

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE

MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

Département de Génie Mécanique

Faculté du Génie de la Construction

Université Mouloud Mammeri de Tizi-Ouzou



Mémoire de Fin d'études

En vue de l'obtention du Diplôme

de Master Académique en Génie Mécanique

Option : ENERGETIQUE

**Amélioration des Performances
Aérodynamiques du Profil NACA 0015**

Proposé et dirigé par :
Mr. I. BOUMRAR

Etudié par :
JUGURTA BOUAKLI

Promotion 2015-2016

REMERCIEMENTS

Au terme de ce travail, je voudrai remercier toutes les personnes qui ont participées à sa réalisation. En premier lieu, je tiens à remercier chaleureusement mon promoteur Mr I. BOUMRAR pour m'avoir proposé ce sujet, de prendre le temps et l'effort pour m'aider et encore pour ses conseils durant toutes les étapes de réalisation de ce travail.

J'exprime aussi ma gratitude à mes camarades qui m'ont permis d'échanger des idées dans le même domaine de recherche, toutes les personnes avec qui j'ai collaboré au laboratoire.

Mes remerciements s'adressent aussi au président et aux membres de jury, qui me feront l'honneur d'examiner ce modeste travail.

DEDICACES

Je dédie ce modeste travail à

La mémoire de mon père

Ma mère

Toute la famille

Tous mes amis

ABSTRACT

The purpose of this work is to present and discuss the results, from recent set of subsonic wind tunnel experiments on a NACA 0015 airfoil with a 25% chord trailing edge flap, the integrated trailing edge flap tested at different deflection angles. Four different blade models, with an aspect ratio (AR) of 4.16 were tested at different angles of attack from 0° to 40° with an increment of 5° , another important parameter is the velocity, all the models were tested with two free stream velocities ($V_0 = 20,3 \text{ m/s}$ and $V_0 = 30 \text{ m/s}$). The primary focus of this set of experiments was to determine the lift coefficient (C_L), drag coefficient (C_D) and pressure coefficient (C_p). In addition, numerical simulations with a CFD code FIUENT were also considered. They show a quite good agreement with the experimental results.

RESUME

Le but de ce travail est de présenter et discuter les résultats obtenus dans les expériences effectuées en soufflerie subsonique sur le profil aérodynamique NACA 0015 avec un volet de bord de fuite à 25% de la corde, le volet de bord de fuite intégré est testé à des différents angles de déflexion. Quatre maquettes de pales différentes, avec un rapport (AR) de 4.16 ont été testées à des différents angles d'incidence de $i = 0^\circ$ à $i = 40^\circ$ avec un pas de 5° , un autre paramètre important est la vitesse, toutes les maquettes ont été testées avec deux vitesses d'écoulement ($V_0 = 20,3 \text{ m/s}$ et $V_0 = 30 \text{ m/s}$). L'objectif principal de ces séries d'expériences était de déterminer le coefficient de portance (C_L), le coefficient de traînée (C_D) et le coefficient de pression (C_p). De plus, des simulations numériques avec le code CFD Fluent ont été aussi considérées. Elles montrent un très bon accord avec les résultats expérimentaux.

REMERCIEMENTS	
DEDICACES	
RESUME	
ABSTRACT	
LISTE DES TABLEAUX	iv
LISTE DES FIGURES	v
NOMENCLATURE	x
INTRODUCTION GENERALE	1
CHAPITRE 1 AERODYNAMIQUE DE L'HELICOPTERE	3
1 Aperçu	3
1.2 Les configurations des hélicoptères	4
1.3 Le rotor d'hélicoptère	6
1.4 La configuration du rotor	7
1.4 Rotor anti-couple	8
1.6 Fonctionnement des pales	9
CHAPITRE 2 APPROCHE THEORIQUE	11
2.1 Introduction	11
2.2 Vol Stationnaire	11
2.2.1 Théorie de la quantité de mouvement	12
2.3 Théorie de la quantité de mouvement pour la montée verticale	14
2.4 Descente verticale	16
2.5 Autorotation	19
2.6 Théorie de l'élément de pale	20
2.7 Théorie de la quantité de mouvement pour le vol horizontal	23
2.8 Théorie de l'élément de pale pour le vol horizontal	25
CHAPITRE 3 APPROCHE EXPERIMENTALE	28
3.1 Introduction	28
3.2 Moyens de mesure utilisés	28
3.2.1 Tube de Pitot	28

3.2.2	Multi-manomètre	30
3.2.3	Balance aérodynamique à jauges de contrainte	30
3.2.4	Système d'acquisition de données	34
3.3	Maquettes étudiées	34
3.3.1	Réalisation des maquettes avec prises de pression	35
3.3.2	Procédé de réalisation de l'aile avec prises de pression	37
3.3.3	Répartition des prises de pression	38
3.4	Mesures expérimentales sur le profil d'aile	42
3.5	Déférentes étapes de mesure	42
3.6	Résultats expérimentaux	43
3.6.1	Analyse des résultats de mesure de C_x pour les quatre pales	43
3.6.2	Analyse des résultats de mesure de C_z pour les quatre pales	44
3.6.3	Analyse des résultats de mesure de la polaire	45
3.6.4	Analyse des résultats de mesure de la finesse	45
3.6.5	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales	46
3.6.6	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados	50
3.6.7	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados	52
3.6.8	Evolution longitudinale de $-C_p$ pour chaque prise de pression en fonction de (y/L)	55
3.7	Conclusion	58
CHAPITRE 4	SIMULATION NUMERIQUE	59
4.1	Simulation numérique (code CFD fluent)	59
4.2	Outil de simulation Gambit et Fluent	59
4.2.1	Préprocesseur Gambit	60
4.2.2	Code Fluent	60
4.3	Condition aux limites utilisée par le code Fluent	60
4.4	Modèle numérique utilisée par le code Fluent	61
4.5	Résultats de la simulation numérique	61
4.5.1	Profil sans volet a l'incidence ($i=0^\circ$)	61
4.5.2	Profil sans volet a l'incidence ($i = 5^\circ$)	63
4.5.3	Profil avec volet incliné de 10° ($i=0^\circ$)	65
4.5.4	Profil avec volet incliné de 10° ($i=5^\circ$)	66

4.6	Conclusion	68
CHAPITRE 5	CONFRONTATION DES RESULTATS OBTENUS	69
5.1	Introduction	69
5.2	Comparaison de l'évolution des coefficients de traînée C_x	69
5.3	Comparaison de l'évolution des coefficients de traînée C_z	70
5.4	Comparaison des mesures longitudinale sur l'extrados du coefficient de la dépression $-C_p$	70
5.4.1	Profil sans volet	70
5.4.2	Profil avec volet	71
5.5	Comparaison des mesures transversale du coefficient de la dépression $-C_p$	71
5.5.1	Profil sans volet	71
5.5.2	Profil avec volet	72
5.6	Conclusion	73
	CONCLUSION GENERALE	74
	BIBLIOGRAPHIE	
	ANNEXES	

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3.1 :	Localisation des prises de pression pour la pale sans volet suivant la corde	39
Tableau 3.2 :	Localisation des prises de pression pour les pales avec volet suivant la corde	41
Tableau 3.3 :	Localisation des prises de pression le long de l'envergure	42

LISTE DES FIGURES

Figure 1-1:	Bell H13-B Rotor Classique, (6]	4
Figure 1-2:	Piasecki HUP Double rotor en tandem, (6]	5
Figure 1-3:	McDonnell XHJH Double rotor côte à côte, (6]	5
Figure 1-4:	Hélicoptère a Double rotor coaxiaux contrarotatifs, (6]	5
Figure 1-5:	Rotor a quatre pales en plein vol, [15]	5
Figure 1-5-a:	Rotor articulé, [3]	7
Figure 1-5-b:	Rotor semi-articulé, [3]	8
Figure 1-5-c:	Le rotor sans articulation, [3]	8
Figure 1-6:	Rotor anti-couple, [15]	9
Figure 1-7:	Les quatre forces qui agissent sur un hélicoptère	9
Figure 1-8:	Profil symétrique et profil asymétrique	9
Figure 2-1:	Écoulement à travers le disque rotor en vol stationnaire	12
Figure 2-2:	Écoulement à travers le disque rotor en montée verticale	15
Figure 2-3 :	Écoulement à travers le disque rotor en descente verticale	18
Figure 2-4:	Écoulement de sillage turbulent en descente verticale	16
Figure 2-5:	Écoulement d'anneau tourbillonnaire en descente verticale	19
Figure 2-6:	Élément de pale du rotor	20
Figure 2-7:	Disque de rotor vu de dessus	20
Figure 2-8:	Section de la pale	21
Figure 2-9:	Écoulement à travers le disque rotor en vol horizontal	23
Figure 2-10:	Évolution de la vitesse induite du rotor en fonction de la vitesse d'avance	24
Figure 2-11:	Angle de battement d'une pale du rotor	25
Figure 2-12:	Rotor en vol horizontal	25
Figure 2-13:	Écoulement autour d'un élément de pale en vol horizontal	26
Figure 2-14:	Composantes de vitesse pour une position du rotor	26

Figure 3-1:	Tube de Pitot	29
Figure 3-2:	Multi-manomètre du laboratoire	30
Figure 3-3 :	Balance aérodynamique	31
Figure 3-4:	Disposition des jauges de contrainte	31
Figure 3-5:	Pont de Wheatstone	33
Figure 3-6:	Indicateur de contraintes	33
Figure 3-7:	Les profils de base des quatre maquettes. (a) Sans volet, (b) avec volet de 5°, (c) avec volet de 10°, (d) avec volet de 15°	34
Figure 3-8:	Profil reproduit sur des plaques d'aluminium	35
Figure 3-9:	Réalisation des squelettes pour les pales	35
Figure 3-10 :	Collage d'une tôle mince sur le squelette	36
Figure 3-11:	Maquettes de mesure finales	36
Figure 3-12:	Vue de la pale à l'intérieur de la veine d'essai de la soufflerie	36
Figure 3-13:	Fixation des tubes à l'aide d'une colle rapide	37
Figure 3-14:	Maquettes finales avec prises de pression suivant la corde	38
Figure 3-15:	Différentes étapes de réalisation des pales avec prises de pression suivant l'envergure	38
Figure 3-16:	Répartition des prises de pression pour le profil sans volet	34
Figure 3-17:	Répartition des prises de pression pour le profil avec volet incliné de 5°	40
Figure 3-18:	Répartition des prises de pression pour le profil avec volet incliné de 10°	40
Figure 3-19:	Répartition des prises de pression pour le profil avec volet incliné de 15°	40
Figure 3-20:	Répartition des prises de pression le long de l'envergure	41
Figure 3-21:	Evolution de (C_x) pour les quatre pales	43
Figure 3-22:	Evolution de (C_x) en fonction de β	43
Figure 3-23:	Evolution de C_z pour les quatre pales	44
Figure 3-24:	Evolution de (C_Z) en fonction de β	44
Figure 3-25 :	Évolution de C_z en fonction de C_x	45
Figure 3-26 :	Évolution de C_z / C_x en fonction de l'incidence (i)	46

Figure 3-27:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=0^\circ$	46
Figure 3-28:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=5^\circ$	47
Figure 3-29:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=10^\circ$	47
Figure 3-30:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=15^\circ$	47
Figure 3-31:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=20^\circ$	48
Figure 3-32:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=25^\circ$	48
Figure 3-33:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=30^\circ$	48
Figure 3-34:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=35^\circ$	49
Figure 3-35:	Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=40^\circ$.	49
Figure 3-36:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=0^\circ$	50
Figure 3-37:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=5^\circ$	50
Figure 3-38:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=10^\circ$	50
Figure 3-39:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=15^\circ$	51
Figure 3-40:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=20^\circ$	51
Figure 3-41:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=25^\circ$	51
Figure 3-42:	Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=30^\circ$	52
Figure 3-43:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=0^\circ$	52
Figure 3-44:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=5^\circ$	53
Figure 3-45:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=10^\circ$	53
Figure 3-46:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=15^\circ$	53
Figure 3-47:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=20^\circ$	54
Figure 3-48:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=25^\circ$	54
Figure 3-49:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=30^\circ$	54
Figure 3-50:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=0^\circ$	55
Figure 3-51:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=5^\circ$	55
Figure 3-52:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=10^\circ$	56
Figure 3-53:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=15^\circ$	56

Figure 3-54:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=0^\circ$	56
Figure 3-55:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=5^\circ$	57
Figure 3-56:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=10^\circ$	57
Figure 3-57:	Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=15^\circ$	57
Figure 4-1 :	Vue 3D de la pale sans volet avec maillage	61
Figure 4-2:	Contours du coefficient de dépression $-C_p$ à l'extrados de la pale sans volet à l'incidence ($i=0^\circ$)	62
Figure 4-3:	Variation longitudinale du coefficient de dépression $-C_p$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=0^\circ$)	62
Figure 4-4:	Variation transversale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=0^\circ$)	63
Figure 4-5:	Contours $-C_p$ extrados pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=5^\circ$)	63
Figure 4-6:	Variation longitudinale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=5^\circ$)	64
Figure 4-7:	Variation transversale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=5^\circ$)	64
Figure 4-8:	Vue 3D du profil NACA 0015 avec volet incliné de 10° avec maillage	65
Figure 4-9:	Figure 4-5 : Contours $-C_p$ extrados pour le profil NACA 0015 avec volet incliné à 10° ($i=0^\circ$)	65
Figure 4-10:	Variation longitudinale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 avec volet incliné de 10° , ($i=0^\circ$)	66
Figure 4-11:	Variation transversale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 avec volet incliné de 10° , ($i=0^\circ$)	66
Figure 4-12:	Contours $-C_p$ extrados pour le profil NACA 0015 avec volet incliné à 10° , ($i=5^\circ$)	67
Figure 4-13:	Evolution longitudinale de $-C_p$ le profil NACA 0015 avec volet incliné à 10° , ($i=5^\circ$)	67
Figure 4-14:	Evolution transversale de $-C_p$ le profil NACA 0015 avec volet incliné à 10° , ($i=5^\circ$)	68
Figure 5-1:	Comparaison des valeurs expérimentales et numériques de C_x	69
Figure 5-2:	Comparaison des valeurs expérimentales et numériques de C_z	70
Figure 5-3 :	Comparaison longitudinale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 sans volet	70
Figure 5-4 :	Comparaison longitudinale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 avec volet incliné de 10°	71
Figure 5-5 :	Comparaison transversale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 sans volet	72
Figure 5-6 :	Comparaison transversale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 avec volet incliné de 10°	72

NOMENCLATURE

c	La corde de la maquette	[cm]
L	L'envergure de la maquette	[cm]
T	Poussée du rotor	[N]
P	La puissance du rotor	[j/s]
A	La surface de disque rotor	[m ²]
i	Angle d'incidence	[°]
i_d	Incidence de décrochage	[°]
Ω	Vitesse angulaire	[rd/s]
v_a	Vitesse ascendante	[m/s]
β	Angle de battement	[°]
v_s	Vitesse induite en vol stationnaire	[m/s]
v_d	Vitesse de descente	[m/s]
v	Vitesse du vent	[m/s]
U_T	Composante tangentielle de la vitesse	[m/s]
U_P	Composante normale de la vitesse	[m/s]
U_R	Composante radiale de la vitesse	[m/s]
g	Accélération gravitationnelle	[m/s ²]
Θ	Angle de calage à une section donnée	[°]
ψ	Angle d'azimut	[°]
φ	Angle d'entrée de l'écoulement dans le plan du disque rotor	[°]
z_a	Pression manométrique d'arrêt	[m]
z_0	Pression manométrique statique	[m]
z	Pression d'arrêt pariétale manométrique	[m]
p_∞	Pression à l'infini	[N/m ²]
dL	Portance /unité de longueur	[N]
dD	Trainée/ unité de longueur	[N]
dT	Poussée normal au plan du disque	[N]
dQ	Couple de l'élément de pale	-
p_i	Pression induite	[N/m ²]
Δp	Saut de pression	[N/m ²]

\dot{m}	Débit massique	[kg/s]
P_i	Puissance induite	[j/s]
ρ	Masse volumique	[kg/m ³]
r	Rayon /axe de rotation	[m]
C_T	Coefficient de poussée	-
C_p	Coefficient de pression	-
C_{pi}	Coefficient de puissance induite	-
C_x	Coefficient de trainée	-
C_z	Coefficient de portance	-
C_D	Coefficient de trainée du rotor	-
C_L	Coefficient de portance du rotor	-
C_Q	Coefficient de couple	-
λ_i	Coefficient de vitesse induite	-
λ	Coefficient de vitesse d'entrée	-
σ	Coefficient de solidité	-
N	Nombre de pales	-
μ	Facteur d'avance	-
R	Résistance électrique	[Ω]
AR	Aspect Ratio	-

INTRODUCTION GENERALE

L'un des principaux objectifs dans la conception de l'hélicoptère est d'améliorer les performances aérodynamiques des pales en vol sans déplacement et en vol de translation. Pour atteindre cet objectif, des procédures numériques ont été développées, soutenu par des expériences récentes en soufflerie, ont montré que l'aérodynamique du rotor d'hélicoptère, ainsi que dynamique et les caractéristiques de performance peuvent être modifiées ou améliorées par l'utilisation de volet du bord de fuite [1].

Dans le cadre de ce mémoire de fin d'études on s'est concentré sur l'effet d'un volet monté au bord de fuite d'un profil aérodynamique symétrique du type NACA 0015 série à quatre chiffres souvent utilisées dans les appareils à voilure tournante tels que les pales d'hélicoptère, les hélices...

Pour ce faire on a conduit deux études, la première étant la méthode expérimentale dans une soufflerie subsonique dans le but de mesurer les différents coefficients aérodynamiques des quatre maquettes de pales préalablement réalisées, afin de situer l'apport du volet incliné différemment sur le profil de base.

La deuxième étude est numérique qui fera appel au code de calcul (CFD) Fluent pour simuler l'écoulement autour de ces mêmes pales afin de comprendre au mieux le phénomène, et de visualiser les contours de pression et le champ de vitesse autour de ces mêmes profils.

Cependant ce travail nécessite le passage par des généralités et l'adoption d'un plan de travail qui fera office à la fois d'introduction et de mise en valeur de la problématique et aussi de documentation pour des générations futures, cette répartition en chapitres a donné lieu à ce qui suit :

Dans le premier chapitre on a évoqué quelques généralités sur la giravation et expliqué les principes de la sustentation des appareils à voilures tournantes, étant donné que le profil étudié est exclusivement destiné à ce type d'appareil.

Dans le deuxième chapitre on mettra en valeur les approches théoriques ainsi que leurs raisonnements mathématiques régissant le phénomène ainsi que l'effectivité de ces approches dans la prédiction du comportement aérodynamique de ces appareils volants.

Dans le troisième chapitre la présentation du matériel expérimental et les appareils de mesure est nécessaire avant d'effectuer les essais pour tracer les différentes courbes représentatives des coefficients aérodynamiques de portance C_z , de traînée C_x et de dépression $-C_p$ afin de cerner l'apport du volet sur les caractéristiques du profil en question.

Dans le quatrième chapitre on a conduit des simulations numériques dans le but de comparer les résultats expérimentaux pour les mêmes conditions

d'écoulement et de dimensions que dans le chapitre précédent et de visualiser le comportement de l'écoulement autour de ces profils en trois dimensions.

Enfin la confrontation des résultats expérimentaux et numériques donnera lieu à la confirmation rigoureuse de toutes hypothèses avancées et aussi d'en tirer des conclusions sûres et rationnelles.

AERODYNAMIQUE DE L'HELICOPTERE

1 Aperçu

L'aérodynamique est la science de tous les vols des aéronefs [2]. Ces dernières années, il y a eu une augmentation du nombre de rapports, d'articles et de thèses traitant divers aspects de l'aérodynamique de l'aviation et la giravation [3].

Un hélicoptère peut être défini comme tout appareil volant à l'aide d'un ou plusieurs rotors pour fournir des forces de portance, propulsion et de contrôle. L'hélicoptère moderne en effet est un appareil qui joue un rôle unique dans l'aviation moderne [3]. Leur décollage et atterrissage verticaux, et les capacités en vol stationnaire leur permettent un accès à des endroits physiquement inaccessibles aux aéronefs à voilure fixe. Le rotor doit fournir une force de poussée pour supporter le poids de l'hélicoptère. Le vol vertical efficace signifie une charge de puissance élevée (rapport de poussée du rotor par rapport à la puissance du rotor nécessaire (T/P), parce que la puissance et la consommation de carburant installée sont proportionnelles à la puissance requise. Pour une voilure tournante, un faible disque de chargement (le rapport de poussée du rotor et la surface de disque rotor (T/A) est la clé d'une charge de puissance élevée. Pour la voilure tournante en vol stationnaire, la charge de puissance induite est inversement proportionnelle à la racine carrée de disque de chargement ($P/T \propto \sqrt{T/A}$). D'où l'efficacité de poussée du rotor de poussée augmente à mesure que le disque de chargement diminue [3].

La performance de l'hélicoptère est une fonction de la vitesse, la puissance nécessaire pour entrainer le rotor principal est composée de trois éléments : puissance induite, puissance profile et la puissance du parasite, cette dernière est due a la trainée du fuselage. La conception aérodynamique d'une pale de rotor d'hélicoptère nécessite des étapes tel que la sélection des profils aérodynamiques et les appliquées sur différentes régions du rayon de la pale. Une fois les profils et la distribution des profils sur le rayon de la pale sont sélectionnés, la puissance induite et la puissance profile deviennent des fonctions de vrillage, forme de l'extrémité de la pale et de la corde [4].

L'aérodynamique de l'hélicoptère est une discipline complexe qui nécessite souvent des approches expérimentales pour éclaircir les phénomènes physiques et estimer les charges aérodynamiques, des études numériques soutenues par des expériences en soufflerie, ont montrés que l'aérodynamique de la pale d'hélicoptère et les caractéristiques dynamiques de performance peuvent être modifiées et améliorées par l'utilisation d'un volet au bord de fuite [5].

1.2 Les configurations des hélicoptères

Les configurations des hélicoptères peuvent être classées en cinq types principaux et plusieurs sous-classes, chaque type a ses caractéristiques uniques, les avantages et les inconvénients [6].

Classique : Avec unique rotor principal, le type le plus commun (Figure 1-1)



Figure 1-1 : Bell H13-B Rotor Classique, [6].

Double rotor en tandem : La configuration dite double rotor en tandem définit un hélicoptère avec deux rotors principaux alignés de manière longitudinale, sans rotor anti-couple. (Figure 1-2)



Figure 1-2 : Piasecki HUP Double rotor en tandem, [6].

Double rotor côte à côte : La configuration dite double rotor côte à côte définit un hélicoptère avec deux rotors principaux alignés de manière latérale et tournant dans le même sens, sans rotor anti-couple. (Figure 1-3)



Figure 1-3 : McDonnell XHJH Double rotor côte à côte, [6].

Double rotor coaxiaux contrarotatifs : La configuration dite double rotor coaxiaux contrarotatifs définit un hélicoptère avec deux rotors principaux tournant dans un sens contraire et disposant du même axe de rotation, sans rotor anti-couple. (Figure 1-4)

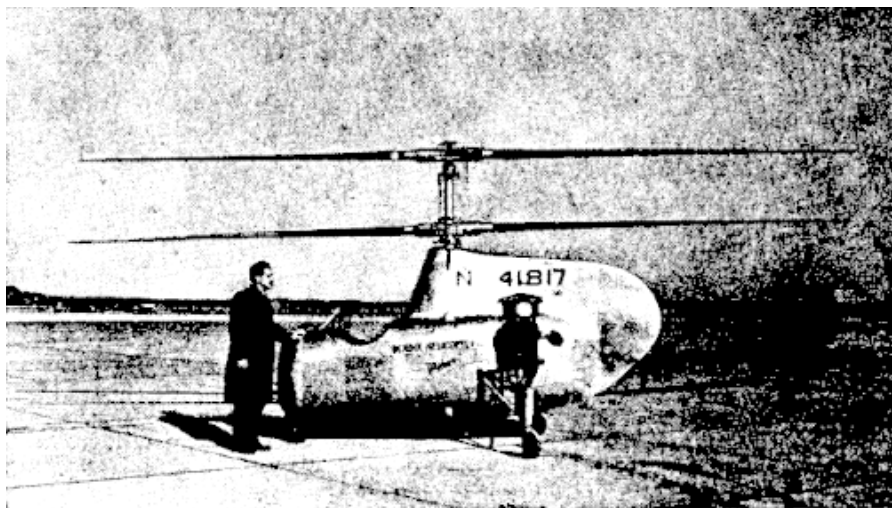


Figure 1-4 : Hélicoptère à Double rotor coaxiaux contrarotatifs, [6].

1.3 Le rotor d'hélicoptère

Le rotor d'un hélicoptère se compose de deux ou plusieurs pales identiques, équidistantes fixées à un moyeu central. Les pales sont maintenues dans un mouvement de rotation uniforme, habituellement par un couple de l'arbre du moteur.



Figure 1-5 : Rotor a quatre pales en plein vol, [15].

1.4 La configuration du rotor

Le type de rotor d'hélicoptère est déterminé par la construction de la base de la pale et de sa fixation sur le moyeu [3]. La disposition mécanique du moyeu de rotor pour accueillir les mouvements de clapet et de charnières de décalage de la pale fournit une classification de types fondamentaux de rotor comme suit [7]

- a) Rotor articulé
- b) Rotor semi-articulé
- c) Le rotor sans articulation

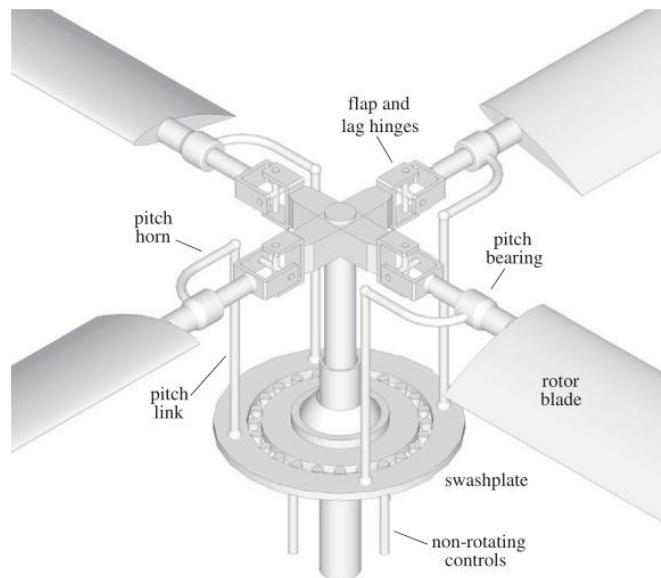


Figure 1-5-a: Rotor articulé, [3].

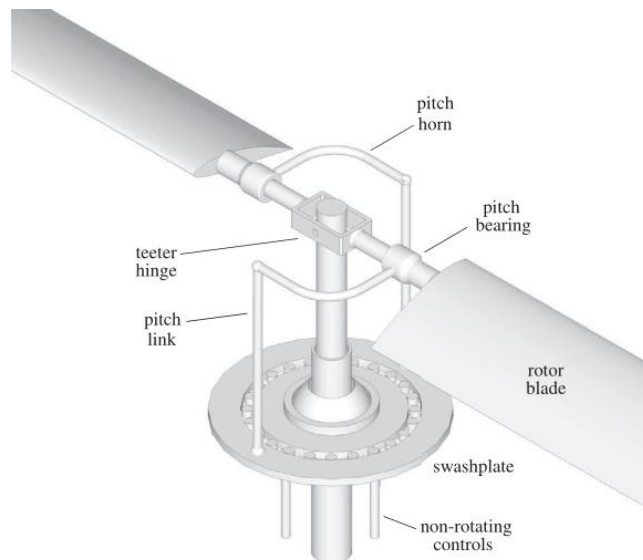


Figure 1-5-b: Rotor semi-articulé, [3].

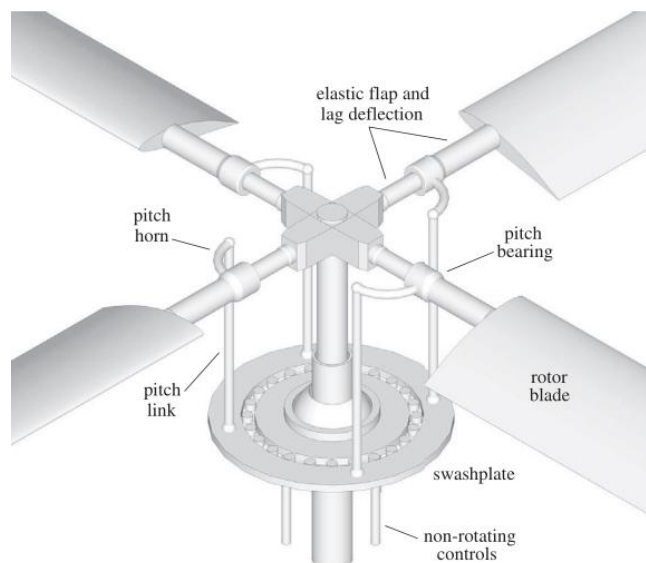


Figure 1-5-c: Le rotor sans articulation, [3].

1.5 Rotor anti-couple

La plupart des hélicoptères avec un rotor principal nécessitent un rotor anti-couple ou rotor de queue [8]. Le rotor anti-couple joue habituellement deux rôles pour un hélicoptère à simple rotor, fournir anti-couple pour le rotor principal en vol de translation et pour soutenir le contrôle de direction en vol stationnaire [9].



Figure 1-6 : Rotor anti-couple, [15].

1.6 Fonctionnement des pales

En général, la forme de la pale est rectangulaire, elle comporte à sa partie la plus proche du moyeu une ferrure de fixation au moyeu. Il y a quatre forces qui agissent sur un hélicoptère en vol, la force de portance, la force de poussée, le poids et la traînée.

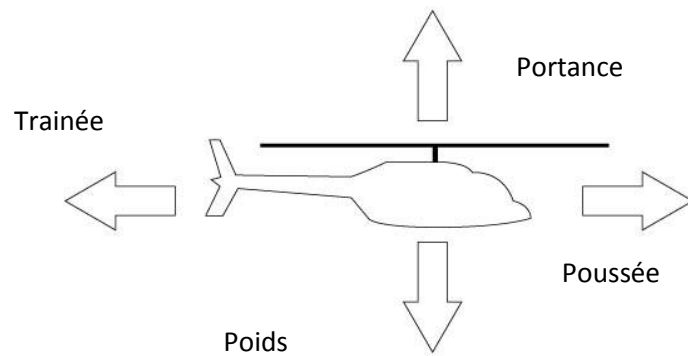


Figure 1-7 : Les quatre forces qui agissent sur un hélicoptère.

Avant de commencer la discussion la portance, on a besoin de connaître certains termes aérodynamiques qui décrivent un profil aérodynamique. Un profil est toute surface, comme une aile d'avion ou une pale de rotor d'hélicoptère, qui fournit les efforts aérodynamiques et les moments en contact avec l'air, bien qu'il existe plusieurs profils aérodynamiques des pales d'hélicoptère, dans la plupart des conditions de vol, tous les profils aérodynamiques exercent de la même manière. Les pales d'hélicoptère étaient très longues et minces, alors il était nécessaire de construire des pales plus rigides, les profils aérodynamiques étaient conçues pour être symétrique, ce qui signifie qu'ils ont la même courbure sur les deux surfaces extrados et intrados.

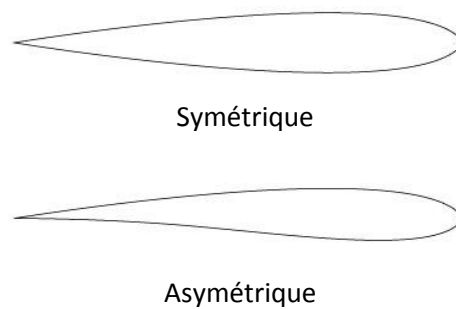


Figure 1-8 : Profil symétrique et profil asymétrique.

APPROCHE THEORIQUE

2.1 Introduction

Le rotor principal d'hélicoptère produit une poussée vers le haut par la conduite d'une colonne d'air vers le bas à travers le plan de rotor. Une relation entre la poussée produite et la vitesse communiquée à l'air peut être obtenue par l'application de la mécanique newtonienne, les lois de conservation de la masse et la quantité de mouvement. Cette approche est appelée la théorie de la dynamique des hélicoptères. Elle correspond essentiellement à la théorie établie par **Glauert** pour hélices d'avions, sur la base des travaux de **Rankine** et **Froude** pour les hélices marines [10]. Le rotor principal peut assurer trois sorts de vols, vol vertical ascendant et descendant, vol stationnaire et vol de translation.

2.2 Vol Stationnaire

Le rotor principal est supposé être dans la condition du vol stationnaire lorsque le rotor et l'air situé à l'extérieur de la ligne de courant sont stationnaires, qui est, il n'y a aucune vitesse relative entre le rotor et l'air situé à l'extérieur de la ligne de courant, le courant d'air développé par le rotor principale est confiné à l'intérieur d'une ligne de courant imaginaire bien définie (Figure 2-2), une symétrie axiale existe dans le courant d'air à l'intérieur de la ligne de courant [11].

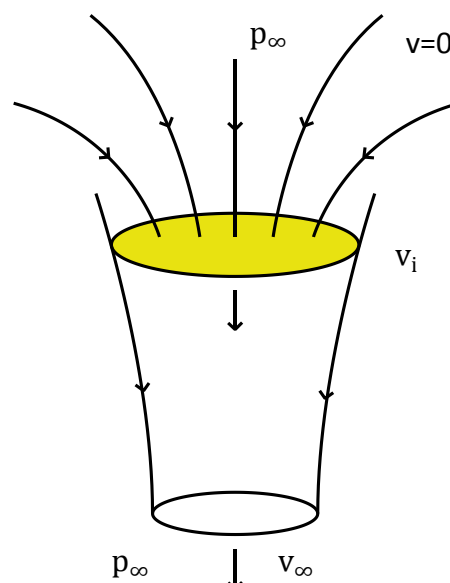


Figure 2-1 : Écoulement à travers le disque rotor en vol stationnaire

2.2.1 Théorie de la quantité de mouvement

Le rotor est conçu comme un 'disque actionneur', à travers le quel il y a une augmentation de la pression, uniformément répartie. En vol stationnaire, la colonne d'air passant à travers le disque est clairement définie comme un tube du courant ci-dessus et au-dessous du disque, en dehors de ce tube de courant, l'air est stable.

La conservation d'énergie, sous la forme de l'équation de Bernoulli, peut être appliquée séparément aux courants avant et après le disque. En utilisant l'hypothèse de l'écoulement incompressible, nous avons à l'entrée [12]:

$$p_{\infty} = p_i + \frac{1}{2} \rho v_i^2 \quad (2.1)$$

ρ étant la densité de l'air, et à la sortie :

$$p_i + \Delta p + \frac{1}{2} \rho v_i^2 = p_{\infty} + \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 \quad (2.2)$$

d'où:

$$\Delta p = \frac{1}{2} \rho v_{\infty}^2 \quad (2.3)$$

Maintenant, par la conservation de quantité de mouvement, la poussée T sur le disque est égale au taux global d'augmentation de la quantité de mouvement axiale de l'air, c'est-à-dire:

$$T = \rho v_i A v_{\infty} \quad (2.4)$$

A étant la surface du disque, d'où $\rho v_i A$ le débit massique à travers la surface. Comme Δp est la poussée par unité de surface du disque, nous avons:

$$\Delta p = \frac{T}{A} = \rho v_i v_{\infty} \quad (2.5)$$

Par identification des deux expressions de Δp , on obtient :

$$v_{\infty} = 2v_i \quad (2.6)$$

On en déduit la relation entre la poussée et la vitesse induite par le rotor :

$$T = 2\rho A v_i^2 \quad (2.7)$$

La puissance induite du rotor est :

$$P_i = T v_i = \frac{T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2\rho A}} \quad (2.8)$$

Le travail effectué sur l'air, représenté par son changement d'énergie cinétique par unité de temps, est :

$$\frac{1}{2} (\rho v_i A) v_\infty^2 \quad (2.9)$$

On peut écrire sous forme non dimensionnelle les relations précédentes ; si Ω est la vitesse de rotation du rotor et R son rayon, donc on définit les coefficients suivants :

Le coefficient de poussée :

$$C_T = \frac{T}{\rho A R^2 \Omega^2} \quad (2.10)$$

Le coefficient de puissance :

$$C_P = \frac{P}{\rho A R^3 \Omega^3} \quad (2.11)$$

Le coefficient de vitesse induite:

$$\lambda_i = \frac{v_i}{R\Omega} \quad (2.12)$$

Et les relations de la théorie de la quantité mouvement, pour un rotor en vol stationnaire devient :

$$\lambda_i = \sqrt{\frac{C_T}{2}} \quad (2.13)$$

$$C_{p,i} = \lambda_i C_T = \frac{C_T^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2}} \quad (2.14)$$

L'efficacité du rotor en vol stationnaire est définie comme :

$$M = \frac{T_{v_i}}{P_{réelle}} \quad (2.15)$$

T_{v_i} Puissance minimale requise pour le vol stationnaire.

$P_{réelle}$ Puissance réelle nécessaire pour le vol stationnaire.

2.3 Théorie de la quantité de mouvement pour la montée verticale

Un schéma du rotor en montée verticale, vers le haut avec une vitesse v_a est représenté sur la figure (Figure 2-3).

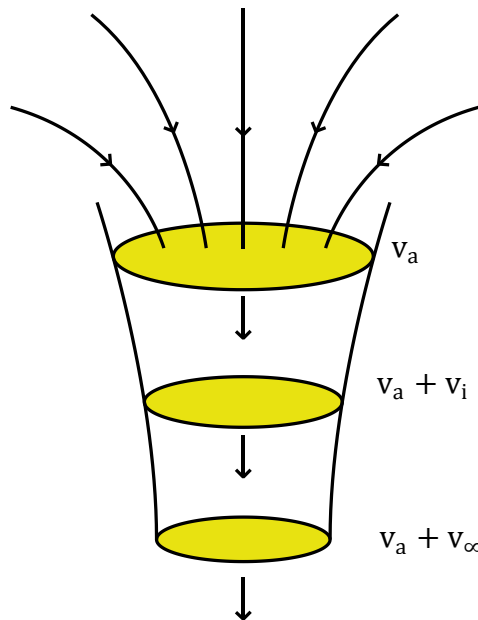


Figure 2-2 : Écoulement à travers le disque rotor en montée verticale.

L'application de l'équation de Bernoulli comme avant, nous avons à l'entrée:

$$p_{\infty} + \frac{1}{2} \rho v_a^2 = p_i + \frac{1}{2} \rho (v_a + v_i)^2 \quad (2.16)$$

Et à la sortie :

$$p_i + \Delta p + \frac{1}{2} \rho (v_a + v_i)^2 = p_{\infty} + \frac{1}{2} \rho (v_a^2 + v_{\infty}^2) \quad (2.17)$$

Aussi la poussée, par conservation de quantité de mouvement, est:

$$T = \rho A (v_a + v_i) v_{\infty} \quad (2.18)$$

Il est facile de voir que ces équations conduisent, comme dans le cas de vol stationnaire, à la relation:

$$v_{\infty} = 2v_i \quad (2.19)$$

d'où l'expression de la poussée devient:

$$T = 2\rho A(v_a + v_i)v_i \quad (2.20)$$

Si nous écrivons pour la valeur de v_s en vol stationnaire à la même poussée, la relation entre les vitesses induites dans vol stationnaire et la montée verticale est donnée par:

$$v_s^2 = (v_a + v_i)v_i \quad (2.21)$$

Le rapport entre la vitesse induite par le rotor en vol ascendant, et la vitesse induite par le rotor en vol stationnaire :

$$\frac{v_i}{v_s} = -\frac{v_a}{2v_s} + \sqrt{\left(\frac{v_a}{2v_s}\right)^2 + 1} \quad (2.22)$$

La vitesse induite diminue lorsque la vitesse ascendante augmente, pour le vol en montée verticale, la puissance induite par le rotor est :

$$p_i = T(v_a + v_i) \quad (2.23)$$

La relation entre la puissance induite en vol stationnaire P_s et la puissance induite en vol ascendant P_i est alors :

$$\frac{p_i}{p_s} = \frac{v_i}{v_s} + \frac{v_a}{v_s} = \frac{v_a}{2v_s} + \sqrt{\left(\frac{v_a}{2v_s}\right)^2 + 1} \quad (2.24)$$

2.4 Descente verticale

En descente verticale, la nature de l'écoulement à travers le rotor subit des changements significatifs. La vitesse du courant v_d est maintenant négative, alors que la vitesse induite v_i reste positive lorsque le rotor continue à maintenir le poids.

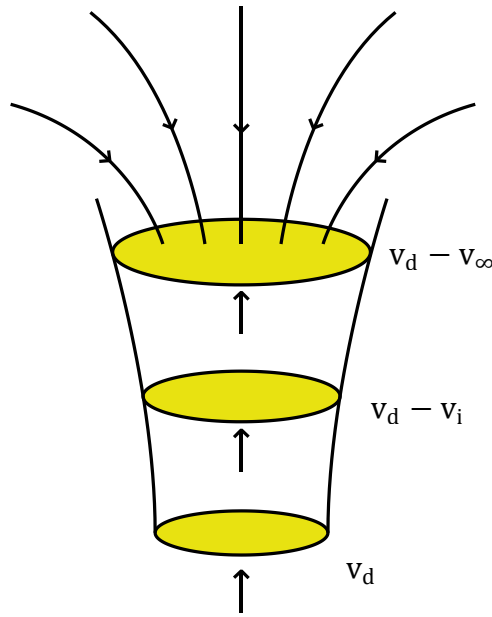


Figure 2-3 : Écoulement à travers le disque rotor en descente verticale.

On définit v_d la vitesse de descente du rotor qui est orienté dans le sens inverse de la vitesse induite v_i .

On applique le théorème de Bernoulli,

$$p_\infty + \frac{1}{2}\rho(v_d - v_\infty)^2 = p_i + \frac{1}{2}\rho(v_d - v_i)^2 \quad (2.25)$$

$$p_i + \Delta p + \frac{1}{2}\rho(v_d - v_\infty)^2 = p_\infty + \frac{1}{2}\rho v_d^2 \quad (2.26)$$

d'où,

$$\Delta p = \rho \left(v_d - \frac{v_\infty}{2} \right) v_\infty \quad (2.27)$$

Le débit massique à travers le rotor est :

$$\dot{m} = \rho A (v_d - v_i) \quad (2.28)$$

La conservation de la quantité de mouvement donne :

$$T = \dot{m} v_d - \dot{m} (v_d - v_\infty) \quad (2.29)$$

$$T = \dot{m} v_\infty \quad (2.30)$$

$$T = \rho A (v_d - v_i) v_\infty \quad (2.31)$$

Comme :

$$\Delta p = \frac{T}{A} = \rho(v_d - v_i)v_\infty \quad (2.32)$$

En identifiant les deux expressions de Δp , on obtient :

$$v_\infty = 2v_i \quad (2.33)$$

d'où la poussée :

$$T = 2\rho A(v_d - v_i)v_i \quad (2.34)$$

Si v_s est la vitesse induite par le rotor en vol stationnaire qui donne la même poussée que pour la descente verticale :

$$T = 2\rho A v_s^2 \quad (2.35)$$

La relation entre v_s et v_i est donc :

$$v_s^2 = (v_d - v_i)v_i \quad (2.36)$$

En pratique, cette analyse du fonctionnement d'un rotor en vol de descente n'est valable que pour $v_d > 2v_i$ où l'écoulement est dans le sens opposé de v_i sur tout le disque du rotor. Dans ce cas, le rotor fonctionne en moulinet, c'est à dire que la puissance est intégralement fournie par l'écoulement au rotor.

Quand la vitesse de descente est de l'ordre de la vitesse induite par le rotor, $v_d \sim v_i$, il n'y a pratiquement plus d'écoulement à travers le rotor. L'écoulement général est caractérisé par un échappement tourbillonnaire semblable à l'écoulement autour d'un disque. Dans ce cas le rotor fonctionne en sillage turbulent. Ce cas ne peut pas être traité par la théorie de la quantité de mouvement, à cause de la forte dissipation d'énergie dans les tourbillons.

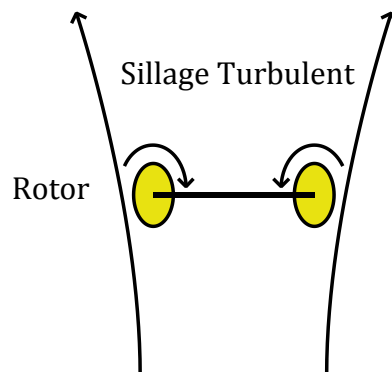


Figure 2-4 : Écoulement de sillage turbulent en descente verticale.

Pour une vitesse de descente encore plus faible $v_d \sim v_i/2$ il se produit une interaction entre l'écoulement ascendant autour du rotor et l'écoulement descendant induit par le rotor, ce qui produit un anneau tourbillonnaire sur la périphérie du rotor. Ce fonctionnement d'anneau tourbillonnaire présente un écoulement très instable où le rotor est soumis à de fortes vibrations. Le vol d'un hélicoptère dans ces conditions est extrêmement dangereux, et les pires conditions sont atteintes pour $v_d \sim \frac{3v_s}{4}$ cause de la dissipation d'énergie dans la zone du bord du rotor, la théorie de la quantité de mouvement ne peut pas s'appliquer.

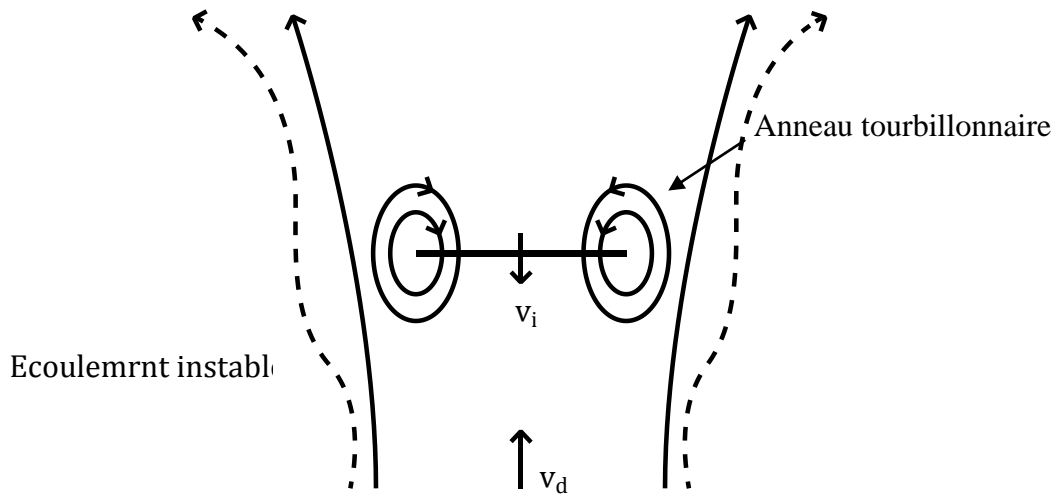


Figure 2-5 : Écoulement d'anneau tourbillonnaire en descente verticale.

2.5 Autorotation

Le point d'intersection de la courbe de vitesse induite avec la droite $v_d - v_i = 0$ définit le point d'autorotation idéale, pour lequel il n'y a pas d'écoulement à travers le rotor, donc une puissance induite nulle. Néanmoins, on parle de fonctionnement idéal car en pratique il faut continuer à fournir de la puissance au rotor pour compenser la traînée des pales. Par contre, il existe un point d'autorotation réelle, pour une vitesse de descente inférieure, qui permet de compenser cette puissance de profil p_0 , telle que :

$$v_d - v_i = \frac{P_0}{T} \quad (2.37)$$

La puissance totale étant :

$$P_i - P_0 = T(v_d - v_i) - T(v_d - v_i) = 0 \quad (2.38)$$

Les valeurs de $\frac{v_d}{v_s}$ sont :

Pour l'autorotation idéale $\frac{v_d}{v_s} = 1.8$

Pour l'autorotation réelle $\frac{v_d}{v_s} = 1.7$

Par ailleurs, on peut écrire la traînée du rotor en faisant l'analogie avec un disque :

$$D = \frac{1}{2} \rho v_d^2 A C_D \quad (2.39)$$

Si l'on écrit $D = T$ il vient :

$$\frac{1}{2} \rho v_d^2 A C_D = 2 \rho A v_s^2 \quad (2.40)$$

d'où :

$$C_D = 4 \left(\frac{v_s}{v_d} \right)^2 \quad (2.41)$$

Pour l'autorotation réelle $\frac{v_s}{v_d} = 1,7$ ce qui donne $C_D = 1,38$. Cette valeur est proche du coefficient de traînée d'un parachute ($C_D = 1,42$), donc un rotor en descente en autorotation se comporte comme un parachute. Ce mode de fonctionnement du rotor assure une portance pour permettre la descente de l'hélicoptère en cas de panne du moteur.

2.6 Théorie de l'élément de pale

Théorie de l'élément de pale est fondamentalement l'application de la théorie des profils à une aile tournante, un élément de pale de longueur dr et de corde c est représenté sur la (figure 2-6)

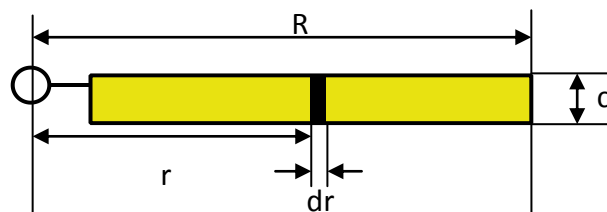


Figure 2-6 : Éléments de pale du rotor

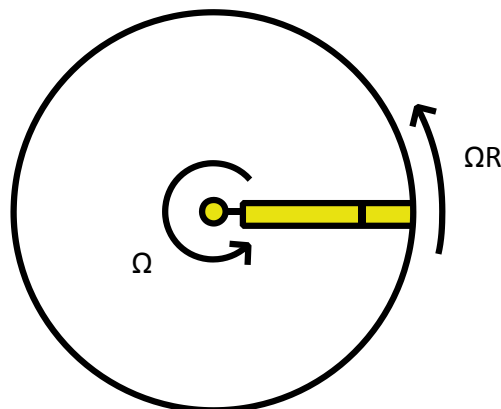


Figure 2-7 : Disque de rotor vu de dessus

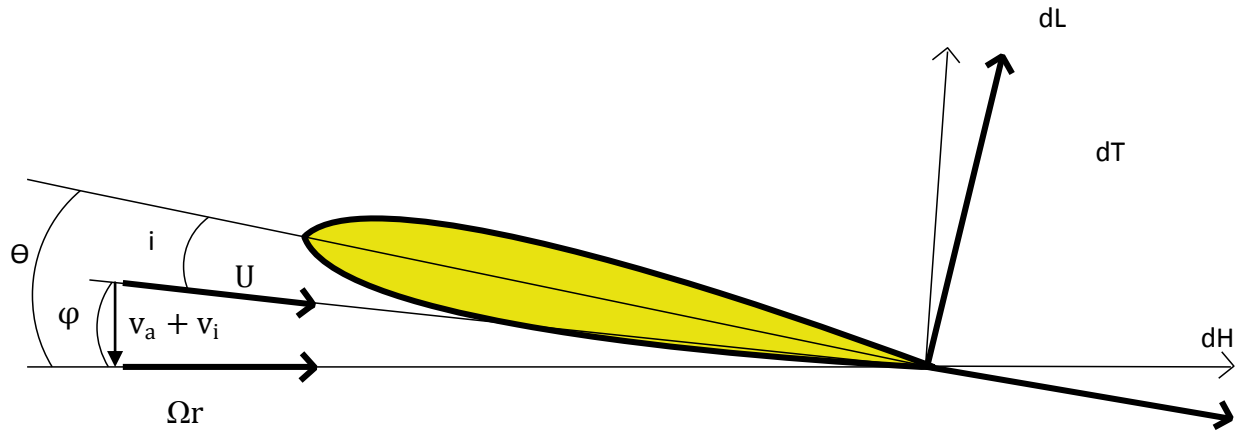


Figure 2-8 : Section de la pale

La pale est inclinée d'un angle θ par rapport au plan du rotor et voit l'écoulement avec un angle d'incidence i . La résultante de la vitesse U est alors :

$$U = \sqrt{(v_a + v_i)^2 + r^2 \Omega^2} \quad (2.42)$$

L'angle d'entrée de l'écoulement dans le plan du disque rotor est :

$$\varphi = \arctan\left(\frac{v_a + v_i}{r\Omega}\right) \quad (2.43)$$

Pour des angles faibles, on a donc :

$$\varphi = \left(\frac{v_a + v_i}{r\Omega}\right) \quad (2.44)$$

avec :

$$i = \theta - \varphi \quad (2.45)$$

Les efforts élémentaires de portance et de traînée appliqués à cet élément de pale sont :

$$dL = \frac{1}{2} \rho U^2 c_{C_L} dr \quad (2.46)$$

$$dD = \frac{1}{2} \rho U^2 c_{C_D} dr \quad (2.47)$$

D'où l'expression de la poussée normale au plan du disque rotor :

$$dT = dL \cos \varphi - dD \sin \varphi \quad (2.48)$$

et du couple de l'élément de pale :

$$dQ = r(dL \sin \varphi + dD \cos \varphi) \quad (2.49)$$

Si l'angle d'entrée de l'écoulement dans le plan du disque rotor φ est petit, alors :

$$U \approx r\Omega \quad (2.50)$$

$$dT \approx dL \quad (2.51)$$

$$dQ = r(\varphi dL + dD) \quad (2.52)$$

On peut alors écrire :

$$\frac{U}{R\Omega} = \frac{r\Omega}{R\Omega} \quad (2.53)$$

$$dC_r = \frac{dT}{\rho A R^3 \Omega^2} \quad (2.54)$$

$$dC_Q = \frac{dQ}{\rho A R^3 \Omega^2} \quad (2.55)$$

d'où l'expression du coefficient de vitesse d'entrée :

$$\lambda = \frac{v_a + v_i}{R\Omega} = \frac{r}{R} \varphi \quad (2.56)$$

Le coefficient de poussée élémentaire s'écrit alors pour une pale :

$$dC_T = \frac{\frac{1}{2} \rho U^2 c C_L}{\rho \pi R^4 \Omega^2} = \frac{1}{2} \frac{C}{\pi R^2} C_L \left(\frac{r}{R}\right)^2 dr \quad (2.57)$$

Pour un rotor constitué de N pales :

$$dC_T = \frac{1}{2} \frac{N_c}{\pi R^2} C_L \left(\frac{r}{R}\right)^2 dr \quad (2.58)$$

Le coefficient de solidité est défini pour une pale à corde constante par :

$$\sigma = \frac{\text{surfacedes pales}}{\text{surfacedudisque}} = \frac{N_c R}{\pi R^2} = \frac{N_c}{\pi R} \quad (2.59)$$

D'où :

$$dC_r = \frac{1}{2} \sigma C_L \frac{r^2}{R^3} dr \quad (2.60)$$

On obtient le coefficient de poussée du rotor en intégrant cette expression le long de l'envergure de la pale :

$$C_r = \frac{1}{2} \sigma \int_0^R C_L \frac{r^2}{R^3} dr \quad (2.61)$$

De même, le coefficient de couple élémentaire s'écrit pour une pale :

$$dC_Q = \frac{1}{2} \frac{C}{\pi R} (\varphi C_L + C_D) \left(\frac{r}{R}\right)^3 \frac{dr}{R} \quad (2.62)$$

Pour N pales de corde constante :

$$dC_Q = \frac{1}{2} \sigma (\varphi C_L + C_D) \left(\frac{r}{R}\right)^3 \frac{dr}{R} \quad (2.63)$$

Par ailleurs, la puissance à fournir au rotor est :

$$P = \Omega Q \quad (2.64)$$

d'où l'expression du coefficient de puissance :

$$C_p = \frac{P}{\rho A R^3 \Omega^3} = C_Q \quad (2.65)$$

Ainsi, pour calculer les coefficients C_T et C_Q il faut connaître l'évolution de l'incidence α selon l'envergure de la pale.

2.7 Théorie de la quantité de mouvement pour le vol horizontal :

On utilise une modélisation du rotor par un disque de discontinuité, d'après une idée de Glauert qui proposa une analogie avec une aile circulaire à répartition de portance elliptique.

La vitesse induite par le rotor s'écrit alors :

$$v_i = \frac{T}{2\rho A V'} \quad (2.66)$$

Avec la vitesse :

$$V' = \sqrt{V^2 + v_i^2} \quad (2.67)$$

Où V est la vitesse d'avance de l'hélicoptère.

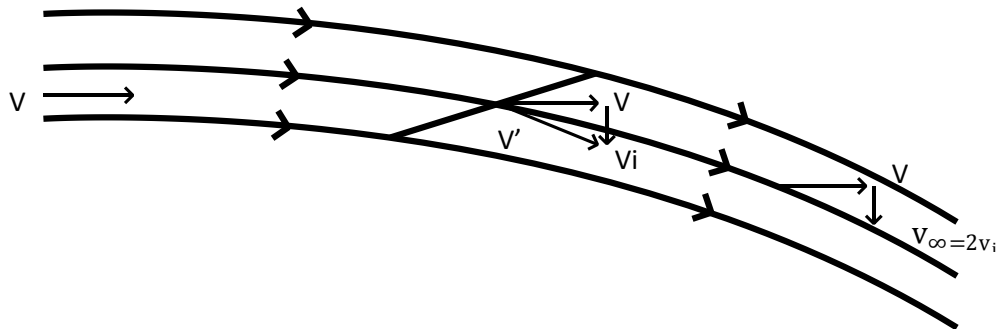


Figure 2-9 : Écoulement à travers le disque rotor en vol horizontal.

Cette modélisation revient à considérer un jet de même surface que le rotor, qui traverse celui-ci et qui est défléchi avec une vitesse v_i au niveau du rotor, et une vitesse $v_\infty = 2 v_i$ en aval de celui-ci. Ce modèle n'a pas de réalité physique, mais permet de retrouver le comportement du vol stationnaire pour $V = 0$, et au contraire pour V grand $V \approx V'$ ce qui donne la formule de la vitesse induite créée par une aile à distribution de portance elliptique.

Si v_s est la vitesse induite en vol stationnaire avec la même poussée, il vient :

$$v_s^2 = \frac{T}{2\rho A} \quad (2.68)$$

$$v_i^2 = \left(\frac{T}{2\rho A}\right)^2 \frac{1}{V^2 + v_i^2} \quad (2.69)$$

$$v_i^2 = \frac{v_s^4}{V^2 + v_i^2} \quad (2.70)$$

L'équation de la vitesse induite en vol d'avance est alors :

$$\left(\frac{v_i}{v_s}\right)^4 + \left(\frac{V}{v_s}\right)^2 \left(\frac{v_i}{v_s}\right)^2 - 1 = 0 \quad (2.71)$$

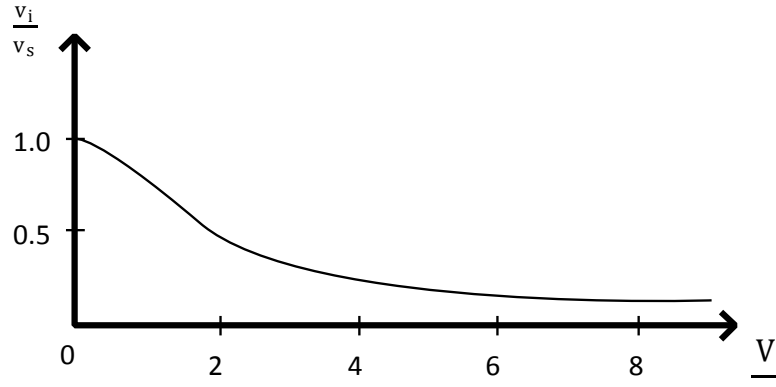


Figure 2-10 : Évolution de la vitesse induite du rotor en fonction de la vitesse d'avance.

La vitesse induite v_i diminue rapidement lorsque la vitesse d'avance V augmente et pour $\frac{V}{v_s} > 2$ L'analogie avec une aile fixe peut s'appliquer :

$$\frac{v_i}{v_s} \approx \frac{v_s}{V} \quad (2.71)$$

La puissance induite vaut :

$$p_i = T v_i = \frac{T^2}{2\rho A \sqrt{V^2 + v_i^2}} \quad (2.72)$$

Ce qui donne, pour des vitesses d'avance usuelles :

$$p_i = \frac{T^2}{2\rho A V} \quad 0 \quad (2.73)$$

3.8 Théorie de l'élément de pale pour le vol horizontal :

On définit l'angle de battement β comme étant l'angle formé entre la pale et le plan normal à l'axe du rotor.

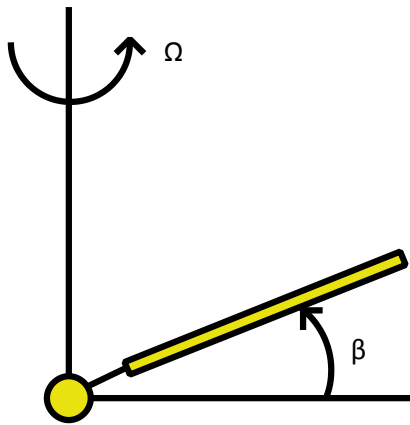


Figure 2-11 : Angle de battement d'une pale du rotor.

Comme nous l'avons vu précédemment, cet angle varie librement autour de l'articulation de battement au cours d'une révolution du rotor.

On considère maintenant un rotor en vol horizontal, le plan perpendiculaire à l'axe du rotor faisant un angle α_r petit avec l'écoulement incident.

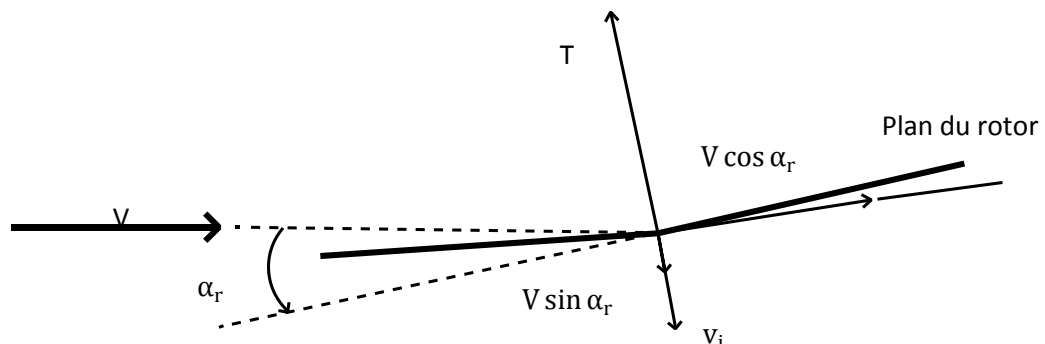


Figure 2-12 : Rotor en vol horizontal.

Par rapport au plan normal à l'axe du rotor, les composantes de vitesse sont $V \cos \alpha_r$ et $V \sin \alpha_r$ dans l'axe du rotor. On définit le paramètre d'avance :

$$\mu = \frac{V \cos \alpha_r}{R\Omega} \approx \frac{V}{R\Omega} \quad (2.74)$$

L'écoulement total à travers le rotor est donc $V \sin \alpha_r + v_i$.

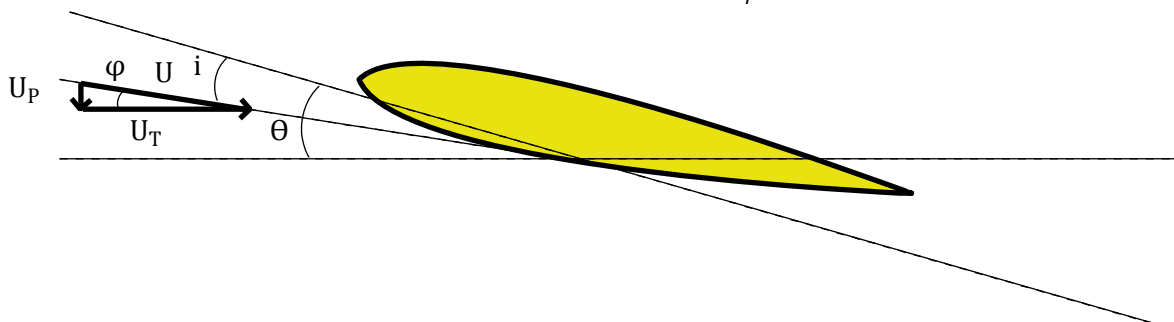


Figure 2-13 : Écoulement autour d'un élément de pale en vol horizontal.

La vitesse résultante pour un élément de pale dépend maintenant :

- de la vitesse de rotation du rotor,
- de la vitesse d'avance de l'hélicoptère,

- de la vitesse induite,
- du mouvement de battement de la pale.

Les composantes de vitesse dans le plan de la section de pale sont U_P et U_T tandis que la composante de vitesse selon l'envergure est U_R . Cette dernière composante est due au paramètre d'avance du rotor.

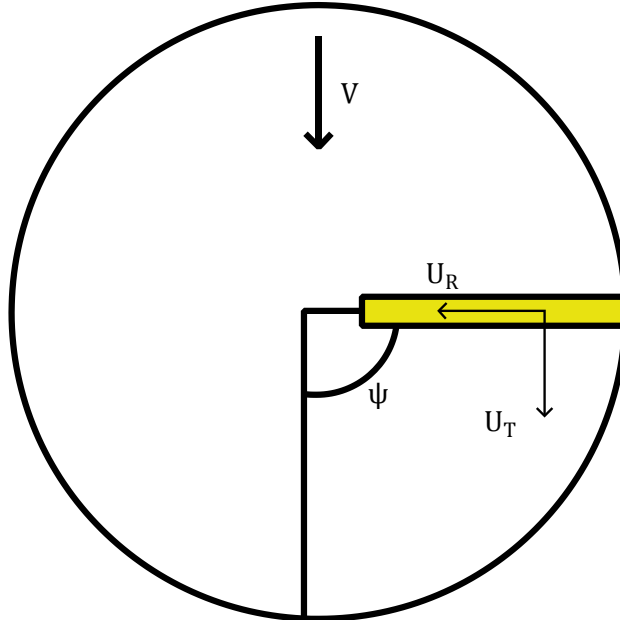


Figure 2-14 : Composantes de vitesse pour une position du rotor.

Ces composantes de vitesse sont :

$$U_T = r\Omega + V\sin\Psi \quad (2.75)$$

$$U_R = V\cos\Psi \quad (2.76)$$

$$U_p = V\sin\alpha_r + v_i + \beta V\cos\Psi + r\Omega \frac{d\beta}{d\Psi} \quad (2.77)$$

Avec :

$V\sin\alpha_r + v_i$: Écoulement à travers le rotor.

$\beta V\cos\Psi$: Angle de battement.

$r\Omega \frac{d\beta}{d\Psi}$: Angle autour de l'articulation de battement.

L'angle d'incidence de l'aile est alors :

$$i = \theta - \varphi = \theta - \frac{U_p}{U_r} \quad (2.78)$$

Tout comme pour le cas du vol vertical, le coefficient de poussée élémentaire pour une seule pale s'écrit :

$$dC_T = \frac{\frac{1}{2} \rho U^2 c C_L dr}{\rho \pi R^4 \Omega^2} = \frac{1}{2} \frac{C}{\pi R} C_L \frac{U_r^2}{R^2 \Omega^2} \frac{dr}{R} \quad (2.79)$$

Pour un rotor constitué de N pales :

$$dC_T = \frac{1}{2} \sigma C_L \frac{U_r^2}{R^2 \Omega^2} \frac{dr}{R} \quad (2.80)$$

APPROCHE EXPERIMENTALE

3.1. Introduction

Ce chapitre fournit des informations de base sur le matériel utilisé, la soufflerie ainsi que la présentation des procédés de réalisation des maquettes avec prises de pression et la présentation des principaux résultats de mesure des coefficients de dépression $-C_p$, de traînée C_x et de portance C_z .

Aérodynamique d'hélicoptère est une discipline complexe qui nécessite souvent une approche expérimentale pour démêler les phénomènes physiques et estimer les charges aérodynamiques. Une expérience est faite sur des pales de forme rectangulaire pour mesurer les coefficients C_x , C_z et $-C_p$. Ces pales étant équipées de profils NACA0015 sans volet et avec volets de bord de fuite inclinés de $\beta = 5^\circ$, $\beta = 10^\circ$ et de $\beta = 15^\circ$. Cette expérience a été effectuée au laboratoire d'aérodynamique de Génie Mécanique. Les résultats obtenus seront comparés à ceux obtenus avec la simulation numérique effectuée avec le code de calcul Fluent afin de déterminer l'effet du volet sur les caractéristiques aérodynamiques de la pale.

3.2. Moyens de mesure utilisés

Les différents moyens utilisés au cours des essais se composent essentiellement d'une soufflerie subsonique à faible vitesse, un indicateur de contrainte et une balance aérodynamique pour la mesure de la traînée et de la portance et un multi-manomètre et un tube de Pitot pour la mesure de la vitesse.

3.2.1. Tube de Pitot

Un mince tube aligné avec l'écoulement (Figure 3-1) permet de mesurer la vitesse de l'écoulement à l'aide d'une différence de pression, il comporte des trous sur paroi latérale pour mesurer la pression statique et d'un trou à l'avant pour mesurer la pression de stagnation où la vitesse de l'écoulement décélère jusqu'à une vitesse nulle [13]. Au lieu de mesurer la pression de stagnation et la pression statique séparément, il est habituel de mesurer la différence avec, par exemple, un multi-manomètre.

L'application du théorème de Bernoulli entre le point d'arrêt a et un point m de la surface du tube permet d'écrire :

$$P_a = P_m + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_m^2 \quad (3.1)$$

D'autre part sur le manomètre on a :

$$P_a = P_m + \rho_H \cdot g \cdot \Delta h \quad (3.2)$$

D'où :

$$V_m = \sqrt{\frac{2 \cdot \rho_H \cdot g \cdot \Delta h}{\rho}} \quad (3.3)$$

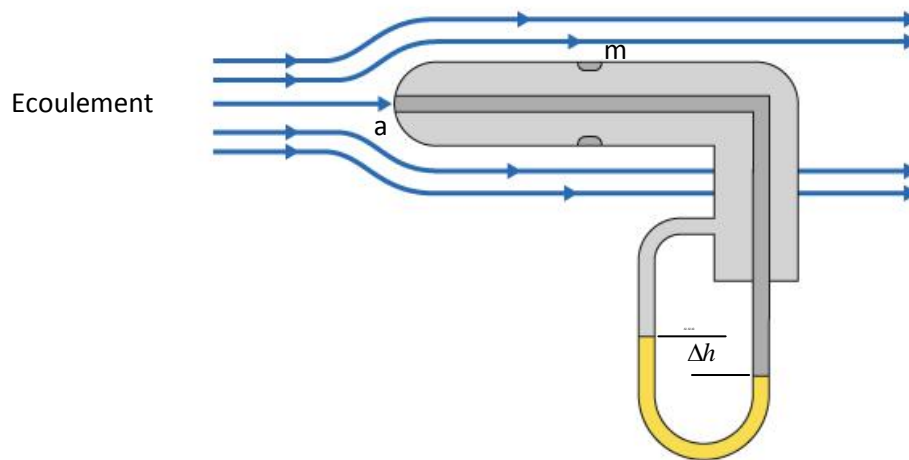


Figure 3-1: Tube de Pitot.

Avec :

P_a : Pression d'arrêt.

P_m : Pression statique au point m.

ρ : Masse volumique de l'air à la température d'essai.

ρ_H : Masse volumique de l'huile.

Δh : d'huile lue sur le multi-manomètre.

3.2.2 . Multi-manomètre

Cet appareil comporte 24 tubes d'arrivée numérotés de 0 à 24 que l'on relie aux prises de pression (figure 3-2), un raccord met successivement chacun des tubes en communication avec un capteur de pression unique.

La pression sélectionnée est mesurée dans un capteur différentiel référencé à la pression statique de la veine po et qui délivre donc des dénivellations de hauteurs d'huile lues sur le multi-manomètre proportionnelles aux différences de pression ($p-p_o$), ces dénivellations sont photographiées avec un appareil à photo numérique à un instant t donné et seront amplifiées et filtrées sur un microordinateur d'où une lecture minutieuse des différentes pressions évoluant sur l'extrados et l'intrados des pales et ces pressions lues seront exploitées pour tracer les différentes courbes évolutives.

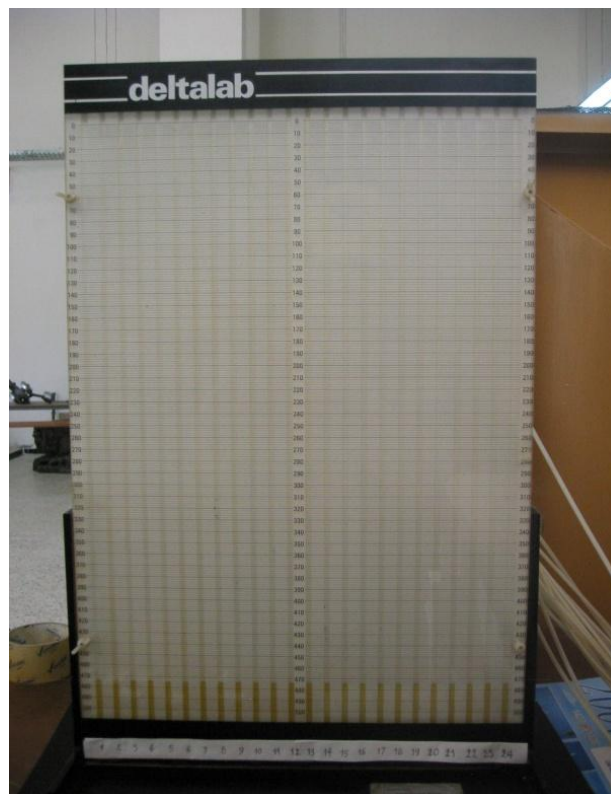


Figure 3-2: Multi-manomètre du laboratoire.

3.2.3. Balance aérodynamique à jauges de contrainte

Elle nous permet de mesurer les efforts aérodynamiques (portance, traînée) qui s'exercent sur l'aile; un pied support, une platine, un fléau aérodynamique, rentrent dans la composition de la balance aérodynamique à jauges de contraintes et sont définis ci-dessous :

Platine: Son rôle est d'orienter le fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais.

Pied support : Ce pied support permet d'avoir une balance autoportée indépendante de la veine. Il transmet des efforts aérodynamiques à la table de manipulation à laquelle il est lié rigidement.

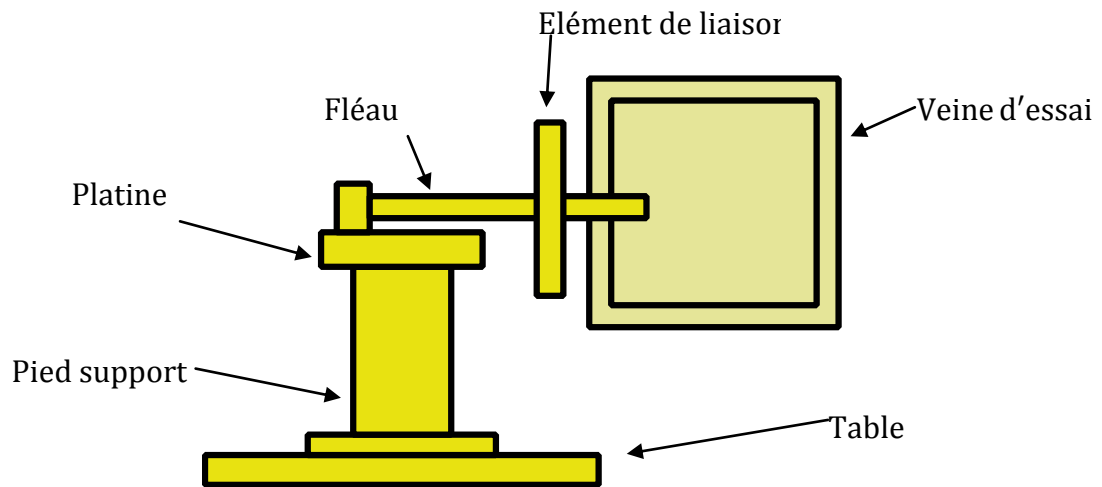


Figure 3-3 : Balance aérodynamique.

Fléau dynamométrique: Cette pièce maîtresse de la balance est équipée de jauges de déformation collées sur des surfaces sollicitées en flexion par les actions dynamométriques. Le découplage des actions de portance et traînée, est réalisé par câblage des jauges.

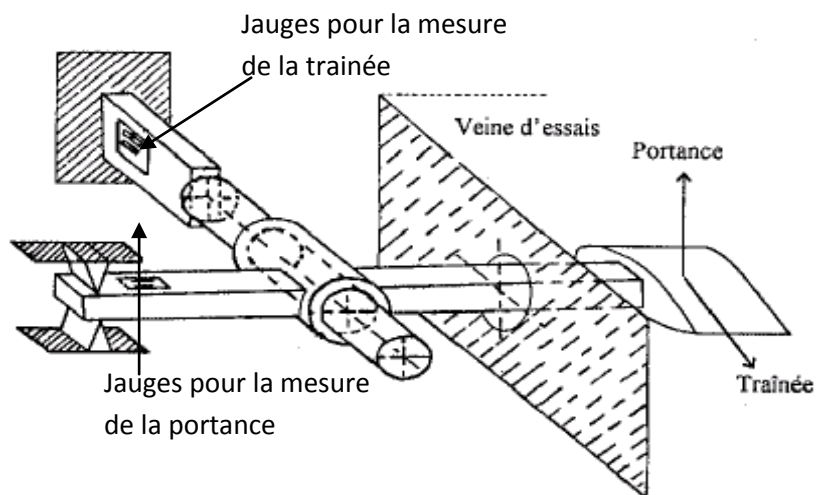


Figure 3-4 : Disposition des jauges de contrainte.

La balance ne comporte aucune liaison partielle, et n'est donc sujette à aucune hystérésis de frottement.

Jauges de contraintes et pont de Wheatstone: La résistance nominale d'une jauge est donnée par la formule :

$$R = \frac{\rho \cdot n \cdot L}{S} \quad (3.4)$$

ρ : Résistivité du métal de la jauge.

n : nombre de brins.

L : longueur de chaque brin.

S : section du fil résistant.

Lorsque la tige sur laquelle la jauge est collée subit une variation relative de longueur :

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L} \quad (3.5)$$

La jauge subit la même déformation ce qui entraîne une variation relative de sa résistance électrique:

$$\frac{\Delta R}{R} = K \cdot \left(\frac{\Delta L}{L} \right) = K \cdot \varepsilon \quad (3.6)$$

La mesure de la variation relative de la résistance est obtenue à l'aide d'un pont de Wheatstone qui est un ensemble de quatre résistances; il est alimenté par une tension continue $E = V_A - V_C$ appliquée entre les points B et D.

Le pont est dit équilibré si les points B et D sont au même potentiel; pour cela il faut u'on ait l'égalité suivante:

$$R_1 \cdot R_3 = R_2 \cdot R_4 \quad (3.7)$$

Si on rompt l'équilibre en donnant aux résistances des petites variations ΔR_1 , ΔR_2 , ΔR_3 et ΔR_4 , il apparaît entre B et D une différence de potentiel $\Delta E = V_D - V_B$ dite tension de déséquilibre.

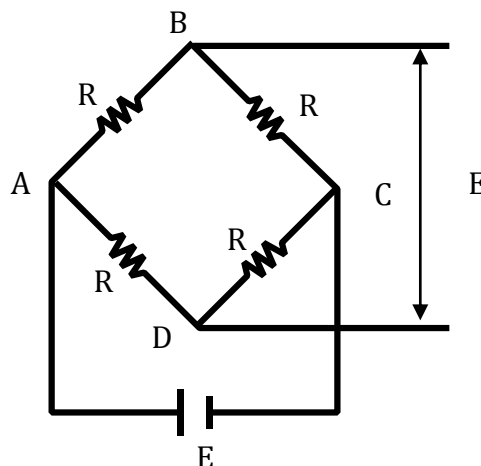


Figure 3-5 : Pont de Wheatstone.

Élément de liaison: Cet élément permet de monter la maquette sur la balance, et de l'orienter en incidence.

Dispositif électronique de mesure: Pour la mesure des efforts aérodynamique on a utilisé un indicateur de contrainte emprunté au laboratoire de résistance des matériaux.

Indicateur de contraintes: Cet appareil électronique nous permet de transformer le déséquilibre du pont de Wheatstone ΔE dû à la déformation mécanique des jauges en un signal électronique qui sera traité en traversant plusieurs étages (amplification, filtrage, conversion,...); par la suite il sera obtenu sous forme d'une tension à la sortie Out Put de l'appareil, ou bien sous forme d'un chiffre sur l'afficheur digital , ainsi on pourra obtenir les deux principaux efforts s'exerçant sur l'aile à savoir la portance et la traînée, par conséquent les deux coefficients aérodynamiques correspondants C_z et C_x ; l'étalonnage ayant été effectué au préalable par pesé .



Figure 3-6 : Indicateur de contraintes.

3.2.4. Système d'acquisition de données :

Les signaux bas- niveau (pont de jauges) sont amplifiés avec un gain de 1000 et filtrés par un filtre passe bas à une fréquence de coupure de 1 Hz. Ils sont numérisés sur 12 bits au moyen d'une carte d'acquisition incorporée dans un ordinateur.

L'ordre des voies est le suivant :

Voie 1 : Coefficient de portance C_x .

Voie 2 : Coefficient de traînée C_z .

Voie 3 : Coefficient de moment C_m .

Par sécurité la mesure de l'angle d'attaque α est manuelle, mais la saisie des mesures est pilotée en continu par l'ordinateur.

L'acquisition des différents résultats est gérée par ordinateur, après chaque cycle de 10 acquisitions, le logiciel Esam1000, forme la moyenne des mesures, calcule en temps réel les valeurs C_x , C_z et les trace sur l'écran.

3.3. Maquettes étudiées

Toutes les configurations des ailes étudiées étaient rectangulaires et équipées de profils NACA0015 constant et sans vrillage sur toute l'envergure, sans volet et avec volet de bord de fuite incliné de 5°, 10° et de 15°. Les ailes avec volet de bord de fuite incliné a été traité comme une seule aile, sans tenir compte d'espace entre le volet et le reste de l'aile. Toutes les ailes ont été faites avec le même rapport (c/L).

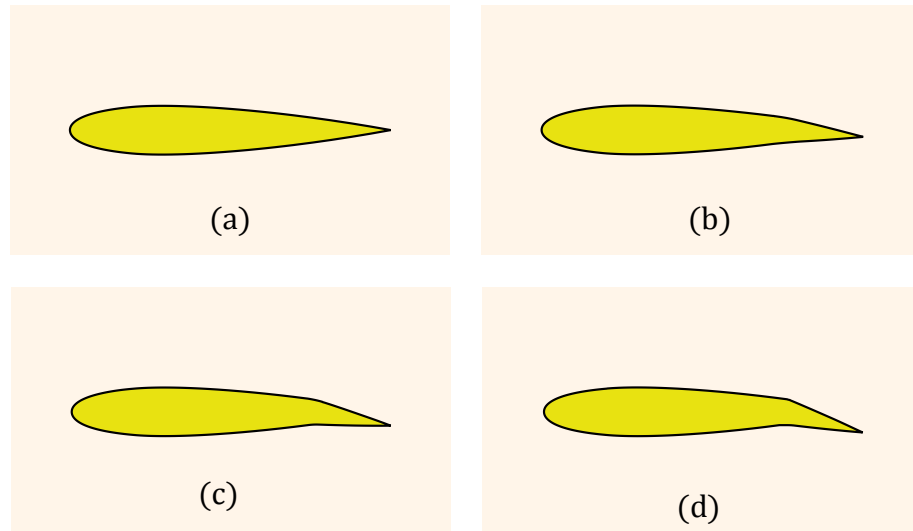


Figure 3-7 : Les profils de base des quatre maquettes. (a) Sans volet, (b) avec volet de 5°, (c) avec volet de 10°, (d) avec volet de 15°.

Le profil (a) : étant le NACA0015 symétrique obtenu avec l'équation :

$$\begin{pmatrix} + \\ - \end{pmatrix} Y = \frac{t}{0.2} (0.2969\sqrt{x} - 0.1260x - 0.3537x^2 + 0.243x^3 - 0.1015x^4) \quad 3.8$$

Avec t = (épaisseur maximale en pourcentage par rapport à la corde) dans notre cas c'est 15%.

Le profil (b) : Le volet situé à 75% de la corde est incliné de 5°.

Le profil (c) : Le volet situé à 75% de la corde est incliné de 10°.

Le profil (d) : Le volet situé à 75% de la corde est incliné de 15°.

3.3.1. Réalisation des maquettes avec prises de pression :

D'abord on a réalisé quatre maquettes sans prise de pression, pour calculer la traînée et la portance on utilisant la balance aérodynamique. Comme déjà précisé les maquettes ont le même rapport $c/L = 0,24$ [14], les pales ont une corde de 60 mm. Comme déjà on a dessiné les quatre profils pour chaque maquette (voir Figure 3-7), les dessins sont reproduits sur une plaque d'aluminium d'épaisseur 4 mm et on découpera quatre pièces identiques pour chacun (Figure 3-8).

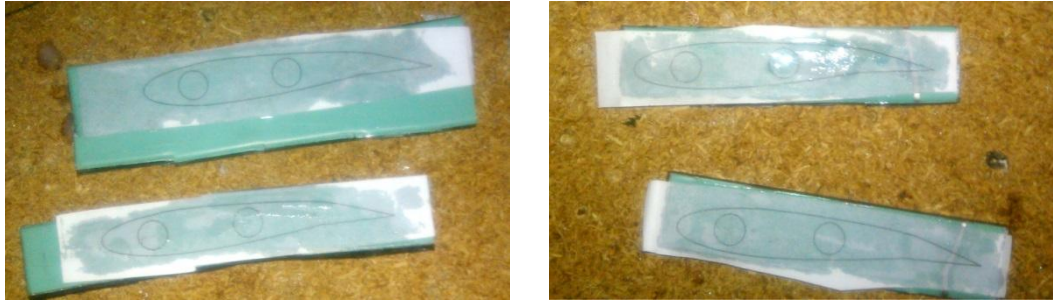


Figure 3-8 : Profil reproduit sur des plaques d'aluminium.

Les quatre pièces seront percées et traversées par deux tiges filetées et fixées avec la colle rapide comme la figure indique.



Figure 3-9 : Réalisation des squelettes pour les pales.

Une tôle mince sera enrôlée sur les squelettes (Figure 3-10), la tôle offre une facilité d'usinage (réalisation des pales, perçage de trous).



Figure 3-10 : collage d'une tôle mince sur le squelette.

Au total 04 pales seront étudiées (Figure 3-7), en premier lieu les pales sont destinées à la mesure du coefficient de trainé C_z et de portance C_x , une fois les résultats de C_x et C_z sont obtenus les maquettes seront retirées pour être modifiées.

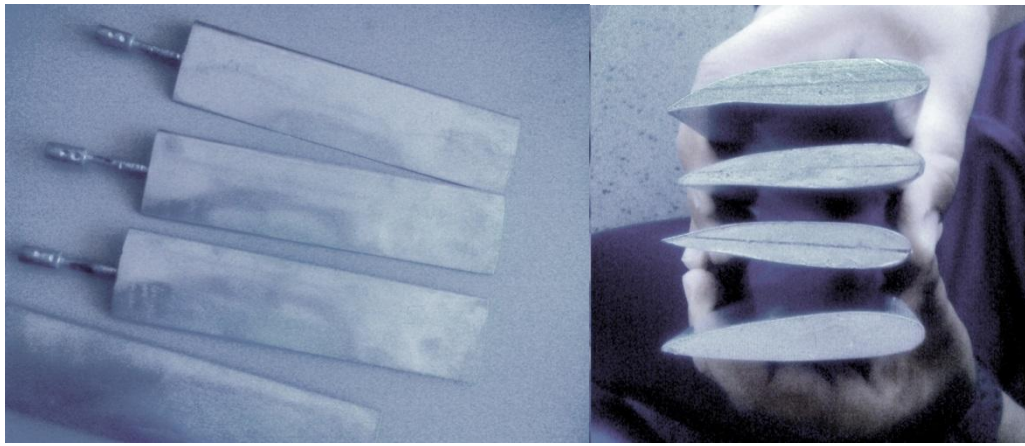


Figure 3-11 : Maquettes de mesure finales.



Figure 3-12 : Vue de la pale à l'intérieur de la veine d'essai de la soufflerie.

Une fois les coefficients C_x et C_z sont mesurés pour les quatre pales et les différents angles d'attaque, les pales seront modifiées pour effectuer les essais sur le tube multi-manomètre, la tige sera remplacée par un support fileté d'un diamètre supérieur avec une colle rigide (pâte ABRO).

Une fois les maquettes sont prêtes, on les installe pour mesurer le coefficient de dépression ($-C_p$).

3.3.2. Procédé de réalisation de l'aile avec prises de pression :

La répartition des prises de pression sera faite le long de la corde et l'envergure séparément, sur l'extrados et l'intrados aussi. Une fois la pale destinée à la mesure du coefficient de pression C_p est découpée, elle doit subir les opérations suivantes :

- Traçage de la rangée de prise de pression à des points préalablement situés.
- Canalisation des tubes capillaires jusqu'à la sortie du profil.
- Perçage de trous pour recevoir les tubes.

- Placement des tubes en cuivre préalablement coudés de manière à ce que l'axe des trous soit perpendiculaire à la surface extérieure de l'aile (extrados).
- Fixation des tubes dans l'aile à l'aide d'une colle rapide.
- Ponçage de la surface externe des prises de pression à l'aide du papier verre.

Pour réaliser les pales avec prises de pression le long de la corde il suffit décoller la tôle des maquettes précédentes et la remplacer par une nouvelle tôle, les prises de pression sont au milieu de la pale (figure).



Figure 3-13 : Fixation des tubes à l'aide d'une colle rapide.



Figure 3-14 : Maquettes finales avec prises de pression suivant la corde.

Même travail fait pour réaliser les pales avec prises de pression le long de l'envergure.



Figure 3-15 : Différentes étapes de réalisation des pales avec prises de pression suivant l'envergure.

3.3.3. Répartition des prises de pression :

Pour les prises de pression le long de la corde, les figures 3-16 à 3-19 montre comment elles sont réparties sur chaque profil.

Pour le profil sans volet

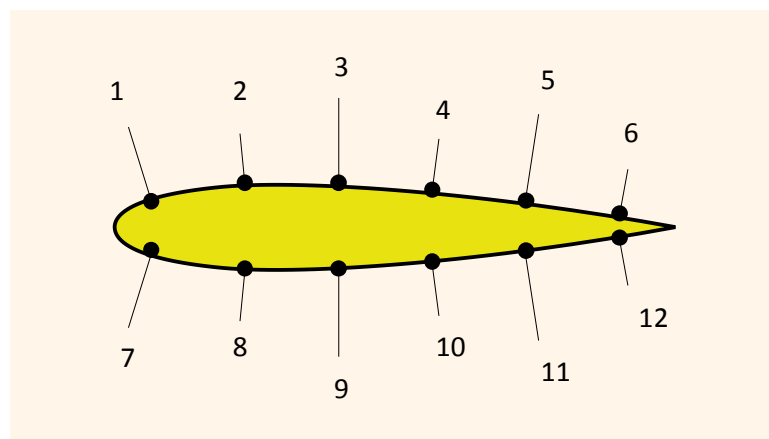


Figure 3-16 : Répartition des prises de pression pour le profil sans volet.

Prises	Position sur la corde	Position sur l'envergure
	x/c	y/L

1	0,033	0,5
2	0,20	0,5
3	0,366	0,5
4	0,533	0,5
5	0,70	0,5
6	0,866	0,5
7	0,033	0,5
8	0,20	0,5
9	0,366	0,5
10	0,533	0,5
11	0,70	0,5
12	0,866	0,5

Tableau 3.1 : Localisation des prises de pression pour la pale sans volet suivant la corde.

Pour les profils avec volet $\beta = 5^\circ$, $\beta = 10^\circ$ et $\beta = 15^\circ$:

Pour ces trois pales on fait les mêmes répartitions suivant l'extrados et l'intrados, comme la (Figure 3-17 a 3-19).

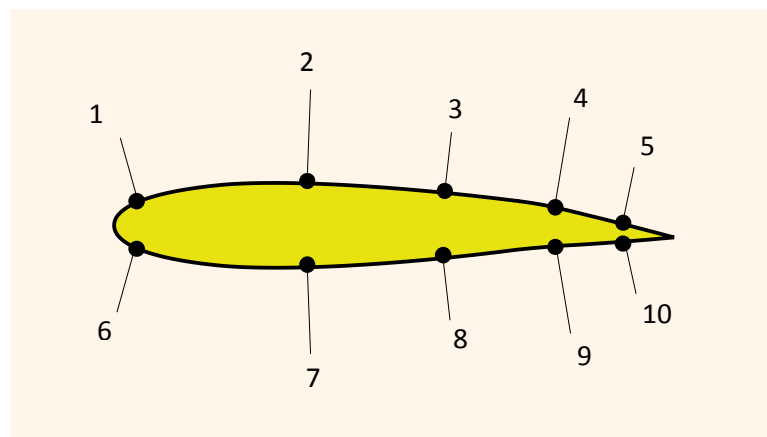


Figure 3-17 : Répartition des prises de pression pour le profil avec volet incliné de 5° .

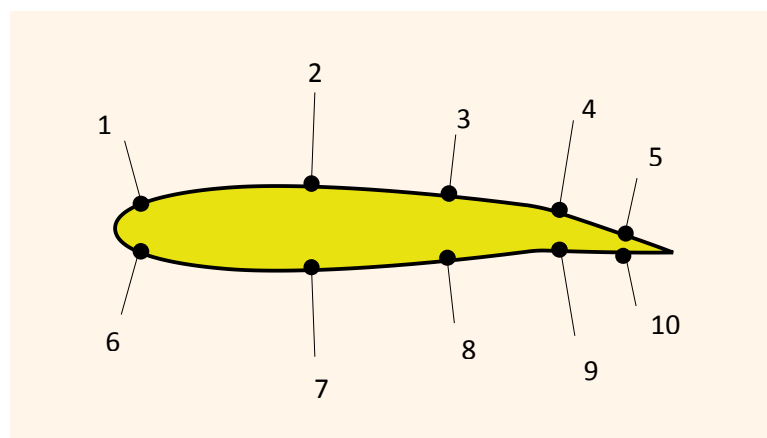


Figure 3-18 : Répartition des prises de pression pour le profil avec volet incliné de 10° .

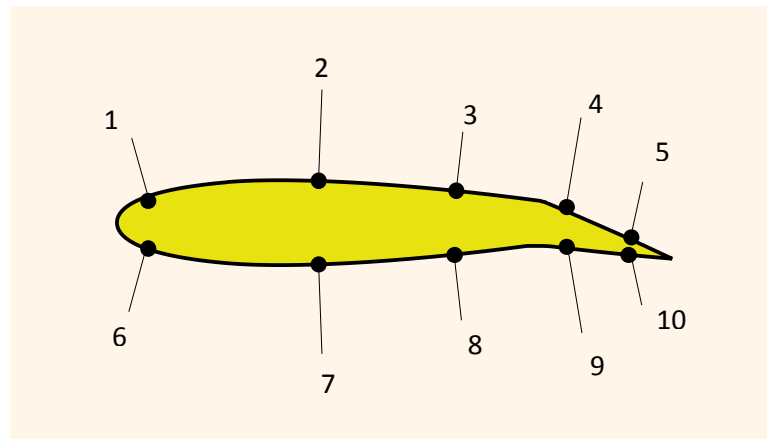


Figure 3-19 : Répartition des prises de pression pour le profil avec volet incliné de 15° .

Le nombre maximal de prises de pression est 10 sont réparties sur la surface externe de l'extrados et l'intrados comme le montre la (Figure 3-17 a 3-19) et leurs coordonnées sont représentées dans le tableau suivant :

Prises	Position sur la corde	Position sur l'envergure
	x/c	y/L
1	0,05	0,5
2	0,383	0,5
3	0,633	0,5
4	0,8	0,5
5	0,883	0,5
6	0,05	0,5
7	0,383	0,5
8	0,633	0,5
9	0,8	0,5
10	0,883	0,5

Tableau 3.2 : Localisation des prises de pression pour les pales avec volet suivant la corde.

Pour les prises de pression le long de l'envergure :

Cette fois on reparti les prises de pression suivant l'envergure, sur l'extrados et l'intrados des pales

y c

L

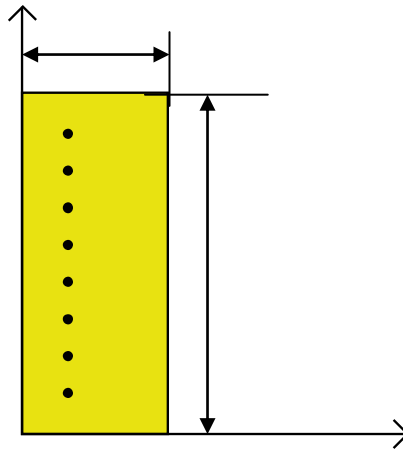


Figure 3-20 : Répartition des prises de pression le long de l'envergure.

Le nombre maximal de prises de pression est 16 sont réparties sur la surface externe de l'extrados et l'intrados comme la montre la (figure 3-20) et leurs coordonnées sont représentées dans le tableau suivant :

Prises	Position sur la corde	Position sur l'envergure
	x/c	y/L
1	0,03	0,08
2	0,03	0,2
3	0,03	0,32
4	0,03	0,44
5	0,03	0,56
6	0,03	0,68
7	0,03	0,8
8	0,03	0,92
9	0,03	0,08
10	0,03	0,2
11	0,03	0,32
12	0,03	0,44
13	0,03	0,56
14	0,03	0,68
15	0,03	0,8
16	0,03	0,92

Tableau 3.3 : Localisation des prises de pression le long de l'envergure.

3.4. Mesures expérimentales sur le profil d'aile :

L'acquisition des coefficients C_x , C_z et C_p est effectuée sur chaque maquette de pale pour les angles d'incidence α (i) variant de 0 jusqu'à 40° avec un pas de 5°. Les mesures porteront sur les pales rectangulaires d'envergure $L = 25\text{cm}$ et de corde $C=6\text{cm}$. Les valeurs de C_p , C_x et C_z en fonction de l'angle d'attaque α (i) seront comparées entre les quatre maquettes, et avec celles obtenues avec le code de calcul Fluent au (chapitre 4).

3.5. Déférentes étapes de mesure :

- On a effectué les mesures avec de vitesses différentes, la première vitesse est de 20,3 m/s, soit $Pi-P=30\text{mm}$ d'huile, la deuxième vitesse est de 30 m/s, soit $Pi-P=60\text{ mm}$ d'huile, les valeurs de ce paramètre est accessible sur le multi-manomètre indicateur de pression avant le lancement des acquisitions.
- Pour l'obtention d'une incidence nulle on a utilisé un niveau à eau pour régler l'incidence nulle du profil, vérifier et, éventuellement, régler la valeur lue sur l'afficheur d'incidence.
- S'assurer que les tubes capillaires sont bien insérés dans les tubes manométriques leurs correspondants (par numérotation) et qu'il n'y a pas de fuite.
- Mesurer les pressions pour les différentes incidences (prendre une photo à chaque incidence).

3.6. Résultats expérimentaux :

Les maquettes sont placées successivement sur la balance aérodynamique pour mesurer les coefficients de portance (C_z) et de traînée (C_x), les essais ont été effectués avec deux vitesses d'écoulement $Vo=20.3\text{m/s}$ et $Vo=30\text{ m/s}$, pour les quatre pales à angles de déflexion de bord de fuite $\beta=0^\circ$, $\beta=5^\circ$, $\beta=10^\circ$ et $\beta=15^\circ$ à différentes angles d'incidence $i= 0^\circ$ à $i= 40^\circ$. Les résultats obtenus sont représentés par les courbes suivantes :

3.6.1 Analyse des résultats de mesure de C_x pour les quatre pales :

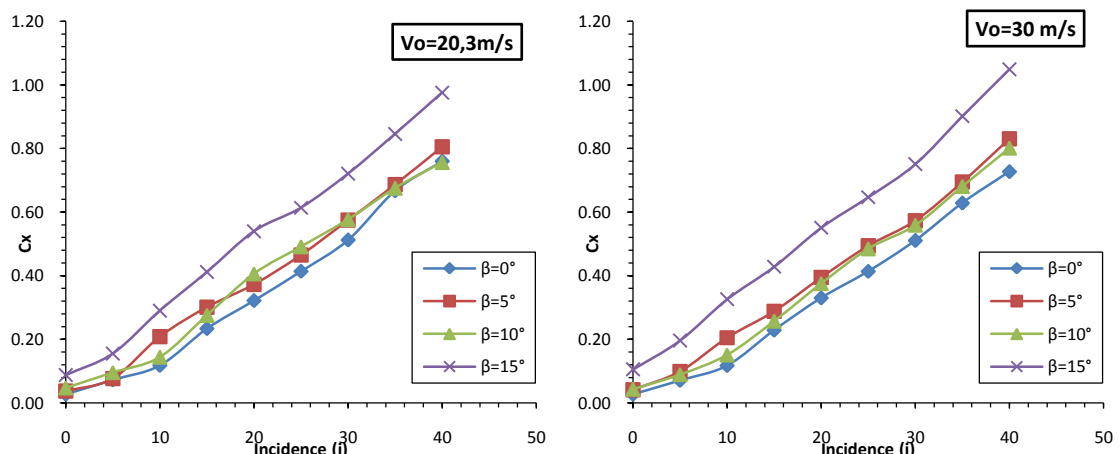


Figure 3-21 : Evolution de (C_x) pour les quatre pales.

Evolution de (C_x) en fonction de β :

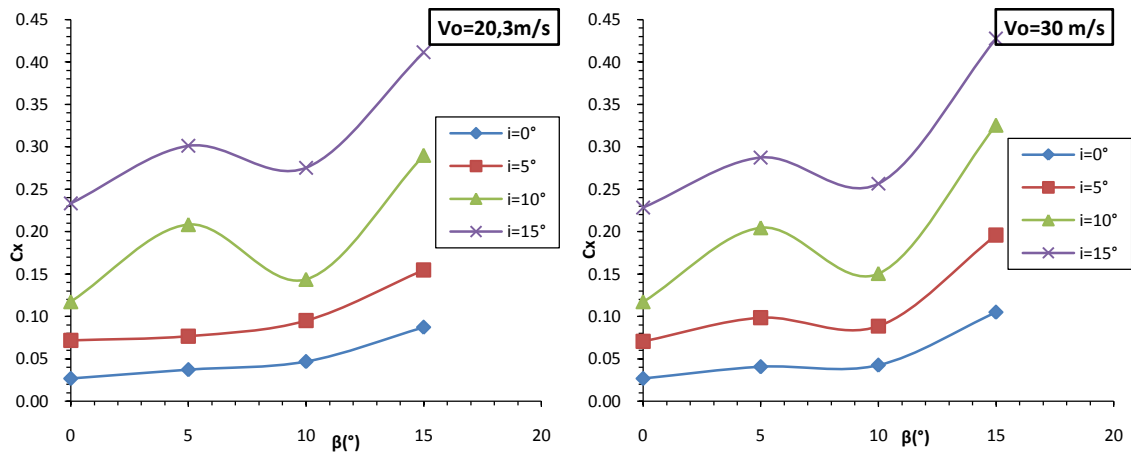


Figure 3-22 : Evolution de (C_x) en fonction de β .

Influence de l'incidence: Les courbes obtenues ont la même allure, on remarque le coefficient de la traînée C_x augmente avec l'incidence de pale même au-delà de l'incidence critique (décrochage).

Influence de volet de bord de fuite : On constate que la valeur du coefficient de la traînée C_x augmente quand l'angle du volet de bord de fuite (β) augmente.

Influence de la vitesse d'écoulement : On remarque une légère augmentation de C_x quand la vitesse d'écoulement augmente, la traînée augmente avec l'augmentation de la vitesse.

3.6.2 Analyse des résultats de mesure de C_z pour les quatre pales :

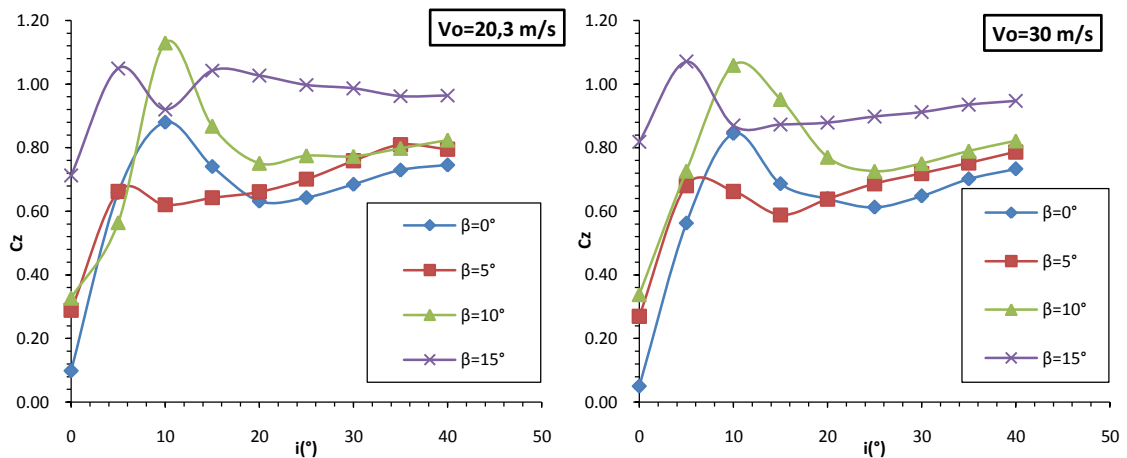


Figure 3-23: Evolution de (C_z) pour les quatre pales.

Evolution de (C_z) en fonction de β :

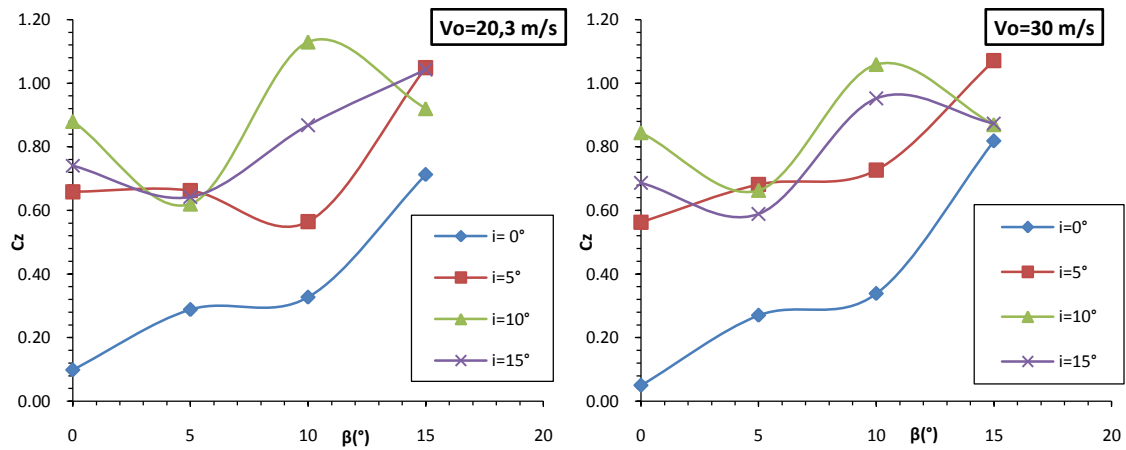


Figure 3-24 : Evolution de C_z en fonction de β .

Influence de l'incidence: On remarque que le coefficient de portance C_z augmente avec l'augmentation de l'incidence (i), pour atteindre une valeur maximale correspondante à l'angle de décrochage, à partir de cet angle toute augmentation d'incidence entraîne une diminution du coefficient de portance C_z .

Influence de volet de bord de fuite : On constate que la portance évolue positivement pour les quatre pales mais le décrochage est observé pour les pales à (volet 5° et 15°) un peu à l'avance par rapport aux pales avec volet de 5° et sans volet.

La pale sans volet : La valeur maximale de C_z est atteinte à $i = 10^\circ$ pour les deux vitesses considérées

La pale avec volet incliné de 5° : elle est atteinte à $i = 5^\circ$ pour les deux vitesses considérées

La pale avec volet incliné de 10° : elle est atteinte à $i = 10^\circ$ pour les deux vitesses considérées

La pale avec volet incliné de 15° : elle est atteinte à $i = 10^\circ$ pour les deux vitesses considérées

Influence de la vitesse d'écoulement : Il y a une différence remarquable entre les courbes obtenues à $V_o = 20.3 \text{ m/s}$ et celles obtenues à $V_o = 30 \text{ m/s}$. donc la vitesse d'écoulement influence les valeurs du coefficient de la portance C_z . la portance augmente avec l'augmentation de la vitesse.

3.6.3. Analyse des résultats de mesure de la polaire :

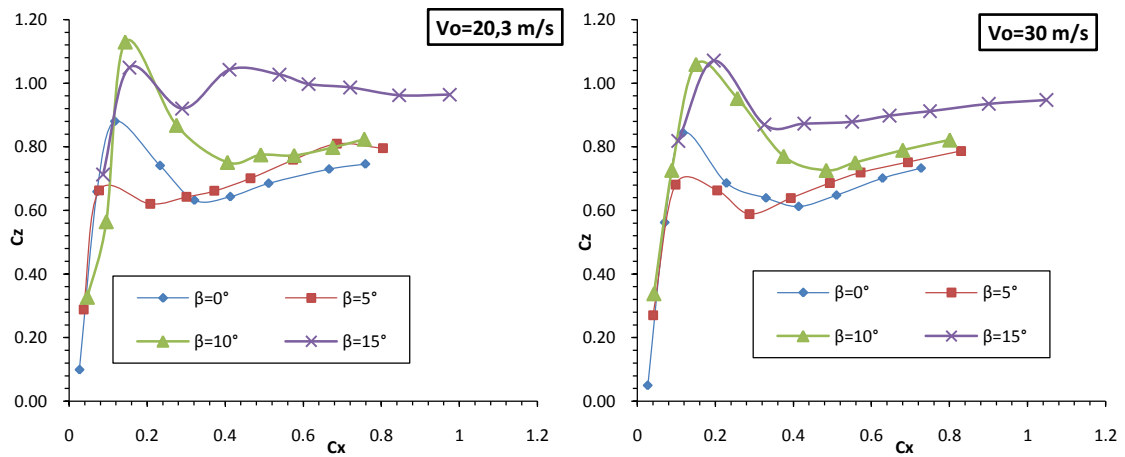


Figure 3-25 : Évolution de C_z en fonction de C_x .

La figure 3-25 montres que les quatre profils ont des différentes valeurs maximales de C_z en fonction du coefficient de trainée (C_x) et ça est due au volet de bord de fuite. L'augmentation de l'angle de volet de bord de fuite augment l'égerment la valeur de C_x mais pour une valeur maximale de C_z pour les cas de $\beta=10^\circ$ et $\beta=15^\circ$.

3.6.4. Analyse des résultats de mesure de la finesse:

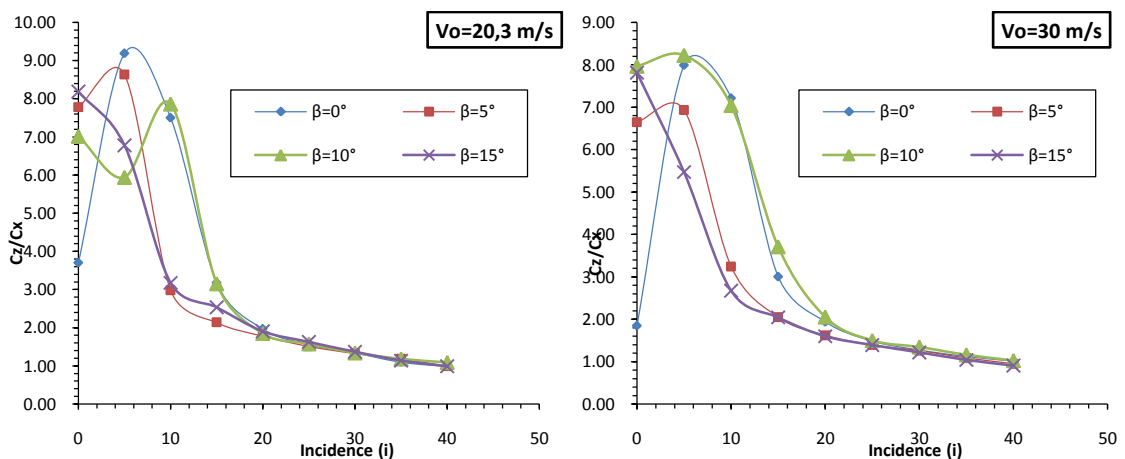


Figure 3-26 : Évolution de C_z/C_x en fonction de l'incidence (i) ;

La figure 3-26 montre la finesse pour chaque pale, on remarque qu'à partir de l'angle d'incidence $i=20^\circ$ les courbes sont confondus. La valeur maximale de C_z/C_x pour le profil sans volet est correspondante a 'angle d'incidence $i=10^\circ$, par contre les profils équipés d'un volet de bord de fuite les valeurs maximales sont obtenues pour des angles d'incidence mois de 10° .

3.6.5 Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales :

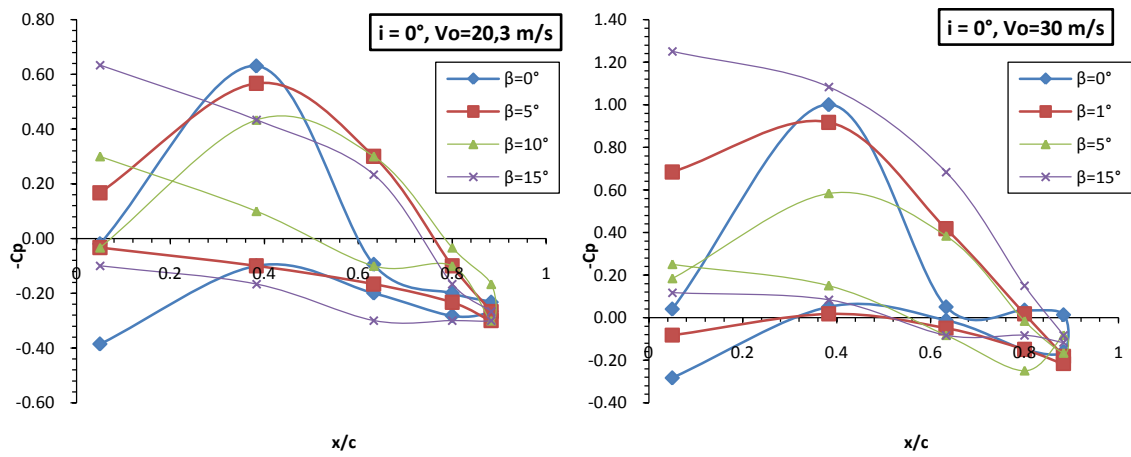


Figure 3-27: Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=0^\circ$.

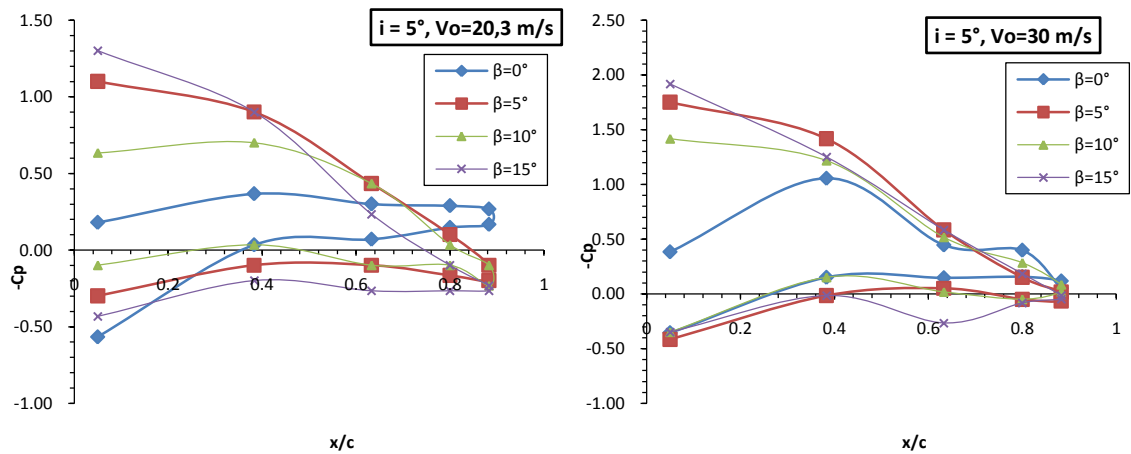


Figure 3-28 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=5^\circ$.

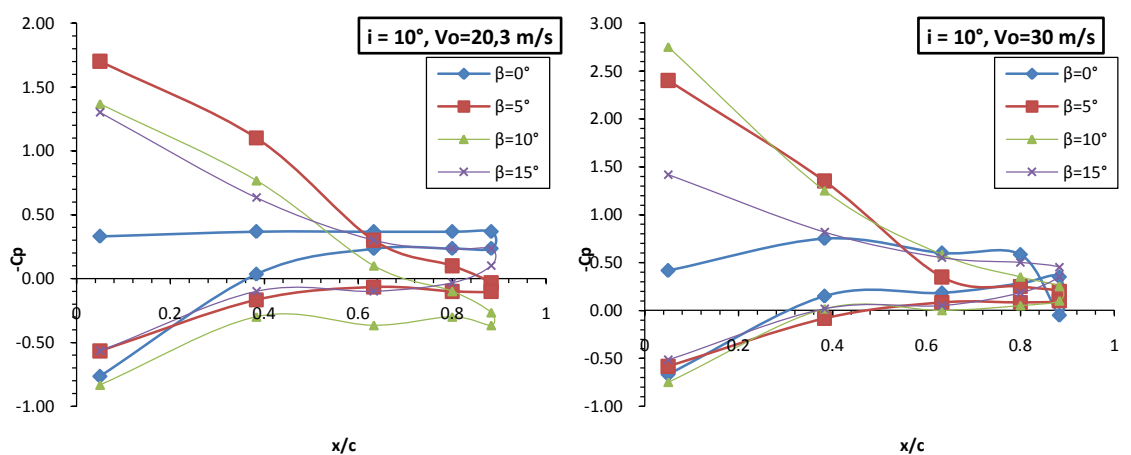


Figure 3-29 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=10^\circ$.

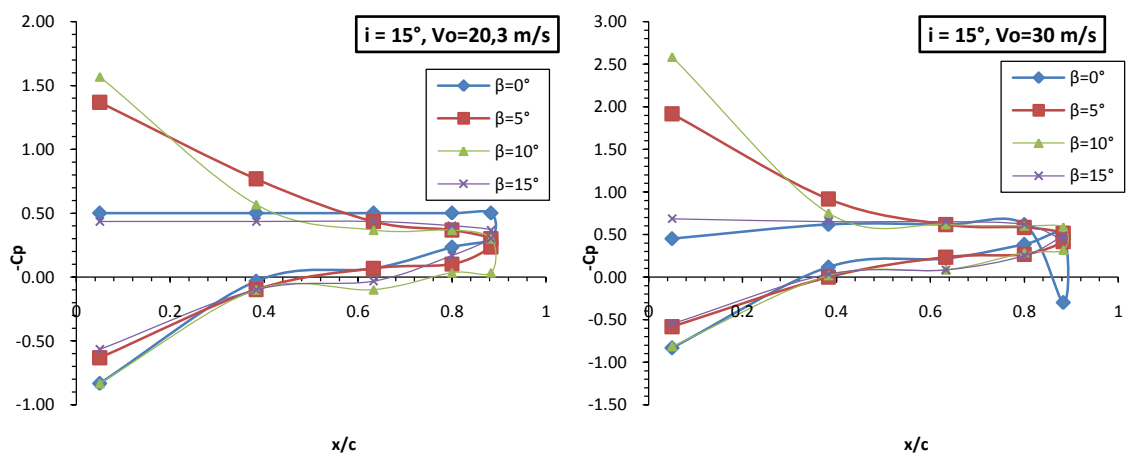


Figure 3-30 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=15^\circ$.

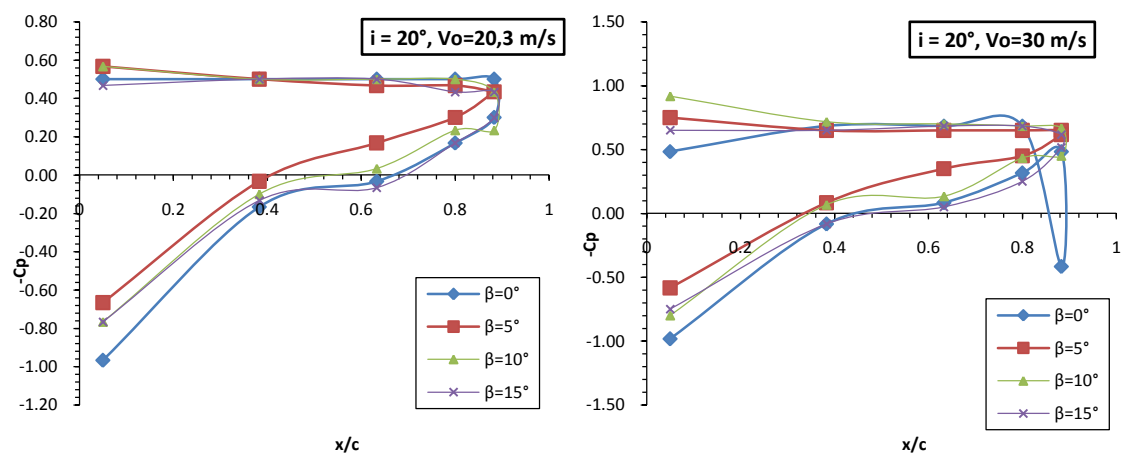


Figure 3-31 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=20^\circ$.

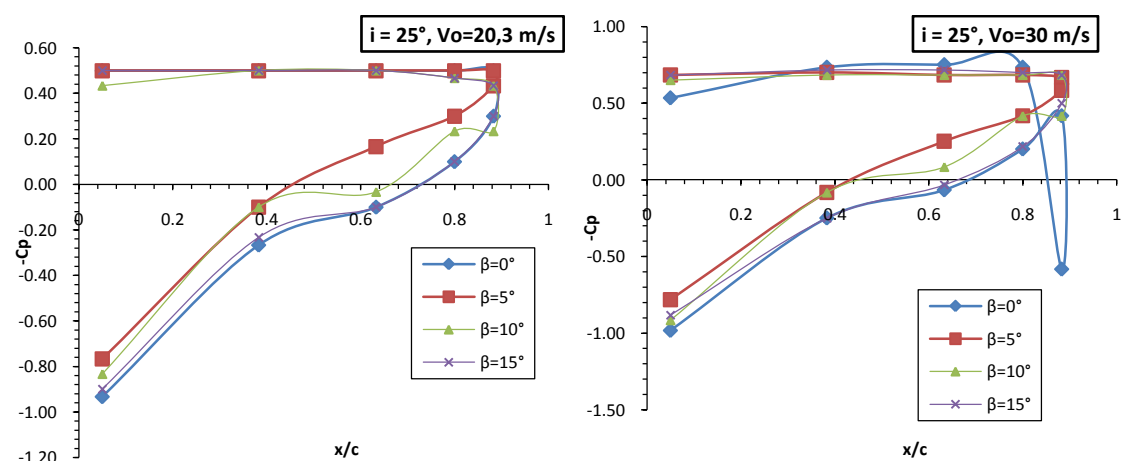


Figure 3-32 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i=25^\circ$.

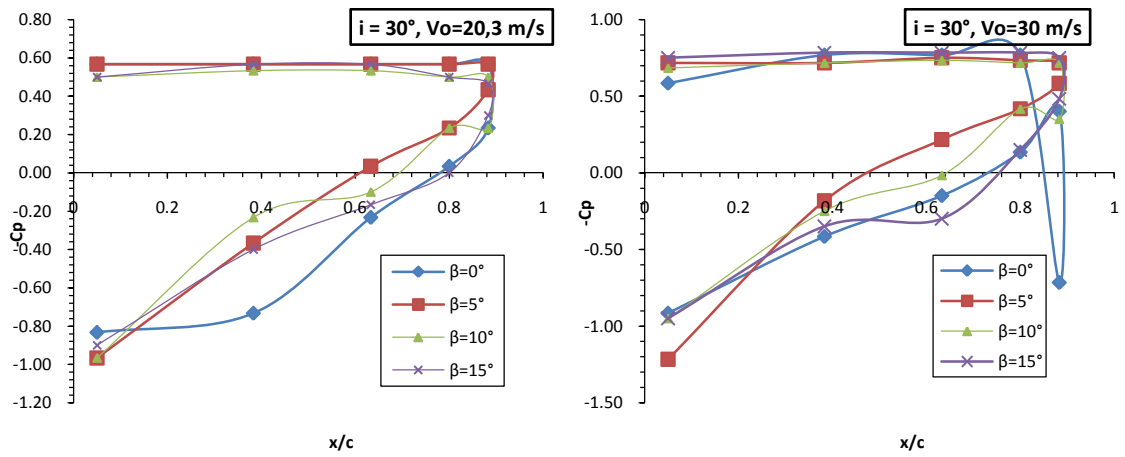


Figure 3-33 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i = 30^\circ$.

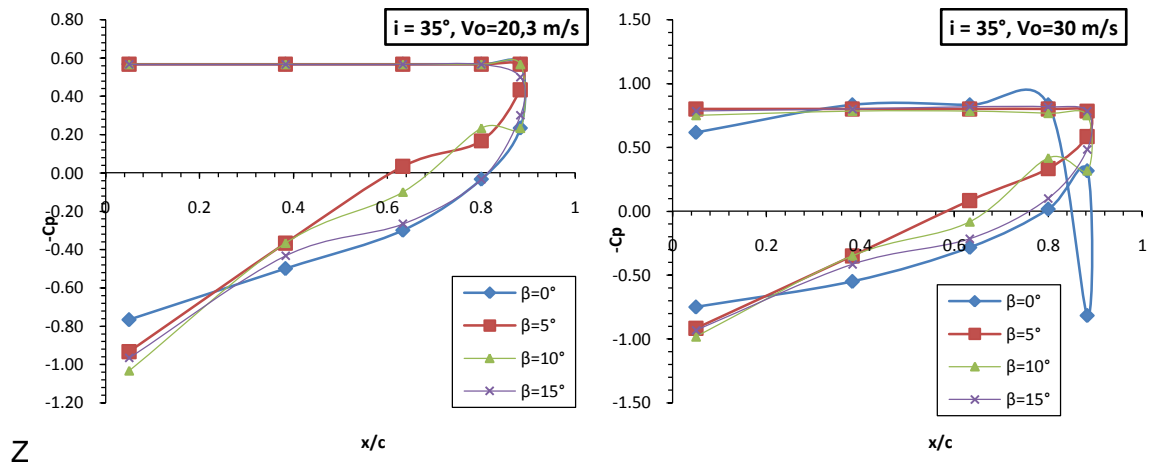


Figure 3-34 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i = 35^\circ$.

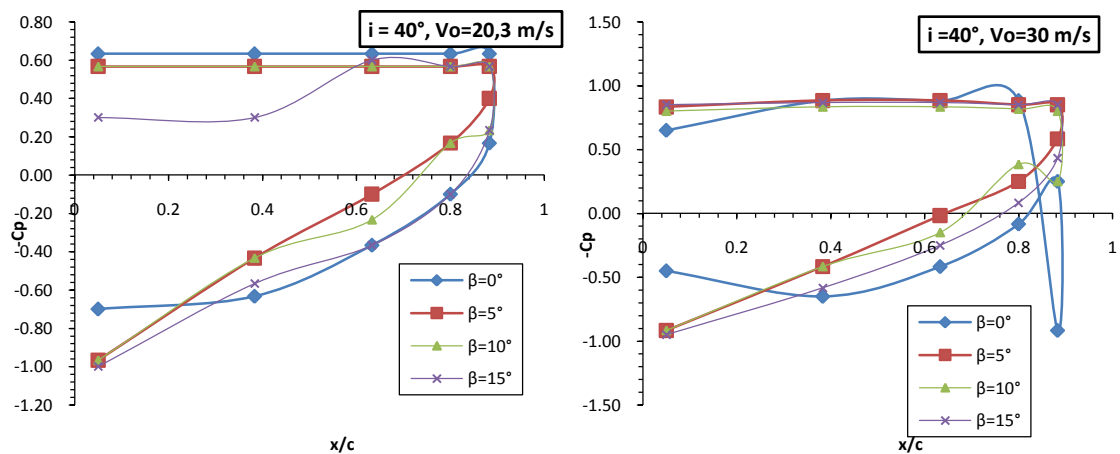


Figure 3-35 : Evolution transversale de $-C_p$ pour les quatre pales, $i = 40^\circ$.

On observe sur les figures 3-27 à 3-35, la distribution transversal de coefficient de dépression $-C_p$ sur l'extrados et l'intrados a $y/L = 0.5$ est fonction de l'angle d'incidence et l'angle de bord de fuite aussi, pour des faibles angles d'incidence ($i=0^\circ$

a 15°) on remarque que les valeurs maximales de $-C_p$ sont obtenue ou voisinage de bord d'attaque sur l'extrados des pales avec volet incliné de 5° et 10°, pour les angles d'incidence $i=15^\circ$ a 40° les courbes sont confondus. On constate aussi les courbe de $-C_p$ sur l'intrados des quatre pales sont presque confondu pour l'angle d'incidence $i=0^\circ$ a 30° et ceci est valable pour tous les nombres de Reynolds.

3.6.6. Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados

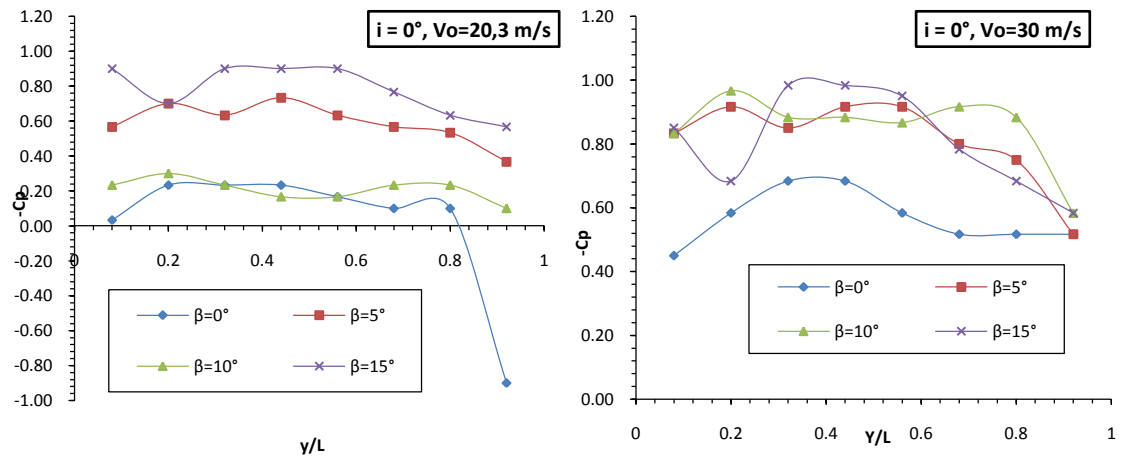


Figure 3-36: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=0^\circ$.

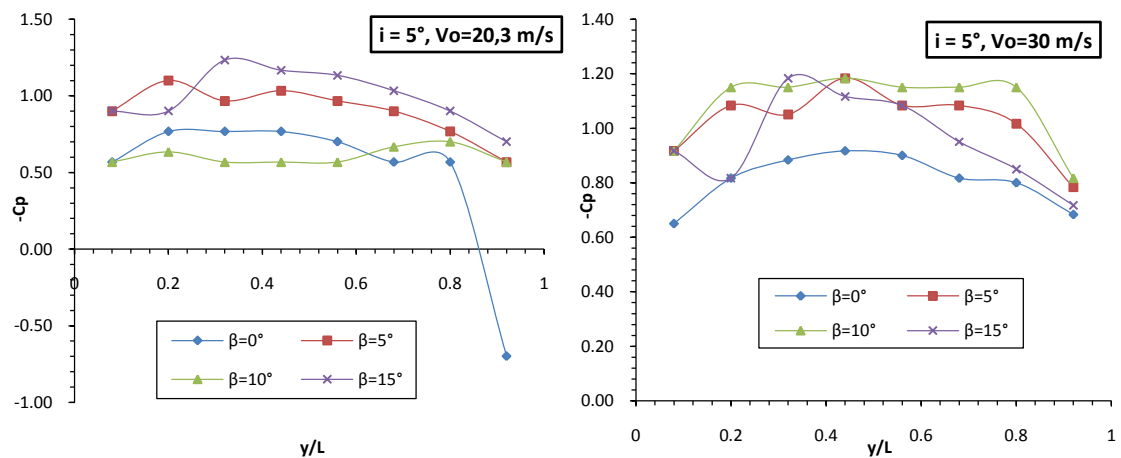


Figure 3-37: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=5^\circ$.

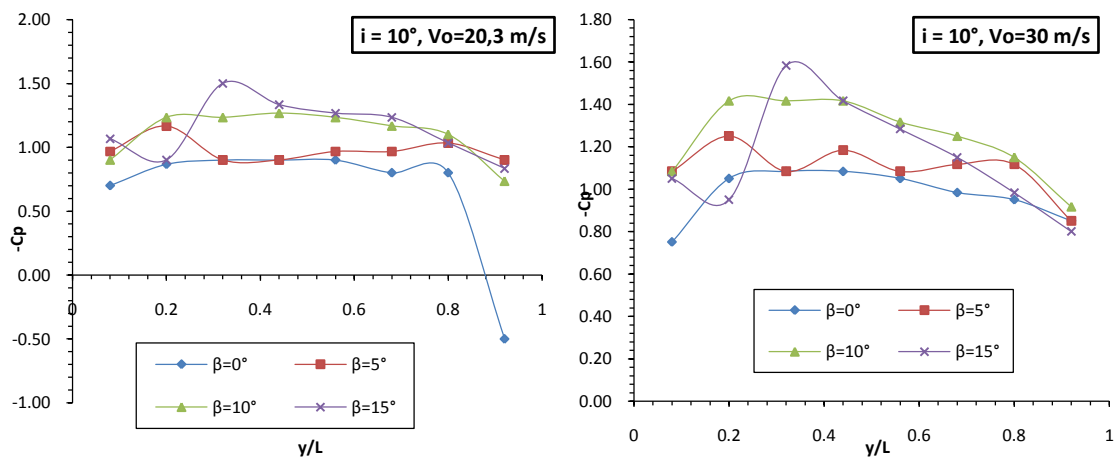


Figure 3-38: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=10^\circ$.

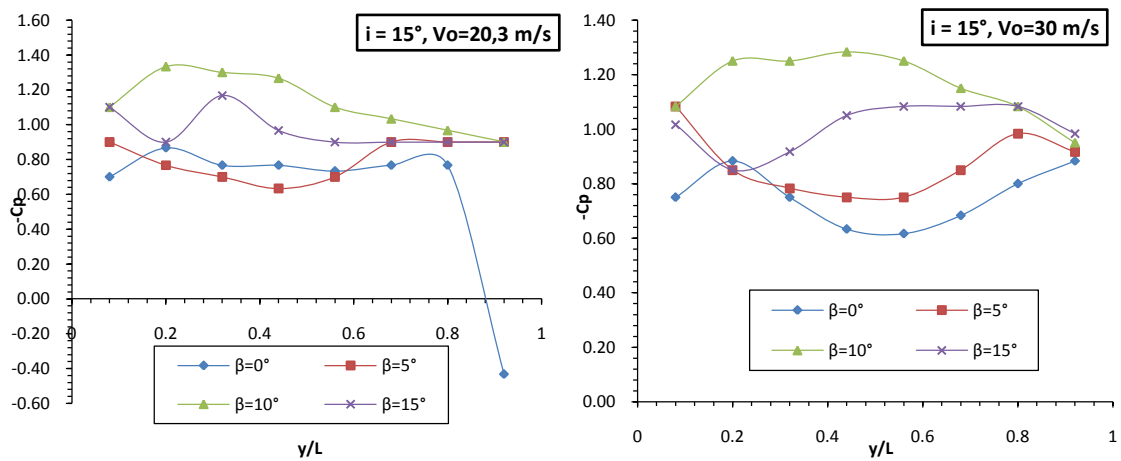


Figure 3-39: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=15^\circ$.

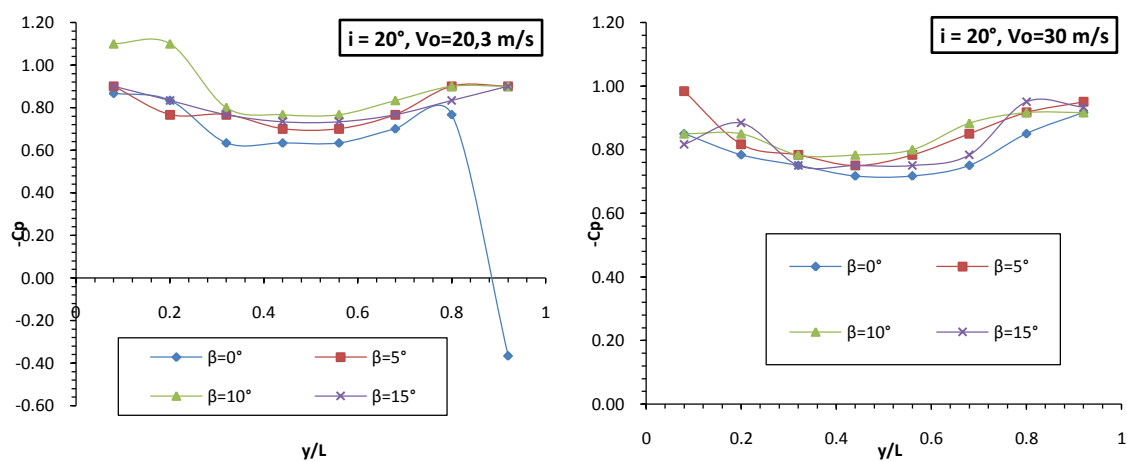


Figure 3-40: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=20^\circ$.

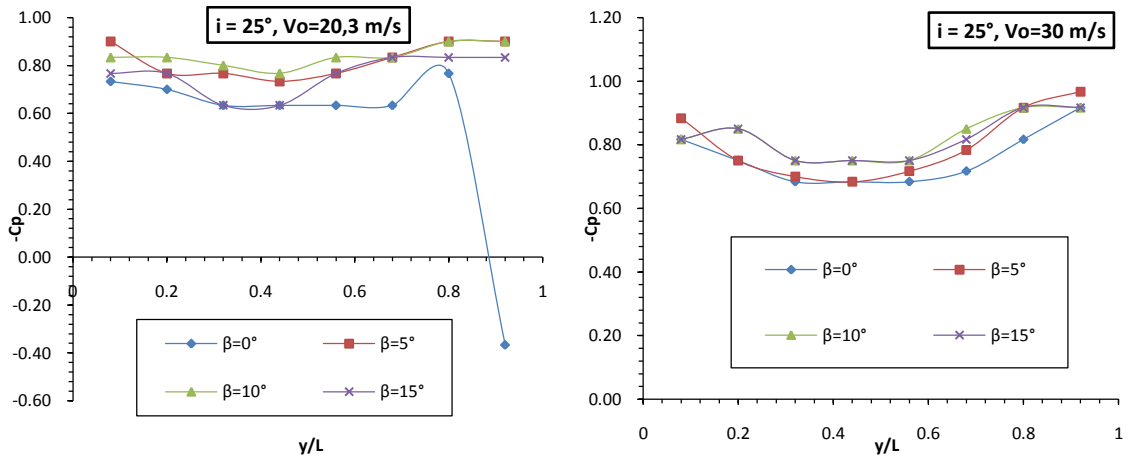


Figure 3-41: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=25^\circ$.

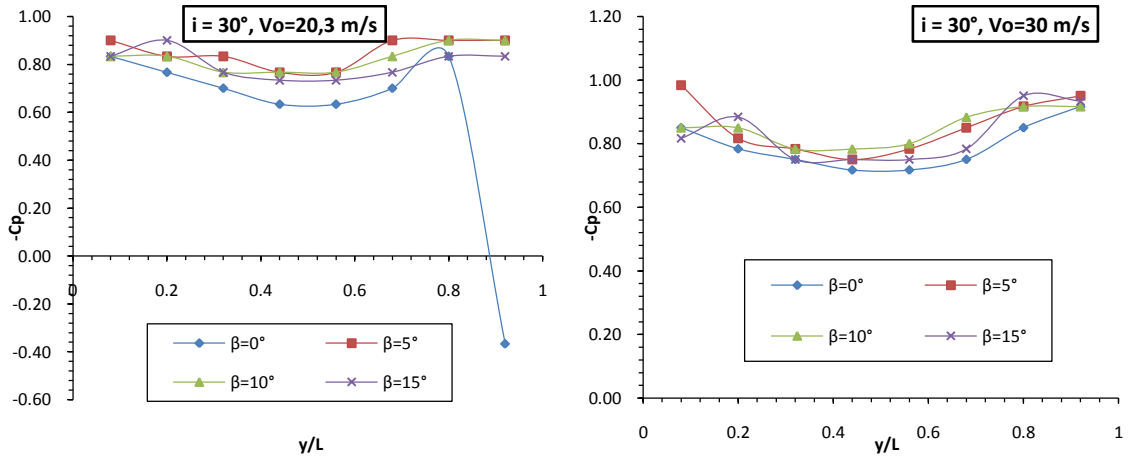


Figure 3-42: Evolution Longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $i=30^\circ$.

La distribution de la pression sur l'extrados des pales étudiées sont montrées sur les figures 3-36 à 3-42. On remarque une augmentation de coefficient de dépression $-C_p$ avec l'augmentation de l'angle d'attaque α à $i=15^\circ$, la distance entre les courbes de la distribution de $-C_p$ est remarquable, on constate aussi les quatre courbes on la même allure pour les angles d'incidences plus grandes de $i=15^\circ$. Se déplaçant vers l'extrémité de les pales, les quatre courbe tends vers la même valeur.

3.6.7. Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados :

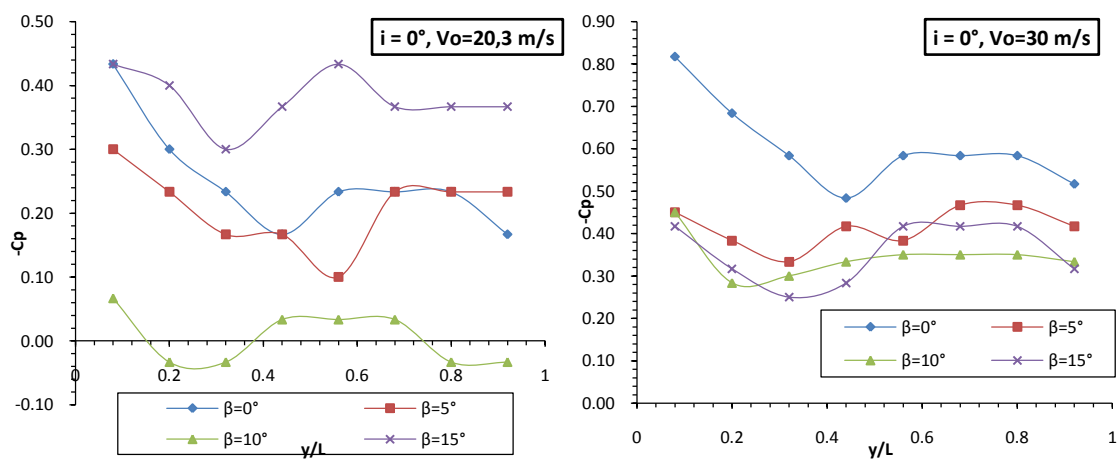


Figure 3-43 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=0^\circ$.

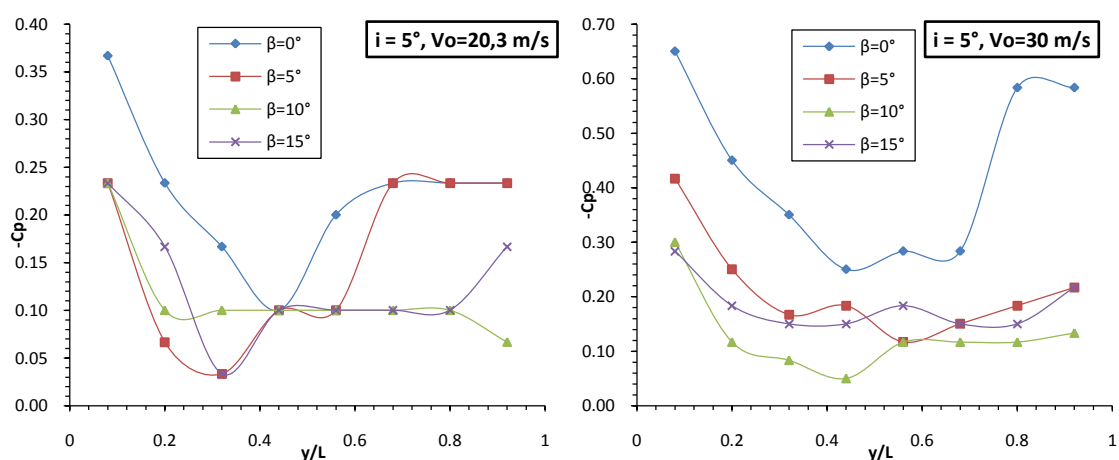


Figure 3-44 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=5^\circ$.

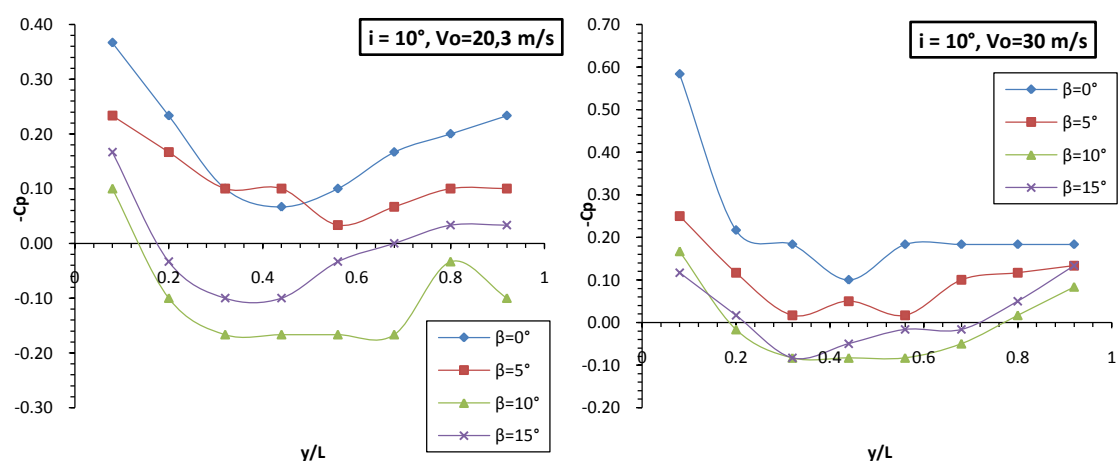


Figure 3-45 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=10^\circ$.

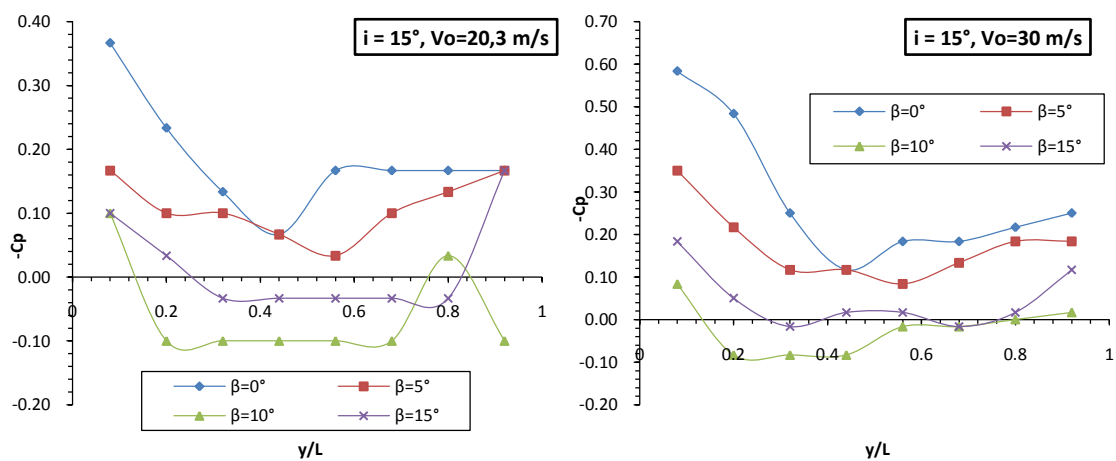


Figure 3-46 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=15^\circ$.

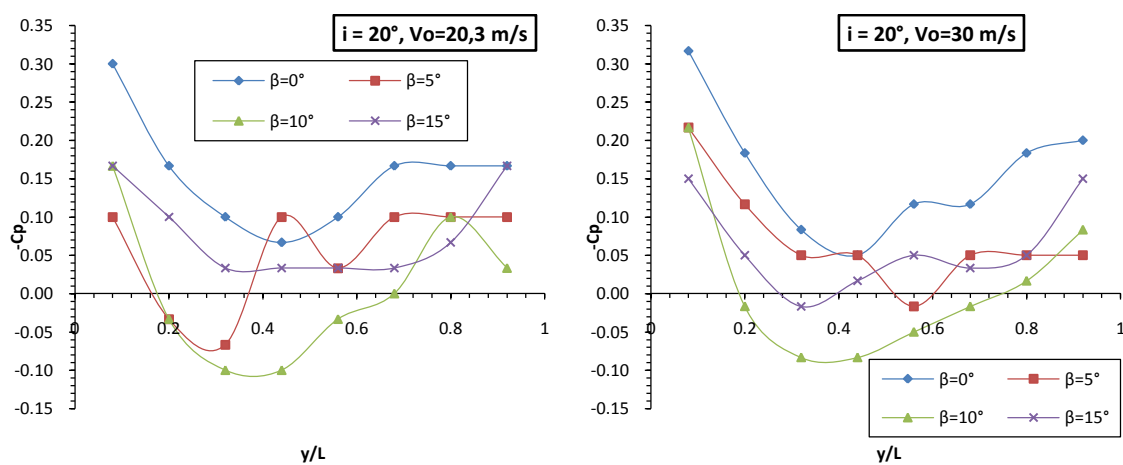


Figure 3-47: Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=20^\circ$.

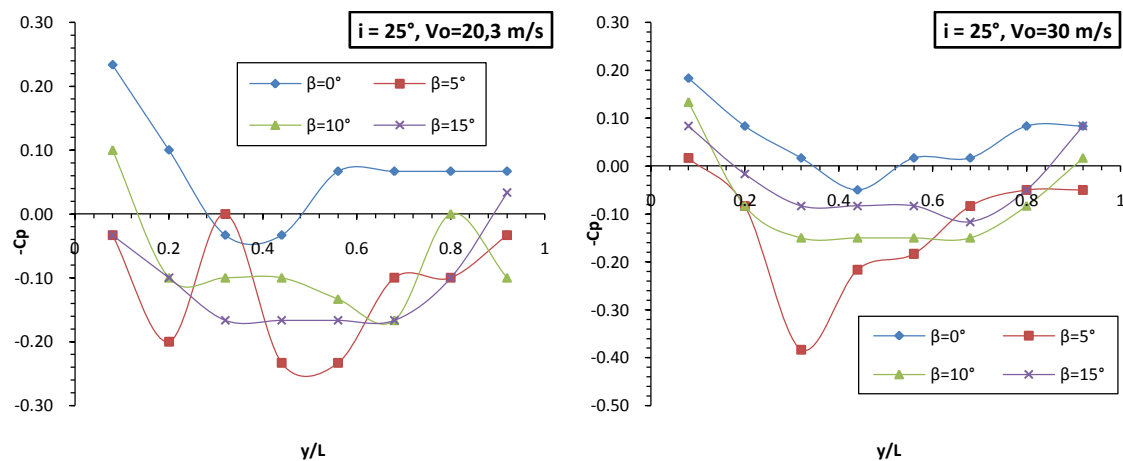


Figure 3-48: Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=25^\circ$.

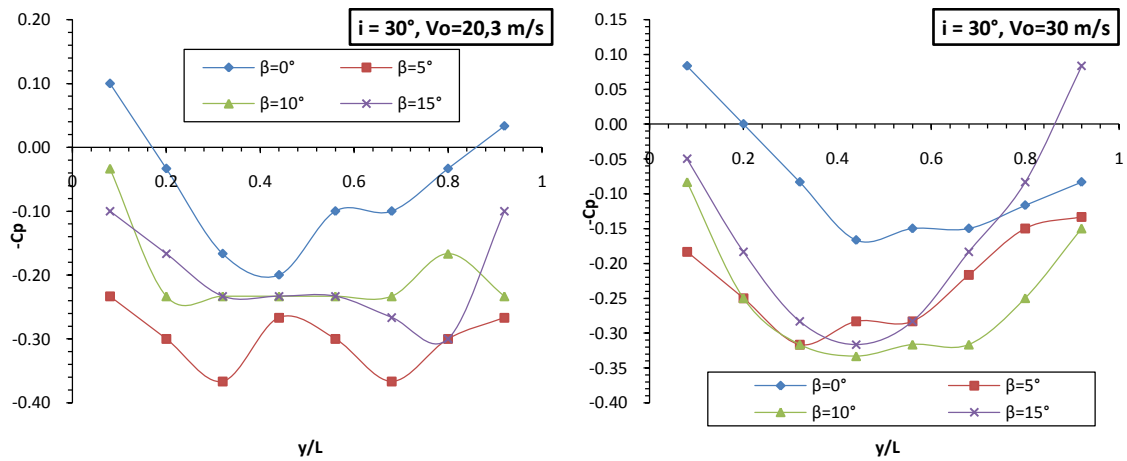


Figure 3-49: Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $i=30^\circ$.

La distribution de la pression sur l'extrados des pales étudiées sont montrées sur les figures (3-43 a 3-49) à différentes incidences et pour $V_o = 20.3 \text{ m/s}$ et $V_o = 30 \text{ m/s}$. On remarque que l'augmentation de l'angle d'incidence diminue le $-C_p$, on observe des valeurs de $-C_p$ négatives pour les pales avec volet incliné de 10° et 15° .

3.6.8. Evolution longitudinale de $-C_p$ pour chaque prise de pression en fonction de (y/L) :

a). Sur l'extrados

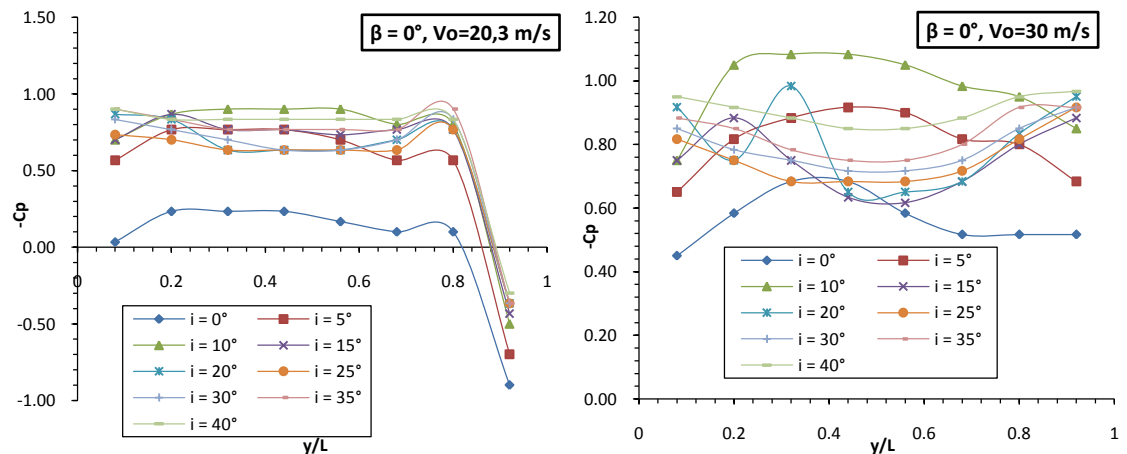


Figure 3-50 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=0^\circ$

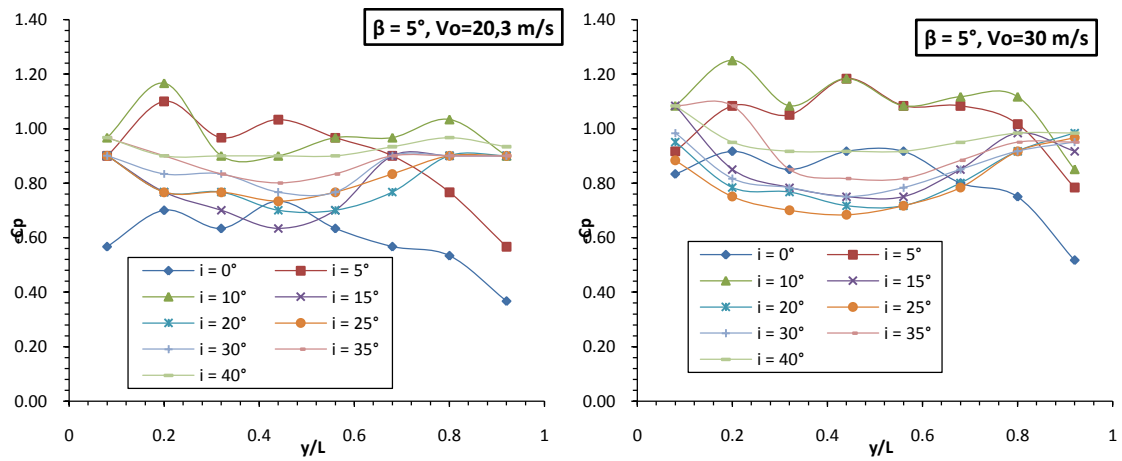


Figure 3-51 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=5^\circ$

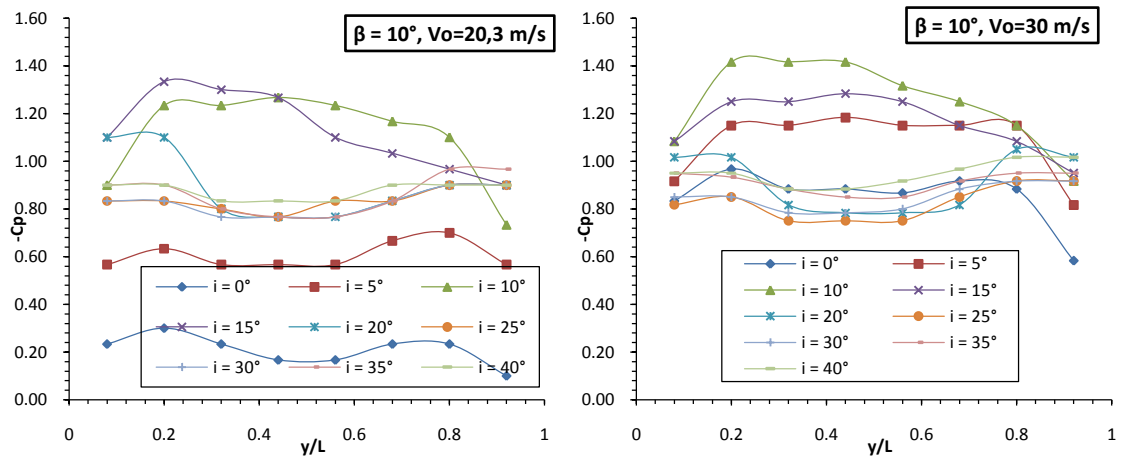


Figure 3-52 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=10^\circ$

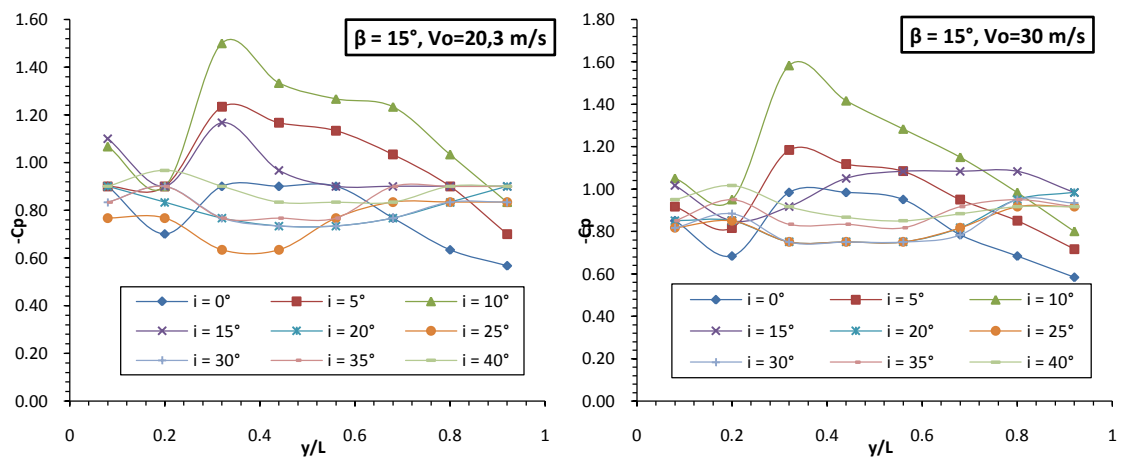


Figure 3-53 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'extrados, $\beta=15^\circ$

b). Sur l'intrados

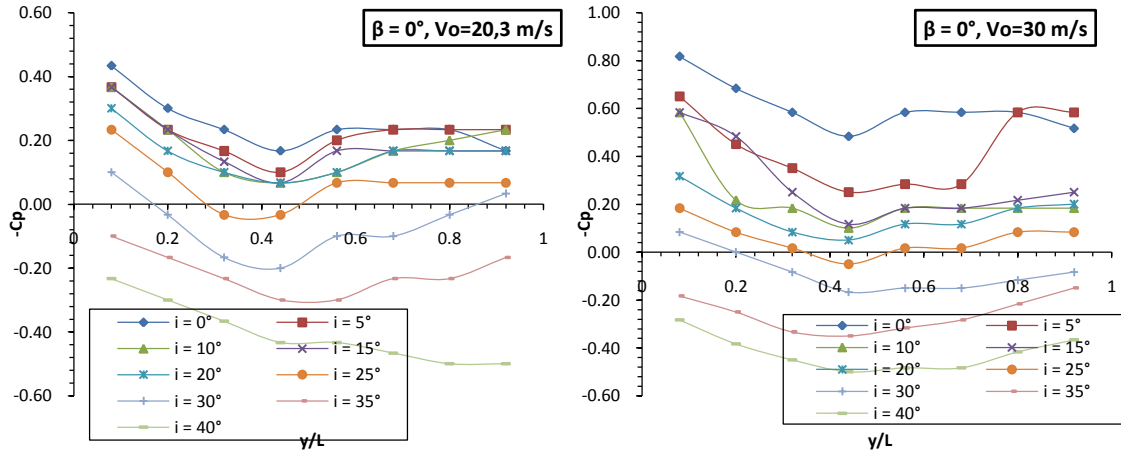


Figure 3-54 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=0^\circ$.

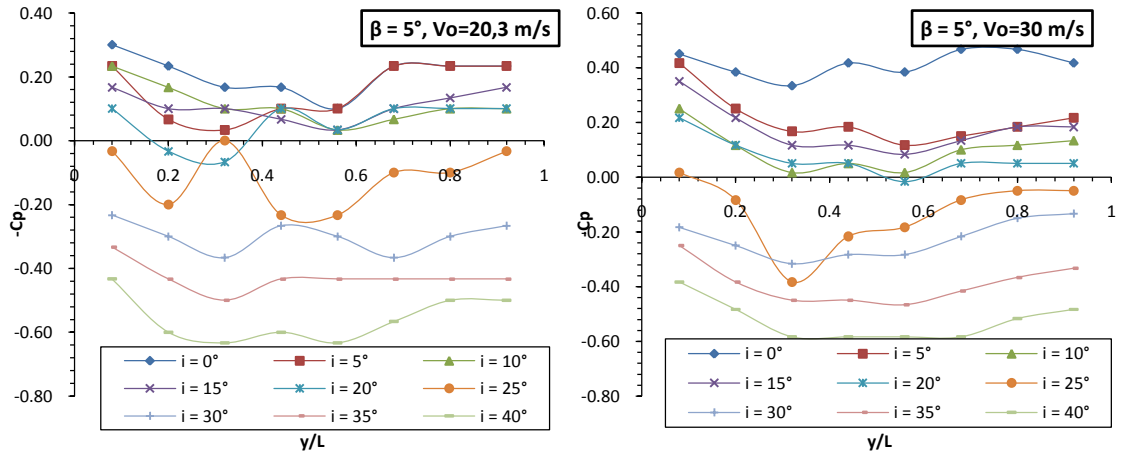


Figure 3-55 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=5^\circ$.

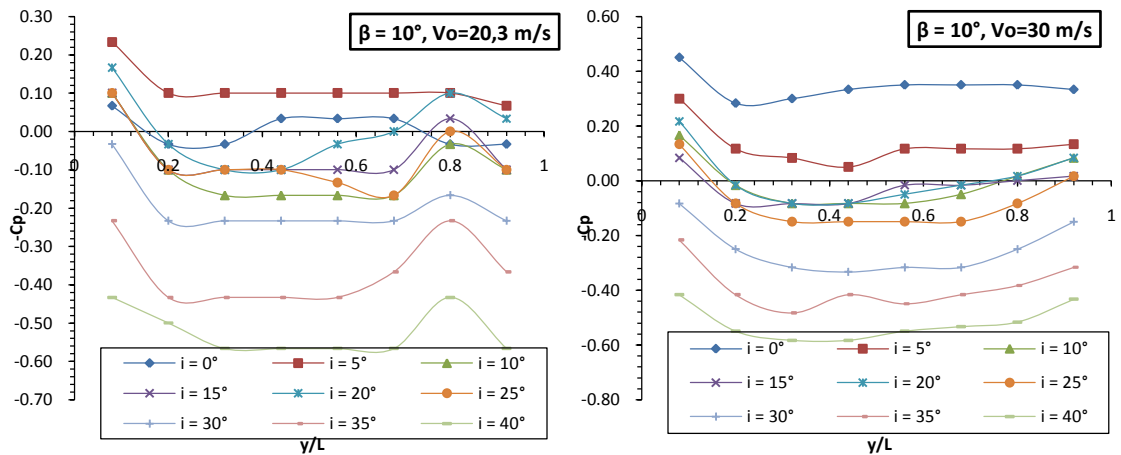


Figure 3-56 : Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=10^\circ$.

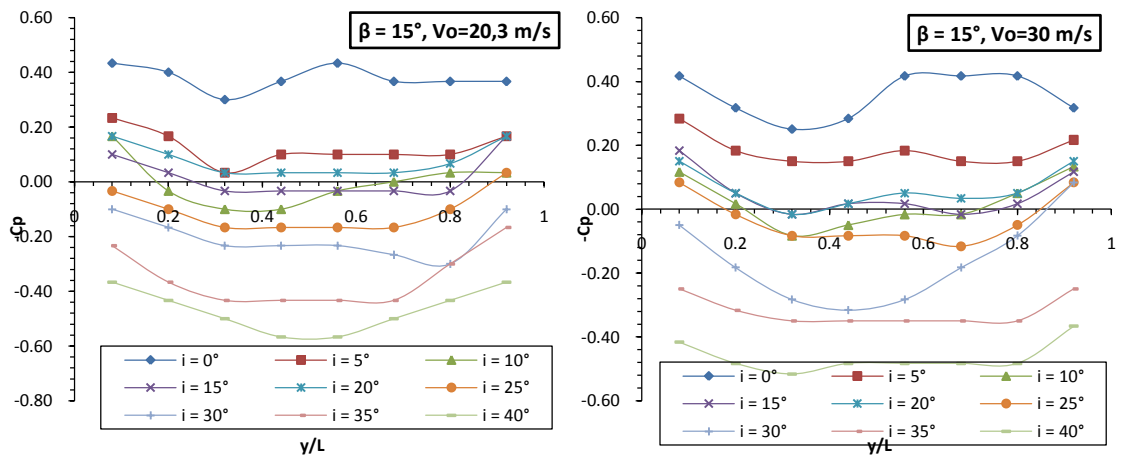


Figure 3-57: Evolution longitudinale de $-C_p$ sur l'intrados, $\beta=15^\circ$.

On constate que la vitesse n'a aucun effet sur la distribution de la pression sur l'extrados des quatre pales, la valeur maximale de $-C_p$ est correspondante à l'angle d'incidence $i=10^\circ$ pour les quatre pales, on remarque aussi $-C_p$ croit en fonction de l'angle d'attaque jusqu'à l'incidence de décrochage qui est voisine de 15° pour le profil à volet incliné de 10° , et légèrement inférieur à 10° pour le profil à volet incliné de 5° , on remarque que $-C_p$ est sensiblement uniforme au milieu et diminue vers l'extrémité avec plus d'ampleur pour les profils avec volet de bord de fuite ceci est dû à l'effet du renversement de l'écoulement au bout de l'aile causant une trainée supplémentaire dite (trainée tourbillonnaire ou induite).

3.7. Conclusion :

Nous avons réalisé douze maquettes de pale de forme rectangulaire et équipées d'un profil NACA0015 constant et sans vrillage sur toute l'envergure, on a effectué des essais en soufflerie sur ces maquettes différenciées entre elles par le volet du bord de fuite incliné de 5° , 10° et 15° . Et après la mesure des coefficients aérodynamiques (C_x), (C_z) et ($-C_p$) des différentes pales.

D'après les courbes, les valeurs de C_x croissent avec l'angle d'incidence et l'angle de déflexion de bord de fuite du profil, C_x passe 0.08 jusqu'à 1.2 lorsque l'angle d'incidence augmente jusqu'à 40° ceci on peut l'expliquer par l'augmentation de la trainée de sillage, dans cette configuration, le décollement sur le profil se déplace vers le bord d'attaque, pour un angle d'incidence $i=40^\circ$, le décollement est au voisinage du bord d'attaque, par conséquent le profil est entièrement décroché.

Le coefficient C_z croit avec l'angle d'incidence pour le profil sans volet ($\beta=0$), il passe de 0.1 jusqu'à 0.9 pour l'angle d'incidence entre 0° et 10° , mais à partir 10° le C_z chute fortement. Si on continue d'augmenter l'angle d'incidence i , on remarque que le C_z est presque constant c'est-à-dire le C_z indépendant de l'angle d'incidence. On peut interpréter physiquement l'augmentation de C_z entre $i=0^\circ$ et $i=10^\circ$ est due à la déviation d'une quantité du mouvement par l'angle d'incidence. Après l'angle de décrochage la diminution de C_z est due au décollement sur le profil, dans ce cas la portance est largement réduite sur le profil, lorsque β augmente, le profil décroche rapidement à titre exemple si $\beta=5^\circ$ l'angle de décrochage est 5° , $\beta=10^\circ$ l'angle d'incidence $i=10^\circ$ et $\beta=15^\circ$ l'angle d'incidence est 4° . En général le volet de bord de

fuite augmente la portance mais rend le profil sensible au décrochage. C'est d'ailleurs l'inconvénient de l'installation sur certains appareils.

SIMULATION NUMERIQUE**4.1. Simulation numérique (Code CFD Fluent):**

Ce chapitre décrit la méthodologie de simulation avec logiciel de simulation numérique (CFD), les outils de simulation numérique occupent une place prépondérante dans les études de mécanique des fluides. Les lois de la physique peuvent être écrites de différentes manières, dont certaines sont plus efficaces que d'autres et elles sont représentées par un système d'équations aux dérivées partielles. Il n'est pas toujours possible de trouver des solutions analytiques à ce système d'équations. C'est pourquoi il faudrait remplacer le système continu par un système discret dont le comportement est décrit par des équations algébriques qu'on peut résoudre avec les méthodes numériques. La simulation se définit comme l'utilisation ou la résolution de modèles correspondant à un système donné pour étudier le comportement de ce dernier dans un contexte précis. Elle est la suite logique de la modélisation qui est la première approche d'une simulation.

La simulation ne supprime pas l'expérimentation mais la complète. Elle permet d'effectuer l'analyse du problème dans des conditions réalistes (reproduire des tests que l'on fait en expérimentation pour mieux les comprendre et à moindre coût) ou au contraire dans des conditions d'essais extrêmes/marginales (climats extrêmes, défauts d'installations...). Ces dernières ne peuvent être faites par l'expérimentation (raison de coûts...). Ainsi, elle accroît le champ des tests pour un système. À travers la simulation, le système étudié devient plus flexible. On peut plus facilement faire des études paramétriques. L'utilisation peut aussi faire varier l'échelle de temps pour une étude, ce qui est impossible par ailleurs. La simulation se présente presque toujours sous forme d'un programme ou d'outils informatiques.

4.2. Outils de simulation Gambit et Fluent**4.2.1. Préprocesseur Gambit :**

C'est un préprocesseur intégré pour l'analyse en CFD, il permet de générer un maillage structuré ou non structuré en coordonnées cartésiennes, polaires, cylindriques ou axisymétriques. Il peut réaliser des maillages complexes en deux ou trois dimensions avec des mailles de type rectangle ou triangle. Il peut être utilisé pour construire une géométrie et lui générer un maillage éventuellement, une géométrie d'un autre logiciel de CAO peut être importée dans ce préprocesseur. Les options de génération de Gambit offrent une flexibilité de choix. On peut décomposer la géométrie en plusieurs parties pour générer un

maillage structuré. Sinon, Gambit génère automatiquement un maillage non structuré adapté au type de géométrie construite. Avec les outils de vérification du maillage, les défauts sont facilement détectés.

4.2.2. Code Fluent :

Fluent est un programme informatique conçu pour la simulation des écoulements de fluide et du transfert de chaleur dans des géométries complexes. Il présente une grande flexibilité des résultats et une adaptation avec n'importe quel type de maillage. Il permet le raffinement du maillage en fonction des conditions aux limites, des dimensions et même des résultats déjà obtenue. Cela est très utile dans la région à gradients importants (couches limites, couches à cisaillement libre).

Fluent écrit en langage C, il emploie toute la flexibilité et la puissance qu'offre ce langage. Il utilise l'architecture serveur client nécessaire au calcul parallèle sur plusieurs machines. Fluent dispose d'un outil de graphisme pour l'affichage des résultats et leur exploitation. On peut aussi exporter les résultats vers un autre logiciel de graphisme, et l'option UDF permet de résoudre des équations additionnelles ou des termes sources additionnelles définies par l'utilisateur.

4.3. Condition aux limites utilisée par le code Fluent :

Pour le code Fluent les types disponibles des conditions aux limites sont classés comme suit :

Conditions d'entrée et de sortie de l'écoulement : Pression d'entrée (pressure inlet), vitesse de l'entrée (velocity inlet), débit massique à l'entrée (mass flow inlet), admission (intake), pression de sortie (pressure outlet) ; sortie (outflow), champ de pression lointain (pressure far-field), échappement (exhaust).

Mur et condition du pôle : mur (Wall), axe de symétrie (axis), conditions périodique, plan de symétrie (symétrie).

Cellules des zones internes : fluide ou solide (de différent type).

Condition des faces internes : ventilation, radiation, mur intérieur. Mais si on parle d'une façon plus générale nous aurons quatre types de conditions aux limites ou chacun d'eux nécessite une étude approfondie :

A l'entrée du domaine : la valeur de la variable est connue.

A la sortie du domaine : soit qu'en connaît la valeur de la variable donnée ou on suppose que le régime est établi.

A la paroi : soit on connaît la variable posée (la vitesse ou la température par exemple), soit on connaît d'autres grandeurs physiques (gradient de vitesse, flux thermique).

Sur l'axe de symétrie : où le gradient de la variable posé suivant la direction perpendiculaire à l'axe de symétrie est nul.

4.4. Modèle numérique utilisée par le code Fluent :

Le code Fluent utilisé la méthode des volumes finis pour discrétiser les équations de transport. Dans cette méthode, on intègre des équations de conservation que l'on applique sur chaque volume de contrôle élémentaire. A partir des variables connues aux centres des volumes, on évalue les flux aux surfaces des volumes par interpolation. La grille est a priori quelconque, permettant ainsi de traiter des écoulements à géométrie complexe. Cette méthode donne de très bon résultat, car elle garantit la conservation des bilans massique et thermique sur tout le domaine étudié.

4.5. Résultats de la simulation numérique :

4.5.1. Profil sans volet a l'incidence ($i=0^\circ$):

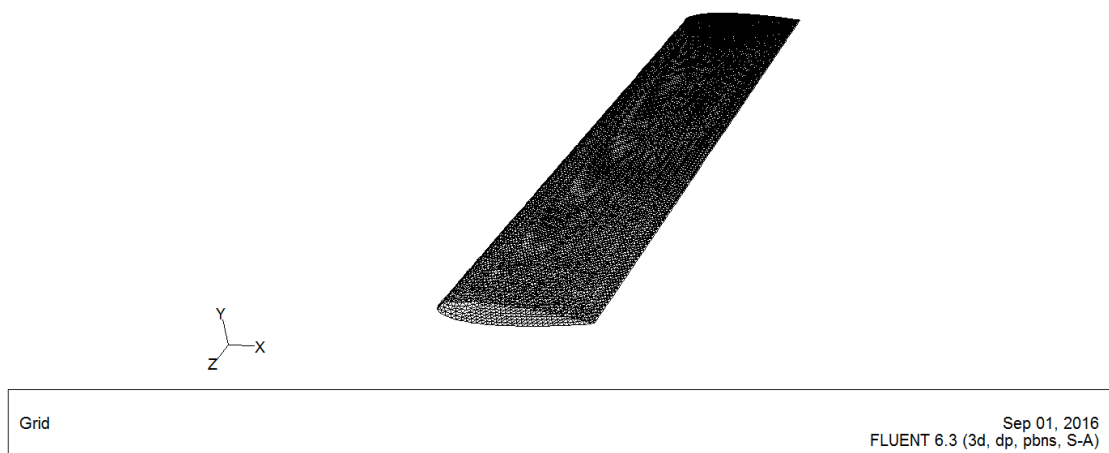


Figure 4-1 : Vue 3D de la pale sans volet avec maillage.

La figure 4-1 montre la pale sans volet de bord de fuite en 3D avec un maillage triangulaire effectué avec GAMBIT. Les configurations sont les mêmes que celles des maquettes, le milieu extérieur est défini comme un cube d'air de hauteur et longueur $h=300$ mm de vitesse supposée constante.

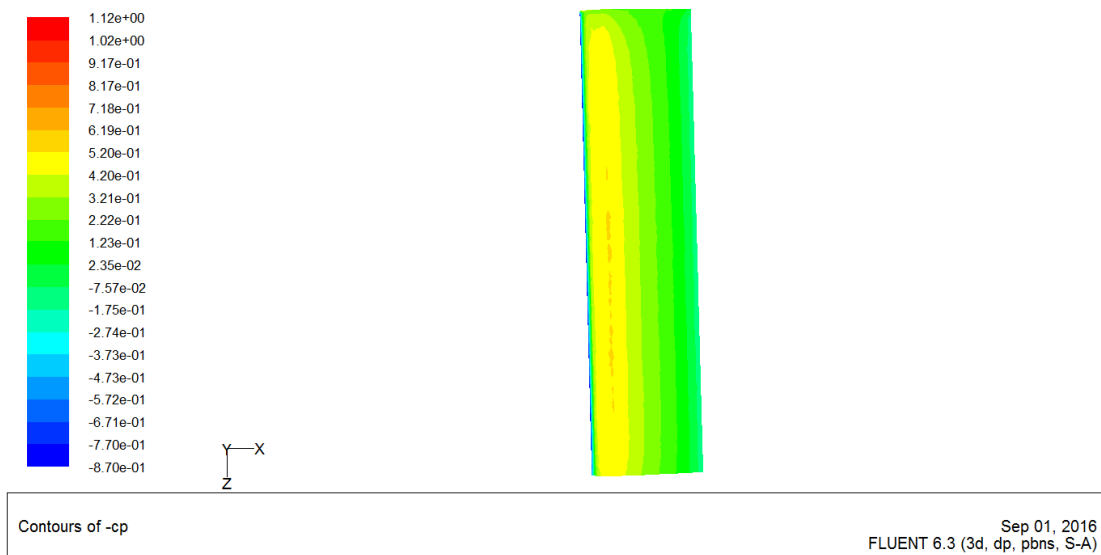


Figure 4-2: Contours du coefficient de dépression $-C_p$ à l'extrados de la pale sans volet à l'incidence ($i=0^\circ$).

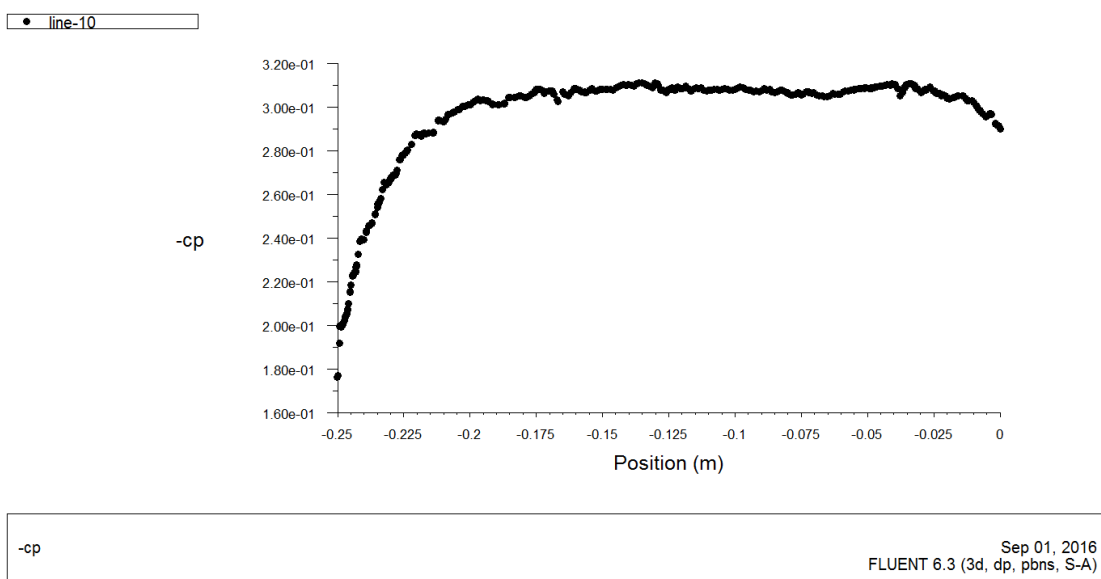
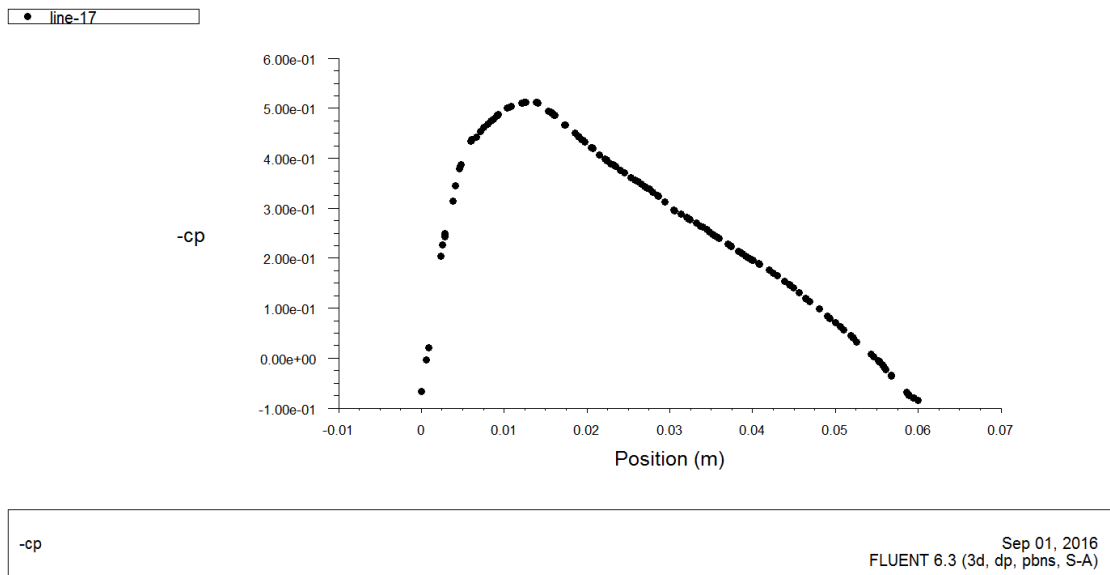
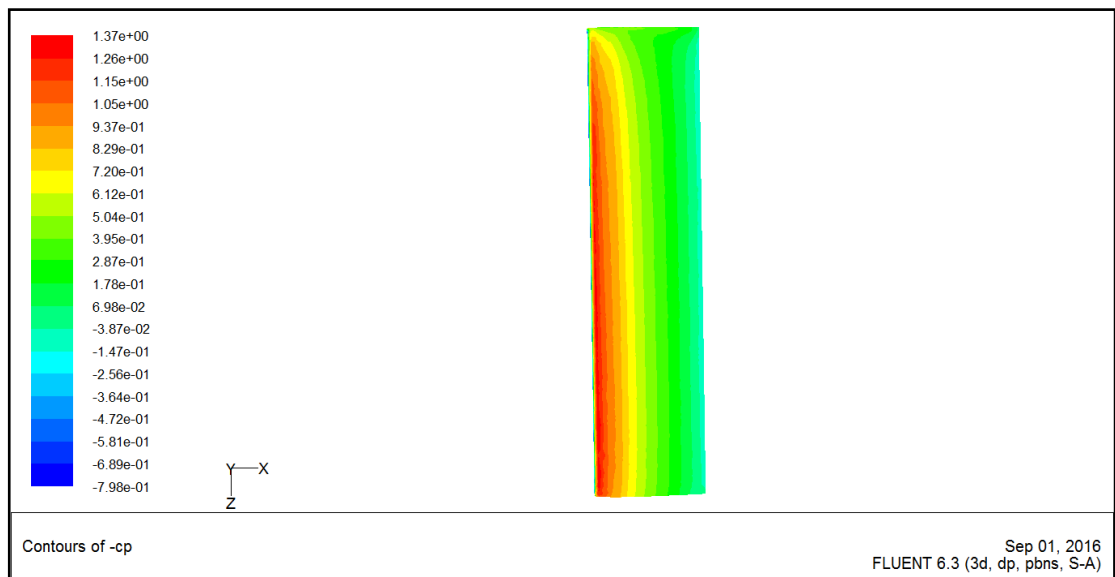


Figure 4-3: Variation longitudinale du coefficient de dépression $-C_P$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=0^\circ$).



4.5.2. Profil sans volet a l'incidence ($i = 5^\circ$):



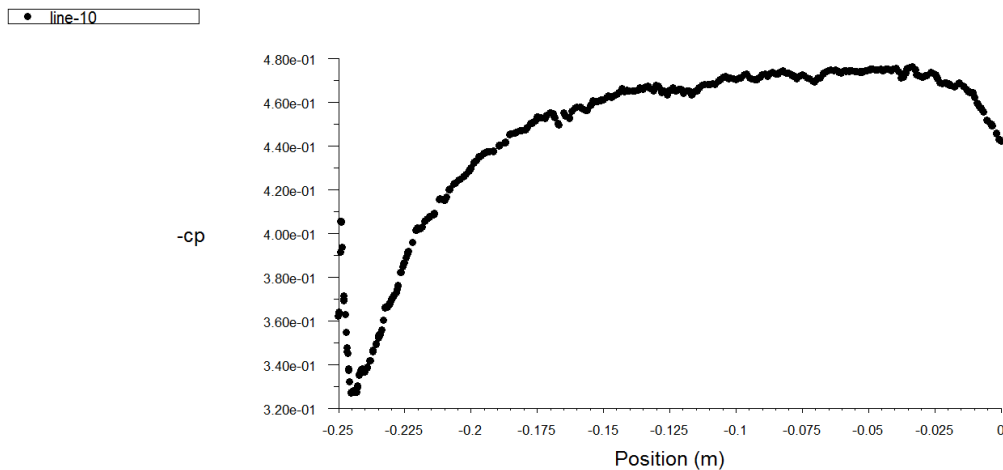


Figure 4-6 : Variation longitudinale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=5^\circ$).

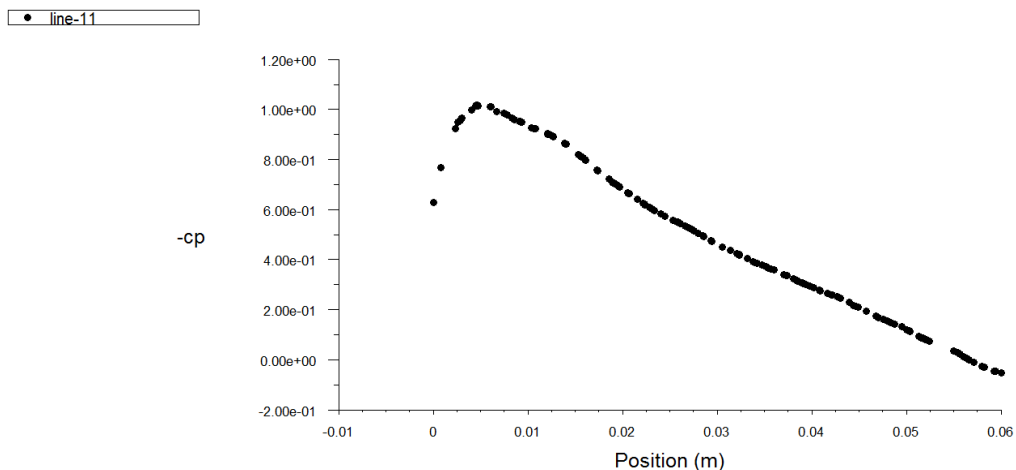


Figure 4-7 : Variation transversale de $-C_p$ pour le profil NACA 0015 sans volet ($i=5^\circ$).

La figure 4-2 et 4-3 montre la répartition de pression sur l'extrados de la pale sans volet à l'incidence $i=0^\circ$, on remarque une symétrie concernant la répartition de la pression sur l'extrados à l'angle d'incidence nulle, à l'angle d'incidence $i=5^\circ$, une forte dépression sur le bord d'attaque de la pale, mais une dépression moins importante se localise à l'extrémité de la pale.

D'après les figures 4-4 et 4-7, on remarque que, sur l'extrados de la pale, la valeur de $-C_p$ est maximale au bord d'attaque mais elle diminue suivant la cord vers le bord de fuite.

4.5.3. Profil avec volet incliné de 10° ($i=0^\circ$) :

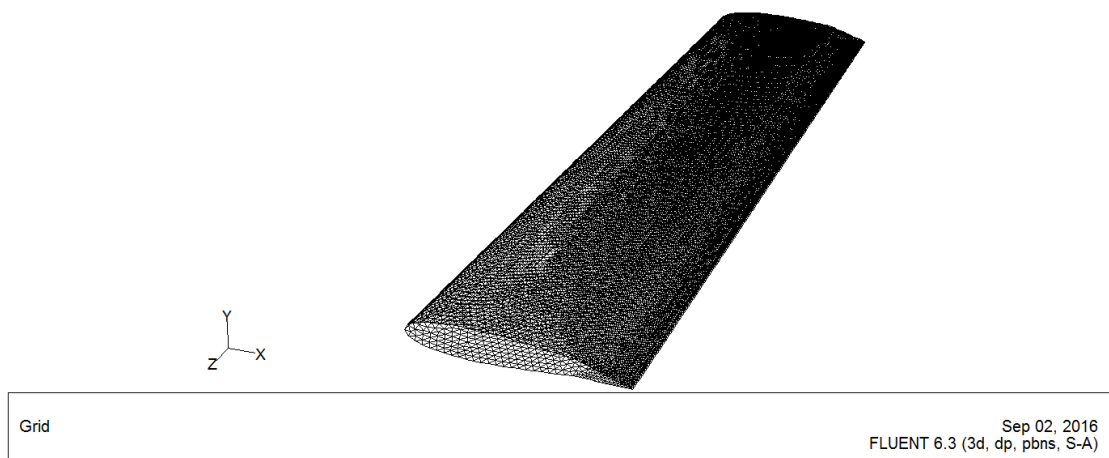


Figure 4-8: Vue 3D du profil NACA 0015 avec volet incliné de 10° avec maillage

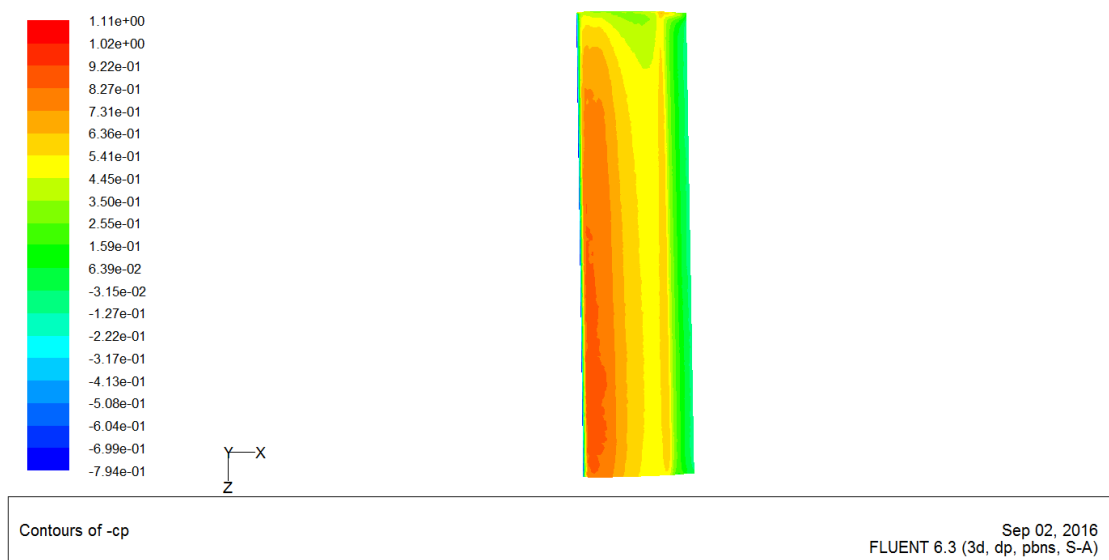


Figure 4-9 : Figure 4-5 : Contours $-C_p$ extrados pour le profil NACA 0015 avec volet incliné a 10° ($i=0^\circ$).

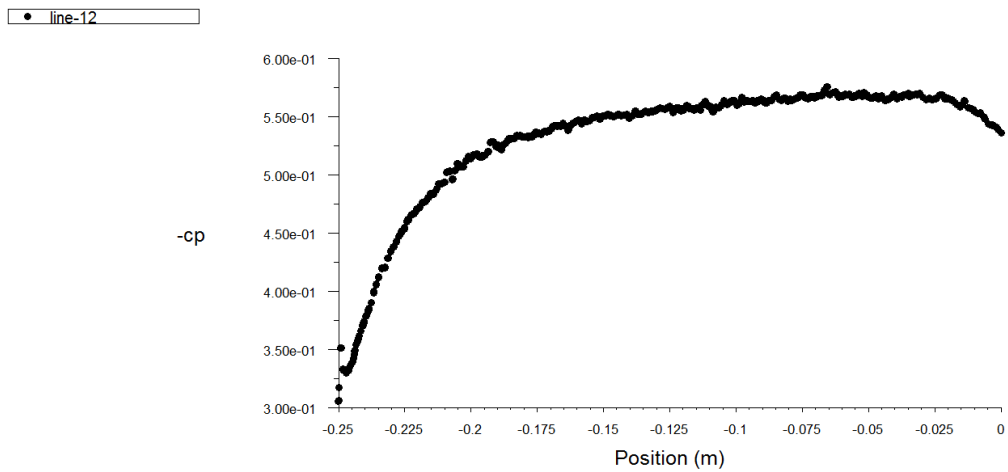


Figure 4-10 : Variation longitudinale de $-C_p$ pour le profil 0015 avec volet incliné de 10° , ($i=0^\circ$).

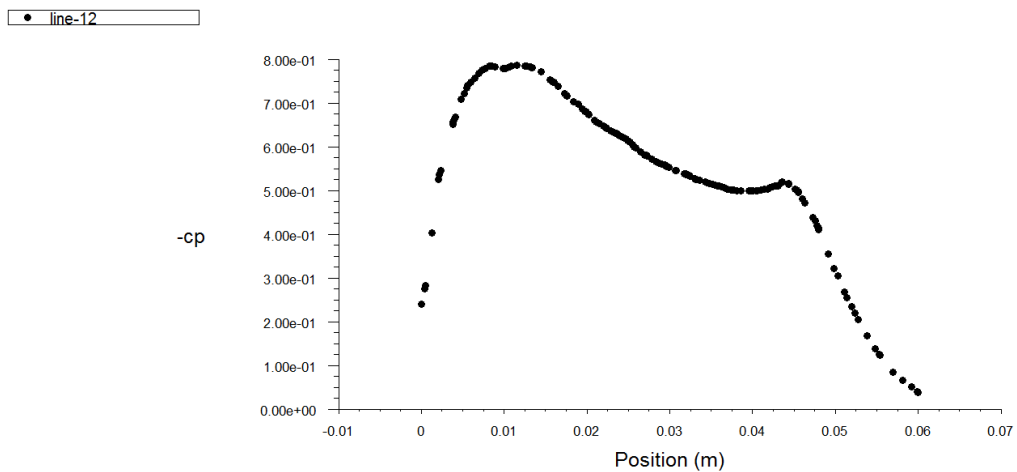


Figure 4-11 : Variation transversale de $-C_p$ pour le profil 0015 avec volet incliné de 10° , ($i=0^\circ$).

Les figures (4-9 et 4-11) montrent à l'incidence $i=0^\circ$ l'effet de présence du volet est visible sur l'évolution de $-C_p$ sur l'extrados. On remarque aussi une dépression moins importante au voisinage de l'extrémité de la pale.

4.5.4. Profil avec volet incliné de 10° ($i=5^\circ$):

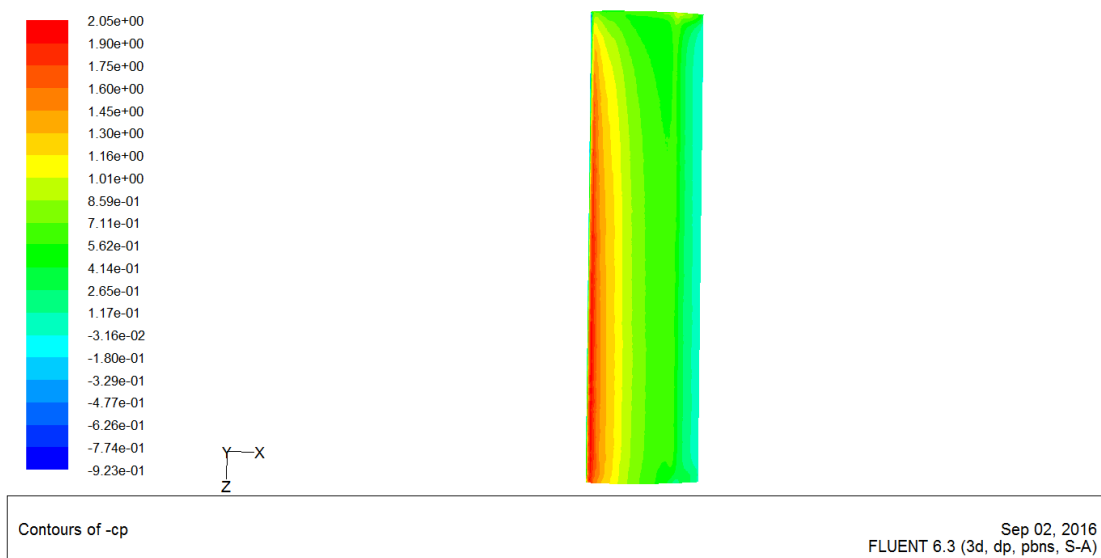


Figure 4-12: Contours $-C_p$ extrados pour le profil NACA 0015 avec volet incliné a 10° , ($i=5^\circ$)

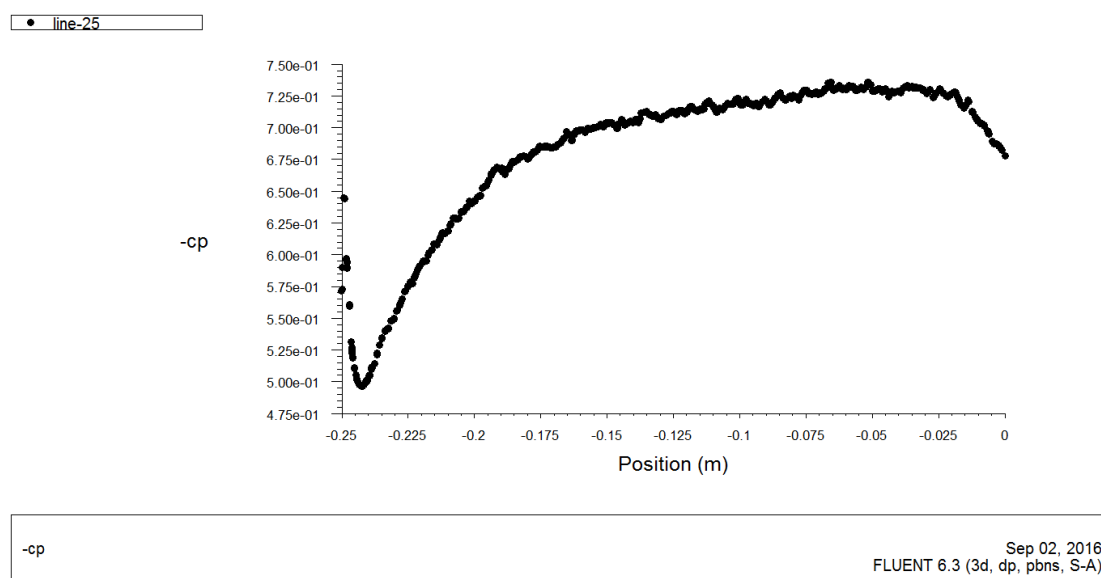


Figure 4-13: Evolution longitudinale de $-C_p$ le profil NACA 0015 avec volet incliné a 10° , ($i=5^\circ$)

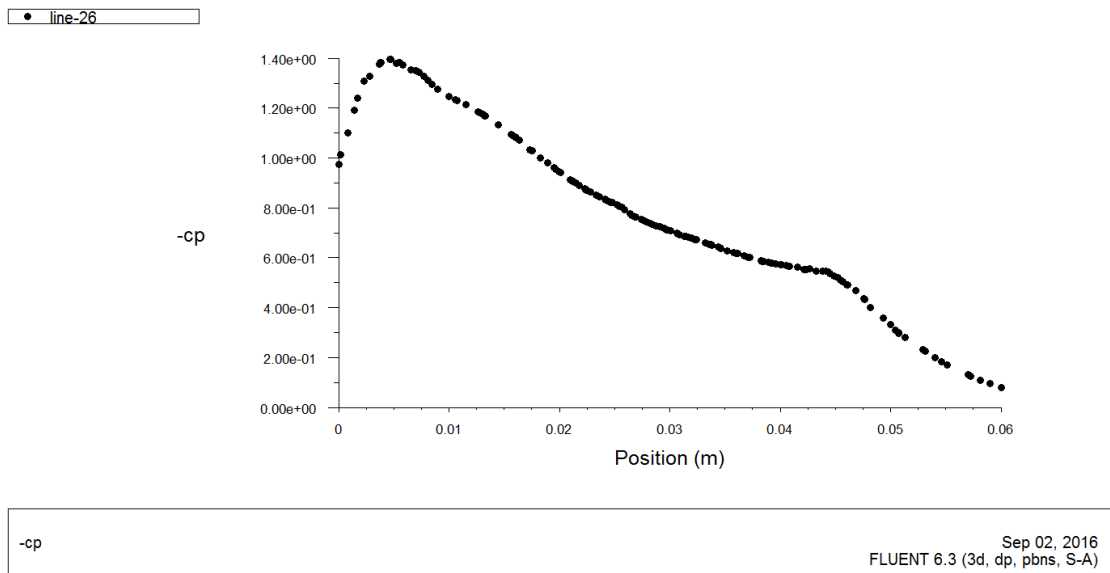


Figure 4-14: Evolution transversale de $-C_p$ le profil NACA 0015 avec volet incliné à 10° , ($i=5^\circ$)

Les figures (4-12 et 4-14) montrent à l'incidence $i=5^\circ$ la disparition du l'effet de volet sur l'extrados de la pale. On remarque aussi une diminution de la dépression au voisinage de l'extrémité de la pale contrairement dans le cas où l'incidence $i=0^\circ$.

4.6. Conclusion :

L'étude de l'écoulement autour des deux profils, le NACA 0015 sans volet et avec volet incliné de 10° a été l'objectif de ce chapitre, l'analyse des différents résultats obtenus par la simulation numérique permet de comprendre la distribution de la pression sur les différentes régions de ces deux pales, les principaux résultats obtenus peuvent être résumés comme suit :

Les contours de coefficient de dépression ($-C_p$) est symétrique sur l'extrados pour le profil sans volet de bord de fuite dans le cas où l'angle d'incidence $i=0^\circ$, ce qui n'est pas le cas pour le profil avec volet de bord fuite incliné de 10° où la dépression est plus importante, une dépression moins importante sur l'extrémité des pales, sa valeur maximale est au milieu de chaque pale, les pales équipées d'un volet au bord de fuite représentent une meilleurs performances aérodynamiques que la pale sans volet au bord de fuite.

CONFRONTATION DES RESULTATS

5.1. Introduction

Le but de ce chapitre est de comparer les résultats expérimentaux et les résultats obtenus par la simulation numérique, pour assurer la qualité de la simulation numérique, on compare ces résultats à ceux obtenus dans la soufflerie. Les résultats numériques et ceux de l'expérimental sont rassemblés dans les mêmes graphes pour mieux comprendre la différence.

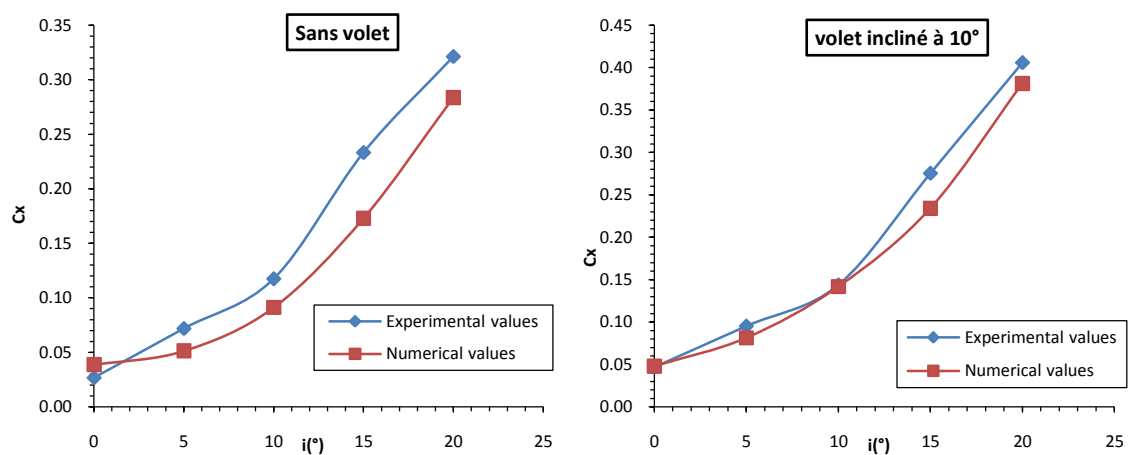
5.2. Comparaison de l'évolution des coefficients de traînée C_x :

Figure 5-1: Comparaison des valeurs expérimentales et numériques de C_x

On constate sur la figure 5-1 que pour les pales sans volet et avec volet de bord de fuite incliné de 10°, les coefficients de traînée (C_x) lus sur les courbes expérimentales et numériques sont très proches avec une légère supériorité pour l'évolution expérimentale dans le cas du profil sans volet, dans le cas où le profil incliné de 10° les courbes sont confondues.

5.3. Comparaison de l'évolution des coefficients de portance C_z :

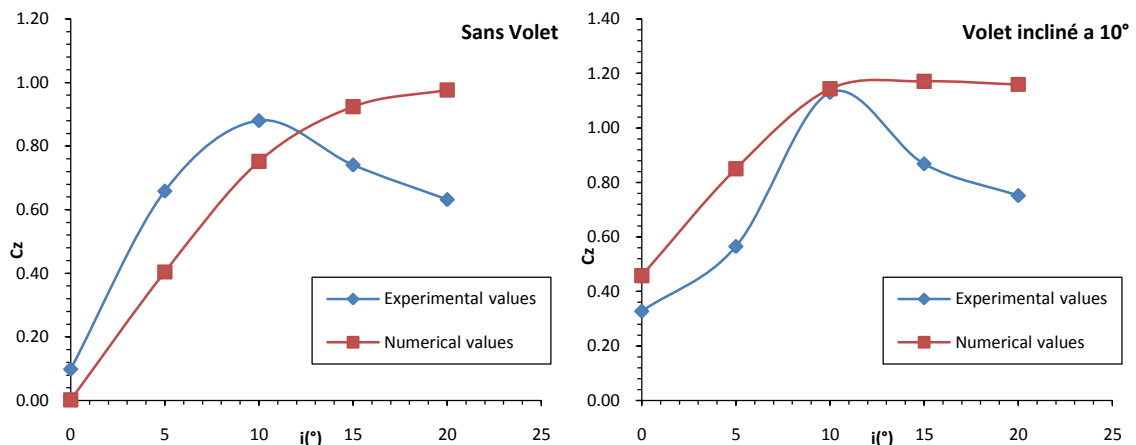


Figure 5-2 : Comparaison des valeurs expérimentales et numériques de C_z

Les courbes de portance obtenues par la simulation numérique sont différentes de celles obtenues par l'étude expérimentale, avec une légère supériorité pour l'évolution expérimentale avant le décrochage pour la pale sans volet, contrairement dans le cas où le volet incliné de 10°.

5.4. Comparaison des mesures longitudinale sur l'extrados du coefficient de la dépression $-C_p$:

5.4.1. Profil sans volet :

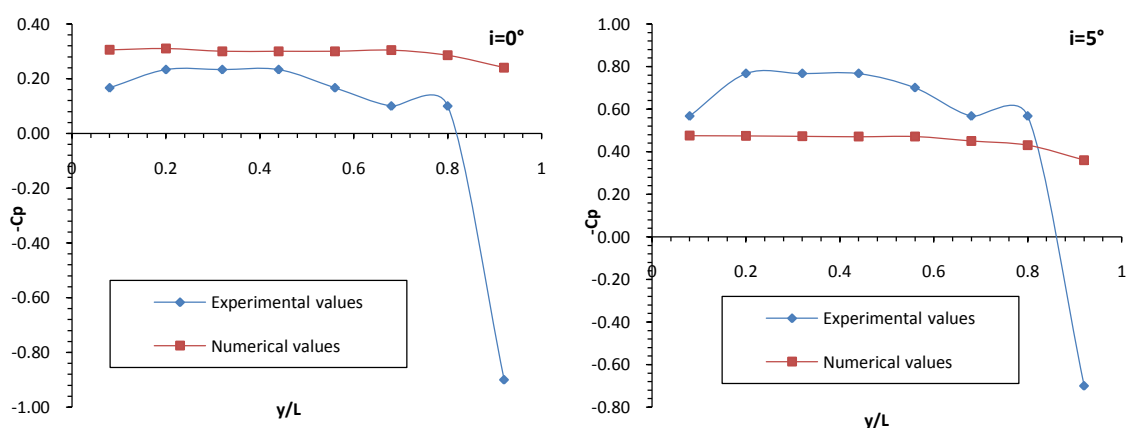


Figure 5-3 : Comparaison longitudinale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 sans volet.

On remarque sur la figure 5-3 que les courbes de $-C_p$ obtenus numériquement et expérimentalement ont une même allure avec une légère supériorité pour l'évolution numérique à l'angle d'incidence $i=0^\circ$, ce qui est le même cas à $i=5^\circ$, les coefficients de dépression $-C_p$ croissent avec l'incidence. (Ici la prise 8 elle n'est pas prise en considération due à une erreur de la manipulation).

5.4.2. Profil avec volet :

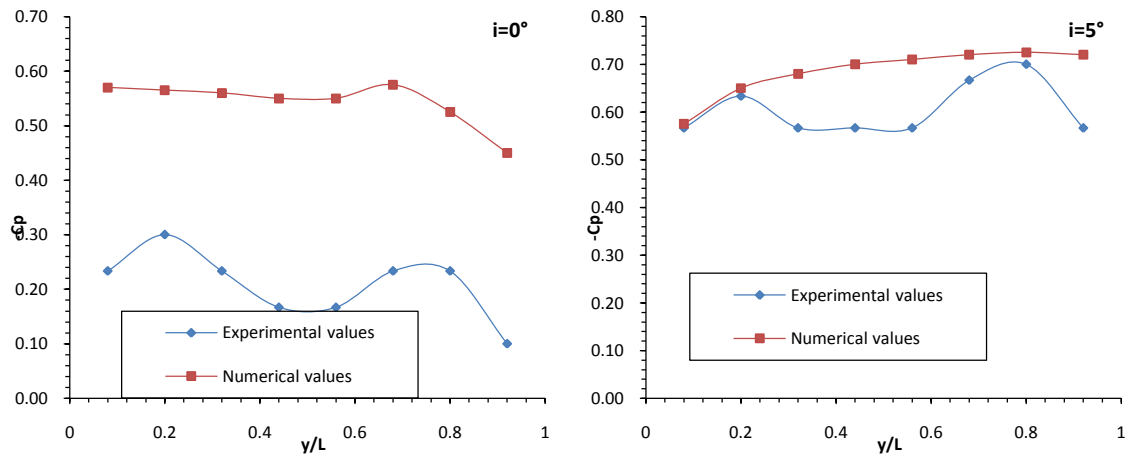


Figure 5-4 : Comparaison longitudinale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 avec volet incliné de 10° .

On observe sur la figure 5-4 un très grand écart entre les courbes de coefficient de dépression ($-C_p$) à l'incidence $i=0^\circ$, une similitude remarquable à l'incidence $i=5^\circ$ pour la pale avec volet incliné de 10° , on constate que les coefficients de dépression $-C_p$ croient avec l'incidence et aussi clairement avec le volet.

5.5. Comparaison des mesures transversale du coefficient de la dépression $-C_p$:

5.5.1. Profil sans volet :

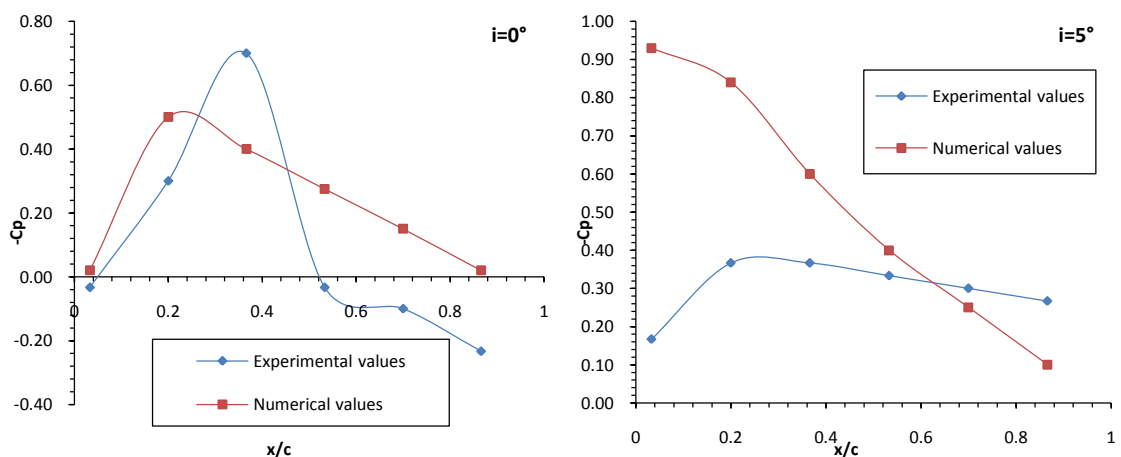


Figure 5-5 : Comparaison transversale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 sans volet

On remarque un écart entre les courbes de coefficient de dépression ($-C_p$) à l'incidence $i=0^\circ$ et $i=5^\circ$ pour la pale sans volet. Les valeurs importantes de ($-C_p$) sont localisées au bord d'attaque de la pale.

5.5.2. Profil avec volet :

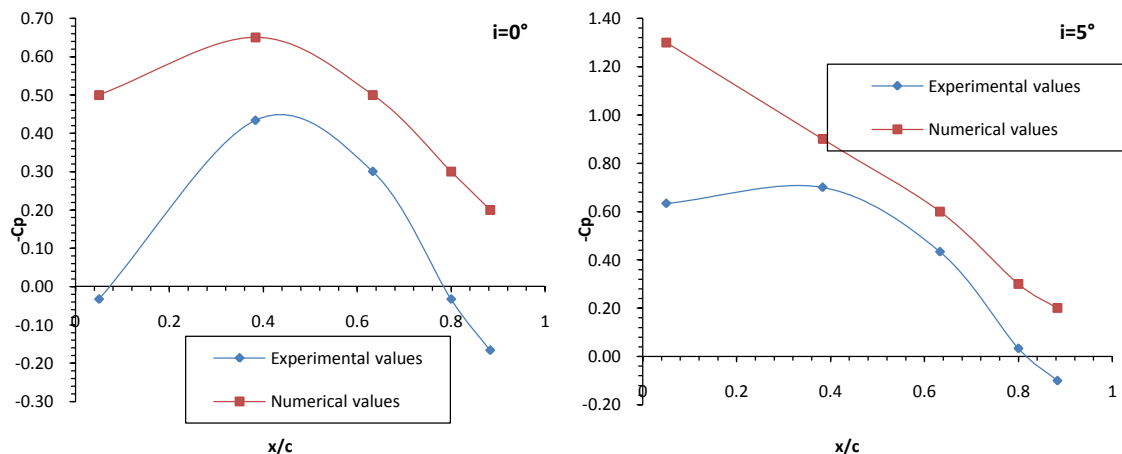


Figure 5-6 : Comparaison transversale des valeurs de $-C_p$ pour NACA 0015 avec volet incliné de 10° .

Les courbes de coefficient de dépression ($-C_p$) affichent une similitude entre valeurs expérimentales et numériques avec une légère supériorité pour l'évolution numérique quel que soit l'angle. Les valeurs importantes de ($-C_p$) sont localisées au bord d'attaque et à la moitié de la corde de la pale à l'incidence $i=0^\circ$.

5.3. Conclusion :

Dans ce chapitre, on fait la comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats obtenus par la simulation numérique et les différentes comparaisons effectuées concernent les coefficients aérodynamiques de traînée C_x , de portance C_z et de dépression $-C_p$, la simulation de l'écoulement de l'air autour des pales sans volet et avec volet de bord de fuite incliné de 10° nous a permis de comprendre le phénomène physique à travers les différents contours obtenus. Les résultats expérimentaux et numériques obtenus sont liés dans le bon sens et ne aucune simulations effectuées n'est contradictoire des mesures expérimentaux.

Les profils équipés d'un volet de bord de fuite ont le coefficient de portance (C_z) plus élevé même à l'incidence nulle, les profils avec volet incliné de 5° et 15° décrochent avant, par contre les profils sans volet et avec volet incliné de 10° décroche en même temps. Le volet de bord de fuite donne des valeurs meilleures que celles du profil sans volet (NACA 0015), l'inconvénient de ce volet augmente la traînée, le volet incliné de 15° engendre une traînée importante.

CONCLUSION GENERALE

Nous avons consacré notre travail à mettre en évidence les effets d'un volet de bord de fuite d'un profil symétrique NACA0015 sur les caractéristiques aérodynamiques d'une pale rectangulaire du rotor de l'Hélicoptère, après avoir obtenu des résultats expérimentaux satisfaisant concernant les coefficients aérodynamiques de portance, traînée et de pression. Une simulation numérique a été effectuée dont les résultats sont validés par le travail expérimental effectué en soufflerie et en résumé, on a obtenu les résultats suivants :

Le coefficient de traînée (C_x) augmente avec l'augmentation de l'incidence i , même au delà de l'angle de décrochage ainsi le coefficient de portance (C_z) augmente avec l'augmentation de l'incidence i , pour atteindre une valeur maximale correspondante à l'angle de décrochage, à partir de cet angle il diminue, ceci il reste valable aussi quand la vitesse augmente. Chaque profil est caractérisé par sa valeur maximale de coefficient de portance correspondant à un angle d'incidence donnée, à titre d'exemple, le cas avec volet incliné de 5° , la valeur maximale de C_z est correspondant à un angle d'incidence de 5° , le volet incliné de 10° , a la valeur maximale de C_z correspondant à un angle d'incidence de 10° et cela représente comme un effet indésirable.

Le contour de coefficient de dépression ($-C_p$) est symétrique sur l'extrados de la pale sans volet à l'incidence $i=0^\circ$, ce qui n'est pas le cas pour le profil avec volet incliné de 10° pour laquelle la dépression est importante sur l'extrados, à l'incidence $i=5^\circ$, une forte dépressions sur l'extrados des deux pales (sans volet et avec volet incliné de 10°) se localise au milieu, aux extrémités, une chute de dépression remarquable due au renversement de l'écoulement surtout en présence du volet.

On constate que le cas du profil avec volet incliné à 10° nous donne une bonne valeur de C_{zmax} à une incidence $i=10^\circ$, qui peut être appliqué pour le cas des pales de l'hélicoptère.

BIBLIOGRAPHIE

- [1] **Hassan,A.A., Charles, B. D., Tadghighi, H. and Sankar, L. N.**, "Blade-Mounted Trailing Edge Flap Control For BVI Noise Reduction," NASA CR-4426, February 1992.
- [2] **Leishman, J.G**, "Principles of Helicopter Aerodynamics", Cambridge University Press, 2002.
- [3] **Wayne Johnson**, "Rotorcraft Aeromechanics", Cambridge Aerospace Series, 2013.
- [4] **Joanne L. Walsh**, "Performance Optimization of Helicopter Rotor Blades", NASA Technical Memorandum 104054, April 1991.
- [5] **Ahmed Hassan**, "Predicted Aerodynamic Characteristics of a NACA 0015 Airfoil Having a 25% Integral Type Trailing Edge Flap", NASA / CR- 1999-209328, May 1999
- [6] **A. Gessow**, "Aerodynamics of the Helicopter", Fredreck Ungar Publishing Co, November 1, 1999.
- [7] **Wayne Johnson**, "Helicopter Theory", Dover Publications INC, 1995.
- [8] **Federal Aviation Administration**, "Rotorcraft Flying Handbook", 2000.
- [9] **B. Ren, S. Sam Ge, C. Chen, C-Heng Fua, T. Heng Lee**, "Modeling, Control and Coordination of Helicopter Systems", 2012.
- [10] **John M. Seddon**, "Basic Helicopter Aerodynamics", Blackwell Science, Second Edition, 2002.
- [11] **C. Venkatesan**, "Fundamentals of Helicopter Dynamics", CRC Press, 2015.
- [12] **Th. FAURE**, "Aérodynamique appliqué", Université Pierre et Marie Curie – Paris 6, France, 2006.
- [13] **Munson**, "Fundamentals of Fluid Mechanics", John Wiley & Sons Inc, 6th Edition, 2009.
- [14] **Joseph Totah**, "A Critical Assessment of UH-60 Main Rotor Blade Airfoil Data", NASA Technical Memorandum 103985, September 1993.
- [15] **Gareth D. Padfield**, "HELICOPTER FLIGHT DYNAMICS", Blackwell Publishing, Second Edition, 2007.
- [15] **John M. Seddon**, "Basic Helicopter Aerodynamics", John Wiley & Sons Ltd, Third Edition, 2011.

Annexe 1

V=20,3 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,100	0,371	1,220	0,015	412,090	0,027	0,098	3,701
5	0,270	2,482	1,220	0,015	412,090	0,072	0,658	9,186
10	0,442	3,317	1,220	0,015	412,090	0,117	0,880	7,498
15	0,879	2,791	1,220	0,015	412,090	0,233	0,740	3,176
20	1,211	2,381	1,220	0,015	412,090	0,321	0,632	1,966
25	1,558	2,423	1,220	0,015	412,090	0,413	0,643	1,555
30	1,929	2,581	1,220	0,015	412,090	0,512	0,684	1,338
35	2,513	2,750	1,220	0,015	412,090	0,667	0,729	1,094
40	2,864	2,810	1,220	0,015	412,090	0,760	0,745	0,981

Table 1 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), sans volet

V=20,3 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,140	1,086	1,220	0,015	412,090	0,037	0,288	7,777
5	0,289	2,496	1,220	0,015	412,090	0,077	0,662	8,633
10	0,785	2,338	1,220	0,015	412,090	0,208	0,620	2,978
15	1,135	2,421	1,220	0,015	412,090	0,301	0,642	2,134
20	1,404	2,492	1,220	0,015	412,090	0,372	0,661	1,774
25	1,753	2,642	1,220	0,015	412,090	0,465	0,701	1,507
30	2,166	2,860	1,220	0,015	412,090	0,574	0,758	1,320
35	2,588	3,051	1,220	0,015	412,090	0,686	0,809	1,179
40	3,035	2,997	1,220	0,015	412,090	0,805	0,795	0,988

Table 2 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), volet 5°

V=20,3 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,176	1,233	1,220	0,015	412,090	0,047	0,327	7,016
5	0,358	2,128	1,220	0,015	412,090	0,095	0,564	5,939
10	0,542	4,257	1,220	0,015	412,090	0,144	1,129	7,862
15	1,038	3,270	1,220	0,015	412,090	0,275	0,867	3,152
20	1,530	2,831	1,220	0,015	412,090	0,406	0,751	1,851
25	1,851	2,921	1,220	0,015	412,090	0,491	0,775	1,577
30	2,174	2,913	1,220	0,015	412,090	0,576	0,772	1,340
35	2,547	3,008	1,220	0,015	412,090	0,675	0,798	1,181
40	2,852	3,105	1,220	0,015	412,090	0,756	0,824	1,089

Table 3: Résultats expérimentaux (portance, trainée), volet 10°.

V=20,3 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,328	2,686	1,220	0,015	412,090	0,087	0,712	8,187
5	0,584	3,955	1,220	0,015	412,090	0,155	1,049	6,778
10	1,093	3,468	1,220	0,015	412,090	0,290	0,920	3,174
15	1,551	3,930	1,220	0,015	412,090	0,411	1,042	2,535
20	2,034	3,871	1,220	0,015	412,090	0,539	1,027	1,903
25	2,313	3,759	1,220	0,015	412,090	0,613	0,997	1,625
30	2,717	3,719	1,220	0,015	412,090	0,720	0,986	1,369
35	3,189	3,626	1,220	0,015	412,090	0,846	0,962	1,137
40	3,679	3,634	1,220	0,015	412,090	0,976	0,964	0,988

Table 4 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), volet 15°.

V=30 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,202	0,373	1,220	0,015	825,987	0,027	0,049	1,847
5	0,532	4,248	1,220	0,015	825,987	0,070	0,562	7,991
10	0,884	6,379	1,220	0,015	825,987	0,117	0,844	7,213
15	1,726	5,184	1,220	0,015	825,987	0,228	0,686	3,003
20	2,493	4,829	1,220	0,015	825,987	0,330	0,639	1,937
25	3,125	4,627	1,220	0,015	825,987	0,413	0,612	1,481
30	3,857	4,895	1,220	0,015	825,987	0,510	0,648	1,269
35	4,749	5,300	1,220	0,015	825,987	0,628	0,701	1,116
40	5,495	5,538	1,220	0,015	825,987	0,727	0,733	1,008

Table 5 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), sans volet.

V=30 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,307	2,037	1,220	0,015	825,987	0,041	0,270	6,647
5	0,742	5,146	1,220	0,015	825,987	0,098	0,681	6,932
10	1,545	5,008	1,220	0,015	825,987	0,204	0,663	3,242
15	2,172	4,446	1,220	0,015	825,987	0,287	0,588	2,047
20	2,976	4,823	1,220	0,015	825,987	0,394	0,638	1,620
25	3,731	5,184	1,220	0,015	825,987	0,494	0,686	1,390
30	4,327	5,431	1,220	0,015	825,987	0,573	0,719	1,255
35	5,246	5,679	1,220	0,015	825,987	0,694	0,751	1,082
40	6,274	5,944	1,220	0,015	825,987	0,830	0,786	0,947

Table 6 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), volet 5°.

V=30 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,321	2,555	1,220	0,015	825,987	0,042	0,338	7,967
5	0,667	5,488	1,220	0,015	825,987	0,088	0,726	8,223
10	1,137	8,003	1,220	0,015	825,987	0,150	1,059	7,042
15	1,939	7,194	1,220	0,015	825,987	0,257	0,952	3,710
20	2,835	5,819	1,220	0,015	825,987	0,375	0,770	2,053
25	3,660	5,485	1,220	0,015	825,987	0,484	0,726	1,499
30	4,221	5,669	1,220	0,015	825,987	0,559	0,750	1,343
35	5,143	5,964	1,220	0,015	825,987	0,680	0,789	1,160
40	6,054	6,206	1,220	0,015	825,987	0,801	0,821	1,025

Table 7 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), volet 10°.

V=30 m/s								
Alpha	Rx	Rz	ρ	S	v ²	Cx	Cz	Cz/Cx
0	0,791	6,183	1,220	0,015	825,987	0,105	0,818	7,814
5	1,480	8,091	1,220	0,015	825,987	0,196	1,070	5,468
10	2,460	6,570	1,220	0,015	825,987	0,326	0,869	2,671
15	3,233	6,595	1,220	0,015	825,987	0,428	0,873	2,040
20	4,161	6,639	1,220	0,015	825,987	0,551	0,878	1,595
25	4,886	6,785	1,220	0,015	825,987	0,646	0,898	1,389
30	5,672	6,891	1,220	0,015	825,987	0,750	0,912	1,215
35	6,811	7,065	1,220	0,015	825,987	0,901	0,935	1,037
40	7,928	7,157	1,220	0,015	825,987	1,049	0,947	0,903

Table 8 : Résultats expérimentaux (portance, trainée), volet 15°.

Annexe 2

V=20,3 m/s						
i	1	2	3	4	5	6
0	448	438	426	448	450	454
5	442	436	436	437	438	439
10	438	436	436	436	436	436
15	432	432	432	432	432	432
20	432	432	432	432	432	432
25	432	432	432	432	432	432
30	430	430	430	430	430	430
35	430	430	430	430	430	430
40	428	428	428	428	428	428

Table 9 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, sans volet.

V=20,3 m/s						
i	7	8	9	10	11	12
0	458	452	450	452	454	455
5	464	450	446	446	444	442
10	470	452	446	442	440	440
15	472	455	448	445	440	438
20	476	460	452	448	442	438
25	475	464	455	450	444	438
30	472	469	469	454	446	440
35	470	470	462	456	448	440
40	468	472	466	458	450	442

Table 10 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, sans volet.

V=20,3 m/s					
i	1	2	3	4	5
0	442	430	438	450	455
5	414	420	434	444	450
10	396	414	438	444	448
15	406	424	434	436	438
20	430	432	433	433	434
25	432	432	432	432	432
30	430	430	430	430	430
35	430	430	430	430	430
40	430	430	430	430	430

Table 11 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, volet 5°.

V=20,3 m/s					
i	6	7	8	9	10
0	448	450	452	454	456
5	456	450	450	452	453
10	464	452	449	450	450
15	466	450	445	444	440
20	467	448	442	438	434
25	470	450	442	438	434
30	476	458	446	440	434
35	475	458	446	442	434
40	476	460	450	442	435

Table 12 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, volet 5°.

V=20,3 m/s					
------------	--	--	--	--	--

i	1	2	3	4	5
0	448	434	438	448	452
5	428	426	434	446	450
10	406	424	444	450	455
15	400	430	436	436	438
20	430	432	432	432	434
25	434	432	432	433	434
30	432	431	431	432	432
35	430	430	430	430	430
40	430	430	430	430	430

Table 13 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, volet 10°.

V=20,3 m/s					
i	6	7	8	9	10
0	438	444	450	450	456
5	450	446	450	450	454
10	472	456	458	456	458
15	472	450	450	446	446
20	470	450	446	440	440
25	472	450	448	440	440
30	476	454	450	440	440
35	478	458	450	440	440
40	476	460	454	442	440

Table 14 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, volet 10°.

V=20,3 m/s					
i	1	2	3	4	5
0	450	452	456	456	456
5	460	453	455	455	455
10	464	450	450	448	444
15	464	450	448	442	438
20	470	451	449	442	438
25	474	454	450	444	438
30	474	459	452	447	438
35	476	460	455	448	438
40	477	464	458	450	440

Table 15 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, volet 15°.

V=20,3 m/s

i	6	7	8	9	10
0	428	434	440	452	455
5	408	420	440	450	454
10	408	428	438	440	440
15	434	434	434	435	436
20	433	432	432	434	434
25	432	432	432	433	434
30	432	430	430	432	433
35	430	430	430	430	432
40	438	438	429	430	430

Table 16 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, volet 15°.

V=30 m/s						
i	1	2	3	4	5	6
0	416	384	352	406	412	414
5	392	376	352	388	392	412
10	390	378	370	379	380	418
15	388	378	378	378	378	433
20	386	374	374	374	374	440
25	383	370	371	370	371	450
30	380	369	369	369	369	458
35	378	364	365	365	365	464
40	376	362	362	362	362	470

Table 17 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, sans volet.

V=30 m/s						
i	7	8	9	10	11	12
0	432	424	412	416	417	422
5	442	400	406	408	406	408
10	455	380	406	404	398	394
15	465	378	408	402	392	386
20	474	376	420	410	396	386
25	474	370	430	419	403	390
30	470	369	440	424	407	391
35	460	366	448	432	414	396
40	442	362	454	440	420	400

Table 18 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, sans volet.

V=30 m/s					
i	1	2	3	4	5

0	374	360	390	414	426
5	310	330	380	406	414
10	271	334	394	400	403
15	300	360	378	380	384
20	370	376	376	376	376
25	374	373	374	374	375
30	372	372	370	371	372
35	367	367	367	367	368
40	365	362	362	364	364

Table 19 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, volet 5°.

V=30 m/s					
i	6	7	8	9	10
0	420	414	418	424	428
5	440	416	412	418	419
10	450	420	410	410	409
15	450	415	401	399	390
20	450	410	394	388	378
25	462	420	400	390	380
30	488	426	402	390	380
35	470	436	410	395	380
40	470	440	416	400	380

Table 20 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, volet 5°.

V=30 m/s					
i	1	2	3	4	5
0	404	380	392	416	425
5	330	342	384	398	410
10	250	340	380	394	400
15	260	370	378	379	380
20	360	372	373	374	375
25	376	374	374	374	374
30	374	372	371	372	372
35	370	368	368	369	370
40	367	365	365	366	367

Table 21 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, volet 10°

V=30 m/s					
i	6	7	8	9	10
0	400	406	420	430	420

5	436	406	414	418	414
10	460	414	415	412	409
15	464	414	410	398	396
20	463	411	407	389	388
25	470	420	410	390	390
30	472	430	416	390	394
35	474	436	420	390	396
40	470	440	424	392	400

Table 22 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, volet 10°.

V=30 m/s					
i	1	2	3	4	5
0	408	410	374	406	420
5	436	416	380	404	416
10	446	414	382	385	388
15	448	413	376	378	389
20	460	420	374	374	378
25	468	430	372	373	374
30	472	436	368	368	370
35	471	440	366	366	368
40	472	450	363	364	364

Table 23 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant la corde, volet 15°.

V=30 m/s					
i	6	7	8	9	10
0	340	350	420	420	422
5	300	340	431	420	418
10	330	366	412	404	394
15	374	376	410	400	386
20	376	376	412	400	384
25	374	372	417	402	385
30	370	368	433	406	386
35	368	367	428	409	386
40	364	363	430	410	389

Table 24 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant la corde, volet 15°.

V=20,3 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	434	438	440	442	440	440	440	442
5	436	440	442	444	441	440	440	440

10	436	440	444	445	444	442	441	440
15	436	440	443	445	442	442	442	442
20	438	442	444	445	444	442	442	442
25	440	444	448	448	445	445	445	445
30	444	448	452	453	450	450	448	446
35	450	452	454	456	456	454	454	452
40	454	456	458	460	460	461	462	462

Table 25 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, sans volet.

V=20,3 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	446	440	440	440	442	444	444	474
5	430	424	424	424	426	430	430	468
10	426	421	420	420	420	423	423	462
15	426	421	424	424	425	424	424	460
20	421	422	428	428	428	426	424	458
25	425	426	428	428	428	428	424	458
30	422	424	426	428	428	426	422	458
35	420	422	424	424	424	424	420	458
40	420	422	422	422	422	422	422	456

Table 26 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, sans volet.

V=20,3 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	430	426	428	425	428	430	431	436
5	420	414	418	416	418	420	424	430
10	418	412	420	420	418	418	416	420
15	420	424	426	428	426	420	420	420
20	420	424	424	426	426	424	420	420
25	420	424	424	425	424	422	420	420
30	420	422	422	424	424	420	420	420
35	418	420	422	423	422	420	420	420
40	418	420	420	420	420	419	418	419

Table 27 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, volet 5°.

V=20,3 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	438	440	442	442	444	440	440	440
5	440	445	446	444	444	440	440	440
10	440	442	444	444	446	445	444	444

15	442	444	444	445	446	444	443	442
20	444	448	449	444	446	444	444	444
25	448	453	447	454	454	450	450	448
30	454	456	458	455	456	458	456	455
35	457	460	462	460	460	460	460	460
40	460	465	466	465	466	464	462	462

Table 28 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, volet 5°.

V=20,3 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	440	438	440	442	442	440	440	444
5	430	428	430	430	430	427	426	430
10	420	410	410	409	410	412	414	425
15	414	407	408	409	414	416	418	420
20	414	414	423	424	424	422	420	420
25	422	422	423	424	422	422	420	420
30	422	422	424	424	424	422	420	420
35	420	420	423	424	424	422	418	418
40	420	420	422	422	422	420	420	420

Table 29 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, volet 10°.

V=20,3 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	445	448	448	446	446	446	448	448
5	440	444	444	444	444	444	444	445
10	444	450	452	452	452	452	448	450
15	444	450	450	450	450	450	446	450
20	442	448	450	450	448	447	444	446
25	444	450	450	450	451	452	447	450
30	448	454	454	454	454	454	452	454
35	454	460	460	460	460	458	454	458
40	460	462	464	464	464	464	460	464

Table 30 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, volet 10°.

V=20,3 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	420	426	420	420	420	424	428	430
5	420	420	410	412	413	416	420	426
10	415	420	402	407	409	410	416	422
15	414	420	412	418	420	420	420	420

20	420	442	444	445	445	444	442	420
25	424	424	428	428	424	422	422	422
30	422	420	424	425	425	424	422	422
35	422	420	424	424	424	420	420	420
40	420	418	420	422	422	422	420	420

Table 31 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, volet 15°.

V=20,3 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	434	435	438	436	434	436	436	436
5	440	442	446	444	444	444	444	442
10	442	448	450	450	448	447	446	446
15	444	446	448	448	448	448	448	442
20	442	444	446	446	446	446	445	442
25	448	450	452	452	452	452	450	446
30	450	452	454	454	454	455	456	450
35	454	458	480	480	480	480	456	452
40	458	460	462	464	464	462	460	458

Table 32 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, volet 15°.

V=30 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	366	374	380	386	380	380	380	384
5	376	388	394	400	398	398	380	380
10	380	402	404	409	404	404	404	404
15	380	386	400	408	404	404	402	400
20	396	404	410	412	408	408	404	403
25	404	410	414	418	414	414	410	410
30	410	415	420	425	424	424	422	420
35	426	430	435	436	434	432	428	424
40	432	438	442	445	444	444	440	437

Table 33 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, sans volet.

V=30 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	388	380	374	374	380	384	384	384
5	376	366	362	360	361	366	367	374
10	370	352	350	350	352	356	358	364
15	370	362	370	377	378	374	367	362
20	360	370	356	376	376	374	365	358

25	366	370	374	374	374	372	366	360
30	364	368	370	372	372	370	364	360
35	362	364	368	370	370	367	360	360
40	358	360	362	364	364	362	358	357

Table 34 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, sans volet.

V=30 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	365	360	364	360	360	367	370	384
5	360	350	352	344	350	350	354	368
10	350	340	350	344	350	348	348	364
15	350	364	368	370	370	364	356	360
20	358	368	369	372	372	367	360	356
25	362	370	373	374	372	368	360	357
30	356	366	368	370	368	364	360	358
35	350	350	364	366	366	362	358	358
40	350	358	360	360	360	358	356	356

Table 34 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, volet 5°.

V=30 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	388	392	395	390	392	387	387	390
5	390	400	405	404	408	406	404	402
10	400	408	414	412	414	409	408	407
15	394	402	408	408	410	407	404	404
20	402	408	412	412	416	412	412	412
25	414	420	438	428	426	420	418	418
30	426	430	434	432	432	428	424	423
35	430	438	442	442	443	440	437	435
40	438	444	450	450	450	450	446	444

Table 35 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, volet 5°.

V=30 m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	365	357	362	362	363	360	362	380
5	360	346	346	344	346	346	346	366
10	350	330	330	330	336	340	346	360
15	350	340	340	338	340	346	350	358
20	354	354	366	368	368	366	352	354
25	366	364	370	370	370	364	360	360

30	364	364	368	368	367	362	360	360
35	358	359	362	364	364	360	358	358
40	358	358	362	362	360	357	354	354

Table 36 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, volet 10°.

V=30 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	388	398	397	395	394	394	394	395
5	397	408	410	412	408	408	408	407
10	405	416	420	420	420	418	414	410
15	410	420	420	420	416	416	415	414
20	402	416	420	420	418	416	414	410
25	407	420	424	424	424	424	420	414
30	420	430	434	435	434	434	430	424
35	428	440	444	440	442	440	438	434
40	440	448	450	450	448	447	446	441

Table 37 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, volet 10°.

V=31m/s								
i	1	2	3	4	5	6	7	8
0	364	374	356	356	358	368	374	380
5	360	366	344	348	350	358	364	372
10	352	358	320	330	338	346	356	367
15	354	364	360	352	350	350	350	356
20	364	364	370	370	370	366	358	356
25	366	364	370	370	370	366	360	360
30	366	362	370	370	370	368	358	359
35	364	358	365	365	366	360	358	360
40	358	354	360	363	364	362	360	360

Table 38 : Distribution de pression en (mm) à l'extrados suivant l'envergure, volet 15°.

V=30 m/s								
i	9	10	11	12	13	14	15	16
0	390	396	400	398	390	390	390	396
5	398	404	406	406	404	406	406	402
10	408	414	420	418	416	416	412	407
15	404	412	416	414	414	416	414	408
20	406	412	416	414	412	413	412	406
25	410	416	420	420	420	422	418	410
30	418	426	432	434	432	426	420	410

35	430	434	436	436	436	436	436	430
40	440	444	446	444	444	444	444	437

Table 39 : Distribution de pression en (mm) à l'intrados suivant l'envergure, volet 15°.

Annexe 3

Prises	Position sur la corde (x/c)	Position sur l'envergure (y/L)
1	0,033	0,5
2	0,20	0,5
3	0,366	0,5
4	0,533	0,5
5	0,70	0,5
6	0,866	0,5
7	0,033	0,5
8	0,20	0,5
9	0,366	0,5
10	0,533	0,5
11	0,70	0,5
12	0,866	0,5

Table 40 : Position de pression le long de la corde pour le profil sans volet.

Prises	Position sur la corde (x/c)	Position sur l'envergure (y/L)
1	0,05	0,5
2	0,383	0,5
3	0,633	0,5
4	0, 8	0,5
5	0,883	0,5
6	0,05	0,5
7	0,383	0,5
8	0,633	0,5
9	0, 8	0,5
10	0,883	0,5

Table 41 : Localisation des prises de pression pour les pales avec volet suivant la corde.

Prises	Position sur la corde (x/c)	Position sur l'envergure (y/L)
1	0,03	0,08
2	0,03	0,2
3	0,03	0,32
4	0,03	0,44
5	0,03	0,56
6	0,03	0,68
7	0,03	0,8
8	0,03	0,92
9	0,03	0,08

10	0,03	0,2
11	0,03	0,32
12	0,03	0,44
13	0,03	0,56
14	0,03	0,68
15	0,03	0,8
16	0,03	0,92

Table 42 : Localisation des prises de pression le long de l'envergure.