

الجمهورية الجزائرية الديمقراطية الشعبية

République Algérienne Démocratique et Populaire

وزارة التعليم العالي والبحث العلمي

Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique

Centre Universitaire Salhi Ahmed – NAAMA

Institut des Sciences et de Technologie

Département de Technologie



En vue de l'obtention du **diplôme de MASTER Académique**

En : **Energies Renouvelables**

Spécialité : **Energies Renouvelables en Electrotechnique**

Présenté Par :

- † **FARES** **Boudjema**
- † **TOUAHRIA** **Boubekeur**
- † **BOUDOUAIA** **Tayeb**

Intitulé

Etude comparative entre deux types de profils NACA d'un aérogénérateur par le biais de logiciel QBLADE

Soutenu, devant le jury composé de :

Président	Dr. BENOTMANE	C.U.NAAMA
Encadreur	Dr. REKKAL Kahina	C.U.NAAMA
Examineur	Dr. N.MADJADJI	C.U.NAAMA

Session : **juin 2022**

Promotion : **2021 / 2022**



Remerciements



Remerciements

Nous tenons à exprimer notre grande estime, notre sincère reconnaissance, notre considération et de nos sincères remerciements Aux:

Membres de notre jury

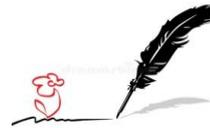
Pour le grand honneur que vous nous avez fait en acceptant aimablement de juger ce travail.

Dr. REKKAL Kahina l'encadreur de notre mémoire

Pour votre disponibilité, votre patience, de vos encouragements et de vos précieux conseils dans la réalisation de ce mémoire. Votre compétence, votre dynamisme et votre rigueur ont suscité une grande admiration et un profond respect.



Merci



FARES

TOUAHRIA

BOUDOUAIA



A decorative rectangular frame in a dark brown color. The frame is composed of four corners, each featuring an intricate floral and scrollwork design. The design includes leaves, acanthus-like scrolls, and small circular motifs. The word "Résumé" is centered within the frame in a bold, italicized, golden-yellow serif font.

Résumé

Résumé

Dans ce travail, l'étude des différents types de profils **NACA 4409** et **NACA 4418** est proposée. L'étude porte sur l'influence des paramètres aérodynamiques (profil, épaisseur relative...) des pales sur les performances de l'aérogénérateur par le biais des logiciels **QBLADE**. qui nous a permis de déterminer le coefficient de portance **Cl** et le coefficient de traînée **Cd** en fonction d'angle d'attaque α , des profils et finesse de pales, de faire le choix du profil en fonction de la vitesse normalisé, le coefficient de puissance **Cp** et par conséquent la puissance récupérée par l'aérogénérateur et faire la comparaison.

Mots clés : énergie éolienne, aérogénérateurs, aérodynamiques, logiciel **QBLADE** .

Abstract

In this work, the study of the different types of **NACA 4409** and **NACA 4418** profiles is proposed. The study focuses on the influence of the aerodynamic parameters (profile, relative thickness, etc.) of the blades on the performance of the wind turbine using **QBLADE** software. which allowed us to determine the lift coefficient **Cl** and the drag coefficient **Cd** according to the angle of attack α , the profiles and thinness of the blades, to make the choice of the profile according to the normalized speed, the coefficient of power **Cp** and therefore the power recovered by the wind turbine and make the comparison.

Keywords: wind energy, wind turbines, aerodynamics, **QBLADE** software.

ملخص

في هذا العمل ، تم اقتراح دراسة الأنواع المختلفة لمحات **NACA 4409** و **NACA 4418** تركز الدراسة على تأثير المعلمات الديناميكية الهوائية (المظهر الجانبي ، السماكة النسبية ، إلخ) للشفرات على أداء توربينات الرياح باستخدام برنامج **QBLADE**. مما سمح لنا بتحديد معامل الرفع **Cl** ومعامل السحب **Cd** وفقاً لزاوية الهجوم α ، والملامح ونحافة الشفرات ، لاختيار المظهر الجانبي وفقاً للسرعة العادية ، ومعامل الطاقة **Cp** وبالتالي الطاقة المستعادة بواسطة توربينات الرياح والقيام بإجراء المقارنة.

الكلمات المفتاحية : طاقة الرياح ، توربينات الرياح ، الديناميكا الهوائية ، برنامج **QBLADE**.



Sommaire

Sommaire

Remerciements.....	i
Liste des tableaux.....	vi
Liste des nomenclatures et unités.....	vii
Introduction Générale	1
Chapitre I : Les profils aérodynamiques (NACA).....	2
I.1. Introduction.....	2
I.2. Historique	2
I.3. Définition des profils NACA.....	3
I.4. Famille des profils NACA.....	4
I.4.1. Désignation d'un profil NACA.....	5
I.4.2. profil NACA à quatre chiffres.....	5
I.4.2.1. Equation de la courbure des profils NACA à quatre chiffres.....	5
I.4.2.2. Série à quatre chiffres.....	6
I.4.2.3. Profil NACA symétrique 00xx.....	6
I.4.2.4. Profil NACA cambré.....	7
I.4.2.5. Séries NACA à cinq chiffres	8
I.5. Profils NACA de ligne de cambrure.....	8
I.5.1 Cambrure simple	9
I.5.2. Cambrure double	9
I.5.3. Calcul du profil extradors et intrados	10
I.6. Modifications des profils NACA quatre et cinq chiffres.....	10
I.6.1. Série 1.....	10
I.6.2. Série 6.....	11
I.6.3. Série 7.....	12
I.6.4. Série 8.....	13
I.7. Tracé des profils NACA à 5 chiffres	13
I.7.1. Etude géométrique d'un profil NACA.....	13
I.7.2. Tracé du squelette.....	14
I.7.2.1. Calcul des coefficients k_1 "facteur lié à la cambrure "et m " la cambrure max"	15

I.7.2.2 Equation définitive du squelette	16
I.7.3. Tracé des courbes extradados et intrados.....	19
I.7.3.1. Construction du tableau.....	20
I.7.3.2. Construction du cercle générateur de bord d'attaque	20
I.8. Forces et moments aérodynamiques	21
I.8.1. Répartition de la force de surface.....	22
I.8.2. Composantes de la force.....	23
I.8.3. Calcul des forces et du moment	23
I.8.4. Coefficients non-dimensionnels	24
I.8.5. Centre aérodynamiques (pressure center)	25
I.9. Conclusion	26
Chapitre II : Les efforts aérodynamiques agissant sur les pales	29
II .1. Introduction	29
II .2. Théories aérodynamiques.....	30
II .2.1 Théorie de l'écoulement axial.....	30
II .2.2 Théorie de l'élément de pale.....	32
II .3. Dimensionnement optimal des pales pour une puissance maximal	37
II .3.1 Calcul de la forme optimale de la pale.....	39
II .3.2 Calcul des efforts aérodynamiques sur le rotor.....	42
II .4. Conclusion.....	46
Chapitre III : Etude comparative entre deux types de profils NACA.....	47
III .1. Introduction.....	47
III .2. Présentation du logiciel QBLADE.....	47
III .3. L'influence des chiffres utilisés pour coder le profil NACA à quatre chiffres sur la forme des pales.....	47
III .4. L'influence du changement du code des profils sur la géométrie de la pale	48
III .4.1 L'effet du premier chiffre d'un profil NACA sur le design de pale.....	48
III .4.2 L'effet du deuxième chiffre d'un profil NACA sur le design de pale.....	49
III .4.3 L'effet de derniers chiffres d'un profil NACA sur le design de pale	49

III .5. Comparaison entre deux profils NACA 4409 et 4418.....	50
III .5.1.Le Coefficient de portance "Cl" en fonction de coefficient de trainée "Cd "	50
III .5.2.Le Coefficient de portance "Cl" en fonction d'angle d'attaque " α "	51
III .5.3.La finesse (Cl/Cd) en fonction de l'angle d'attaque " α "	52
III .5.4. Le Coefficient de puissance" Cp " en fonction de la vitesse normalisée " λ "	53
III .6.Evaluation des performances d'un aerogenerateur a deux type de profils de pale.....	54
III .6.1.Calcul des paramètres de l'aérogénérateur :	55
III .6.2.Calcul de Puissance du vent :	55
III .6.3.Calcul de puissance récupérée par l'aérogénérateur:	55
III .7. Conclusion	56
Conclusion Générale	57
Références bibliographiques	58
Annexe	61

Liste de figures

Figure I.1: Évolution des profils d'ailes utilisés au début du XXe siècle.....	3
Figure I.2 : Géométrie du profil.....	3
Figure I.3: Lignes du profil	4
Figure I.4: différents types des profils.....	5
Figure I.5: Courbe d'une aile NACA 0015.]	7
Figure I.6 : Courbe d'une aile NACA 2412.....	8
Figure I.7 : Définition des profils de la série NACA65 avec le profil NACA65-(10)10 avec (-----) la ligne de cambrure du profil.....	12
Figure I.8 : montrant un profil biconvexe dissymétrique.....	14
Figure I.9 : simple courbure dans le cas d'un profil à 5 chiffres.....	14
Figure I.10 : Le traçage de la courbe de tableau (I.5) par Excel.....	17
Figure I.11 : Le traçage de la courbe de tableau (I.6) par Excel.....	18
Figure I.12 : Le traçage du squelette.....	18
Figure I.13 : Traçage des courbes extrados et Intrados.....	19
Figure I.14 : cercle générateur de bord d'attaque.....	20
Figure I.15 : Spectre des pressions.....	21
Figure I.17: Répartition des contraintes élémentaires sur l'intrados et l'extrados du profil.....	23
Figure I.18: forces, moment et position du centre aérodynamique.....	25
Figure I.19: Signe du moment en fonction de la position de x_{cp}	26
Figure I.20: forces et moments en fonction de la position du centre aérodynamique.....	26
Figure II. 1: Ecoulement axial de l'air.....	30
Figure II.2: Ecoulement de l'air à travers un élément annulaire.....	33
Figure II.3: Section d'un élément de la pale à un rayon r.....	35
Figure II.4: Angle optimal de vrillage.....	41
Figure II.5: Distribution optimale de la corde.....	42

Figure II.6: Organigramme de la méthode BEM, pour le calcul statique et énergétique du rotor.....	44
Figure II.7: Distribution de l'effort axial la longueur de la pale.....	46
Figure III.1 : Profil NACA 4409.....	48
Figure III. 2 : Influence du premier chiffre dans le profil NACA.	48
Figure III. 3 : Influence du deuxième chiffre dans le profil NACA.	49
Figure III.4 : Influence de deux derniers chiffres sur le profil NACA.	49
Figure III. 5 : Profil NACA 4409 et NACA 4418.	50
Figure III. 6 : Coefficient de portance C_l et coefficient de trainée C_d pour les profils NACA4409 et NACA4418.	51
Figure III.7 : Coefficient de portance C_l en fonction d'angle d'attaque α	52
Figure III. 8 : Finesse (C_l/C_d) en fonction de l'angle d'attaque α pour les deux types de profil NACA4409 et NACA4418.	53
Figure III. 9 : Coefficient de puissance en fonction de la vitesse normalisée.....	54

Liste des tableaux

Tableau I.1: différents coefficients pour des profils de la ligne de cambrure.....	9
Tableau I.2: différents coefficients de lignes de cambrure.	9
Tableau I.3: Coordonnées adimensionnées du profil NACA65-(10)10 [18].....	12
Tableau I.4: valeur de m qui annule l'équation (I.2).	16
Tableau I.5: valeur de y_1 avec variation de x.	17
Tableau I.6 : valeur de y_2 avec variation de x.	18
Tableau II. 1: Distribution optimale de la corde et de l'angle de vrillage (Profil NACA 63-421)	40
Tableau II.2: Distribution optimale de la corde et de l'angle de vrillage (Profil LS1-0417)...	41
Table II. 3: Distribution des charges aérodynamiques, vitesse du vent 15 m/s, (profil NACA 63-421).....	45
Tableau III. 1: paramètres techniques d'un aérogénérateur [37].....	54
Tableau (III.2) : Coefficient de puissance et puissance totale de l'aérogénérateur pour deux de profils	56

Liste des nomenclatures et unités

A

A_i : Aire de la section du flux d'air à la station *i*

a : Facteur d'interférence axial

a' : Facteur d'interférence tangentiel

B

B : Nombre de pales

β : Angle optimal de vrillage

C

C_p : Coefficient de puissance [-]

C_l : le coefficient de portance

C_d : le coefficient de trainé

D

D : Force de traînée

D : est le diamètre du rotor du modèle Savonius (m)

dF_x : Force tangentielle élémentaire qui s'exerce sur une seule pale

dF_y : Force axiale élémentaire qui s'exerce sur une seule pale

E

E_c : L'énergie cinétique du vent (J)

e : espace d'interférence entre les pales du rotor du modèle Savonius (m)

F

F : La force de l'air sur l'éolienne (N)

H

h : hauteur du mât (m)

h_{mes} : hauteur de mesure de la vitesse du vent (m)

HAWT : aérogénérateur à axe horizontal

L

L : Force de portance

N

NACA: National Advisory Committee for Aeronautics

n: la vitesse de rotation du rotor (tr/min)

P

P_{éolienne} : Puissance récupérée par l'éolienne (Watt)

P : puissance d'aérogénérateur (Watt)

P_v : Puissance du vent (Watt)

P_t : Puissance récupérée par l'aérogénérateur (Watt)

P_n : la puissance nominale de l'éolienne (Watt)

Q

Q : Couple aérodynamique

R

R_t : Rayon de la surface balayée (m).

R : le rayent de rotor(m).

Re : nombre de Reynolds

Ra : paramètre de rugosité

S

S : La section balayée par les pales de la turbine (m²)

T

TSR : vitesse normalisée

T : Force axiale du vent sur le rotor

U

U : la vitesse au bout de la pale

V

- V** : la vitesse instantanée du vent (m/s)
V1 : la vitesse du vent en amont de l'éolienne (m/s)
V2 : la vitesse du vent en aval de l'éolienne (m/s)
V_i : Vitesse de l'air à la station i
VAWT : aérogénérateur à axe verticale
V_{v(h_{mes})} : Vitesse du vent à une altitude bien définie (m/s)
V_n : Vitesse nominale de l'éolienne (m/s)
V_d : Vitesse de démarrage de l'éolienne (m/s)
V_{v(h)} : Vitesse du vent calculée à une hauteur connue (m/s)
V_m : Vitesse maximale supporter par l'éolienne (m/s)
V_r : vitesse de résultante (m/s)

W

- W** : Vitesse relative de l'air

X

- x** : La longueur de la colonne d'air (m)
α : Angle d'incidence
Λ : Vitesse spécifique (Tip speed ratio)
λ_r : Vitesse spécifique locale
Ω : Vitesse de rotation du rotor
ω : Vitesse angulaire de rotation de l'écoulement de l'air
Γ : Circulation effective de la pale au rayon r
Γ_∞ : Circulation d'une hélice ayant un nombre infini de pale
φ : Angle d'écoulement
σ : Coefficient de plénitude local (local solidity)
ρ : La masse volumique de l'aire (Kg/m³)
λ : la vitesse normalisée
Ωt : Vitesse de rotation avant multiplicatrice (rd/s)
β : l'angle d'inclinaison (degré)
α : Angle d'attaque (degré)



Introduction

Générale

Introduction Générale

L'énergie éolienne représente une source d'énergie principale pour la nouvelle production d'électricité et un acteur important sur le marché mondial de l'énergie. Contrairement aux combustibles fossiles qui émettent des gaz nocifs et à l'énergie nucléaire qui génère des déchets radioactifs, l'énergie éolienne est une source d'énergie propre et respectueuse de l'environnement. Source d'énergie inépuisable et gratuite, elle est disponible et abondante dans la plupart des régions du globe. De plus, une utilisation plus intensive de l'énergie éolienne contribuerait à réduire les demandes en combustibles fossiles, qui pourraient s'épuiser au cours de ce siècle, en fonction de leurs consommations actuelles.

De plus, le coût du kWh de l'énergie éolienne est bien inférieur à celui de l'énergie solaire [1]. Ainsi, en tant que source d'énergie la plus prometteuse, l'énergie éolienne est censée jouer un rôle essentiel dans l'approvisionnement énergétique mondial au 21^e siècle des efforts pour développer à nouveau l'énergie éolienne ont été consentis après une période de tâtonnement, il s'est révélé que la bonne stratégie est comment augmenter progressivement la puissance des éoliennes.

Dans ce contexte, l'étude présentée dans ce mémoire vise à appliquer une approche d'optimisation multi-objective à la conception des pales d'éoliennes, afin d'améliorer les performances tout en réduisant les problèmes structurels.

Pour atteindre cet objectif de recherche, ce mémoire est organisé en trois chapitres:

Le premier chapitre est consacré à revenir à l'origine des premiers profils aérodynamiques pour comprendre les évolutions vers les profils actuels

Le deuxième chapitre est consacré au Calcul des efforts aérodynamiques agissant sur les pales. L'objectif de cette partie est de déterminer les efforts aérodynamiques s'exerçant sur la pale . La conception d'une pale d'éolienne repose essentiellement sur la modélisation aérodynamique, étant donné que la forme géométrique de l'hélice a un grand impact sur le rendement énergétique de la machine et par conséquent sur sa rentabilité économique.

Le troisième chapitre se concentre sur l'étude comparative entre les types de profils **NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) 4409 et 4418** par le biais de logiciel **QBLADE**.

Et enfin, la dernière partie de ce travail sera consacrée une conclusion générale pour synthétiser notre travail et donner des résultats a notre problématique.



Chapitre I

Les profils aérodynamiques (NACA)



Chapitre I : Les profils aérodynamiques (NACA)

I.1. Introduction

L'aérodynamique est la science qui étudie l'action de l'air en mouvement sur un obstacle profil et qui intervient essentiellement dans la conception des corps en mouvement tels que les avions, les missiles, les voitures et les turbomachines. Elle a pour but d'étudier les phénomènes qui se produisent lorsqu'un corps solide est en mouvement relatif dans un fluide qui l'entoure. C'est aussi une branche de la dynamique des fluides qui porte sur la compréhension et l'analyse des écoulements d'air, ainsi que leurs effets sur les éléments solides qu'ils environnent. Elle s'applique aux véhicules en mouvement dans l'air (aéronefs, automobiles, trains), aux systèmes de propulsion (hélices, rotors, turbines, turboréacteurs), aux installations fixes dans un air en mouvement subissant les effets du vent (bâtiments, tours, ponts) ou des tines sa la production d'énergie (éoliennes), aux systèmes mécaniques transformant une énergie aérodynamique en énergie mécanique et vice versa (turbines, compresseurs). [2]

I.2. Historique

Il est intéressant de revenir à l'origine des premiers profils aérodynamiques pour comprendre les évolutions vers les profils actuels. Pour cela, il faut remonter au début de l'aviation et la création des premiers profils aérodynamiques pour les ailes. La recherche sur les profils commence vers la fin du XIXe siècle, leur création est alors purement expérimentale et repose principalement sur les observations et l'expérience des concepteurs. La Figure I.1 montre l'évolution de la forme des profils au début du XXe siècle. Les plus grosses avancées dans le domaine sont menées par l'agence américaine chargée de la recherche en aéronautique, la NACA (ancêtre de la NASA), qui publie dans les années 30 un catalogue de 78 profils testés en soufflerie. [3]

Le système de profil NACA est créé par la même occasion. C'est un système de dénomination de profil par rapport à leur géométrie. Ainsi, la première série des profils testés, est définie par 4 chiffres. Le premier chiffre donne la cambrure maximale en pourcentage de la corde du profil, le deuxième chiffre donne le dixième de la position relative du point de cambrure maximum par rapport à la corde et les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur de l'aube en pourcentage de la corde par exemple, le profil NACA 2412 à une cambrure maximale de 2% située à 40% de la corde à partir du bord d'attaque et son épaisseur maximale est égal à 12% de la corde du profil. La série de profil NACA la plus intéressante

pour les aubes de turbomachines est la série NACA65 dédiée aux compresseurs et testée pour la première fois en 1945. [4]

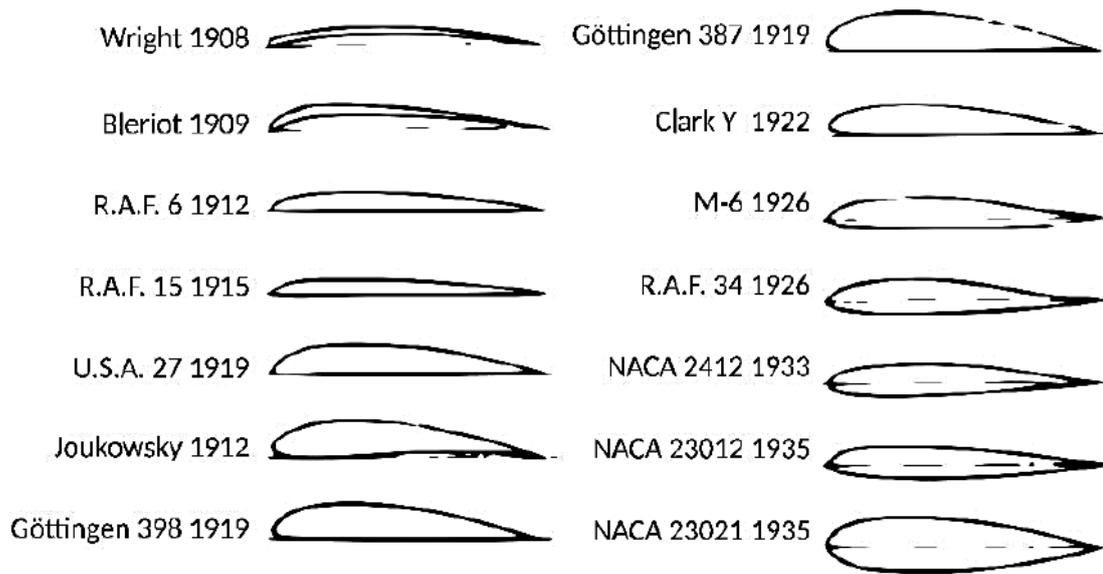


Figure I.1: Évolution des profils d'ailes utilisés au début du XXe siècle. [2]

Ces profils (Voir Figure I.1) sont très utilisés pour les aubes de compresseurs et servent de référence dans de nombreuses études sur les aubes de turbomachines.

I.3. Définition des profils NACA

Les profils NACA sont des formes aérodynamiques pour les ailes d'avions développés par le comité consultatif national pour l'aéronautique (NACA). La forme des profils NACA est décrite à l'aide d'une série de chiffres qui suit le mot "NACA".

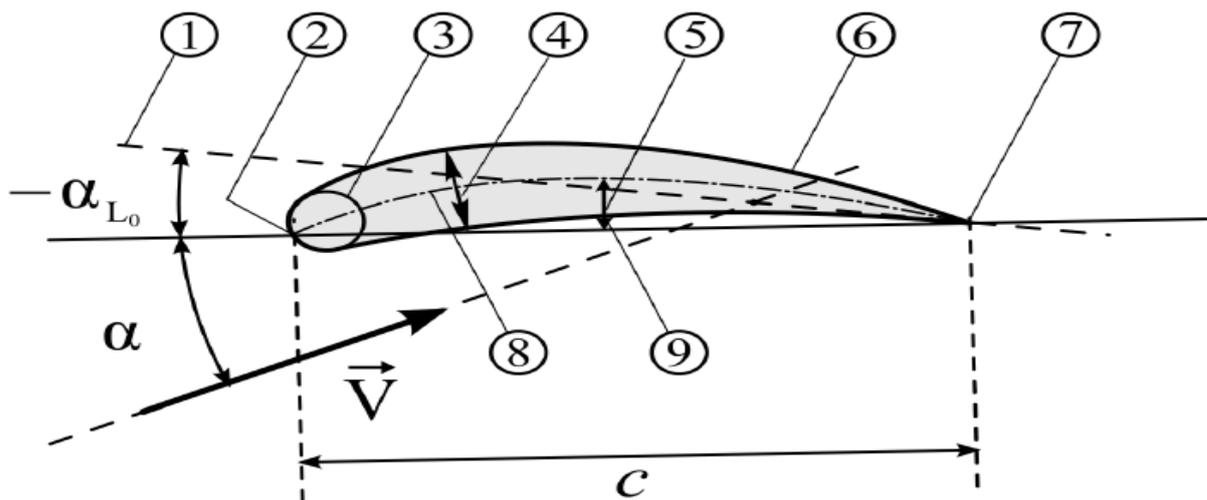


Figure I.2 : Géométrie du profil. [19]

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

Les paramètres dans le code numérique peuvent être saisis dans les équations pour générer précisément la section de l'aile et de calculer ses propriétés. Toutes les dimensions en % sont entendues en % de longueur de corde, la droite reliant bord d'attaque et bord de fuite, par rapport au bord d'attaque, sauf lorsque précis [5].

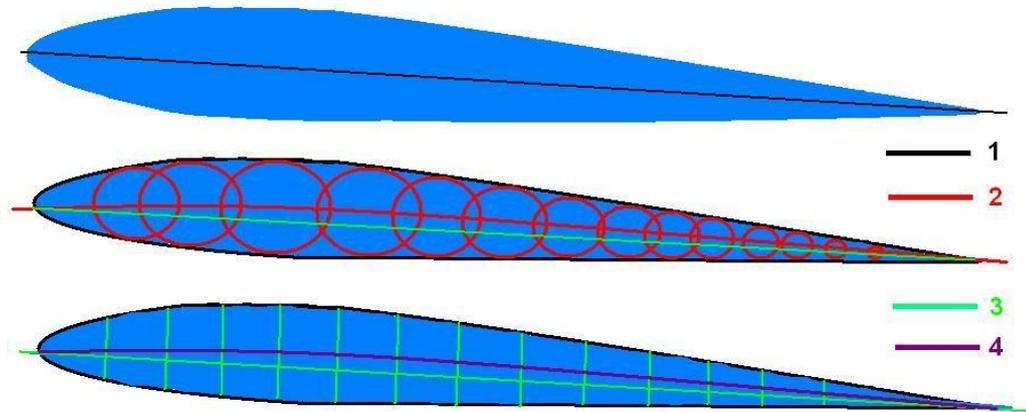


Figure I.3: Lignes du profil - 1 : Corde, 2 : Cambrure, 3 : Longueur, 4 : Ligne médiane. [19]

I.4. Famille des profils NACA

Il existe de très nombreuses familles de profil et on ne peut d'une manière générale toutes les présenter. Donc, nous allons voir ici que les plus utilisés :

- ❖ Le profil symétrique (Voir Figure I.4) : On a pour particularité la ligne moyenne et la corde confondus. L'extrados et l'intrados sont symétriques par rapport à la corde. Ce profil n'a pas de portance à l'incidence 0° , l'air parcourt strictement la même distance sur l'extrados et l'intrados. Afin de créer une incidence, il est monté de biais sur les avions.

- ❖ Le profil convexe (Voir Figure I.4) : est celui où l'écoulement s'accélère sur l'extrados avec une dépression et l'intrados reste plan. Ce profil a une forte portance dès les faibles incidences et une traînée moyenne.

- ❖ Le biconvexe dissymétrique (Voir Figure I.4) : à l'extrados plus courbe que l'intrados. Ce profil est porteur

même à des incidences négatives. Il est légèrement instable et son centre de gravité se déplace un peu.

- ❖ Profil supercritique (Voir Figure I.4) : recule la position de l'onde de choc de manière à éviter le décollement des filets d'air sur la plus grande partie de la surface de l'aile. Ces profils donnent de bonne performance aérodynamique et sont utilisés sur les avions de ligne moderne. [6], [7]

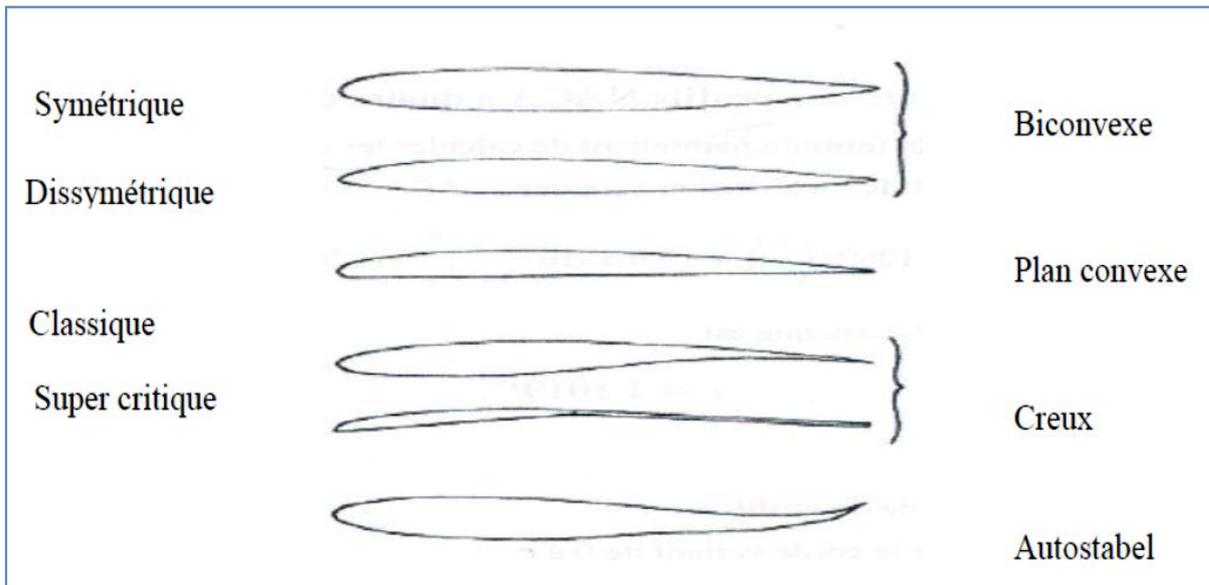


Figure I.4: différents types des profils. [7]

I.4.1. Désignation d'un profil NACA

Au cours du temps, les profils ont évolué et chaque nation a développé son propre programme de recherche sur les profils. Le plus fameux fut le programme Américain NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) ancienne appellation de NASA fut créé dans les années 50 et elle est l'équivalent de L'ONERA (l'Office National d'Etudes et de Recherches Aérospatiales) français. Cet organisme créa essentiellement des profils laminaires.

NACA sont généralement suivis d'une série de chiffres et nous allons détailler l'une de ces familles de profils à titre d'exemple.

I.4.2. profil NACA à quatre chiffres

Dans cette famille, un profil est représenté par quatre chiffres. Par exemple dans le cas du profil NACA2412 :

Le premier chiffre (2) décrivant la cambrure relative en pourcentage de la corde ($f/C = 2\%$)

Le deuxième chiffre (4) décrivant la distance du bord d'attaque à la cambrure relative sur la corde en dizaine de la corde ($D/C = 0.4$).

Les deux derniers chiffres décrivant l'épaisseur maximum en pourcentage de la corde ($e/C = 0.12$). [8]

I.4.2.1. Equation de la courbure des profils NACA à quatre chiffres

Nous allons maintenant voir la formule permettant de calculer les coordonnées des points des profils NACA xxxx, on se sert de l'expression suivante :

$$Y_t = 5tc \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} + (-0.1260) \left(\frac{x}{c}\right) + (-0.3516) \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 + (-0.1015) \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (\text{I.1})$$

Le rayon de courbure au bord d'attaque est : $r = 1.1019 t^2$

Avec :

- ❖ c est la longueur de la corde de profil
- ❖ x est la position le long de la corde variant de 0 à c
- ❖ y est la moitié de l'épaisseur pour une valeur donnée de x (axe de surface)
- ❖ t est l'épaisseur maximale en tant que fraction de la corde

Comme le profil est symétrique, la forme externe du profil est déduite directement de l'épaisseur du profil Y_t : $x_u = x_L = x$, $y_u = + y_t$, et $y_l = -y_t$

Avec :

- (x_u, y_u) coordonnées de l'extrados .
- (x_l, y_l) coordonnées de l'intrados. [9]

I.4.2.2. Série à quatre chiffres

Ces profils sont définis par le code NACA suivi de quatre chiffres MPXX définissant la géométrie du profil. [10]

- 1) M, le premier chiffre définit la cambrure maximale en pourcentage de la corde, $M = 100 * m$
- 2) P, le deuxième chiffre définit le point de cambrure maximale par rapport au bord d'attaque en pourcentage de la corde, $P = 10 * p$.
- 3) XX, les deux derniers chiffres définissant l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde, $XX = 100 * t$. [11]

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

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

I.4.2.3. Profil NACA symétrique 00xx

La demi-épaisseur d'un profil NACA 00xx est calculée avec l'équation suivante : [12],[13]

Avec :

$$Y_t = \frac{tc}{0,2} \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} + (-0.1260) \left(\frac{x}{c}\right) + (-0.3516) \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 + (-0.1015) \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad (\text{I.2})$$

- ❖ c : est la longueur de la corde de profil.
- ❖ x : est la position le long de la corde variant de 0 à c .
- ❖ y : est la moitié de l'épaisseur pour une valeur donnée de x (axe de surface).
- ❖ t : est l'épaisseur maximale en tant que fraction de la corde.

À noter que dans cette équation, au $(x/c) = 1$ (le bord de fuite du profil), l'épaisseur n'est pas exactement zéro. Si un bord de fuite d'épaisseur zéro est nécessaire, par exemple pour du calcul informatique, l'un des coefficients doit être modifiée de telle sorte que leur somme soit égale à zéro. La modification du dernier coefficient (-0,1036) se traduira par le plus petit changement de la forme globale de la surface portante. Le bord d'attaque est à peu près équivalent à un cylindre de rayon : $r = 1,1019 t^2 c$.

$$x_u = x_L = x, \quad y_u = +y_t, \quad \text{et} \quad y_l = -y_t$$

Avec : - (x_u, y_u) coordonnées de l'extrados - (x_l, y_l) coordonnées de l'intrados.

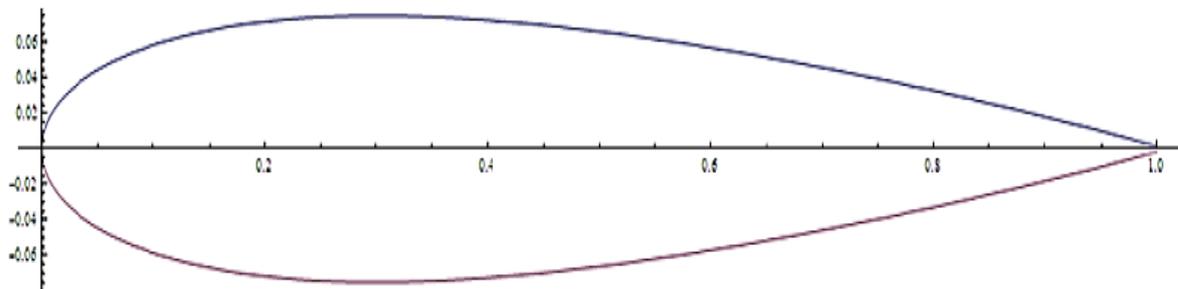


Figure I.5: Courbe d'une aile NACA 0015. [19]

I.4.2.4. Profil NACA cambré

Les profils NACA symétriques les plus simples sont les séries 4 chiffres, qui utilisent la même formule que les profils 00xx, symétriques, mais avec une ligne moyenne courbée. La cambrure moyenne du profil est définie en deux sections : [12]

$$y_c = \begin{cases} \left(m \frac{x}{p^2} \left(2p - \frac{x}{c} \right) \right) & , 0 \leq x < pc \\ m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left(1 + \frac{x}{c} - 2p \right) & , pc \leq x \leq c \end{cases} \quad (\text{I.3})$$

Avec :

- ❖ m : est égal à la cambrure maximale (défini par le premier des quatre chiffres).
- ❖ p : est la position de la cambrure maximale (défini par le deuxième chiffre).

Pour la forme de l'extrados et de l'intrados, l'épaisseur doit être appliquée perpendiculairement à la ligne de cambrure, les coordonnées (x_u, y_u) et (x_l, y_l) sont calculées avec les équations suivantes: [13]

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

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

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

$$\left(\frac{dy_c}{dx} \right) = \begin{cases} \left(\frac{2m}{p^2} \left(p - \frac{x}{c} \right) \right) & , 0 \leq x < pc \\ \frac{2m}{(1-p)^2} \left(p - \frac{x}{c} \right) & , pc \leq x \leq 0 \end{cases} \quad (\text{I.4})$$

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

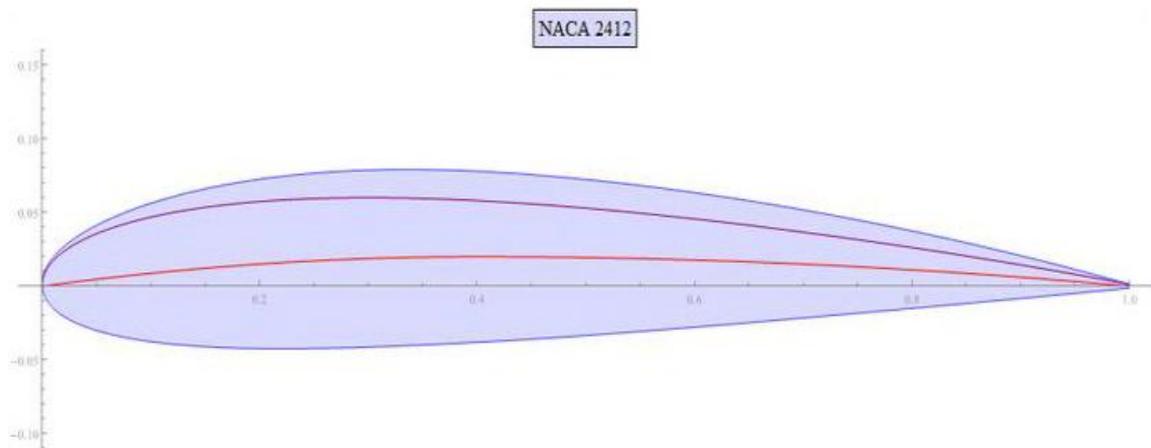


Figure I.6 : Courbe d'une aile NACA 2412. [19]

La ligne de cambrure est indiquée en rouge, et l'épaisseur ou le profil symétrique 0012 est représenté en violet.

I.4.2.5. Séries NACA à cinq chiffres

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

❖ L, le premier chiffre définit le coefficient de portance optimal, multiplié par 0.15, $C_L = 0,15 L$.

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

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

❖ Comme pour les profils à 4 chiffres, les quatrième et cinquième chiffres donnent l'épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde, le profil aérodynamique NACA 12018 donnerait un profil aérodynamique ayant une épaisseur maximale de 18 %, la cambrure maximale située à 10 % de la corde, avec un coefficient de portance espéré de 0,15. [14]

I.5. Profils NACA de ligne de cambrure

Comme pour les profils à 4 chiffres, la cambrure est définie en deux sections, mais contrairement à ces derniers, la transition entre les deux sections ne se fait pas au point de cambrure maximum mais à (m) définit en pourcentage de la corde [15]. La constante (m) est

choisie de telle sorte que la cambrure maximale se trouve à ($x= p$), par exemple, pour une cambrure de 230, $p = 0.3/2=0.15$ et $m= 0.2025$. Enfin, la constante k_1 est déterminée pour donner le coefficient de portance souhaité. Pour un profil de cambrure 230 (les 3 premiers numéros de la série à 5 chiffres), $k_1=15.957$ est utilisé. L'emplacement sur la corde x et l'ordonnée y ont été normalisées par rapport à la corde.

I.5.1 Cambrure simple

La cambrure moyenne est définie par les équations suivantes :

$$y_c = \begin{cases} \frac{k_1}{16} (x^3 - 3mx^2 + m^2(3 - m)x) & , 0 \leq x < m \\ \frac{k_1 m^3}{6} (1 - x) & , m \leq x \leq 1 \end{cases} \quad (\text{I.5})$$

Tableau I.1: différents coefficients pour des profils de la ligne de cambrure.

Ligne de cambrure du profil	p	m	k1
210	0,05	0,0580	361,40
220	0,10	0,126	51,640
230	0,15	0,2025	15,957
240	0,20	0,290	6.643
250	0.25	0,391	3.230

I.5.2. Cambrure double

Ces profils présentent un moment de tangage théorique de 0, ils sont dits auto-stables.

La cambrure moyenne est définie par les équations suivantes. [16]

$$\text{Pour } 0 \leq x < m \quad y_c = \frac{k_1}{6} [(x - m)^3 - \frac{k_2}{k_1} (1 - m)^3 x - m^3 x + m^3] \quad (\text{I.6})$$

$$\text{Pour } m \leq x < 1 \quad y_c = \frac{k_1}{6} [\frac{k_2}{k_1} (x - m)^3 - \frac{k_2}{k_1} (1 - m)^3 x - m^3 x + m^3] \quad (\text{I.7})$$

Tableau I.2: différents coefficients de lignes de cambrure.

Ligne de cambrure du profil	p	m	k1	k1/k2
221	0,10	0.130	51,990	0.000764
231	0,15	0,217	15,793	0,00677
241	0,20	0,318	6.520	0,0303
251	0.25	0.441	3.191	0,1355

I.5.3. Calcul du profil extrados et intrados

Le profil des extrados et intrados se calcule comme pour la série à 4 chiffres, en calculant $(\frac{dYc}{dX})$ puis $\theta = \arctan(\frac{dYc}{dX})$ permettant de calculer (x_u, y_u) les coordonnées de l'extrados et (x_L, y_L) les coordonnées de l'intrados. [16]

I.6. Modifications des profils NACA quatre et cinq chiffres

Les profils quatre et cinq chiffres peuvent être modifiés avec un code à deux chiffres précédés par un trait d'union dans l'ordre suivant :

1) Un chiffre décrivant la circularité du bord d'attaque avec 0 étant pointu, 6 étant le même que le profil aérodynamique original, et des valeurs plus élevées indiquant un bord d'attaque plus arrondi.

2) Un chiffre qui décrit la distance de l'épaisseur maximale du bord d'attaque en dizaines de % Par exemple, la NACA 1234-1205 est une aile NACA 1234 avec un bord d'attaque aigu et une épaisseur maximale de 50 % de la corde du bord d'attaque.

En outre, pour une description plus précise de la surface portante, tous les numéros peuvent être présentés sous forme de nombres décimaux.

I.6.1. Série 1

Contrairement aux séries à 4 et 5 chiffres qui définissent les profils de façon géométrique, une nouvelle approche de conception, dite inverse, a été expérimentée à partir des années 1930. Celle-ci consiste à spécifier la distribution de pression souhaitée sur la voilure et d'en déduire la forme géométrique. Avant cela, les formes aérodynamiques étaient créées, puis leurs caractéristiques mesurées en soufflerie. Les profils de la série 1 sont décrits par cinq chiffres dans la séquence suivante :

- 1) Le numéro « 1 » indique la série
- 2) Un chiffre décrit la distance de la zone de pression minimum en dizaines de pour cent
- 3) Un trait d'union
- 4) Un chiffre décrit le coefficient de portance en dixièmes
- 5) Deux chiffres décrivent l'épaisseur maximale en pour cent

Par exemple, le profil aérodynamique NACA 16-123 a une pression minimum à 60 % de la corde, avec un coefficient de portance de 0,1 et une épaisseur maximum de 23 % NACA16_123.

I.6.2. Série 6

Il s'agit d'une amélioration par rapport aux profils de la série 1 maximisant les flux laminaires, et réduisant ainsi la traînée. Le profil est décrit à l'aide de six chiffres dans la séquence suivante [19] :

- 1) Le nombre "6" indique la série
- 2) Un chiffre qui définit la position de la zone de pression minimum en dizaines de pour cent.
- 3) Le chiffre en indice définit la plage de coefficient de portance en dixièmes au-dessus et au-dessous du coefficient de portance de conception pour laquelle la traînée est faible.
- 4) Un trait d'union
- 5) Un chiffre décrivant le coefficient de portance optimal en dixièmes
- 6) Deux chiffres décrivant l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde
- 7) Par exemple, le NACA 612-315 a=0,5 a la zone de pression d'au moins 10 % de la corde en arrière, maintient une faible traînée de 0,2 au-dessus et au-dessous du coefficient de portance de 0,3, a une épaisseur maximale de 15 %, et maintient un écoulement laminaire au-dessus de 50 % de la corde.

Exemple : La désignation des profils NACA65 est différente de la première série.

Elle est faite de la manière suivante : NACA65-(XX) YY

Avec (XX= [10p]) où p est le coefficient de portance de l'aube et YY= [100e_{rel}] où e_{rel} est l'épaisseur maximale relative par rapport à la corde du profil. Ainsi le profil NACA65-(10)15 a un coefficient de portance de 1 et une épaisseur relative de 15%. La définition de la géométrie des profils NACA65 est donnée dans [17], elle est définie par une ligne de cambrure et une distribution d'épaisseur voir (Figure I.7). Les données permettant de construire le profil de référence de la série NACA65-(10)10 sont données dans le Tableau I.3: Coordonnées adimensionnées du profil NACA65-(10)10 avec z,x les coordonnées des points de la ligne de cambrure, c la corde du profil, e l'épaisseur du profil.[18]

Tableau I.3: Coordonnées adimensionnées du profil NACA65-(10)10 [18]

z/c %	x/c %	e/c%
0	0	0
0.5	0.25	1.544
0.75	0.35	1.864
1.25	0.535	2.338
2.5	0.93	3.48
5	1.58	4.354
7.5	2.12	5.294
10	2.585	6.08
15	3.365	7.332
20	3.98	8.286
25	4.475	9.006
30	4.86	9.52
35	5.15	9.848
40	5.355	9.992
45	4.475	9.926
50	5.315	9.624
55	5.475	9.06
60	5.355	8.292
65	5.15	7.364
70	4.86	6.312
75	4.475	5.168
80	3.98	3.974
85	3.365	2.77
90	2.585	1.62
95	1.58	0.612
100	0	0

Les autres profils de la série sont obtenus en multipliant la ligne de cambrure par le coefficient de portance p et la distribution d'épaisseur par $e_{\max}/10$.

Bien que la série de profils NACA65 soit une référence, leur modélisation non paramétrique ne permet pas de les utiliser dans le cas d'une optimisation. C'est pourquoi de nombreux modèles paramétriques ont été développés à partir de la fin du XX^{ème} siècle.

Il existe aussi des séries de profils autres que NACA mais elles sont moins courantes et moins utilisées dans la littérature que les séries NACA.

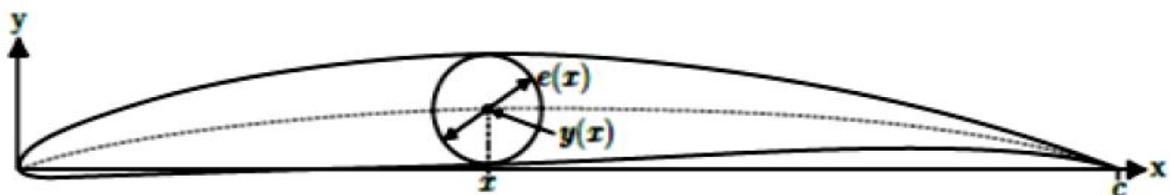


Figure I.7 : Définition des profils de la série NACA65 avec le profil NACA65-(10)10 avec (-----) la ligne de cambrure du profil.

I.6.3. Série 7

Cette série a pour but une maximisation de l'écoulement laminaire réalisé en identifiant séparément les zones de basse pression sur des surfaces supérieure et inférieure de la surface portante. Le profil d'aile est décrit par sept chiffres dans la séquence suivante :

- 1) Le nombre "7" indique la série

- 2) Un chiffre qui décrit la distance de la zone de pression minimum sur la surface supérieure de plusieurs dizaines de pour cent
- 3) Un chiffre qui décrit la distance de la zone de pression minimum sur la surface inférieure de plusieurs dizaines de pour cent
- 4) Une lettre faisant référence à un profil type de la précédente série NACA
- 5) Un chiffre décrivant le coefficient de portance en dixièmes
- 6) Deux chiffres décrivant l'épaisseur maximale pour cent
- 7) "A =" suivi d'un nombre décimal qui décrit la fraction de la corde au-dessus de laquelle l'écoulement laminaire est maintenu. $a = 1$ est la valeur par défaut si aucune valeur n'est donnée. Par exemple, le NACA 712A315 a la zone de pression d'au moins 10 % de la corde en arrière sur la surface supérieure et de 20 % de la corde en arrière sur la surface inférieure, met en œuvre la norme "A" profil, a un coefficient de portance de 0,3, et a une épaisseur maximale de 15 % de la corde .

I.6.4. Série 8

Les profils aérodynamiques supercritiques sont conçus pour maximiser le flux d'air de manière indépendante au-dessus et en-dessous de l'aile. La numérotation est identique pour les profils d'aile 7 de la série, sauf que la séquence commence par un « 8 » pour distinguer les séries. [19]

I.7. Tracé des profils NACA à 5 chiffres

Il est parfois nécessaire, en construction amateur, de réaliser le tracé à l'échelle du profil de l'aile ou de l'empennage de l'avion que l'on construit (tracé des nervures).

La série des profils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) est souvent utilisée, en 3, 4, 5 ou 6 chiffres (digits).

Dans la description qui suit, nous nous sommes limités à la série à 5 chiffres, mais les autres séries sont définies de façon similaire.

Il existe dans la série à 5 chiffres plusieurs familles du type NACA 23XXX, NACA 43XXX et NACA 64,65 et 66XXX.

I.7.1. Etude géométrique d'un profil NACA

Si nous considérons la (Figure : I.8) montrant un profil biconvexe dissymétrique, nous y voyons successivement :

- ❖ La courbure supérieure (extrados).
- ❖ La courbure inférieure (intrados).

❖ La corde moyenne (mean line) ou squelette, qui joue un rôle fondamental, avec la cambrure h , le recul de la cambrure max (p).

Pour une abscisse fixée, les ordonnées correspondantes de l'extrados et de l'intrados sont à égale distance du squelette.

- ❖ La corde de profil (ou de référence) (droite OA).
- ❖ Le cercle générateur de bord d'attaque.
- ❖ L'épaisseur relative maximale et son abscisse (d)

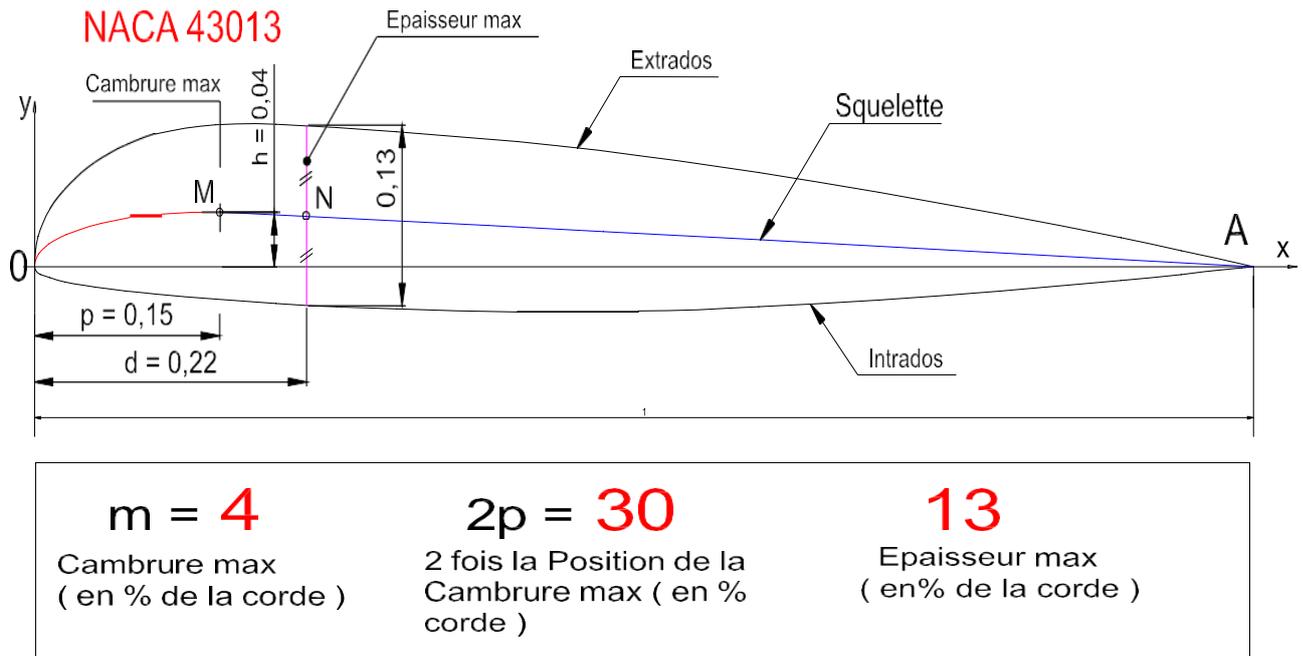


Figure I.8 : montrant un profil biconvexe dissymétrique. [20]

Nous voyons sur la (Figure I.8), la correspondance entre le n° du profil NACA et les principales caractéristiques. Nous allons d'abord tracer le squelette.

I.7.2. Tracé du squelette

Celui-ci, tel que représenté sur la (Figure I.11) se compose dans le cas d'un profil à 5 chiffres, à simple courbure :

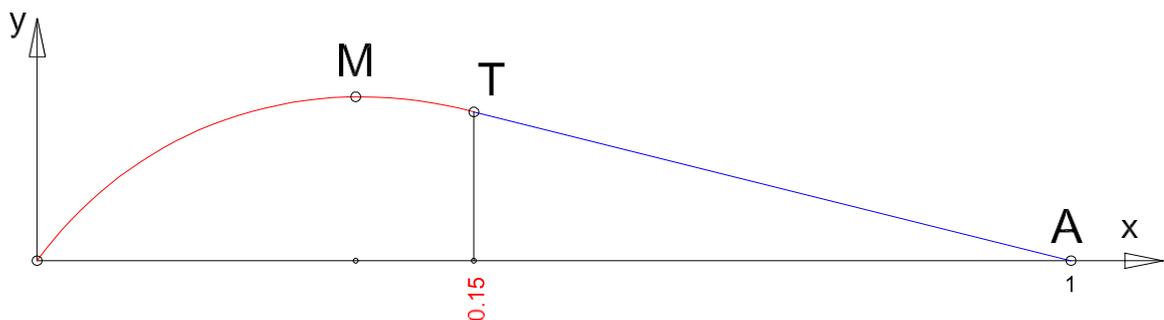


Figure I.9 : simple courbure dans le cas d'un profil à 5 chiffres. [20]

D'une courbe de type cubique (3ème degré en x) comprise entre le bord d'attaque en O, et la position T, située un peu après la cambrure maxi en M.

L'équation de cette courbe en rouge sur la (Figure I.11) est de la forme :

$$y = 1/6 k_1 [x^3 - 3mx^2 + m^2 x (3-m)] \quad \text{pour } 0 < x < p$$

Dans laquelle :

❖ k_1 est un facteur lié à la cambrure, et que nous allons calculer.

❖ h est la cambrure maximale de la cubique, nous avons vu que dans le cas du Profil NACA 43012, sa valeur était de 4 (en % de la corde c'est-à-dire que si la corde vaut 100 sa valeur est 4, et si la corde vaut 1 sa valeur est 0,04).

D'une droite comprise entre T et A en bleu sur la (Figure I.10), dont l'équation est de la forme :

$$y = 1/6 k_1 m^3(1-x) \quad \text{pour } p < x < 1$$

1) Les squelettes sont désignés par la NACA par les 3 premiers chiffres du numéro de profil. Dans notre cas la référence du squelette est 430.

Le NACA a donné pour les séries 210 à 250 la valeur des coefficients k_1 et m , mais, comme indiqué, plus haut, nous n'avons trouvé aucun tableau donnant les coefficients pour la série des "400". Nous allons donc devoir calculer ces coefficients.

2) En réalité, le point de jonction de la cubique et de la droite (point H), ne se trouve pas à $x = p$ (cambrure maximale), mais légèrement après. Nous verrons ce point plus loin.

I.7.2.1. Calcul des coefficients k_1 " facteur lié à la cambrure " et m " la cambrure max "

Nous calculons d'abord la valeur de m , et pour cela, nous utiliserons le tableur Excel. Nous allons calculer l'ordonnée au point T. Dans un premier temps, nous supposons que la cambrure maxi est au point T.

Au point T, nous avons : $x = 0,15$ et $y = 0,04$. Nous remplaçons x par sa valeur dans l'équation de la cubique, et nous obtenons une équation en m^3 , avec k_1 , (en mettant x en facteur) :

$$y = 0,15 k_1 / 6 (0,0225 - 0,45 m + 3m^2 - m^3) = 0,04$$

et en effectuant :

$$m^3 - 3 m^2 + 0,45m - 0,0225 = -1,6 / k_1 \quad (\text{I.1})$$

Pour éliminer le terme k_1 , nous l'extrayons de l'équation de la droite au point T :

$$y = k_1 / 6 m^3 (1-x) \quad \text{pour } x = 0,15 \text{ et } y = 0,04$$

$$0,04 \cdot 6 / k_1 = m^3 (1-0,15) \text{ et } k_1 = 0,24 / 0,85 m^3$$

En remplaçant dans l'équation (I.1)

$$m^3 - 3 m^2 + 0,45 m - 0,0225 = - 5,6667 m^3$$

$$6,6667 \text{ m}^3 - 3 \text{ m}^2 + 0,45 \text{ m} - 0,0225 = 0 \text{ (I.2)}$$

(Le tableau I.4) Excel nous donne la valeur de m qui annule l'équation (I.2)

Nous avons trouvé :

$$m = 0,14882 \text{ (Voir tableau I.3)}$$

Calcul de k1 : En reprenant l'équation de la droite, il vient :

$$k1 = 6 y / m^3 (1-x) \text{ Si } x = 0,15$$

nous avons :

$$y = 0,04 \text{ et } m^3 = 0,003296$$

$$k1 = 6 \cdot 0,04 / 0,003296 \cdot 0,85 \text{ d'où : } k1 = 85,6653 \text{ et } K1/6 = 14,2776$$

Calcul de

$$6,66667 \text{ m}^3 - 3 \text{ m}^2 + 0,45 \text{ m} - 0,0225 = 0$$

Tableau I.4: valeur de m qui annule l'équation (I.2).

M	6,66667 m ³	3 m ²	0,45 m	Equation
0,20000000	0,0533333	0,12000000	0,09000000	0,000833336000
0,18000000	0,038880	0,09720000	0,08100000	0,00018001944
0,14881000	0,021969	0,06643325	0,06696450	-0,00000000025
0,14881700	0,021972	0,06643950	0,06696765	-0,00000000005
0,14881900	0,021973	0,06644128	0,06696855	0,00000000000
0,14881800	0,021972	0,06644039	0,06696810	-0,00000000002

I.7.2.2 Equation définitive du squelette

Connaissant les valeurs de m et de k1, nous pouvons écrire l'équation du squelette :

Du point O au point T :

$$y1 = 14,2776 (x^3 - 0,44646 x^2 + 0,06314 x) \text{ pour la cubique}$$

Du point T au point A :

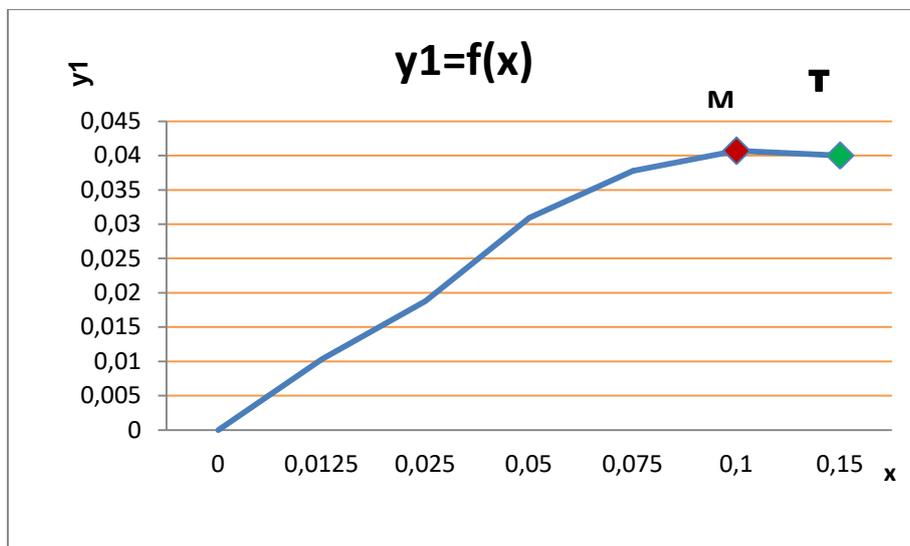
$$y = 0,04706 (1 - x) \text{ pour la droite}$$

(Le tableau I.5) va nous permettre de tracer le squelette :

$$\text{Calcul de } y1 = 14,2774 [x^3 - 0,44646 x^2 + 0,063145 x]$$

Tableau I.5: valeur de y1 avec variation de x.

x	x ³	0,44646 x ²	0,063145 x	Y1
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,00000
0,0125	0,0000	0,0001	0,0008	0,01030
0,0250	0,0000	0,0003	0,0016	0,01878
0,0500	0,0001	0,0011	0,0032	0,03093
0,0750	0,0004	0,0025	0,0047	0,03778
0,1000	0,0010	0,0045	0,0063	0,04069
0,1500	0,0034	0,0100	0,0095	0,04000

**Figure I.10 :** Le traçage de la courbe de tableau (I.5) par Excel.

Le tracé de la courbe par Excel (Figure I.10), montre que la cambrure maxi en M dépasse l'ordonnée théorique $y = 0,04$. Dans (le tableau I.5), pour l'abscisse $x = 0,1$ nous lisons :

$$y = 0,04069.$$

Nous devons diminuer cette ordonnée (réduisant le facteur K1, pour la ramener à 0,04) dans le rapport :

$$0,04/0,04069 = 0,9830. [20]$$

Le coefficient K1/6 devient alors :

$$14,2774 \times 0,9830 = 14,0347.$$

Les équations définitives de la cubique et de la droite définitive deviennent :

$$y_2 = 14,0347 (x^3 - 0,44646 x^2 + 0,06314 x) \quad y^3 = 0,04626 (1 - x)$$

Calcul de :

$$y_2 = 14,0347 [x^3 - 0,44646 x^2 + 0,063145 x]$$

Tableau I.6 : valeur de y_2 avec variation de x .

x	x^3	$0,44646 x^2$	$0,063145 x$	Y_2
0,0000	0,0000	0,0000	0,0000	0,00000
0,0125	0,0000	0,0001	0,0008	0,01013
0,0250	0,0000	0,0003	0,0016	0,01846
0,0500	0,0001	0,0011	0,0032	0,03040
0,0750	0,0004	0,0025	0,0047	0,03714
0,1000	0,0010	0,0045	0,0063	0,04000
0,1500	0,0034	0,0100	0,0095	0,03932

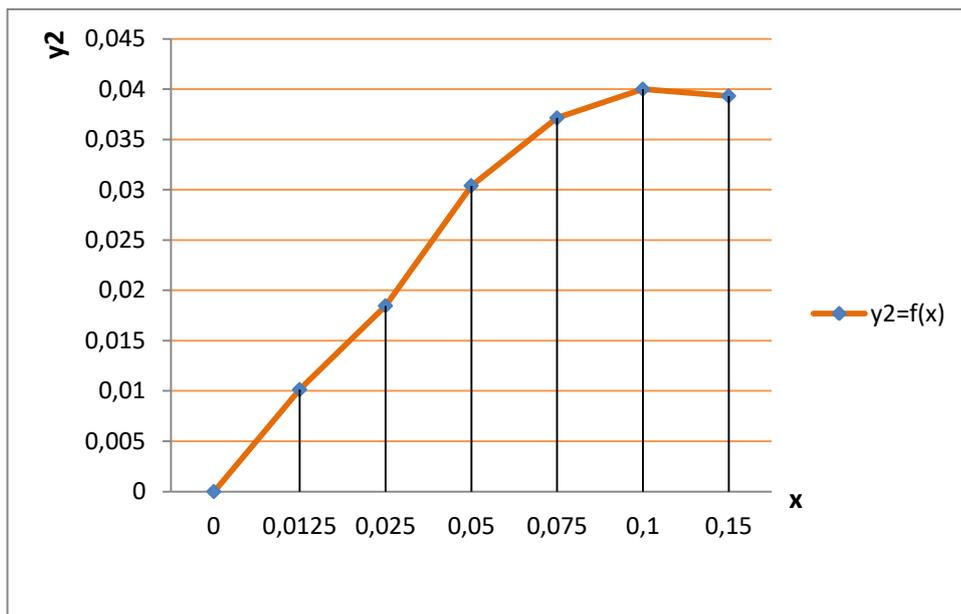


Figure I.11 : Le traçage de la courbe de tableau (I.6) par Excel.

Le traçage de squelette :

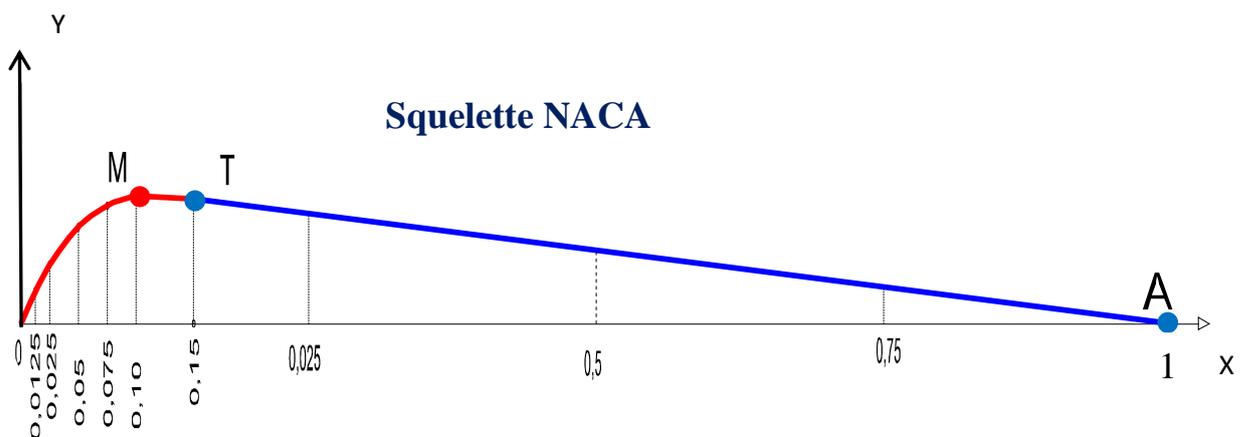


Figure I.12 : Le traçage du squelette. [20]

I.7.3. Tracé des courbes extrados et intrados

En réalité, le report des segments de chaque côté du squelette, ne se fait pas perpendiculairement à la corde de référence (ou de l'axe des x), mais perpendiculairement au squelette, ce qui complique singulièrement les choses dans le cas d'un profil dissymétrique. donc on considère les tangentes au squelette, en chaque point voir (Figure I.13) A chaque point P du squelette de coordonnées x et y, correspondront 2 points Q (extrados) et R (intrados) menés perpendiculairement à la tangente en P.

Nous appellerons respectivement X_Q et Y_Q , ainsi que X_R et Y_R les coordonnées des points Q et R. L'angle avec la tangente et l'axe Ox s'appellera α . La distance $PQ = PR$ s'appellera H. [20]

Pour tracer le profil, on calcule les valeurs de : $X_Q, Y_Q, X_R, Y_R, H, \sin\alpha, \cos\alpha$.

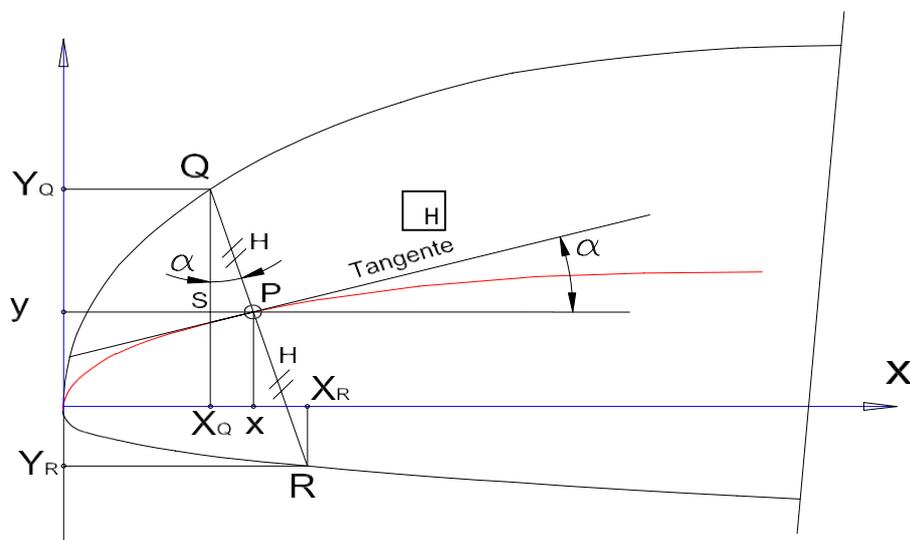


Figure I.13 : Tracé des courbes extrados et Intrados. [20]

En partant des coordonnées du squelette x et y, et en considérant le triangle QSP, nous aurons

$$X_Q = x - H \sin\alpha \quad \text{et} \quad Y_Q = y + H \cos\alpha$$

De même :

$$X_R = x + H \sin\alpha \quad \text{et} \quad Y_R = H \cos\alpha - y$$

Pour calculer $\sin\alpha$ et $\cos\alpha$, on utilisera l'équation dérivée de l'équation de la cubique, ce qui nous donnera la valeur de α tangente au point x choisi donc le sinus et le cosinus, avec les formules classiques les liant à $\tan^2\alpha$.

Pour tout cela, on utilisera encore un (tableau I.6) pour simplifier les calculs l'équation dérivée de la cubique sera :

$$y'_2 = 42,104 x^2 - 12,532 x + 0,886$$

I.7.3.1. Construction du tableau

Le tableau de calcul comporte 12 colonnes définies comme suit :

❖ Colonne n° 1 : Nous portons la valeur des abscisses en % de corde de 0 à 1 (100% de corde)

❖ Colonne n° 2 : Dans cette colonne nous mettons $\text{tg}\alpha$ en intégrant en tête la formule de calcul de la pente (équation $y'2$) jusqu'à l'abscisse $x = 0,15$.

❖ Colonne n° 3 : Nous entrons la valeur de l'ordonnée du squelette, et donc l'équation $y2$ jusqu'à l'abscisse $x = 0,15$, puis à partir de l'abscisse 0,20 l'équation de la droite $y3$.

❖ Colonne n° 4 : Nous entrons la valeur de H qui est donnée par la formule suivante :

$$H = t / 0,2 (0,29690\sqrt{x} - 0,126 x - 0,3516 x^2 + 0,2843 x^3 - 0,1015 x^4)$$

Le paramètre t, dans la formule, correspond à l'épaisseur maxi du profil, en % de la corde soit 13% dans notre exemple.

❖ Colonnes n° 5 et n° 6 : Nous calculons $\sin\alpha$ et $\cos\alpha$ par les formules :

$$\sin\alpha = \text{tg}\alpha / (\sqrt{1 + \text{tg}^2\alpha}) \text{ et } \cos\alpha = 1 / (\sqrt{1 + \text{tg}^2\alpha})$$

❖ Colonnes n° 7 et n° 8 : nous effectuons les produit H. $\sin\alpha$ et H. $\cos\alpha$

❖ Colonnes n° 9, 10,11 et 12 : Nous donnent le résultat des calculs et donc les coordonnées de la courbe d'extrados (en Q) et d'intrados (en R). Ne pas oublier de porter les ordonnés Y_R en valeurs négatives.

I.7.3.2. Construction du cercle générateur de bord d'attaque

Pour finir le tracé, il faut implanter le cercle générateur de bord d'attaque.

Celui-ci à son centre sur la tangente au squelette au point $x=0$ ($\text{tg}\alpha = 0,886$ et $\alpha = 41^\circ54'$), et son rayon est donné par la formule :

$$r = 1,1019.t^2$$

Pour $t = 0,13$ on a $r = 0,0186$ Il passe par l'origine O. (Figure : I.16)

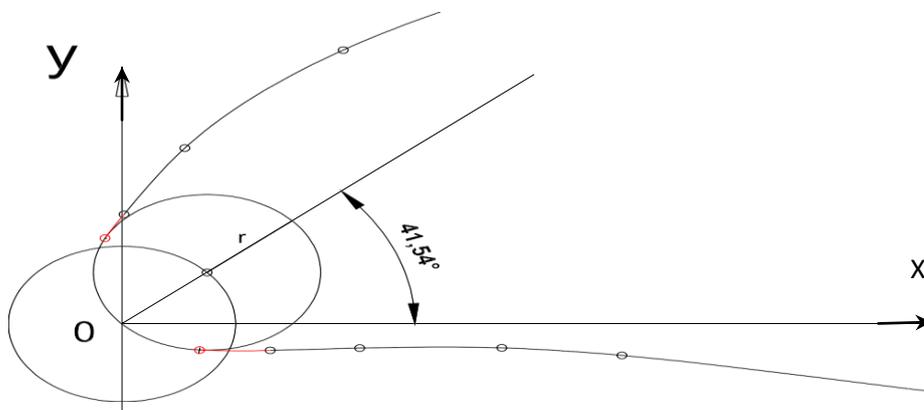


Figure I.14 : cercle générateur de bord d'attaque. [20]

I.8. Forces et moments aérodynamiques

Les forces aérodynamiques exercées sur un profil dépendent de la distribution de pression autour de celui-ci. Ces forces sont fonction de nombre de Mach, de la forme de profil d'aile, de l'angle d'attaque et de l'effet de la couche limite. Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport à la direction de l'écoulement d'air subit des forces de succion à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados. Ces forces se résument globalement en une résultante aérodynamique notée R , qui elle-même peut se décomposer en deux forces, une force de portance notée L , et une force de frottement qui freine le corps, appelée traînée, notée D .

La portance L est la force, due à la succion –dépression (Figure I.15), exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à la direction de l'écoulement. C'est cette force qui assure la sustentation.

La traînée D constitue la principale source de la résistance à l'avancement est une composante parallèle à la direction de déplacement de la force générée par l'écoulement autour d'un profil, la traînée est une source de performances aérodynamiques.

La traînée totale D_{totale} se compose de trois traînées élémentaires :

- ❖ La traînée de forme : est liée à la forme des profils : différents profils engendrent des écoulements différents. Les différences de pression entre l'avant et l'arrière ne sont donc pas identiques. La traînée est donc influencée par la forme de profil.

- ❖ La traînée de sillage : est liée au décollement des filets d'air sur l'arrière du profil. Plus les filets se décollent et plus la traînée de sillage est importante. Elle est influencée par la vitesse et l'incidence de vol de l'avion.

- ❖ La traînée induite : est liée à la différence de pression entre l'intrados et l'extrados de l'aile.[21]

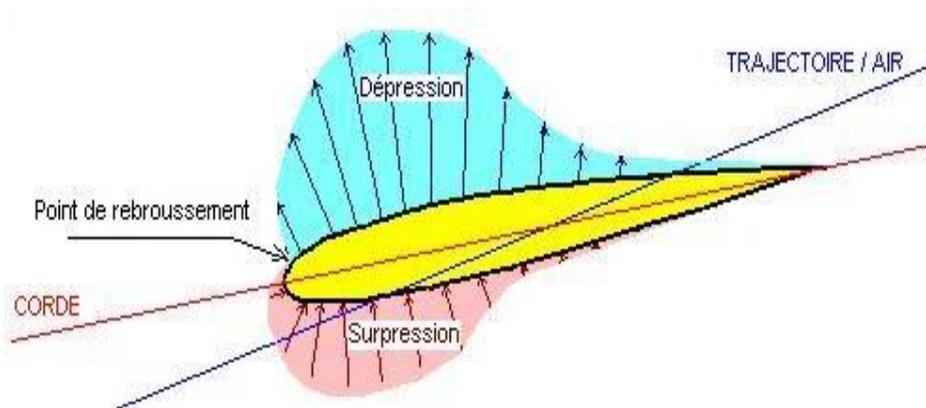


Figure I.15 : Spectre des pressions.[21]

I.8.1. Répartition de la force de surface

Le fluide s'écoulant autour d'un corps exerce une force locale / area (ou stress) sur chaque point du corps. Ses composantes normales et tangentielles sont la pression p et la contrainte de cisaillement τ .

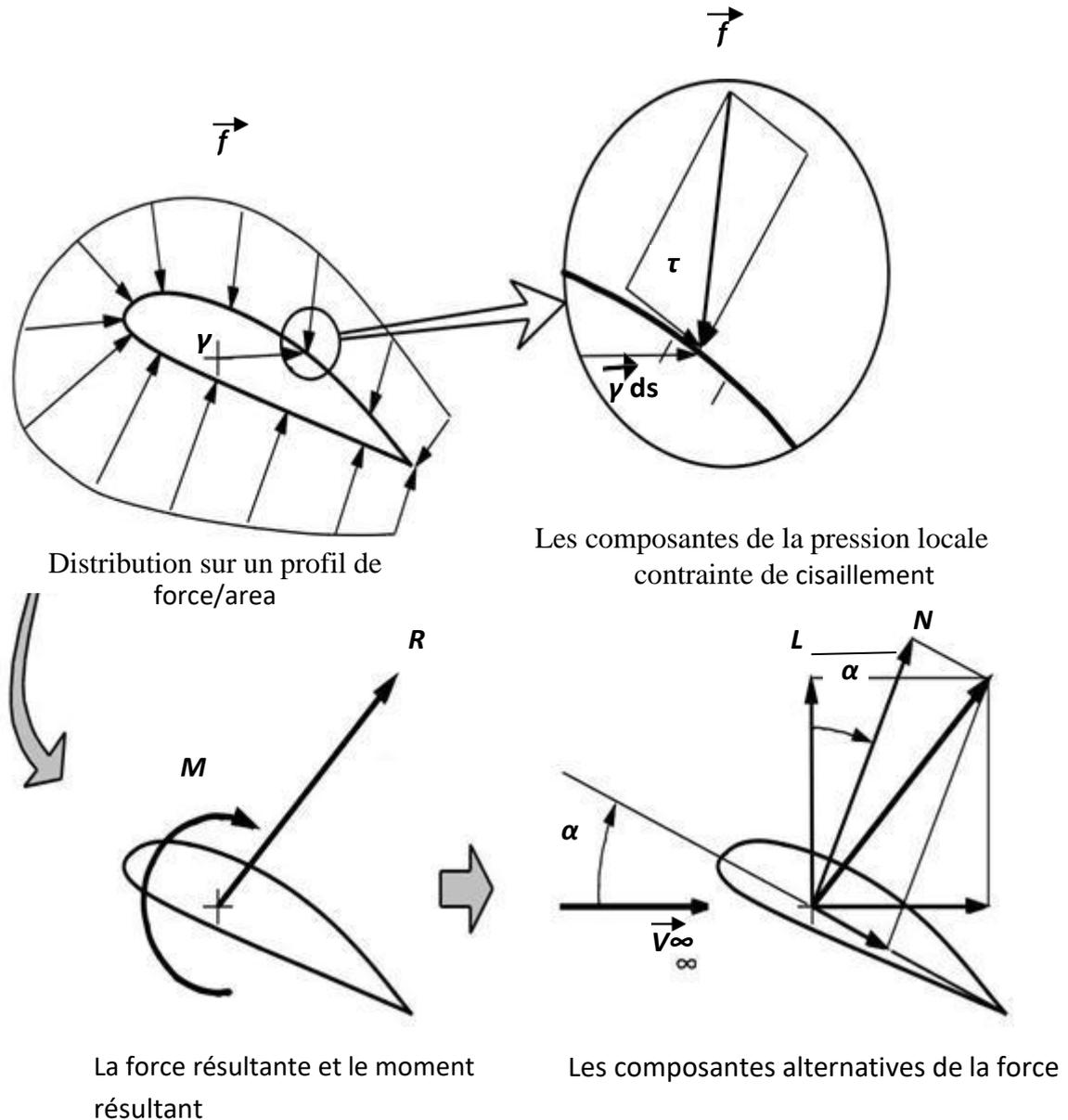


Figure I.16: Répartition des contraintes de surface. [22]

Dans des situations typiques aérodynamiques, la pression p (ou même la pression relative $p - P_\infty$) est typiquement Supérieur à τ , par au moins deux fois d'ordres de grandeur, et donc f est à peu près perpendiculaire à la surface. Mais souvent la valeur infinitésimale τ contribue de manière significative dans le calcul de la traînée,

La distribution de la contrainte \vec{f} intègre sur la surface produit une force résultante, et aussi un moment par rapport à certains points de référence.

I.8.2. Composantes de la force

La force résultante R a des composantes perpendiculaires le long des axes choisis. Ces axes sont arbitraires, mais deux choix particuliers sont les plus utiles en la pratique.

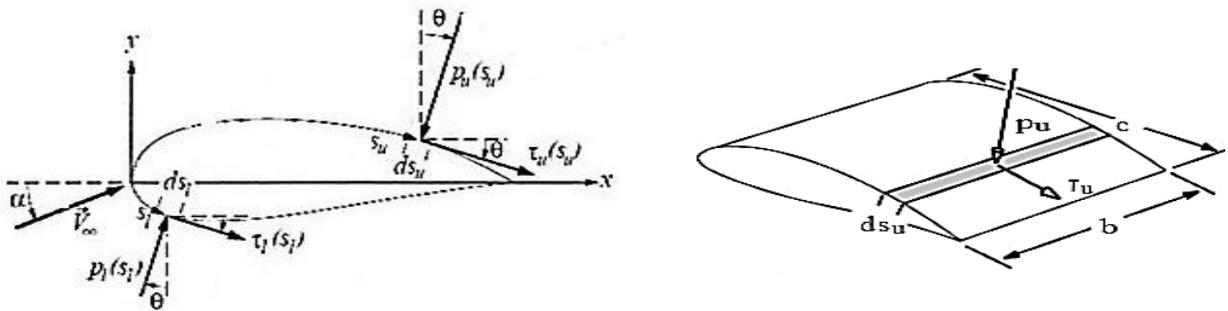
Repère liés à l'écoulement libre (Free Stream) : Les composants de la résultante R sont la traînée D et la portance L, respectivement parallèle et perpendiculaire à V_∞ .

Repère liés aux corps : Les composants de la résultante R sont la force axiale A et la force normal N, respectivement, parallèle et perpendiculaire à la corde de profil d'aile.

Si un des composants est calculé, l'autre peut alors être obtenue par une simple transformation d'axe en utilisant l'angle d'attaque α . L et D sont obtenus suivant ce cas de (Figure I.16) à partir de N et A comme suit :

$$L = N \cos \alpha - A \sin \alpha$$

$$D = N \sin \alpha + A \cos \alpha \quad (I.3)$$



I.8.3. Calcul des forces et du moment

Figure I.17: Répartition des contraintes élémentaires sur l'intrados et l'extrados du profil. [22]

Sur la face supérieure, les composantes de la force unitaire par unité d'envergure agissant sur un segment élémentaire de largeur ds_u sont :

$$dN_u = (-P_u \cos \theta - \tau_u \sin \theta) ds_u \quad (I.4)$$

$$dA_u = (-P_u \sin \theta - \tau_u \cos \theta) ds_u$$

Et sur la face inférieure on aura :

$$dN_1 = (p_1 \cos \theta + \tau_1 \sin \theta) ds_1 \quad (I.5)$$

$$dA_1 = (p_1 \sin \theta + \tau_1 \cos \theta) ds_1$$

L'intégration le long du profil, du bord d'attaque vers le bord défruite, produit les forces est total les par unité d'envergure :

$$N = \int_{LE}^{TE} dN_u + \int_{LE}^{TE} dN_1 \quad \text{et} \quad A = \int_{LE}^{TE} dA_u + \int_{LE}^{TE} dA_1 \quad (I.6)$$

Le moment par rapport à l'origine (bord d'attaque) est l'intégrale de ces forces,

$$M_{LE} = \int_{LE}^{TE} -x dN_u + \int_{LE}^{TE} -x dN_1 + \int_{LE}^{TE} y dA_u + \int_{LE}^{TE} y dA_1 \quad (I.7)$$

De la géométrie présentée dans (Figure : I.20) on a :

$$ds \cos \theta = dx \text{ et } ds \sin \theta = - dy = - \frac{dy}{dx} dx$$

Ce qui permet à tous les intégrales citées ci-dessus sus d'être effectuées par rapport à x, et cela en utilisant les fonctions des courbures supérieures et inférieures $y_u(x)$ et $y_l(x)$. En pratique, les contributions de la contrainte de cisaillement τ sont négligeables par rapport à aux forces de sustentation et du moment, ce qui simplifie les relations (I.3) comme suit :

$$L = \cos \alpha \int_0^c (p_l - p_u) dx + \sin \alpha \int_0^c \left[p_l \frac{dy_l}{dx} - p_u \frac{dy_u}{dx} \right] dx \quad (I.8)$$

$$M_{LE} = \int_0^c \left[p_u \left(x + \frac{dy_u}{dx} y_u \right) - p_l \left(x + \frac{dy_l}{dx} y_l \right) \right] dx$$

Une simplification un peu moins précise mais couramment utilisée consiste à négliger le terme $\sin \alpha$ dans la relation de L'et les termes dy/dx dans la relation de M. ce qui ramené les relations (I.8) à :

$$L \approx \int_0^c (p_l - p_u) dx \text{ et } M_{LE} \approx \int_0^c - (p_l - p_u) x dx \quad (I.9)$$

La contrainte de cisaillement τ ne peut être négligée lors du calcul de la traînée D sur les lignes de courant du corps tel que celui des profils aérodynamiques. Ceci est dû au fait, que les contributions de pression p en rapport avec la traînée D ont tendance à annuler la plupart du temps, laissant la petite contribution de la contrainte de cisaillement τ assez importante. [22]

I.8.4. Coefficients non-dimensionnels

Les caractéristiques aérodynamiques dépendent d'un grand nombre de paramètres géométriques et d'écoulement. Il est souvent avantageux de travailler avec les forces et les moments non dimensionnels, pour lesquelles, les dépendances de la plupart de ces paramètres sont réajustées. A cet effet, nous définissons les paramètres de référence suivants : la surface de référence S, la longueur de référence l et la pression dynamique $q_\infty = \frac{1}{2} \rho_\infty U^2$. Les choix de S et l sont arbitraires, et dépendent du type de corps implique. Pour les avions, les choix traditionnels sont la surface de l'aile $S=c(l)$, et la corde de l'aile c. les coefficients non dimensionnels des forces et du moment sont alors définis comme suit

$$\begin{aligned} \text{Coefficient de portance : } C_L &= \frac{L}{q_\infty S} \\ \text{Coefficient de Traînée : } C_D &= \frac{D}{q_\infty S} \\ \text{Coefficient de moment : } C_M &= \frac{M}{q_\infty S} \end{aligned} \quad (I.10)$$

Pour déterminer les forces qui s'appliquent à un profil, il faut connaître les distributions de pression et de frottement autour du profil, ce qui équivaut à déterminer les coefficients de pression C_p et de frottement C_f . En général, ces coefficients s'écrivent sous la forme

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{p_\infty} \quad (\text{I.11})$$

$$C_f = \frac{\tau}{p_\infty}$$

I.8.5. Centre aérodynamique (pressure center)

Le centre aérodynamique correspond à un point sur la corde ou la résultante d'une charge répartie agit effectivement sur le corps. Si les moments ont été pris autour de ce centre aérodynamique, l'effet issu de l'intégration de ces charges réparties serait nul. On peut aussi définir ces centres aérodynamiques comme étant le point sur le corps ou le moment

aérodynamique total est égal à zéro. La valeur du moment M dépend du choix du point de référence. En utilisant la forme simplifiée de l'intégrale de M_{LE} .

$$M_{LE} = \int_0^c - (p_l - p_u) x \, dx$$

Le moment M_{ref} pour un point de référence arbitraire x_{ref}

$$M_{ref} = \int_0^c - (p_l - p_u) (x - x_{ref}) \, dx = M_{LE} + Lx_{ref}$$

Ce point de référence peut être positif, négatif ou nul et ceci dépendra du choix de l'emplacement de x_{ref} et à un point de référence particulier appelé centres aérodynamiques, le moment est nul.

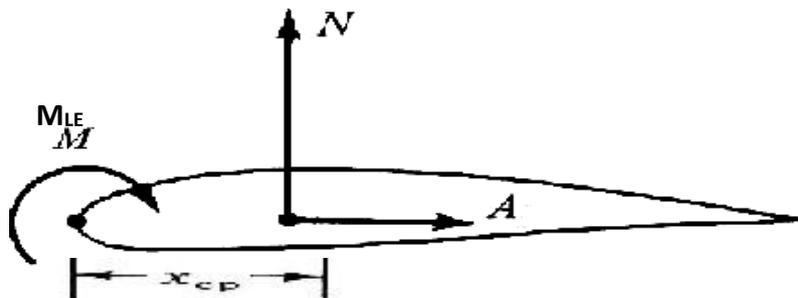


Figure I.18: forces, moment et position du centre aérodynamique. [22]

$$M_{cp} = M_{LE} + Lx_{cp} = 0 ; x_{cp} = - \frac{M_{LE}}{L} \quad (\text{I.12})$$

Si l'angle d'incidence α est petit alors

$$\cos(\alpha) = 1 \text{ et } \sin(\alpha) = 0$$

De ce fait la force de sustentation (portance) $L = N$ et x_{cp} devient :

$$x_{cp} = - \frac{M_{LE}}{L} \quad (\text{I.13})$$

Par conséquent si N et L décroissent alors x_{cp} augmente et si la force tend vers zéro alors le centre aérodynamique tendra vers l'infini

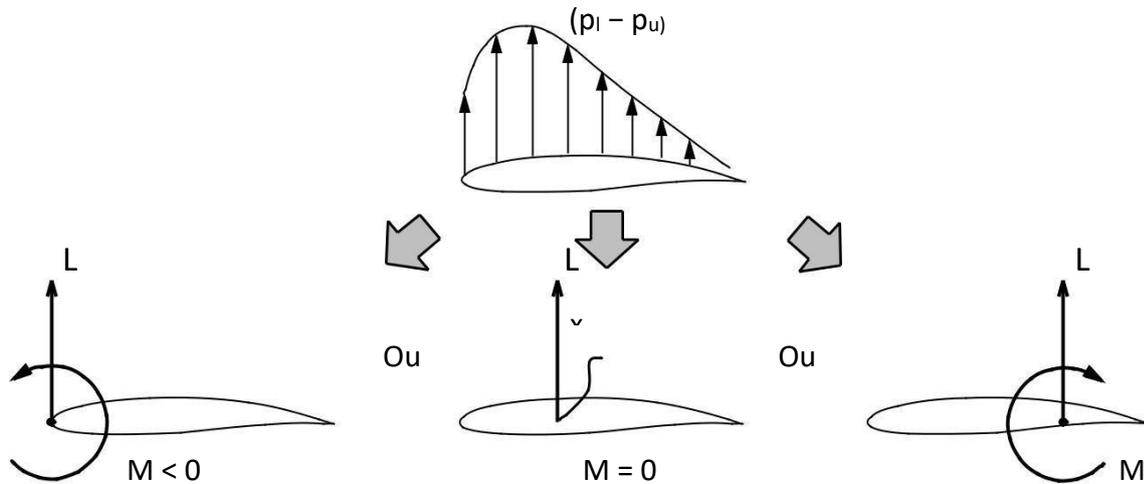


Figure I.19: Signe du moment en fonction de la position de x_{cp} . [22]

Pour des raisons qui apparaîtront évidente lorsque la théorie de l'aile mince est étudiée, il est avantageux de définir un emplacement "standard" du point d'application du moment de référence pour qu'il soit situé au quart de corde, ou $x_{ref} = c/4$. Le moment standard correspondant est habituellement écrit sans indices soit : [22]

$$M_{ref} = \int_0^c - (p_l - p_u) \left(x - \frac{c}{4}\right) dx$$

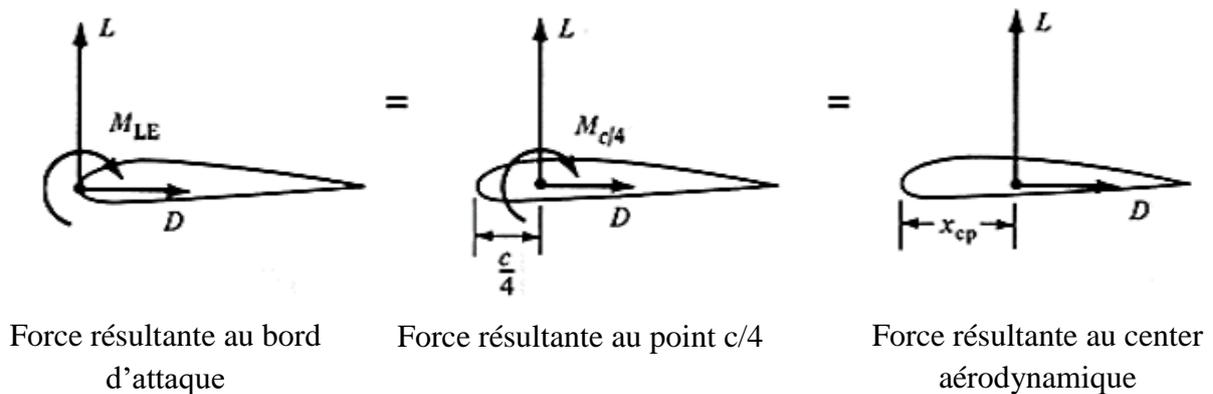


Figure I.20: forces et moments en fonction de la position du centre aérodynamique. [22]

I.9. Conclusion

Il est intéressant de revenir à l'origine des premiers profils aérodynamiques pour comprendre les évolutions vers les profils actuels. Pour cela, il faut remonter au début de la création des premiers profils aérodynamiques pour les ailes d'avion et les aubes des turbomachines pales d'hélicoptère ainsi que les pales d'éolienne. La recherche sur les profils, leur création est alors purement expérimentale et repose principalement sur les observations et

l'expérience des concepteurs, montre l'évolution de la forme des profils au début XXe siècle. Les plus grosses avancées dans le domaine sont menées par l'agence américaine chargée de la recherche en aéronautique, la NACA (ancêtre de la NASA), qui publie dans les années 30 un catalogue de 78 profils testés en soufflerie.

Le système de profil NACA est créé par la même occasion. C'est un système de dénomination de profil par rapport à leur géométrie.

Il est parfois nécessaire, en construction amateur, de réaliser le tracé à l'échelle du profil de l'aile ou de l'empennage de l'avion que l'on construit (tracé des nervures).

La série des profils NACA (National Advisory Committee for Aeronautics) est souvent utilisée, en 3, 4, 5 ou 6 chiffres (digits).

Les forces aérodynamiques exercées sur un profil dépendent de la distribution de pression autour de celui-ci le nombre de Mach, la forme de profil d'aile, aube ou pale, de l'angle d'attaque et de l'effet de la couche limite. Un profil qui a un certain angle d'incidence par rapport à la direction de l'écoulement d'air subit des forces de succion à l'intrados et des forces de dépression à l'extrados. Ces forces se résument globalement en une résultante aérodynamique notée R peut se décomposer en deux forces, une de portance notée L , et une force de frottement qui freine le corps, appelée traînée D .

La portance L est la force, due à la succion -dépression, exercée sur le profil lors de son vol, qui est orientée perpendiculairement à la direction de l'écoulement. C'est cette force qui assure la sustentation.

La traînée D constitue la principale source de la résistance à l'avancement est une composante parallèle à la direction de déplacement de la force générée par l'écoulement autour d'un profil. La traînée est une source de performances aérodynamiques.

Dans le chapitre qui suit on va étudier Les efforts aérodynamiques agissant sur les pales.



Chapitre II

*Les efforts
aérodynamiques
agissant sur
les pales*

Chapitre II : Les efforts aérodynamiques agissant sur les pales

II .1. Introduction

La conception d'un aérogénérateur repose essentiellement sur les théories aérodynamiques; car cette machine utilise des pales caractérisées par une géométrie spéciale ayant un profil aérodynamique. Le dimensionnement de cette forme géométrique a un grand impact sur son rendement énergétique et par conséquent sur sa rentabilité économique.

Pour les petites éoliennes, où le coût du kilowatt reste encore élevé et le site d'implantation est généralement imposé, la modélisation aérodynamique prend une importance particulière. Des calculs très poussés doivent être menés dans le but de déterminer les différents paramètres de la pale, comme les distributions de la longueur de sa corde, l'angle de vrillage ainsi que l'épaisseur le long de cette pale.

La modélisation aérodynamique de la pale est une tâche complexe, cette complexité est due à son mouvement rotatif qui crée un écoulement tridimensionnel de l'air autour de cette pale. Cette modélisation a pour objectif de déterminer les paramètres optimaux de la pale (permettant de capter une puissance maximale) et ensuite de calculer les efforts aérodynamiques agissant sur les pales ainsi que la puissance captée.

Ce calcul, qui permet de déterminer les efforts aérodynamiques, est nécessaire aussi bien pour estimer les performances énergétiques de l'aérogénérateur, que pour prévoir les problèmes de structure. Pour rendre cette modélisation possible, plusieurs simplifications sont à envisager.

En effet, deux théories sont combinées, la première théorie est celle de l'écoulement axial. Dans cette approche, un modèle unidimensionnel est utilisé pour exprimer l'énergie extraite du vent, en supposant que l'air est incompressible. La deuxième est la théorie de l'élément de la pale, qui tient compte de la composante de rotation de l'air due à la rotation des pales.

Si la première théorie ne peut pas révéler seule les informations nécessaires pour dimensionner les pales, sa combinaison avec la deuxième théorie permet d'avoir tous les renseignements utiles. [23]

La méthode de calcul développée dans ce travail est basée sur la solution simultanée des équations des efforts et des couples, obtenues par les deux théories.

Dans cette méthode, on commence par donner des valeurs initiales (arbitraire) aux facteurs d'interférences axial et tangentiel. Ces deux facteurs permettront de déterminer l'angle d'écoulement de l'air ainsi que les deux efforts aérodynamiques axial et tangentiel.

Ces paramètres permettront à leur tour de calculer de nouveau les deux facteurs d'interférences.

Les étapes de calcul précédentes seront répétées suivant une approche itérative jusqu'à convergence entre les anciennes et les nouvelles valeurs des facteurs d'interférences. Une formulation détaillée des deux théories est présentée dans les paragraphes suivants.

II .2. Théories aérodynamiques

Dans ce travail, deux théories sont utilisées d'une manière combinée, la première théorie est celle de l'écoulement axial. Dans cette approche, un modèle unidimensionnel est utilisé pour exprimer l'énergie extraite du vent, en supposant que l'air est incompressible. La deuxième est la théorie de l'élément de la pale, qui tient compte de la composante de rotation de l'air due à la rotation des pales.

II .2.1 Théorie de l'écoulement axial

Dans cette théorie les suppositions suivantes sont faites [24] :

- ❖ L'écoulement est totalement axial (l'air ne subit aucun mouvement de rotation).
- ❖ L'écoulement est incompressible.
- ❖ 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.

En appliquant le principe de la conservation de masse, on obtient:

$$V_0 A_0 = V A = V_1 A_1 = V_i A_i \quad (\text{II.1})$$

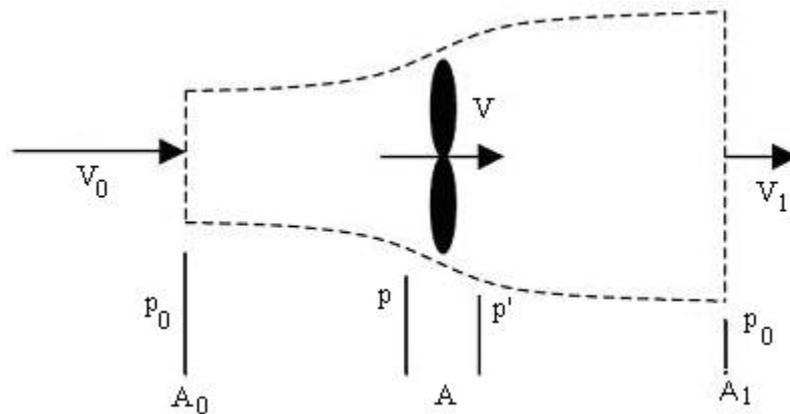


Figure II. 1: Ecoulement axial de l'air. [24]

où: V_i est la vitesse de l'air à la station i ; A_i est l'aire de la section du flux d'air à la station i . Aussi en appliquant le théorème de variation de la quantité de mouvement, la force axiale du vent sur le rotor est donnée par l'expression suivante :

$$T = m (V_0 - V_1) = \rho A V (V_0 - V_1) \quad (\text{II.2})$$

Appliquant l'équation de Bernoulli en amont du rotor :

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_0^2 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (\text{II.3})$$

et celle en aval :

$$p_0 + \frac{1}{2} \rho V_1^2 = p' + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (\text{II.4})$$

En combinant (3) et (4), on obtient :

$$p - p' = \frac{1}{2} \rho (V_0^2 - V_1^2)$$

Sachant que :

$$T = A (p - p')$$

$$T = \frac{1}{2} A \rho (V_0^2 - V_1^2) \quad (\text{II.5})$$

Les deux équations (2) et (5) permettent d'écrire :

$$V = \frac{(V_0 - V_1)}{2} \quad (\text{II.6})$$

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.

La puissance extraite du vent est :

$$P = \frac{1}{2} \rho A V (V_0^2 - V_1^2) = \frac{1}{2} \rho V A (V_0^2 - V_1^2) \quad (\text{II.7})$$

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

$$C_P = \frac{P}{\left(\frac{1}{2}\right) \rho V_0^3 A} \quad (\text{II.8})$$

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 :

$$V = (1-a) V_0 \quad (\text{II.9})$$

En utilisant l'équation (6) :

$$V_1 = (1-2a) V_0 \quad (\text{II.10})$$

En substituant $1V$ et dans (5), on obtient :

$$T = \frac{1}{2} \rho A V_0^2 4 a (1 - a) \quad (\text{II.11})$$

$$P = \frac{1}{2} \rho A V_0^3 4 a (1 - a)^2 \quad (\text{II.12})$$

L'expression de C_p devient :

$$C_P = 4 a (1 - a)^2 \quad (\text{II.13})$$

La valeur maximale de théorique du coefficient de puissance, connue sous le nom de limite de Betz , peut être obtenue en prenant la dérivée de C_p par rapport à a égal à zéro :

$$\frac{\partial C_p}{\partial a} = 4(1 - 3a^2) \text{ et } \frac{\partial C_p}{\partial a} = 0$$

Cela donne : $a = 1/3$

$$C_p = \frac{16}{27} \approx 0.59259$$

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 [24] :

- ❖ 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 extrait 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 32.

D'après l'équation de continuité (1), la section de l'air balayé par le vent diminue de l'amont vers l'aval. Pour une éolienne idéale, l'aire de la section de l'écoulement à l'amont est de 32 celui du rotor, et ce dernier est la moitié de celui de la section en aval. Finalement, l'extraction de toute l'énergie disponible du vent est pratiquement impossible, dans la pratique, le rendement des éoliennes ne dépasse pas les 45 %.

II .2.2 Théorie de l'élément de pale

Dans le modèle précédent, on a supposé que l'écoulement ne subit aucun mouvement de rotation, mais en réalité la loi de conservation du moment cinétique impose que l'air doit avoir un mouvement rotatif afin que le rotor puisse extraire un couple utile. Dans ce cas, le sens de rotation de l'écoulement de l'air est opposé à celui du rotor.

L'introduction du mouvement de rotation de l'air permet à ce modèle de mieux approcher la réalité et d'obtenir des résultats plus fiables.

Dans l'élaboration de ce modèle, les suppositions suivantes sont envisagées [25] :

- ❖ L'écoulement en amont loin du plan du rotor, est complètement axial.
- ❖ Au niveau du plan du rotor, la vitesse angulaire de rotation de l'air est ω , cette vitesse diminue considérablement loin du rotor, en aval, de telle manière que la pression statique à cet endroit peut être considérée égale à la pression atmosphérique.
- ❖ Il n'y a pas d'interférence entre les éléments adjacents de la pale.
- ❖ L'écoulement de l'air autour d'un élément de la pale est considéré comme bidimensionnel.

Les expressions de la puissance extraite et du couple appliqué sur les pales, peuvent être obtenues en considérant l'écoulement de l'air à travers un élément annulaire de rayon r , d'épaisseur dr et de section dA (Figure II.2) :

$$dA = 2 \pi r dr$$

La force axiale élémentaire est déduite de l'équation (11), en remplaçant la surface A du rotor par la section de l'élément annulaire dA , on obtient dans ce cas :

$$dT = 4 a (1-a) \rho V_0^2 \pi r dr \quad (\text{II.14})$$

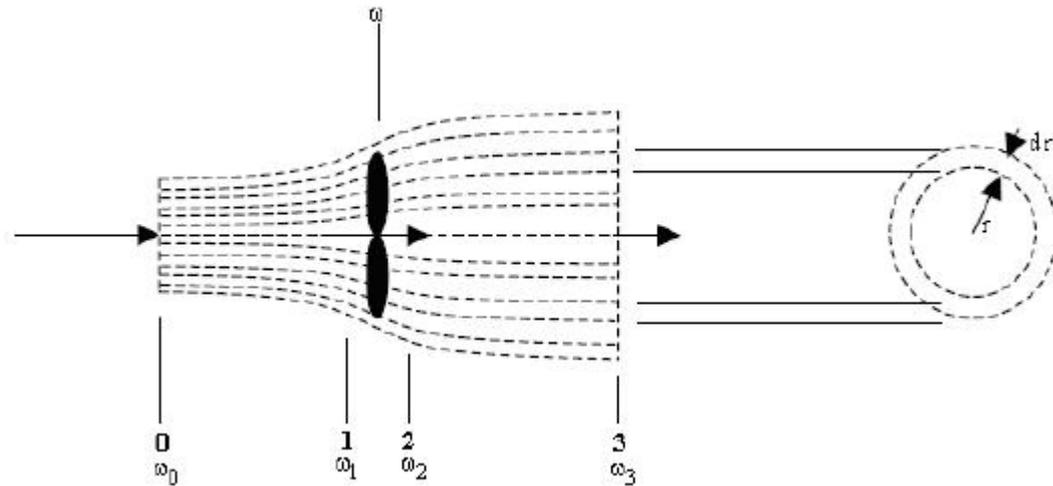


Figure II.2: Ecoulement de l'air à travers un élément annulaire. [24]

La variation de la quantité de mouvement de l'air dans la direction tangentielle, donne la force tangentielle qui s'exerce sur la pale :

$$dF_t = m d V_t = \rho V dA \omega r \quad (\text{II.15})$$

$$dF_t = 2 \pi \rho V \omega r^2 dr \quad (\text{II.16})$$

Le couple généré dans la section annulaire est :

$$dQ = 2\pi\rho V \omega r^3 dr \quad (\text{II.17})$$

Puisque la puissance est :

$$P = Q \Omega$$

La puissance élémentaire extraite à travers la section annulaire est :

$$dP = 2\pi \rho V \omega r^3 dr \quad (\text{II.18})$$

Où : ω est la vitesse angulaire de rotation de l'écoulement de l'air dans le plan du rotor.

Le couple total et la puissance totale deviennent :

$$Q = 2\pi \rho \int_0^R V \omega r^3 dr \quad (\text{II.19})$$

$$P = 2\pi \rho \Omega \int_0^R V \omega r^3 dr \quad (\text{II.20})$$

Pour pouvoir calculer la puissance et le couple (P et Q), il faut déterminer ω . Pour cela on introduit le facteur d'interférence tangentiel 'a , défini comme suit :

$$\omega = \Omega 'a \quad (\text{II.21})$$

Puisque l'écoulement de l'air en amont, loin du rotor est purement axial, on a : $\omega_0=0$.

En appliquant la loi de conservation du moment cinétique entre la section 0 et la section 1, située juste avant le plan du rotor, on obtient :

$$\omega_0 r_0^2 = \omega_1 r_1^2 \quad (\text{II.22})$$

Cela implique que : $\omega_1=0$.

On peut conclure que la vitesse angulaire de l'écoulement de l'air subit une discontinuité au niveau du plan du rotor, cela est dû au couple exercé sur le rotor.

La valeur de la vitesse angulaire de l'air au niveau du plan du rotor est la moyenne de celles situées juste avant et derrière le rotor [26] :

$$\omega = \frac{\omega_1 + \omega_2}{2} \quad (\text{II.23})$$

Donc :

$$\omega_2 = 2 \Omega 'a \quad (\text{II.24})$$

Appliquant la loi de conservation du moment cinétique entre les sections respectives 2 et 3, on obtient :

$$\omega_2 r_2^2 = \omega_3 r_3^2 \quad (\text{II.25})$$

Etant donné que : $r_1 \approx r_2 \approx r$

L'équation (25) devient :

$$\omega_2 r_2^2 = \omega_3 r_3^2 \quad (\text{II.26})$$

Donc:

$$\omega_3 = \omega_2 \left(\frac{r}{r_3} \right)^2 \quad (\text{II.27})$$

$$\omega_3 = 2\Omega a' \left(\frac{r}{r_3} \right)^2 \quad (\text{II.28})$$

Puisque le rayon du sillage croît en s'éloignant du rotor vers l'aval, l'équation (II.28) montre que la vitesse de rotation de l'air diminue plus rapidement en s'éloignant dans le même sens. Cela confirme la deuxième supposition citée ci-dessus.

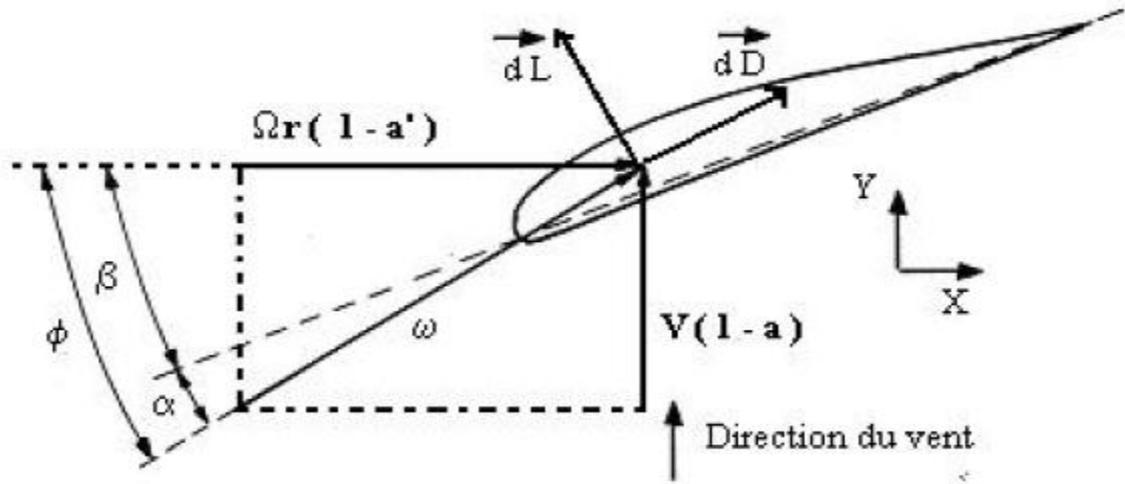


Figure II.3: Section d'un élément de la pale à un rayon \$r\$.

Soit \$W\$ la vitesse relative de l'air,

$$dq = \frac{1}{2} \rho W^2 dA = \frac{1}{2} \rho W^2 c dr \quad (\text{II.29})$$

On a :

$$C_l = \frac{dL}{dq} \quad (\text{II.30})$$

$$C_d = \frac{dD}{dq} \quad (\text{II.31})$$

\$L\$: la force de portance; \$D\$: la force de traînée; \$C_l\$: le coefficient de portance; \$C_d\$: le coefficient de traînée.

$$C_x = \frac{dF_x}{dq} \quad (\text{II.32})$$

$$C_y = \frac{dF_y}{dq} \quad (\text{II.33})$$

\$dF_x\$ est la force tangentielle élémentaire qui s'exerce sur une seule pale, et \$dF_y\$ la force axiale élémentaire qui s'exerce également sur une seule pale.

D'après la figure 3, on peut écrire :

$$C_y = C_l \cos \phi + C_d \sin \phi \quad (\text{II.34})$$

$$C_x = C_l \sin \phi - C_d \cos \phi \quad (\text{II.35})$$

On a :

$$dF_t = B \cdot dF_x$$

$$dT = B \cdot dF_y$$

où \$B\$ est le nombre de pales.

D'après la figure 3, on a :

$$\alpha = \phi - \beta \quad (\text{II.36})$$

$$\tan \varphi = \frac{(1-a) V_0}{(1+a') \Omega r} \quad (\text{II.37})$$

où α est l'angle d'attaque (d'incidence) et β est l'angle de vrillage.

La force axiale et le couple pour un élément de la pale sont :

$$dT = B C_y dq = B C_y \frac{1}{2} \rho W^2 c dr \quad (\text{II.38})$$

$$dQ = B C_x dq r = B C_x \frac{1}{2} \rho W^2 c r dr \quad (\text{II.39})$$

L'égalité de l'équation (14) avec (38) et celle de l'équation (17) avec (39) donne :

$$\frac{a}{1-a} = \frac{c B C_y}{8 \pi r \sin^2 \varphi} \quad (\text{II.40})$$

$$\frac{a'}{1-a'} = \frac{c B C_x}{8 \pi r \sin \varphi \cos \varphi} \quad (\text{II.41})$$

D'après la figure 3, on a :

$$W = \frac{V}{\sin \varphi} = \frac{V_0 (1-a)}{\sin \varphi} \quad (\text{II.42})$$

Aussi :

$$W = \frac{\Omega r (1-a')}{\cos \varphi} \quad (\text{II.43})$$

Le coefficient de plénitude local (local solidity) est défini comme suit [27] :

$$\sigma = \frac{c B}{2 \pi r} \quad (\text{II.44})$$

La résolution des deux équations (40) et (41), donne les expressions de a et de a' respectivement :

$$a = \frac{1}{\frac{4 \sin^2 \varphi}{\sigma C_y} + 1} \quad (\text{II.45})$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4 \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma C_r} + 1} \quad (\text{II.46})$$

Remarque :

Certains auteurs [28-30] affirment que le coefficient de traînée doit être omis des équations (34) et (35), cela est justifié par le fait que certains paramètres comme la force axiale, ainsi que la puissance ont été calculés par la première théorie (la théorie axiale) sans tenir compte des frictions, l'égalité de ces expressions obtenues par les deux théories oblige à prendre $C_d=0$.

Par contre, d'autres auteurs [31], continuent à inclure le terme de la traînée. Sachant qu'avec un nombre fini de pales, la supposition que l'écoulement est rotationnellement symétrique ne tient pas évidemment.

Cela a un effet sur la performance énergétique qui engendre des pertes de performance concentrées au niveau de la pointe (le bout libre) de la pale. Ces pertes sont connues sous le nom 'tip losses'.

Ce phénomène est quantifié par le facteur de réduction de la circulation proposé par Prandtl et défini par la formule suivante :

$$F = \frac{B\Gamma}{\Gamma_{\infty}} = \frac{2}{\pi \arccos(e-f)} \quad (\text{II.47})$$

Avec:

$$f = \frac{(B/2)(R-r)}{r \sin \varphi} \quad (\text{II.48})$$

Γ est la circulation effective de la pale au rayon r . Γ_{∞} est la circulation d'une hélice ayant un nombre infini de pale. Les facteurs d'interférence, axial a et tangentiels a' de la vitesse du vent deviennent :

$$a = \frac{1}{\frac{4F \sin^2 \varphi}{\sigma C_y} + 1} \quad (\text{II.49})$$

$$a' = \frac{1}{\frac{4F \sin \varphi \cos \varphi}{\sigma C_x} - 1} \quad (\text{II.50})$$

Dans la pratique, cette correction a très peu d'influence sur la prévision de la performance de l'éolienne et elle est souvent négligée [31].

II .3. Dimensionnement optimal des pales pour une puissance maximal

Pour un élément annulaire de l'air de rayon r et d'épaisseur dr , on peut appliquer l'équation de Bernoulli pour déduire la différence élémentaire de pression à travers la section annulaire des pales, sachant que lorsqu'on traverse l'hélice la vitesse angulaire relative de l'air croît de Ω à $\Omega + \omega_2$, alors que la vitesse axiale reste inchangée:

$$p + \frac{1}{2} \rho \Omega^2 r^2 = p' + \frac{1}{2} \rho (\Omega + \omega_2)^2 r^2$$

$$p - p' = \rho (\Omega + \frac{1}{2} \omega_2) \omega_2 r^2 \quad (\text{II.51})$$

La force axiale sur l'élément annulaire du rotor est :

$$dT = \rho (\Omega + \frac{1}{2} \omega_2) \omega_2 r^2 2\pi r dr \quad (\text{II.52})$$

Introduisant le facteur d'interférence tangentiel a' , dont l'expression est donnée par l'équation (24) :

$$a' = \frac{\omega_2}{2\Omega}$$

L'expression de la force axiale sur l'élément annulaire, peut s'écrire comme suit :

$$dT = 4 a' (1 + a') \rho \Omega^2 r^2 \pi r dr \quad (\text{II.53})$$

La division des deux équations (14) et (53) peut donner :

$$\frac{a(1-a)}{a'(1-a')} = \frac{\Omega^2 r^2}{V_0^2} \quad (\text{II.54})$$

Prenant la vitesse spécifique (tip speed ratio) comme :

$$\lambda = \frac{\Omega R}{V_0}$$

et la vitesse spécifique locale comme [27] :

$$\lambda_r = \frac{\Omega r}{V_0}$$

L'équation (54) devient :

$$\frac{a(1-a)}{a'(1-a')} = \lambda_r^2 \quad (\text{II.55})$$

L'expression de la puissance extraite dans l'équation (20) peut s'écrire :

$$P = 2 \pi \rho V_0 \Omega^2 \int_0^R (1-a) a' r^3 dr \quad (\text{II.56})$$

Ou bien :

$$P = \frac{1}{2} \pi \rho R^2 V_0^3 \frac{4\lambda^2}{R^4} \int_0^R (1-a) a' r^3 dr \quad (\text{II.57})$$

Le coefficient de puissance C_p est formulé comme suit :

$$C_p = \frac{4\lambda^2}{R^4} \int_0^R (1-a) a' r^3 dr \quad (\text{II.58})$$

Le coefficient de puissance dépend du facteur K , tel que :

$$K = a'(1-a) \quad (\text{II.59})$$

Ce coefficient atteint sa valeur maximale $C_{p_{\max}}$ si l'expression K est maximale.

Les deux équations (55) et (59) permettent d'exprimer K en fonction de a .

Le maximum de K est atteint si, on prend :

$$\frac{\partial K}{\partial a} = 0 \quad (\text{II.60})$$

Cela implique :

$$\frac{(1-a)(4a-1)^2}{(1-3a)} = \lambda_r^2 \quad (\text{II.61})$$

L'égalité des deux équations (55) et (61) permet d'écrire :

$$a' = \frac{(1-3a)}{(4a-1)} \quad (\text{II.62})$$

Cette dernière formule donne la relation entre a et a' afin que le coefficient de puissance soit maximal $C_{p_{\max}}$, cela implique que la puissance extraite par le rotor dans ce cas soit maximale.

II.3.1 Calcul de la forme optimale de la pale

La conception d'une forme optimale de la pale d'une hélice implique que la dernière relation (62), correspondante à une puissance maximale, soit satisfaite. Si on adopte la thèse de négliger les frottements dans le sens axial, en prenant $C_D=0$, l'expression de de l'équation (45) devient :

$$a = \frac{1}{\frac{4 \sin^2 \varphi}{\sigma C_L \cos \varphi} + 1} \quad (\text{II.63})$$

Aussi, l'expression de a' de l'équation (46) devient :

$$a' = \frac{1}{\frac{4 \cos \varphi}{\sigma C_L} - 1} \quad (\text{II.64})$$

où C_L est la valeur optimale du coefficient de portance [32].

Si on substitue l'expression (62) dans cette dernière l'équation, on obtient :

$$a = \frac{4 \cos \varphi}{\sigma C_L + 12 \cos \varphi} \quad (\text{II.65})$$

L'égalité des deux expressions de a dans les équations (63) et (65) donne l'équation quadratique suivante, dont l'inconnue est σC_L :

$$(\sigma C_L)^2 + 8 \cos \varphi \sigma C_L - 16 \sin^2 \varphi = 0 \quad (\text{II.66})$$

Cette équation admet deux solutions :

$$\sigma C_L = -4 (\cos \varphi + 1) \quad (\text{II.67})$$

$$\sigma C_L = 4 (1 - \cos \varphi) \quad (\text{II.68})$$

La première racine n'est pas acceptable, car $\sigma C_L < 0$. La deuxième racine donnée par (II.68) donne l'expression optimale de la corde, le long de la pale :

$$C = \frac{8\pi r}{BCL} (1 - \cos \varphi) \quad (\text{II.69})$$

Pour déterminer l'angle optimal φ et par conséquent l'angle optimal de vrillage β , des transformations similaires sont à envisager.

La formule (37) peut s'écrire comme suit :

$$\tan \varphi = \frac{(1-a)}{(1+a')} \frac{1}{\lambda_r} \quad (\text{II.70})$$

Si on substitue l'expression (62) dans cette dernière l'équation, on obtient :

$$\lambda_r = \frac{(4a-1)(1-a)}{a} \frac{1}{\tan\varphi} \quad (\text{II.71})$$

La substitution de l'équation (63) dans (71) donne :

$$\lambda_r = \frac{(2\cos\varphi-1)(1+\cos\varphi)}{(1+2\cos\varphi)\sin\varphi} \quad (\text{II.72})$$

Cette équation est simplifiée comme suit :

$$\lambda_r = \frac{\cos\varphi + \cos 2\varphi}{\sin\varphi + \sin 2\varphi} \quad (\text{II.73})$$

D'où :

$$\lambda_r = \frac{1}{\tan\frac{3}{2}\varphi} \quad (\text{II.74})$$

On aboutit finalement à :

$$\varphi = \frac{3}{2} \tan^{-1} \frac{1}{\lambda_r} \quad (\text{II.75})$$

On déduit l'angle optimal de vrillage β de l'équation (36) :

$$\beta = \varphi - \alpha_{\text{opt}} \quad (\text{II.76})$$

où α_{opt} est l'angle d'attaque optimale, qui donne $(C_l/C_d)_{\text{max}}$.

Les résultats de la distribution optimale de la corde, ainsi que l'angle de vrillage pour deux pales de 5 mètres de diamètre et ayant différents profils sont résumés par les tableaux suivants :

Tableau II. 1: Distribution optimale de la corde et de l'angle de vrillage (Profil NACA 63-421)

Longueur (r/R)	Corde (m)	Angle de vrillage (°)
0,16	0,60	19,3
0,20	0,53	15,2
0,24	0,47	12,1
0,29	0,42	9,7
0,33	0,37	7,9
0,37	0,34	6,4
0,41	0,31	5,3
0,45	0,28	4,3
0,50	0,26	3,4
0,54	0,24	2,7
0,58	0,23	2,1
0,62	0,21	1,6
0,66	0,20	1,1
0,71	0,19	0,7
0,75	0,18	0,3
0,79	0,17	0,0
0,83	0,16	-0,3
0,87	0,15	-0,6
0,92	0,15	-0,8
0,96	0,14	-1,0
1,00	0,13	-1,2

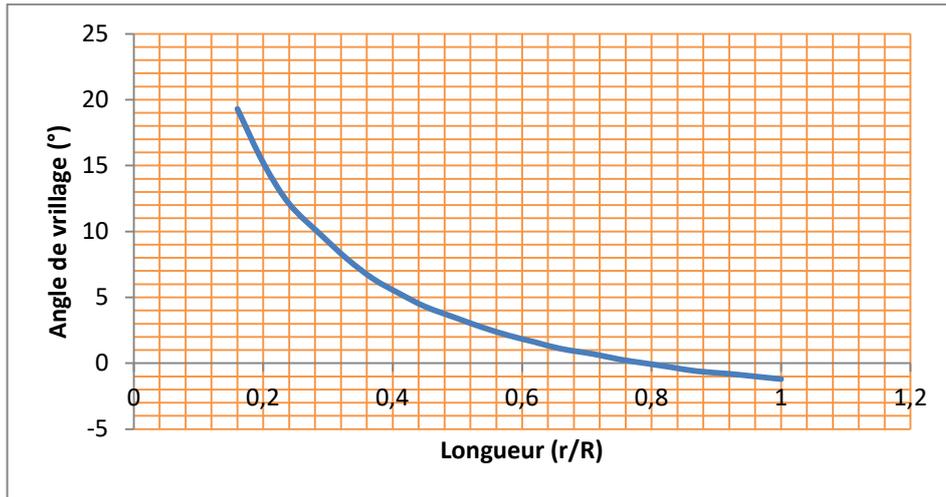


Figure II.4: Angle optimal de vrillage.

Tableau II.2: Distribution optimale de la corde et de l'angle de vrillage (Profil LS1-0417)

Longueur (r/R)	Corde (m)	Angle de vrillage (°)
0,16	0,82	23,3
0,20	0,73	19,2
0,24	0,64	16,1
0,29	0,57	13,7
0,33	0,51	11,9
0,37	0,46	10,4
0,41	0,42	9,3
0,45	0,39	8,3
0,50	0,36	7,4
0,54	0,33	6,7
0,58	0,31	6,1
0,62	0,29	5,6
0,66	0,27	5,1
0,71	0,26	4,7
0,75	0,24	4,3
0,79	0,23	4,0
0,83	0,22	3,7
0,87	0,21	3,4
0,92	0,20	3,2
0,96	0,19	3,0
1,00	0,18	2,8

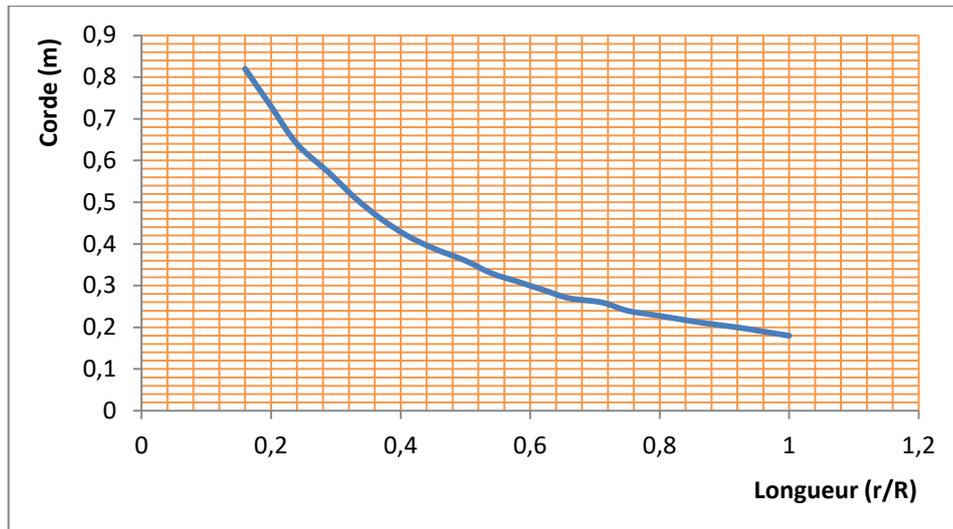


Figure II.5: Distribution optimale de la corde.

La distribution calculée pour les deux paramètres, la corde et l'angle ne sont pas linéaires. Dans la pratique, ces distributions ne sont pas respectées à cause des difficultés de fabrication. Le compromis serait d'utiliser des distributions linéaires proches de celles calculées sans trop sacrifier la performance énergétique (Figure II.4 et Figure II.5).

II .3.2 Calcul des efforts aérodynamiques sur le rotor

Une fois que la forme optimale des pales est déterminée à l'aide des formules de la section précédente, il est possible maintenant, de calculer les efforts et les moments agissant sur les pales ainsi que la puissance extraite par l'hélice.

Afin d'effectuer ce calcul, on suppose que les données suivantes sont disponibles :

- ❖ Le rayon de l'hélice . R
- ❖ La vitesse spécifique λ .
- ❖ Le nombre de pales . B
- ❖ Les caractéristiques du profil $C_L(\alpha)$ et $C_D(\alpha)$.

Les données suivantes sont calculées par la méthode décrite précédemment :

- ❖ La distribution de la corde $c(r)$.
- ❖ La distribution de l'angle de vrillage $\beta(r)$.

La méthode utilisée consiste à calculer les valeurs des facteurs d'interférence axial et tangentiel a' pour chaque position r de la pale. Puisqu'il n'existe pas d'expressions analytiques pour ces facteurs, une méthode itérative est utilisée, elle se résume par les étapes suivantes :

- 1) On donne la valeur de r qui détermine la position (la station) sur la pale par rapport au centre de l'hélice, où ce calcul sera effectué.

- 2) On suppose des valeurs initiales raisonnables pour a et a' ($a=1/3$ et $a'=0$ à titre d'exemple).
- 3) On calcule φ à l'aide de l'équation (37).
- 4) On calcule α à l'aide de la formule $\alpha = \varphi - \beta$ de l'équation (36).
- 5) On détermine $C_L(\alpha)$ et $C_D(\alpha)$ pour l'angle calculé α par une méthode d'approximation en utilisant le tableau des caractéristiques du profil utilisé.
- 6) On calcule a et a' en utilisant les formules (49) et (50).
- 7) On compare les valeurs de a et a' avec celles précédentes et on répète les étapes 3 à 6 jusqu'à l'obtention de la précision voulue.

La convergence de a et a' veut dire que l'égalité des résultats obtenus par les deux théories est vérifiée.

- 8) On calcule dC_p , dQ , dT et dP .
- 9) Si cette approche est répétée pour chaque position r de la pale, cela permettra de calculer la valeur totale de C_p , Q , P et T par intégration numérique le long de la pale.

Si les pertes de pression au bout libre de la pale (tip losses) sont prises en considération, les formules adéquates doivent être utilisées. Aussi, pour des valeurs de α où le décrochage de la pale peut avoir lieu, des solutions multiples peuvent en résulter.

L'organigramme de la figure 6 résume cet algorithme de résolution.

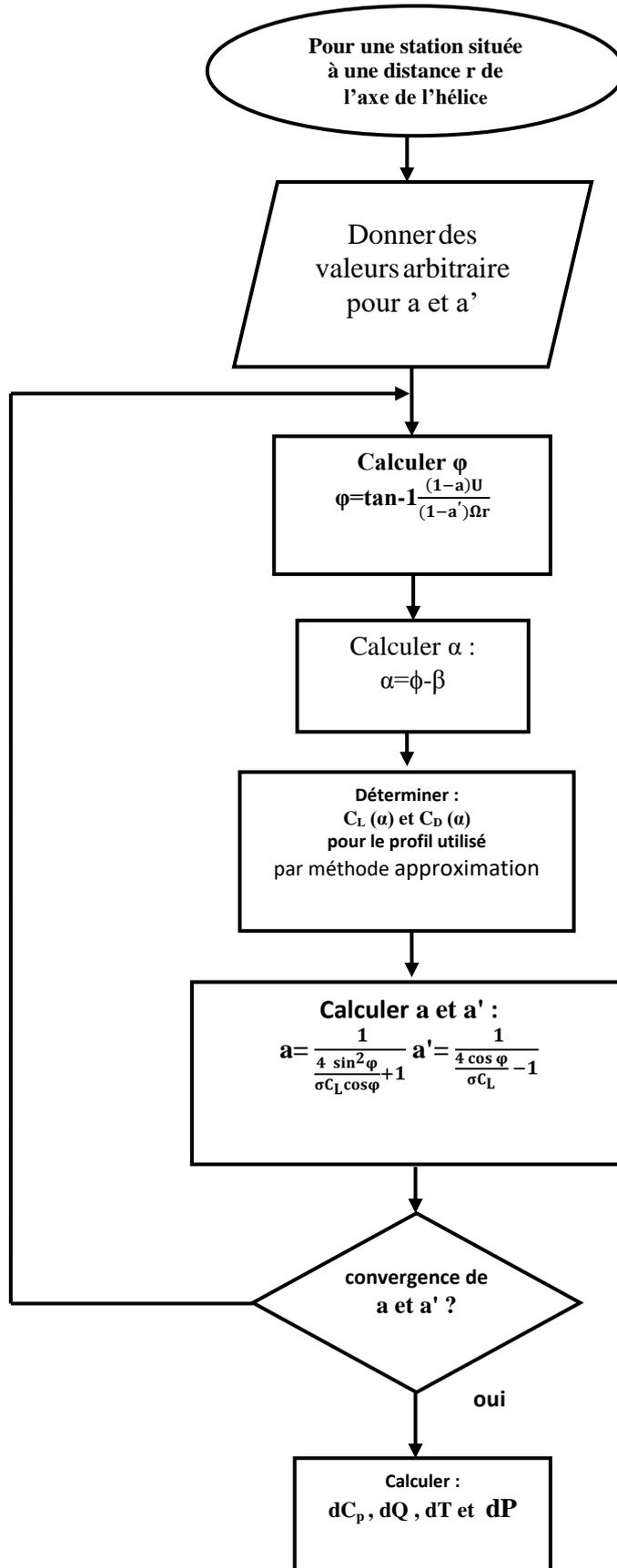


Figure II.6: Organigramme de la méthode BEM, pour le calcul statique et énergétique du rotor.

Table II. 3: Distribution des charges aérodynamiques, vitesse du vent 15 m/s, (profil NACA 63-421)

le longueur de la pale (x/L)	Force axiale	Force tangentielle	Moment (N.m)
0.16	86,02	221,24	206,30
0.20	85,93	286,49	263,25
0.25	81,92	351,16	305,56
0.29	73,54	411,09	323,48
0.34	73,37	466,19	372,82
0.38	38,41	535,52	316,39
0.43	57,87	586,57	467,49
0.47	208,88	556,61	1008,82
0.51	35,67	764,83	724,62
0.56	304,36	649,67	1690,88
0.60	39,33	908,37	1120,22
0.65	354,32	759,48	2370,09
0.69	83,60	998,27	1686,21
0.73	320,40	901,37	2780,43
0.78	221,50	1012,80	2591,90
0.82	217,84	1063,01	2693,02
0.87	211,31	1109,45	2746,15
0.91	191,81	1148,48	2624,72
0.96	169,79	1181,84	2434,31
1.00	140,04	1206,90	2100,65

Force axiale totale sur pale = 553,24 N

Force tangentielle totale sur une pale = 4729,56N

Force axiale totale sur l'hélice = 1659,724 N

Moment = 8218,81 N.m.

La figure 7 donne la distribution de la force axiale, la longueur de la pale.

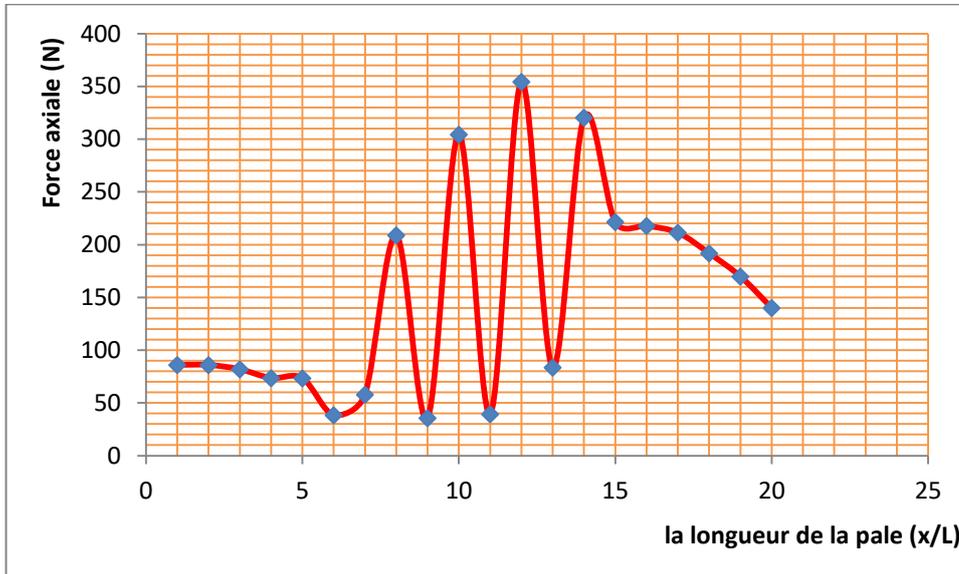


Figure II.7: Distribution de l'effort axial la longueur de la pale.

II .4. Conclusion

Les efforts aérodynamiques obtenus serviront aussi bien pour estimer les performances énergétiques aussi bien que pour analyser la structure de l'hélice.

La méthode itérative utilisée, a pu atteindre la convergence en dépit du volume de calcul impliqué dans la formulation du problème. Plusieurs tentatives étaient nécessaires pour trouver le bon choix des valeurs initiales des facteurs d'interférence, qui assurent la convergence la méthode.

L'un des obstacles qui entrave l'utilisation de la méthode itérative, est la difficulté de déterminer les coefficients de portance et de traînée à cause de la variation de l'angle d'incidence à chaque itération. Ce problème a été surmonté à l'aide d'une approximation mathématique des valeurs (obtenues expérimentalement) des coefficients de portance et de traînée en fonction de l'angle d'incidence.



Chapitre III
Etude
comparative
entre deux types
de profils NACA

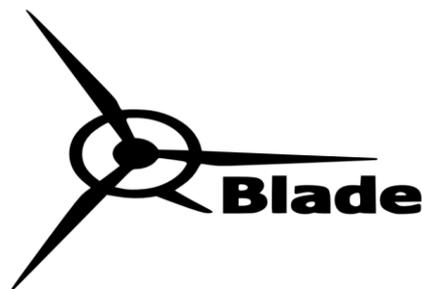
Chapitre III : Etude comparative entre deux types de profils NACA

III .1. Introduction

En raison de l'importance des éoliennes dans la production d'énergie électrique sans nuire à l'environnement, ainsi que pour améliorer l'utilisation de l'énergie éolienne qui fait tourner la turbine et pour augmenter l'efficacité de la machine et obtenir une meilleure conversion d'énergie cinétique du vent et un rendement élevé de notre installation., il faut prendre soin de la pale en termes de forme et de dimensions.

Dans ce chapitre nous avons étudié les profils **NACA4409** et **NACA4418** et pour la simulation nous avons utilisé le logiciel QBLADE pour extraire les courbes et les graphes de les comparer et de les étudier afin d'avoir l'influence de type des profils sur les paramètres aérodynamiques.

III .2. Présentation du logiciel QBLADE



Qblade est un logiciel de simulation multiplateforme à source ouverte pour la conception des pales d'éolienne et la simulation aérodynamique. Il est livré avec une interface utilisateur graphique conviviale ; la dernière version de ce logiciel est 0.96.3 (21 septembre 2016), elle est compatible avec le système d'exploitation Windows et Linux, la langue du Qblade est l'anglais. Qblade est un excellent logiciel pour les modèles des aérogénérateurs à axe horizontal (type **HAWT** "aérogénérateur à axe horizontal"), mais également pour les éoliennes verticales (type **VAWT** "aérogénérateur à axe verticale"). [33].

III .3. L'influence des chiffres utilisés pour coder le profil NACA à quatre chiffres sur la forme des pales

Pour notre cas, on prend comme exemple le profil **NACA 4409** (Voir figure III.1).

❖ Le premier chiffre "4" : indique que la ligne de cambrure est cintrée jusqu'à une taille égale à 4% de la longueur de la corde.(la hauteur maximum de la ligne de cambrure en pourcentage par rapport à la longueur de corde la pale).

❖ Le deuxième chiffre "4" : nous indique que la cambrure maximale se produit approximativement à 40 % de la longueur de la corde (L'endroit horizontal de la hauteur maximum de ligne de cambrure dans les deuxièmes de la longueur de corde).

❖ Les deux derniers chiffres "09" : indiquent que la pièce la plus épaisse de l'aile est environ 09 % de la longueur de corde. (l'épaisseur maximum de la pale exprimée en pourcentage par rapport de la longueur de corde).



Figure III.1 : Profil NACA 4409.

III. 4. L'influence du changement du code des profils sur la géométrie de la pale

III .4.1 L'effet du premier chiffre d'un profil NACA sur le design de pale

Exemple NACA **4409** et NACA**3409** :

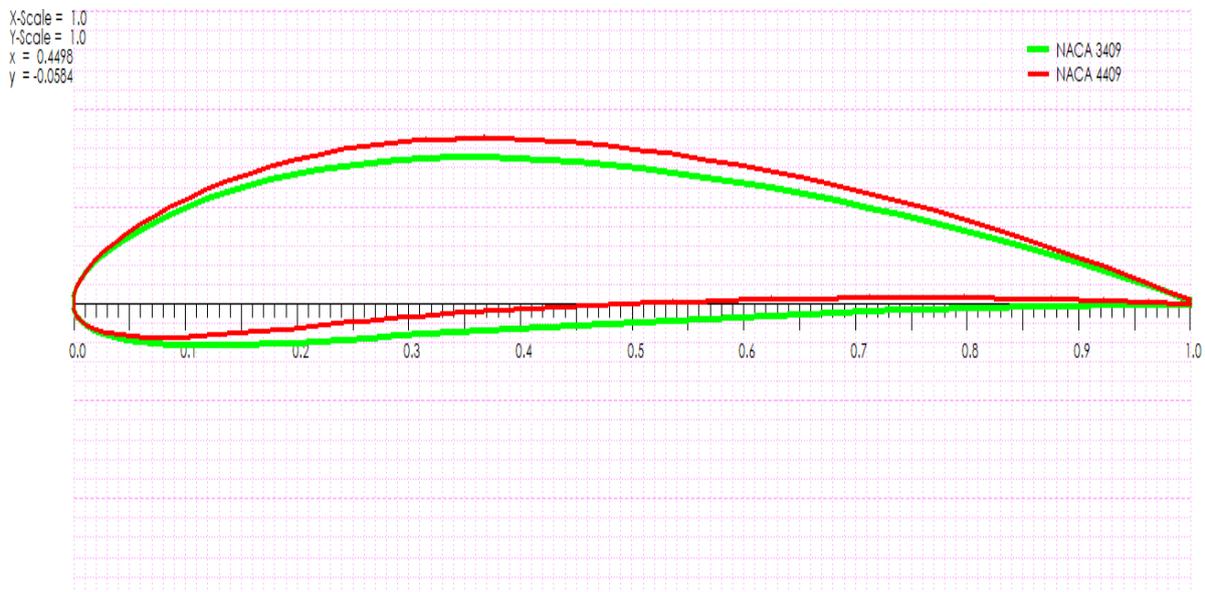


Figure III. 2 : Influence du premier chiffre dans le profil NACA.

On remarque à partir de la Figure III. 2 que le premier chiffre à gauche influe sur le cintrage.

III .4.2 L'effet du deuxième chiffre d'un profil NACA sur le design de pale

Exemple NACA **4409** et NACA **4609** :

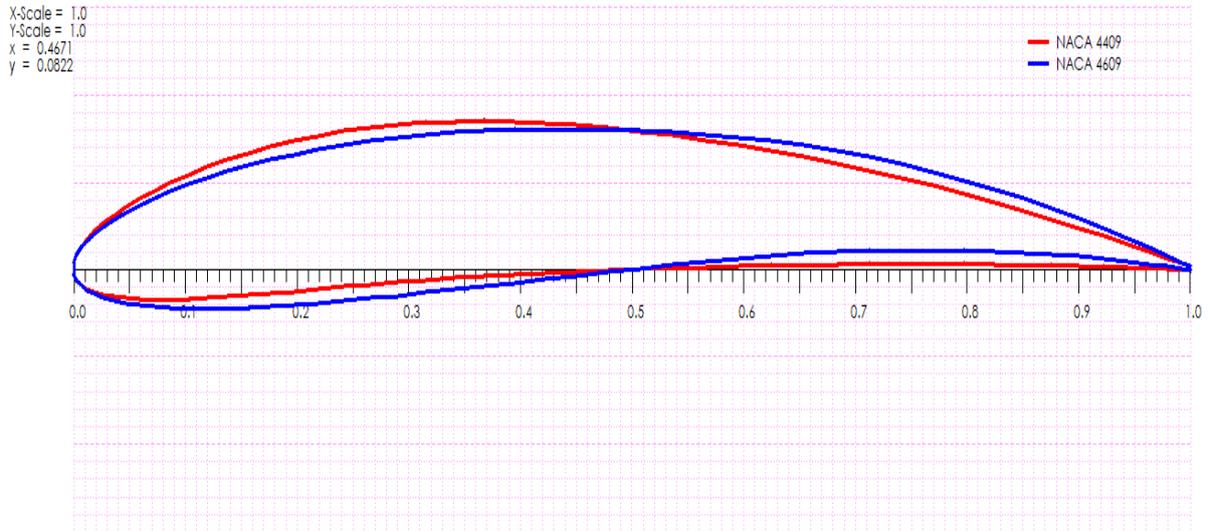


Figure III. 3 : Influence du deuxième chiffre dans le profil NACA.

On remarque à partir de la figure III. 3 que le deuxième chiffre à gauche influe sur la position de cambrure.

III .4.3 L'effet de derniers chiffres d'un profil NACA sur le design de pale

Exemple NACA **4409** et **4422**:

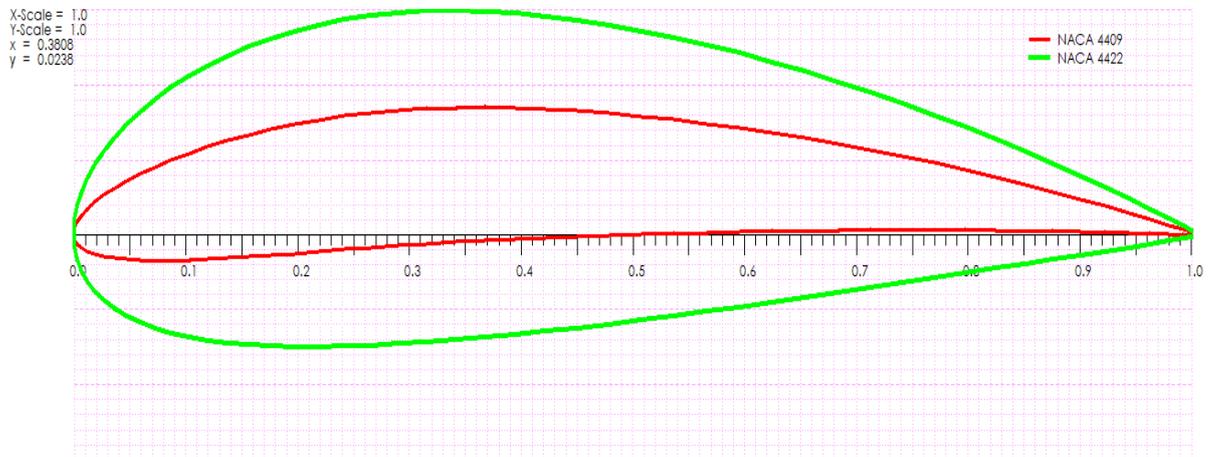


Figure III.4 : Influence de deux derniers chiffres sur le profil NACA.

On remarque à partir de la figure III. 4 que le modèle NACA **4422** est plus gonflé que le modèle NACA **4409**. On conclut que les deux derniers chiffres représentent le gonflement de la pale.

III .5. Comparaison entre deux profils NACA 4409 et 4418

Dans cette partie on va utiliser le profil NACA 4409 et NACA 4418 car ils sont trop utilisés dans les éoliennes à causes de leurs performances et sur tout dans le type d'aérogénérateur à axe horizontal " HAWT ". La figure III.5, présente deux profils du modèle NACA codés par quatre chiffres, NACA 4418 et NACA4409.

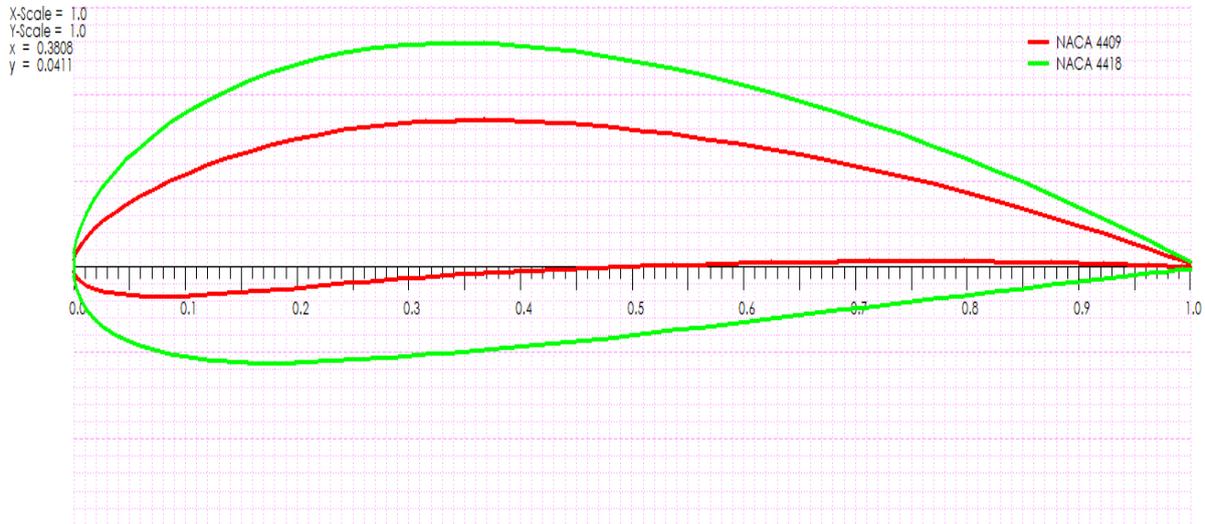


Figure III. 5 : Profil NACA 4409 et NACA 4418.

III .5.1.Le Coefficient de portance "Cl" en fonction de coefficient de trainée "Cd "

Lorsqu'une pale subit un vent relatif déplacé dans l'air, une force dite aérodynamique s'applique sur la pale, cette force est décomposée par rapport à la direction du vent relatif, où la composante parallèle s'appelle la trainée, et la composante perpendiculaire s'appelle la portance. (Cette force dépend de milieu de déplacement, la dimension et la forme de pale, la vitesse de déplacement), L'intensité de la force de trainée est changée en fonction de la vitesse, la forme et la taille de pale, du fluide dans lequel il interagit [35].

Le coefficient de portance est un nombre sans unité qui permet le calcul de sa portance, une composante des forces aérodynamique qui s'exercent sur l'objet lorsqu'il se déplace dans l'air ou bien un autre milieu, il fait partie de la famille des coefficients aérodynamique. La valeur de ce nombre dépend de la forme et de la position d'un objet par rapport au fluide, des caractéristiques des fluides.

Le coefficient de trainée est un nombre sans dimension utilisé afin de quantifier la résistance d'un objet dans l'air ou bien dans un autre fluide [36].

La Figure III. 6 , présente le coefficient de portance Cl en fonction de coefficient de trainée Cd , cette courbe peut être dévissée en deux parties :

- 1) Un régime transitoire correspondant aux petites valeurs de coefficient de trainée [0 ; 0.02], où les coefficients de portance pour les deux profils sont presque égaux
- 2) un régime permanent dans l'intervalle [0.02 ; 0.11].

Dans cette partie le coefficient de portance dans le modèle **NACA 4409** est plus grand que le Cl de profils **NACA 4418**. Cette différence est causée par les caractéristiques géométriques de chaque profil. La différence est causée par la forme géométrique des pales ; la formule mathématique utilisée pour calculer la forme géométrique est la suivante :

$$Y = \mp 0.6 [0.2969\sqrt{x} - 0.126x - 0.3516x^2 + 0.2843x^3 - 0.1015x^4] \quad (\text{III.1})$$

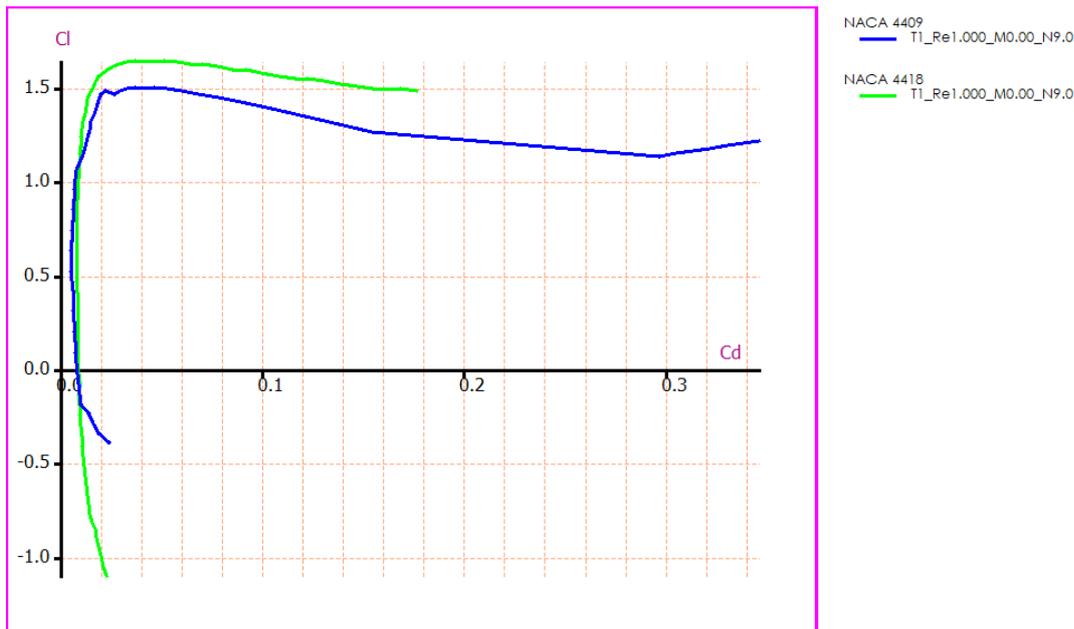


Figure III. 6 : Coefficient de portance Cl et coefficient de trainée Cd pour les profils **NACA4409** et **NACA4418**.

III .5.2.Le Coefficient de portance "Cl" en fonction d'angle d'attaque "α"

L'angle d'attaque "α" est composé de la somme de l'angle d'incidence et l'angle de calage ou l'angle de calage est l'angle formé par le plan de rotation de la pale et la pale et l'angle d'incidence est l'angle formé par la direction apparente du vent et la pale.

La Figure III.7 présente le coefficient portance dans les deux profils **NACA** en fonction de l'angle d'attaque α; pour les valeurs de α appartenant à [-10; 2], les coefficients de portance sont similaire pour les deux types de profils, et pour les valeurs d'angle d'attaque de [2 ; 12] le coefficient de portance dans le profil **NACA 4418** et plus grand que le Cl de profils **NACA 4409**.

L'intérêt de cette analyse est la détermination de l'angle d'attaque α optimal pour que le coefficient de portance **Cl** soit maximal. Dans les deux profils étudiés la meilleure valeur de

l'angle α est 15° parce que les deux profils sont de la même famille des pales. Le coefficient de portance est défini par la relation suivante :

$$C_l = \frac{F_z}{q \cdot s} \quad (\text{III.2})$$

Avec :

F_z : Force de portance en (N)

q : Pression dynamique $q=0,5 \cdot \rho \cdot V^2$ (ρ : la masse volumique (Kg/m^3)).

V : Vitesse de déplacement en (m/s).

S : Surface de référence (Surface projetée dans le plan X-Y pour une pale) en (m^2).

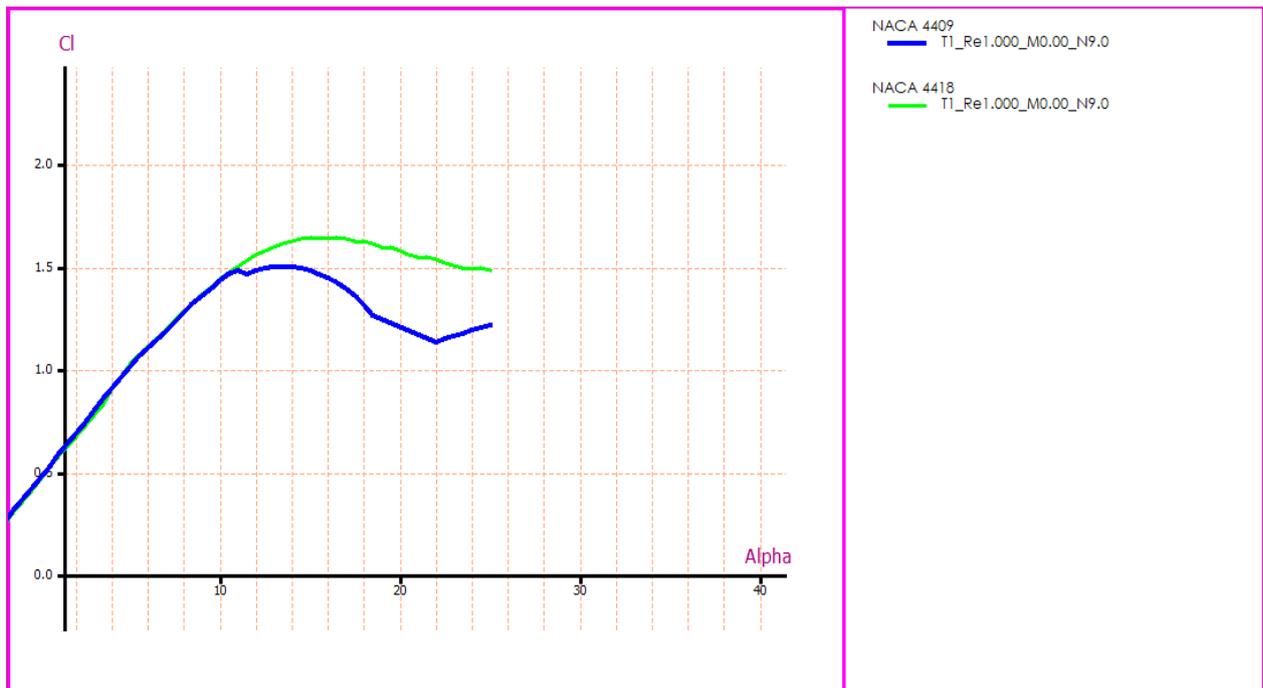


Figure III.7 : Coefficient de portance C_l en fonction d'angle d'attaque α .

III .5.3.La finesse (C_l/C_d) en fonction de l'angle d'attaque " α "

La finesse est une caractéristique aérodynamique définie comme le rapport entre la portance et la traînée, c'est le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée.

La figure 8, présente la finesse c'est le rapport entre le coefficient de portance et le coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque α ; elle contient trois paramètres (C_l , C_d et α). Pour les angles d'attaque α compris entre $[-10 ; 0]$ les finesses dans cette profils sont presque égaux mais pour des angles d'attaque α $[0 ; 9]$ la finesse du profil **NACA 4409** est optimale pour un angle d'attaque α bien définie que la finesse de modèle **NACA 4418**.

Donc pour les angles d'attaque α compris entre 0 et 9° il faut utiliser le profil **NACA 4409**. Et pour des angles d'attaque α [9 ; 20] la finesse du profil **NACA 4418** est optimale pour un angle d'attaque α bien définie que la finesse de modèle **NACA 4409**. Donc pour les angles d'attaque α compris entre 9° et 20° il faut utiliser le profil **NACA 4418**. Ces résultats peuvent être expliqués par la relation suivante :

$$\text{finesse} = \frac{\text{coefficient de portance}}{\text{coefficient de traînée}} \quad (\text{III. 3})$$

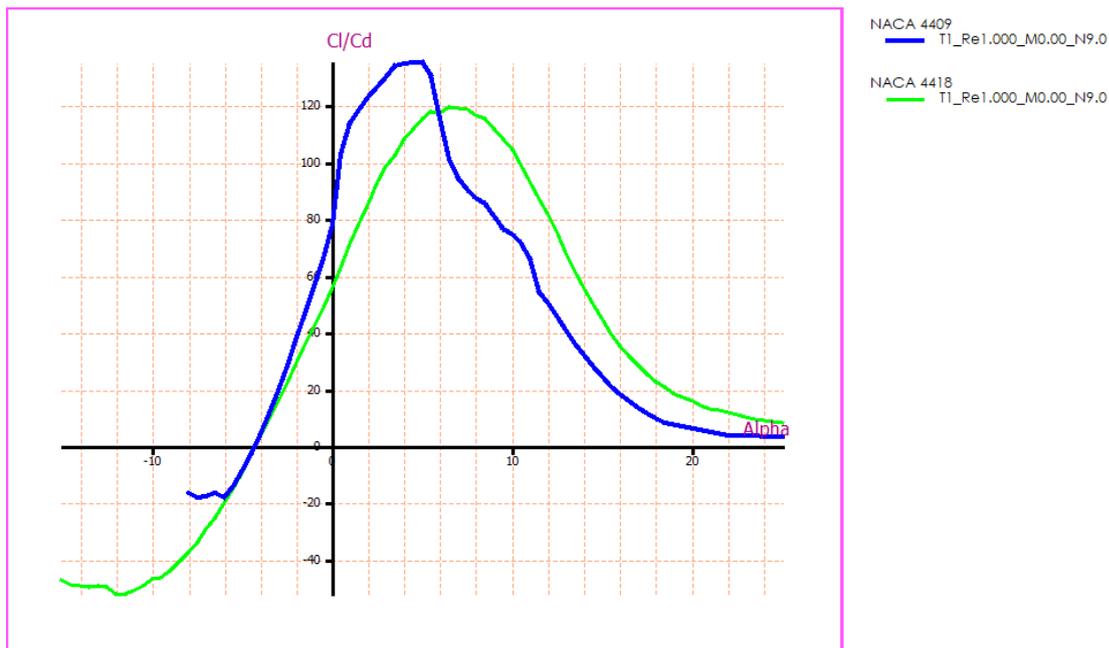


Figure III. 8 : Finesse (Cl/Cd) en fonction de l'angle d'attaque α pour les deux types de profil **NACA4409** et **NACA4418**.

III .5.4. Le Coefficient de puissance " C_p " en fonction de la vitesse normalisée " λ "

La Figure **III. 9** , présente le coefficient de puissance en fonction de la vitesse normalisée ; pour les types de profils le coefficient de puissance **C_p** augmente au maximum jusqu'à une vitesse normalisé bien définie. Après le coefficient de puissance **C_p** diminue. Cette figure représente

Que les deux profils de **NACA** donne la même coefficient de puissance dépend de plusieurs paramètres tel que : la vitesse du vent, la vitesse de rotation , nombre et modèle de pales et les angles : d'incidence et de calage.

Une étude expérimentale pour déduire les valeurs de coefficient **C_p** donne la formule suivante :

$$C_p = (0.5 - 0.167) \cdot (\beta - 2) \cdot \sin \left[\frac{\pi \cdot (\lambda + 0.1)}{18.5 - 0.3 \cdot (\beta - 2)} \right] - 0.00184 \cdot (\lambda - 3) \cdot (\beta - 2) \quad (\text{III.4})$$

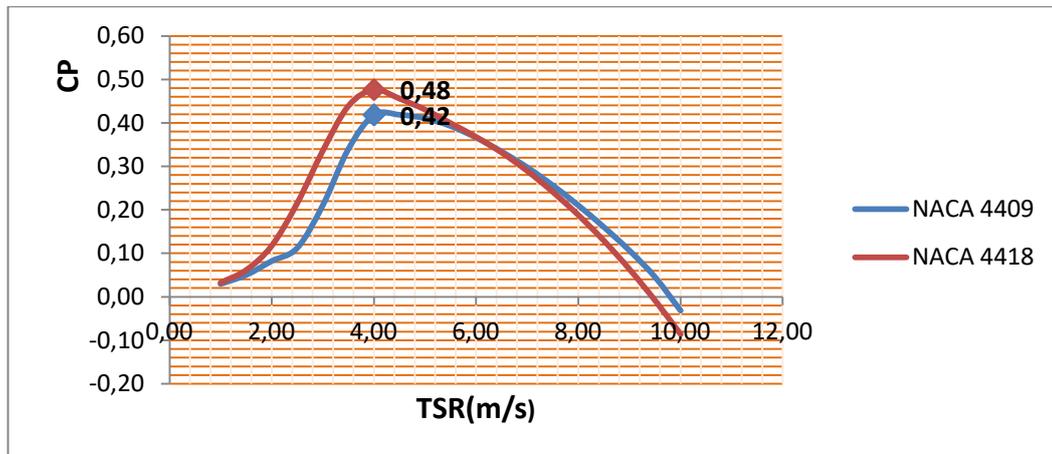


Figure III. 9 : Coefficient de puissance en fonction de la vitesse normalisée.

La figure III. 9, a permis de faire le choix du profil en fonction de la vitesse normalisée. Pour un rendement optimal, les deux profils ont un coefficient de puissance C_p important et par conséquent la puissance récupérée par l'aérogénérateur est importante car elle est proportionnelle au coefficient de puissance C_p .

III .6.Evaluation des performances d'un aérogénérateur a deux type de profils de pale

Dans cette partie nous sommes intéressés à l'aérogénérateur dont les caractéristiques sont montrées dans le tableau (III.1).

Nous avons entamé une étude comparative pour deux types de profils (**NACA4409** et **NACA4418**) de pale dans le but d'avoir une puissance maximale récupérée par l'aérogénérateur dans les deux cas à usage domestique.

Tableau III. 1: paramètres techniques d'un aérogénérateur [37]

Les éléments de pale	Constructeur	Gamesa
	Diamètre de rotor	16 m
	Ancien modèle	non disponible à la vente
	Non compatible	Offshore
	Surface balayée	200.9 m ²
	Nombre de pale	3
	Limitation de puissance	Pitch
Le rotor	Vitesse minimale de rotation	10 tours/minute
	Vitesse maximale de rotation	37,5 tours/minute
	Vent nominal	11 m/s
	Fabricant	Gamesa

III .6.1.Calcul des paramètres de l'aérogénérateur :

Pour calculer la vitesse normalisée λ , il faut d'abord calculer la vitesse au bout de la pale

U. La vitesse maximale de rotation n est égale à 37,5 tours/ min (Voir Tableau III. .1).

$$U = \frac{2 \times \pi \times n}{60} \times R \quad (\text{III.8})$$

R : Rayon du rotor(m). [R = 8 m]

n : Vitesse de rotation du rotor (tr/min) [n = 37.5 tr/min]

$$U = \frac{2 \times \pi \times 37.5}{60} \times 8$$

$$U = 31,4 \text{ m/s}$$

Maintenant en passe à la vitesse normalisée :

$$\lambda = \frac{U}{V} \quad (\text{III.9})$$

U : Vitesse au bout de la pale (m/s)

V : Vitesse du vent (m/s) [V = 5 m/s]

$$\lambda = \frac{31.4}{5}$$

$$\lambda = 6.28$$

III .6.2.Calcul de Puissance du vent :

Pour avoir la puissance récupérée par l'aérogénérateur, on calcul la vitesse du vent :

La puissance du vent est :

$$P_v = \frac{1}{2} \times \rho \times S \times V^3 \quad (\text{III.10})$$

ρ : Masse volumique de l'air [1,25(kg/m³)]

S : Section balayée par le rotor [S = 200.9 m²]

V: vitesse du vent (m/s) [V = 5 m/s]

$$P_v = \frac{1}{2} \times 1.25 \times 200.96 \times 5^3$$

$$P_v = 15700 \text{ W}$$

III .6.3.Calcul de puissance récupérée par l'aérogénérateur:

Le calcul de la puissance récupérée par l'aérogénérateur P_t nous permet de voir l'influence de type du profil sur le rendement.

La puissance récupérée par l'aérogénérateur est donnée:

$$P_t = C_p \times P_v \quad (\text{III.11})$$

Alors :

$$P_v = \frac{1}{2} \times C_p \times \rho \times S \times V^3 \quad (\text{III.12})$$

Le coefficient de puissance est différent selon le type de profil des pales.

Pour un aérogénérateur tripale et une vitesse normalisée égale à $\lambda=6,28$. Le coefficient de puissance [38] et la puissance totale de l'aérogénérateur sont donnés par le tableau(III.2).

Tableau (III.2) : Coefficient de puissance et puissance totale de l'aérogénérateur pour deux de profils

Profil	$c_{p_{max}}$	le rendement $\eta = \frac{16}{27} \times c_{p_{max}}$	Puissance totale de l'aérogénérateur P_t
NACA4409	0,42	24.89%	6594 W
NACA4418	0,48	28.44%	7536 W

Pour une vitesse du vent normalisée égale à $\lambda=6,28$, la puissance récupérée par le profil **NACA 4418** est importante que celle du profil **NACA 4409**, ce qui est compatible avec la simulation.

III .7. Conclusion

Pour l'installation d'un aérogénérateur, l'étude du gisement éolien du site et aussi la partie aérodynamique des pales sont importantes, pour avoir un dimensionnement optimal de notre aérogénérateur.

Le logiciel **Qblade**, nous a permis de faire une étude des différents paramètres (Profil et épaisseur relative) caractérisant la pale et leurs influences sur la puissance de l'aérogénérateur ce qui nous a permis de choisir le bon profil pour notre installation d'aérogénérateur à usage domestique.



Conclusion
Générale

Conclusion Générale

L'étude présentée dans ce mémoire avait pour objectif d'effectuer une Etude comparative entre deux types de profils NACA 4409 et 4418 d'un aérogénérateur par le biais de logiciel QBLADE, afin d'améliorer la performance tout en diminuant les problèmes structuraux.

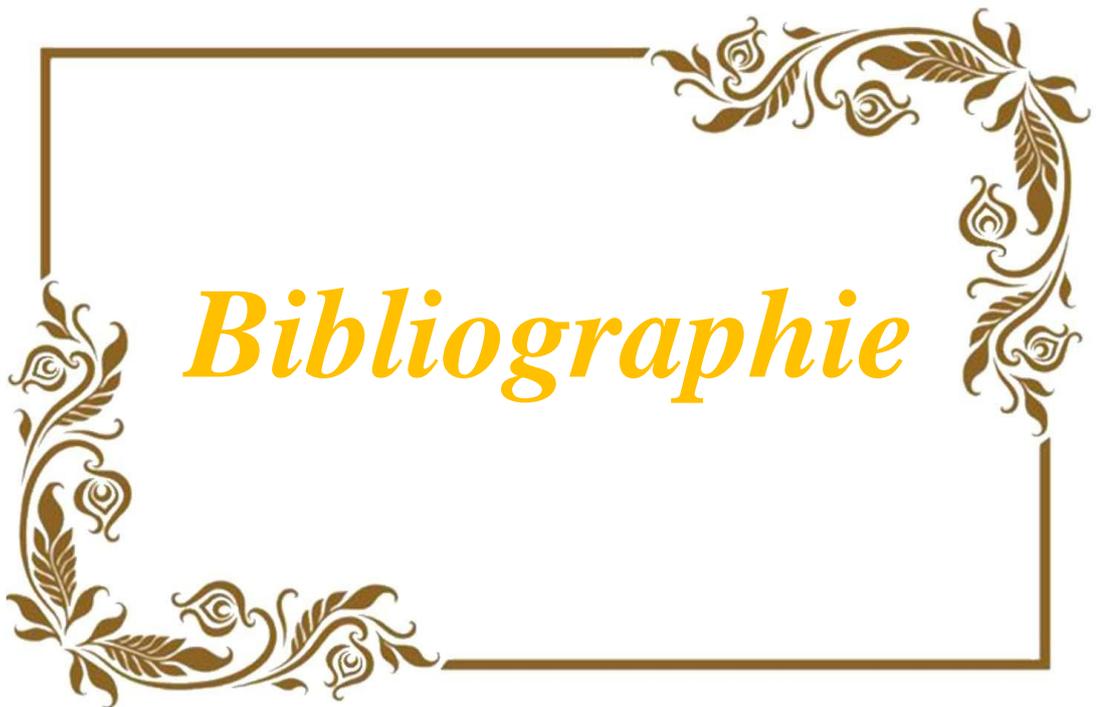
Dans un premier temps on a déterminé le comportement aérodynamique des pales étudiées ce qui représente un facteur primordial dans la conception de cette machine, car il permet de faire un choix de conception pour améliorer les performances et le rendement énergétique.

Puis La réalisation d'une simulation nous a aidé à calculer les efforts aérodynamiques ainsi que la distribution de la pression sur l'ensemble de la surface de la pale étudiée, ce qui nous a permis d'effectuer notre étude sur l'échantillon de pales qu'on a choisis et ainsi déterminer les paramètres structuraux nécessaires pour procéder à l'optimisation multi objective.

On a eu comme résultats la réalisation d'une simulation avec Le logiciel Qblade, nous a permis de faire une étude des différents paramètres (Profil et épaisseur relative) caractérisant la pale et leurs influences sur la puissance de l'aérogénérateur ce qui nous a permis de choisir le bon profil pour notre installation d'aérogénérateur à usage domestique. .

L'étude réalisée dans ce mémoire a pris en compte un état de sollicitations de la pale d'une éolienne où une pale fixe subit un vent extrême, une étude plus élargie serait de considérer un état dynamique de la pale et ainsi considérer les charges gravitationnelles et inertielles qui s'ajoutent aux forces aérodynamiques.

Il semble prometteur de continuer d'étudier l'optimisation structurelle multi objective de pales d'éolienne, et considérer d'autres paramètres à optimiser, comme l'épaisseur de chaque composant de la pale, la distance entre les nervures et les âmes...

A decorative rectangular frame with ornate floral and scrollwork motifs at the corners. The word "Bibliographie" is centered within the frame in a bold, italicized, golden-yellow serif font.

Bibliographie

Références bibliographiques

- [1] DNV, Design of offshore wind turbine structures , Det Norske Veritas, DNVOS-J101, 2004.
- [2] Julien Iainé ‘*Optimisation d’aubes de turbomachines : minimisation de la réponse*’ Mémoire de master, Université de Montréal, 2017.pag 15.
- [3] S. M. Bogdonoff et H. E. Bogdonoff, ‘ *Blade Design Data for Axial-Flow Fan and Compressors* ’, rap. tech., NACA, 1945.
- [3] H. SCHLICHTING Boundary layer theory. Ed Mc GRAW-HILL, 1967.
- [5] Nahoui Azzedine, ‘ *Contrôle de la couche limite laminaire incompressible bidimensionnelle autour d’un profil* ’, Université Mentouri de Constantine, 2014.
- [6] TH. Faur ‘ *Aérodynamique Appliquée* ’ Travaux Dirigés 2009. Université Pierre et Marie Curie–Paris 6 École Normale Supérieure de Cachan.
- [7] Source internet :<http://aerodynamique.chez.com/profil.html> consulté le [01 juin 2022]
- [8] A. GOURDIN et M. BOUMAH RAT.Méthodes numériques appliquées. Tec et DOC Lavoisier, 1989
- [9] Charles D. Harris ‘ *Aerodynamic characteristics of a 14 –Percent- thick NASA Supercritical Airfoil Designed for a normal Force coefficient of 0.7* ’ NASA TM X-72712, February 1981.
- [10] E.N. Jacobs, K.E. Ward, & R.M. Pinkerton.NACA Report No. 460, ‘*The characteristics of 78 related airfoil sections from tests in the variable-density wind tunnel*’ . NACA, 1933.
- [11] ‘*Fundamentals of aerodynamics*’, John D. Anderson Jr., third ed, chap 4 .
- [12] a et b Jack Moran, An introduction to theoretical and computational aerodynamics, Dover, 2003 (ISBN 0-486-42879-6, lire en ligne [archive]).
- [13] a et b : Airfoil Tools NACA 4 digit airfoil calculation .
- [14] E. N. Jacobs & R. M. Pinkerton 1936 Test in the variable-density wind tunnel of related airfoils having the maximum camber unusually far forward, NACA Report No. 537 .
- [15] Ira Abbott, Theory of Wing Sections: Including a Summary of Airfoil Data, New York, Dover Publications, 1959 (ISBN 978-0486605869), p. 115 .
- [16] a et b : Airfoil Tools NACA 5 digit airfoil specification .
- [17] A. Ronald H, ‘ *Axial-Flow Compressor Blade Profiles* ’ dans Axial-Flow Compressors, chap. 4, ASME, 2003.

- [18] E. N. Jacobs, K. E. Ward et R. M. Pinkerton, ‘ *The Characteristics of 78 Related Airfoil Sections from Tests in the Variable-Density Wind Tunnel* ’, rap. tech., National Advisory Committee for Aeronautics, 1933.
- [19] Source internet : https://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_NACA consulté le [28 mai 2022]
- [20] Source internet : [PROFILS NACA : Tracé des profils à 5 digits - PDF Free Download \(docplayer.fr\)](https://www.docplayer.fr/PROFILS-NACA-Tracé-des-profil-à-5-digits-PDF-Free-Download) consulté le [28 mai 2022]
- [21] ABDOU AMEL ‘ *Etude numérique d’une couche limite turbulente autour d’un profil bidimensionnel*’, Mémoire de master université de Mentouri-Constantine, 2012.
- [22] Source internet : <https://www.docsity.com/en/aerodynamics-forces-and-moments-fluid-mechanics-lecture-notes/161636/> consulté le [28 mai 2022]
- [23] E. Lysen, ‘ *Introduction to Wind Energy*’, Netherlands, Amersfort, 2nd Edition, 1983.
- [24] J.M. Jonkman, ‘ *Modelling of the UAE Wind Turbine for Refinement of FAST_AD*’, National Renewable Energy Laboratory, Task N°WER3 2010, NREL/TP-500-34755, December 2003.
- [25] D. Wood, ‘ *The Design and Analysis of Small Wind Turbines*’, University of Newcastle, School of Engineering, NSW 2308 Australia, 1st Edition of Notes, 2002.
- [26] S.M. Habalia and I.A. Saleh, ‘ *Local Design, Testing and Manufacturing of Small Mixed Airfoil Wind Turbine Blades of Glass Fiber Reinforced Plastics, Part I: Design of the Blade and Root*’, Journal of Energy Conversion & Management, Vol. 41, pp. 249 – 280, 2000. Z.L. Mahri et al. 256
- [27] M.M. Duquette and K.D. Visser, ‘ *Numerical Implications of Solidity and Blade Number on Rotor Performance of Horizontal-Axis Wind Turbines*’, Journal of Solar Energy Engineering, Vol.125, p. 425, Nov. 2003.
- [28] S.M. Habali and I.A. Saleh, ‘ *Design and Testing of Small Mixed Airfoil Wind Turbine Blades*’, Renewable Energy, Vol. 6, N°2, pp. 161 - 169, 1995.
- [29] O. Vries, ‘ *Fluid Dynamic Aspects of Wind Energy Conversion*’, Agard Publication, AG 243, 1979.
- [30] W.M.A. Jansen, ‘ *Horizontal Axis Fast Running Wind Turbines for Developing Countries*’, Publication SWD 76-3, Netherlands, Amersfoort, June 1976.
- [31] R.T. Griffiths and M.G. Woollard, ‘ *Performance of Optimal Wind Turbine*’, Applied Energy, Vol.4, pp. 261 - 272, 1978.
- [32] F. Bertagnolio and N. Sorensen, ‘ *Wind Turbine Airfoil Catalogue*’, Riso (National Laboratory, Roskilde), Denmark, August 2001.

- [33] Chai Alice, 27 septembre 2016, <https://en.m.wikipedia.org/wiki/Qblade>, consulté le [27 Avril 2022]
- [34] Source internet : [ANSYS — Wikipédia \(wikipedia.org\)](https://fr.m.wikipedia.org/wiki/ANSYS) consulté le [04 juin 2022]
- [35] Marck Jones 3 Mars 2013, https://fr.m.wikipedia.org/wiki/Forces_aerodynamiques, consulté le [14 Mai 2022]
- [36] Cros, J and Viarouge, P, “*Synthesis of High Performance PM Motors With Concentrated Windings*”, Thèse de Master, 2002.
- [37] T. Burton, N. Jenkins, D. Sharpe, and E. Bossanyi, Wind Energy Handbook, Thèse de Master, 2012.
- [38] : Z. Lebrin, «Wind Turbine and Electric Power Systems », Thèse de doctorat University of Berlin, Germany, 2003

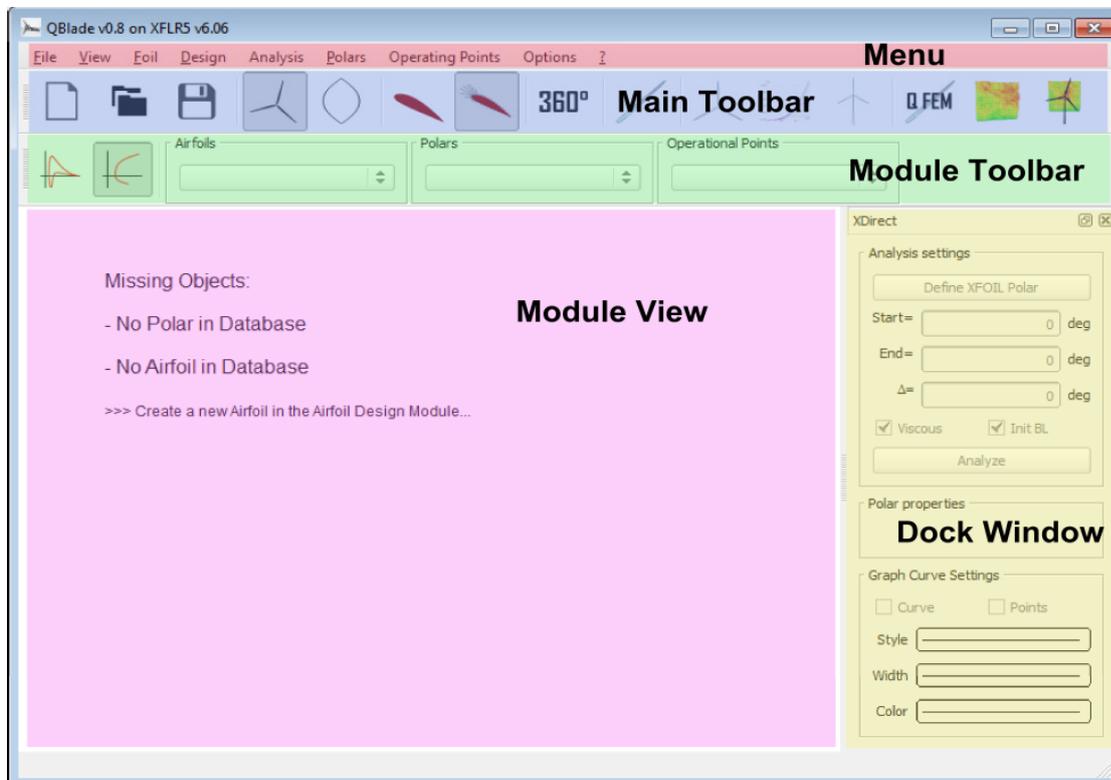


Annexe

Annexe

Manuel QBlade

Interface utilisateur générale



l'interface utilisateur graphique de QBlade se compose de cinq composants différents :

- ❖ **Menu** : les projets QBlade peuvent être chargés depuis le menu Fichier, les menus spécifiques des différents modules contiennent chacun des fonctionnalités pour importer/exporter ou modifier les objets de données associés

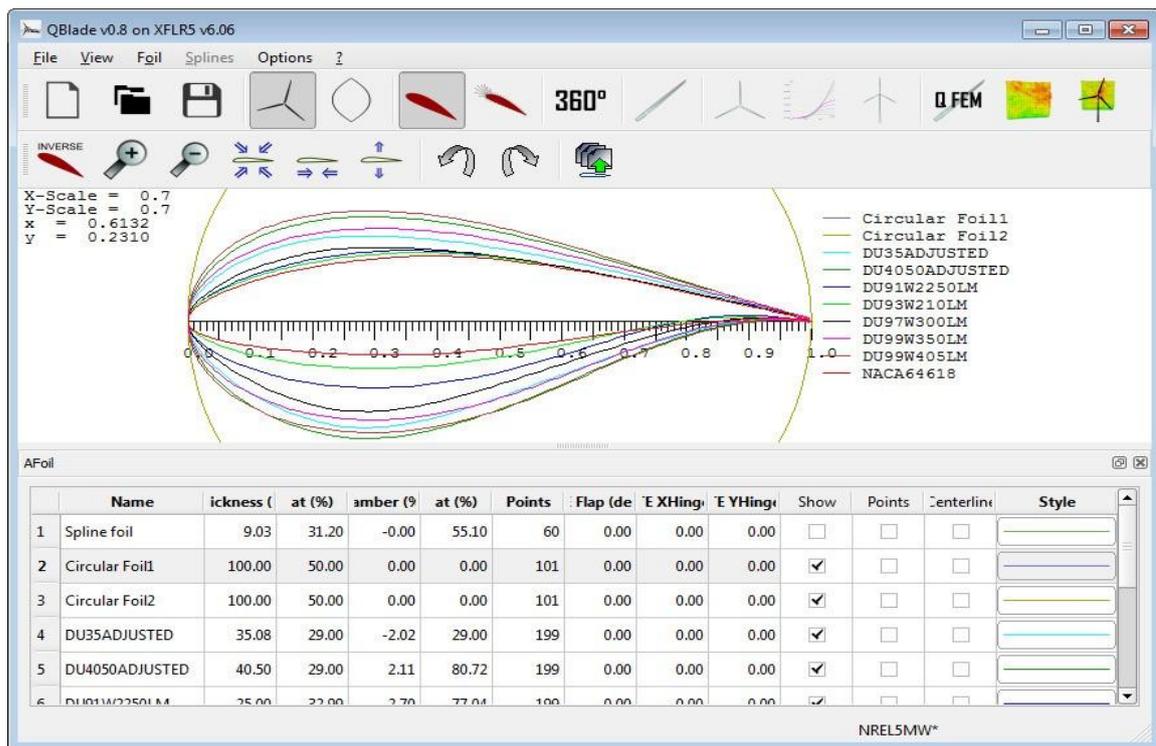
- ❖ **Barre d'outils principale** : Depuis la barre d'outils principale, les différents modules sont accessibles, chaque module a une représentation symbolique. Si la souris survole un symbole, une info-bulle avec quelques explications s'affiche. De là, il est également possible de démarrer un nouveau projet, d'ouvrir ou d'enregistrer un projet

- ❖ **Barre d'outils du module** : Dans la barre d'outils du module, les différents objets (tels que les profils aérodynamiques, les pales, etc.) qui peuvent être manipulés dans le module sont affichés dans des listes déroulantes. Dans le cas où l'objet à l'intérieur d'une combobox est modifié, les combobox associées sont mises à jour pour afficher uniquement les objets associés (dans le cas où un profil aérodynamique DU-21 est sélectionné dans la combobox profil aérodynamique, seules les polaires associées seraient affichées à l'intérieur de la combobox polaire)

❖ **Fenêtre Dock** : La fenêtre Dock contient toutes les fonctionnalités d'un module. Des simulations peuvent être définies ou des lames peuvent être conçues. Dans le cas où un objet est affiché dans un graphique, les propriétés de la courbe (couleur, largeur du style) peuvent également être modifiées à partir de la fenêtre du dock

❖ **Affichage du module** : Il existe deux affichages de module différents. Une fenêtre 2D qui affiche des graphiques et une fenêtre OpenGL qui peut restituer la géométrie des pales, les champs de vent, etc.

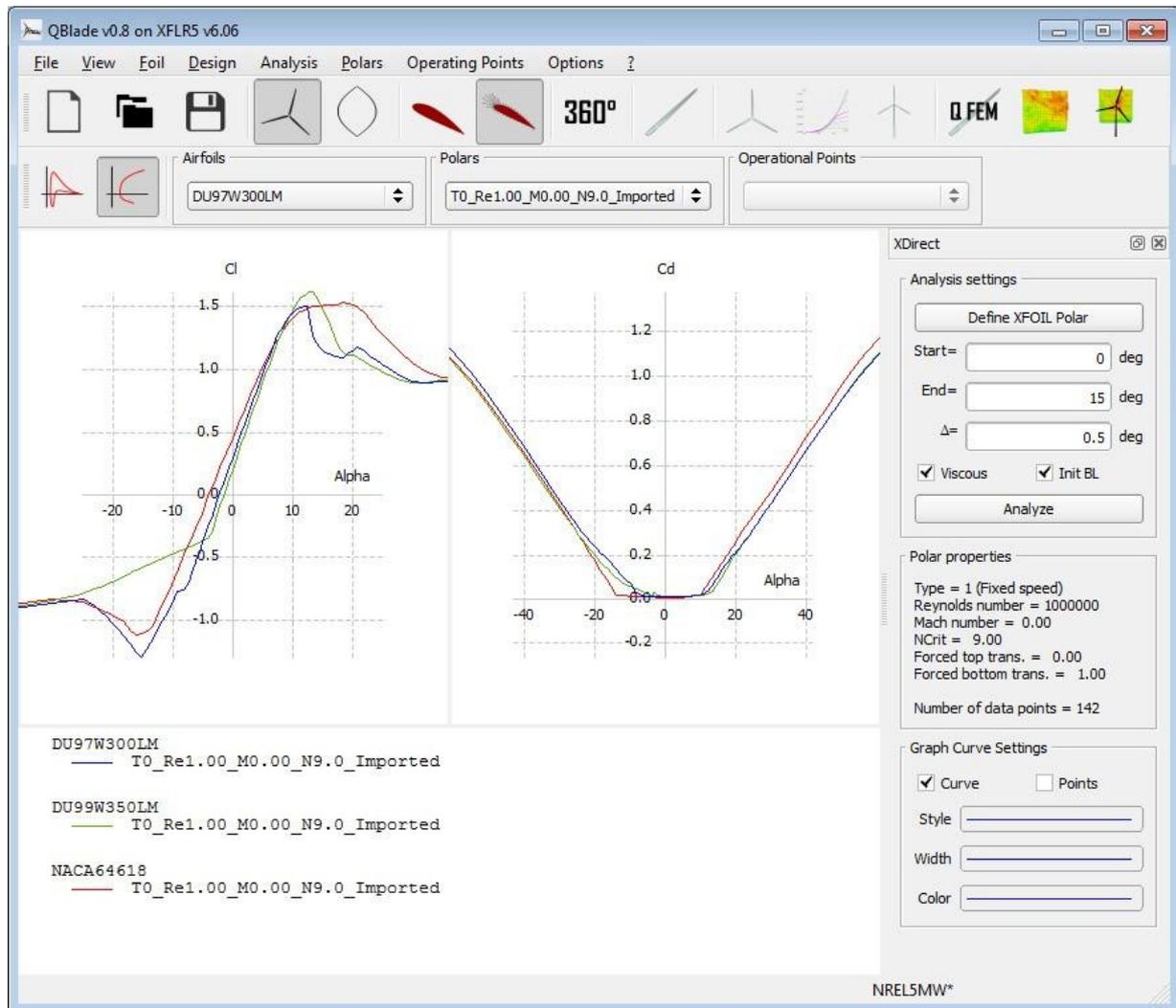
Conception de profil aérodynamique



Dans le module Airfoil Design, les profils aérodynamiques peuvent être conçus via des splines, un générateur de profils aérodynamiques NACA ou importés à partir d'une distribution ponctuelle. Ces fonctions sont accessibles depuis le menu Foil. Ce module est implémenté à partir du logiciel XFLR5.

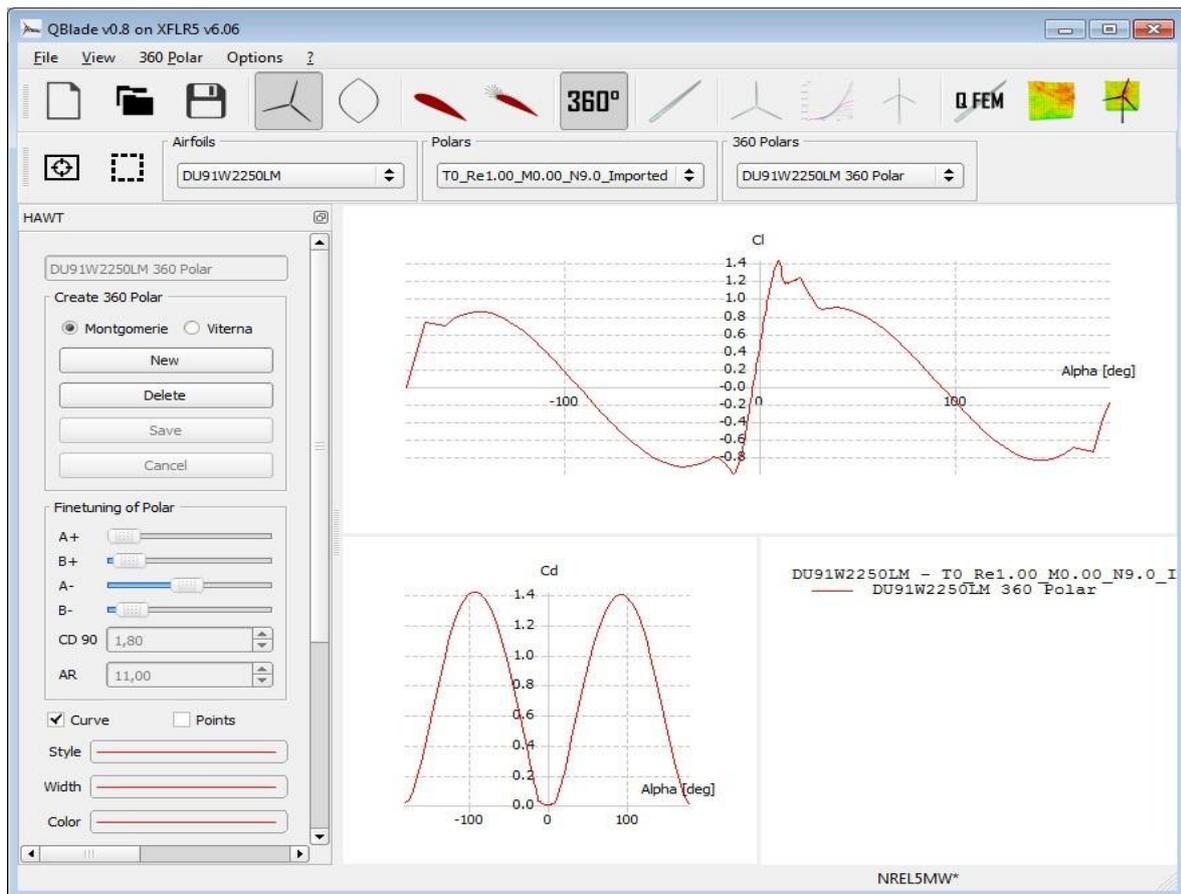
- ❖ **Générateur NACA** : Foil -> NACA Foils Profil
- ❖ **aérodynamique circulaire** : Foil -> Générer un foil circulaire
- ❖ **Importer un profil aérodynamique** : Foil -> Import Foil
- ❖ **Store Spline Airfoil**: Splines -> Store Splines as Foil

Analyse directe du profil aérodynamique



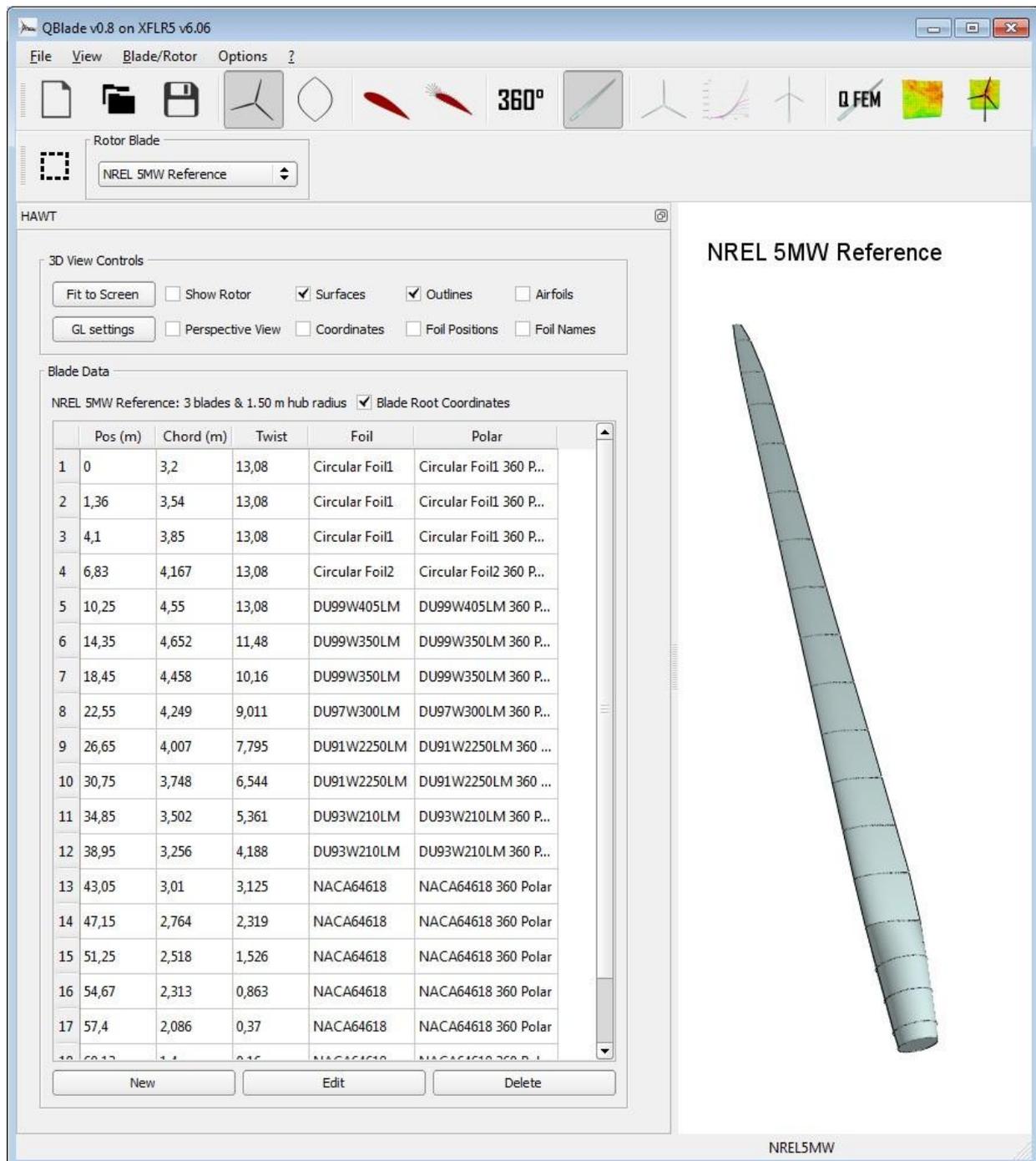
Dans le module d'analyse directe, les polaires peuvent être créées à l'aide des algorithmes XFOIL. Pour définir une polaire, sélectionnez le profil aérodynamique dans la liste déroulante des profils aérodynamiques dans la barre d'outils des modules et cliquez sur **Définir XFOIL Polar** dans la fenêtre du dock de droite. Lorsqu'une polaire a été définie, les coefficients de portance et de traînée peuvent être calculés en appuyant sur le bouton **Analyser** dans la fenêtre du dock. Les polaires peuvent être importées/exportées depuis le menu **Polars** en haut. Ce module est également une implémentation du logiciel XFLR5.

Polar 360° Extrapolation



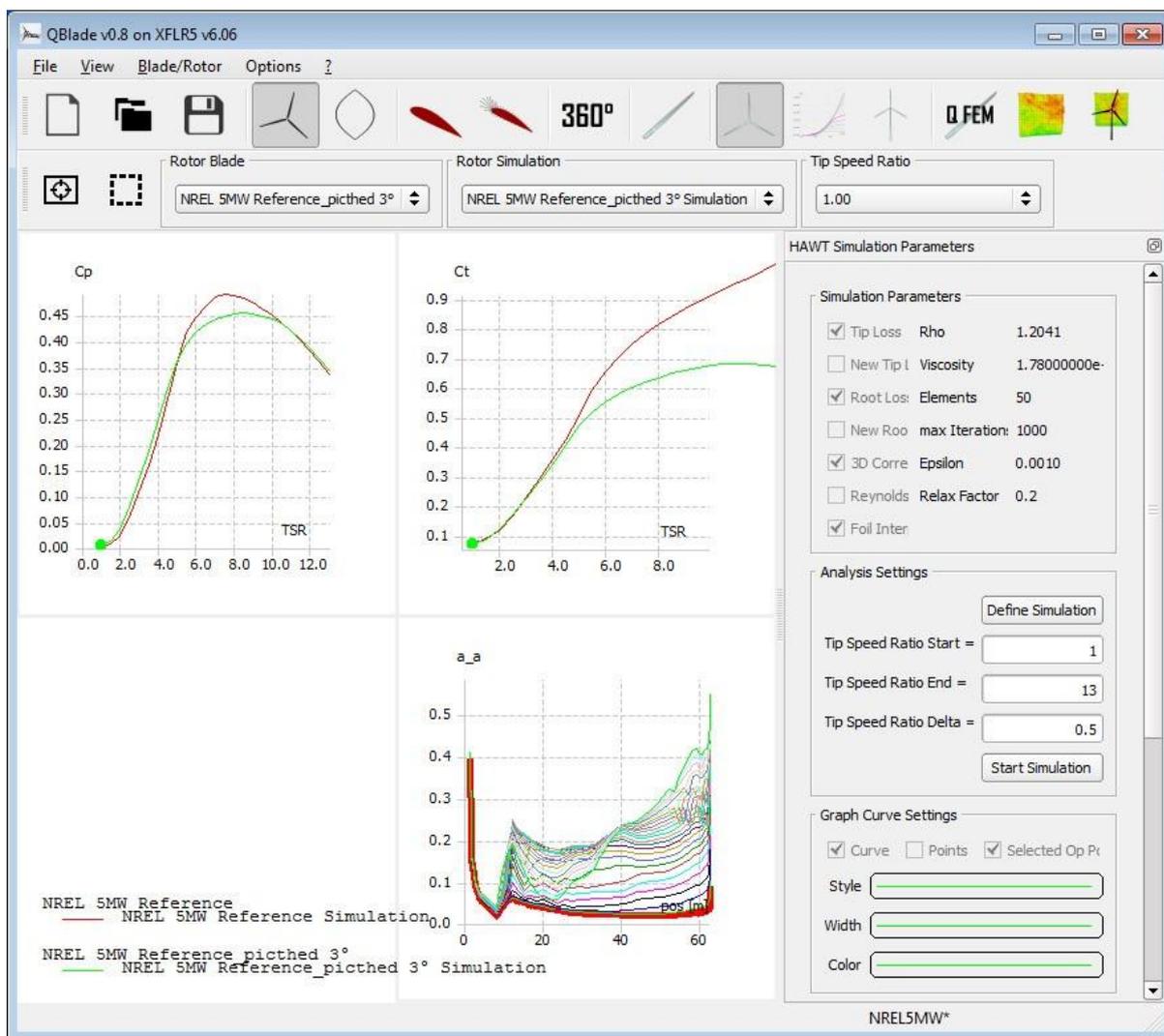
Dans le module d'extrapolation polaire à 360°, les polaires précédemment créées dans le module d'analyse directe peuvent être extrapolées à un angle d'attaque de 360°. Pour extrapoler une polaire, sélectionnez la polaire à extrapoler dans la liste déroulante des polaires à l'intérieur de la barre d'outils des modules, sélectionnez la méthode d'extrapolation (Montgomerie [4] ou Viterna [5]) dans la fenêtre du dock et cliquez sur le bouton **Nouveau**. Vous pouvez régler la forme polaire à l'aide des curseurs A+, B+, A- et B- et des modifications de nombre CD90 (glisser à 90° AoA) ou AR (Aspect Ratio). Pour enregistrer une polaire à 360° cliquez sur le bouton **Enregistrer**. Les Polars 360 peuvent être importées/exportées depuis le menu Polar 360.

Conception de pale



À l'intérieur du module Blade Design, les pales peuvent être conçues à partir de profils aérodynamiques et de polaires à 360°. Une lame ne peut être créée que si au moins une polaire 360° est présente dans la base de données. Pour commencer une conception de lame, cliquez sur le bouton **Nouveau**. Les lames existantes peuvent être modifiées via le bouton **Modifier**. Les fonctions d'importation / exportation d'un fichier de géométrie .stl, d'une table de pales ou d'un fichier de pales WT_Perf ou AeroDyn se trouvent dans le menu **Blade/Rotor**.

Simulation de la quantité de mouvement de l'élément de pale de rotor/turbine (BEM)



Les modules Rotor / Turbine Simulation effectuent une simulation Blade Element Momentum Method d'un rotor ou d'une turbine. Une simulation de rotor ne contient que des variables sans dimension telles que le rapport de vitesse de pointe ou le coefficient de puissance. Une fois qu'un objet turbine est défini à partir d'un rotor dans le module de simulation de turbine, une simulation sans dimension peut être effectuée (puissance, vitesse du vent, etc.). Une simulation est définie à partir du bouton **Définir la simulation** dans la fenêtre du dock. Une plage de rapports de vitesse de bout ou de vitesse du vent doit être définie avant le démarrage de la simulation avec **Démarrer la simulation**. Les résultats de la simulation peuvent être exportés en cliquant avec le bouton droit sur un graphique et en sélectionnant : **graphique actuel -> exporter le graphique**, qui exporte toutes les courbes tracées à l'intérieur du graphique sous forme de fichier .txt ou .csv.