



N° d'ordre :...../2016

République Algérienne Démocratique et Populaire
Ministère de l'Enseignement Supérieur et
de la Recherche Scientifique

Université Mohamed Boudiaf - M'sila

Faculté des Sciences

Département de Physique

MEMOIRE

Présenté pour l'obtention du diplôme de :

MASTER

Domaine : **Sciences de la matière**

Filière : **Physique**

Option : **Physique Appliquée : Physique des matériaux intelligents**

Par

CHITOUR Kouider

THEME

Contribution à l'étude aérodynamique des pales d'une
Eolienne de forme NACA 0012

Soutenue le : 02/05/ 2016

Devant le jury composé de :

Z. HADDAD	MAA Univ. de M'sila	Président
A. NAHOUI	MAA Univ. de M'sila	Rapporteur
A. BOURAS	MCB Univ. de M'sila	Examineur
F. KHALFALLAH	MAA Univ. de M'sila	Examineur

Promotion Juin 2016

REMERCIEMENTS

JE REMERCIE ALLAH LE TOUT-PUISSANT DE M'AVOIR DONNÉ LE COURAGE, LA VOLONTÉ ET LA PATIENCE DE MENER À TERME CE PRÉSENT TRAVAIL.

J'ADRESSE MES VIFS REMERCIEMENTS À MON ENCADREUR M^R NAHOUI AZZEDINE MAA UNIV DE M'SILA POUR M'AVOIR CONSTAMMENT GUIDÉ TOUT LE LONG DE MON PROJET ET POUR LES PRÉCIEUX CONSEILS QU'IL M'A DONNÉS, ET POUR SA SERVIABILITÉ, SA DISPONIBILITÉ ET SES CONSEILS CONSTRUCTIFS.

JE TIENS À REMERCIER, LE PRÉSIDENT DE JURÝ, M^R HADDAD ZAKARIA MAA UNIV DE M'SILA ET L'EXAMINATEURS, M^R BOURAS ABDELKARIM MCB UNIV DE M'SILA ET M^R F. KHALFALLAH MAA UNIV. DE M'SILA POUR L'HONNEUR QU'ILS M'ONT FAIT EN ACCEPTANT DE JUGER CE TRAVAIL.

JE N'OUBLIE PAS DE PRÉSENTER MES REMERCIEMENTS LES PLUS SINCÈRES À TOUS LES MEMBRES DE MA FAMILLE, MES CHERS PARENTS, MES SŒURS ET FRÈRES, POUR LEUR SOUTIEN SANS LIMITE DURANT TOUTES MES ANNÉES D'ÉTUDES.

DÉDICACE

JE DÉDIE CE TRAVAIL

À MA MÈRE ET MON PÈRE

À MES SŒURS ET À MES FRÈRES

À TOUTE LA FAMILLE CHITOUR

À MES CHERS PARENTS

À CEUX QUE J'AI ME

SOMMAIRE

SOMMAIRE

Liste Des Symboles	i
Liste Des Figures.....	iii
Introduction Générale.....	1
Recherche bibliographique.....	2

CHAPITRE I : Synthèse bibliographique

1. Introduction	7
1.1. Définition l'éolienne	7
1.2. éléments constitutifs d'un aérogénérateur	7
1.3. Différents types d'éoliennes	9
1.3.1. Eolienne à axe vertical	10
1.3.2. Eolienne Savonius	11
1.3.3. Eolienne Darrieus	11
1.4. Caractérisation des éoliennes	12
1.5. Caractéristiques géométriques des profils.....	13
I.6. Désignation d'un profil	13

CHAPITRE II : Modélisation mathématique

2.1 Introduction	15
2-2 codes des panneaux	15
2-3. coefficients d'influence	17
2-4. description du programme	19
2.4-1. conditions aux limites	19
2.-4-2. procédure de solution	20
2-4-3. techniques numériques	21

SOMMAIRE

CHAPITRE III : LES THEORIES AERODYNAMIQUES DES EOLIENNES

3.1	Pale éolienne	23
3.2	Géométrie d'une pale éolienne.....	23
3.3	Caractéristiques géométriques et désignation d'un profil	24
3.3.1	Caractéristiques géométriques	24
3.3.2	Profils de type NACA	25
3.3.2.1	Famille de profils à quatre chiffres	25
3.3.2.2	Famille de profils à cinq chiffres.....	25
3.3.2.3	Famille des profils laminaires	25
3.3.3.	Les forces sustentatrices appliquées au profil	25
3.4.	La polaire	26
3.5.	Les théories aérodynamiques des pales des éoliennes	27
3.5.1.	Théorie de Froude-Rankine.....	27
3.5.1.1	Coefficient de puissance.....	30
3.5.1.2.	Coefficient du couple	31
3.5.1.3	Limite de Betz	31
3.5.1.4	La théorie d'élément de pale	31
3.5.2	Les forces agissantes sur un élément de pale	32

CHAPITRE IV : Discussion des résultats

4.1.	Profil NACA 0012	35
4.2	Distribution de pression autour d'un profil NACA 0012.....	35
4.3	Influence du nombre de Mach sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012 pour un angle d'attaque de zéro de valeur	37
4.4.	Influence de l'angle d'attaque sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012 pour un Mach = 0.1	37

SOMMAIRE

4.5. Distribution du coefficient de portance C_l en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012.....	38
4 .6 Distribution du coefficient de portance C_m en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012.....	39
Conclusion.....	40

Liste des Symboles

LISTE DES SYMBOLES

Désignation	Unité
C_p : coefficient de puissance	(.)
λ Vitesse spécifique	(.)
Ω Vitesse de rotation du rotor éolien	(rad/s)
ρ Masse volumique de l'air	(kg/m ³)
S Surface du capteur éolien	(m ²)
\emptyset le potentiel d'écoulement	(.)
A_{ij}^n Composante de vitesse normale	(.)
A_{ij}^t composante de vitesse tangentielle	(.)
B_{ij}^n composante de vitesse normale	(.)
B_{ij}^t composante de vitesse tangentielle	(.)
CL Coefficient de portance	(.)
CD Coefficient de trainée	(.)
$S1$ La section en aval	(m ²)
$S2$ La section en amont	(m ²)
ΔP Différence de pression à travers le disque	(W)
S La surface du disque balayée par l'hélice	(m ²)
P_a Pression atmosphérique	(W)
P_2 Pression en amont	(W)
P_1 Pression en aval	(W)
$V1$ Vitesse du vent en aval	(m/s)
$V2$ Vitesse du vent en amont	(m/s)
μ Viscosité dynamique	(kg.m.s)

Liste des Symboles

ν	Viscosité cinématique	(m ² /s)
U_e	Vitesse externe de la couche limite	(m/s)
U_∞	Vitesse à l'infini	(m/s)
u	Vitesse d'écoulement parallèle à la paroi	(m/s)
a	Vitesse de son	(m/s)
Re	Nombre de Reynolds	(.)
u_τ	Vitesse de frottement pariétal	(m/s)
M_∞	Nombre de Mach à l'infini	(.)
P	Pression statique	(N/m ²)
C_Z	Coefficient de portance	(.)
C_X	Coefficient de traînée	(.)
F_X	Force de traînée	(N)
F_Z	Force de portance	(N)
L	Longueur caractéristique (la corde dans le cas d'un profil)	(m)
T_p	Contrainte de frottement pariétal	(N/m ²)
y	Distance à la paroi	(m)
α	Angle d'attaque	(degré)
CT	Coefficient de poussée	(.)

Liste des Figures

Liste des Figures

Figure	Titre	Page
Figure I-1	les composantes de l'aérogénérateur	8
Figure I-2	éolienne à axe horizontal	9
Figure I-3	Eolienne Savonius	11
Figure I-4	Eolienne Darius	11
Figure I-5	Représentation des performances des différents types d'éolienne	12
Figure I-6	Quelque types de profils NACA	14
Figure II.1	la géométrie du panneau	16
Figure II.2	relation entre les grandeurs géométriques	18
Figure III.1	Géométrie d'une pale éolienne	23
Figure III.2	Profil d'une pale éolienne	23
Figure III.3	Caractéristiques géométriques d'un profil	24
Figure III.4	Les forces sustentatrices et la distribution de pression sur un profil aérodynamique	26
Figure III.5	Courbe des CL et CD d'un profil dissymétrique	27
Figure III.6	Hélice motrice	28
Figure III.7	Ecoulement à travers une hélice d'aéromoteur (éolienne)	29
Figure III.8	Un modèle d'un élément de pale	32
Figure III.9	Les forces agissantes sur un élément de pale	33
Figure III.10	Les forces agissantes sur une pale	34
Figure IV.1	le profil NACA 0012	35
Figure IV.2	Distribution de pression autour d'un profil NACA 0012	36
Figure IV.3	Distribution de pression autour d'un profil NACA 0012 pour un nombre de Mach = 0.1 et un angle d'attaque = 0°	36
Figure IV.4	Figure IV.4 Influence de nombre de Mach sur le coefficient de	

Liste des Figures

	pression	37
Figure IV.5	Influence de l'angle d'attaque sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012	38
Figure IV.6	Distribution du coefficient de portance C_l en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012	39
Figure IV.7	Distribution du coefficient de moment C_m en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012	39

Introduction

Introduction

L'énergie éolienne est une bonne alternative pour la consommation des énergies fossiles, donc, elle a de la place dans le futur immédiat vu sa propreté et renouvelable

Le traitement scientifique de l'énergie éolienne et un sujet d'actualité, c'est la raison pour la quelle on optait pour le sujet en question

Le mémoire est réparti sur quatre chapitres, le premier est une révision des recherches antécédentes concernant le sujet en question, le second une modélisation mathématique basée sur l'équation de LAPLACE qui tient en compte la géométrie du profil considéré, le troisième chapitre traite les theories aerodynamiques des eoliennes et enfin un chapitre est réservé aux résultats



RECHERCHE BIBLIOGRAPHIQUE

Recherche bibliographique

L'étude des performances aérodynamiques des éoliennes a beaucoup suscité les chercheurs pendant ces dernières années à cause des applications potentielles dans la production de l'électricité à base de l'énergie cinétique du vent qui rentre dans la catégorie des énergies renouvelables propres à l'environnement.

De nombreux travaux de recherche ont été effectués pour déterminer la structure fine de l'écoulement à travers les pales des éoliennes. A titre d'exemples, nous citons quelques travaux effectués dans ces dernières années,

Dans l'étude de M.Serdargenic(2015) [1]

Le contrôle des flux sur une aile NACA2415 qui subit une bulle de séparation laminaire à un nombre de Reynolds de transition de 2×10^5 est informatiquement étudié à l'aide de soufflage ou d'aspiration. Dans une étude antérieure de régulation de débit qui implique l'utilisation d'un bec d'attaque, les deux études expérimentales et informatiques ont démontré significativement retardé angles de décrochage. Pour ces flux, en employant le modèle k-kL- ω récemment développé et les modèles de transition k- ω SST ont été montrées pour prédire avec précision l'emplacement de la déterminée expérimentalement la séparation bulle. Dans le cas présent, un seul jet avec une largeur de 2,5% de la longueur de corde est placé sur la surface supérieure du profil aérodynamique simulant le soufflage / aspiration le contrôle à $Re = 2 \times 10^5$ et $\alpha = 8$ degrés. Près de 200 simulations numériques sont réalisées une gamme de paramètres d'emplacements de jet, L_{jet} , rapports de vitesse de jet, R_{JET} et jet angles, θ_{jet} sont enquête. Dans les résultats numériques de soufflage / aspiration, il est démontré que le plus petit soufflage les résultats sont meilleurs ratios plus importants de la vitesse de soufflage, tandis.

Dans l'étude de FERNANDO TEJERO (2015) [2]

Contrôle du flux de séparation par des générateurs de tourbillons (VGS) a été analysée au cours de la dernière décennie. La majorité de la recherche sur cette technologie a été axée sur écoulements subsoniques où son efficacité pour la réduction de la séparation a été prouvée. Moins complexe configurations doivent être analysées comme une première étape pour appliquer vGS dans des conditions transsonique, communément présente dans de nombreuses applications de l'aviation. Par conséquent, l'enquête numérique a été réalisée pour une interaction onde de choc-couche limite (SWBLI) phénomène induisant fort débit la séparation

au niveau du côté d'aspiration du profil NACA 0012. A cet effet, deux types de Vgs ont été analysés: bien documentés Générateurs de Vortex Air-Jet (AJVGs) et notre propre invention de Rod Vortex Generators (RVGs). Les résultats des simulations numériques sur la base du RANS approche révèle un grand potentiel de ce système de contrôle de flux passif pour retarder et limiter décrochage la séparation induite par une forte vague, de choc normale terminant une zone supersonique locale.

Dans l'étude de Z.L MAHRI (2007) [3]

La modélisation aérodynamique de l'hélice d'un aérogénérateur est une étape essentielle dans la conception de cette machine. Son objectif est de calculer les efforts aérodynamiques qui s'exercent sur les pales, de déterminer les paramètres optimaux de ces pales et d'estimer la puissance maximale extraite par cette machine. Cette modélisation est une tâche complexe à cause de la rotation de l'hélice qui crée un écoulement tridimensionnel de l'air autour des pales. Dans ce travail, deux théories sont combinées, la première théorie est celle de l'écoulement axial (the axial momentumtheory), le deuxième est la théorie de l'élément de la pale (bladeelementtheory), qui tient compte de la composante de rotation de l'écoulement de l'air engendré par la rotation des pales. La combinaison de ces deux approches a permis de résoudre les équations des efforts et du couple aérodynamiques par méthode itérative. La convergence de l'algorithme de résolution a été accomplie pour plusieurs profils aérodynamiques.

Dans l'étude de G.M HASAN SHAHARIAR (2014)[4]

Dans cet article, la limite laminaire écoulement de la couche de contrôle de séparation au niveau du bord d'attaque de deux dimensions NACA 2412 airfoil est étudié numériquement grâce à un fluide de code ANSYS dynamique commerciale FLUENT et d'étudier les effets de la laminaire séparation bulle portantes caractéristiques aérodynamiques. Débit était totalement turbulent avec le nombre de Reynolds de $6,85 \times 10^5$ et pour ces débits, l'équation de Reynolds moyen de Navier-Stokes avec k- ω modèle de transition de SST sont présentés à la précision prédire les caractéristiques de séparation laminaire bulle. Dans le cas présent, un volet d'une longueur de 4% le carrossage à une distance de 12% de la longueur de corde à partir du bord d'attaque est placé sur la surface supérieure du profil aérodynamique à un angle de 5, 10, 15 degré. La simulation numérique révèle les détails de l'actionnement à modifier le premier flux de bord donnant un aperçu de l'effet induit par utilisation d'un lambeau. L'efficacité du volet est observée dans une large gamme d'angles d'attaque avec un coefficient de portance, faire glisser la distribution de pression coefficient et la surface de la surface portante.

Dans l'étude de A.MERABET ET NACIB (2003) [5]

Dans cet article, on présente une comparaison des résultats expérimentaux des ailes de formes elliptiques, rectangulaires ou trapézoïdales de profils NACA 0012. La prédiction de l'portance et la traînée induite par la théorie de la ligne portante de Prandtl est aussi comparée aux résultats expérimentaux. Il paraît qu'à de différents nombres de Reynolds, la différence des caractéristiques aérodynamiques entre les trois ailes est très réduite.

Dans l'étude de AURELIN BORGOLZ[6]

Dans ce laboratoire, vous allez étudier les effets de voyage géométrie de la couche limite sur les propriétés aérodynamiques de la voilure NACA0012 (un profil couramment utilisé pour les étalonnages en soufflerie) et un DU96W180 (couramment utilisé profilé dans les pales d'éoliennes). L'expérience se déroule dans le Wind Tunnel VT Stabilité. Vous allez mesurer la répartition de la pression moyenne sur la surface de la voilure. La répartition de la pression moyenne intégrée sur la surface de la voilure fournit l'ascenseur, les coefficients de moment, et traînée de pression. Notez que les parois de confinement de la soufflerie ont une certaine influence sur la répartition de la pression sur la voilure par rapport à l'écoulement dans «l'air libre». Un procédé est décrit pour effectuer la mesure comparable à celle de l'état de l'air libre du calcul.

Dans l'étude de A.BEKHTI ET O.GUERRI (2012)[7]

Nous présentons les résultats d'une étude des effets de la rugosité sur les performances aérodynamiques d'un profil de pale d'éolienne. Cette étude est effectuée par simulation numérique de l'écoulement turbulent autour du profil avec la résolution des équations moyennées de Navier-Stokes. La turbulence est représentée par le modèle SST k- ω de Menter. Les calculs sont exécutés en stationnaire à l'aide de Code_Saturne, un code libre d'EDF basé sous Linux. Dans une première étape, le Code_Saturne est appliqué à un profil S809 de surface lisse placé sous différentes incidences, de 0° à 25°. Ensuite, les simulations sont poursuivies pour un profil rugueux pour étudier les effets de la rugosité sur les caractéristiques aérodynamiques du profil.

Les résultats obtenus sont en bonne corrélation avec les données expérimentales publiées.

Dans l'étude de RADU BOGATEANU (2014) [8]

Beaucoup de petites éolienne à axe vertical turbines fonctionnent à nombre de Reynolds autour 105, lorsque les profils de la série NACA ont des caractéristiques aérodynamiques

spécifiques considérés comme des «anomalies». Ces particularités influencent sur la turbine performance et leur incapacité à auto-allumage. Par conséquent, le présent document est axé sur les surfaces portantes NACA symétriques qui, pour ce nombre de Reynolds gamme subissent une bande morte du couple négatif à des rapports de vitesse de pointe (TSR) entre 1 à 3. Les effets de nombre de Reynolds sont discutés.

Dans l'étude de HANG THI BICHNGOC (2011) [9]

Pour les écoulements compressibles, l'état transsonique dépend de la géométrie, Mach nombre et l'incidence. Cet effet peut produire l'onde de choc. Certaines études ont montré que l'interaction entre l'onde de choc et de la couche de séparation des préoccupations limite phénomène non. Les études dans ce rapport démontrent les conditions de la séparation des flux transsonique et qu'il n'y a aucune interaction entre l'onde de choc et la couche limite qui peut causer la séparation de la couche limite. Les études montrent également que nombre de Mach maximal dans la région supersonique locale est pas un unique facteur influençant la séparation et la séparation ration des flux transsonique peut se produire à l'incidence de 0° . Pour le calcul de viscosité flux transsonique, nous utilisons le logiciel Fluent avec un traitement sérieux de fonctionnement de l'application en fonction de la nature physique du phénomène et la technique de traitement numérique. Pour le calcul des flux transsonique invicid, nous avons construit un code de résolution du plein potentiel équation avec la vérification de la précision. Résultats calculés à partir de Fluent ont été sé- demment par rapport aux résultats du programme actuel et publié des résultats afin.

Dans l'étude d'IGUEZA [10]

Ce travail vise à étudier les mécanismes de séparation et de la transition vers la turbulence dans le cisaillement de la couche séparée de profils aérodynamiques, tandis que dans le même temps d'avoir un aperçu dans des structures cohérentes formées dans la zone séparée au nombre faible à modérée Reynolds. Pour cela, des simulations numériques directes de l'écoulement passé un profil NACA0012 à Reynolds faire numéros $Re = 50000$ (basé sur la vitesse libre cours d'eau et la corde de profil) et des angles de attaque $AOA = 9.25^\circ$ et $AOA = 12^\circ$ ont été effectuées. A faible à modéré Reynolds numéros, NACA0012 présente une combinaison de pointe / bord de fuite décrochage qui provoque la séparation massive de l'écoulement sur le côté d'aspiration de la surface portante. Cisaillement initialement laminaire couche subit une transition vers la turbulence et les tourbillons formés sont hangar formant un Von Karman comme la rue de vortex dans le sillage de la voilure. Les principales caractéristiques de ce flux conjointement avec son principale caractéristique, y compris les

spectres de puissance d'un ensemble de sondes de surveillance sélectionnés à des positions différentes sur le côté d'aspiration et dans le sillage de l'aile sont fournies et discutées en détail.

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

- a.** le premier chapitre comporte : Une synthèse bibliographique,
- b.** le deuxième chapitre, nous exposons les équations mathématiques qui interprètent la description du problème et la procédure de Résolution par le fortran
- c.** le troisième chapitre, nous présentons les théories aérodynamiques des éoliennes
- d.** Au dernier chapitre, on présente les résultats et leurs discussions, en examinant les différents effets, la forme du profil, l'angle d'attaque et la porosité.

Et on termine par une conclusion générale.



CHAPITRE I : SYNTHÈSE BIBLIOGRAPHIQUE

1. Introduction

Depuis l'utilisation du moulin à vent, la technologie des capteurs éoliens n'a cessé d'évoluer. C'est au début des années quarante que de vrais prototypes d'éoliennes à pales profilées ont été utilisés avec succès pour générer de l'électricité. Plusieurs technologies sont utilisées pour capter l'énergie du vent (capteur à axe vertical ou à axe horizontal) et les structures des capteurs sont de plus en plus performantes. Outre les caractéristiques mécaniques de l'éolienne, l'efficacité de la conversion de l'énergie mécanique en énergie électrique est très importante. Là encore, de nombreux dispositifs existent et pour la plupart, ils utilisent des machines synchrones et asynchrones. Les stratégies de commande de ces machines et leurs éventuelles interfaces de connexion au réseau doivent permettre de capter un maximum d'énergie sur une plage de variation de vitesse de vent la plus large possible, ceci dans le but d'améliorer la rentabilité des installations éoliennes[11].

1.1.Définition l'éolienne

L'éolienne est un dispositif destiné à convertir l'énergie cinétique du vent (déplacement une masse d'air (m), avec la vitesse (V)) en énergie mécanique, elles sont généralement utilisées pour produire de l'électricité et catégorie des énergies renouvelables [12].

1.2.Éléments constitutifs d'un aérogénérateur

1. **pale:** sont capteurs de l'énergie cinétique qui transmettent l'énergie au rotor.
2. **Le moyeu:** il est pourvu d'un système qui permet d'orienter les pales pour réguler la vitesse de rotation.
3. **L'arbre primaire (ou arbre lent) :** relie les pales au multiplicateur.
4. **Le multiplicateur :** Il permet de réduire le couple et d'augmenter la vitesse. C'est l'intermédiaire entre l'arbre primaire et l'arbre secondaire.
5. **L'arbre secondaire:** il amène l'énergie mécanique à la génératrice .il est équipé d'un frein à disque mécanique qui limite la vitesse de l'arbre en cas de vents violents.
6. **Le générateur électrique:** il assure la production électrique .Sa puissance peut atteindre jusqu'à 5MW. Il peut-être une dynamo (produit du courant continu) ou un alternateur (produit du courant alternatif). L'alternateur est le plus utilisé pour des raisons de coût et de rendement.
7. **Le mât:** c'est un tube en acier, pilier de toute l'infrastructure. Sa hauteur est importante de la structure augmente. En général, le mat a une taille légèrement supérieure au diamètre des pales.

8. **Le système de d'orientation de la nacelle:** c'est une couronne dentée équipée d'un moteur qui permet d'orienter l'éolienne et de la verrouiller dans l'axe du vent grâce à un frein.
9. **Le système de refroidissement :** il est à air, à eau ou à huile et destiné au multiplicateur et à la génératrice.
10. **Les outils de mesure du vent:** girouette pour la direction et anémomètres pour la vitesse. Les données sont transmises à l'informatique de commande.
11. **Le système de contrôle électronique:** il gère le fonctionnement général de l'éolienne et de son mécanisme d'orientation. [12]

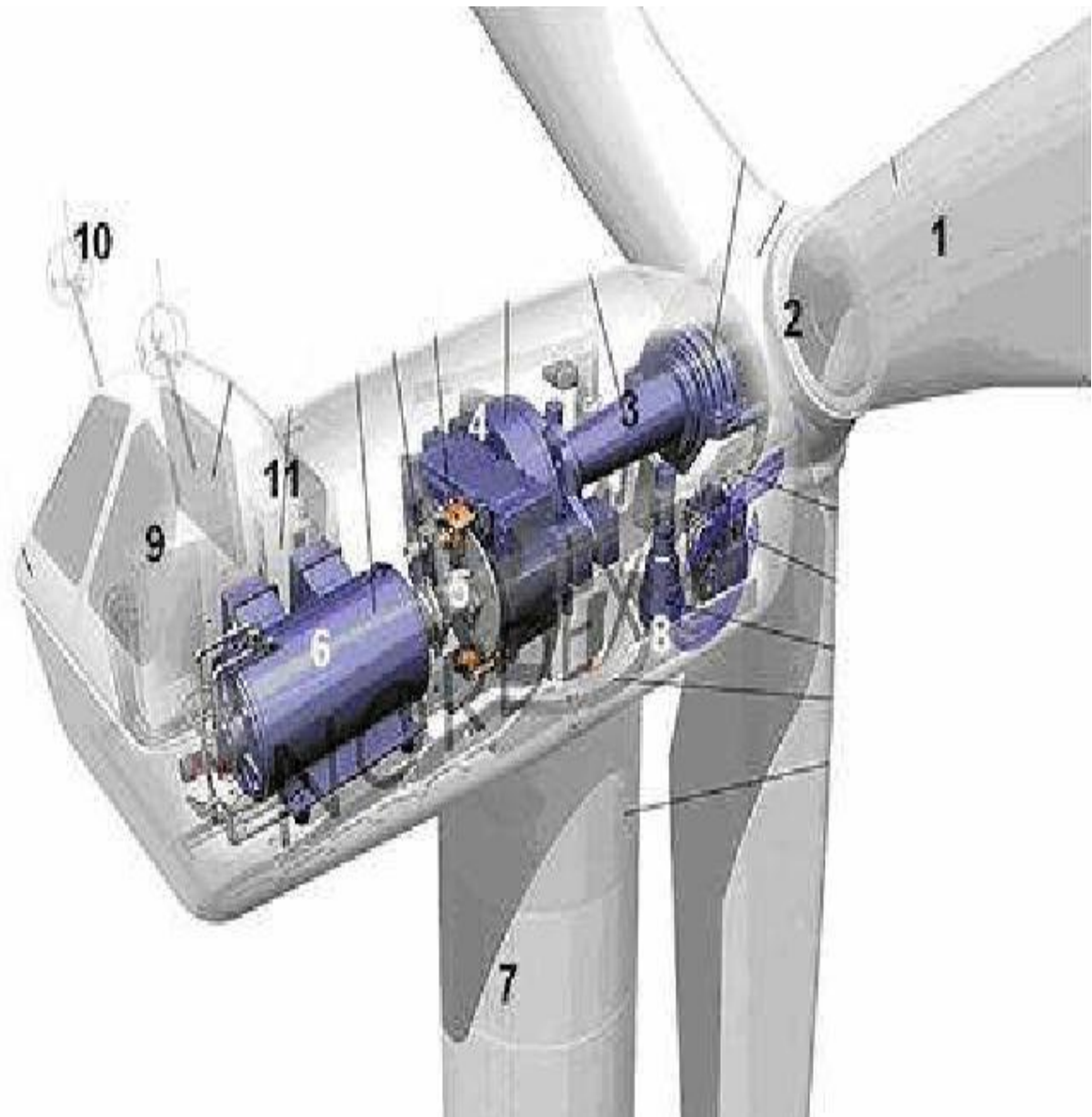


Figure (1-1): les composantes de l'aérogénérateur.

1.3. Différents types d'éoliennes

Il existe deux grandes catégories d'éoliennes: les éoliennes à axe vertical et les éoliennes à axe horizontal. Les éoliennes à axe horizontal sont les plus répandues dans l'éolienne de grande puissance. L'éolienne à axe vertical est plus récente, mais ce type de turbines connaît un développement accéléré, surtout pour des petites ou moyennes puissances adaptées à des applications urbaines ou domestique[13]

1.3.1. Éolienne à axe horizontal

L'axe de rotor est parallèle au sol, ces éolienne sont les plus utilise à cause de leur rendement et leur efficacité. Figure (I-2)



Figure (I-2) : éolienne à axe horizontal

1.3.1.1. Avantages de l'éolienne à axe horizontal

- ✓ Une très faible emprise au sol par rapport aux éoliennes à axe vertical.
- ✓ Cette structure capte le vent en hauteur, donc plus fort et plus régulier qu'au voisinage du sol.
- ✓ Le générateur et les appareils de commande sont dans la nacelle au sommet de la tour.

1.3.1.2. Inconvénient de l'éolienne à axe horizontal

- ✓ Coût de construction très élevé.
- ✓ L'appareillage se trouve au sommet de la tour ce qui gêne l'intervention en cas d'incident. [14]

1.3.2. Éolienne à axe vertical

Les éoliennes à axe vertical sont plus adaptées à une utilisation dans le milieu urbain, étant donné que leur fonctionnement est indépendant de la direction du vent, imprévisible dans cet environnement, et qu'elles sont généralement plus robustes que les éoliennes à axe vertical et moins bruyantes. On peut classer éolienne à axe vertical en deux familles, le type Savonius et type Darius[15]

1.3.2.1. Avantages de l'éolienne à axe vertical

- ✓ La conception verticale offre l'avantage de mettre le multiplicateur, la génératrice et les appareils de commande directement au sol.
- ✓ Son axe vertical possède une symétrie de révolution ce qui permet de fonctionner quel que soit la direction du vent sans avoir à orienter le rotor.
- ✓ Sa conception est simple, robuste et nécessite peu d'entretien.

1.3.2.2. Inconvénient de l'éolienne à axe vertical

- ✓ Elles sont moins performantes que celles à axe horizontal.
- ✓ La conception verticale de ce type d'éolienne impose qu'elle fonctionne avec un vent proche du sol, donc moins fort car freiné par le relief.
- ✓ Leur implantation au sol exige l'utilisation des tirants qui doivent passer au-dessus des pales, donc occupe une surface plus importante que l'éolienne à tour.[11]

1.3.3. Éolienne Savonius

Ce type d'aérogénérateurs utilise la trainée est constituée de parties cylindriques en opposition. Un couple se crée mettant alors le générateur en mouvement. La vitesse de démarrage de ces machines est plutôt basse, autour de 2 m/s. Les éoliennes à axe vertical s'adaptent particulièrement bien aux effets de la turbulence. De plus, ce design ne fait pas beaucoup de bruit et finalement convient bien au milieu urbain. [16]

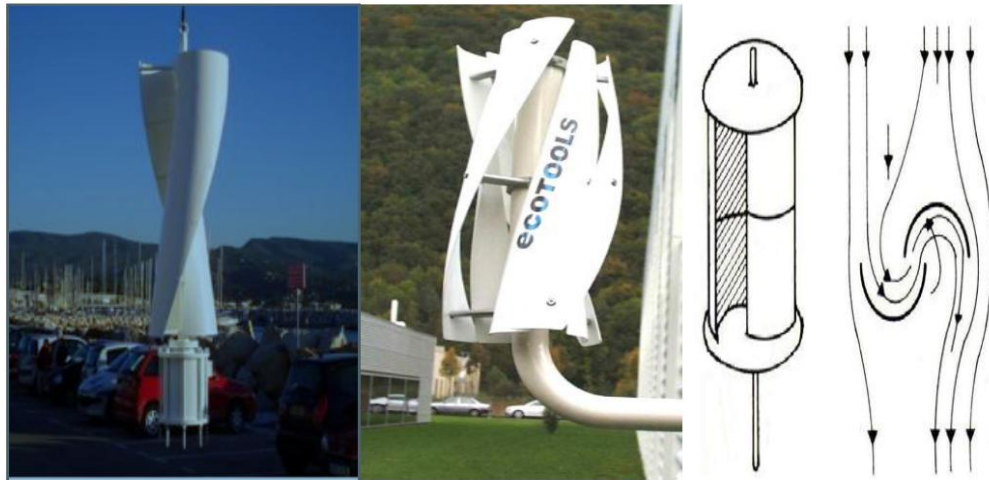


Figure (I-3) : Eolienne Savonius

1.3.4. Éolienne Darrius

Les éoliennes de type Darrius sont constituées de deux ou trois pales à profils aérodynamiques, et fonctionnent sur la force de portance. Elles peuvent être à pales droites ou hélicoïdales. Les principales caractéristiques de ce type d'éoliennes sont suivantes. [17]

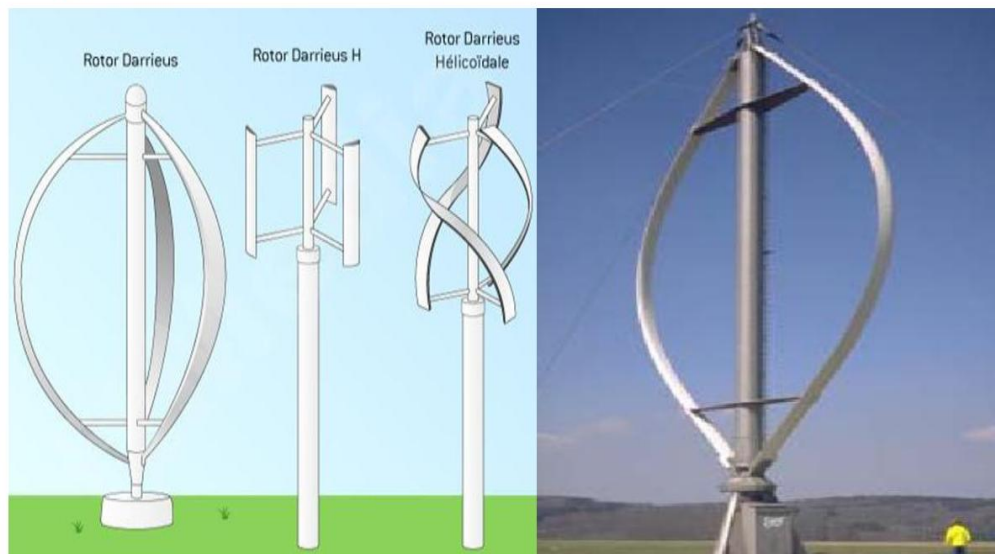


Figure (I-4) : éolienne Darius

1.4. Caractérisation des éoliennes

Pour classer les éoliennes par rapport à cette limite de Betz, on utilise couramment le coefficient de puissance défini par :

$$Cp = \frac{P_{\text{éolienne}}}{\frac{1}{2} \rho s V_0^3} \quad 1.1$$

Et la vitesse spécifique λ :

$$\lambda = \frac{\Omega L}{V} \quad 1.2$$

On peut ainsi positionner les différents types d'architecture de machine Figure (I-5).

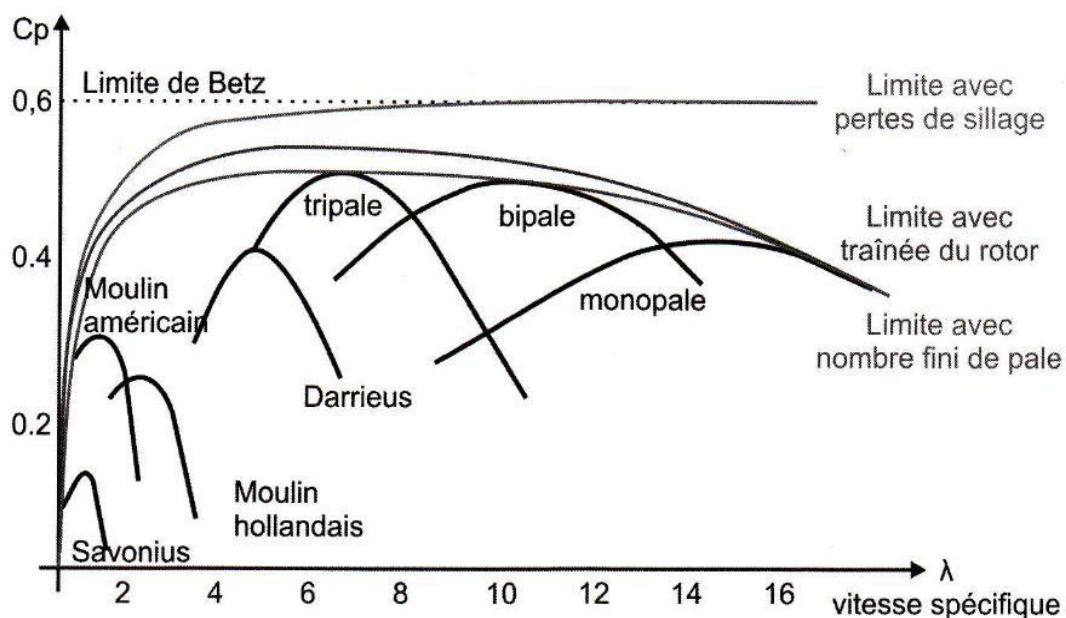


Figure :(I-5) Représentation des performances des différents types d'éolienne

On remarque en tout premier lieu que les éoliennes à axe horizontale, dites à vitesse rapide possèdent potentiellement un rendement plus important que les autres formules, ce qui explique leur domination du marché des machines actuelles. On observe par ailleurs que

Une machine bipale peut atteindre des Cp significativement plus élevés qu'une mono-pale et ce, pour des λ moins élevés (de l'ordre de 9 à 12) : la plage d'opération de ce type de machine est donc assez importante ;

- ✓ Une machine tripale peut atteindre des C_p légèrement supérieurs à ceux d'une plage bipales, là encore pour des λ moins élevés (de l'ordre de 6 à 8) : la plage de rendement maximal est cette fois un peu plus restreinte ;
- ✓ L'utilisation de pales supplémentaires n'apporte pas de gain additionnel. Dans ce cas, l'ajout d'une surface dans le type de courant, qui traîne dans l'écoulement, devient pénalisant pour la performance globale du rotor. Les multi-pales dites américains en sont l'illustration. [18]

1.5. Caractéristiques géométriques des profils

C'est la force générée par l'ensemble des surpressions à l'intrados et dépressions à l'extrados. L'action de l'air sur les pales d'une éolienne se traduit par deux forces aérodynamiques une force parallèle à la direction de l'écoulement dite de trainée, et une force normale à l'écoulement dit de portance.

1.5.1. Composante de la résultante aérodynamique (Ra)

- ✓ **La portance (Fz) :** est la composante d'aérodynamique perpendiculaire aux filets d'air du vent relatif. Exprimée : $F_z = 1/2 \rho S V^2 C_z$
- ✓ **Coefficient de portance :** $C_z = 2 F_z / \rho V^2 S$
- ✓ **La trainée (Fx) :** est la composante aérodynamique parallèle aux filets d'air du vent relatif. Exprimée : $F_x = 1/2 \rho S V^2 C_x$
- ✓ **Coefficient de trainée :** $C_x = 2 F_x / \rho V^2 S$
- ✓ **Résultante aérodynamique (Ra) :** $R_a = 1/2 \rho S V^2 C_r$

L'aération les performances d'un profil de pale éolienne revient à augmenter le rapport de la portance à la trainée[19].

1.6. Désignation d'un profil

Plusieurs familles des profils d'ailes ont été conçues et testées. Les plus utilisés de nos jours, sont les profils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics). Ils sont couramment utilisés, ce qui les rend pratiques dans la validation des méthodes numériques. Il y'a plusieurs classifications des profils NACA. Les plus utilisés sont ont des désignations à quatre et à cinq chiffres. Ces chiffres nous renvoient aux caractéristiques géométriques du profil, Comme exemple

1.6.1. NACA à quatre chiffres

Si on prend le NACA2412 Le premier chiffre (2), indique la courbure relative ; $F/c=2\%$ Le deuxième chiffre (4) indique le nombre de dizaines de l'abscisse de la flèche maximale ($d/c=40\%$). Les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur relative $e=12\%$ Les profils NACA commencent par 00 sont des profils symétriques, ayant une ligne moyenne qui se confond avec la corde.

1.6.2. NACA à cinq chiffres

Si on prend NACA23012 Le chiffre (2) indique la courbure relative $r=2\%$ La deuxième et troisième chiffre (30) indiquent le double de l'abscisse de la flèche Les deux derniers chiffres (12) indiquent l'épaisseur relative.

1.7. Quelques types de profils NACA

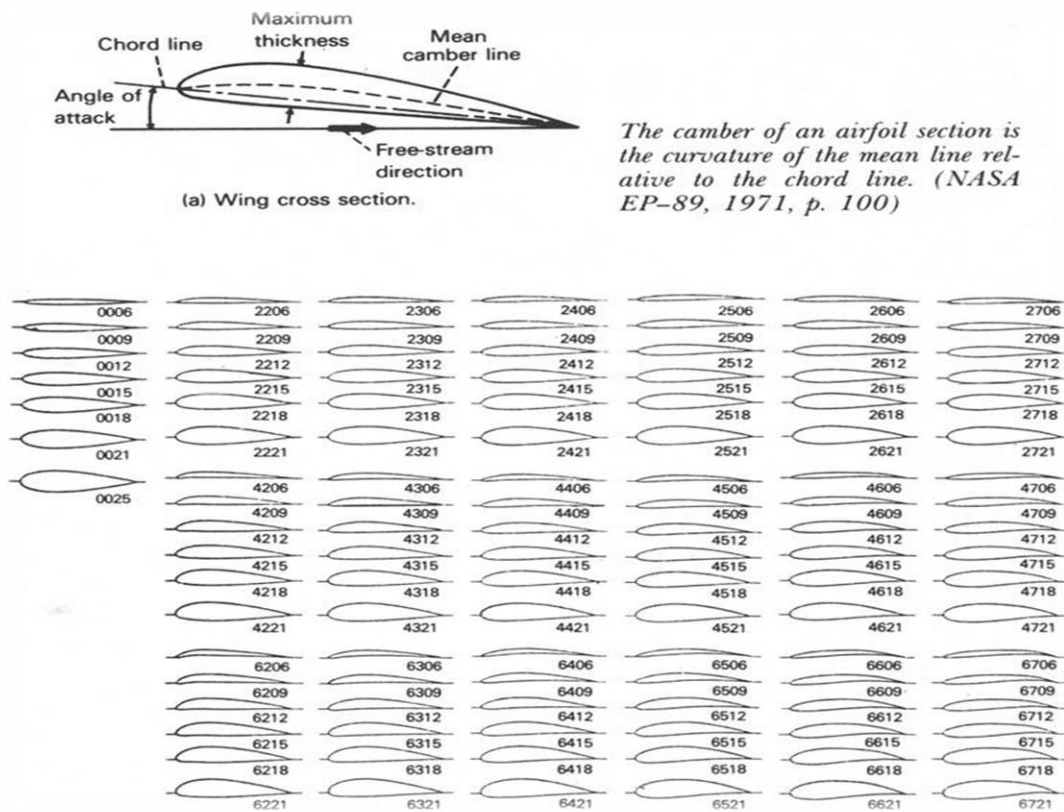


Figure (I-6) : quelque type de profils NACA



CHAPITRE II : MODÉLISATION MATHÉMATIQUE

2-1 Introduction

Le Vortex Méthode Panel Applet est un outil de calcul pour les étudiants de l'aérodynamique des sections profilées. Le procédé de vortex panneau est un procédé pour le calcul des flux idéaux - des courants dans lesquels les effets de la compressibilité et de la viscosité sont négligeables. Idéal flux est souvent le premier type de mouvement fluide que les ingénieurs et les scientifiques étudiants étudient, parce qu'il est le plus simple. Une grande partie des flux passés navires, sous-marins, les voitures et les avions légers sont étroitement idéal.

2-2 Code des panneaux

A. Théorie

En théorie, le potentiel d'écoulement, le champ d'écoulement autour d'une aile d'avion peut être représenté par le potentiel de vitesse. Compte tenu des contributions de l'écoulement libre et la source et les distributions de vorticité, le potentiel total peuvent être construits [16] .

$$\phi = \phi_{\infty} + \phi_s + \phi_v \quad 2.1$$

Où

$$\phi_{\infty} = V_{\infty}(x \cos \alpha + y \sin \alpha)$$

$$\phi_s = \int \frac{q(s)}{2\pi} \ln r ds \quad 2.2$$

$$\phi_v = - \int \frac{\gamma(s)}{2\pi} \theta ds$$

Les distributions de source (q) varient d'un panneau à, tandis que la force du tourbillon(γ) est supposé constant pour tous les panneaux. La valeur de représenter le flux passé par une satisfaire automatiquement l'équation de Laplace, l'équation de gouverner pour inviscid aile les distributions de singularité de surface résident dans le fait que ces distributions de singularité incompressible.

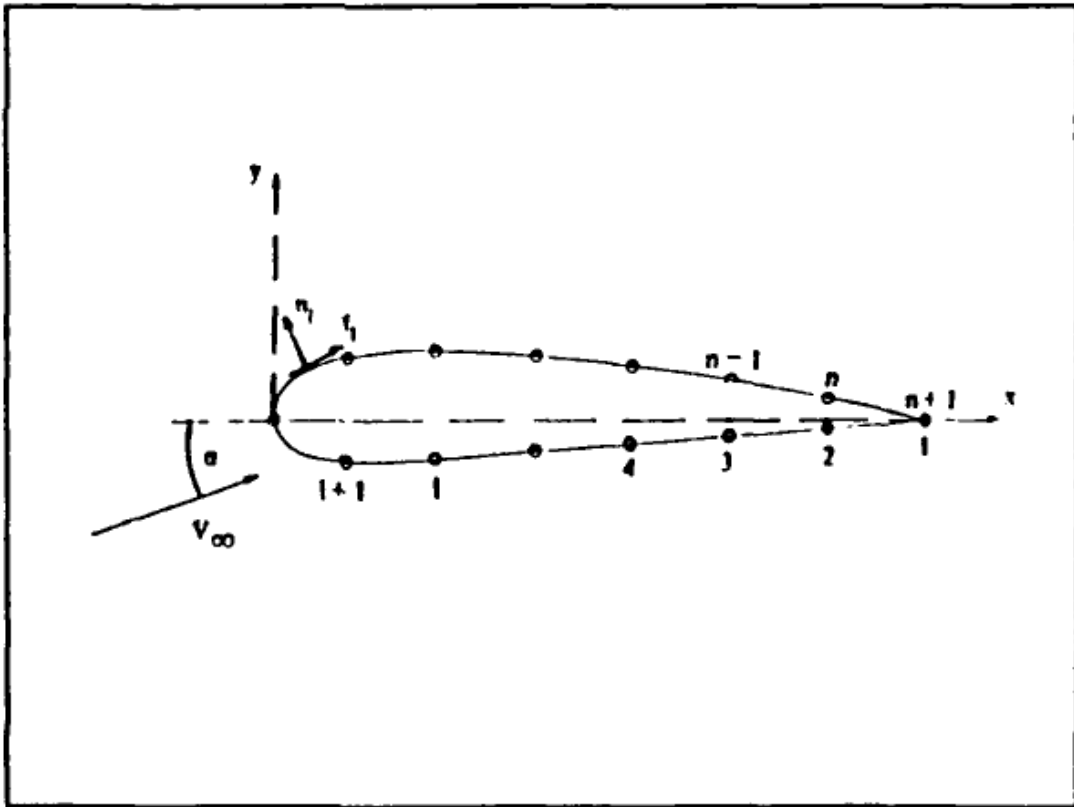
$$\phi_{xx} + \phi_{yy} = 0 \quad 2.3$$

Depuis l'équation de Laplace est un second ordre différentiel partiel linéaire homogène équation, le principe de superposition utilisé dans l'équation 2.1 est valide. Les conditions aux limites comprennent l'écoulement tangence à des points de contrôle (milieux des panneaux) et le Kutta  tat au niveau du bord de fuite, ce qui nécessite des vitesses tangentielles identiques pour la première et dernière panneaux. En évaluant les intégrales le long de la surface portante, le potentiel peut être

déterminé à tout moment dans le champ d'écoulement. Chaque point est défini à un rayon (r) et de l'angle (Θ) à partir d'un point de référence choisi sur la voilure. Le point dans cette étude de référence est le bord d'attaque [11].

B. Méthode des panneaux

Aux fins de calcul, il est impossible d'évaluer tous les points dans le flux champ. La surface portante est représentée par un certain nombre de points définis, appelés nœuds. Plus de Points produisent plus Cent à deux centaine de points sont habituellement suffisante, avec le plus grand numéro utilisés pour plus des formes compliquées portantes ou plus impliqués calculs. La ligne reliant ces nœuds sont les panneaux. Il y a (n) et des panneaux ($n + 1$) nœuds, avec le premier et le dernier nœud se chevauchent. Figure 2.1 représente la géométrie du panneau.



Figur2.1 : la géométrie du panneau . [18]

La numérotation commence au niveau du bord de fuite, puis progresse le long de la surface inférieure, le bord d'attaque, et une surface supérieure, et se termine au niveau du bord de fuite. Les vecteurs normaux unitaires (n_i) sont perpendiculaires et des panneaux dirigés vers l'extérieur depuis la surface de la voilure. Les vecteurs unitaires tangentiels (t_i) sont parallèle aux panneaux et à la direction positive est définie avec l'augmentation de numérotation (n à n

+ 1). Les panneaux peuvent varier en longueur, à l'exception des premières et dernière des panneaux qui doit être égal pour pouvoir utiliser la condition Kutta au bord de fuite.

C-code informatique

1. Vue d'ensemble

Afin d'étudier l'écoulement non visqueux sur un panneau de code de panneau appelé a été développé. L'entrée requise consiste en la nombre de nœuds sur la surface du profil aérodynamique, les coordonnées des noeuds référencés à partir du bord, et l'angle d'attaque en degrés de premier plan. Le programme produit normalisé les vitesses et les coefficients de pression à chaque point de sortie de contrôle. Le programme a été plus tard modifié pour produire un fichier de sortie compatible avec BL2D, une couche limite directe

2-3 Coefficients d'influence

L'utilisation des coefficients d'influence conduit à une procédure simple pour la programmation des équations. Un coefficient d'influence est défini comme étant la vitesse induite en un point par une distribution de la singularité de la force d'une unité sur le panneau de champ. Pour les deux problèmes de flux constant dimensionnel, les coefficients d'influence suivants sont nécessaires:

A_{ij}^n Composante de vitesse normale induite au i^{iem} point par l'unité de contrôle du panneau il la distribution source sur le 'panneau j^{iem}

$$A_{ij}^n = \frac{1}{2\pi} [\sin(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} + \cos(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij}] , i \neq j \quad 2.4$$

$$= \frac{1}{2} \quad i = j$$

A_{ij}^t Composante de vitesse tangentielle induite au i^{iem} point par l'unité de contrôle du panneau il la distribution de la source de la force sur le panneau j^{iem}

$$A_{ij}^t = \frac{1}{2\pi} [\sin(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} - \cos(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}}] , i \neq j \quad 2.5$$

$$= 0 \quad i = j$$

B_{ij}^n Composante de vitesse normale induite au i^{iem} point de l'unité de commande du panneau la distribution de vorticité de force sur le panneau j^{iem} .

$$B_{ij}^n = \frac{1}{2\pi} [\cos(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}} - \sin(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij}], \quad i \neq j$$

$$= 0 \quad i=j \quad 2.6$$

B_{ij}^t Composante de vitesse tangentielle induite au i^{iem} point par l'unité de commande du panneau de ihla distribution de vorticité de force sur le panneau j^{iem}

$$B_{ij}^t = \frac{1}{2\pi} [\cos(\theta_i - \theta_j) \beta_{ij} + \sin(\theta_i - \theta_j) \ln \frac{r_{ij+1}}{r_{ij}}], \quad i \neq j$$

$$= \frac{1}{2} \quad i=j \quad 2.7$$

où les quantités géométriques, représentées sur la figure 2.2, sont définies par:

$$r_{ij} = \sqrt{(x_{m_i} - x_j)^2 + (y_{m_i} - y_j)^2}$$

$$x_{m_i} = \frac{x_i + x_{i+1}}{2}, \quad y_{m_i} = \frac{y_i + y_{i+1}}{2}, \quad \theta_i = \arctan \left(\frac{y_{i+1} - y_i}{x_{i+1} - x_i} \right)$$

$$\beta_{ij} = \arctan \left(\frac{y_{m_i} - y_{j+1}}{x_{m_i} - x_{j+1}} \right) - \arctan \left(\frac{y_{m_i} - y_j}{x_{m_i} - x_j} \right) \quad 2.8$$

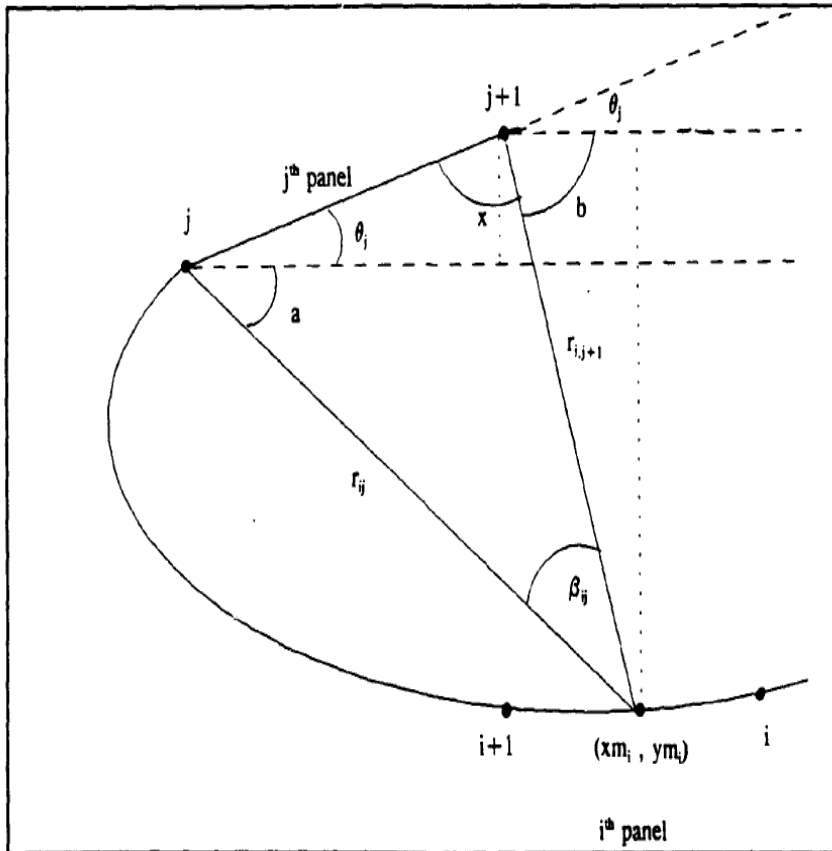


Figure 2.2 : relation entre les grandeurs géométriques [18]

La formule pour β_{ij} peut être vérifiée comme suit:

$$a + \theta_j + x + \beta_{ij} = 180^\circ \quad (\text{triangle})$$

$$x + b + \theta_j = 180^\circ \quad (\text{angles supplémentaires})$$

La définition de ces équations égales entre elles et en éliminant les termes communs

$$\beta_{ij} = b - a$$

Inspection du diagramme montre que l'angle b est en fait l'arc tangente de la quantité parenthèses dans le premier terme de la formule pour β_{ij} . De même, l'angle a correspond au second terme.

2-4 Description du programme

2-4-1 Conditions aux limites

La première condition limite nécessite l'écoulement tangence à des points de contrôle:

$$(v^n)_i = 0, \quad i=1,2, \dots, n \quad 2.9$$

En termes de coefficients d'influence (avec $V_\infty = 1$),

$$\sum_{j=1}^n [A_{ij}^n q_j] + \gamma \sum_{j=1}^n B_{ij}^n + \sin(\alpha - \theta_i) = 0, \quad i = 1, 2, \dots, n \quad 2.10$$

La deuxième condition limite est la condition Kutta, qui stipule que les pressions exercées sur les panneaux inférieur et supérieur au niveau du bord de fuite doivent être égaux si le débit est de quitter le bord de fuite en douceur. L'utilisation d'une forme de l'équation de Bernoulli.

$$c_p = \frac{p+p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} = 1 - \left(\frac{V_{total}}{V_\infty}\right)^2 \quad 2.11$$

L'équilibre de pression implique également des vitesses égales pour un écoulement incompressible. Étant donné que les vitesses normales sont considérées comme nulles, la condition limite peut maintenant être énoncée comme suit:

$$(V^t)_1 = - (V^t)_n \quad 2.12$$

Où le signe négatif est strictement dû à la convention adoptée de tangentielle positif des vitesses dans le sens d'une augmentation de numérotation des nœuds. Étant donné que le flux est positif le droit (comme le montre la figure 2.1), les panneaux en aval du point de stagnation avant auront des valeurs négatives uniquement à des fins de calcul. Il est important de noter que pas tous les panneaux de surface inférieure ont un signe inverse, seuls ceux en

aval de la point de stagnation. Ceci est particulièrement important pour les surfaces portantes non symétriques ou tout autre élément profilé à un angle d'attaque.

En termes de coefficients d'influence, l'équation devient normalisée:

$$\begin{aligned}
 & - \sum_{j=1}^n [A_{ij}^t q_j] - \gamma \sum_{j=1}^n B_{ij}^t - \cos(\alpha - \theta_i) = \\
 & \sum_{j=1}^n [A_{nj}^t q_j] + \gamma \sum_{j=1}^n B_{nj}^t + \cos(\alpha - \theta_n)
 \end{aligned} \tag{2.13}$$

2-4-2 Procédure de solution

Les équations 2.10 et 2.13 représente un système algébrique linéaire de $(n + 1)$ les équations et $(n + 1)$ inconnues. Les inconnues sont les points forts de la source qui varient d'un un panneau à (q_1, \dots, q_n) et le $-\gamma$ de la force du tourbillon.

L'expansion et la réorganisation équation 2.10 pour un exemple de airfoil $n = 73$ noeuds et panneaux résultats dans:

$$\begin{aligned}
 A_{11}^n q_1 + A_{12}^n q_2 + \dots + \gamma(B_{11}^n + B_{12}^n + \dots + B_{1,73}^n) &= -\sin(\alpha - \theta_1) \\
 A_{21}^n q_1 + A_{22}^n q_2 + \dots + \gamma(B_{21}^n + B_{22}^n + \dots + B_{2,73}^n) &= -\sin(\alpha - \theta_2)
 \end{aligned} \tag{2.14}$$

$$A_{73,1}^n q_1 + A_{73,2}^n q_2 + \dots + \gamma(B_{73,1}^n + B_{73,2}^n + \dots + B_{73,73}^n) = -\sin(\alpha - \theta_{73})$$

Les équations maintenant facilement se prêtent à une solution sous forme de matrice. Refonte une notation plus simple, les termes A_{ij}^n (coefficients de q_j) peut être renommé a_{ij}^n et la somme de tous les termes B_{ij}^n entre parenthèses (coefficients de γ) rebaptisés $a_{i,n+1}$, où $i = 1, 2, \dots, n$ et $j = 1, 2, \dots, n$. Les conditions sur les côtés droit des équations peuvent être renommés b_i .

$(n + 1)^{st}$ Équation ou, dans cet exemple, le 74^{iem} équation, provient de 2,13 équation d'une manière similaire:

$$\begin{aligned}
 (A_{1,1}^t + A_{73,1}^t)q_1 + (A_{1,2}^t + A_{73,2}^t)q_2 + \dots + (A_{1,73}^t + A_{73,73}^t)q_{73} + \\
 \gamma[(B_{1,1}^t + B_{73,1}^t) + (B_{1,2}^t + B_{73,2}^t) + \dots + (B_{1,73}^t + B_{73,73}^t)] = \cos(\alpha - \theta_1) - \cos(\alpha - \theta_{73})
 \end{aligned} \tag{2.15}$$

Les coefficients de q_j , peuvent être renommés $a_{74,j}$. Tous les termes du B 'dans les crochets ensemble former le coefficient de γ , maintenant renommé $a_{74,74}$. L'ensemble du côté droit de l'équation constitue le nouveau b_{74} terme.

Exprimant Enfin ce système sous une forme de matrice concise pour le grand cas,

$$\begin{bmatrix} a_{1,1} & a_{1,2} & a_{1,3} & \dots\dots\dots & a_{1,n+1} \\ a_{2,1} & a_{2,2} & a_{2,3} & \dots\dots\dots & a_{2,n+1} \\ a_{3,1} & a_{3,2} & a_{3,3} & \dots\dots\dots & a_{3,n+1} \\ \vdots & \vdots & \vdots & & \vdots \\ a_{n,1} & a_{n,2} & a_{n,3} & \dots\dots\dots & a_{n,n+1} \\ a_{n+1,1} & a_{n+1,2} & a_{n+1,3} & \dots\dots\dots & a_{n+1,n+1} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ q_3 \\ \vdots \\ q_n \\ \gamma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \\ \vdots \\ b_n \\ b_{n+1} \end{bmatrix} \quad (2.16)$$

Ce système est résolu dans le programme en utilisant un sous-programme gaussien élimination. Avec les valeurs de q_i et γ connu, la vitesse à chaque panneau point de contrôle peut être calculé

$$V_i = \sum_{j=1}^n [A_{ij}^t q_j] + \cos(\alpha - \theta_i), \quad i = 1, 2, \dots, n \quad 2.17$$

2-4-3 Techniques numériques

Bien que la programmation de la majeure partie de la procédure décrite est relativement tâche simple, il y a un certain nombre de pièges potentiels. programmation différente langues ont chacun leurs propres règles et le format spécial, mais les conseils suivants pour FORTRAN, un langage d'ingénierie couramment utilisé, appliquer à bien d'autres encore. Tous les angles entrés dans les équations, par exemple α , β et θ , doivent avoir Les valeurs en radians. L'angle d'attaque (α) est un paramètre d'entrée qui doit être aussi convertie par rapport à la ligne de portance nulle de la pale pour que la vitesse résultante faire correspondre les valeurs publiées. L'angle θ est utilisé dans le calcul des coefficients d'influence.

θ est l'angle d'un panneau à partir de l'axe x positif, dans le sens antihoraire positif. Le formule donnée pour θ , impliquant la prise d'un arc tangent, va produire le bon physique angle si on l'interprète correctement. De nombreux langages de programmation utilisent $-\pi / 2$ à $\pi / 2$ comme plage par défaut pour la fonction inverse de la tangente standard, qui utilise une seule valeur pour un argument.

La fonction ne peut pas déterminer si un signe négatif était dans le numérateur ou le dénominateur. Un problème se pose lorsqu'un angle est réellement dans la position ou 2^{eme}, 3^{eme} quadrant parce que la fonction d'affecter des valeurs à partir de la 1^{ier} ou 4^{eme} quadrant. Les valeurs de θ doit être dans la gamme $-\pi < \theta < \pi$ pour fonctionner

correctement. Ceci peut être accompli en utilisant la fonction ATAN2 en FORTRAN, qui accepte à la fois un numérateur et le dénominateur comme arguments et attribue correctement quadrants.

L'angle β peut être calculé à partir de deux tangentes inverses, tel que présenté dans la formule. Toutefois, un algorithme plus efficace peut être utilisé pour ordinateur calcul.

Rappelant que $\beta = b - a$, il en résulte que [19]:

$$\begin{aligned} \tan \beta &= \tan(b-a) \\ &= \frac{\sin(b-a)}{\cos(b-a)} \\ &= \frac{\sin b \cos a - \cos b \sin a}{\cos b \cos a + \sin b \sin a} \end{aligned} \quad \mathbf{2.18}$$

Des sinus et cosinus pour les angles a et b peuvent être facilement déterminées à partir de la géométrie de Figure 2.2. Par exemple, $\sin B = (y_m - y_{j+1}) / \text{hypoténuse } b$. Notant que tous les valeurs hypoténuse peuvent être annulées dans l'équation 2.18, l'arc tangente de l'angle peut être trouvé avec simplement x et les différences y . La fonction ATAN2 en FORTRAN doit également être utilisée pour le calcul β [18].

**CHAPITRE III : LES THEORIES AERODYNAMIQUES
DES EOLIENNES**

III LES THEORIES AERODYNAMIQUES DES EOLIENNES

3.1 Pale éolienne

3.1.1 Géométrie d'une pale éolienne

La sustentation des éoliennes est assurée au moyen d'une voilure c'est le cas des pales pour les éoliennes. La forme d'une coupe verticale d'une pale est appelée profil, cette forme détermine les qualités aérodynamiques d'une pale.

Un profil d'une pale présente une partie arrondie à l'avant appelée bord d'attaque, et une pointe à l'arrière appelée bord de fuite (figure (III.1).), une ligne joignant le bord d'attaque et le bord de la fuite appelée corde du profil, la distance maximale entre extrados et l'intrados représente l'épaisseur du profil comme le montre la figure (III.1). Les profils sont répartis le long de la pale de l'éolienne .L'extrados (le dessus de la pale) et l'intrados (le dessous) qui ont tous les deux une forme convexe (bombée), plus importante sur l'extrados que sur l'intrados. L'écoulement de l'air est plus rapide sur l'extrados que sous l'intrados [19].

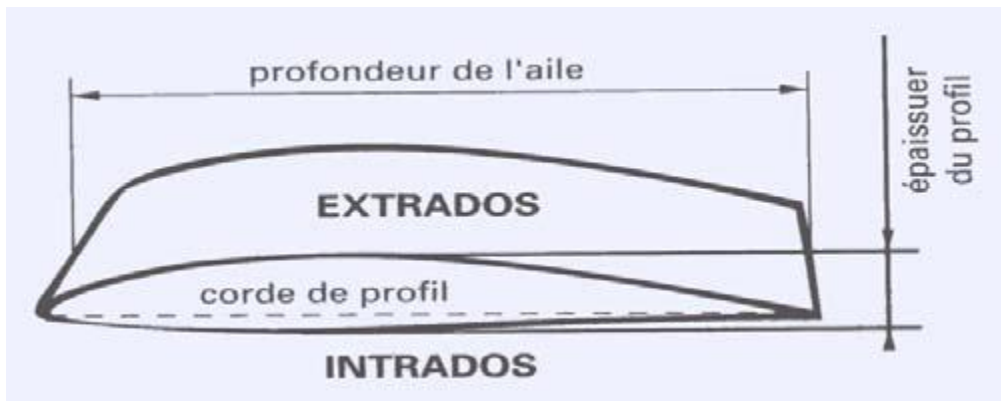


Fig. III.1 : Géométrie d'une pale éolienne [20].

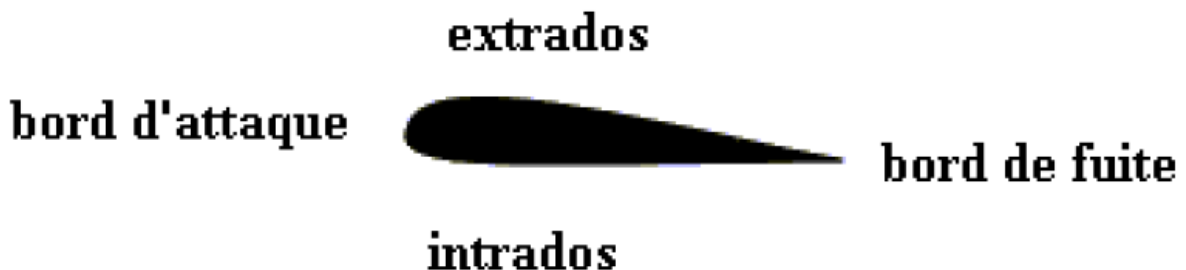


Fig. III.2 : Profil d'une pale éolienne

3.2 Caractéristiques géométriques et désignation d'un profil

3.2.1 Caractéristiques géométriques

Les paramètres aérodynamiques des profils dépendent fortement des caractéristiques géométriques du profil présenté sur la figure (III.3) [20,21].

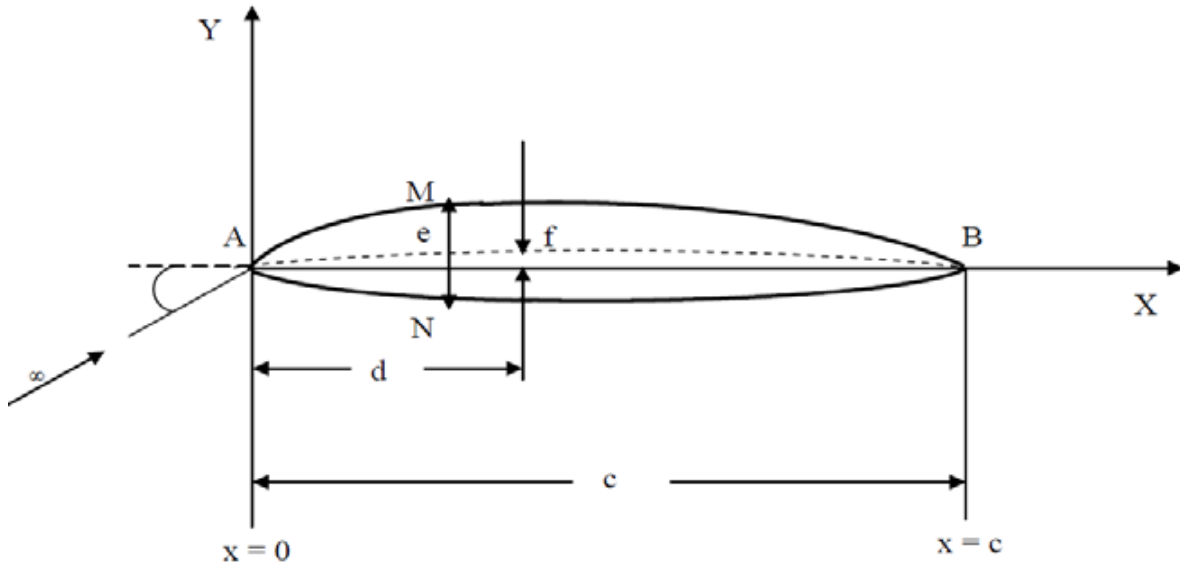


Fig. III.3 : Caractéristiques géométriques d'un profil [20]

- A : Bord d'attaque ;
- B : Bord de fuite ;
- AMB : Extrados ;
- ANB : Intrados ;
- d : Distance du bord d'attaque à la flèche maximale ;
- La corde (C) : c 'est la ligne droite qui connecte le bord d'attaque avec le bord de fuite (segment AB).
- Epaisseur maximum du profil (e) : C'est la distance maximum entre l'extrados et l'intrados.
- La ligne moyenne est l'ensemble des points milieux des segments perpendiculaires à la corde (exemple milieu de MN). Nous l'appelons aussi squelette du profil ou courbure moyenne. La forme de cette ligne moyenne est la base dans la détermination des caractéristiques aérodynamiques des profils d'ailes.
- La flèche maximale (f) : La plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à la corde AB .

3 .2.2 Profils de type NACA

Les profils d'ailes les plus reconnus dans le monde sont les fameux profils américains de type NACA. [17]

Le prédécesseur de la NASA était le NACA (National Advisory Comitée for Aeronautics). Cet organisme a étudié les différentes familles de profils répondant à diverses applications. Parmi ces dernières, il faut distinguer la famille de profils à quatre chiffres, celle à cinq chiffres et les profils laminaires.

3 .2.2.1 Famille de profils à quatre chiffres

Dans cette famille, on identifie un profil par quatre chiffres, le premier spécifiant la cambrure relative maximale en pourcentage de la corde, le deuxième indiquant la position de cette cambrure en pourcentage de la corde et les deux derniers chiffres l'épaisseur relative maximale, toujours en pourcentage de la corde.

3 .2.2.2 Famille de profils à cinq chiffres

Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent les profils exemple pour le NACA 230-12. Le premier représente le coefficient de portance caractéristique, les deux suivants indiquent la position de la cambrure maximale et les deux derniers spécifient l'épaisseur relative maximale.

3 .2.2.3 Famille des profils laminaires

Par exemple pour le NACA 662 – 215 :

- Le premier chiffre représente la désignation de la série (profil laminaire) ;
- Le deuxième chiffre représente la position de la pression minimale ;
- L'indice 2 est la marge au-dessus et au-dessous du coefficient de portance caractéristique pour laquelle il existe un gradient de pression favorable ;
- Le quatrième chiffre représente le coefficient de portance caractéristique ;
- Le cinquième chiffre représente l'épaisseur relative maximale ;

3.3. Les forces sustentatrices appliquées au profil

La figure (III-4) montre le point d'application de la résultante aérodynamique CP qui s'appelle le centre de poussée. Il se situe environ entre 30 et 40% de la profondeur du profil, il est mobile et se déplace vers l'avant quand l'angle d'incidence augmente. Le centre

aérodynamique s'appelle le foyer. Il est fixe, sa position est définie par la forme du profil. Il se situe à 25% de la profondeur du profil. Il est considéré comme un référence [21]. Nous pouvons observer deux particularités remarquables :

La diminution de pression sur l'extrados en valeur absolue, par contre l'augmentation de pression sur l'intrados. Les pressions ne sont pas réparties également : la diminution de pression sur l'extrados et l'augmentation de pression sur l'intrados sont plus importantes à l'avant du profil.

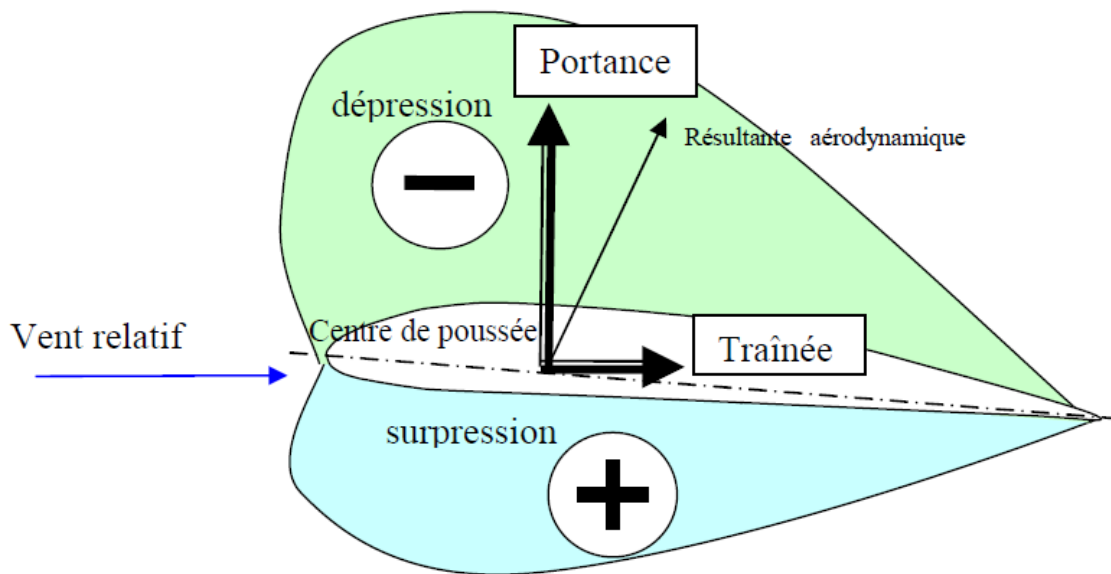


Fig. III.4 : Les forces sustentatrices et la distribution de pression sur un profil aérodynamique [21]

3.4. Polaire

La polaire est une courbe essentielle pour déterminer les caractéristiques d'un profil, d'une aile, d'un planeur, d'un avion complet, d'une éolienne. Elle montre comment varient la portance et la traînée, en fonction de l'angle d'incidence. C'est une fonction réalisée par l'assemblage des deux courbes de C_L et de C_D à l'aide d'une opération mathématique, l'exemple des courbes des C_L et C_D qui est montré sur la figure (III.5) est pour le cas d'un profil dissymétrique [21]

- Incidence nulle, la portance est positive ;
- Portance nulle, l'incidence est négative :

Lorsque nous lançons la conception d'une pale éolienne, la question du choix du profil se pose, pour choisir un profil aérodynamique, il faut que nous puissions évaluer ses

performances dans la situation de fonctionnement qui nous intéresse, des essais expérimentaux en soufflerie consiste à recréer dans des conditions facilement accessibles .Les principales mesures qu'ils ont effectuées concernent les forces aérodynamiques sur le profil des pales. Les essais expérimentaux nous permettent de faire connaître les caractéristiques aérodynamiques d'une pale éolienne de différentes formes (rectangulaire, elliptique, trapézoïdale).

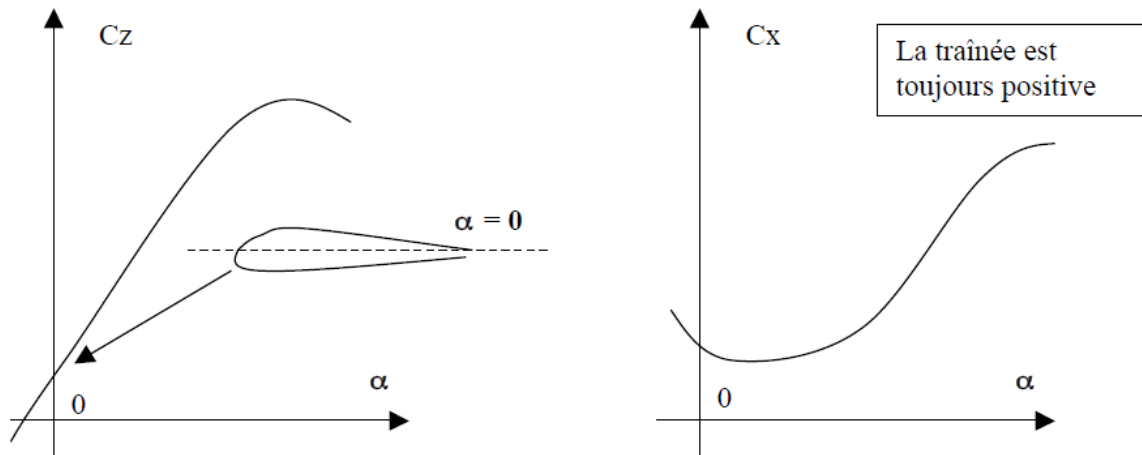


Fig.III.5 : Courbe des C_L et C_D d'un profil dissymétrique [21]

3.5. Les théories aérodynamiques des pales des éoliennes

3.5.1. Théorie de Froude-Rankine

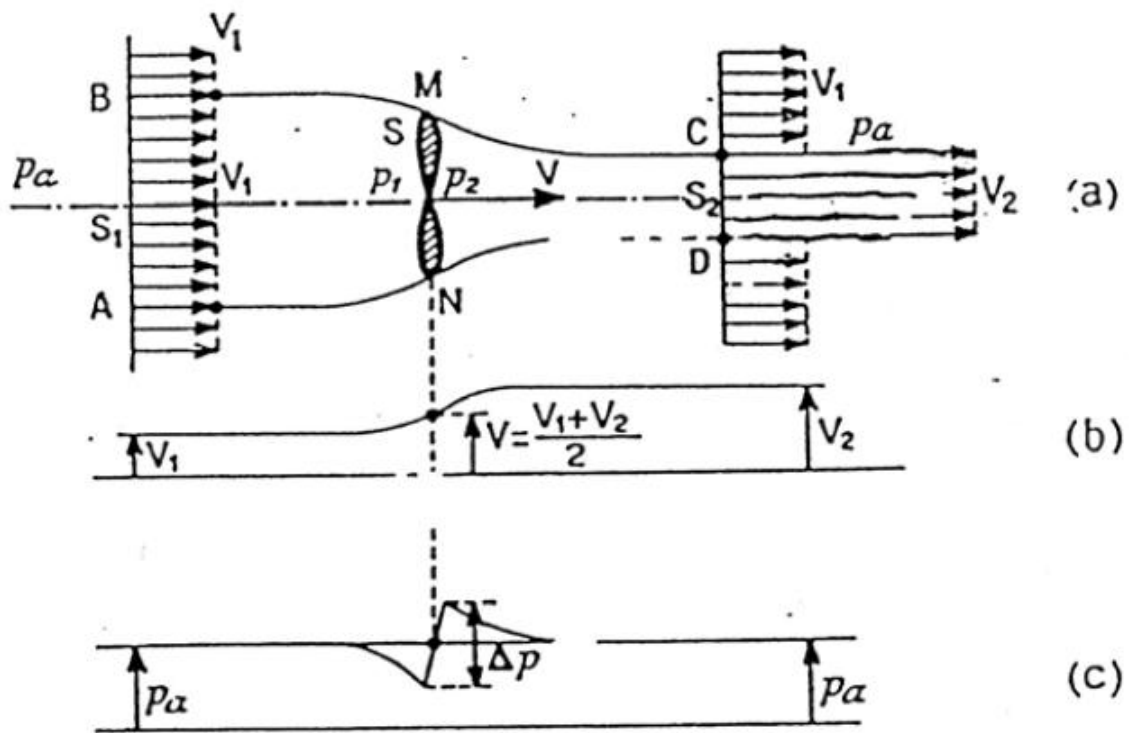
Le rotor est considéré comme un appareil qui modifie l'énergie cinétique de fluide qui le traverse. Pour cela la surface balayée par les pales du rotor est représentée comme une surface de discontinuité de pression. Cette surface est habituellement appelée disque actif. Dans le cas d'une éolienne ce disque extrait l'énergie cinétique du fluide qui se ralentit en traversant le rotor. Cependant il permet de définir certains concepts fondamentaux dans le fonctionnement des éoliennes [22].

La théorie de Froude-Rankine suppose que :

- L'écoulement au travers du rotor est totalement axial (l'air ne subit aucun mouvement de rotation).
- Le fluide est parfait et incompressible ;
- L'écoulement à l'extérieur de la veine traversant le disque est non perturbé ;
- La vitesse du vent est constante loin du plan du rotor ;

- L'écoulement est rotationnellement symétrique ;
- L'air passe à travers le rotor sans frottement ;

Le disque agit comme un frein opposant une force F au courant de fluide. Cette force peut être considérée comme le résultat de la différence de pression entre l'amont et l'aval du disque. L'équation de continuité nous dit que, pour conserver un même débit, si la vitesse diminue la section doit augmenter. Si nous observons le débit de la veine de fluide passant dans le disque, nous voyons donc la section augmenter par le freinage du fluide.



a. Schéma de l'écoulement b. Répartition des vitesses c. Répartition des pressions

Fig.III.6 : Hélice motrice [26].

Nous admettons que le fluide (le vent) qui traverse le cercle de l'hélice se trouve, loin en amont, dans un cylindre de section S_1 , à la vitesse uniforme V_1 , et loin en aval dans un cylindre de section S_2 à la vitesse uniforme V_2 . Les lignes AND et BMC constituent les frontières de ce fluide dans la région intermédiaire. Le long du contour ANDCMB règne la pression atmosphérique ce qui montre la figure (III.6).

Nous pouvons également exprimer la force axiale du fluide sur le rotor F par la résultante de la pression statique qui s'exerce sur la surface du disque :

$$F = S \cdot \Delta P$$

3.1

Où S est la surface du disque balayée par l'hélice et ΔP , la différence de pression à travers le disque. Grâce à l'équation de Bernoulli, les sections AB et MN amont d'une part, entre les sections DC et MN aval d'autre part, on obtient :

$$p_a + \rho \frac{V_2^2}{2} = p_2 + \rho \frac{V^2}{2} \quad 3.2$$

$$p_a + \rho \frac{V_1^2}{2} = p_1 + \rho \frac{V^2}{2} \quad 3.3$$

Et par soustraction, la différence de pression statique entre les faces aval et amont du disque de l'hélice égale :

$$\frac{\rho}{2}(V_2^2 - V_1^2) = p_2 - p_1 = \Delta p \quad 3.4$$

La vitesse de l'écoulement de l'air au niveau du disque représente la moyenne arithmétique des vitesses en amont et en aval de l'hélice :

$$V = \frac{V_1 + V_2}{2} \quad 3.5$$

Dans le cas d'une éolienne ce disque extrait l'énergie cinétique du fluide qui se ralentit en traversant le rotor. Cependant il permet de définir certains concepts fondamentaux dans le fonctionnement des éoliennes. Donc $V_2 < V_1$ donc $S_2 < S_1$

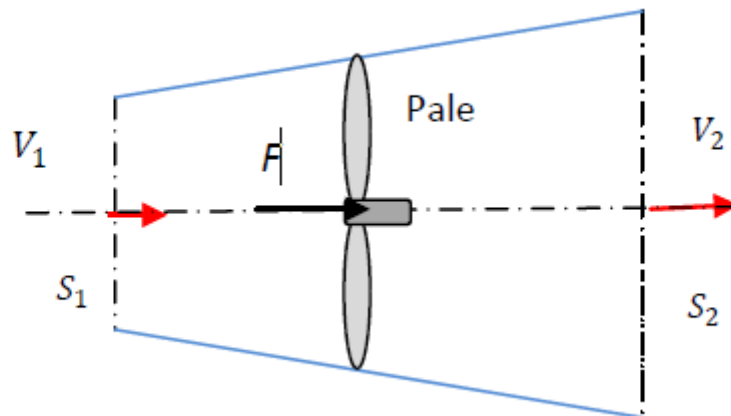


Fig. III.7 : Ecoulement à travers une hélice d'aéromoteur (éolienne)

Si par un vent constant ($V_1 = \text{const}$), nous cherchons dans quelles conditions la puissance recueillie $P = FV$ est maximale, on trouve que :

$$V_2 = \frac{V_1}{3} \quad 3.6$$

Nous pouvons également exprimer la force axiale du fluide sur le rotor, regardant la résultante de la pression statique qui s'exerce sur la surface du disque alors :

$$F = \Delta . S = (P_2 - P_1) \quad 3.7$$

$$F = \frac{1}{2} \rho S (V_2^2 - V_1^2) \quad 3.8$$

La vitesse de l'écoulement de l'air à travers le rotor est la moyenne des deux vitesses celle en amont et celle en aval du rotor. Introduisant le facteur d'interférence axial a , défini comme la fraction de diminution de la vitesse du vent, entre celle de l'écoulement libre en amont du rotor et celle traversant le plan du rotor :

$$V = V_1(1-a) \quad 3.9$$

$$V_2 = V_1(1-2a) \quad 3.10$$

Nous pouvons tirer a à partir des équations (3.9) et (3.10) on trouve :

$$a = \frac{V_1 - V}{V_1} \quad 3.11$$

3.5.1.1. Coefficient de puissance

En substituant V et V_2 dans l'équation (3.8), nous obtenons l'expression de la force axiale en fonction du facteur d'interférence axial a :

$$F = \frac{1}{2} \rho S V_1^2 [4a(1-a)] \quad 3.12$$

La puissance d'extraction du vent est donnée par :

$$P = \frac{1}{2} \rho S V_1^3 [4a(1-a)^2] \quad 3.13$$

Le coefficient de puissance est défini comme le rapport entre la puissance disponible du vent et la puissance extraite :

$$C_p = \frac{P}{\frac{1}{2} \rho S V_1^3} \quad 3.14$$

L'expression de C_p devient :

$$C_p = 4a(1-a)^2 \quad 3.15$$

3.5.1.2 Coefficient du couple

La force de l'actionneur du disque causée par la chute de pression, donnée par l'équation (III-16), peut également être adimensionnelle pour donner un coefficient de poussée CT :

$$CT = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho AV_1^2} \quad 3.16$$

$$CT = 4a(1-a) \quad 3.17$$

3.5.1.3 Limite de Betz

L'équation (III-19) montre que le coefficient de puissance CP dépend du facteur d'induction axial a la valeur maximale théorique du coefficient de puissance CP connue sous le nom de limite de Betz, peut être obtenue en prenant la dérivée de CP par rapport à a égal à zéro :

$$\frac{dCp}{da} = 4a(1-a)(1-3a) = 0 \quad 3.18$$

Cela donne : $a = 1/3$

Ce qui correspond à :

$$CP_{MAX} = \frac{16}{27} \approx 0.59259 \quad 3.19$$

Le rendement maximal pour une éolienne idéale est approximativement 59,3 %. Dans la pratique, ce rendement n'est jamais réalisé à cause des effets suivants [22,23] :

- L'écoulement de l'air a une composante rotative due à la rotation du rotor.
- La force de traînée n'est jamais nulle à cause des frottements.
- L'hélice contient un nombre fini de pales.

Ce modèle simple unidimensionnel ne décrit pas l'écoulement rotatif de l'air, cependant il permet de définir certains concepts fondamentaux dans le fonctionnement des éoliennes. Pour que l'hélice extraie l'énergie du vent, la vitesse de ce dernier doit diminuer lorsqu'il traverse l'hélice. Une machine idéale doit ralentir la vitesse du vent de 2/3 [22].

3.5.1.4 La théorie d'élément de pale

La théorie de l'élément de pale (Blade Element Momentum Theory « BEM ») développée par Glauert dans les années 1930 [24] sera présentée. Cette théorie se fonde sur deux hypothèses principales :

- Il n'y a aucune interaction aérodynamique entre différents éléments de pales ;

- Les forces sur les éléments de pale sont seulement déterminées par les coefficients de portance et de traînée.

La théorie d'élément de pale consiste à diviser la pale en un nombre suffisant d'éléments et de calculer les forces agissantes sur chacune de ces éléments. Considérons une pale divisée en N éléments, comme le montre la figure (III.8) chacune des éléments de la pale subit un flux légèrement différent car ils ont une vitesse de rotation différente ($\Omega.r$), une longueur de corde (C) différente, et un angle du vrillage différent si notre pale est vrillée (β). La figure ci-dessous illustre cette discrétisation [22,25].

La méthode de la théorie de l'élément de pale consiste à utiliser les paramètres géométriques de la section de pale étudiée (profil aérodynamique, corde, angle de calage) pour calculer la valeur du couple et de la poussée élémentaires. Ainsi, que la puissance, ce qui permet d'obtenir la poussée et le couple total du rotor. Dans ce modèle, nous supposons également qu'il n'y a pas de dépendance radiale d'une position à l'autre. C'est pourquoi nous pouvons calculer indépendamment les différentes sections.

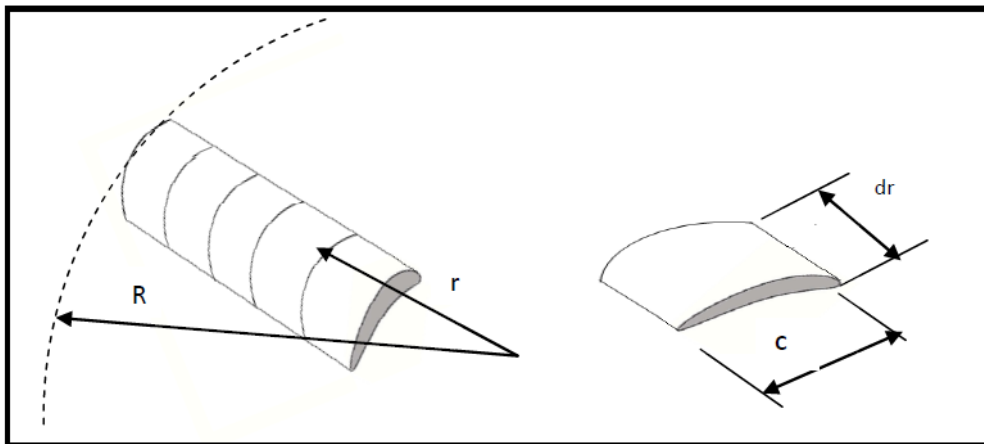


Fig.III.8: Un modèle d'un élément de pale [25]

3 .5.2 Les forces agissantes sur un élément de pale

En général, il existe deux forces qui agissent sur un profil d'aile, ces forces sont déterminées individuellement par la portance et la traînée du profil aérodynamique des pales. Lorsque le vent souffle sur une surface oblique, d'une part il pousse cette surface vers l'arrière (force de traînée dD) cette force est opposée à la vitesse, elle a un effet de freinage et on cherche à la minimiser, d'autre part la force de portance dL maintient l'éolienne en sustentation et nous cherchons à la rendre maximale [25].

Les coefficients C_L et C_D dépendent uniquement de la géométrie et de l'incidence de l'aile. La portance dL augmente avec la vitesse de l'aile par rapport au fluide. Il existe un angle critique α_c au delà duquel la pression sur la face supérieure de l'aile augmente, diminuant rapidement la portance et augmentant la traînée. L'apparition de ce phénomène dit de décrochage peut mener à diminué la vitesse d'éolienne ou s'arrêter brusquement. Les différentes forces agissantes sur l'élément de pale sont montrées dans la figure (III.9).

Notons que par définition la force de la portance et la traînée sont des forces perpendiculaires et parallèles à l'écoulement entrant pour chaque élément de pale. Où

φ : Étant l'angle formé entre V_{rel} et le plan de rotation. Il est obtenu par :

$$\varphi = \beta + \alpha \quad 3.20$$

β : Angle de vrillage : c'est l'angle formé entre le plan de rotation et la corde de profil de la pale.

α : Angle d'attaque (angle d'incidence) : C'est l'angle compris entre la corde de profil de la pale et V_{rel}

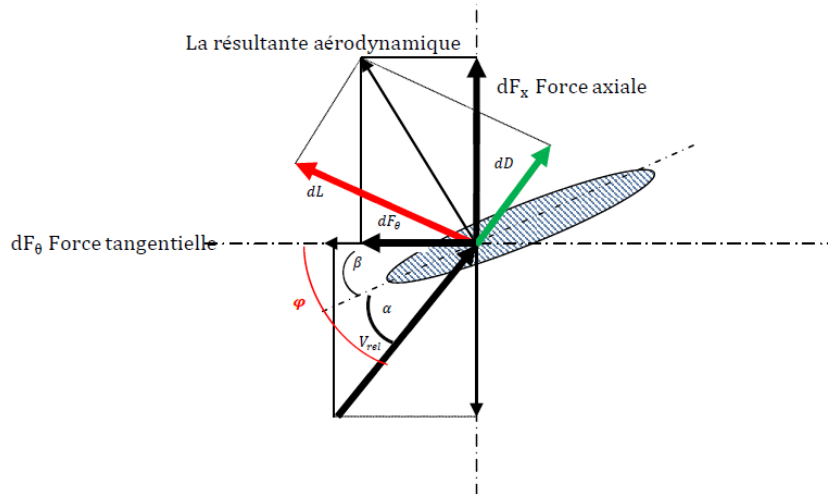


Fig. III. 9: Les forces agissantes sur un élément de pale

β angle de vrillage : c'est l'angle formé entre le plan de rotation et la corde de profil de la pale.

α angle d'attaque (angle d'incidence) : C'est l'angle compris entre la corde de profil de la pale et V_{rel}

dL et dD sont respectivement les forces de portance et de traînée sur chaque élément de pale. Elles sont calculées à partir des coefficients de portance C_L et de traînée C_D .

$$dL = c_L \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c dr \quad 3.21$$

$$dD = c_D \frac{1}{2} \rho V_{rel}^2 c_{dr} \quad 3.22$$

D'une manière générale, une pale éolienne peut être considérée comme une poutre, encastree-libre, sur laquelle s'exercent des forces aérodynamiques la portance et la trainée le long de la pale (figure (III.10)).

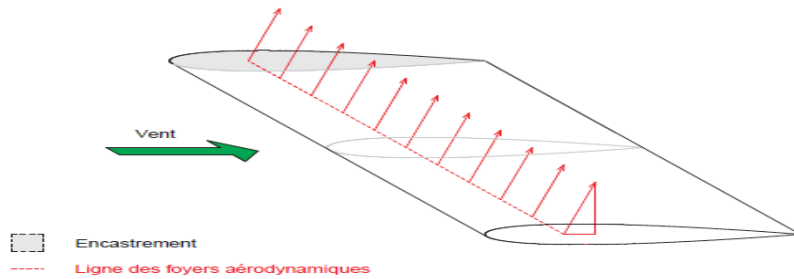


Fig. III.10 : Les forces agissantes sur une pale



CHAPITRE IV : DISCUSSION DES RÉSULTATS

4. Discussion des résultats

Les tests du code numérique élaboré, sur des profils NACA 0012, La distribution de pression autour d'un profil NACA 0012 pour un nombre de Mach = 0.1 et un angle d'attaque = 0° et Influence du nombre de Mach sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012 pour un angle d'attaque de zéro de valeur et ensuite Influence de l'angle d'attaque sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012 pour un Mach = 0.1

4.1 Profil NACA 0012

Le profil considéré dans notre étude est le profil NACA 0012, qui est représenté ci-dessous, selon l'équation des profils NACA symétriques

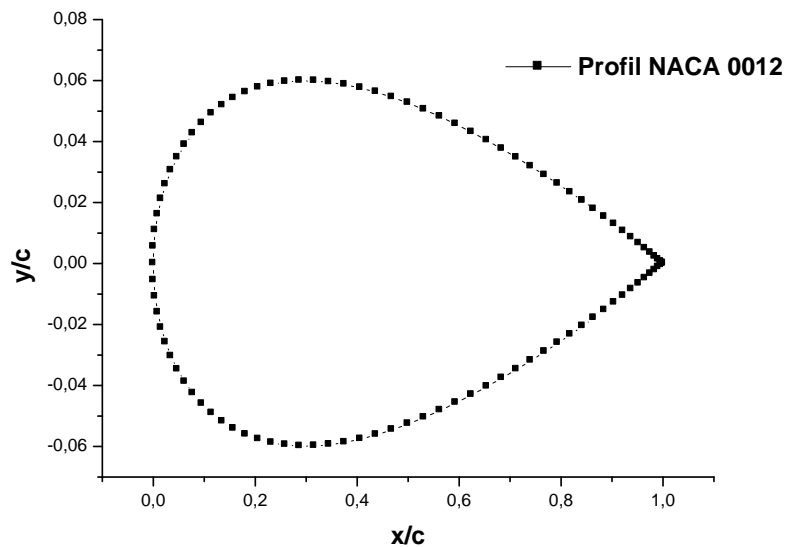


Figure IV.1 : Profil NACA 0012

4.2 Distribution de pression autour d'un profil NACA 0012

La distribution de pression autour d'un profil NACA 0012 pour un nombre de Mach = 0.1 et un angle d'attaque = 0° Pour le profil NACA 0012 (cas type), la distribution axiale du coefficient de pression (C_p) est représentée sur la figure (IV.2), et qui sera introduite comme une donnée du problème.

En effet, la connaissance du coefficient de pression (C_p), permet la détermination de la distribution de la vitesse, cette distribution dépend principalement de la courbure du profil. En effet, la pression s'élève dans un premier temps jusqu'à une valeur maximale (0.4) suite à

diminution de la vitesse et à l'augmentation de la pression (gradient de pression positif favorable), puis elle diminue (gradient de pression négatif défavorable) jusqu'à une valeur de (0.38), suite à l'augmentation de la vitesse potentielle sur le deuxième tronçon du profil.

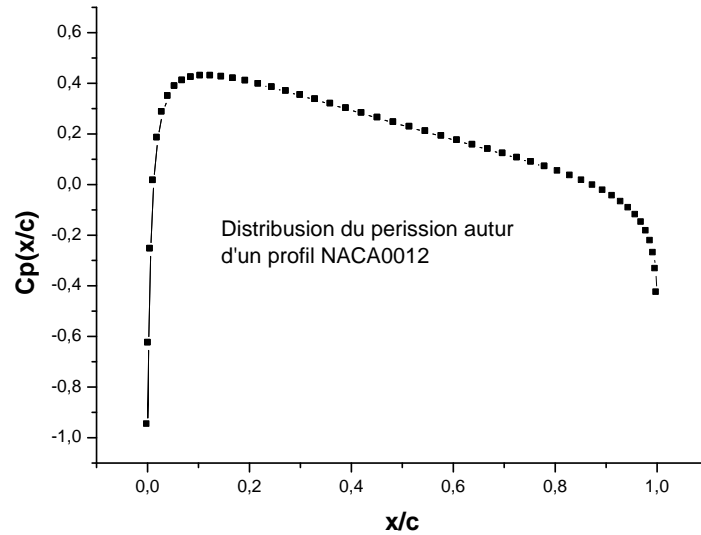


Figure IV.2 Distribution de pression autour d'un profil NACA Mach = 0.1 et $\alpha = 0^\circ$

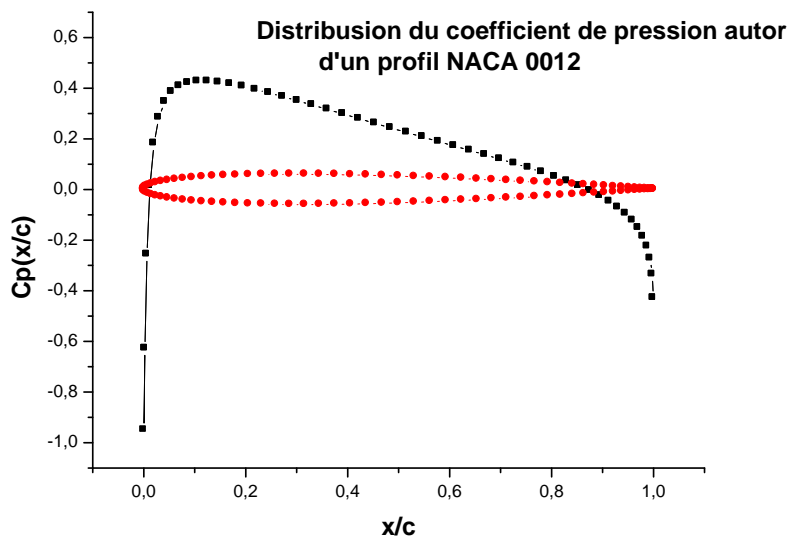


Figure IV.3 Distribution du coefficient de pression sur le profil considéré NACA 0012
Mach = 0.1 et $\alpha = 0^\circ$

4.3 Influence du nombre de Mach sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012 pour un angle d'attaque de zéro de valeur

La figure (IV.4) représente la distribution du coefficient de pression C_p sur le profil NACA0012 différents Mach et pour un angle d'attaque $\alpha=0^\circ$. On remarque que la distribution du coefficient de pression en augmentant le nombre de Mach .Ce résultat est conforme à la relation théorique

$$C_p = \frac{C_{pi}}{\sqrt{1-M_\infty^2}} \quad \text{Avec } C_{pi} : \text{Coefficient de pression pour le cas incompressible}$$

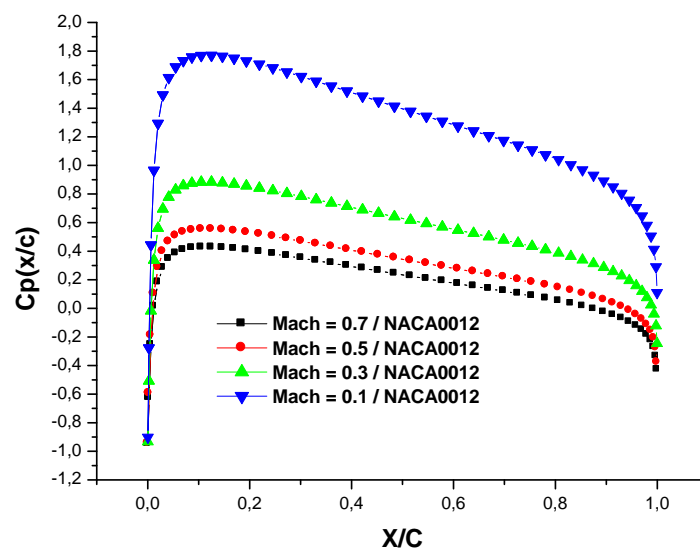


Figure IV.4 Influence de nombre de Mach sur le coefficient de pression Mach = 0.1 et $\alpha = 0^\circ$

4.4 Influence de l'angle d'attaque sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012

La figure (IV.5) présente le coefficient de pression pour différentes valeurs de l'angle d'attaque ($0^\circ, 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ$ et 7°). On remarque que la valeur minimale du coefficient de pression diminue davantage en fonction de l'importance de l'angle d'attaque et sa position se déplace vers le bord d'attaque, ce qui fait déplacer le point de transition vers le bord d'attaque. Augmenter la valeur de l'angle d'attaque, c'est favoriser le décollement.

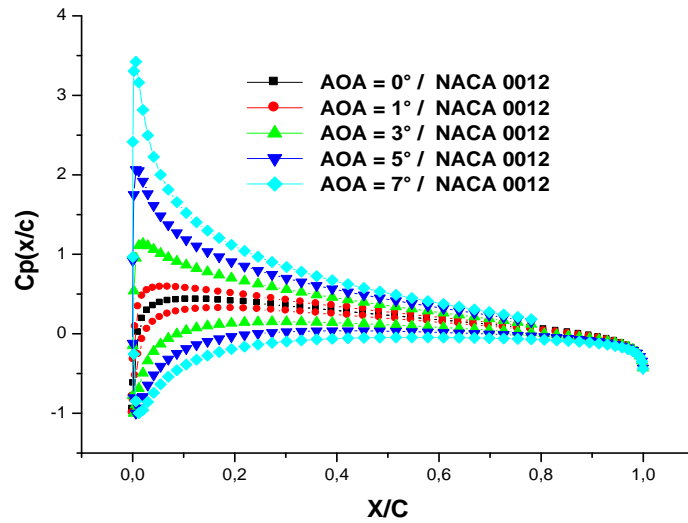


Figure IV.5 Influence de l'angle d'attaque α sur le coefficient de pression sur l'extrados d'un profil NACA 0012 Mach = 0.1 et $\alpha = 0^\circ$

4.5 Distribution du coefficient de portance C_l en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012

La distribution du coefficient de portance C_l en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012 pour un nombre de Mach = 0.1 et un angle d'attaque = $0^\circ, 1^\circ, 2^\circ, 3^\circ, 4^\circ, 5^\circ$ et 7° . On remarque que le coefficient de portance est proportionnel avec l'angle d'attaque, ce qui représente un gain positif de portance. Ce qui permet d'avoir une meilleure finesse, qui s'obtient soit par augmentation de portance ou minimisation de frottement ou les deux à la fois.

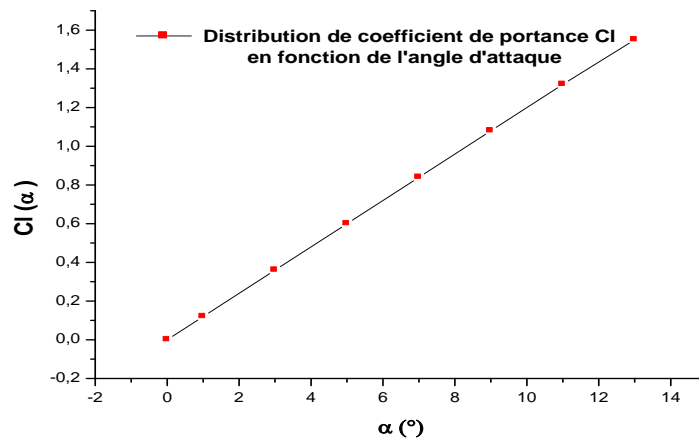


Figure IV.6 Distribution du coefficient de portance C_l en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012 Mach = 0.1 et $\alpha = 0^\circ$

4.6 Distribution du coefficient de moment C_m en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012

On représente sur la figure ci-dessous, la distribution du coefficient de moment pour un profil NACA 0012 en fonction de l'angle d'attaque variant de 0 à 14°, pour un MACH = 0.1

On remarque que le coefficient en question diminue avec l'augmentation de l'angle d'attaque

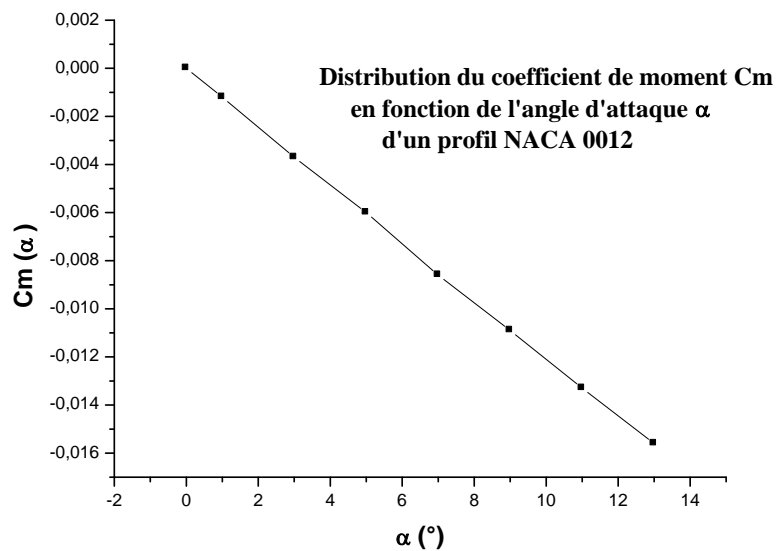


Figure IV. 7 Distribution du coefficient de moment C_m en fonction de l'angle d'attaque α d'un profil NACA 0012 Mach = 0.1 et $\alpha = 0^\circ$

Conclusion

Une recherche bibliographique sur les éoliennes a été faite, descriptions des différents types des éoliennes a été également faite et plus précisément les différents types de pales ayant les formes standards NACA .

Une étude dynamique de l'écoulement d'air pris comme «écoulement stationnaire incompressible irrotationnel autour d'une pale d'une éolienne en deux dimensions de type NACA 0012 est faite par voie numérique en se basant sur la méthode des panneaux

L'examen de l'effet de l'angle d'attaque et du nombre de Mach sur les distributions des coefficients de pression et de moment est également traité

References

- [1] M. Serdar Genç, « Control Of Laminar Separation Bubble Over A Naca2415 Aerofoil At Low Re Transitional Flow Using Blowing/Suction », May 2015
- [2] Fernando Tejero “Shock Wave Induced Flow Separation Control by Air-Jet and Rod Vortex Generators » 2015
- [3] Z.L. Mahri, » Calcul Des Efforts Aérodynamiques Agissant Sur Les Pales D’une Petite Éolienne » 2007
- [4] G.M HasanShahariar »Laminar Boundary Layer Flow Separation Control At The Leading Edgeofan Airfoil”2014
- [5] A. Mereteand B. Necib »Characterisationof Wings with NACA 0012 Airfoils, 2003
- [6] AurelienBorgoltz « AerodynamicEffects of Boundary Layer Trip Strips”
- [7] A. Bekhti * Et O. Guerri « Influence De La Rugosité Sur Les Caractéristiques Aérodynamiques D’un Profil De Pale D’éolienne » ,2012
- [8] Radu Bogateanu1 » Reynolds Number Efects On The Aerodynamic Performance of Small Vawts » 2014
- [9] Hoang ThiBich Ngoc” Study Of Separation Phenomenon in Transonic Flows Produced By Interaction between Shock Wave and Boundary Layer”2011
- [10] I. Rodr´Igeuza « Direct Numerical Simulation Of A Naca0012 In Full Stall”
- [11] , TkoutiOussama : « Etude numérique de l’écoulement d’air à travers une éolienne d’axe vertical » université kasdi merbah ouargla,2010
- [12] Hassini : « modélisation-simulation-et optimisation d’un système hybride eilien-Photovoltaïques » université a.b.tlemcen 2010
- [13] FadyJamati : « Etude numérique d’une éolienne hybride asynchrone » université de Montréal 2011
- [14] LatrecheMohammed Taher « commande floue de la machine synchrone à aimant permanent (msap) utilisée dans un système éolien » université farhat abbas de setif2012.
- [15] Hamza Soumia : « conception par la cao des parties fixes d’une éolienne et les solutions technologiques de liaisons de l’installation ». Université Mohamed Khider-Biskra2011.
- [16] marc- rapin, Jean. Marc Noel « énergie éolienne » chirat mars 2010.
- [17] BoudisAli : « comment améliorer les performances aérodynamiques d’une pale Éolienne» bulletin des énergies renouvelables 2015.
- [18] Computational investigationsof a NACA 0012 airfoil in low Reynolds number flows” By Lisa m. nowak september 1992

- [19] L. Soutyrat, « comment les avions volent-ils ? », Fédération française de voile et voile, 2011.
- [20] A .E. CHERRAD, « Etude de l'écoulement transsonique autour d'un obstacle » ;
Mémoire, Au département de mécanique, Faculté des sciences de l'ingénieur,
Université de Batna .2012
- [21] FFAM .Fédération Française d'Aéromodélisme « Aerodynamique et mécanique du vol Simplifié » Edition juillet 2009.
- [22] Z.L. Mahri, M.S. Rouabah ,S. Zid , « Calcul des efforts aérodynamiques agissant sur les pales d'une petite éolienne» Revue des Energies Renouvelables Vol. 10 N°2 241 – 256 .2007.
- [23] L.C FORCIER, « Conception d'une pale d'éolienne de grande envergure à l'aide de techniques d'optimisation structurale »Mémoire, École de technologie supérieure, Université du Québec, 2010.
- [24] H. GLAUERT, «The Elements of Aerofoil and Airscrew Theory». Cambridge University Press, New York (New York, États-Unis), 2e édition.1947.
- [25] G. Ingram, «Wind Turbine Blade Analysis using the Blade Element Momentum Method» School of Engineering, Durham University, 2005.
- [26] A. Merabet, B. Necib, « Characterisation of Wings with NACA 0012 Airfoils », Rev, Mechanical Engineering Department, Laboratory of Mechanics, Mentouri University – Constantine 25000 – Algeria,Energ. Ren. ICPWE 131-137,2003.

Résumé

Une étude dynamique de l'écoulement d'air pris comme «écoulement stationnaire incompressible irrotationnel autour d'une pale d'une éolienne en deux dimensions de type NACA 0012 est faite par voie numérique en se basant sur la méthode des panneaux

L'examen de l'effet de l'angle d'attaque et du nombre de Mach sur les distributions des coefficients de pression et de moment est également traité

Mots clefs : écoulement, incompressible, éolienne, NACA 0012, l'angle d'attaque, nombre de Mach, coefficients de pression et coefficient de moment

Abstract

A dynamic study of the air flow taken as stationary incompressible and irrotationnel flow around a blade of a wind turbine in two NACA 0012 type of size is done digitally on the basis of the method of the panels Examination of the effect of the angle of attack and Mach number on the distributions of pressure coefficient and moment coefficient also treated

Keywords: Flow, incompressible, wind, NACA 0012, the angle of attack, Mach number, pressure coefficient and moment coefficient

ملخص

تمت دراسة ديناميكية تدفق الهواء، حيث يؤخذ على أنه ثابت التدفق لا دورا ني غير قابل للانضغاط، حول شفرة من توربينات الرياح في ثنائي البعد، من نوع NACA 0012 رقميا على أساس أسلوب لوحات. تم التعامل مع دراسة تأثير زاوية الهجوم وعدد ماخ على توزيع معاملات الضغط ومعامل العزم.

كلمات المفتاح : تدفق، غير قابل للانضغاط، طاقة الرياح، NACA 0012، زاوية الهجوم، عدد ماخ، معاملات الضغط ومعامل العزم