ou non. Osborne Reynolds, un scientifique britannique, a observé la transition d'un écoulement laminaire à un écoulement turbulent à la fin du XIXe siècle, faisant de la turbulence une discipline expérimentale. Dans un écoulement turbulent, les équations moyennées de Reynolds révèlent des variables inconnues supplémentaires ($u_i' u_j'$), nécessitant la fermeture du système d'équations pour résoudre ces inconnues. [21]

Dans cette section, nous aborderons la formulation mathématique basée sur les équations de Navier-Stokes. En raison de la complexité du problème physique étudié, la résolution analytique des équations moyennées de la turbulence est ardue. Par conséquent, la seule approche envisageable est l'utilisation de méthodes numériques. Parmi les méthodes numériques couramment employées, on peut citer la méthode des différences finies, la méthode des éléments finis et la méthode des volumes finis. Cette dernière demeure la plus répandue dans la plupart des logiciels de calcul CFD (Dynamique des Fluides Numérique) qui résolvent numériquement les équations moyennées de la turbulence

III.2. La turbulence

La turbulence dans le contexte des éoliennes se réfère aux fluctuations irrégulières de la vitesse et de la direction du vent qui influent sur l'écoulement d'air autour des pales. Ces variations, sous forme de tourbillons et de vortex, sont souvent causées par des interactions complexes entre les masses d'air et les obstacles naturels ou artificiels. La turbulence éolienne peut affecter la performance des éoliennes en modifiant la distribution des charges sur les pales et en augmentant les contraintes mécaniques. En conséquence, elle constitue un aspect important à prendre en compte dans la conception et l'exploitation des parcs éoliens.

III.3. Le nombre de Reynolds

Osborne Reynolds, un ingénieur anglais spécialiste de l'hydrodynamique, a mis en évidence en 1883 un nombre sans dimension caractérisant la nature de l'écoulement d'un fluide : le nombre de Reynolds. Ce nombre, qui porte son nom, est le rapport entre les forces d'inertie des molécules du fluide et les forces de viscosité de ce fluide. La valeur du nombre de Reynolds (**Re**) dépend des dimensions du corps (longueur ou corde), de la vitesse de déplacement (**V**), et de la viscosité cinématique du fluide (**ν**). L'intérêt principal de ce nombre est qu'il permet de comparer l'écoulement d'un fluide à l'intérieur d'une canalisation ou autour d'un obstacle solide. Le nombre de Reynolds est généralement très faible dans les milieux

Chapitre III Position De Problème

denses et visqueux, et plus élevé dans les milieux fluides et peu denses. En aéronautique, **Re** est souvent exprimé en millions (10^6).

- V = vitesse du point considéré en m/s
- l = abscisse du point considéré en m
- ν = viscosité cinématique.

Avec : $\nu = \mu/\rho$ en m^2/s

- ρ masse volumique du fluide.
- μ viscosité dynamique du fluide.

Pour une aile le nombre de Reynolds est fonction de trois paramètres :

- La longueur de la corde de l'aile l
- La vitesse relative V de l'avion par rapport à l'air
- La viscosité cinématique du fluide μ

III.4. La couche limite :

La couche limite est une zone d'interface entre un corps en mouvement et le fluide environnant, résultant de la viscosité du fluide. Elle revêt une importance majeure dans divers domaines tels que la mécanique des fluides (aérodynamique, hydrodynamique), la météorologie, l'océanographie, etc. La définition fondamentale de la couche limite réside dans le fait qu'elle représente la région de l'écoulement où les effets visqueux sont aussi significatifs que les effets inertiels, en termes d'ordre de grandeur. Cela diffère des régions éloignées de la paroi, où l'écoulement est qualifié d'"Eulérien" et où les effets visqueux sont négligeables. Un fluide parfait, par définition, est non conducteur et a des coefficients de Lamé nuls (c'est-à-dire pas de viscosité). En général, l'épaisseur de la couche limite est définie de la manière suivante :

$$u(\delta(x)) = 0.99 U_e \quad (\text{III. 1})$$

Avec

U_e : La vitesse uniforme de l'écoulement sans obstacle.

$\delta(x)$: L'épaisseur de la couche limite en fonction de x

Le modèle de vitesse à l'intérieur de la couche limite est influencé par son caractère laminaire ou turbulent (**voir figure III.1**). Le point de transition entre l'écoulement laminaire et turbulent est déterminé par le nombre de Reynolds et la géométrie de l'écoulement (profil). [22]

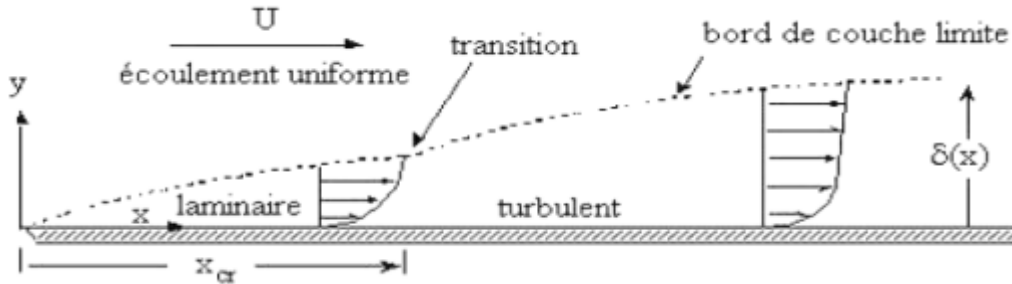


Figure III. 1: Écoulement de la couche limite le long d'une surface plane.[23]

III.4.1. Couche limite turbulente

Les écoulements aéronautiques, éoliens et autres atteignent rapidement des nombres de Reynolds supérieurs à 10^6 , ce qui indique qu'ils sont très probablement de type turbulent. En effet, dans la pratique, la plupart des écoulements ne présentent pas les propriétés idéales de l'écoulement laminaire. À grande vitesse, des imperfections telles que la rugosité de la paroi induisent des instabilités, transformant ainsi l'écoulement en un régime transitoire instable avant de devenir pleinement turbulent.

Dans un régime turbulent, le profil de vitesse croît beaucoup plus rapidement avec la distance à la paroi, ce qui entraîne une augmentation significative de la tension visqueuse. Par conséquent, la couche limite turbulente résiste beaucoup mieux aux gradients de pression adverses, ce qui la rend plus difficile à détacher. De plus, elle est plus épaisse que sa contrepartie laminaire [23].

III.4.2. Phénomène de décollement de la couche limite

Le phénomène de décollement survient lorsque la couche limite se forme en présence d'un gradient de pression défavorable, où la pression augmente dans le sens de l'écoulement. Cette situation se produit par exemple dans un écoulement subsonique à travers un divergent, où l'écoulement ralentit, entraînant une diminution de la vitesse du fluide et donc une augmentation de la pression selon la relation de Bernoulli.

Dans cette configuration, les variations de pression le long de la direction normale à la paroi sont négligeables dans la couche limite. Ainsi, un gradient de pression positif se forme

près de la paroi, dans la zone de faible vitesse. Si ce gradient de pression est suffisamment intense, il réduit la quantité de mouvement des particules fluides près de la paroi à un point où leur vitesse devient nulle, puis finalement négative. C'est à ce stade que l'on dit que la couche limite se décolle.[23]

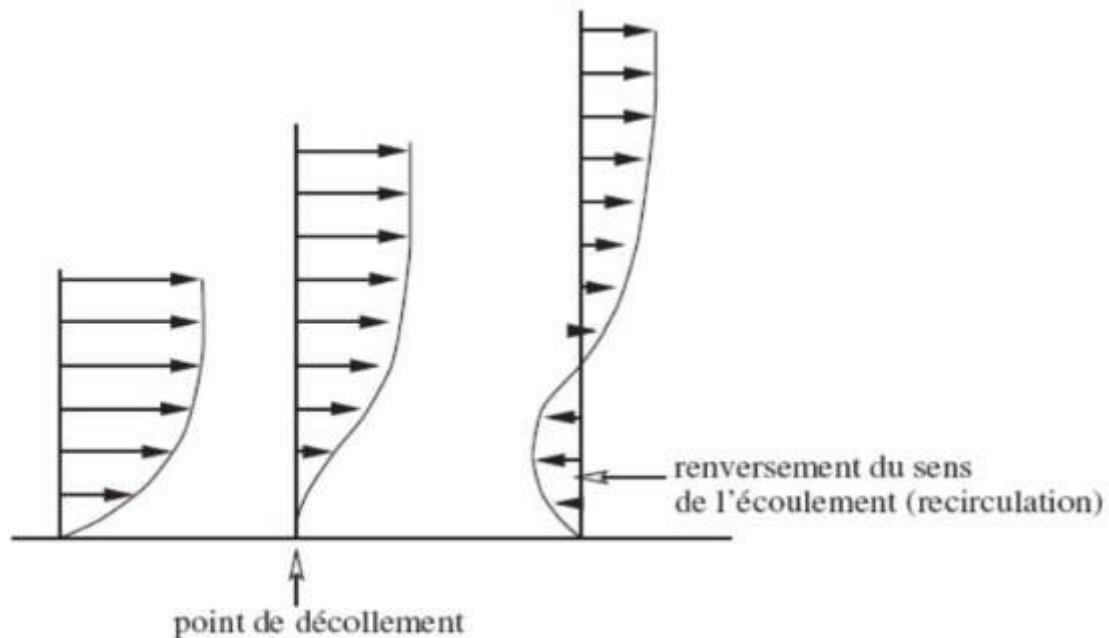


Figure III. 2: phénomène de décollement de la couche limite[23]

Le décollement de la couche limite revêt une grande importance en aéronautique, notamment dans le contexte de l'écoulement autour d'un profil d'aile en incidence (**voir figure III.2**). Lorsque l'angle d'incidence α d'un profil augmente, le gradient de pression positif sur l'extrados du profil a tendance à augmenter également. Pour une valeur critique de l'angle d'incidence α_c , généralement entre 10° et 20° selon les caractéristiques de l'aile (profil, allongement, etc.) et le nombre de Reynolds, la couche limite se décolle de l'extrados du profil. Cela entraîne la formation d'une zone de recirculation tourbillonnaire et d'un sillage épais, provoquant une chute abrupte de la portance et une augmentation de la traînée, phénomène connu sous le nom de décrochage.



Figure III. 3: Profil d'aile en soufflerie en situation de décrochage[24]

III.5. Sillage des profils

La résistance de pression (ou traînée de pression) est directement liée au phénomène de décollement de la couche limite et à la formation d'une zone de sillage derrière le corps immergé. La largeur de cette zone de sillage et la pression qui y règne sont les deux facteurs déterminants pour la grandeur de cette résistance. Plus la zone de sillage est étendue, plus la surface sur laquelle agit la différence de pression entre l'avant et l'arrière du corps est grande, augmentant ainsi la résistance. [25]

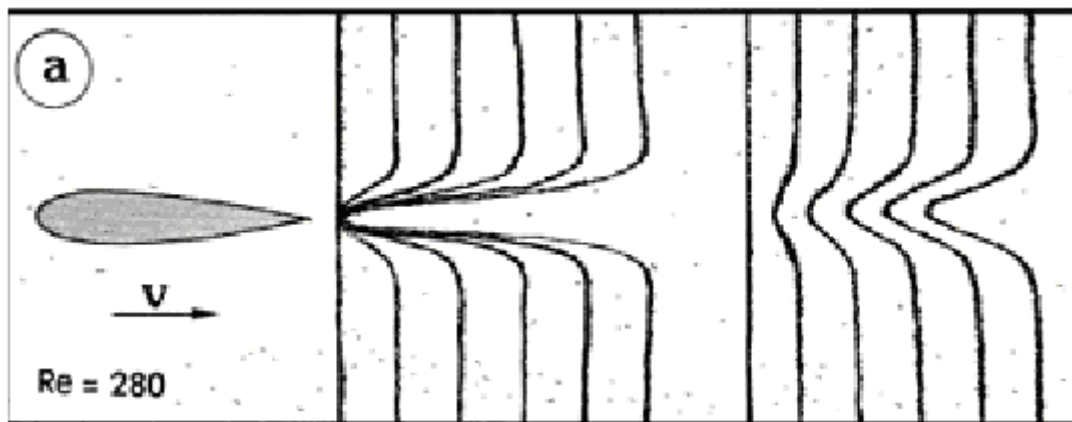


Figure III. 4: Le sillage avec et sans décollement.[26]

De même, plus la pression dans le sillage est faible, plus la différence de pression agissant sur le corps sera grande, augmentant ainsi la résistance. La vitesse du fluide dans la zone de sillage est fortement réduite par rapport à la vitesse U_{∞} en amont du corps. De plus, cette vitesse dans le sillage est généralement non uniforme, non permanente, et parfois même oscillatoire. De nombreuses études ont été menées pour comprendre la nature de cet écoulement instable et complexe dans la zone de sillage, car il peut engendrer des forces significatives. Cependant, dans la plupart des cas, on se contente d'utiliser des vitesses

relatives moyennes, comme celles mesurées au tube de Pitot, par exemple. Quant à la résistance de traînée, elle peut être déterminée directement par des mesures dans le sillage ou calculée à partir des profils de vitesse et de pression dans le sillage.

III.6. Modèle de rugosité

Les essais expérimentaux en soufflerie utilisent divers modèles de rugosité, qui sont placés sur les surfaces des profils à tester à différentes positions. Parmi ces modèles normalisés, on peut citer les plus connus, tels que ceux en forme de zigzag (figure III.4 et figure III.5) et ceux en forme de grain de sable (figure III.6), utilisés par le code CFX.[23]

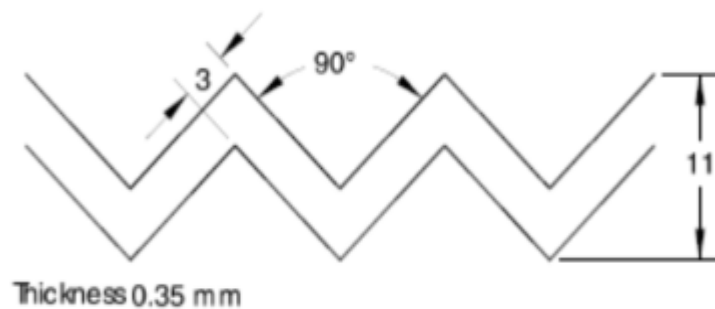


Figure III. 5: Dimension du Modèle de rugosité sous forme de zigzag 90°[23]

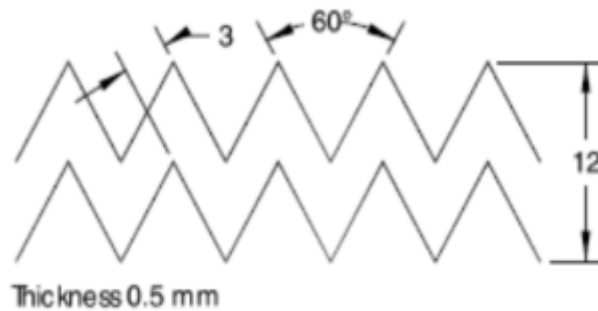


Figure III. 6: dimension du Modèle de rugosité sous forme de zigzag 60°[23]

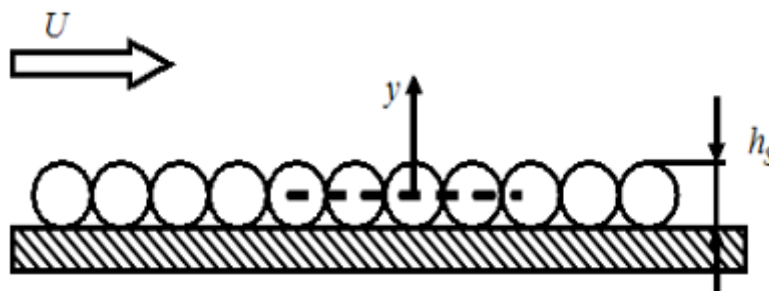


Figure III. 7: modèle de rugosité en forme de grain de sable utilisé par le code CFX[23]

III.7. Equations de Naviers - Stokes instantanées

La simulation de l'écoulement turbulent à travers un profil aérodynamique utilise les équations instantanées de Navier-Stokes. L'écoulement est considéré comme tridimensionnel (3D), avec un fluide newtonien, incompressible et stationnaire. Les équations de continuité et de conservation de la quantité de mouvement sont représentées par les équations moyennées de Reynolds.[23]

III.7.1. Equation de continuité

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i}{\partial x_i} = 0 \quad (\text{III.2})$$

Fluide incompressible $\frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$

III.7.2. Equation de quantité de mouvement

$$\frac{\partial(\rho u_i)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i u_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \tau_{ij} + \rho g_i \quad (\text{III.3})$$

Les termes à gauche des équations représentent les forces d'inertie, tandis que ceux à droite représentent :

Les forces de volume (ρg)

Les forces de pression ($\frac{\partial}{\partial x_j} P$)

Les forces viscosité ($\frac{\partial}{\partial x_i} \tau_{ij}$)

τ_{ij} : Les termes de droite représentent le tenseur des contraintes visqueuses. Dans notre contexte, où le fluide est assimilé à un fluide newtonien, cela signifie...

$$\tau_{ij} = \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) + \lambda \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} \right) \delta_{ij} \quad (\text{III.4})$$

Avec $3\lambda + 2\mu = 0$ hypothèse de Stokes

δ_{ij} le symbole de Kronecker

$\delta_{ij} = 1$ si $i = j$ et $\delta_{ij} = 0$ si $i \neq j$. et

$i = 1, 2, 3$ et $j = 1, 2, 3$.

III.7.3. Equation d'énergie

$$\frac{\partial(\rho E)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} [u_j(\rho E + P)] = \frac{\partial}{\partial x_j} + \tau_{ij} u_i - \frac{\partial q_j}{\partial x_j} \quad (III.5)$$

La quantité E représente l'énergie totale par unité de masse, qui se décompose en l'énergie interne (e) et l'énergie cinétique selon la relation suivante :

$$E = e + \frac{1}{2} u_k u_k \quad (III.6)$$

q_j : Les composantes du flux de chaleur sont définies en fonction du gradient de température selon la loi de conduction thermique de Fourier.[23]

III.8. Equation de Navier stokes moyennées (RANS)

La résolution directe des équations de Navier-Stokes est souvent impossible pour des cas complexes ou des nombres de Reynolds élevés en raison de la puissance de calcul nécessaire. Une approche alternative consiste à se concentrer uniquement sur les quantités moyennes telles que la vitesse, la pression et la température, et à dériver des équations vérifiées par ces moyennes, ce qui est souvent plus facile à résoudre.

Pour cela, on utilise l'opérateur de moyenne d'ensemble sur les équations de mouvement en effectuant une décomposition de Reynolds sur les variables du problème. Les nouvelles équations ainsi obtenues sont qualifiées d'équations "moyennées", par opposition aux équations de mouvement "instantanées".

Ce concept est couramment désigné en anglais par l'acronyme R.A.N.S.E ou R.A.N.S (Reynolds Averaged Navier-Stokes Equation). [27]

III.8.1. Equation de continuité :

La conservation de la masse est exprimée par l'équation de continuité moyennée, qui stipule que la divergence de la vitesse moyenne est nulle

$$\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_i} = 0 \quad (III.7)$$

III.8.2. Equation de conservation de quantité de mouvement

$$\frac{\partial (\rho \bar{u}_i)}{\partial t} + \frac{\partial (\rho \bar{u}_i \bar{u}_j)}{\partial x_j} = -\frac{\partial \bar{P}}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \overline{\rho u_i' u_j'} \right) \quad (III.8)$$

$\overline{u_i' u_j'}$: Terme de Reynolds.

III.8.3. La décomposition de Reynolds :

En raison de la complexité inhérente de la turbulence, il est courant d'aborder les problèmes à travers des méthodes statistiques. Cette approche est motivée par les défis liés à la compréhension des multiples sources d'instabilités. Conformément à la "Décomposition de Reynolds", chaque variable Φ est séparée en une valeur moyenne $\bar{\Phi}$ et une variation Φ' .

$$\Phi = \bar{\Phi} + \Phi' \quad (\text{III.9})$$

La moyenne temporelle de la variable sur la période ΔT est définie comme suit :

$$\bar{\Phi} = \frac{1}{\Delta T} \int_0^{\Delta T} Q(t) dt \quad (\text{III.10})$$

La vitesse et la pression peuvent ainsi être exprimées à l'aide de la décomposition de Reynolds de la manière suivante :

$$u_i = \bar{u}_i + u_i' \quad (\text{III.11})$$

$$p_i = \bar{p}_i + p_i'$$

Où $(\bar{\quad})$ désigne la moyenne statistique et (\quad') la valeur fluctuante.

Cette séparation en une valeur moyenne et une fluctuation entraîne une considération distincte du mouvement moyen et du mouvement turbulent d'agitation. Pour illustrer l'impact des fluctuations, chaque variable de l'écoulement (u , v , w et p) est remplacée par la somme de sa moyenne et de sa composante fluctuante dans les équations de Navier-Stokes. Cela conduit à l'obtention des équations du mouvement moyen.[23]

III.9. Modèles de turbulence :

III.9.1. Modèle Spalart – Allmaras :

Le modèle de Spalart-Allmaras simplifie la modélisation en utilisant une seule équation pour représenter le transport de la viscosité cinématique turbulente. Il appartient à une nouvelle catégorie de modèles à une seule équation qui évite le besoin de calculer l'échelle de longueur associée à l'épaisseur locale de la couche de cisaillement. Conçu initialement pour répondre aux besoins de l'aérospatiale, ce modèle est particulièrement adapté aux applications impliquant des écoulements confinés.

Chapitre III Position De Problème

- Equation de transport pour le modèle de Spalart Allmaras :

Dans le modèle de Spalart-Allmaras, la variable transportée $\tilde{\nu}$ est essentiellement équivalente à la viscosité cinématique turbulente, sauf dans les zones adjacentes à la paroi où la viscosité est influencée par les conditions de paroi.[28]

L'équation de transport pour $\tilde{\nu}$ est :

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho\tilde{\nu}) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho\tilde{\nu}u_i) = G_V + \frac{1}{\sigma_{\tilde{\nu}}} \left[\frac{\partial}{\partial x_i} \left\{ (\mu + \rho\tilde{\nu}) \frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2}\rho \left(\frac{\partial \tilde{\nu}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_V + S_V \quad (\text{III.12})$$

G_V : représente la production.

Y_V : la destruction de la viscosité turbulente produite dans la région proche des parois.

$\sigma_{\tilde{\nu}}$ et C_{b2} : des constante.

μ : la viscosité dynamique.

S_V : un terme source défini par l'utilisateur

III.9.2. Modèle Standard k-ε :

Pour des nombres de Reynolds élevés, Launder & Spalding proposent une méthode pour estimer les termes des contraintes de Reynolds.[29]

$$-\rho u_i u_j = 2 \mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} - \frac{2}{3} \mu_t \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \quad (\text{III.13})$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{III.14})$$

S_{ij} : le tenseur de déformation.

La viscosité turbulente est exprimée par :

$$\mu_t = \rho c_\mu \frac{k^2}{\varepsilon} \quad (\text{III.15})$$

Avec :

$$k = \frac{1}{2} \overline{u_t u_t} \quad \text{et} \quad \varepsilon = \nu \overline{\left(\frac{\partial u_t}{\partial x_j} \frac{\partial u_t}{\partial x_j} \right)} \quad (\text{III.16})$$

Chapitre III Position De Problème

Les grandeurs k et ε représentent respectivement l'énergie cinétique turbulente et son taux de dissipation. Ces grandeurs sont soumises aux équations de transport mentionnées ci-dessous, lesquelles sont satisfaites en tout point du domaine d'écoulement. [29]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_t k)}{\partial x_f} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2\mu_t S_{ij} S_{ij} - \rho \varepsilon - Y_M \quad (\text{III.17})$$

$$\frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \right) \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + 2c_{s1} \frac{\varepsilon}{k} \mu_t S_v S_v - c_{e2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \quad (\text{III.18})$$

III.9.3. Modèle RNG k - ε :

Le modèle RNG k - ε représente une structure similaire au modèle standard, cependant, les coefficients sont spécifiés de manière différente, comme décrit par Choudhury (1993). [27]

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_k \mu_{eff} \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + 2u_i S_{ij} S_{ij} - \rho \varepsilon - Y_m \quad (\text{III.19})$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial(\rho \varepsilon)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i \varepsilon)}{\partial x_i} \\ = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\alpha_\varepsilon \mu_{eff} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right] + 2c_{\varepsilon 1} \frac{\varepsilon}{k} u_t S_{ij} S_{ij} - c_{\varepsilon 2} \rho \frac{\varepsilon^2}{k} \text{Re} \end{aligned} \quad (\text{III.20})$$

$$\text{Re} = \frac{c u_t \rho \eta^3 \left(\frac{1-\eta}{\eta_0} \right) \eta^3}{1 + \beta \eta^3} \frac{1}{k} \quad (\text{III.21})$$

$$c_u = 0.085 c_{\varepsilon 1} = 1.42 - \frac{\eta \left(\frac{1-\eta}{\eta_0} \right)}{1 + \beta \eta^3} c_{\varepsilon 2} = 1.68 \sigma_\varepsilon = 0.7179$$

η est donne par : $\eta = \frac{sk}{\varepsilon} \eta_0 = 4.38\beta = 0.015$

α_ε et α_k sont les inverses des nombres effectifs de Prandtl pour k et ε .

Chapitre III Position De Problème

Ce modèle propose une nouvelle théorie pour améliorer l'équation de dissipation turbulente ε , permettant de prendre en compte l'influence des taux de contraintes élevés ainsi que des pressions adverses.

III.9.4. Modèle de turbulence K- ω standard

Le modèle k- ω standard de Wilcox est particulièrement performant dans la région proche de la paroi de la couche limite. Il repose sur deux équations de transport distinctes : une pour l'énergie cinétique turbulente k et une autre pour le taux de dissipation spécifique ω . [23]

Le taux de dissipation spécifique ω est déterminé par $\omega = \frac{k}{\varepsilon}$

Equation de k :

$$\rho u_i \frac{\partial k}{\partial x_j} = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{k1} \mu_t) \times \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (III.22)$$

Equation de ω :

$$\rho u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = \frac{\gamma_1}{v_t} \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} - \beta_1 \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_{\omega 1} \mu_t) \times \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \quad (III.23)$$

Tableau III. 1: Les coefficients du modèle K- ω (Wilcox)

σ_{k1}	$\sigma_{\omega 1}$	β_1	β^*	K	γ_1
0.5	0.5	0.0750	0.09	0.41	$\beta_1 / \beta^* - \sigma_{\omega 1} k^2 / \sqrt{\beta^*}$

III.9.5. Model SST K- ω Menter (Shear Stress Transport):

Le modèle de turbulence SST k- ω de Menter, une méthode largement adoptée dans la simulation numérique des fluides (CFD), offre des performances exceptionnelles, notamment dans les régions à gradients de pression élevés comme les zones de pression adverse. En combinant les avantages des modèles k- ε pour les écoulements libres et du modèle k- ω standard de Wilcox pour les zones de fort cisaillement près des parois, le modèle SST excelle dans la prédiction des séparations de flux sous l'effet de ces gradients de pression. La méthode SST-Menter, développée par Menter, utilise une fonction de transfert $F1$ pour choisir entre les deux modèles selon la région de l'écoulement, assurant ainsi une précision optimale tout au long du processus de simulation, de la sous-couche visqueuse jusqu'à la zone de sillage. [23]

Chapitre III Position De Problème

Equation de k :

$$\rho u_i \frac{\partial k}{\partial x_j} = p_k - \beta^* \rho \omega k + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_k \mu_t) \times \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] \quad (III.24)$$

Equation de ω :

$$\begin{aligned} \rho u_i \frac{\partial \omega}{\partial x_j} = & \frac{\gamma}{\nu_t} p_k - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[(\mu + \sigma_\omega \mu_t) \times \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right] \\ & + 2 \rho (1 + F_1) \sigma_\omega^2 \frac{1}{\omega} \mu \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (III.25) \end{aligned}$$

Les constantes Φ_1 représentent les coefficients spécifiques au modèle de Wilcox, tandis que Φ_2 désigne les constantes du modèle $k-\varepsilon$. L'introduction des constantes mixtes Φ du modèle Menter se fait par la définition suivante :

$$\Phi = F_1 \Phi_1 + (1 - F_1) \Phi_2$$

Tableau III. 2: constantes du modèle de Menter

	σ_k	σ_ω	β	β^*	k	$\gamma = \frac{\beta}{\beta^*} - \sigma_\omega \frac{k^2}{\sqrt{\beta^*}}$
Φ_1	0.5	0.5	0.075	0.09	0.41	0.553
Φ_2	1	0.856	0.0828	0.09	0.41	0.440

P_k : représente la génération d'énergie cinétique turbulente [30].

$$p_k = \tau_{ij} \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (III.26)$$

$$\tau_{ij} = 2\mu_t S_{ij} - \frac{2}{3} \rho k \delta_{ij} - \frac{2}{3} \mu_t \delta_{ij} \frac{\partial k}{\partial x_k} \quad (III.27)$$

$$S_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (III.28)$$

Chapitre III Position De Problème

La viscosité turbulente peut être exprimée à l'aide de la relation suivante :

$$\mu_t = \frac{\rho a_1 k}{\max(a_1 \omega, \Omega F_2)} \quad (\text{III.29})$$

avec : $a_1 = 0.31$.

$$F_2 = \tanh \left[\left[\max \left(\frac{2\sqrt{k}}{c\mu\omega L}, \frac{500\nu}{L\omega^2} \right) \right]^2 \right] \quad (\text{III.30})$$

$$p_k = \mu_t \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j}, \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \quad (\text{III.31})$$

$$F_1 = \tanh \left\{ \left\{ \min \left[\max \left(\frac{\sqrt{k}}{c\mu\omega L}, \frac{500\nu}{L\omega^2} \right) \frac{L\rho\sigma_{\omega^2}k}{CDk\omega L^2} \right]^2 \right\} \right\} \quad (\text{III.32})$$

$$CDk\omega = \max \left(2\rho\sigma_{\omega^2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j}, 10^{-10} \right) \quad (\text{III.33})$$

III.10. La méthode numérique

III.10.1. La méthode des différences finies :

La méthode des différences finies ,pionnière parmi les méthodes numériques, trouve ses racines dans la résolution des équations aux dérivées partielles en mécanique des fluides et en transfert de chaleur. Son principe repose sur la découpe du domaine en une grille discrète de points, suivie de l'approximation des dérivées spatiales des équations de base à l'aide du développement de Taylor. Cette approche permet de formuler des équations discrètes reliant les variables inconnues à chaque nœud de la grille aux valeurs correspondantes aux nœuds voisins. La précision du schéma est intimement liée à la densité du maillage et au nombre de nœuds utilisés : une grille plus fine tend à générer des résultats plus précis.

III.10.2. La méthode des éléments finis :

La méthode des éléments finis constitue une approche numérique cruciale pour la modélisation de structures complexes et la résolution d'équations aux dérivées partielles. Elle a joué un rôle prépondérant dans la résolution des équations de Navier-Stokes dès les années 1970. Son principe fondamental réside dans la subdivision du domaine en éléments finis plus simples, comme des triangles ou des quadrilatères pour les problèmes bidimensionnels, ou des tétraèdres ou des hexaèdres pour les problèmes tridimensionnels. Ensuite, les solutions aux équations du problème sont approximées par une combinaison linéaire de fonctions de base

Chapitre III Position De Problème

définies sur chaque élément. Cette méthode permet de modéliser avec précision des géométries complexes en utilisant des éléments de formes et de tailles variées.

III.10.3. La méthode des volumes finis :

La méthode des volumes finis est une approche de résolution numérique particulièrement adaptée aux équations de conservation, telles que celles de la masse, de la quantité de mouvement et de l'énergie. Son principe est de subdiviser le domaine en volumes de contrôle ou cellules, généralement régulières, couvrant l'ensemble du domaine de l'écoulement. Les équations de conservation, exprimées sous forme conservative, sont ensuite intégrées sur chaque cellule pour obtenir un système d'équations algébriques. Cette méthode permet de décrire l'évolution des variables physiques à travers le domaine. Des logiciels tels que CFX sont développés en utilisant la méthode des volumes finis.[27]

III.11. Conclusion :

Ce chapitre a exploré la turbulence en dynamique des fluides. Nous avons abordé le nombre de Reynolds, la couche limite, les équations de Navier-Stokes, les modèles de turbulence et les méthodes numériques. Ces concepts sont essentiels pour comprendre et modéliser les écoulements turbulents. En résumé, ce chapitre fournit une base solide pour analyser et simuler efficacement les phénomènes turbulents dans diverses applications.

Chapitre IV

Modélisation Numérique

IV.1. Introduction

L'analyse des phénomènes complexes tels que le transfert de chaleur, les écoulements d'eau et d'air requiert une compréhension approfondie des principes de la mécanique des fluides et de leurs domaines d'application. Il est également essentiel de maîtriser les différentes étapes de traitement du code CFD pour obtenir des résultats pertinents qui expliquent le phénomène étudié. Le choix du logiciel de simulation doit être basé sur les données d'entrée (inputs), la nature de l'expérience, et les conditions spécifiques dans lesquelles elle se déroule.[31]

IV.2. Présentation du problème physique

Dans ce travail, nous examinons l'écoulement stationnaire bidimensionnel 2D autour d'un profil d'aile de type NACA0012 dans un flux d'air avec trois niveaux de rugosité différents (0mm, 0,3mm, 0,5mm, 1mm) Dans notre simulation, la rugosité est présente de manière uniforme sur l'ensemble de la surface du profil, à la fois sur l'extrados et sur l'intrados et à divers angles d'attaque (0° , 5° , 10° , 15° , 20°).

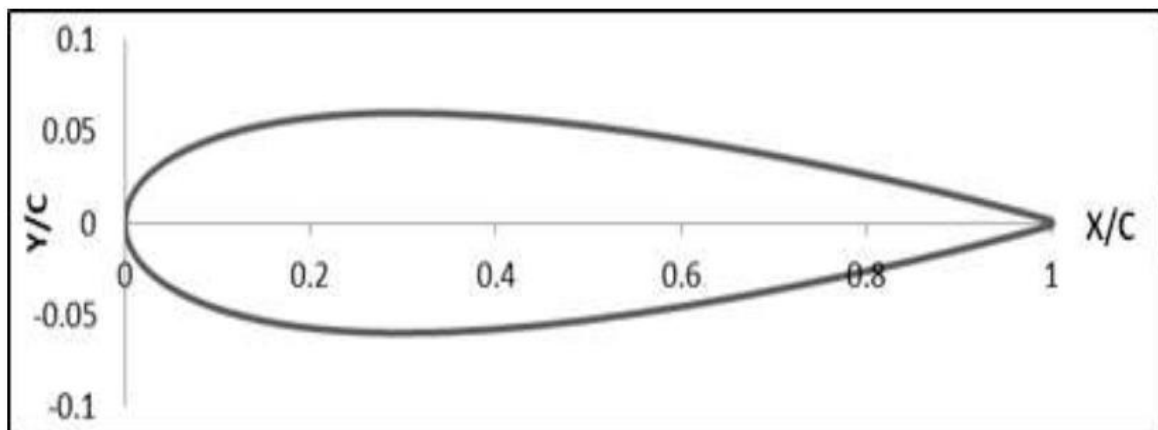


Figure IV. 1. Géométrie de profil NACA0012.

Pour la figure, il s'agit d'un profil NACA 0012 symétrique, sans cambrure maximale, et possédant une épaisseur maximale de 12 % de la corde.

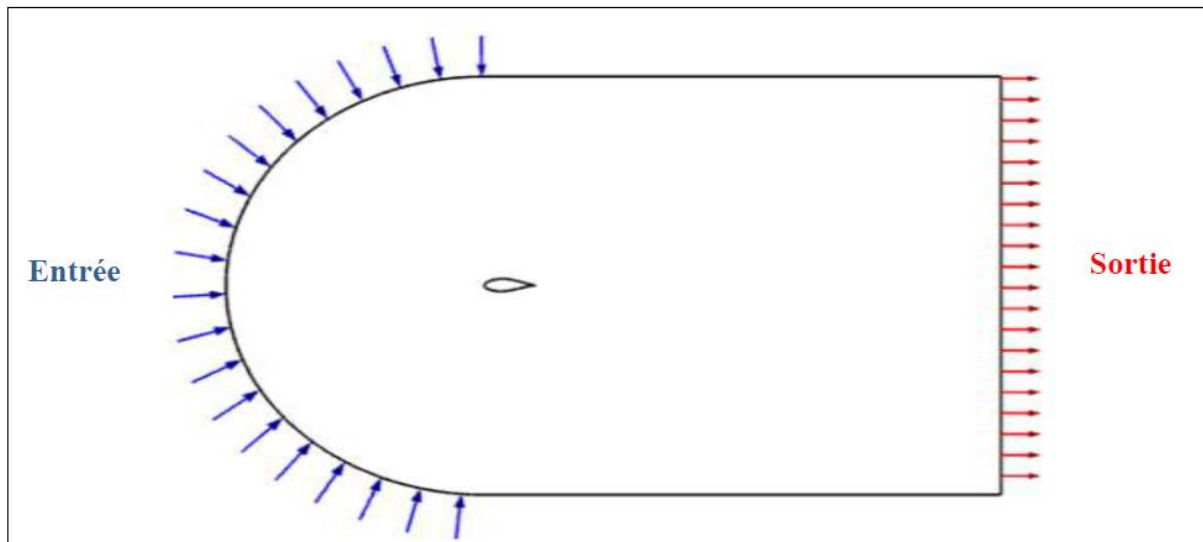


Figure IV. 2. Position du problème

IV.3. Qu'est-ce que la CFD ?

La CFD, ou « Computational Fluid Dynamics » (Dynamique des Fluides Numérique), désigne un ensemble de techniques numériques permettant de trouver des solutions approximatives à des problèmes de dynamique des fluides et de transfert thermique. Elle repose sur la résolution numérique des équations de la mécanique des fluides.

Les solutions obtenues par la CFD sont approximatives pour plusieurs raisons :

- Les équations de Navier-Stokes sont résolues numériquement après avoir été discrétisées.
- En raison des limitations en termes de puissance de calcul et de mémoire, certains termes des équations sont remplacés par des modèles empiriques de turbulence, qui ne sont pas exacts.

Cependant, grâce aux avancées des méthodes numériques et à l'augmentation des capacités des ordinateurs, la CFD offre des solutions très satisfaisantes. Cela est particulièrement pertinent dans l'industrie, où l'intérêt se porte souvent sur les valeurs moyennes et les ordres de grandeur des problèmes étudiés. [32]

IV.4. Modélisation CFD des Écoulements

Pour les configurations géométriques complexes, les écoulements peuvent être analysés numériquement à l'aide de techniques de CFD. Il existe aujourd'hui plusieurs logiciels tridimensionnels conviviaux et performants capables de prédire les écoulements fluides en résolvant les équations de Navier-Stokes.

Ces équations, formulées au début du 19^{ème} siècle, n'ont pas de solution analytique générale. Les méthodes de résolution utilisées dans les logiciels de CFD incluent :

- La méthode des éléments finis
- La méthode des différences finies
- La méthode des volumes finis (utilisée par des logiciels comme ANSYS FLUENT)

Ces méthodes permettent de traiter efficacement les écoulements dans des géométries complexes et de prédire le comportement des fluides dans divers contextes industriels et scientifiques.[33]

IV.4.1. Les étapes principale pour la modélisation numérique :

□ Définition du problème et des paramètres :

- Déterminer les conditions de l'écoulement (vitesse, densité de l'air, etc.).
- Spécifier les caractéristiques du profil d'aile (type NACA, dimensions).
- Identifier les niveaux de rugosité et les angles d'attaque à étudier.

□ Création de la géométrie :

- Dessiner le profil NACA 0012 en 2D en utilisant un logiciel de CAO (Conception Assistée par Ordinateur).

□ Maillage de la géométrie :

- Générer un maillage adapté autour du profil d'aile. Assurer une résolution suffisante près des parois pour capturer les effets de la rugosité.
- Utiliser des maillages plus fins dans les zones d'intérêt comme les bords d'attaque et de fuite.

□ Définition des conditions aux limites :

- Spécifier les conditions d'entrée (vitesse, pression, etc.).
- Définir les conditions de sortie (pression, écoulement libre, etc.).
- Appliquer les conditions de paroi sur le profil d'aile (rugosité).

□ Sélection du modèle de turbulence :

- Choisir un modèle de turbulence approprié (comme $k-\varepsilon$, $k-\omega$, ou LES) en fonction des caractéristiques de l'écoulement et de la rugosité.

□ Simulation numérique :

- Configurer le solveur CFD (Computational Fluid Dynamics) avec les paramètres de simulation.
- Effectuer une analyse de convergence pour s'assurer que les résultats sont indépendants du maillage.

□ Post-traitement des résultats :

- Analyser les champs de vitesse, pression, et autres grandeurs d'intérêt autour du profil.
- Étudier les coefficients aérodynamiques tels que la portance et la traînée.

□ Validation des résultats :

- Comparer les résultats numériques avec des données expérimentales ou des résultats théoriques pour vérifier la précision de la simulation.

□ Interprétation et conclusion :

- Interpréter les résultats en fonction des différents niveaux de rugosité et des angles d'attaque.
- Tirer des conclusions sur l'impact de ces paramètres sur l'écoulement et les performances aérodynamiques du profil.

IV.5. Logiciel du simulation ansys workbench :

ANSYS Workbench est une plateforme intégrée de simulation numérique utilisée dans divers secteurs industriels pour résoudre une multitude de problèmes d'ingénierie. Centralisant la gestion des fichiers et des logiciels nécessaires à l'analyse, elle couvre toutes les étapes de la simulation, du traitement géométrique à l'optimisation. Elle prend en charge des calculs multi-physiques incluant la mécanique des fluides, des structures, l'électromagnétisme, la thermique et la simulation de systèmes et de circuits[12]. En tant que leader mondial dans le domaine du calcul par éléments finis, ANSYS propose des solutions logicielles permettant une validation efficace des produits et une optimisation du processus de conception. L'interface Workbench encapsule différentes applications de simulation telles que Mechanical, Fluent, ACP (Composite), DesignXplorer (Optimisation), SpaceClaim (Modélisation), etc., offrant une vue schématique du projet de simulation pour une organisation et une liaison aisées des différents calculs.[34].

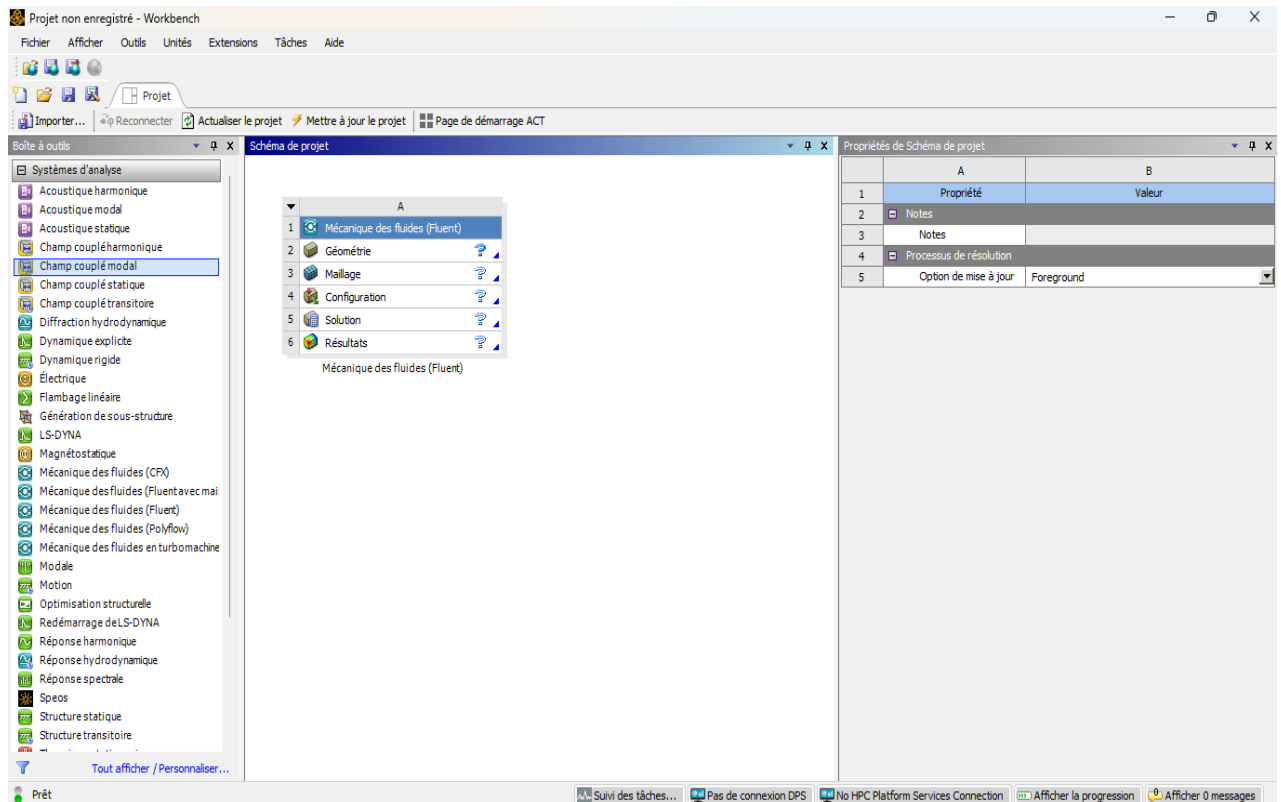


Figure IV. 3. L’interface de logiciel ANSYS Workbench

IV.5.1. Modélisation géométrique

Le logiciel ANSYS Design Modeler permet de définir la géométrie du profil NACA étudié (**figure IV.4**). La géométrie du profil NACA est construite à partir de points définissant la forme du profil, des courbes lisses représentant les contours aérodynamiques, ainsi que des surfaces et volumes qui modélisent l'intégralité du profil d'aile. Ces éléments sont essentiels pour créer une représentation précise et détaillée du profil, nécessaire pour les analyses et simulations ultérieures.

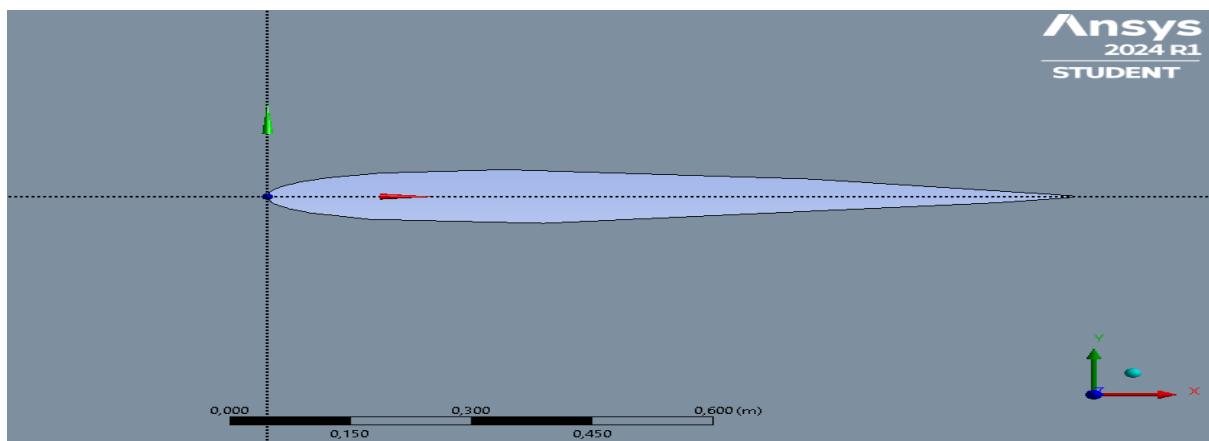


Figure IV. 4. Géométrie de profil Naca 0012 .

IV.5.2. Domaine de calcul

La zone de calcul comprend un demi-cercle avec un rayon de 5 mètres ainsi qu'un rectangle de 10 mètres de longueur.(**figure IV.5**)

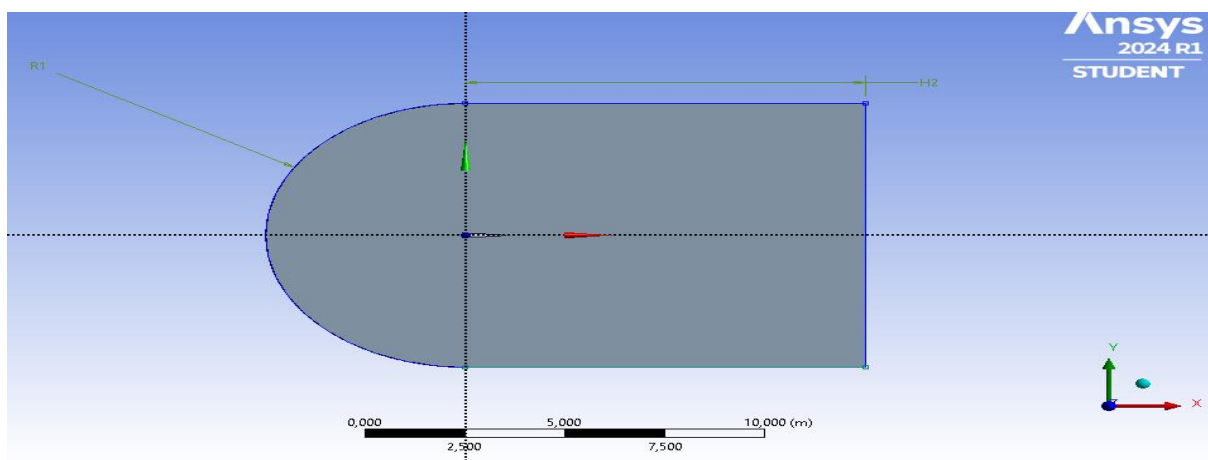


Figure IV. 5. géométrie de domaine de calcul.

IV.5.3. Les conditions aux limites :

Pour la résolution des équations de turbulence avec ANSYS FLUENT, des conditions aux limites précises sont nécessaires. Pour notre étude, nous avons choisi une condition d'entrée de type velocity inlet et une condition de sortie de type pressure outlet. Le fluide considéré est de l'air avec une viscosité de $1,7894 \times 10^{-5}$ kg/(ms) et une masse volumique de $1,255$ kg/m³. Le modèle de turbulence SST k- ω développé par Menter est utilisé. Concernant la condition limite d'entrée, nous avons fixé une vitesse normale de 88 m/s et une turbulence avec une intensité de 5% . Le nombre de Reynolds pour cet écoulement est de $Re=1,6 \times 10^6$

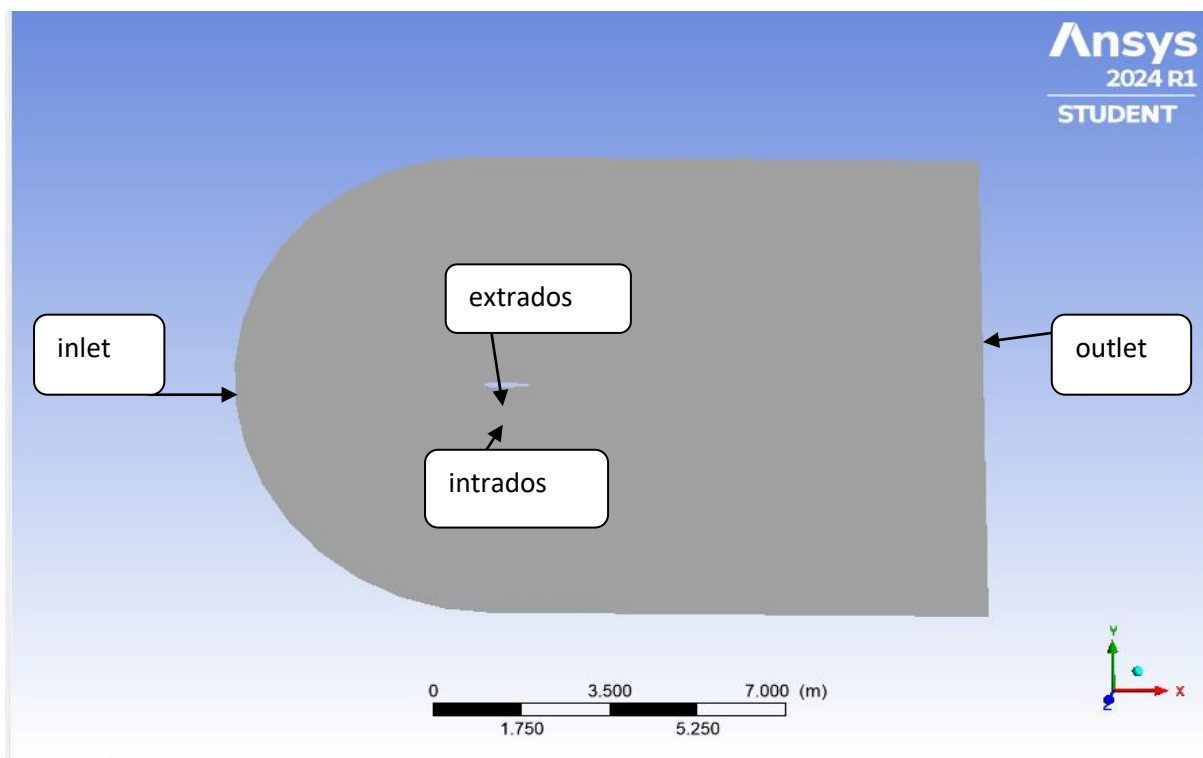


Figure IV. 6. Configuration du Profil et des Conditions aux limite .

IV.5.4. Maillage :

-Etape du maillage :

- Dimensionnement de l'arête :

Pour garantir des résultats précis avec le solveur FLUENT, un maillage finement détaillé est crucial, nécessitant un dimensionnement précis des arêtes pour représenter fidèlement le comportement local du système.

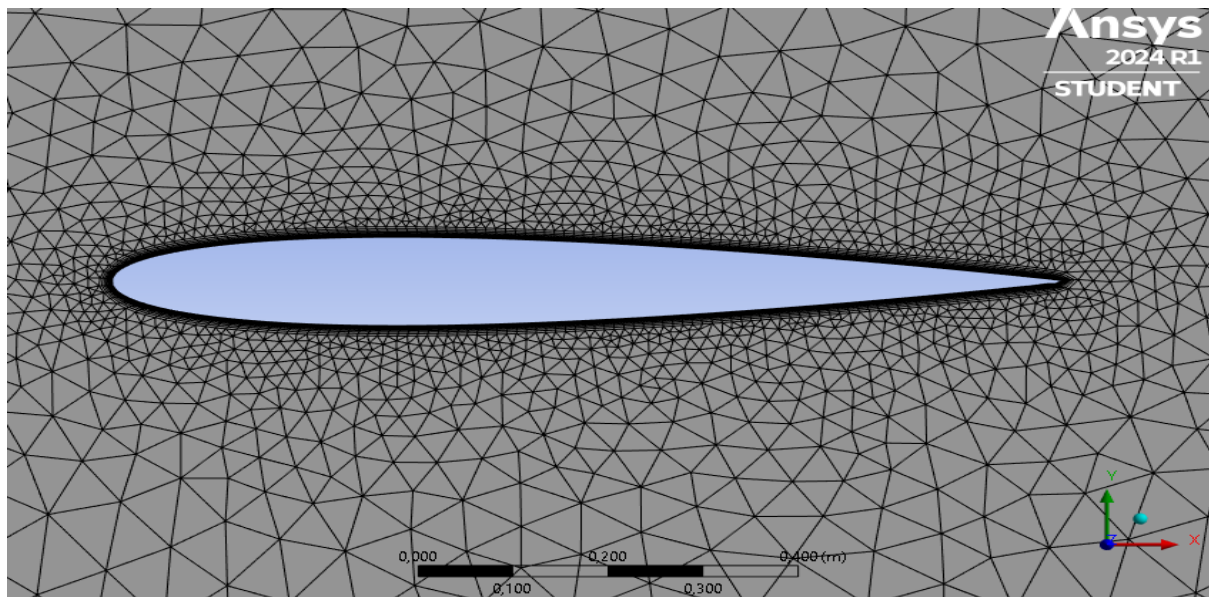


Figure IV. 7. dimensionnement de l'arête.

- **Inflation :**

Pour obtenir des résultats précis dans la simulation de l'écoulement autour d'un profil aérodynamique, il est crucial d'utiliser un maillage très fin et raffiné au niveau de l'airfoil. Cette finesse de maillage peut être obtenue en utilisant plusieurs couches d'inflation pour garantir une résolution précise de la couche limite.

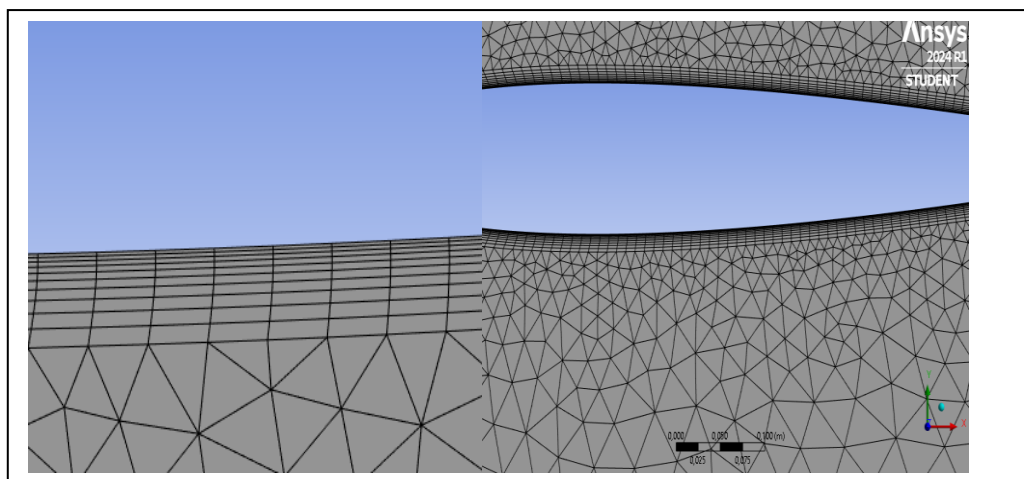


Figure IV. 8:inflation

- **Nomination des surface :**

Dans cette étape, il faut étiqueter les différentes parties de la géométrie et spécifier les conditions aux limites du problème, telles que les entrées et les sorties. Il est également nécessaire de définir les conditions de maillage pour les différentes régions. En 2D, pour identifier les entrées, sorties, etc., il suffit de sélectionner les différentes parties "face" de la géométrie.[32].

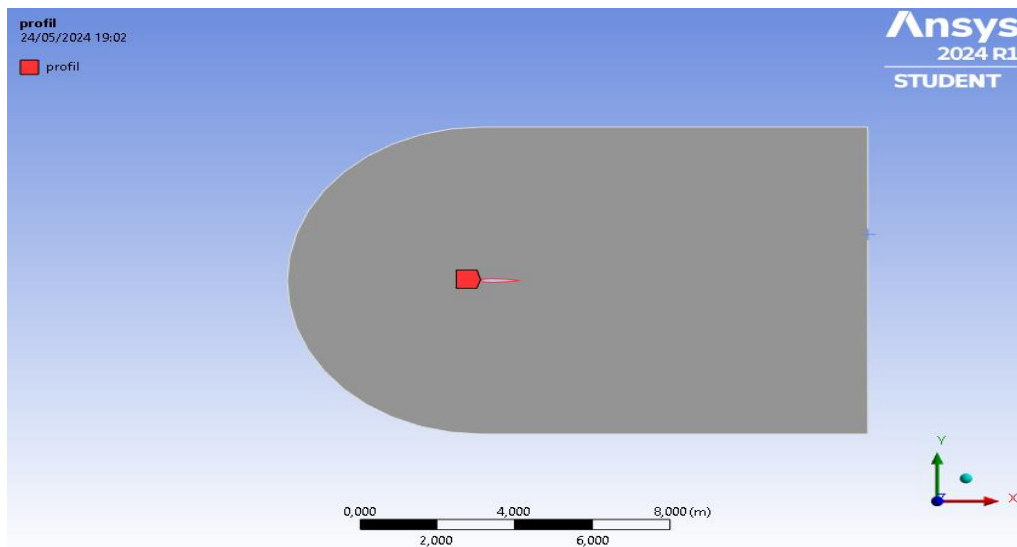


Figure IV. 9:profil.

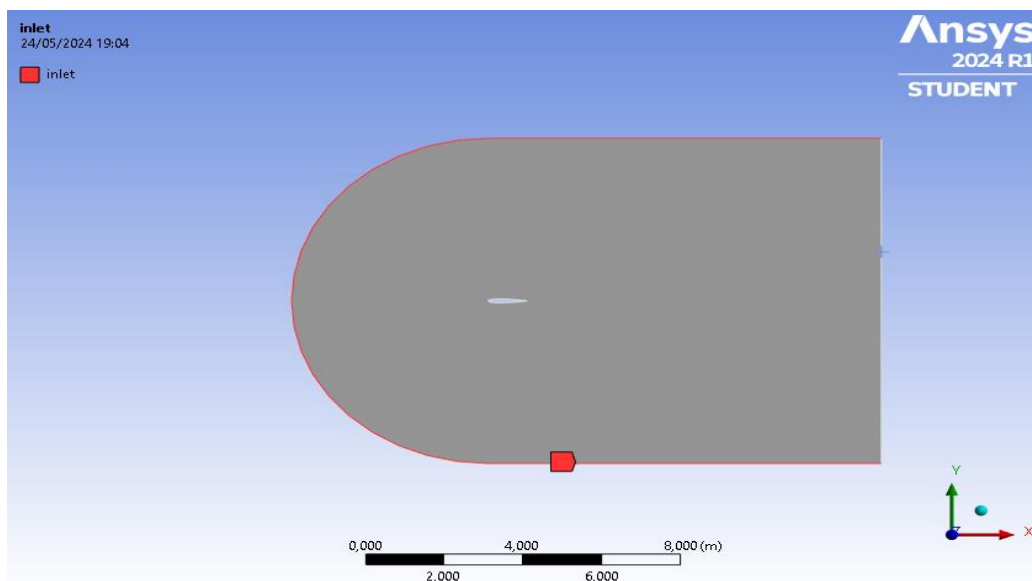


Figure IV. 10:inlet.

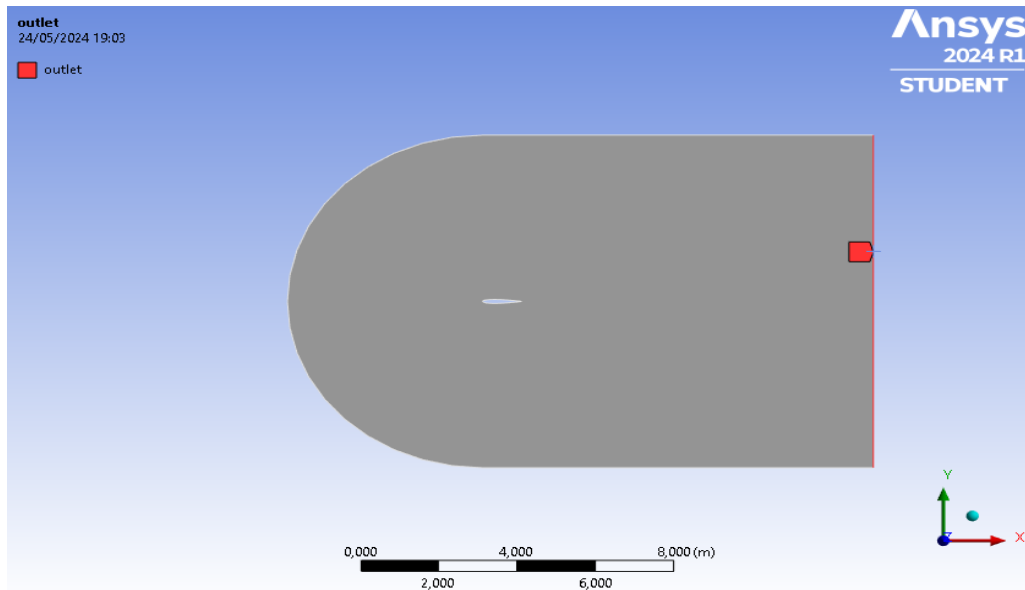


Figure IV. 11:outlet.

IV.5.5. Choix du maillage :

Le choix du type de maillage en analyse CFD dépend de la complexité de la géométrie et des besoins spécifiques de la simulation. [32]

- **Un maillage structuré (quadra/hexa) :** est souvent utilisé pour des géométries simples et régulières, offrant des avantages en termes de précision et de temps de calcul grâce à son organisation ordonnée.

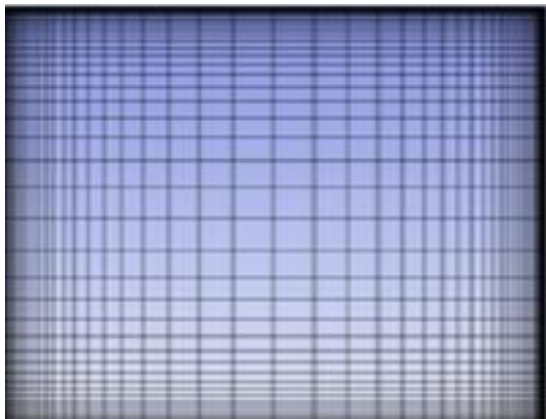


Figure IV. 12: maillage structuré.

- **Un maillage non structuré (tri/tétra) :** est plus flexible et adapté aux géométries complexes, permettant une meilleure adaptation aux contours irréguliers mais nécessitant plus de ressources informatiques.

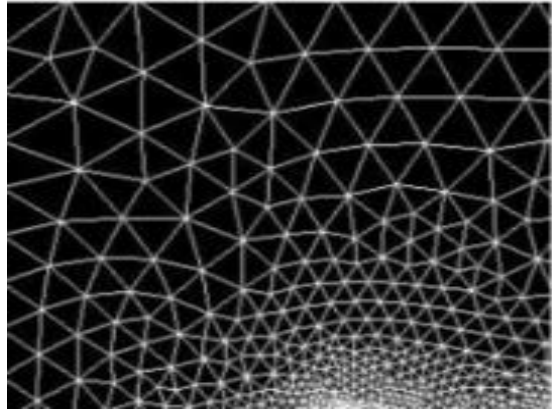


Figure IV. 13: maillage non structuré.

- **Le maillage hybride** : combine les deux approches, utilisant des cellules structurées dans les régions simples et des cellules non structurées dans les zones complexes, optimisant ainsi la précision et l'efficacité de la simulation.

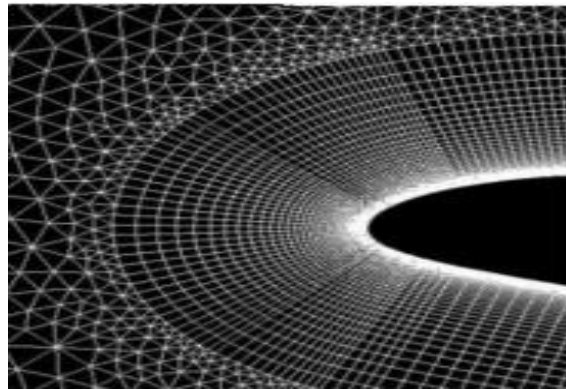


Figure IV. 14: maillage hybride

Dans notre études on choisit le maillage hybride

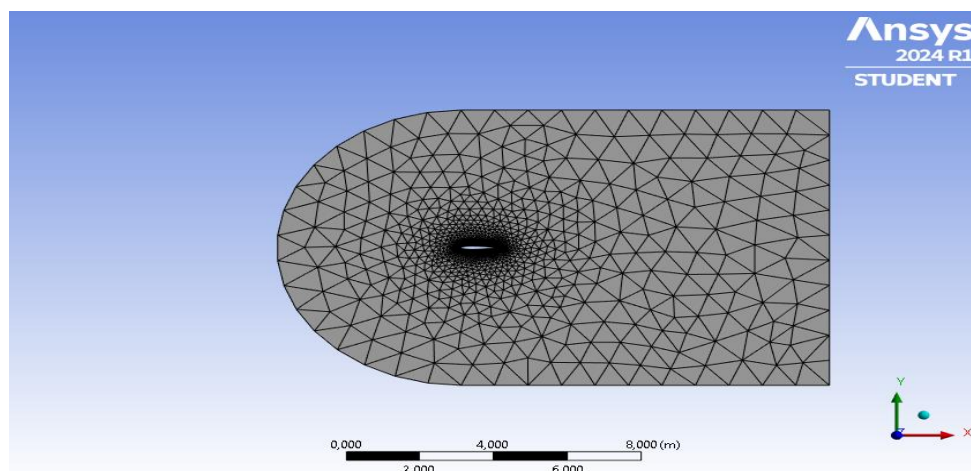


Figure IV. 15: maillage hybride .

le tableau suivant présente les statistiques de ce maillage

Tableaux IV. 1. statistique .

	Nombres des nœuds	Nombres des éléments
Maillage hybride	3862	5463

IV.5.6.validation du modèle de simulation :

Pour évaluer la validité du modèle numérique pour simuler l'écoulement autour d'un profil aérodynamique, une comparaison a été réalisée entre les résultats de la simulation utilisant une surface lisse et les données expérimentales de **Jespersen**[34]. Les paramètres de simulation ont été ajustés pour correspondre aux conditions des essais expérimentaux, avec un nombre de Reynolds de $1,6 \times 10^6$ et une turbulence de 5 %. Les coefficients de portance et de traînée du profil NACA 0012 ont été calculés pour des angles d'attaque de 0 à 25 degrés en utilisant le code Fluent avec le modèle de turbulence SST k- ω . Les résultats numériques ont été comparés aux données expérimentales, démontrant une bonne concordance malgré de légères différences dans les courbes de coefficient de portance.

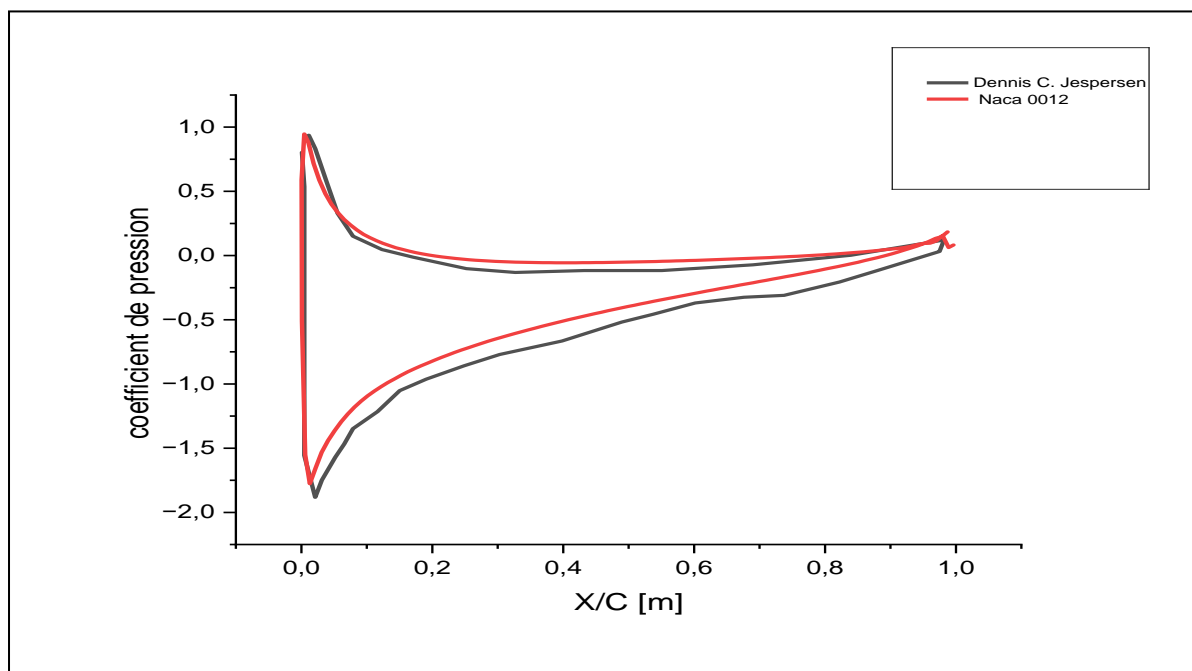


Figure IV. 16: Pressure coefficient , NACA0012, Cas $\alpha = 10^\circ$.

IV.6. Ansys fluent :

IV.6.1. Le solveur fluent :

Fluent est un logiciel de simulation très répandu dans l'industrie, utilisé pour modéliser les écoulements de fluides et les transferts thermiques autour de géométries complexes. Il peut résoudre des problèmes d'écoulement avec des mailles non structurées. Le solveur permet de définir les conditions opératoires (comme la gravité et la pression) et de spécifier les conditions aux limites. Il offre plusieurs schémas numériques pour la discrétisation spatiale et temporelle, ainsi que pour le couplage vitesse-pression. Fluent propose également une interface pour surveiller l'avancement des calculs et représente les résultats de manière graphique et quantitative, y compris des courbes et des lignes de courant.[35]

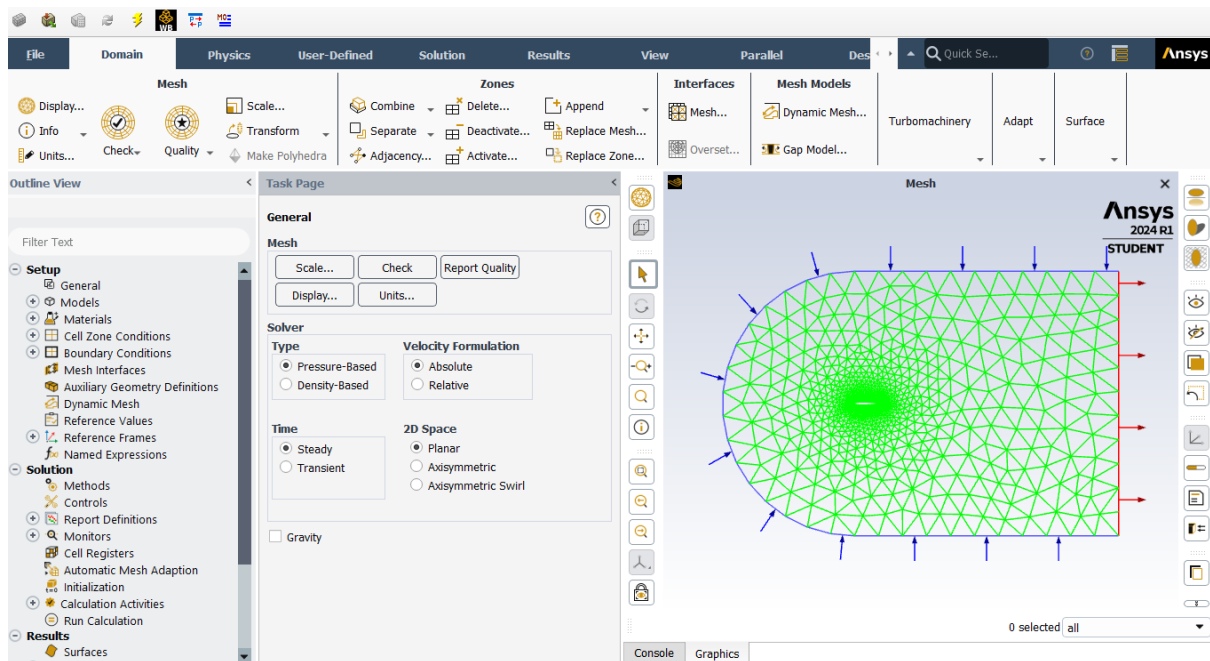


Figure IV. 17.interface du solveur FLUENT

IV.6.2. critère de convergence :

Le code FLUENT indique un résiduel pour chaque équation régissant en cours de résolution. Le résiduel mesure dans quelle mesure la solution actuelle satisfait la forme discrétisée de chaque équation. Nous réitérons le processus jusqu'à ce que le résiduel pour chaque équation tombe en dessous de 10^{-4} . [32]

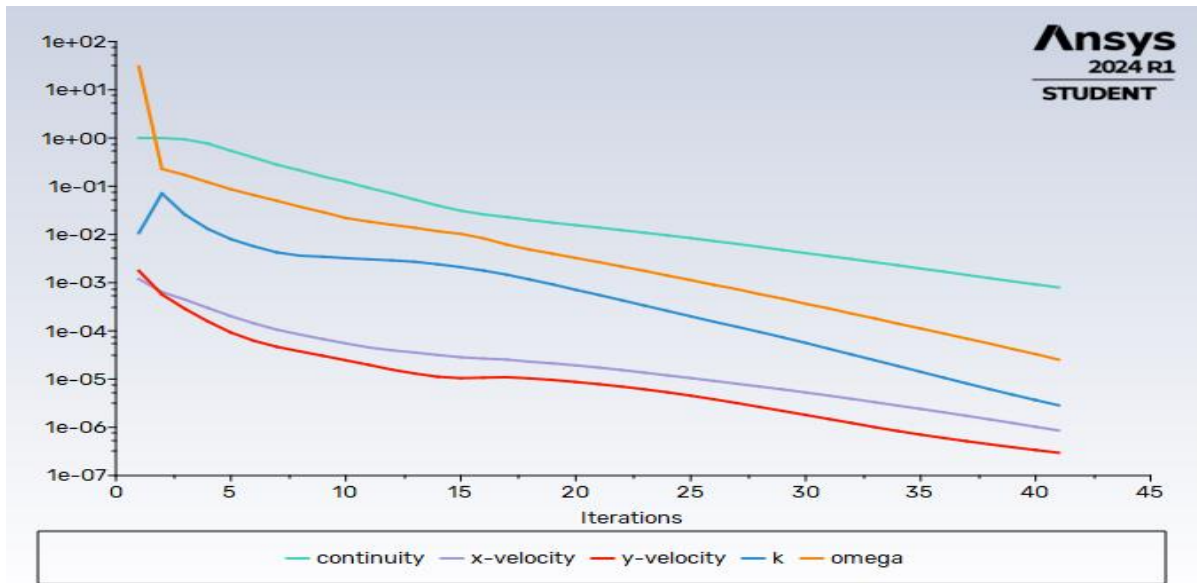


Figure IV. 18. Évolution des résidus de calcul

IV.6.3. Poste de traitement :

ANSYS CFD-Post est un outil de post-traitement pour les simulations réalisées avec ANSYS FLUENT. Il offre des fonctionnalités graphiques avancées pour visualiser les résultats, notamment des contours de pression et de vitesse, des lignes de courant et des champs de vitesse. Il permet également la visualisation de paramètres personnalisés et l'exportation des résultats. En résumé, CFD-Post facilite l'analyse et la présentation des données de simulation CFD de manière efficace et interactive.

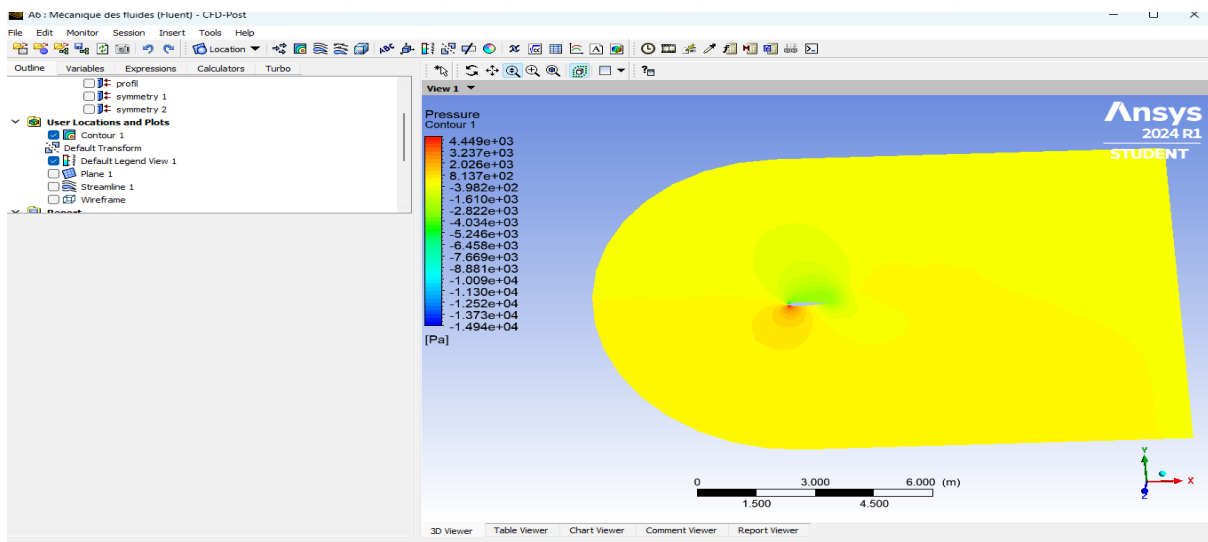


Figure IV. 19: l'interface de post CFD .

IV.7. Conclusion :

Dans ce chapitre, nous avons exploré les étapes clés de la simulation numérique à travers l'utilisation des logiciels ANSYS. Nous avons commencé par la création précise de la géométrie à l'aide d'ANSYS Design Modeler, suivie de la génération de maillage avec ANSYS Meshing pour assurer une représentation précise des systèmes fluides. Ensuite, nous avons plongé dans le processus de mise en données avec ANSYS Fluent, où les équations de la dynamique des fluides ont été résolues numériquement. Enfin, nous avons discuté du post-traitement des résultats avec CFD-Post, soulignant son rôle essentiel dans l'analyse détaillée des données et la validation du modèle. Ce chapitre a souligné l'importance de chaque étape du processus de simulation numérique et a mis en évidence l'expertise technique nécessaire pour obtenir des résultats fiables et significatifs.

Chapitre V

Résultats Et Discussions

V.1. Introduction

Cette étude examine l'écoulement autour d'une pale éolienne à axe horizontal en utilisant le profil aérodynamique NACA 0012. Nous avons analysé les coefficients de pression, de traînée et de portance, ainsi que les contours de pression et les lignes de courant. Les simulations numériques ont été réalisées à différents angles d'attaque et hauteurs de rugosité de surface pour évaluer leur impact sur les performances aérodynamiques des pales. L'objectif est de comprendre comment ces paramètres influencent l'efficacité énergétique des éoliennes.

V.2. Contour de pression

Les figures de **V.1** à **V.5** montrent des distributions de pression autour du profil NACA 0012 à des angles d'incidence ($0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$).

Cette étude révèle que le profil de surface lisse présente une stabilité en termes de pression maximale au bord d'attaque à des valeurs rapprocher de $4.033 \cdot 10^3$ Pa quel que soit l'angle d'incidence.

À 0° , la distribution est symétrique, indiquant une répartition égale de pression entre l'intrados et l'extrados, avec des forces équilibrées et une faible portance. Et pour les autres angles, la distribution devient asymétrique, avec une pression plus élevée sur l'intrados et plus basse sur l'extrados, créant une portance significative due à la différence de pression. Cette portance accrue est accompagnée d'une augmentation de la traînée en raison de la plus grande surface exposée au flux d'air.

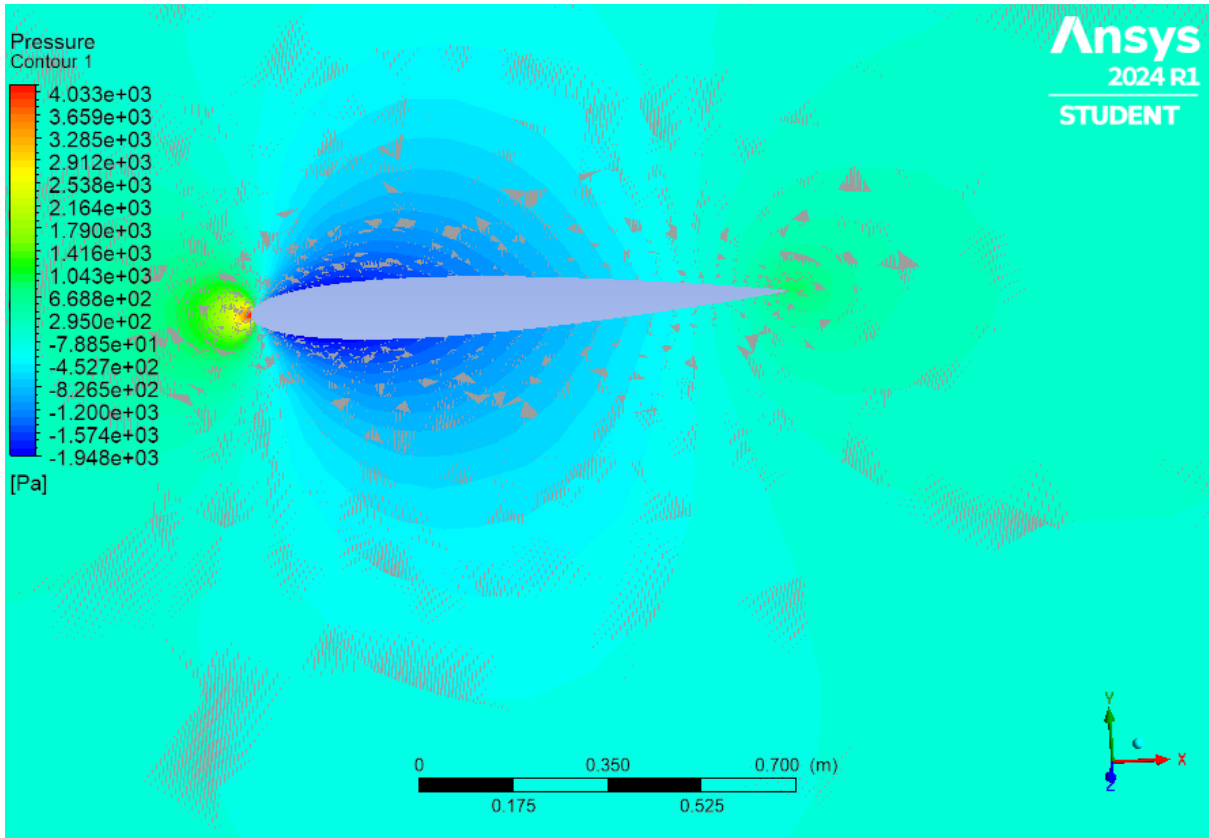


Figure V. 1: contours de pression pour $\alpha = 0^\circ$

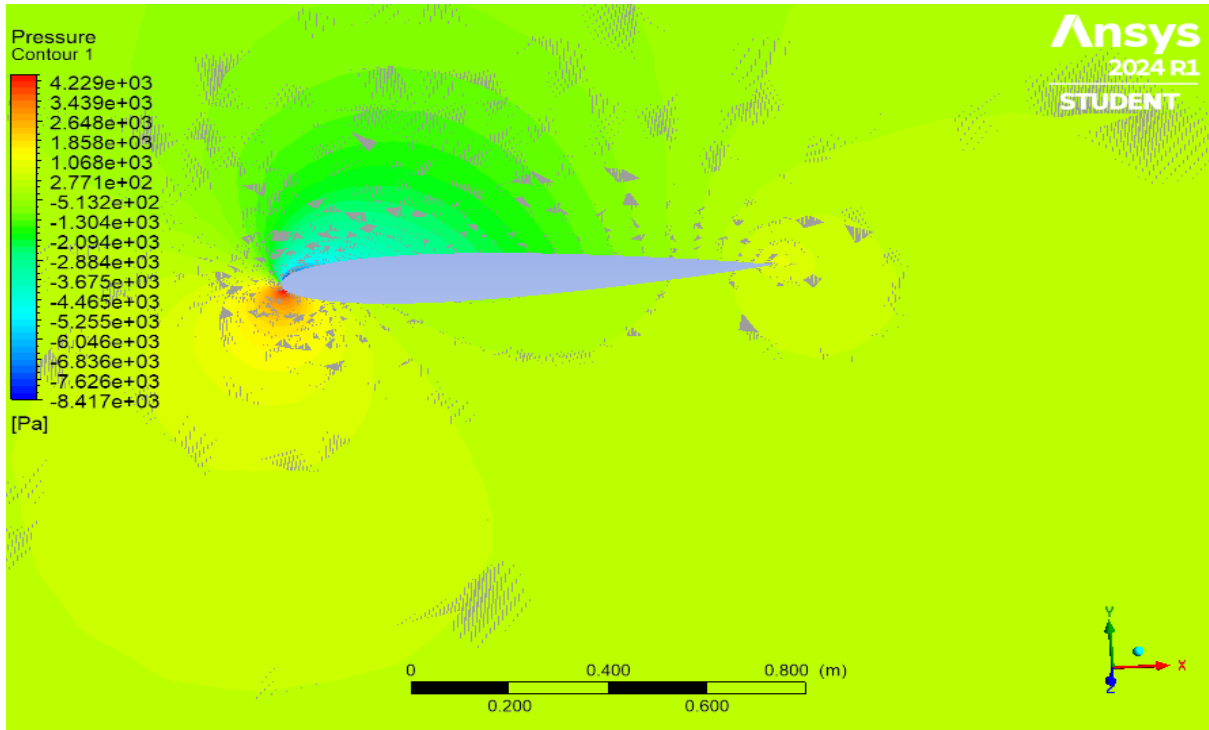


Figure V. 2: contours de pression pour $\alpha = 5^\circ$

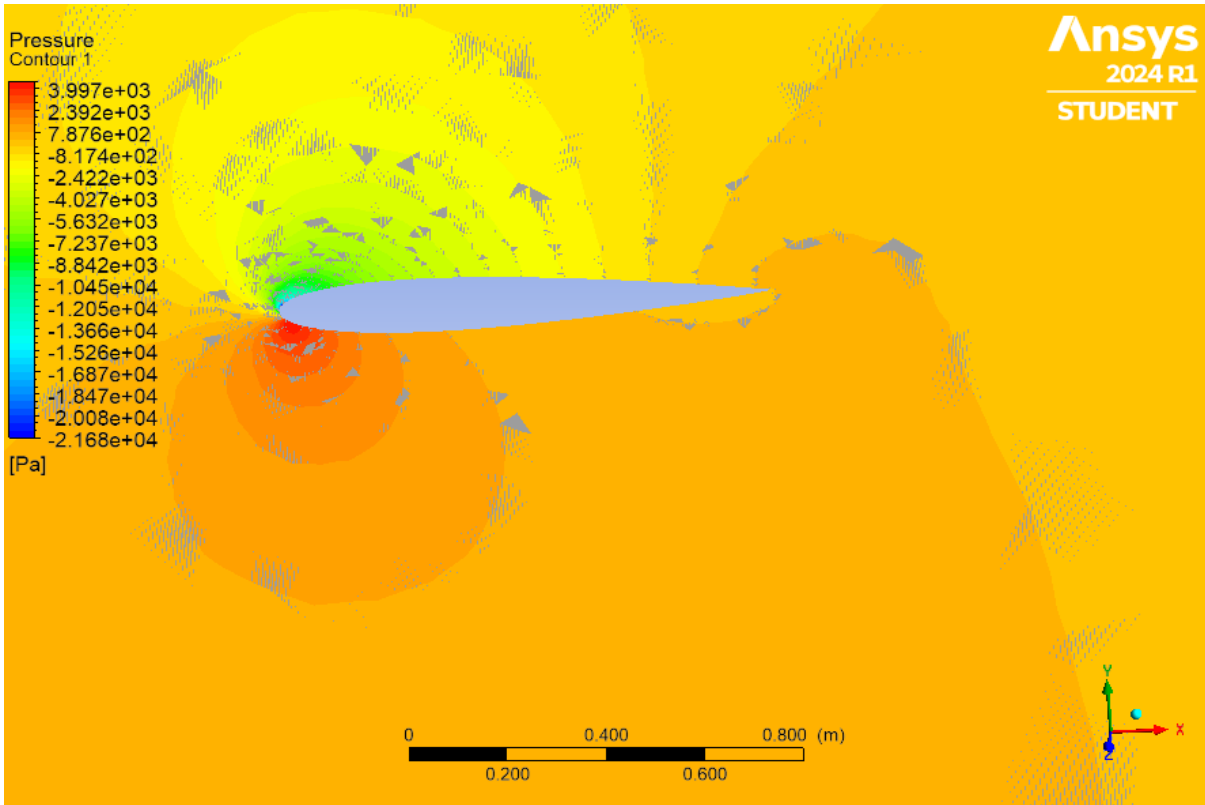


Figure V. 3: contours de pression pour $\alpha = 10^\circ$

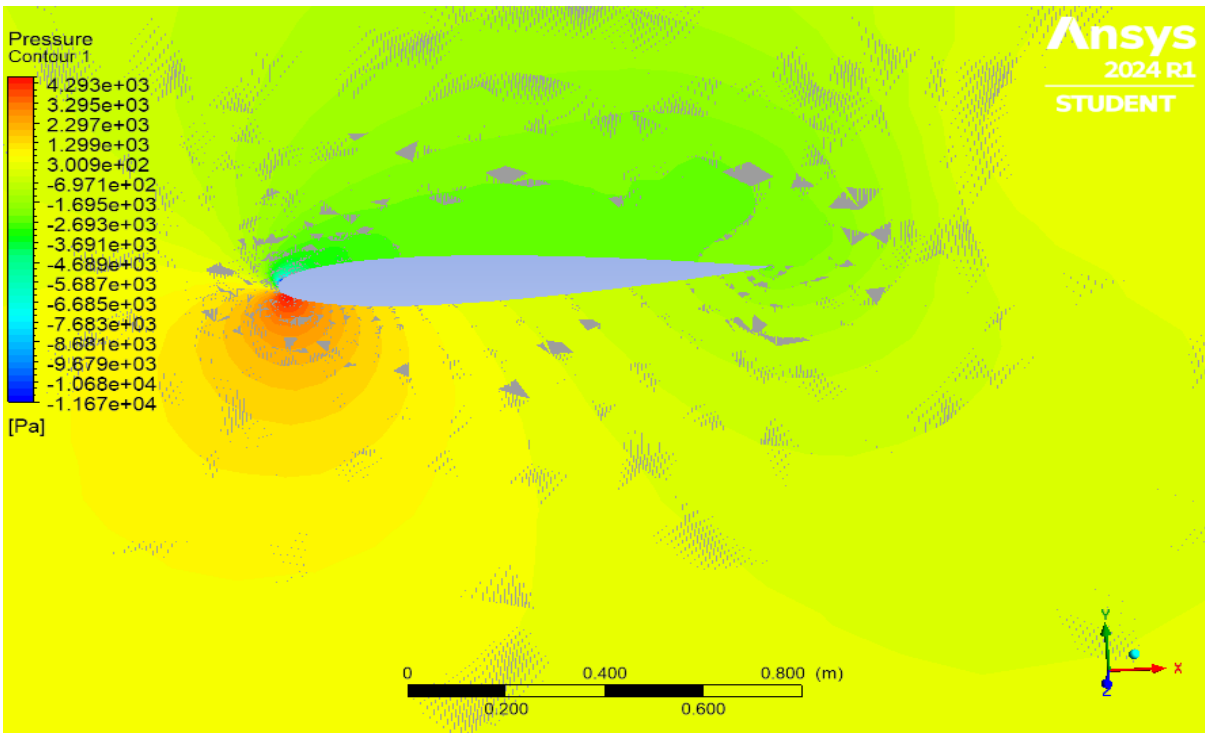


Figure V. 4: contours de pression pour $\alpha = 15^\circ$

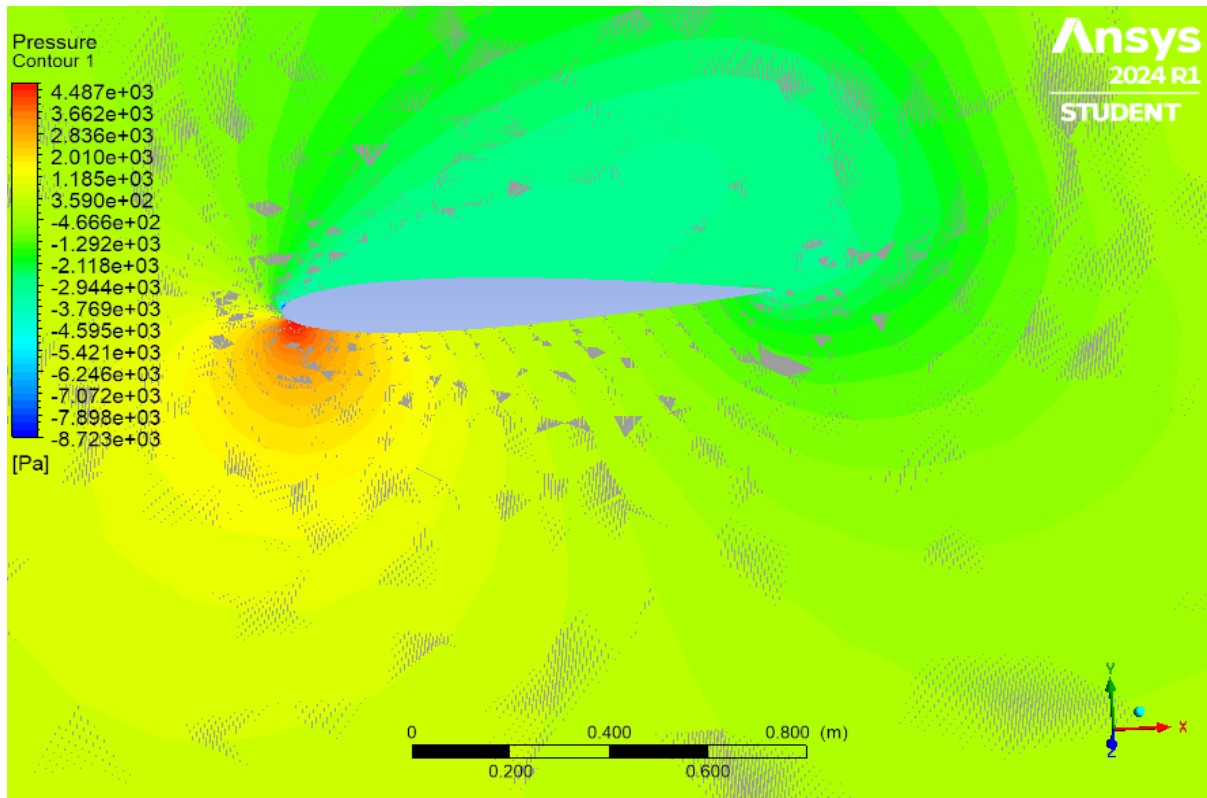


Figure V. 5: contours de pression pour $\alpha = 20^\circ$

V.3. Lignes des courants

Les figures de V.6 à V.10 représentent les lignes de courant autour du profil NACA 0012 à des angles d'incidence ($0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$).

À un angle d'attaque de 0° et 5° , l'écoulement autour du profil NACA 0012 est uniforme et attaché, avec des lignes de courant parallèles à sa surface. Les vitesses plus élevées sur l'extrados et les vitesses plus faibles sur l'intrados génèrent une différence de pression, créant ainsi une force de portance minimale. La surface lisse du profil favorise un écoulement laminaire et réduit la traînée de peau.

Cependant, pour les autres angles, l'écoulement est dévié, avec une accélération notable sur l'extrados due à une réduction de la pression, générant une portance significative. Cette accélération entraîne une augmentation de la vitesse de l'écoulement sur l'extrados, tandis que la pression reste plus élevée sur l'intrados. Malgré la surface lisse du profil qui maintient l'écoulement attaché, il existe un risque accru de séparation de l'écoulement à des angles d'attaque élevés, ce qui pourrait augmenter la traînée de forme.

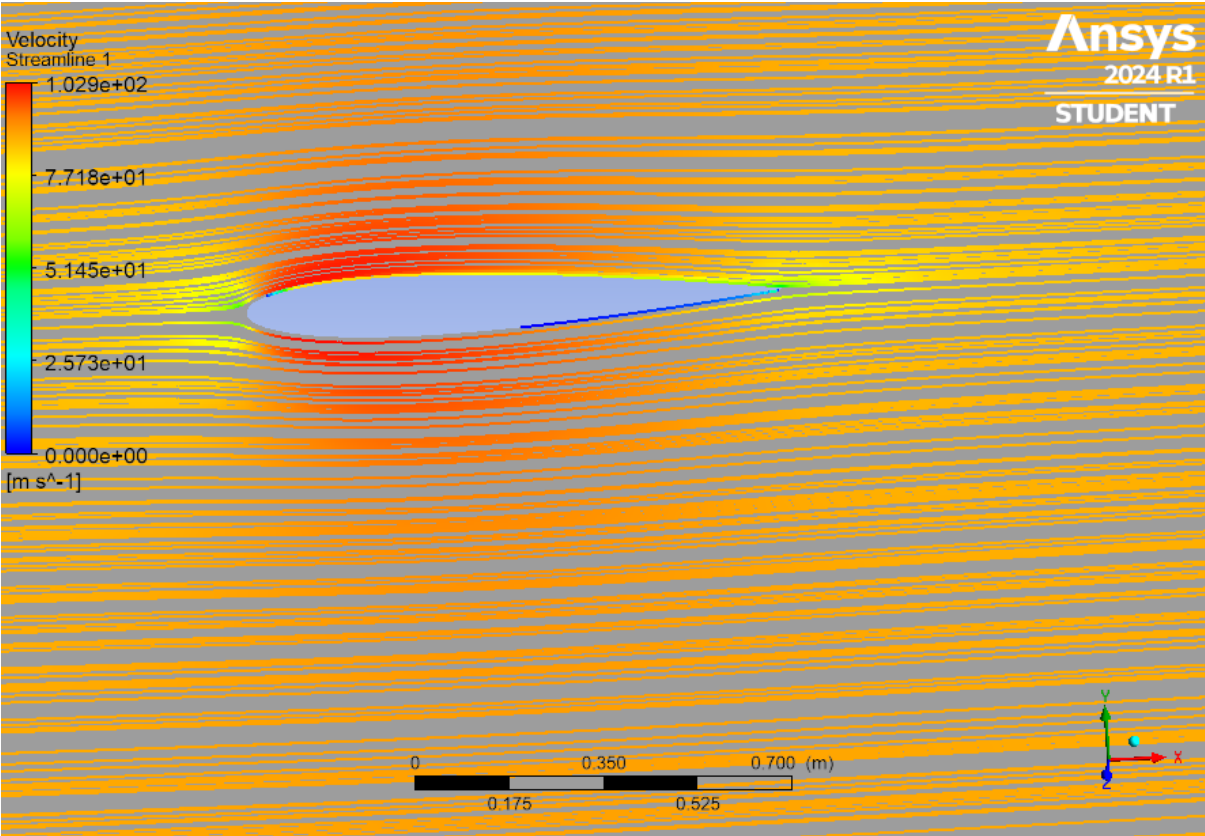


Figure V. 6: lignes des courants pour $\alpha = 0^\circ$

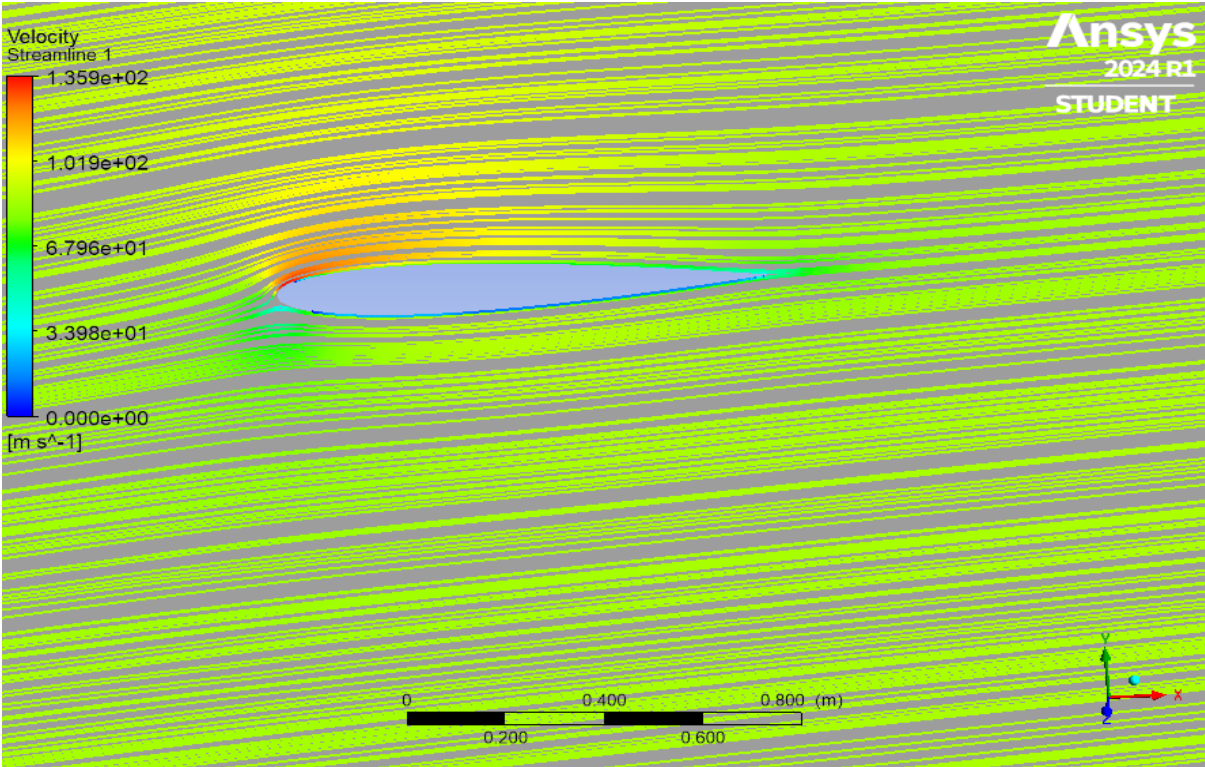


Figure V. 7: lignes des courants pour $\alpha = 5^\circ$

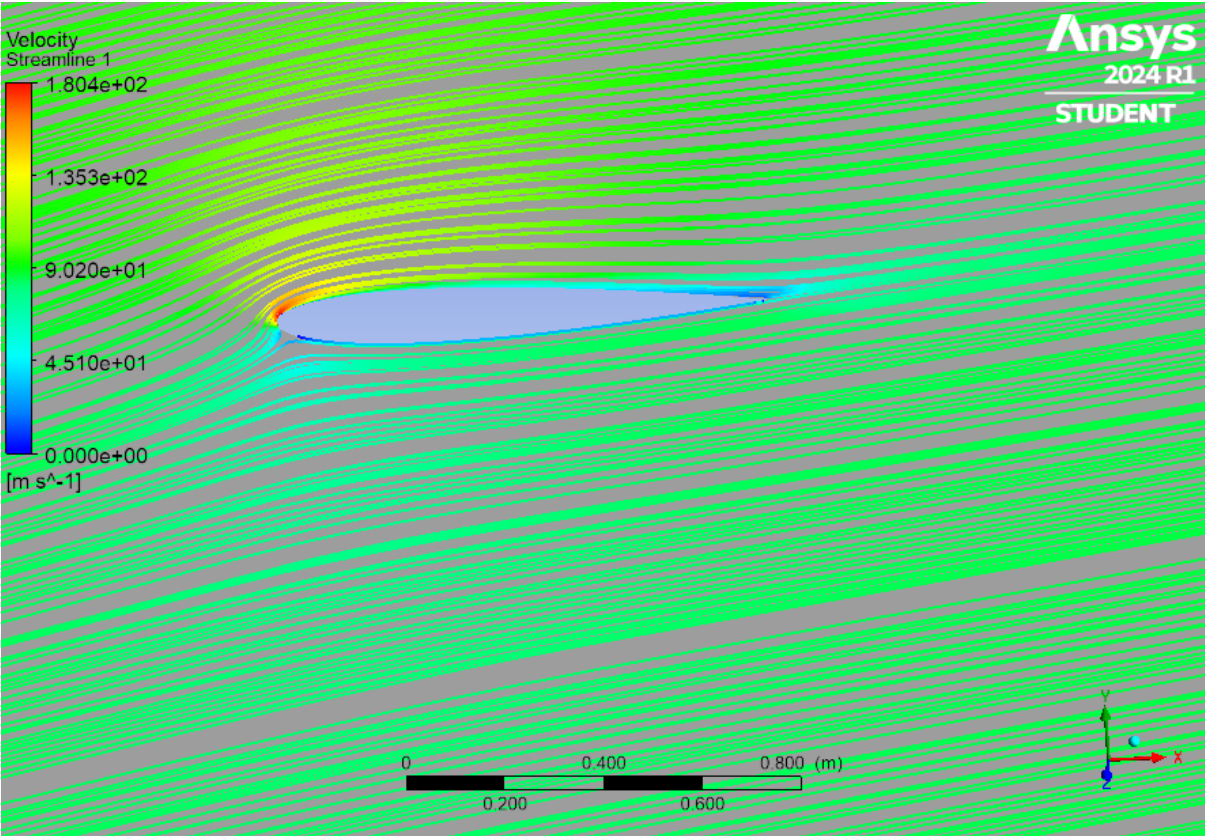


Figure V. 8: lignes des courants pour $\alpha = 10^\circ$

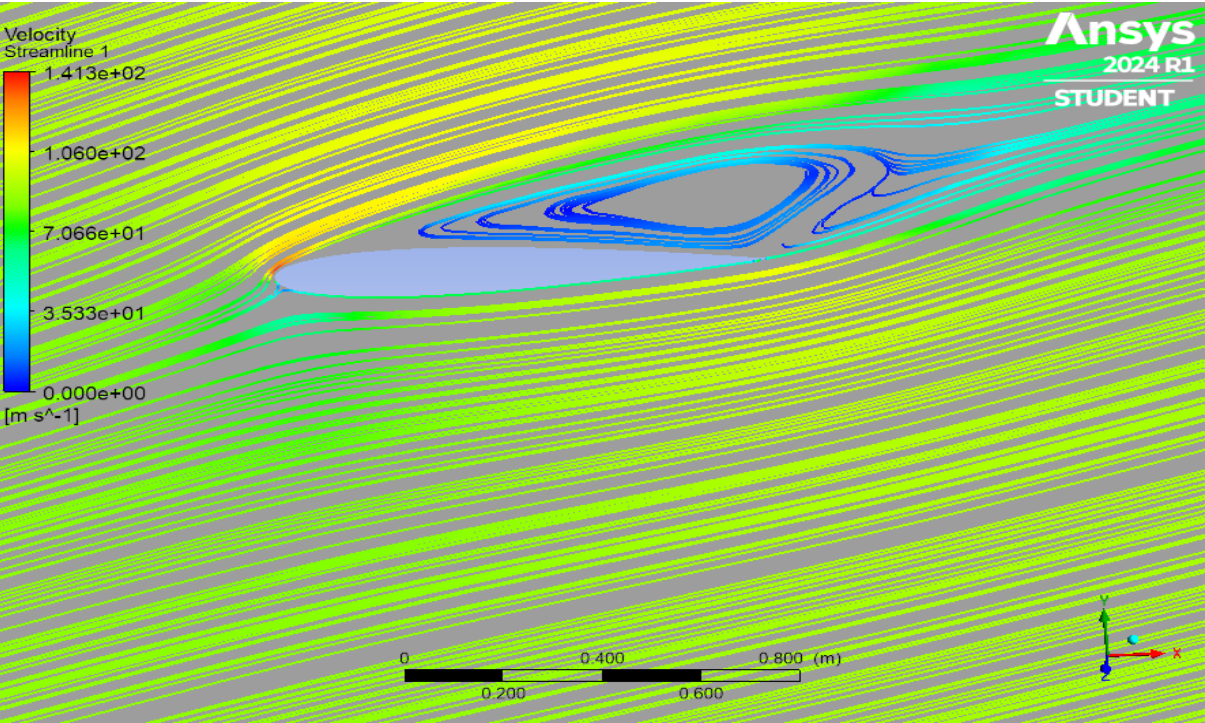


Figure V. 9: lignes des courants pour $\alpha = 15^\circ$

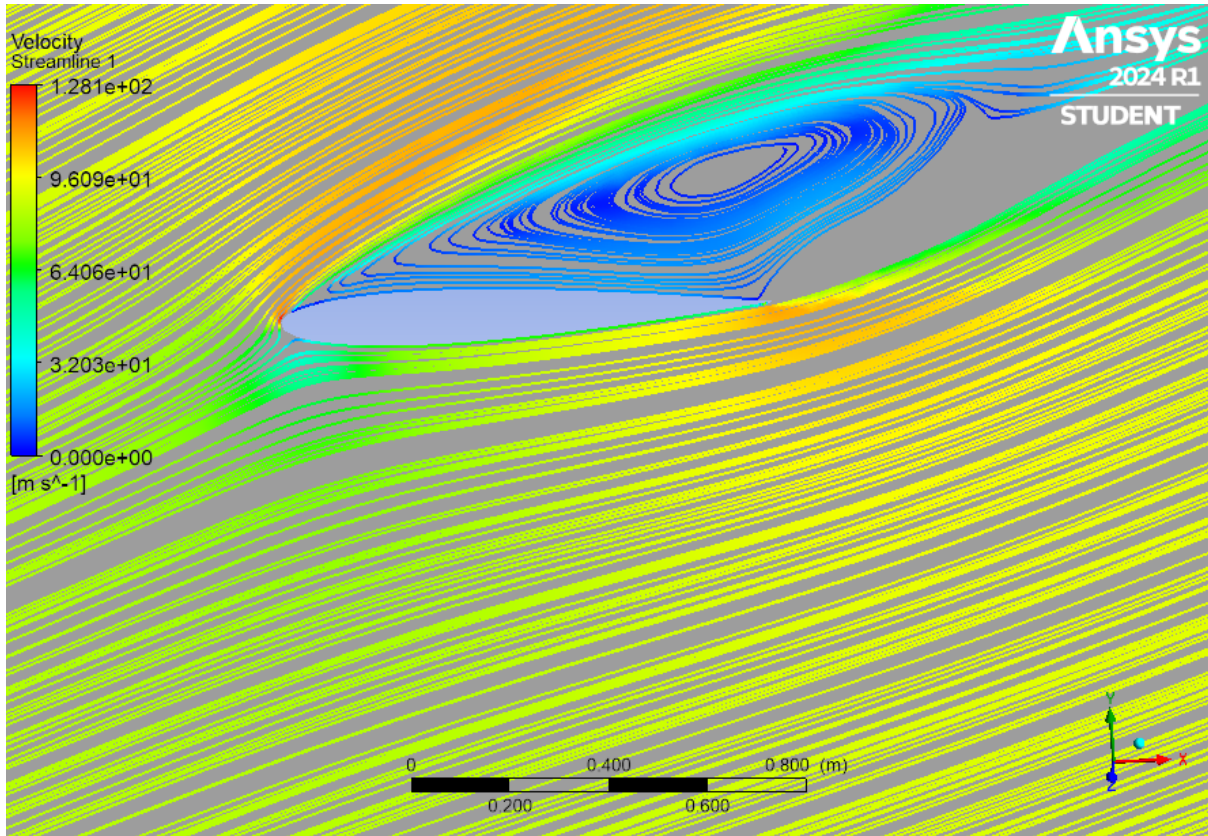


Figure V. 10: lignes des courants pour $\alpha = 20^\circ$

V.4. Influence des angles d'incidences sur le Coefficient de pression (C_p)

La figure V.11 montrent l'évolution de la distribution du coefficient de pression C_p suivant les angles d'attaque de 0° à 20° pour une paroi lisse :

L'analyse du graphique du coefficient de pression (C_p) pour le profil NACA 0012 à différents angles d'attaque révèle des comportements distincts en fonction de l'angle. À un angle d'attaque nul (0°), la courbe de C_p est symétrique, avec une pression minimale au bord d'attaque, indiquant une accélération maximale de l'écoulement, et une augmentation progressive vers le bord de fuite. À mesure que l'angle d'attaque augmente (5° , 10° , etc.), la courbe devient asymétrique : la pression sur l'extrados diminue, signalant une accélération accrue du flux d'air, tandis que la pression sur l'intrados augmente, générant une portance positive. Pour des angles d'attaque élevés (20° et plus), la différence de pression entre l'extrados et l'intrados s'accroît, et des variations brusques de C_p près du bord d'attaque apparaissent, suggérant un décollement de l'écoulement, caractéristique d'un angle proche du décrochage.

Les valeurs très négatives de C_p près du bord d'attaque à des angles élevés indiquent un fort effet de succion, contribuant à la portance. Les variations brusques de C_p à ces angles

suggèrent également la présence de flux turbulents ou décollés, entraînant une perte de portance et une augmentation de la traînée. Comparativement, les courbes montrent comment la distribution de pression change avec l'angle d'attaque, passant du régime laminaire au régime turbulent, puis au décrochage.

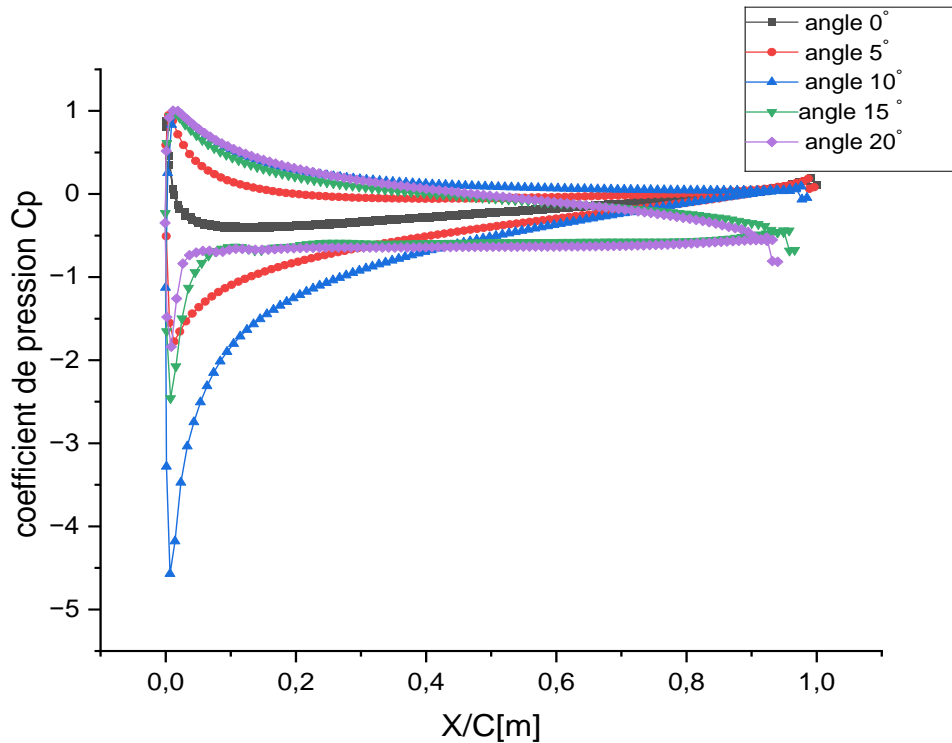


Figure V. 11: distribution de coefficient de pression pour différents angles d'incidence

V.5. Influence de la rugosité sur le Coefficient de pression (C_p)

Les figures de V.12 à V.16 montrent l'influence de la rugosité sur le coefficient de pression (C_p) pour un profil aérodynamique NACA 0012 à des angles d'attaque de (0° , 5° , 10° , 15° , 20°). À les angles 0° , 5° , 10° une augmentation de la rugosité entraîne une diminution modérée du C_p , tandis qu'à 15° , 20° , l'effet est beaucoup plus prononcé, avec une réduction significative du C_p négatif au bord d'attaque. Cela indique que la rugosité perturbe davantage le flux d'air à des angles d'attaque plus élevés, provoquant une transition précoce vers un écoulement turbulent et modifiant la répartition de la pression. Ces observations soulignent l'importance de minimiser la rugosité de surface pour maintenir des performances aérodynamiques optimales, en particulier à des angles d'attaque élevés.

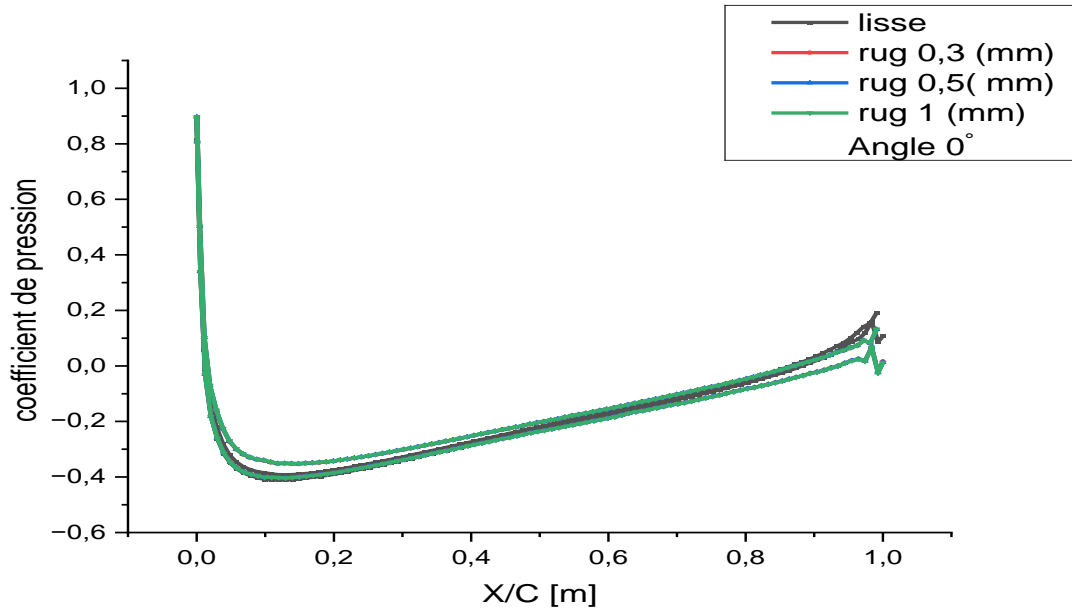


Figure V. 12: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 0^\circ$

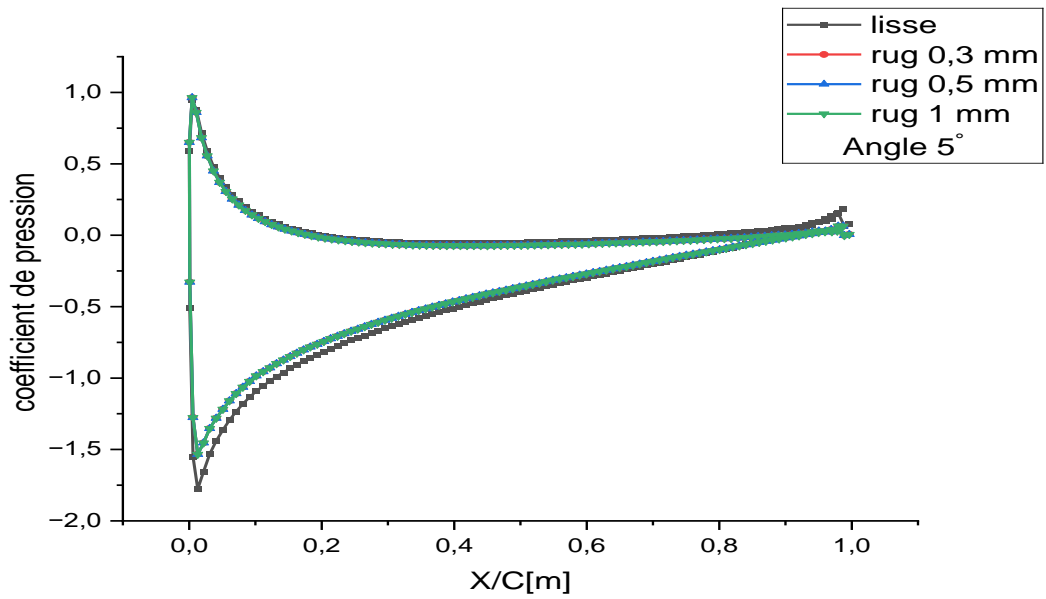


Figure V. 13: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 5^\circ$

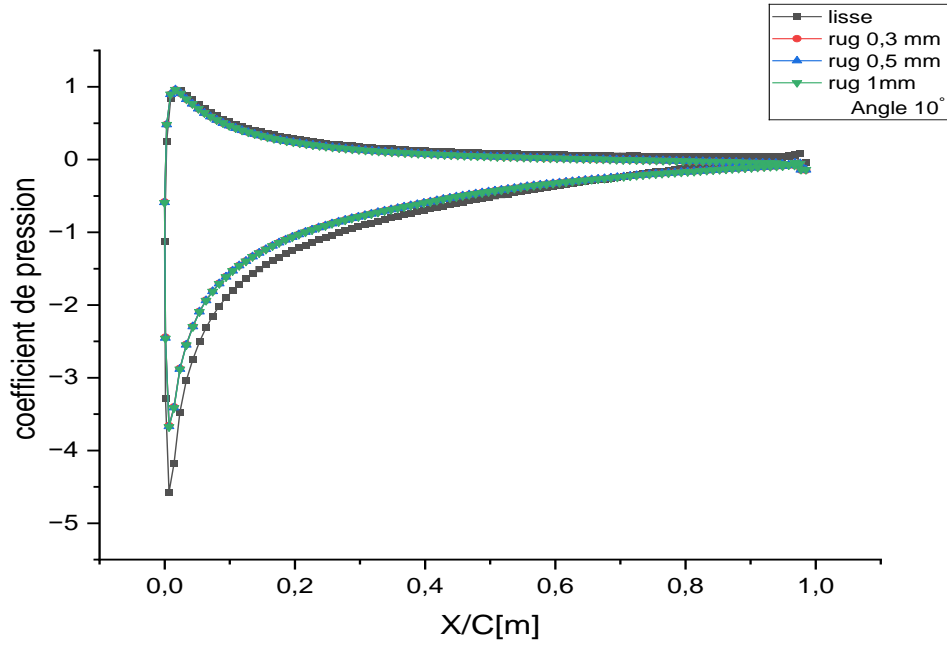


Figure V. 14: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 10^\circ$

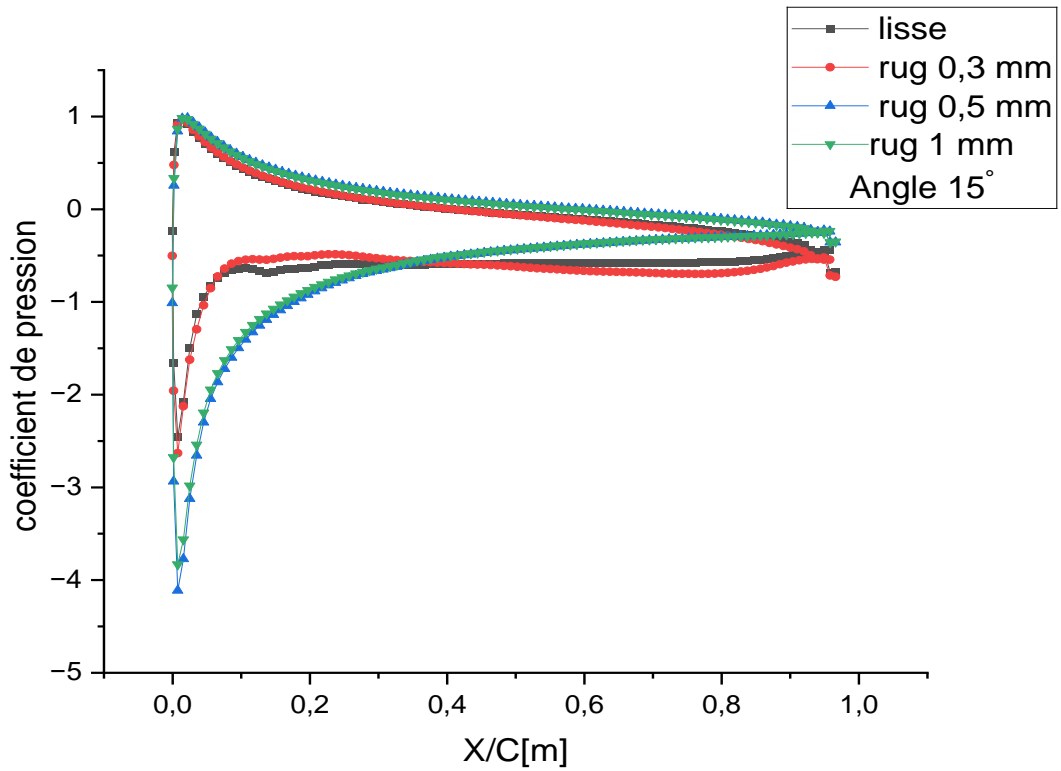


Figure V. 15: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 15^\circ$

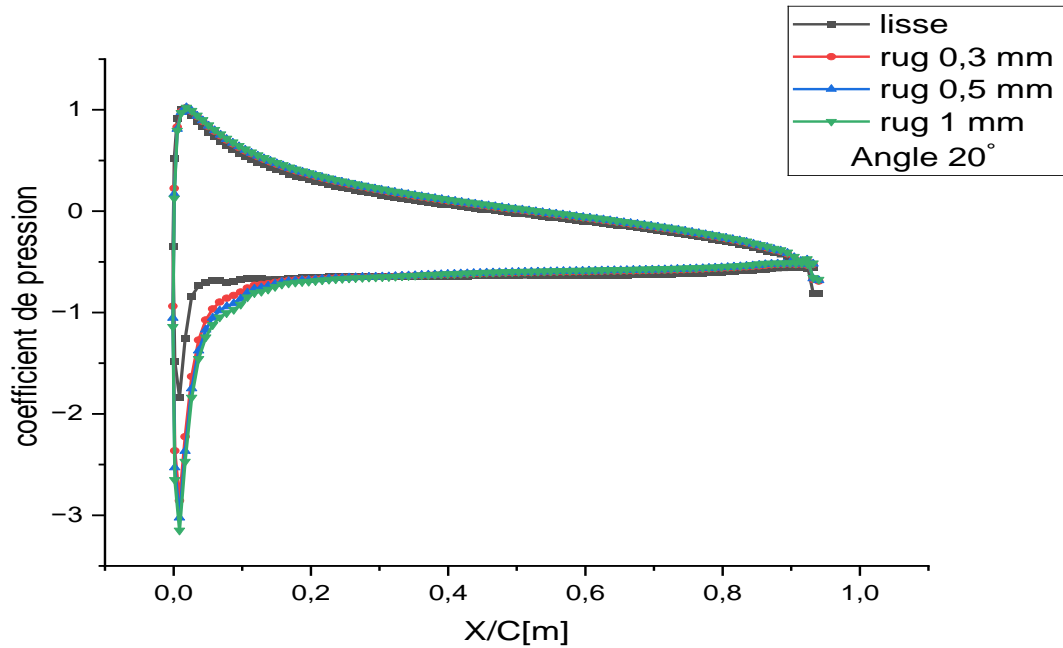


Figure V. 16: influence de la rugosité sur le coefficient de pression pour $\alpha = 20^\circ$

V.6. Coefficient de traîné C_D :

Le graphique (voir figure V.17) fourni montre la variation du coefficient de traînée pour un profil d'aile NACA 0012 à différents angles d'incidence (0° , 5° , 10° , 15° , 20°) sous différentes conditions de rugosité de surface (rugosité 0, 0.3, 0.5, 1).

En général, le coefficient de traînée augmente avec l'angle d'incidence pour tous les niveaux de rugosité. À faibles angles d'incidence, les différences entre les niveaux de rugosité sont minimales. Cependant, à mesure que l'angle d'incidence augmente, l'impact de la rugosité devient plus prononcé, en particulier avec une rugosité de 1, qui montre une traînée significativement plus élevée. Les rugosités modérées (0.3 et 0.5) ont des effets similaires sur la traînée, celle-ci augmentant de manière plus régulière. Une rugosité élevée intensifie l'écoulement turbulent, augmentant ainsi la traînée aérodynamique. En conclusion, la rugosité de surface a un impact notable sur les performances aérodynamiques du profil NACA 0012, surtout à des angles d'incidence élevés.

Chapitre V Résultats Et Discussions

Tableaux V. 1. comparaison de coefficient de trainé en fonction de l'angle d'attaque pour différente rugosité

Angle α	Rugosité 0	Rugosité 0.3	Rugosité 0.5	Rugosité 1
0°	0.0120	0.0388	0.0390	0.0393
5°	0.0160	0.0447	0.0449	0.0452
10°	0.3150	0.0680	0.0683	0.0690
15°	0.1625	0.1440	0.1456	0.1936
20°	0.2719	0.2620	0.2591	0.2575

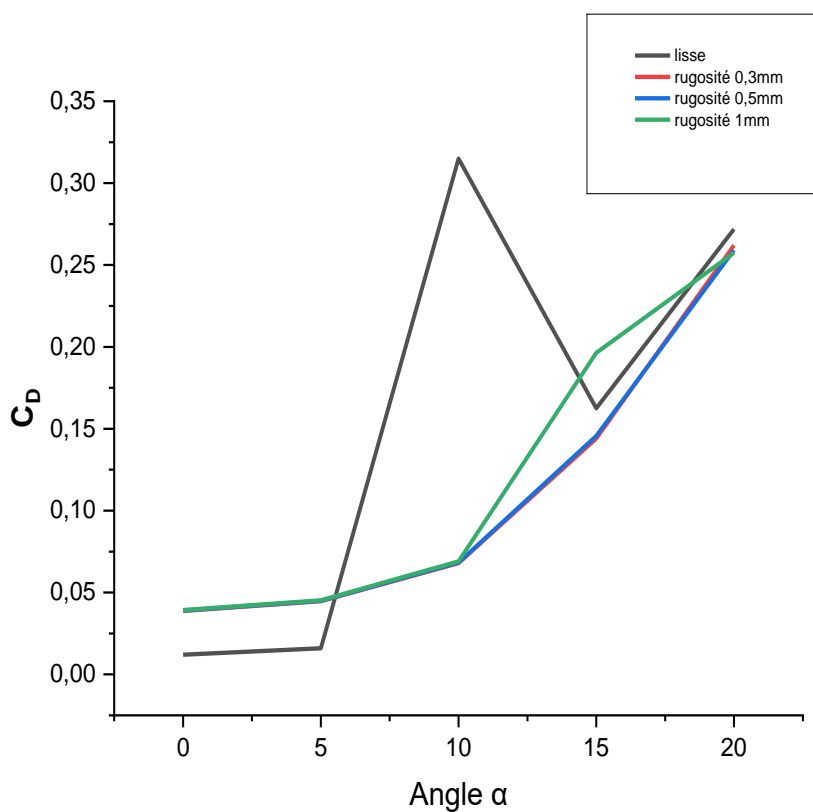


Figure V. 17: coefficient de trainé C_D

V.7. Coefficient de portance CL :

La figure V.18 montre l'évolution du coefficient de portance pour un profil NACA 0012 à différents angles d'incidence ($0^\circ, 5^\circ, 10^\circ, 15^\circ, 20^\circ$) avec des rugosités variées (0, 0.3, 0.5, 1).

En général, la portance augmente avec l'angle d'incidence pour toutes les rugosités, mais de manière différente. Pour une rugosité de 0 (surface lisse), la portance atteint un pic à 10° avant de chuter brusquement. Les rugosités modérées (0.3 et 0.5) montrent une augmentation régulière de la portance sans chute marquée. En revanche, une rugosité élevée (1) entraîne une augmentation plus faible de la portance à des angles d'incidence élevés. En conclusion, la rugosité de surface influence significativement la portance du profil NACA 0012, surtout à des angles d'incidence élevés, avec des surfaces rugueuses modérées offrant des performances plus stables que les surfaces lisses ou très rugueuses.

Tableaux V. 2 : comparaison de coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque pour différente rugosité.

alpha	Rugosité 0	Rugosité 0.3	Rugosité 0.5	Rugosité 1
0°	-0.0163	-0.0429	-0.0440	-0.0449
5°	0.5177	0.4506	0.4510	0.4512
10°	0.9540	0.8037	0.8067	0.8090
15°	0.6134	0.7729	0.8227	0.8119
20°	0.6669	0.7343	0.7504	0.7650

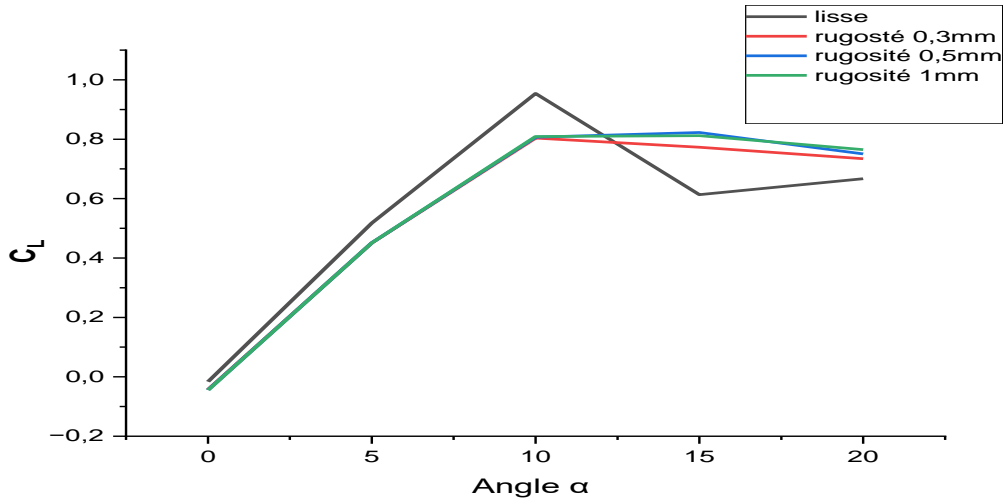


Figure V. 18: coefficient de portance CL

V.8. Le rapport CL /CD des profils :

La figure V.19 montre l'évolution du rapport CL/CD pour un profil NACA 0012 à différents angles d'incidence (0°, 5°, 10°, 15°, 20°) sous diverses hauteurs de rugosité (0, 0.3, 0.5, 1).

En résumé, la rugosité de surface a un impact significatif sur la finesse aérodynamique, surtout à des angles d'incidence élevés. Une surface lisse (rugosité 0) atteint une performance optimale à angle de décrochage 5 degrés d'incidence, mais cette performance chute rapidement à des angles plus élevés. Les rugosités modérées (0.3, 0.5 et 1) offrent une performance plus stable avec une diminution progressive de la finesse à mesure que l'angle augmente.

Tableaux V. 3: la finesse aérodynamique pour différente rugosité en fonction de l'angle d'attaque

Alpha	Rugosité 0	Rugosité 0.3	Rugosité 0.5	Rugosité 1
0°	-1.3645	-1.1063	-1.1282	-1.1447
5°	32.3560	10.0717	10.0321	9.9880
10°	3.0290	11.8205	11.8167	11.8009
15°	3.7750	5.3724	5.8121	4.1946
20°	2.4526	2.8025	2.8965	2.9714

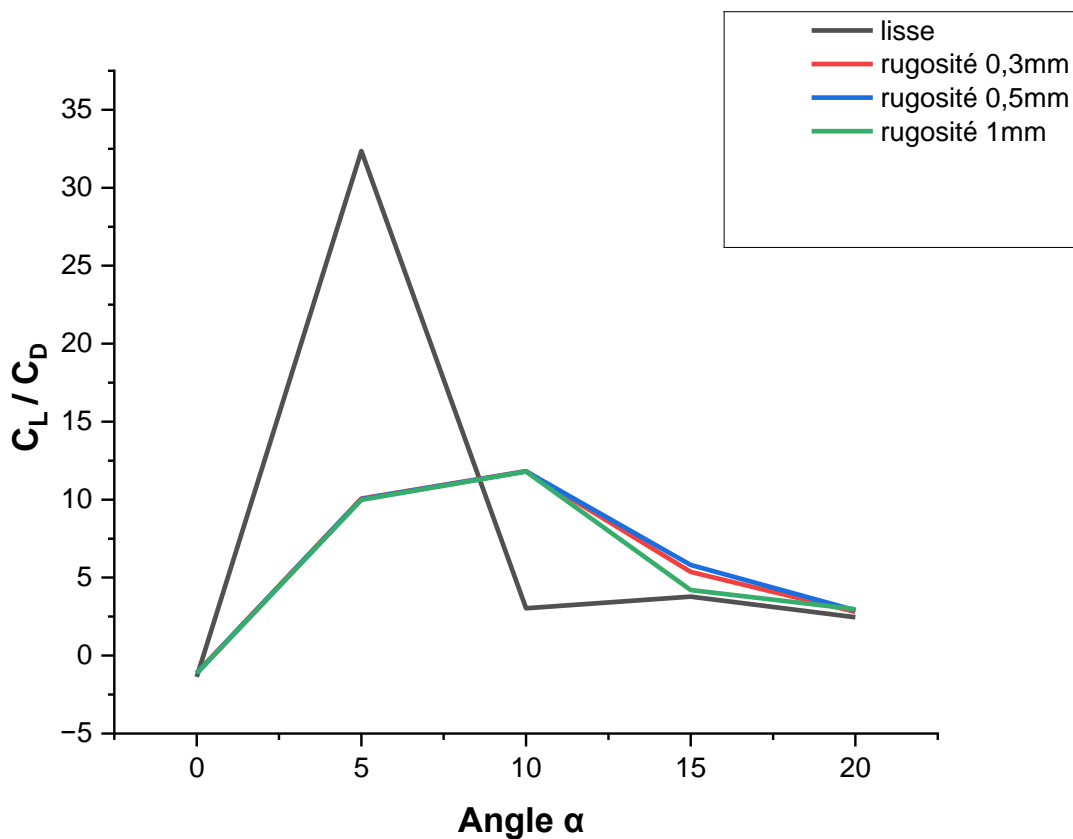


Figure V. 19: Le rapport C_L / C_D des profils en fonction des angles d'attaques dans toutes les rugosités

V.9. CONCLUSION

Les résultats montrent que la rugosité de surface et l'angle d'attaque influencent significativement les performances aérodynamiques du profil NACA 0012. Pour une surface lisse, la pression est stable et symétrique à 0°, mais devient asymétrique à des angles plus élevés, augmentant la portance et la traînée. La rugosité réduit le coefficient de pression (C_p), particulièrement à des angles d'attaque élevés, perturbant le flux d'air. À faibles angles, l'écoulement reste attaché et laminaire, tandis qu'à des angles plus élevés, il se dévie et accélère sur l'extrados, augmentant la portance mais aussi le risque de séparation et de traînée.

Le coefficient de traînée (C_D) augmente avec l'angle pour toutes les rugosités, surtout pour une rugosité élevée. La portance (C_L) atteint un pic à 10° pour une surface lisse et est plus stable avec des rugosités modérées. La finesse aérodynamique (C_L/C_D) est optimale à un angle de décrochage 5° pour une surface lisse, diminuant à des angles plus élevés. Pour maximiser l'efficacité énergétique des éoliennes, il est crucial de minimiser la rugosité de surface, surtout à des angles d'attaque élevés.

Conclusion Générale

En conclusion, l'étude approfondie sur l'aérodynamique des éoliennes à axe horizontal a mis en évidence des aspects clés de la conception et du fonctionnement des éoliennes, notamment la structure des pales, les forces aérodynamiques, la turbulence, et la modélisation numérique. L'analyse des pales d'éoliennes horizontales a montré l'importance de la forme, du profil, de la portance (CL), de la traînée (CD) et de la finesse aérodynamique (CL/CD) pour optimiser les performances.

En utilisant une simulation numérique des équations moyennées de Navier-Stokes, avec la turbulence modélisée par le modèle SST $k-\omega$ et des calculs effectués en deux dimensions, les simulations ont permis de visualiser les distributions de pression (C_p) autour du profil NACA 0012 à différents angles d'attaque et niveaux de rugosité de surface. Un maillage hybride a été utilisé pour garantir une résolution suffisante près des parois du profil d'aile, avec des maillages plus fins appliqués aux bords d'attaque et de fuite pour une meilleure représentation des phénomènes aérodynamiques critiques.

Les résultats ont montré que la rugosité de surface et l'angle d'attaque jouent un rôle crucial dans les performances aérodynamiques. Les surfaces lisses favorisent un écoulement laminaire à faibles angles d'attaque, réduisant ainsi la traînée, tandis que la rugosité perturbe le flux d'air, surtout à des angles d'attaque élevés. La finesse aérodynamique a montré des performances optimales à des angles d'attaque modérés avec une surface lisse, alors que les surfaces rugueuses ont perturbé l'écoulement, diminuant la finesse aérodynamique à des angles plus élevés.

En résumé, cette étude a démontré que la conception et la rugosité de surface jouent un rôle crucial dans les performances aérodynamiques des profils d'aile. Les résultats ont souligné l'importance de maintenir des surfaces lisses pour optimiser l'efficacité des profils d'aile, en particulier à des angles d'attaque élevés, et sont essentiels pour améliorer la conception des éoliennes et leur efficacité énergétique.

Références Bibliographique

- [1] **LATRECHE, Mohammed Tahar**. Commande Floue de la Machine Synchrone à Aimant Permanent (MSAP) utilisée dans un système éolien . thèse de doctorat, Université de Sétif 1-Ferhat Abbas, 2012.
- [2] **Jourieh, Munif**. Développement d'un modèle représentatif d'une éolienne afin d'étudier l'implantation de plusieurs machines sur un parc éolien. Thèse de doctorat , ecole nationale supérieure d'arts et métiers, paris , 2007.
- [3] **Cherfia, N. A. I. M.** ,Conversion d'énergie produite par des générateurs éoliens." Mémoire de ingénieur de Université Mentouri Constantine, Algérie , 2010 , p.7-6 .
- [4] **A.Amroun,H.ahmed** ,simulation numérique de l'écoulement d'air autour d'un profil de pale d'éolienne,université mouhamed boudiaf, m'sila,2019.
- [5] **M.Naidja** , modelisation numérique 3d de l'écoulement autour d'un rotor d'une éolienne à axe horizonta ,mémoire de master,université mohamed boudiaf , m'sila ,2022.
- [6] **an ainscough industrial services company**. ais wind energy. [online] 20 04 2023.
- [7] **A. ben razk ellah , A. boukhlof** , etude aérodynamique de la conception d'une pale d'éolienne à petit axe horizontal adaptée aux conditions locales de la région de ouargla, mémoire de master , université kasdi merbah , ouargla , 2021
- [8] **A.M irecki**, etude comparative de chaînes de conversion d'énergie dédiées à une éolienne de petite puissance , thèse de doctorat ,France ,2005.
- [9] **A.Belamri** , simulation d'une turbine éolienne à axe horizontal , mémoire de master , électromécanique ,université badji mokhtar- annaba , 2018.
- [10] **M. Ouibrahim**, simulation numérique par code fluent d'une couche limite contrôlée et noncontrôlée sur un profil d'aile naca 0012 à incidence de 18°, mémoire de master, énergétique, université mouloud mammeri, tizi-ouzou, 2010.
- [11] **I. kennas , H. meksem** , initiation au contrôle de la couche limite sur un profil d'aile naca0015, mémoire de master , université mouloud mammeri tizi-ouzou ,2016.
- [12] **A. Belgacem , I. Boukaouma**, effets de l'inclinaison des pales de l'éolienne darrius sur ses performances aérodynamiques ,mémoire de master , génie mécanique ,université mouloud mammeri de tizi-ouzou,2014.

- [13] **d. lies**, simulation numérique de l'écoulement d'un fluide réel incompressible autour d'un profil d'aile, thèse de magister, génie de construction, université mouloud mammeri, tizi-ouzou, 2012.
- [14] **R . Merad** , etude aérodynamique d'une pale éolienne type naca 0012 ,memoire de master , génie mécanique, université mouloud mammeri de tizi-ouzou , 2022.
- [15] **N. Golmirzaee, D, wood**, investigating horizontal-axis wind turbine aerodynamics using cascade flows. journal of renewable and sustainable energy, 15(4),2023
- [16] **E. abo-serie, E. oran**, flow simulation of a new horizontal axis wind turbine with multiple blades for low wind speed, international conference on energy and sustainable futures (pp. 93-106). Cham, springer nature switzerland.2022 , (pp. 93-106).
- [17] **S. younoussi, A. Ettaouil**, numerical study of a small horizontal-axis wind turbine aerodynamics operating at low wind speed. Fluids , 8(7).2023
- [18] **B. Genest**, amélioration des performances de la turbine hydrolienne à pale oscillante par l'ajout d'un volet gurney double ,2023,72 p
- [19] **S. Hamza. , M .Heidari, M. ahmadizadeh, M..dashtizadeh.** modification of horizontal wind turbine blade: a finite element analysis. international journal of technology, 2023,14(1).
- [20] **M. soetanto, F. sugianto, B. hartono**, numerical study of aerodynamic characteristics of airflow around naca 0012 and naca 4412 airfoils at $Re= 170000$. international journal applied technology research,2023, 4(2).
- [21] **P. Chassaing**, the notion of averaging in turbulence. some considerations from a historical perspective, comptes rendus mécanique, 2019, vol. 347, no. 3.
- [22] **N. mokrani**, simulation numérique par code fluent d'une couche limite contrôlée et non contrôlée sur un profil d'aile naca0012 à incidence de 18° , thèse de doctorat, université mouloud mammeri tizi-ouzou,2010
- [23] **A.Tebbal**, etude d'un écoulement turbulent à particules autour d'un profil aérodynamique (doctoral dissertation, université mohamed boudiaf des sciences et de la technologie-mohamed boudiaf d'oran).2017

- [24] **H. werle**: le tunnel hydrodynamique au service de la recherche aérospatiale, publication n° &(- onera office national d'étude et de recherche aérospaciales 1974.
- [25] **H. Salem, G. Zakaria**, cfd simulation and analysis of performance degradation of wind turbine blades in dusty environments. in power and energy engineering conference (apeec), madrid, spain, 2013
- [26] **A. Sareen, C Sapre, A. Selig, m.s.** effects of leading edge erosion on wind turbine blade performance wind energy 2014, 17, 1531–1542.
- [27] **A. Braik., N.ouarab**, simulation numérique d'un écoulement transsonique à travers un stator d'une turbine axiale ,thèse de doctorat , université mouloud mammeri tizi-ouzou,.2015
- [28] **R.Hamel, A. Smaïli**, , prédiction numérique de l'écoulement turbulent autour des pales d'une éolienne à axe horizontal. journal of renewable energies, 2010 ,13(4).
- [29] **T. shih, W. liou, A. Shabbir, Z. yang, et J. zhu**, a new k-epsilon eddy viscosity model for high reynolds number turbulent flows, computers & fluids, 1995, vol. 24, no. 3.
- [30] **F. menter**, two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications, aiaa journal, 1994, vol. 32, no. 8.
- [31] **H. Elbah**, N.marouani, étude numérique d'un tube absorbeur de concentrateur cylindro-parabolique, mémoire de master , énergétique , université mohamed khider , biskra ,2020.
- [32] **M.Ridha**, étude d'un écoulement entre deux parois endulées , mémoire de master , énergétique, université mohamed khider , biskra, 2019.
- [33] **E. matsson**, an introduction to ansys fluent 2021, états-unis: sdc publications, 2021.
- [34] jespersen, D. C., pulliam, T. h., & childs, m. l. overflow turbulence modeling resource validation results (no. arc-e-daa-tn35216). 2016.
- [35] **M. Mouzaoui et A. abdi**, étude numérique (cfd) d'un échangeur de chaleur coaxial , mémoire de master, énergétique, université saad dahlab, blida,, 2020.

المخلص:

الهدف من هذا العمل هو فهم افضل للأداء الديناميكي الهوائي للجناح NACA0012 باستخدام محاكاة رقمية لحل معادلات نافير-ستوكس المعدلة حسب متوسطات رينولدز. تم نمذجة الاضطراب باستخدام نموذج SST k- ω ، وأجريت الحسابات في بُعدين لسائل غير قابل للانضغاط في حالة مستقرة. تم تقييم حقول الضغط حول الأجنحة لزوايا هجوم مختلفة (0°، 5°، 10°، 15°، و20°) ومستويات خشونة سطحية متنوعة (0، 0.3، 0.5، 1). كما تم تحديد معاملات الرفع والسحب التي تميز الأداء الديناميكي الهوائي للأجنحة. تُظهر النتائج أن خشونة السطح تقلل من معامل الضغط (C_p) ، مع تأثيرات أكثر وضوحًا عند زوايا الهجوم العالية، مما يعطل تدفق الهواء. عند زوايا الهجوم المنخفضة، يبقى التدفق ملتصقًا ولاميناريًا، بينما عند الزوايا الأعلى، ينحرف التدفق ويتسارع فوق السطح العلوي، مما يزيد من الرفع ولكن أيضًا من خطر انفصال التدفق وزيادة السحب. يزيد معامل السحب (CD) مع الزاوية لجميع مستويات الخشونة، خاصةً عند الخشونة العالية. يبلغ معامل الرفع (CL) ذروته عند 10° لسطح أملس ويكون أكثر استقرارًا مع الخشونة المعتدلة. تكون الكفاءة الديناميكية الهوائية (CL/CD) مثالية عند 5° لسطح أملس، لكنها تتناقص عند الزوايا الأعلى. لتحقيق أقصى قدر من كفاءة الطاقة في توربينات الرياح، من الضروري تقليل خشونة السطح، خاصةً عند زوايا الهجوم العالية.

الكلمات الرئيسية: NACA ، الأداء الديناميكي الهوائي، الخشونة، المحاكاة الرقمية، نموذج SST k- ω ، ANSYS Fluent

Abstract :

The objective of this work is to better understand the aerodynamic performance of the NACA0012 airfoil using a numerical simulation solving the Reynolds-averaged Navier-Stokes equations. Turbulence is modeled using the SST k- ω model, and the calculations are performed in two dimensions for an incompressible fluid in steady-state conditions. The pressure fields around the airfoils were evaluated for different angles of attack (0°, 5°, 10°, 15°, and 20°) and various surface roughness levels (0, 0.3, 0.5, 1). The lift and drag coefficients, which characterize the aerodynamic performance of the airfoils, were also determined.

The results show that surface roughness reduces the pressure coefficient (C_p), with more pronounced effects at higher angles of attack, disrupting the airflow. At low angles of attack, the flow remains attached and laminar, while at higher angles, it deviates and accelerates over the upper surface, increasing lift but also the risk of flow separation and drag. The drag coefficient (CD) increases with the angle for all roughness levels, particularly for high roughness. The lift coefficient (CL) peaks at 10° for a smooth surface and is more stable with moderate roughness. The aerodynamic efficiency (CL/CD) is optimal at 5° for a smooth surface, decreasing at higher angles. To maximize the energy efficiency of wind turbines, it is crucial to minimize surface roughness, especially at high angles of attack.

Keywords: NACA, aerodynamic performance, roughness, numerical simulation, SST k- ω model, ANSYS Fluent.

Résumé :

L'objectif de ce travail est de mieux comprendre les performances aérodynamiques du profil d'aile NACA0012 en utilisant une simulation numérique des équations moyennées de Navier-Stokes. La turbulence est modélisée par le modèle SST k- ω et les calculs sont effectués en deux dimensions pour un fluide incompressible en régime stationnaire. Les champs de pression autour des profils ont été évalués pour différents angles d'attaque (0°, 5°, 10°, 15° et 20°) et différentes rugosités (0, 0.3, 0.5, 1). Les coefficients de portance et de traînée, qui caractérisent les performances aérodynamiques des profils, ont également été déterminés.

Les résultats montrent que la rugosité de surface réduit le coefficient de pression (C_p), avec des effets plus prononcés à des angles d'attaque élevés, perturbant ainsi le flux d'air. À faibles angles d'attaque, l'écoulement reste attaché et laminaire, tandis qu'à des angles plus élevés, il se dévie et accélère sur l'extrados, augmentant la portance mais aussi le risque de séparation et de traînée. Le coefficient de traînée (CD) augmente avec l'angle pour toutes les rugosités, particulièrement pour une rugosité élevée. La portance (CL) atteint un pic à 10° pour une surface lisse et est plus stable avec des rugosités modérées. La finesse aérodynamique (CL/CD) est optimale à 5° pour une surface lisse, diminuant à des angles plus élevés. Pour maximiser l'efficacité énergétique des éoliennes, il est crucial de minimiser la rugosité de surface, surtout à des angles d'attaque élevés.

Mots-clés : NACA , performance aérodynamique , rugosité, simulation numérique , le modèle SST k- ω , ansys fluent.