

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



UNIVERSITE MOULOU D MAMMERI - TIZI-OUZOU
FACULTE DU GENIE DE LA CONSTRUCTION
DEPARTEMENT DE GENIE MECANIQUE

MEMOIRE DE FIN D'ETUDES

En vue de l'obtention du diplôme de master recherche en génie mécanique
Option : ENERGETIQUE

THEME

Contrôle passif de l'écoulement à l'extrados du profil
NACA 4412

Proposé par :
Mr. M.S BOUTOUDJ

Dirigé par :
Mr. M.S BOUTOUDJ
Mr. H.TEBBICHE

Etudié par :
Mr. Massinissa GAOUIR

Promotion 2013/2014

Remerciements

Je tiens à remercier Mr.BOUTOUDJ pour m'avoir offert la chance de travailler sur ce sujet intéressant ainsi que pour toute son aide le long du travail.

Un grand merci à Mr. TEBBICHE pour son aide précieuse et son accompagnement.

Je remercie aussi les membres du jury pour avoir pris le temps d'examiner ce travail.

Merci à toute ma famille et spécialement à mes parents qui se sont démenés comme ils ont pu pour mettre à ma disposition les moyens nécessaires pour travailler et réussir.

Résumé

La séparation de la couche limite à l'extrados des profils se traduit par une diminution des performances aérodynamiques accompagnée de vibrations et de nuisances sonores. Le contrôle passif du décollement par des générateurs de vortex (VGs) est la solution la plus simple qui permet de retarder ou d'éliminer la séparation du fluide de la paroi. Le présent travail porte sur l'optimisation d'une nouvelle géométrie de VGs en forme d'ailes Delta lorsqu'elle est implantée à l'extrados d'un profil NACA 4412. L'investigation expérimentale entreprise en soufflerie à différents nombre de Reynolds montre une amélioration significative des performances aérodynamiques.

Mots clés : Couche limite, Contrôle du décollement, Générateurs de tourbillons, Coefficients aérodynamiques, Profil NACA 4412.

Notations

Lettres latines

- y_t : Ordonnée d'un point du contour d'un profil NACA symétrique [m].
- c : Corde du profil [m]
- e (dans le chapitre 1): L'épaisseur maximale du profil en fraction de la corde [m]
- e (dans le chapitre 4): Espacement entre deux générateurs de tourbillons [m]
- r : Rayon de courbure du bord d'attaque [m]
- (x_e, y_e) : Coordonnées de l'extrados [m]
- (x_i, y_i) : Coordonnées de l'intrados [m]
- y_c : Ordonnées d'un point de la ligne de cambrure moyenne d'un profil cambré [m]
- m : Cambrure maximale
- p : Position de la cambrure moyenne sur la corde
- F : Résultante aérodynamique [N]
- F_z : Composante perpendiculaire au vecteur vitesse de l'écoulement à l'infini amont. [N]
- F_x : Composante parallèle au vecteur vitesse du fluide à l'infini amont [N]
- F_N : Composante normale perpendiculaire à la corde du profil [N]
- F_A : Composante axiale alignée avec la corde du profil [N]
- p_e : Pression à l'extrados du profil [Pa]
- p_i : Pression à l'intrados du profil [Pa]
- ρ : masse volumique [Kg/m^3]
- V_∞ : Vitesse à l'infini amont [m/s]
- S : Surface de référence caractéristique de la taille du corps considéré [m^2]
- U^+ : Vitesse réduite.
- y^+ : Distance à la paroi réduite.
- U_τ : Vitesse de frottement.
- y : Distance à la paroi [m]
- Δh : Dénivellation d'huile lue sur manomètre.
- h : hauteur du bord de fuite de l'aile delta [m]

Lettres grecques

- δ : Epaisseur de la couche limite [m]
- δ_L : Epaisseur de la couche limite laminaire [m]

δ_T : Epaisseur de la couche limite turbulente [m]

τ_p : Contrainte de frottement pariétale [Pa]

ν : Viscosité cinématique [m^2/s]

μ : Viscosité dynamique [Kg/(m.s)]

χ : Constante de Von Karman.

δ_1 : Epaisseur de déplacement.

δ_2 : Epaisseur de quantité de mouvement.

ρ_h : Masse volumique de l'huile.

α : Inclinaison des générateurs de tourbillons [$^\circ$]

β : Angle D'apex de l'aile delta [$^\circ$]

Coefficients sans dimension

C_z : Coefficient de portance.

C_x : Coefficient de trainée.

C_p : Coefficient de pression.

C_f : Coefficient de frottement.

C_D : Coefficient de trainée de frottement.

Re : Nombre de Reynolds.

Acronymes

VGs : Acronyme pour Vortex generators (générateurs de vortex en langue française)

BA : Bord d'attaque.

BF : Bord de fuite.

LEBU: Large Eddy Break Up.

Liste des figures

Fig.1.1 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile	2
Fig.1.2 Différents types de profils	3
Fig.1.3 Décompositions de la force aérodynamique	5
Fig.1.4 Action exercée par un fluide sur un profil	7
Fig.1.5 Ecoulement d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux sur une plaque plane.....	9
Fig.1.6 Illustration schématique d'une transition laminaire-turbulent d'une couche limite.....	10
Fig.1.7 Evolution du profil des vitesses sur une surface courbe avec gradient de pression adverse	13
Fig.1.8 Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie	15
Fig.1.9 Boucle de contrôle ouverte (contrôle réactif ou sans asservissement)	16
Fig.1.10 Boucle de contrôle fermée (contrôle réactif ou avec asservissement)	16
Fig.1.11 Contrôle d'écoulement par une paroi rainurée ou riblets.....	17
Fig.1.12 Réduction de frottement par insertion de lamelle	18
Fig.1.13 Exemples de générateurs de vortex	18
Fig.1.14 Dispositifs hypersustentateurs.(a): deployment des hypersustentateurs (b): Hypersustentateurs sur un Airbus A300.....	19
Fig.1.15 Contrôle de la couche limite par aspiration	20
Fig.1.16 Contrôle de la couche limite par soufflage	20
Fig.2.1 Dimensions des plaques de garde	22
Fig.2.2 Positionnement et diamètres des perforations	23
Fig.2.3 Première structure de la maquette	23
Fig.2.4 Maquette finale.....	23
Fig.2.5 Aperçu des prises de pression.....	24
Fig.2.6 Soufflerie subsonique utilisée.....	25
Fig.2.7 Multi-manomètre.....	26
Fig.2.8 Tube de Pitot.....	26
Fig.2.9 Balance aérodynamique.....	27
Fig.2.10 Indicateur de contraintes	27
Fig.2.11 Représentation schématique de la chaîne d'acquisition de données	28
Fig.2.12 Coefficients de portance et de trainée pour $V_\infty = 15m/s$	29
Fig.2.13 Coefficients de portance et de trainée pour $V_\infty = 20m/s$	29

Fig.2.14 Coefficients de portance et de trainée pour $V_{\infty} = 25m/s$	29
Fig.2.15 Coefficients de portance et de trainée pour $V_{\infty} = 30m/s$	29
Fig.2.16 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 Incidence 12°	30
Fig.2.17 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 Incidence 14°	31
Fig.2.18 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 Incidence 16°	31
Fig.2.19 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 -Incidence 23°	31
Fig.2.20 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 -Incidence 24°	32
Fig.2.21 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 -Incidence 25°	32
Fig.3.1 Schéma des étapes à utiliser pour la simulation sur logiciels FLUENT et GAMBIT..	34
Fig.3.2 Maillage utilisé	35
Fig.3.3 Coefficients de portance	35
Fig.3.4 Coefficients de trainée	36
Fig.3.5 Courbes C_p pour une incidence de 0°	36
Fig.3.6 Courbes C_p pour une incidence de 4°	37
Fig.3.7 Courbes C_p pour une incidence de 6°	37
Fig.3.8 Courbes C_p pour une incidence de 8°	37
Fig.3.9 Courbes C_p pour une incidence de 10°	38
Fig.3.10 Courbes C_p pour une incidence de 12°	38
Fig.3.11 Courbes C_p pour une incidence de 14°	38
Fig.3.12 Courbes C_p pour une incidence de 15°	39
Fig.3.13 Courbes C_p pour une incidence de 16°	39
Fig.3.14 Courbes C_p pour une incidence de 17°	39
Fig.3.15 Courbes C_p pour une incidence de 18°	40
Fig.3.16 Courbes C_p pour une incidence de 19°	40
Fig.3.17 Courbes C_p pour une incidence de 20°	40
Fig.3.18 Courbes C_p pour une incidence de 21°	41
Fig.3.19 Courbes C_p pour une incidence de 22°	41
Fig.3.20 Création d'un segment de droite	42
Fig.3.21 profil des vitesses dans la zone proche de la paroi	43
Fig.4.1 Forme choisie pour les générateurs de vortex	44
Fig.4.2 (A) : Représentation schématique de la formation de vortex sur le bord d'attaque d'une aile Delta [11]. (B) : Visualisation des tourbillons par filets colorés	44
Fig.4.3 Configuration de départ.....	45
Fig.4.4 Paramètres d'optimisation.....	45

Fig.4.5 Coefficients de portance et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.2$	46
Fig.4.6 Coefficients de portance et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.27$	47
Fig.4.7 Coefficients de portances et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.34$	47
Fig.4.8 Coefficients de portances et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.41$	47
Fig.4.9 Coefficients de portances et de traînée pour $e=15mm$	48
Fig.4.10 Coefficients de portances et de traînée pour $e=19mm$	49
Fig.4.11 Coefficients de portances et de traînée pour $e=23mm$	49
Fig.4.12 Coefficients de portances et de traînée pour $e=25mm$	49
Fig.4.13 Gain de portance en fonction de l'espace e	50
Fig.4.14 Evolution des finesses en fonction de l'incidence	50
Fig.4.15 Coefficients de portances et de traînée pour $\alpha=5^\circ$	51
Fig.4.16 Coefficients de portances et de traînée pour $\alpha=8^\circ$	51
Fig.4.17 Coefficients de portances et de traînée pour $\alpha=10^\circ$	52
Fig.4.18 Coefficients de portances et de traînée pour $\alpha=12^\circ$	52
Fig.4.19 Coefficients de portance et de traînée pour $\beta=45^\circ$	53
Fig.4.20 Coefficients de portance et de traînée pour $\beta=54.7^\circ$	53
Fig.4.21 Coefficients de portance et de traînée pour $\beta=68.6^\circ$	53
Fig.4.22 Coefficients de portance et de traînée pour $\beta=74.6^\circ$	54
Fig.4.23 Gain de portance maximum en fonction de l'apex β	54
Fig.4.24 Coefficients de portance et de traînée pour un positionnement à 10% de la corde....	55
Fig.4.25 Coefficients de portance et de traînée pour un positionnement à 15% de la corde....	55
Fig.4.26 Coefficients de portance et de traînée pour un positionnement à 20% de la corde....	56
Fig.4.27 Coefficients de portance et de traînée pour un positionnement à 25% de la corde....	56
Fig.4.28 Gain de portance en fonction du positionnement sur la corde	57
Fig.4.29 Résultats du contrôle avec huit générateurs de tourbillons	58
Fig.4.30 Résultats du contrôle avec dix générateurs de tourbillons.....	58
Fig.4.31 Tracé des finesses.....	59
Fig.4.32 Coefficients de portance et de traînée avec $Re = 1.5 \times 10^5$	60
Fig.4.33 Coefficients de portance et de traînée avec $Re = 2 \times 10^5$	60
Fig.4.34 Coefficients de portances et de traînée avec $Re = 3.1 \times 10^5$	60
Fig.4.35 Gain de portance maximum en fonction du nombre de Reynolds.....	61
Fig.4.36 Positionnement des prises de pressions autour du VG.....	62

Fig.4.37 Coefficient de pression pour $Re = 2.6 \times 10^5$ à une incidence de 19°	62
Fig.4.38 Tracés des isobares autour du VG pour $Re = 2.6 \times 10^5$ à une incidence de 19°	63
Fig.4.39 Coefficient de pression pour $Re = 3.1 \times 10^5$ à une incidence de 20°	63
Fig.4.40 Tracés des isobares autour du VG pour $Re = 3.1 \times 10^5$ à une incidence de 20°	63

Liste des tableaux

Tableau.2.1 Positions des prises de pressions	24
Tableau.4.1 Evolution des critères d'optimisation avec $\frac{h}{\delta}$	48
Tableau.4.2 Evolution des critères d'optimisation avec l'espacement e	49
Tableau.4.3 Evolution des critères d'optimisation avec l'inclinaison α	52
Tableau.4.4 Evolution des critères d'optimisation avec l'angle d'apex β	54
Tableau.4.5 Evolution des critères d'optimisation avec le positionnement sur la corde	56
Tableau.4.6 Evolution des critères d'optimisation avec le nombre de VGs	58
Tableau.4.7 Evolution des critères d'optimisation avec le nombre de Reynolds	61

Sommaire

Introduction	1
---------------------------	---

Chapitre 1 : Définitions et aperçu sur la couche limite et les techniques de contrôle

1.1 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile	2
1.2 Différents types de profils	2
1.3 Les profils NACA	3
1.4 Principaux efforts aérodynamiques	5
1.5 Coefficients aérodynamiques	7
1.6 Notions de couche limite dynamique bidimensionnelle	9
1.6.1 Concept de couche limite	9
1.6.2 Couche limite laminaire, turbulente et transition.....	10
1.6.3 Structure de la couche limite turbulente	11
1.6.4 Phénomènes liés à la couche limite	12
1.6.5 Épaisseurs de la couche limite	14
1.7 Définitions relatives au contrôle des écoulements	14
1.7.1 Classifications des techniques de contrôle.....	15
1.7.2 Différentes techniques de contrôle	17
1.8 Objectifs du travail.....	21

Chapitre 2 : Réalisation du profil NACA 4412 et essais en soufflerie.

2.1 Réalisation du profil NACA 4412	22
2.2 Description du dispositif expérimental.....	24
2.2.1 Soufflerie	24
2.2.2 Moyens de mesures	25
2.2.3 Chaîne d'acquisition de données.....	28
2.3 Résultats des essais	28
2.3.1 Efforts aérodynamiques.....	28
2.3.2 Champ de pression	30

Chapitre 3: Simulation numérique de l'écoulement autour du profil NACA4412

3.1 Présentation des logiciels Fluent et Gambit.....	34
3.2 Maillage utilisé	35
3.3 Résultats de la simulation.....	35
3.3.1 Efforts aérodynamiques.....	35
3.3.2 Champ de pression	36
3.4 Estimation de l'épaisseur de la couche limite	42
3.5 Conclusion	43

Chapitre 4 : Contrôle passif de l'écoulement à l'extrados du profil NACA 4412

4.1 Géométrie des générateurs de vortex.....	44
4.2 Procédure d'optimisation.	45

4.3 Présentation des résultats des essais	46
4.3.1 Optimisation de la hauteur.....	46
4.3.2 Optimisation de l'espace.....	48
4.3.3 Optimisation de l'angle d'inclinaison des VGs	51
4.3.4 Optimisation de l'angle d'apex	53
4.3.5 Positionnement des générateurs de vortex sur la corde	55
4.3.6 Ajout de VGs à la configuration choisie.....	57
4.3.7 Effet du nombre de Reynolds sur l'efficacité du contrôle.....	59
4.4. Champ de pressions autour des générateurs de vortex.....	62
4.5 Conclusion	64
Conclusion générale	65
Références bibliographiques	66
Annexe	67

INTRODUCTION

Le décollement de la couche limite conduit à des pertes de performances aérodynamiques et à la génération de bruit et vibrations. Son contrôle permet d'influencer la transition laminaire-turbulent, de diminuer voire supprimer la zone décollée en augmentant la portance tout en réduisant la traînée.

Le contrôle passif de la couche limite à l'aide de générateurs de tourbillons (VGs) constitue une solution simple d'utilisation et en même temps pas très coûteuse, avec des résultats prometteurs. Leur intérêt est d'autant plus grand tant ils présentent aussi l'avantage et la possibilité d'être rétractables en cas de non utilisation.

Le présent travail, essentiellement à caractère expérimental, intéresse le contrôle du décollement naissant à l'extrados du profil NACA 4412 par le biais d'une nouvelle configuration de générateurs de vortex en forme d'aile delta à travers les performances aérodynamiques qui en résultent. Le choix de ce type de générateurs de vortex réside du fait que l'écoulement autour d'une aile delta se distingue par l'apparition, à partir d'incidences relativement faibles, d'un enroulement de la nappe tourbillonnaire aux bords d'attaques qui génère deux tourbillons d'apex entraînés par l'écoulement longitudinal. Les tourbillons d'ailes delta sont connus pour être très intenses et leur éclatement ne se produit qu'à des incidences élevées.

Les résultats obtenus à travers l'investigation expérimentale sont analysés en tenant compte de plusieurs paramètres géométriques tels que l'espacement, la hauteur, l'angle d'apex, l'inclinaison relative des VGs ainsi que la position le long de la corde du profil.

Le présent mémoire est composé de quatre chapitres.

Le premier chapitre est consacré aux définitions relatives à la couche limite ainsi qu'aux différentes techniques de son contrôle. Un aperçu des caractéristiques géométriques et aérodynamiques des profils y est également donné.

Le dispositif expérimental équipé des moyens de mesure, le profil NACA étudié et la méthodologie de sa réalisation sont décrits au chapitre 2. Les résultats obtenus relatifs aux coefficients de portance, de traînée et à la distribution de pression à l'extrados du profil NACA 4412 sont rapportés dans ce chapitre.

Une simulation numérique de l'écoulement autour du profil étudié à l'aide du code de calcul CFD Fluent est présentée au chapitre 3. L'objectif principal de cette partie est de déterminer l'épaisseur de la couche limite afin d'en tenir compte dans l'élaboration des VGs, notamment de leur hauteur.

Le dernier chapitre est consacré au contrôle de la couche limite par les générateurs de tourbillons. La procédure d'optimisation des paramètres géométriques y est notamment décrite. Une étude comparative entre l'écoulement contrôlé et non contrôlé ainsi que l'influence du nombre de Reynolds sur le contrôle sont présentées dans ce chapitre.

CHAPITRE 1

Définitions et aperçu sur la couche limite et les techniques de contrôle

Ce premier chapitre est consacré à des rappels sur les notions en relation avec le sujet traité. On donnera en particulier les caractéristiques géométriques de différents types de profils d'ailes, les efforts aérodynamiques ainsi que des notions sur la couche limite dynamiques et les phénomènes qui y sont associés. Puis on termine par des définitions relatives aux techniques de contrôle des écoulements et par un aperçu bibliographique de l'état de ces moyens de contrôle.

1.1 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

Un profil aérodynamique est défini comme étant le contour d'un corps en mouvement relatif dans un fluide. Pour une aile d'avion, le profil est le contour d'une section droite de celle-ci.

Un profil d'aile a les caractéristiques géométriques suivantes :

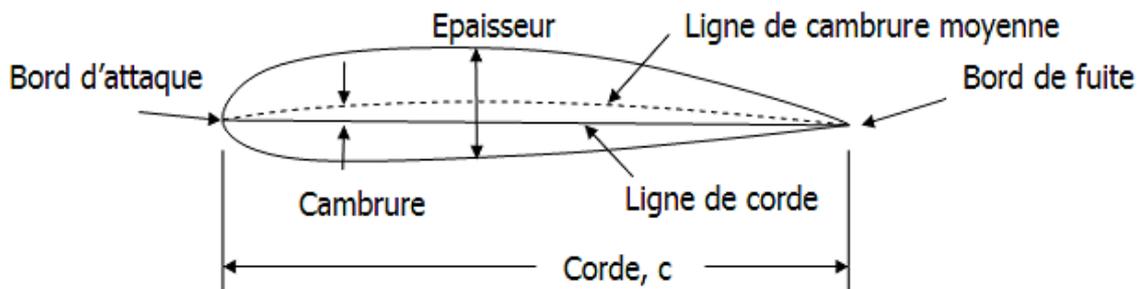


Fig.1.1 Caractéristiques géométriques d'un profil d'aile

Bord d'attaque : partie par laquelle le fluide aborde le profil.

Bord de fuite : partie par laquelle le fluide quitte le profil.

Ligne de corde : segment de droite joignant le bord de fuite au bord d'attaque dont la longueur est appelé : Corde.

Extrados : partie supérieure du profil (au-dessus de la ligne de corde).

Intrados : partie inférieure du profil (au-dessous de la ligne de corde).

Epaisseur : distance entre l'intrados et l'extrados mesurée perpendiculairement à la ligne de corde.

Ligne de cambrure moyenne : ligne joignant le bord de fuite au bord d'attaque en passant à égale distance de l'intrados et de l'extrados.

Cambrure : distance maximale entre la ligne de corde et la ligne de cambrure moyenne mesurée perpendiculairement à la ligne de corde.

1.2 Différents types de profils

Dans les profils d'ailes on peut distinguer les catégories suivantes [1] :

Profil biconvexe symétrique : L'intrados et l'extrados convexes sont symétriques par rapport à la corde. La ligne moyenne et la corde sont confondues, la flèche est nulle ainsi que la courbure relative. Ce profil ne porte pas aux très faibles incidences ; il est utilisé pour les gouvernes et les empennages verticaux et horizontaux. (Fig.1.2.a)

Profil biconvexe dissymétrique : La courbure de l'extrados est plus accentuée que celle de l'intrados. Ce profil porte bien à faible et à incidence nulle ; il est le plus employé pour les ailes d'avion (Fig.1.2.b).

Profil creux : L'extrados est convexe et l'intrados concave. Ce profil est très porteur mais il devient assez instable lorsque l'incidence augmente.

Cette catégorie est généralement utilisée pour les planeurs.(Fig.1.2.c)

Profil à double courbure : La seconde courbure de la ligne moyenne confère des qualités de stabilité d'où le qualificatif d'auto-stable. (Fig.1.2.d)



Fig.1.2 Différents types de profils.

1.3 Les profils NACA

Ce sont des profils développés par la National Advisory Committee for Aeronautics pour les ailes d'avion. Ils sont désignés par une série de chiffres précédée par le mot NACA.

Les profils NACA à quatre chiffres

Les quatre chiffres définissant ces profils ont les significations suivantes :

- Le premier chiffre désigne la cambrure maximale en pourcentage de la corde.
- Le second désigne la position de la cambrure maximale en dizaines de pourcent de la corde à partir du bord d'attaque.
- Les deux derniers désignent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

Dans cette série on peut distinguer les deux types de profils : symétriques et cambrés.

Les profils symétriques ont une notation de la forme NACA 00xx (tels que NACA 0012, 0015 ou 0018 etc....) ; ces derniers peuvent être générés par l'équation suivante [1].

$$y_t = \frac{t}{0.2} c \left[0.2969 \sqrt{\frac{x}{c}} - 0.1260 \left(\frac{x}{c}\right) - 0.3516 \left(\frac{x}{c}\right)^2 + 0.2843 \left(\frac{x}{c}\right)^3 - 0.1015 \left(\frac{x}{c}\right)^4 \right] \quad \dots (1.1)$$

$$r = 1.1019t^2 \dots (1.2)$$

Avec:

- c : corde du profil
- x : la position le long de la corde.
- e: l'épaisseur maximale du profil en fraction de la corde.
- r : rayon de courbure du bord d'attaque.

Et les coordonnées de l'extrados (x_e, y_e) et de l'intrados (x_i, y_i) seront définies comme suit:

$$x_e = x_i = x \quad , \quad y_e = +y_t \quad \text{et} \quad y_i = -y_t \quad .$$

Les profils cambrés peuvent être générés en utilisant les expressions suivantes [1] :

$$y_c = \begin{cases} m \frac{x}{p^2} \left(2p - \frac{x}{c}\right), & 0 \leq x \leq pc \\ m \frac{c-x}{(1-p)^2} \left(1 + \frac{x}{c} - 2p\right), & pc \leq x \leq c \end{cases} \quad \dots (1.3)$$

- m : cambrure maximale (tel que 100*m donne le premier chiffre du nom du profil)
- p : position de la cambrure moyenne sur la corde (10*p donne le deuxième chiffre du nom du profil)
- $\theta = \arctan \left(\frac{dy_c}{dx}\right)$

Ces coordonnées à l'extrados et à l'intrados sont comme sont :

$$\begin{aligned} x_e &= x - y_t \sin\theta ; & y_e &= y_c + y_t \cos\theta . \\ x_i &= x + y_t \sin\theta ; & y_i &= y_c - y_t \cos\theta . \end{aligned}$$

Les profils NACA à cinq chiffres :

La signification des chiffres est ;

- le premier chiffre multiplié par 0.15 donne le coefficient de portance caractéristique.
- les deux suivants divisés par 2 donnent la position la cambrure maximale en pourcentage de la corde
- les deux derniers sont l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde.

Remarque :

- D'autres types de profils NACA existent mais ne sont pas cités précédemment, tels que les profils NACA à 6, 7, 8 chiffres ainsi que ceux à 5 et 4 chiffres modifiés etc....

1.4 Principaux efforts aérodynamiques

En prenant comme exemple un profil bidimensionnel placé en incidence dans un écoulement de fluide (qui est un cas typique d'essai en soufflerie), on constate le développement d'une force sur le profil qui est la résultante de l'ensemble des forces exercées par l'écoulement; force qui peut être décomposée en deux:

Une force de portance: composante notée F_z , perpendiculaire au vecteur vitesse de l'écoulement à l'infini amont.

Une force de traînée : composante notée F_x , parallèle au vecteur vitesse du fluide à l'infini amont et dans le même sens. La traînée est usuellement décomposée en une traînée dite de pression et une autre dite de frottement.

La traînée de pression se décompose elle-même en une traînée dite de forme et une traînée d'onde :

- la traînée de forme ; elle tire son appellation du fait que l'apparition de zones de décollement qui résulte des gradients de pression qui dépendent eux-mêmes de la forme du corps sur lequel se produit l'écoulement.
- la traînée d'onde est spécifique aux écoulements de régime transsonique et supersonique ; elle correspond à l'apparition d'ondes de choc dans l'écoulement.

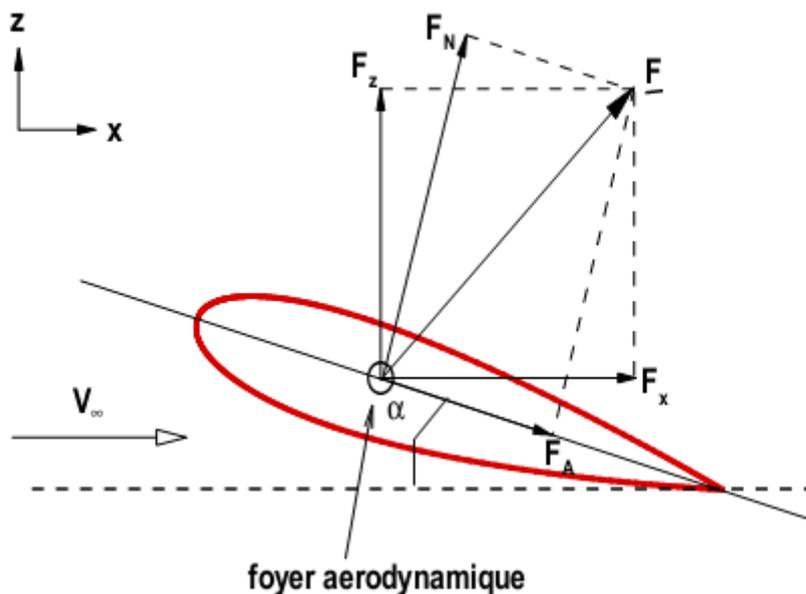


Fig.1.3 Décompositions de la force aérodynamique

La traînée de frottement est un effet direct de la viscosité du fluide : l'intensité du frottement du fluide au niveau d'une paroi solide dépend aussi du régime laminaire ou turbulent de l'écoulement car une couche limite turbulente "frotte" beaucoup plus qu'une couche limite laminaire.

Dans certaines applications, la résultante F est plutôt décomposée comme suit :

- une composante normale F_N perpendiculaire à la corde du profil.
- une composante axiale F_A alignée avec la corde du profil.

Les différentes composantes ci-dessus sont reliées par les expressions suivantes :

$$F_z = F_N \cos \alpha - F_A \sin \alpha \quad ; \quad F_x = F_N \sin \alpha + F_A \cos \alpha$$

- ❖ L'exemple de calcul qui suit (tiré de [2]) a pour but de démontrer l'origine de la portance :

La force élémentaire appliquée à un élément de surface ds du profil considéré est donnée par

$$d\vec{F} = -p\vec{n}ds + \tau\vec{s}ds$$

Où \vec{n} et \vec{s} désignent respectivement le vecteur normal et tangentiel à l'élément de surface ds (voir figure 1.4), le scalaire p est identifié à la pression et le scalaire τ est le frottement pariétal.

Les forces élémentaires normale et axiale exercées sur l'extrados du profil (de corde alignée avec l'axe des x) peuvent donc s'écrire :

$$\begin{aligned} (dF_N)_e &= -p_e \cos(\theta) ds + \tau_e \sin(\theta) ds \\ (dF_A)_e &= p_e \sin(\theta) ds + \tau_e \cos(\theta) ds \end{aligned}$$

Où θ désigne l'inclinaison locale du profil, qui est comptée positivement si elle est au-dessus de l'horizontale et négativement dans le cas contraire. On peut écrire une relation similaire pour les forces exercées sur l'intrados du profil :

$$\begin{aligned} (dF_N)_i &= p_i \cos(\theta) ds + \tau_i \sin(\theta) ds \\ (dF_A)_i &= -p_i \sin(\theta) ds + \tau_i \cos(\theta) ds \end{aligned}$$

En intégrant ces deux contributions du bord d'attaque BA au bord de fuite BF on obtient l'expression des forces axiale et normale (par unité d'envergure) :

$$\begin{aligned} F_N &= \int_{BA}^{BF} (-p_e \cos(\theta) + \tau_e \sin(\theta)) ds + \int_{BA}^{BF} (p_i \cos(\theta) + \tau_i \sin(\theta)) ds \\ F_A &= \int_{BA}^{BF} (p_e \sin(\theta) + \tau_e \cos(\theta)) ds + \int_{BA}^{BF} (-p_i \sin(\theta) + \tau_i \cos(\theta)) ds \end{aligned}$$

Dans le cas où les efforts de frottement peuvent être négligés devant les efforts de pression, on peut simplifier l'expression ci-dessus pour la force normale en :

$$F_N = \int_{BA}^{BF} (-p_e \cos(\theta)) ds + \int_{BA}^{BF} (p_i \cos(\theta)) ds$$

Soit encore :

$$F_N \approx \int_{BA}^{BF} (p_i - p_e) dx$$

En supposant l'incidence du profil faible, on peut écrire $F_z \approx F_N$ et par conséquent la force de portance peut être approchée par :

$$F_z \approx \int_{BA}^{BF} (p_i - p_e) dx$$

Cette expression est intéressante puisqu'elle montre que l'effort portant résulte de la différence de pression entre l'intrados et l'extrados du profil. Pour générer de la portance, il faut donc obtenir des niveaux de pression à l'intrados les plus élevés possibles tandis que les niveaux de pression à l'extrados doivent être les moins élevés possibles. En d'autres termes, un profil est construit de façon à accélérer le plus possible l'écoulement à l'extrados - ce qui va correspondre à de faibles pressions associées - tandis que l'écoulement à l'intrados sera retardé le plus possible.

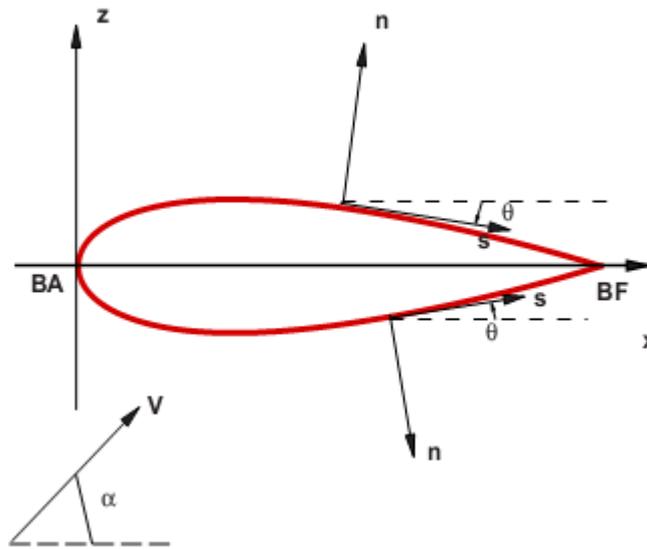


Fig.1.4 Action exercée par un fluide sur un profil.

1.5 Coefficients aérodynamiques

L'intuition physique permet de pressentir que l'amplitude des efforts aérodynamiques exercés par le fluide en écoulement sur le profil sera d'autant plus grande que le module de la vitesse V_∞ sera élevé, la masse volumique ρ_∞ importante et les dimensions du profil grandes. On cherche donc à caractériser les performances du profil de façon intrinsèque, en introduisant des coefficients sans dimension qui soient si possible indépendants des grandeurs précédentes. Par analyse dimensionnelle, il peut être montré que le groupement sans dimension pertinent est $\rho_\infty V_\infty^2 S$ où S est une surface de référence caractéristique de la taille du corps considéré. En d'autres termes, on introduit un coefficient aérodynamique C qui permet d'exprimer une force aérodynamique F comme $F = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S C$ avec C qui caractérise les performances aérodynamiques intrinsèques du corps plongé dans le fluide. Le coefficient $\frac{1}{2}$ a été introduit de façon à faire apparaître la pression dynamique.

Les coefficients les plus utilisés en aérodynamique sont :

$$\text{Coefficient de portance } C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (1.4)$$

$$\text{Coefficient de traînée} \quad C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S} \quad (1.5)$$

$$\text{Ainsi que le coefficient de pression} \quad C_p = \frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2} \quad (1.6)$$

Où l'indice ∞ renvoi aux caractéristiques à l'infini amont de l'écoulement avant qu'il soit perturbé par la présence de l'obstacle et P est la pression statique.

Les coefficients aérodynamiques ne sont pas des constantes. Ils dépendent de la géométrie du profil considéré, de l'incidence du profil, mais aussi du nombre de Reynolds de l'écoulement, qui caractérise l'importance des effets visqueux, et du nombre de Mach lorsque les effets de compressibilité deviennent significatifs.

Pour un écoulement incompressible de fluide parfait; les forces de traînée et de portance peuvent se mettre sous la forme :

$$F_x = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_x(\alpha)$$
$$F_z = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_z(\alpha)$$

Dans ce cas les coefficients aérodynamiques ne sont fonction que de l'angle d'incidence α .

Pour un écoulement incompressible de fluide réel, les coefficients aérodynamiques dépendent de l'incidence et du nombre de Reynolds caractéristique de l'écoulement noté $Re_{\infty,c}$ basé sur les conditions à l'infini amont et la corde du profil, les forces aérodynamiques s'écrivent donc :

$$F_x = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_x(\alpha, Re_{\infty,c})$$
$$F_z = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_z(\alpha, Re_{\infty,c})$$

Pour un écoulement compressible de fluide réel, les coefficients aérodynamiques globaux dépendent de l'incidence, du nombre de Mach de l'écoulement générateur et du nombre de Reynolds caractéristique de l'écoulement :

$$F_x = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_x(\alpha, Re_{\infty,c}, M_\infty)$$
$$F_z = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty^2 S C_z(\alpha, Re_{\infty,c}, M_\infty)$$

1.6 Notions de couche limite dynamique bidimensionnelle

1.6.1 Concept de couche limite

Lorsqu'un fluide se déplace autour d'un obstacle, les champs de vitesse et de pression sont perturbés par ce dernier. La couche limite est la zone de fluide proche de la paroi, dans laquelle se produit la variation de vitesse entre la vitesse nulle à la paroi et la pleine vitesse locale du fluide libre. Ceci se produisant sur une petite distance (sur l'épaisseur de la couche), le gradient de vitesse se trouve être élevé et les contraintes visqueuses jouent donc un rôle prépondérant dans cette partie de l'écoulement.

Ce concept de couche limite fut introduit pour la première fois par Prandtl en 1904. Il permit de livrer une interprétation aux phénomènes pour lesquels la théorie des fluides parfaits ne suffisait pas à expliquer. Comme le montre l'exemple de la fig1.5, la théorie du fluide parfait ne rejoint pas les constatations physiques représentées par une vitesse qui varie près de la paroi.

Cependant, la description d'un fluide réel visqueux peut toujours être approchée par celle d'un fluide parfait -par usage des équations d'Euler- dans les régions où les forces de viscosité peuvent être négligées. C'est ainsi que l'on distingue dans un écoulement à couche limite deux régions :

- une région (généralement très fine) près de la paroi d'un obstacle, où les contraintes visqueuses prédominent. Appelée couche limite, elle est décrite par les équations de couche limite qui sont issues des équations de Navier-Stokes simplifiées.
- une région où les contraintes visqueuses sont négligées, et le fluide réel est approximé à un fluide parfait décrit par les équations d'Euler.

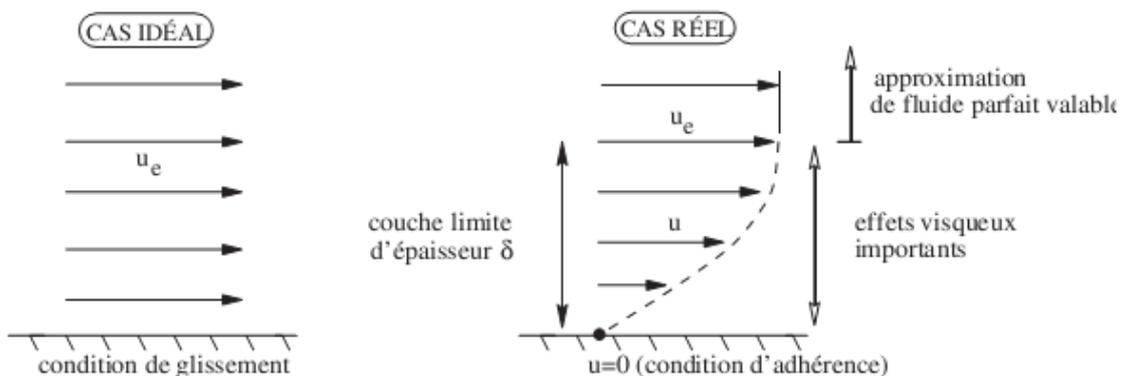


Fig.1.5 Ecoulement d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux sur une plaque plane [2].

L'écoulement dans la couche limite peut être laminaire ou turbulent ; deux régimes d'écoulement qui seront décrits brièvement dans ce qui suit.

1.6.2 Couche limite laminaire, turbulente et transition

Lors de son étude des écoulements dans les conduites circulaire, Reynolds a mis en évidence les différents régimes d'écoulements ainsi qu'un critère de transition (représenté par un nombre qui porte son nom), ceci en utilisant un procédé devenu classique, qui consiste à injecter un colorant dans l'écoulement, puis observer son évolution.

Si les filets colorés se déplacent parallèlement et gardent leur individualité propre, l'écoulement est stationnaire et sans "ambiguïté", il est dit laminaire. Si le nombre de Reynolds augmente, les filets restent encore rectilignes sur une certaine longueur, puis s'estompent ; le colorant se diffuse rapidement dans tout le fluide : l'écoulement est alors turbulent. Ces deux régimes peuvent aussi être constatés à l'échelle d'une couche limite, l'appellation reste donc la même.

Une couche limite laminaire ne peut s'étendre sur une longueur infinie, car elle peut être soumise à des perturbations de différentes origines, va devenir turbulente après une zone de transition (fig.1.6) dont l'étendue dépend de plusieurs facteurs : nombre de Reynolds, taux de turbulence du courant amont, état de surface de la maquette ou encore gradient de pression statique.

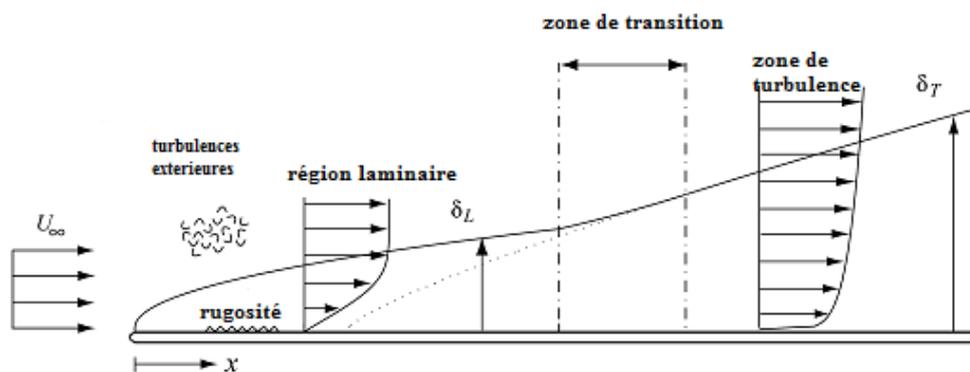


Fig.1.6: Illustration schématique d'une transition laminaire - turbulent d'une couche limite [3]

Le passage d'une couche limite d'un régime laminaire à turbulent implique des changements importants dans les propriétés de celle-ci ; le coefficient de frottement se trouve augmenté, le mélange et, par conséquent, le transfert de chaleur sont accrus, l'épaisseur de la couche devient plus importante et résiste mieux aux gradients de pression adverses.

Par conséquent, les connaissances (dont la plupart sont des critères empiriques) sur le phénomène de transition sont d'un grand intérêt, car, elle influe directement sur les performances aérodynamiques (telles que la portance et la traînée) d'un corps. En fonction de l'effet souhaité, on cherchera donc à privilégier l'un des régimes d'écoulement ; pour une voiture, maintenir une couche laminaire permet de réduire la traînée de frottement. Par contre, dans les échangeurs de chaleur ainsi que les moteurs à combustion interne, la turbulence est plutôt souhaitée. Mais encore, le fait à retenir pour ce travail est qu'une couche limite turbulente est plus résistante aux décollements.

1.6.3 Structure de la couche limite turbulente

La couche limite turbulente est composée de deux régions. Une région proche de la paroi où l'écoulement est dominé par la viscosité du fluide appelée région interne. Une autre région loin de la paroi contrôlée par la turbulence appelée région externe [4].

Pour identifier ces régions on utilise deux nombres adimensionnels U^+ et y^+ appelés variables internes ou variables de paroi qui sont définies par :

$$U^+ = \frac{U}{U_\tau}, \quad y^+ = y \frac{U_\tau}{\nu}$$

Avec :

$$U_\tau = \sqrt{\frac{\tau_p}{\rho}} : \text{Vitesse de frottement.}$$

$$\tau_p = \mu \left(\frac{\partial U}{\partial y} \right)_{y=0} : \text{Contrainte de frottement pariétale.}$$

ρ : Masse volumique du fluide.

ν : Viscosité cinématique du fluide.

U : Vitesse d'écoulement parallèle à la paroi.

y : Distance à la paroi.

μ : Viscosité dynamique.

1.6.3.A) Région interne

Dans cette région le profil des vitesses est décrit par $U^+ = f(y^+)$. Appelée loi de la paroi $f(y^+)$ est une loi universelle indépendante des conditions dans lesquelles s'effectue l'écoulement loin de la paroi, c'est-à-dire de l'épaisseur de la couche limite δ , de la vitesse extérieure U_e et du gradient de pression.

Cette région est elle-même subdivisée en trois zones :

- **La sous couche laminaire** : le profil des vitesses y est décrit par :

$$U^+ = y^+ \quad \text{Valable pour } 0 < y^+ < 5 .$$

- **Région tampon (buffer layer)** : définit par $5 < y^+ < 30$

- **Zone logarithmique** : Constitue la partie extérieure de la région interne et comme son nom l'indique la vitesse y varie proportionnellement à $\ln(y^+)$:

$$U^+ = \frac{1}{\chi} \ln(y^+) + C \quad \text{Valable pour } 30 < y^+ < 200$$

χ : Constante de Von Karman $\chi=0.41$.

C : Constante voisine de 5.

1.6.3.B) Région externe

Région extérieure de la couche limite, elle représente 80% de l'épaisseur de celle-ci. La structure de l'écoulement est entièrement contrôlée par la turbulence et la contrainte visqueuse y est négligeable. La région est décrite par la relation dite loi de vitesses déficitaires, valable pour $y^+ > 300$.

$$\frac{U_e - U}{u_\tau} = \phi(\eta);$$

Avec $\eta = \frac{y}{\delta}$ et $(U_e - U)$ représente le défaut de vitesse par rapport à la vitesse extérieure.

1.6.4 Phénomènes liés à la couche limite

En plus du phénomène de transition, on citera aussi essentiellement le frottement à la paroi et le décollement de la couche limite.

A) Frottement à la paroi

Le frottement à la paroi pour un fluide visqueux en écoulement autour d'un obstacle, est une force qui se manifeste dans le plan de contact du fluide et de l'obstacle. Elle est généralement notée τ_p ; pour un fluide newtonien elle est proportionnelle au gradient de vitesse et son expression est donnée dans la page précédente.

On définit le coefficient de frottement $C_f = \frac{\tau_p}{\frac{1}{2}\rho U^2}$, où $\frac{1}{2}\rho U^2$ est la pression dynamique de l'écoulement amont non perturbé par l'obstacle.

Cette définition de la force de frottement permet d'estimer la contribution des frottements à la paroi dans la force de trainée. En sommant toutes les contraintes locales, on obtient la force de frottement totale, appelée aussi trainée de frottement. Par exemple, pour une plaque plane de longueur L on aura : $F_{totale} = \int_0^L \tau_p dx$ (pour une seule face de la plaque).

Ou encore en définissant un coefficient de trainée de frottement $C_D = \frac{F_{totale}}{\frac{1}{2}\rho U^2 L} = \frac{1}{L} \int_0^L C_f dx$.

B) Le décollement

Le décollement de la couche limite est un phénomène qui se manifeste en présence d'un gradient de pression dit adverse ou défavorable ; c'est-à-dire en présence d'une pression croissante dans le sens de l'écoulement. La couche limite peut aussi décoller d'une paroi, si celle-ci présente un angle vif.

Sachant que la viscosité d'un fluide réel tend à ralentir son écoulement et ceci est plus important près de la paroi, alors un gradient de pression longitudinal défavorable, diminuera encore la vitesse des particules fluides voisines de la paroi au point où la vitesse finit par s'annuler puis devenir "négative" (le vecteur vitesse change de sens ; il y a retour du fluide) : on dit dans ce cas que la couche limite décolle.

Le décollement peut aussi être caractérisé par une abscisse où le frottement pariétal s'annule ;

on écrit : $\tau_p = \mu \left(\frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} = 0$

Pour un profil d'aile placé dans un écoulement de fluide visqueux, on distinguera deux zones de l'écoulement à l'extrados :

- une zone à l'avant du profil où le fluide est accéléré, et donc en vertu de la relation de Bernoulli, un gradient de pression favorable.
- une autre zone où le fluide est décéléré (appelée aussi zone de recompression), dans ce cas un gradient de pression adverse important (d'autant plus prononcé que la cambrure du profil est importante) peut faire décoller la couche limite.

Le point de décollement à l'extrados d'un profil d'aile apparaît en premier lieu proche du bord de fuite, puis avance vers le bord d'attaque à mesure que l'angle d'incidence augmente. Si l'angle d'incidence atteint une valeur critique, le décollement entraîne la formation d'une zone de recirculation de fluide et d'un sillage importants. Ceci conduit alors à une chute brutale de la portance au profit de la traînée, l'aile ne remplit plus alors son rôle : ce phénomène est appelé **décrochage**.

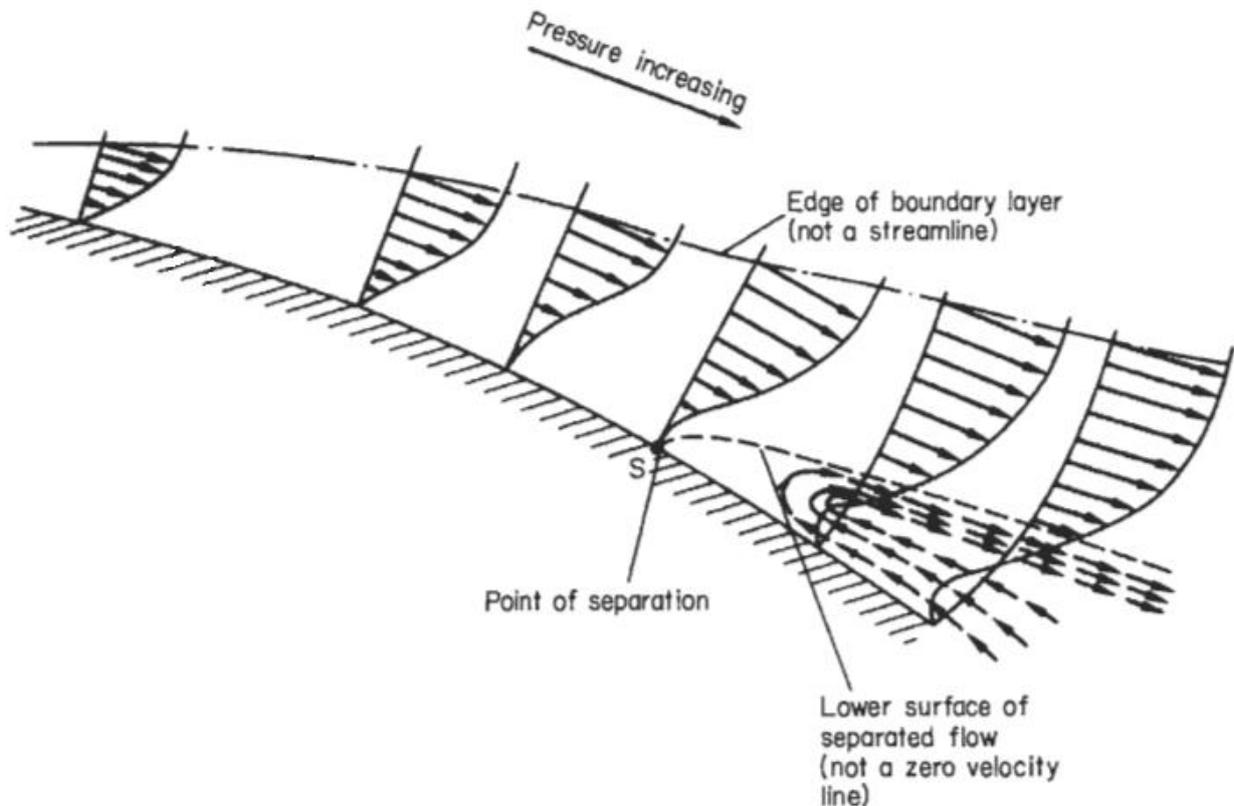


Fig.1.7 Evolution du profil des vitesses sur une surface courbe avec gradient de pression adverse [5].

1.6.5 Épaisseurs de la couche limite

1.6.5.A) Épaisseur de la couche limite

Notée δ , l'épaisseur de la couche limite est classiquement définie comme la distance à la paroi pour laquelle la vitesse dans la couche limite atteint 99% de la vitesse de l'écoulement extérieur U_e , soit : $\frac{U(x,\delta)}{U_e} = 0.99$

L'épaisseur de la couche limite n'est pas le seul critère utilisé pour décrire une couche limite, d'autres grandeurs telles que l'épaisseur de déplacement et l'épaisseur de perte de quantité de mouvement sont utilisées.

1.6.5.B) Épaisseur de déplacement

L'épaisseur de déplacement δ_1 correspond à la perte de débit-masse au travers d'une section de la couche limite par rapport au cas d'un écoulement de fluide parfait ;elle peut être aussi interprétée comme étant la quantité dont il faudra déplacer en chaque point la paroi pour maintenir un débit inchangé en fluide parfait [3], soit :

$$\int_0^{\delta} \rho_e u_e dy - \int_0^{\delta} \rho u dy = \rho_e u_e \delta_1$$

Si l'écoulement est incompressible, l'épaisseur de déplacement s'écrit :

$$\delta_1 = \int_0^{\delta} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy$$

1.6.5.C) Épaisseur de quantité de mouvement :

L'épaisseur de quantité de mouvement δ_2 correspond à la perte de quantité de mouvement dans la couche limite par rapport au cas d'un écoulement de fluide parfait [3], soit :

$$\int_0^{\delta} \rho u u_e dy - \int_0^{\delta} \rho u^2 dy = \rho u_e^2 \delta_2$$

$$\text{D'où : } \delta_2 = \int_0^{\delta} \frac{u}{u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy$$

1.7 Le contrôle des écoulements

Les techniques de contrôle des écoulements consistent à interagir avec l'écoulement de sorte à lui donner un comportement désiré. Ces techniques sont apparues dans le souci de répondre aux exigences des industriels, telles que la réduction de consommation, l'amélioration de la manœuvrabilité et de la sécurité des vols... . En aérodynamique, ces objectifs se traduisent et se résument essentiellement à augmenter la portance, réduire la

trainée et reculer au maximum l'incidence de décrochage (ce dernier étant l'objectif même de ce travail). D'autres objectifs peuvent être cités tels que l'accroissement de mélange, des transferts thermiques et de masse et aussi la diminution de nuisances sonores ou de vibrations.

1.7.1 Classifications des techniques de contrôle :

Une classification du contrôle de Gad-El-Hak [6] est faite selon que l'actionneur (élément qui agit sur l'écoulement) soit consommateur ou non consommateur d'énergie. La figure 1.8 illustre cette classification.

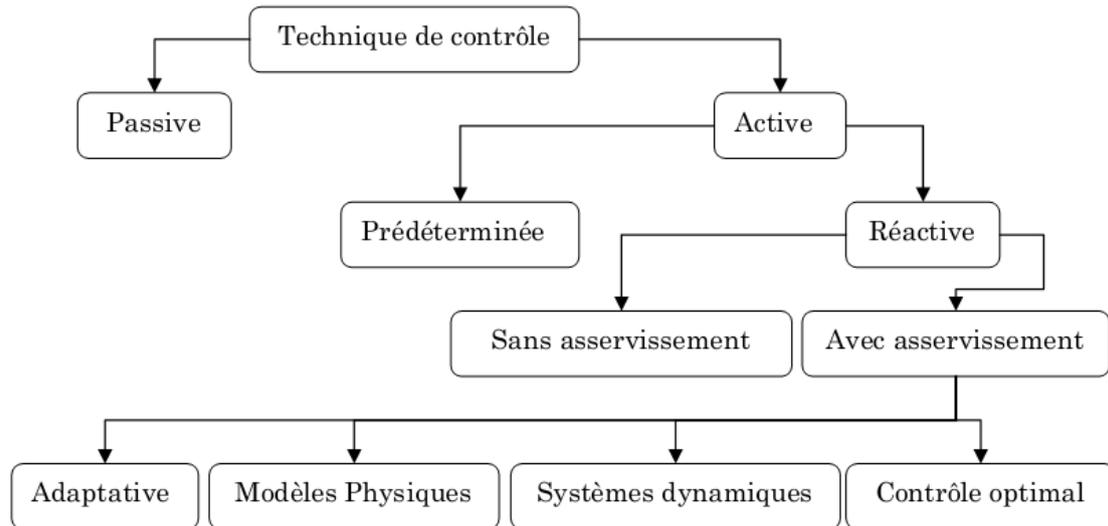


Fig.1.8 .Classification des méthodes de contrôle selon les dépenses d'énergie [2].

Dans le cas du contrôle passif, le dispositif n'utilise pas d'apport extérieur d'énergie. Il peut être simplement la forme optimisée du profil qui définit un gradient de pression voulu, il peut aussi être constitué de parties amovibles comme les volets hypersustentateurs de bord d'attaque ou de bord de fuite qui permettent d'augmenter la trainée tout en retardant le décrochage lors des phases d'atterrissage. Il existe aussi des dispositifs destinés, soit à provoquer la transition ou retarder les décollements de la couche limite comme les générateurs de vortex, soit à réduire la traînée de frottement des couches limites turbulentes comme les riblets et les systèmes LEBU qui seront brièvement décrits par la suite.

Dans le cas du contrôle actif, le dispositif nécessite un apport extérieur d'énergie. Il peut s'agir d'une énergie :

- pneumatique : soufflage, aspiration, jets pulsés, jets synthétiques.
- mécanique : parois mobiles, volets, becs.
- électrique.

Le contrôle actif est lui-même subdivisé en deux catégories. Le contrôle prédéterminé qui s'effectue sans regard sur l'état de l'écoulement, et le contrôle réactif qui permet d'agir en fonction de l'état de l'écoulement.

Le contrôle réactif permet d'ajuster l'actionneur de façon continue et en temps réel grâce à une boucle de commande (ou boucle de contrôle). Cette dernière est constituée de capteurs (placés dans l'écoulement de façon la moins intrusive possible) qui envoient les informations nécessaires à un calculateur qui détermine en temps réel les ajustements nécessaires pour l'actionneur. La boucle de contrôle peut être ouverte (sans asservissement ou alimentation amont), dans ce cas la variable mesurée et la variable contrôlée sont différentes (fig.1.9). Elle peut aussi être fermée (boucle d'asservissement), dans ce cas, la variable contrôlée est mesurée à l'amont, puis elle est comparée à une valeur de référence (fig.1.10).

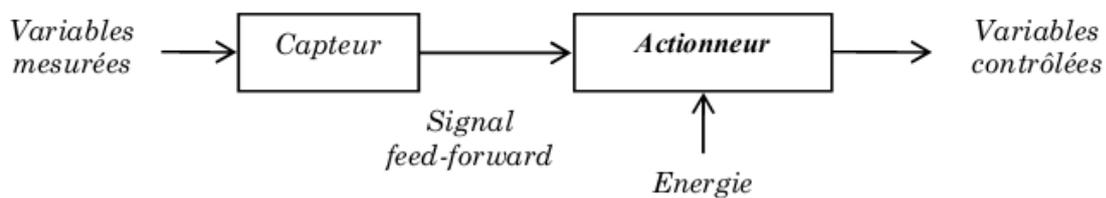


Fig.1.9 Boucle de contrôle ouverte (contrôle réactif sans asservissement) [2].

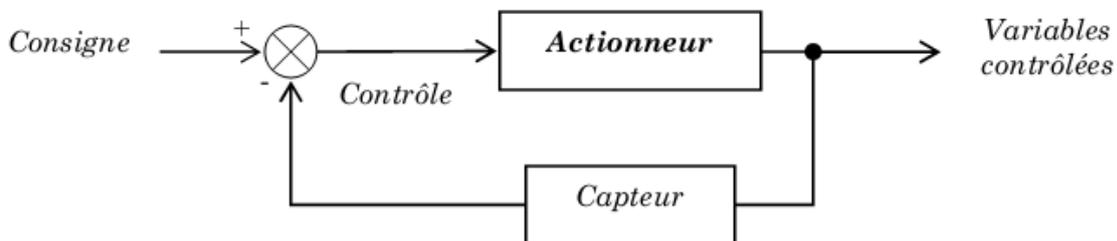


Fig.1.10 boucle de contrôle fermée (contrôle réactif avec asservissement) [6].

Une autre classification est possible. Basée sur l'état de la couche limite, elle permet d'orienter le choix du contrôle pour des écoulements essentiellement collés et a pour objectif de réduire la traînée de frottement [2]. La classification est faite comme suit :

- $Re_x < 10^6$: couche limite laminaire. Le frottement de la couche limite peut être réduit par aspiration ou soufflage.
- $10^6 < Re_x < 4 \times 10^6$: transition fortement probable. Le but est alors de retarder au maximum cette transition au moyen de dispositifs de contrôle actif ou passif.
- $Re_x > 4 \times 10^6$: couche limite turbulente établie, le but du contrôle est de réduire la traînée de frottement de cette couche limite turbulente. Dans ce cas le contrôle peut être par des dispositifs tels que les riblets, LEBU ou par soufflage et aspiration...

1.7.2 Différentes techniques de contrôle

Dans ce paragraphe, on donne une description qualitative de certaines techniques de contrôle passives et actives.

1.7.2. A) Les techniques de contrôle passives

Parmi les techniques de contrôle ne nécessitant pas d'apport d'énergie extérieure, on citera :

➤ Façonnement géométrique :

Il s'agit de mise au point de forme de profil qui définit un gradient de pression précis voulu. Ce gradient peut être favorable à une couche limite laminaire sur une grande part du profil, ou au contraire, un gradient de pression défavorable qui provoquera une transition vers une couche limite turbulente.

➤ Parois rainurées ou "riblets" et le dispositif LEBU:

La paroi rainurée est une technique qui consiste à poser un revêtement comportant des milliers de rainures longitudinales de section généralement triangulaire. Elle permet d'éviter les bulbes laminaires de bord d'attaque et de provoquer la transition vers une couche limite turbulente plus tôt, et ainsi permettre de retarder ou supprimer le décollement. Dans le cas d'une couche limite turbulente, les riblets diminuent la trainée de frottement. Ce qui n'est pas le cas pour une couche laminaire, car la surface de contact est augmentée par les rainures. Mais la force de trainée globale est fortement réduite par le retardement ou la suppression du détachement de l'écoulement.

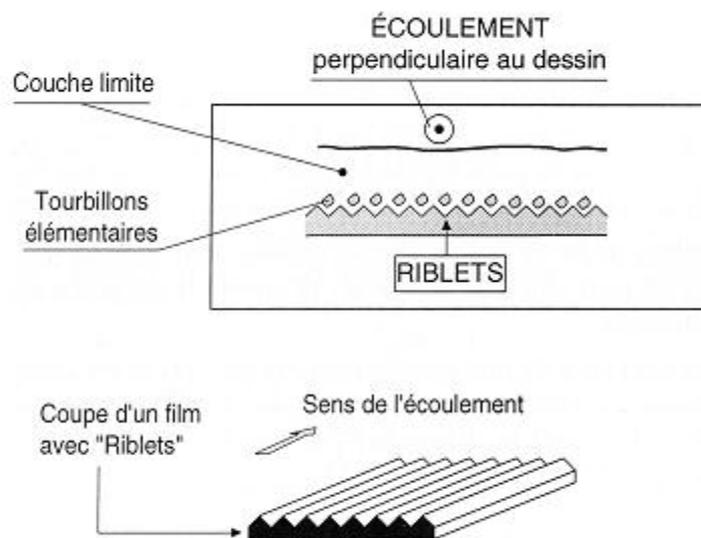


Fig.1.11 Contrôle d'écoulement par une paroi rainurée ou riblets [3]

Les dispositifs LEBU (Large Eddy Break Up) sont utilisés pour casser les grandes structures de la couche limite turbulente, ceci par insertion de lamelles minces dans la couche limite qui ont pour effet la réduction de la traînée de frottement.

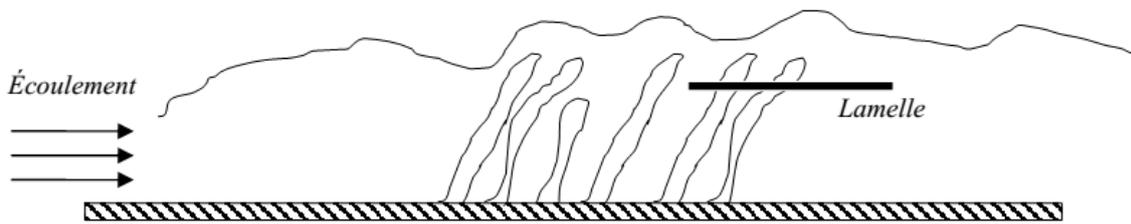


Fig.1.12 Réduction de frottement par insertion de lamelle [6].

➤ **Les générateurs de vortex mécaniques :**

Un générateur de vortex est une surface aérodynamique, constituée d'une arrête vive placée en incidence dans l'écoulement et générant ainsi un, ou plusieurs tourbillons, corotatifs ou contrarotatifs. Ces dispositifs sont généralement placés dans la zone de bord d'attaque, et présentent une géométrie fixe. S'ils s'avèrent très efficaces pour contrôler les décollements et améliorer les coefficients aérodynamiques d'un profil, le fait qu'ils soient fixe (ne peuvent donc pas être désactivés) est un inconvénient car, ils peuvent être à l'origine d'une traînée supplémentaire.

La figure ci-dessous (fig.1.13) montre trois géométries différentes de générateurs de tourbillons.

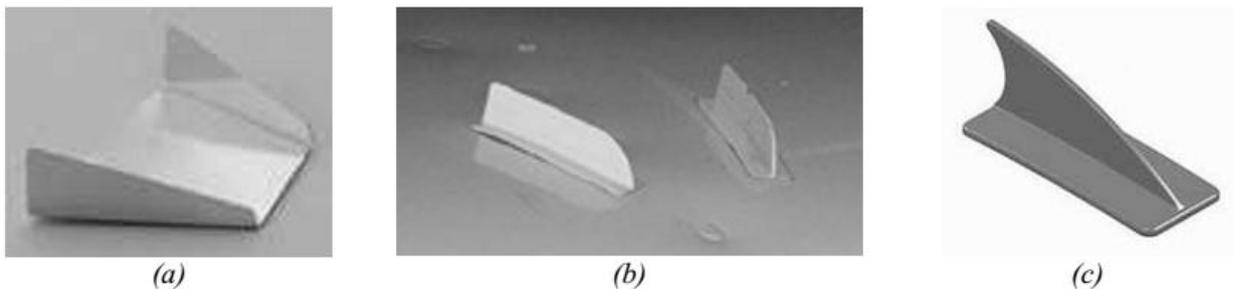


Fig.1.13 Exemples de générateurs de vortex (illustrées par trois différentes formes: a, b et c)

➤ **Les dispositifs hypersustentateurs :**

Les dispositifs dits « hypersustentateurs » servent à modifier les propriétés d'un profil en augmentant la surface et/ou la courbure de l'aile, et ainsi retarder le décrochage ou augmenter le coefficient de portance sans dépasser la valeur critique de l'incidence. Les effets de ces dispositifs sont surtout utilisés lors des phases délicates du vol, le décollage et l'atterrissage

par exemple, et dans le but de conserver une portance suffisante pour l'avion à vitesse réduite et donc de s'éloigner du cas de décrochage. Ces dispositifs sont placés soit sur le bord d'attaque (on parle de bec de bord d'attaque), soit sur le bord de fuite (on parle de volets de bord de fuite ; volet simple, double volets...).

Les bords de bord d'attaque sont utilisés pour guider l'écoulement et, par conséquent, pour éviter un contournement trop brutal du bord d'attaque qui perturbe l'écoulement et favorise les décollements de la couche limite.

Les volets de bord de fuite sont employés pour augmenter la déflexion de l'écoulement par l'augmentation de la surface et de la courbure du profil, donc permettent d'avoir un coefficient de portance maximum sans l'angle d'incidence critique.

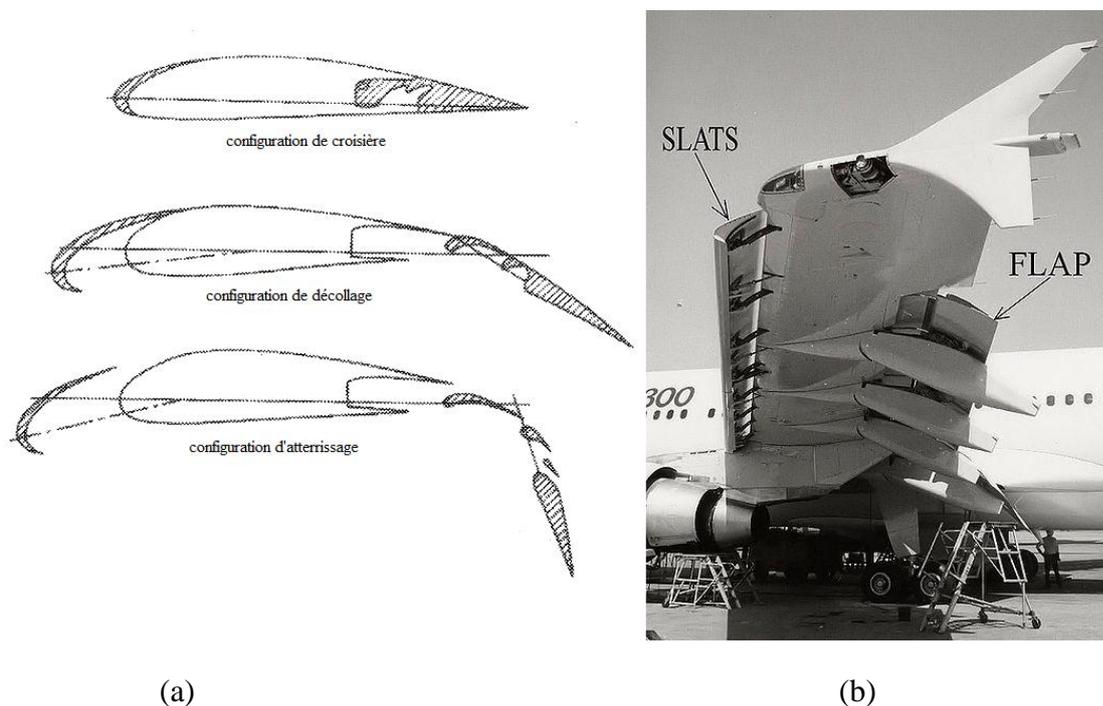


Fig.1.14 Dispositifs hypersustentateurs.(a): deployment des hypersustentateurs
(b): Hypersustentateurs sur un Airbus A300 [7]

1.7.2 B) Les techniques de contrôle actives

Le contrôle actif consiste à injecter une quantité d'énergie dans l'écoulement à contrôler, en veillant à ce que cette quantité soit la plus faible possible pour qu'il y ait gain dans les dépenses énergétiques globales. Dans ce qui suit, on présentera le principe de quelques techniques et actionneurs de contrôle actif.

➤ Le contrôle par moyens fluidiques :

Les actionneurs fluidiques utilisent un écoulement secondaire pour contrôler un écoulement principal. On distingue les actionneurs stationnaires (soufflage et aspiration continus) et les actionneurs de type instationnaires (jet pulsé/jet synthétique).

- **Le soufflage et aspiration continus :**

Dans ce mode de contrôle, l'action (aspiration ou soufflage) est continue. Cette action qui consiste en l'ajout ou le retrait de quantité de mouvement, permet de modifier l'état de la couche limite, notamment au début de la séparation où la vitesse de l'écoulement à proximité de la paroi s'annule.

La technique d'aspiration continue permet de retirer le fluide de faible vitesse ralenti par la viscosité avant que celui-ci ne commence à se séparer. Ceci permet au fluide avec une plus forte quantité de mouvement d'être dévié vers la surface, ainsi générer une nouvelle couche limite capable de mieux résister aux gradients de pression adverses et donc de retarder le décollement. Néanmoins, l'aspiration continue présente des inconvénients ; le gain énergétique réalisé est très faible et les ouvertures par lesquelles est aspiré le fluide risquent l'obturation par le gel, les insectes et particules en suspension dans l'air.

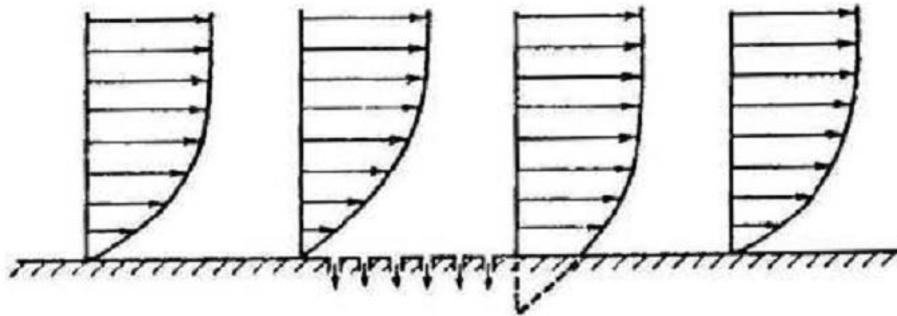


Fig.1.15 Contrôle de la couche limite par aspiration [6].

Le principe du soufflage continu en paroi est d'ajouter directement de la quantité de mouvement à la couche limite ralentie à proximité de la surface et permet de retarder son décollement. Cependant, comme l'aspiration, le soufflage continu ne permet pas un gain énergétique considérable.

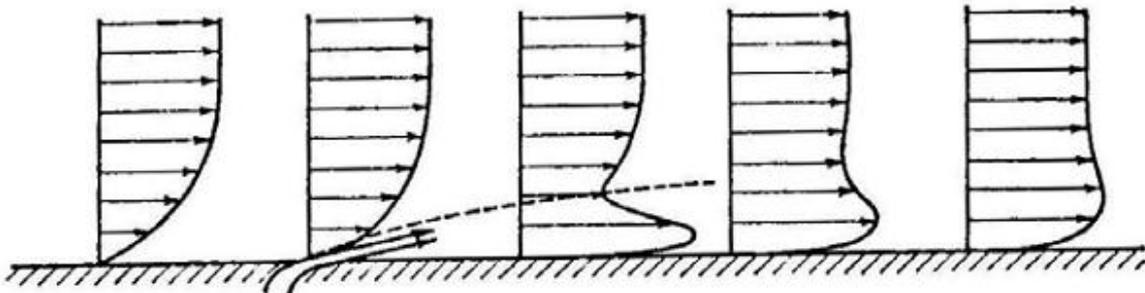


Fig.1.16 Contrôle de la couche limite par soufflage [6].

- **Jet pulsé et jet synthétique :**

Dans ce cas, l'actionneur agit sur l'écoulement de façon intermittente.

Si l'actionneur alterne entre une phase de jet fluide et une phase d'aspiration, on parle de jet synthétique. Dans ce cas l'actionneur utilisé est placé dans cavité pour générer une succession de phases de soufflage et d'aspiration et le jet moyen qui en résulte a alors la particularité de ne pas apporter de fluide supplémentaire, c'est-à-dire que son débit moyen est nul.

Si l'actionneur alterne entre une phase de jet fluide et une phase de repos, on parle de jet pulsé.

➤ **Le contrôle thermique :**

Il est possible de contrôler le décollement en utilisant des actionneurs thermiques. Ces derniers fournissent de la chaleur dans la zone proche de la paroi et produisent ainsi une force sur l'écoulement externe due au changement de densité du fluide (cas d'un gaz) ou de viscosité du fluide (cas d'un liquide) ; ce qui entraîne un profil plus «plein» en proche paroi et une augmentation de la quantité de mouvement près de la proche paroi rendant la couche limite plus résistante au décollement [6].

➤ **Le contrôle électromagnétique :**

Dans ce cas, les actionneurs (électromagnétiques) imposent d'agir dans un milieu conducteur. Un agencement particulier d'électrodes permet de générer une force électromagnétique dans sens de l'écoulement ou bien perpendiculairement à la paroi. Dans les deux cas la force créée peut favoriser le recollement de la couche limite ou bien prévenir son décollement [3].

1.8 Objectifs du travail

L'objectif du travail est l'amélioration des performances aérodynamiques du profil NACA 4412. Cela consiste à retarder au maximum le décrochage du profil tout en essayant d'avoir le plus de portance et moins de traînée possibles. Le moyen d'atteindre cet objectif est une technique de contrôle passive par générateurs de vortex mécaniques.

Avant d'arriver à cette finalité, le travail passe par d'autres objectifs intermédiaires qui sont :

- Réalisation du profil NACA 4412
- Estimation de l'épaisseur de la couche limite par voie de simulation numérique.
- Réalisation de différentes configurations de générateurs de vortex en vue du contrôle de la couche limite.

Après ces étapes, une étude expérimentale est menée en soufflerie afin de déterminer l'influence du contrôle sur les performances du profil étudié.

CHAPITRE 2

Réalisation du profil NACA 4412 et essais en soufflerie

Dans ce chapitre, on se propose de déterminer les caractéristiques géométriques et aérodynamiques du profil NACA 4412. En premier lieu, on donne un aperçu des étapes suivies lors de la réalisation du profil ainsi que ses caractéristiques géométriques. Puis, on présentera une description du dispositif expérimental utilisé lors des manipulations. Enfin, on exposera les résultats des manipulations (coefficients de pression, portance et trainée) établissant ainsi les caractéristiques aérodynamiques du profil étudié.

2.1 Réalisation du profil NACA 4412

Avant de citer les étapes suivies lors de la réalisation de la maquette, nous rappelons les caractéristiques géométriques de celle-ci.

La maquette a une corde de 15cm, une envergure de 20cm et comme indiqué dans sa dénomination, le profil NACA 4412 a une cambrure maximum de 4% de la corde à une distance du bord d'attaque de 40% de la corde, avec une épaisseur maximum de 12% de la corde.

Les dimensions de la corde et de l'envergure du profil sont en relation avec celles de la veine d'essais de la soufflerie dont on dispose pour effectuer les essais.

Le procédé suivi pour réaliser la maquette est comme suit :

a)- Le contour du profil a été généré à l'aide d'un logiciel nommé **Profili** (qui donne les coordonnées des points qui définissent le contour), puis a été exporté dans un fichier lisible dans **Solid Works** où le dessin a été fini (en joignant les points par la ligne du contour) puis imprimé en taille réelle.

b)- L'imprimé a été posé et collé sur une tôle d'épaisseur de 0.5mm, puis la forme du profil a été découpée sur cette tôle.

c)- Les plaques de garde ont été découpées sur une tôle d'acier de 1.5mm d'épaisseur avec les dimensions suivantes.



Fig.2.1 Dimensions des plaques de garde (cotations en mm).

d)- On prépare un tube d'acier de 14mm de diamètre qui sera fixé sur une des plaques de garde avec deux points de soudure, qui servira de fixation pour la maquette et en même temps à canaliser les tubes capillaires en cuivre utilisés pour les prises de pression.

e)- On perce les tôles précédentes avec des trous de différents diamètres (voir fig. 2.2) de manière à pouvoir les fixer sur deux tiges filetées comme le montre la fig.2.3 obtenant ainsi une première structure de la maquette.

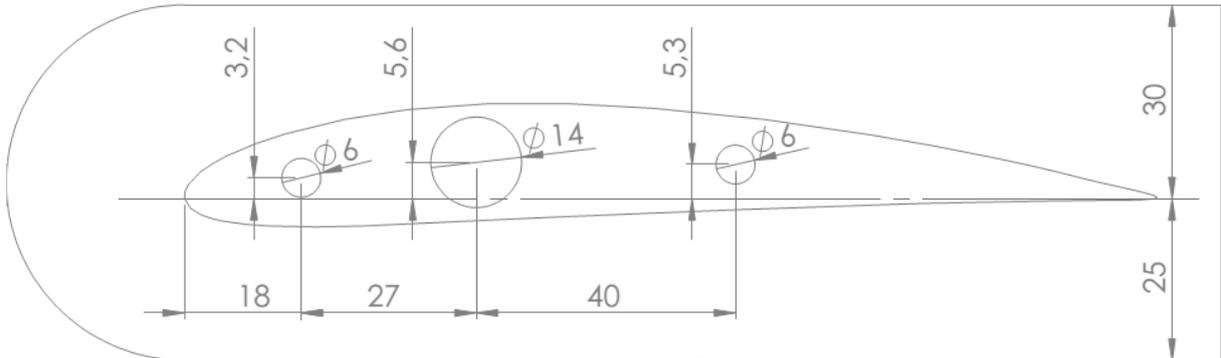


Fig.2.2 Positionnement et diamètres des perforations (cotations en mm).

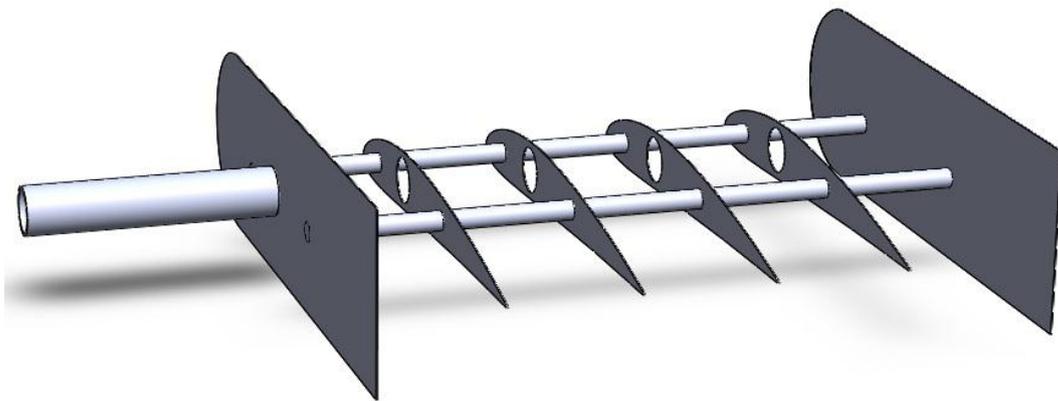


Fig.2.3 Première structure de la maquette

f)- Enfin, une tôle maniable de dimensions 20x30.8cm et d'épaisseur de 0.5mm est utilisée pour recouvrir la structure précédente et obtenir ainsi la maquette finale.

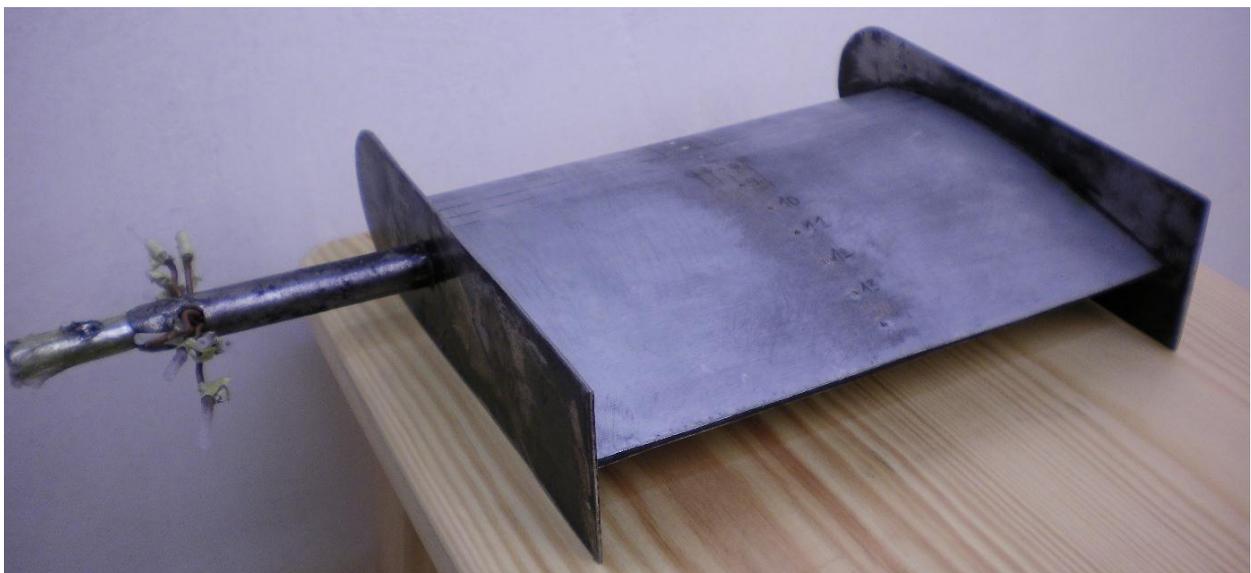


Fig.2.4 Maquette finale

Réalisation des prises de pression :

Pour raison d'encombrement, les prises de pression sont réalisées seulement à l'extrados du profil où l'écoulement est plus caractéristique.

Pour cela, des tubes en cuivre de diamètre extérieur de 2mm et intérieur de 0.8mm ont été fixés avec de la colle rapide sur des perforations de même diamètre préalablement réalisées sur la tôle coté extrados du profil. Puis les tubes sont acheminés vers l'extérieur à travers le tube d'acier.



Fig.2.5 Aperçu des prises de pression

Les localisations des 14 prises de pression réalisées sont résumées dans le tableau suivant :

Prise #	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Distance du bord d'attaque (mm)	0	4	7	13	21	30	41	54	67	83	98	113	129	143

Tableau 2.1 Positions des prises de pressions

Remarque : la distance de la prise de pression du bord d'attaque est comptée sur le contour de l'extrados (comme une abscisse curviligne).

2.2 Dispositif expérimental

Dans ce qui suit, nous décrivons les moyens de mesures utilisés lors de l'étude expérimentale.

2.2.1 Soufflerie

Les essais sur le profil NACA 4412 précédemment réalisé sont effectués dans une soufflerie subsonique (voir figure 2.6). Le fluide est en mouvement par rapport au corps étudié, il arrive dans une veine d'essai de section carré de 30cm x 30cm et de longueur de 100cm, par l'intermédiaire d'un ventilateur entraîné par un moteur électrique. La vitesse de l'air est fonction de l'ouverture de la vanne réglable.

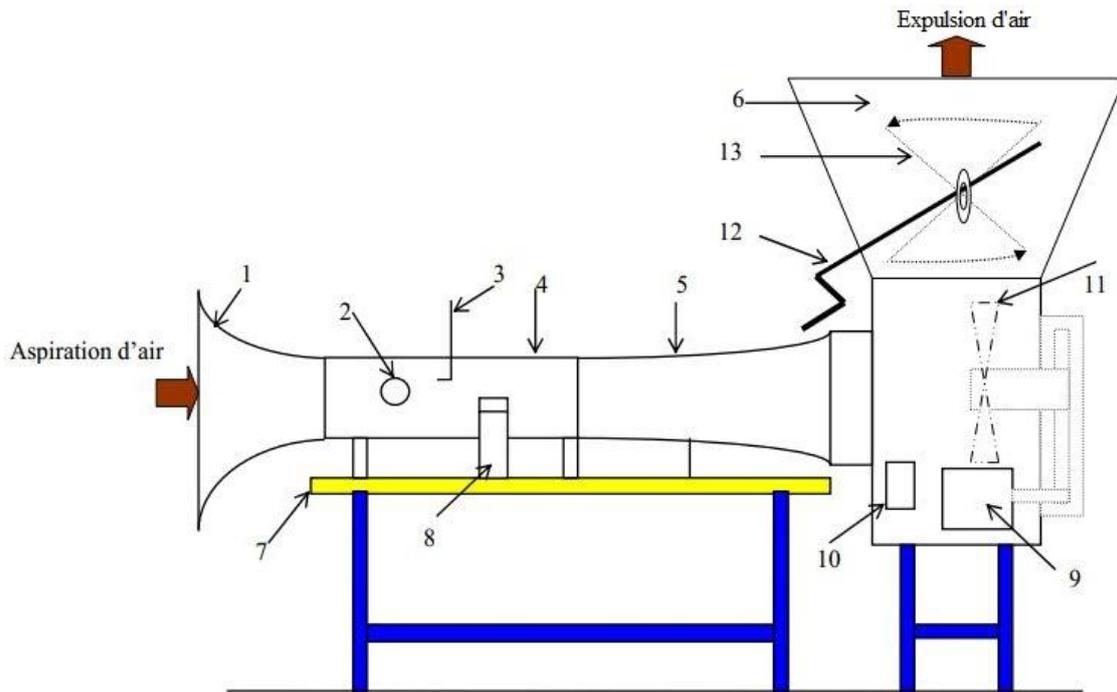


Fig. 2.6 Soufflerie subsonique utilisée

- | | |
|------------------|--------------------------|
| 1- Convergent | 8- Balance aérodynamique |
| 2- Hublot | 9- Moteur électrique |
| 3- Tube de Pitot | 10- Interrupteur |
| 4- Veine d'essai | 11- ventilateur |
| 5- Divergent | 12- Variateur de vitesse |
| 6- Diffuseur | 13- Vanne papillon |
| 7- Table | |

Caractéristique de la soufflerie :

Dimensions de la veine : 30x30x100 cm

Longueur : 4m

Vitesse dans la veine : variable de 0 à 45m/s

Puissance du moteur : 4 KW

Vitesse du moteur : 1440 tr/m

2.2.2 Moyens de mesures

2.2.2-1 Multi-manomètre

Composé de 24 tubes disposés verticalement, le multi-manomètre est utilisé pour la mesure des pressions. Ces tubes débouchent sur un même réservoir d'huile de masse volumique de $\rho_h = 856.418 \text{ Kg/m}^3$. Le multi-manomètre est gradué de 2 en 2 mm, et les mesures de pressions seront données par les dénivellations des hauteurs. Il est aussi équipé de vis à sa base qui permettent l'horizontalité et le niveau dans les tubes avant utilisation.

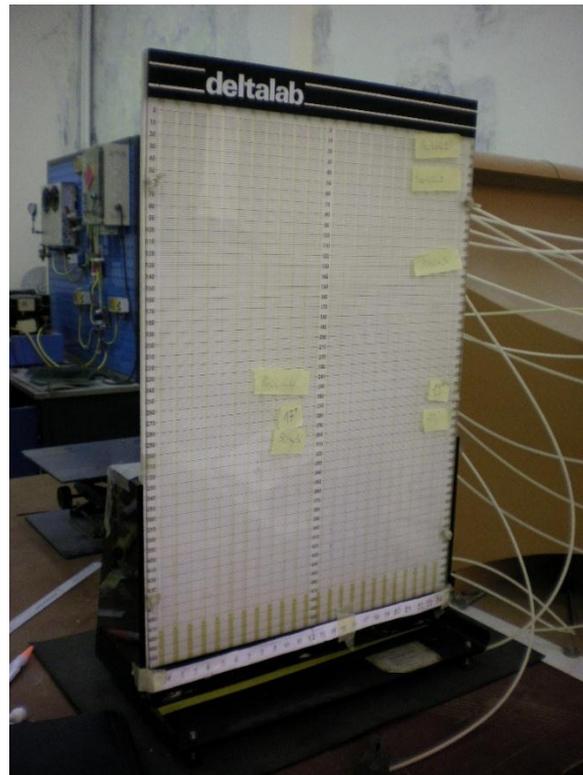


Fig. 2.7 Multi-manomètre

2.2.2-2 Tube de Pitot

C'est un tube qui permet de mesurer la vitesse de l'écoulement en un point. Il est constitué de deux tubes coaxiaux munis de deux prises de pressions l'une correspondant à la pression totale et l'autre à la pression statique. Par application du théorème de Bernoulli, la vitesse en un point m s'écrit ;

$$V_m = \sqrt{\frac{2 \cdot \rho_h \cdot g \cdot \Delta h}{\rho}} \quad (2.1)$$

Avec :

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

ρ_h : Masse volumique de l'huile.

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

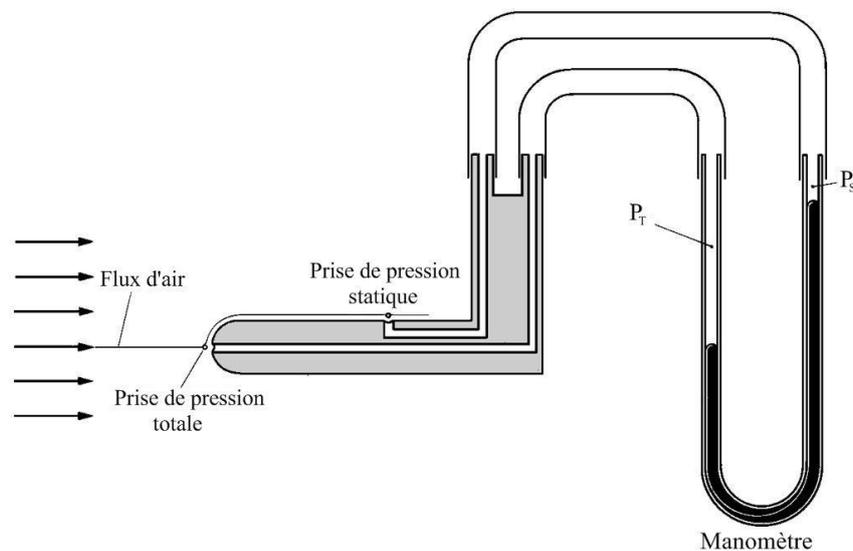


Fig. 2.8 Tube de Pitot

2.2.2-3 Balance aérodynamique

Elle permet de mesurer les efforts aérodynamiques (portance, traînée) qui s'exercent sur la maquette. La balance aérodynamique à jauges de contraintes comprend les éléments suivants (voir figure 2.9):

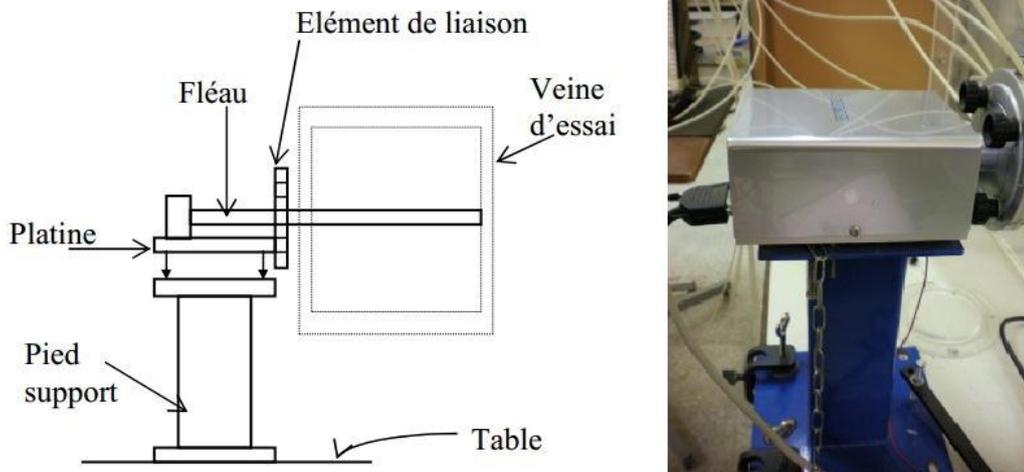


Fig. 2.9 Balance aérodynamique

Platine: Elle a pour fonction l'orientation du fléau dynamométrique par rapport à la veine d'essais.

Pied support : Il permet de maintenir la balance à la table de manipulation à laquelle il est lié rigidement.

Fléau dynamométrique: Élément essentiel dans la balance aérodynamique, le fléau dynamométrique est équipé de jauges de déformation collées sur ses surfaces de façon à pouvoir obtenir les valeurs des sollicitations auxquelles il est soumis. Ces valeurs sont affichées sur l'indicateur de contraintes décrit ci-dessous.

2.2.2-4 Indicateur de contraintes

La déformation mécanique des jauges est transformée par l'indicateur de contraintes en un signal électrique. Après traitement interne du signal, l'appareil permet à la fois un affichage direct des contraintes (subies par le fléau dynamométrique) et la transmission de ces informations sous forme de signal électrique par son port **Out put** (utilisé dans la chaîne d'acquisition).



Fig.2.10 Indicateur de contraintes

2.2.3 Chaîne d'acquisition de données

La chaîne comprend quatre éléments comme le montre la figure 2.11 :

- La balance à laquelle est reliée la maquette et également à l'indicateur de contraintes.
- L'indicateur de contraintes qui permet d'obtenir un signal électrique à partir des déformations des jauges de contraintes de la balance ; signal qui sera relié à un convertisseur.
- Le convertisseur qui permet un traitement du signal afin d'obtenir en sa sortie un signal lisible dans un logiciel spécifique installé dans l'ordinateur.
- L'ordinateur qui permet un enregistrement du signal (et donc de la portance et de la trainée) sur une durée et avec une fréquence choisies.

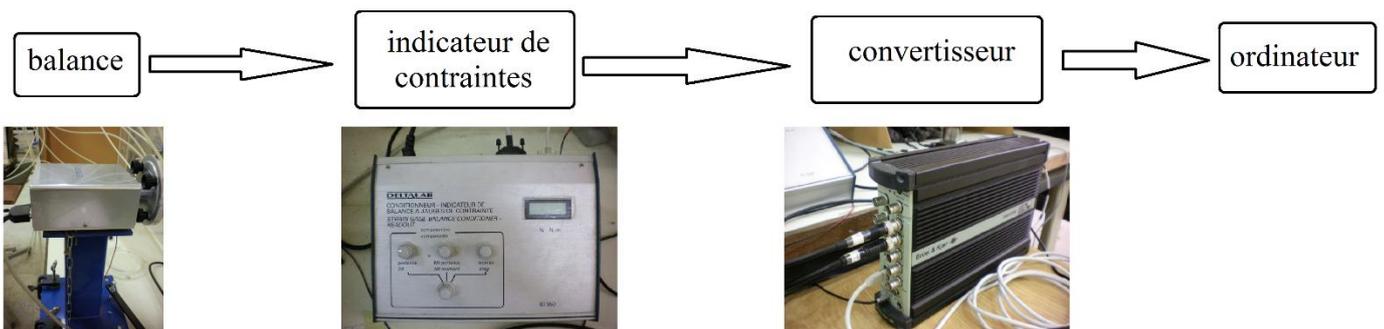


Fig. 2.11 Représentation schématique de la chaîne d'acquisition de données

Remarque : L'enregistrement est fait sur une durée d'une minute avec une fréquence de 500Hz ; donc la valeur -de la portance ou de la trainée- finale est une moyenne de 30000 valeurs enregistrées.

2.3 Résultats des essais

Dans ce qui suit, on présentera les résultats des essais effectués à l'aide de la maquette réalisée. Les mesures ont porté sur un intervalle d'incidences de 0° à 25° , et ceci pour quatre vitesses d'écoulement d'air, à savoir : 15, 20, 25 et 30m/s. Ces résultats fournissent les caractéristiques aérodynamiques du profil NACA 4412 et serviront de référence lorsque l'on appliquera les dispositifs de contrôle de la couche limite.

2.3.1 Efforts aérodynamique

Les coefficients de portance et de trainée sont résumés dans les figures suivantes:

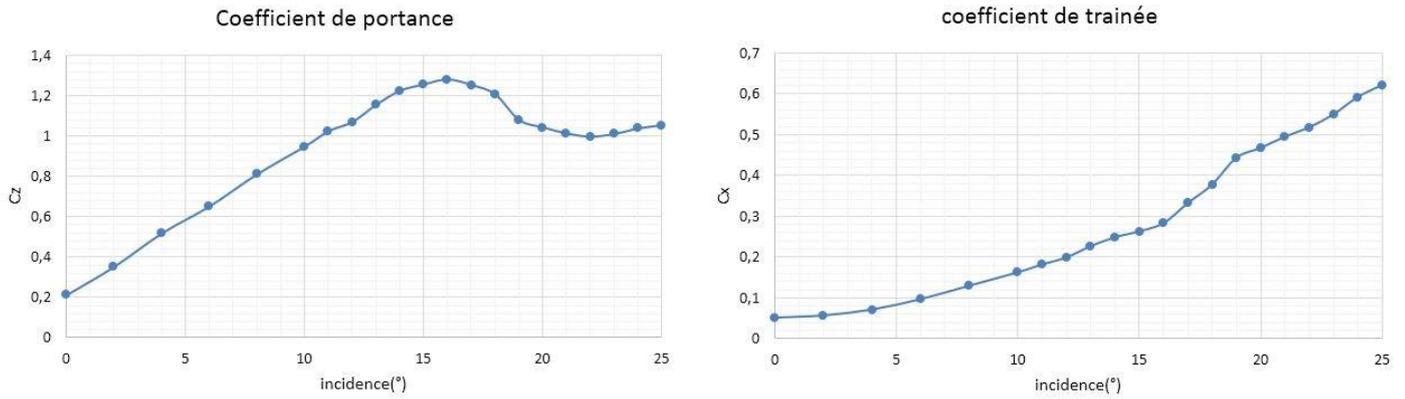


Fig. 2.12 Coefficients de portance et de traînée pour $V_{\infty} = 15m/s$.

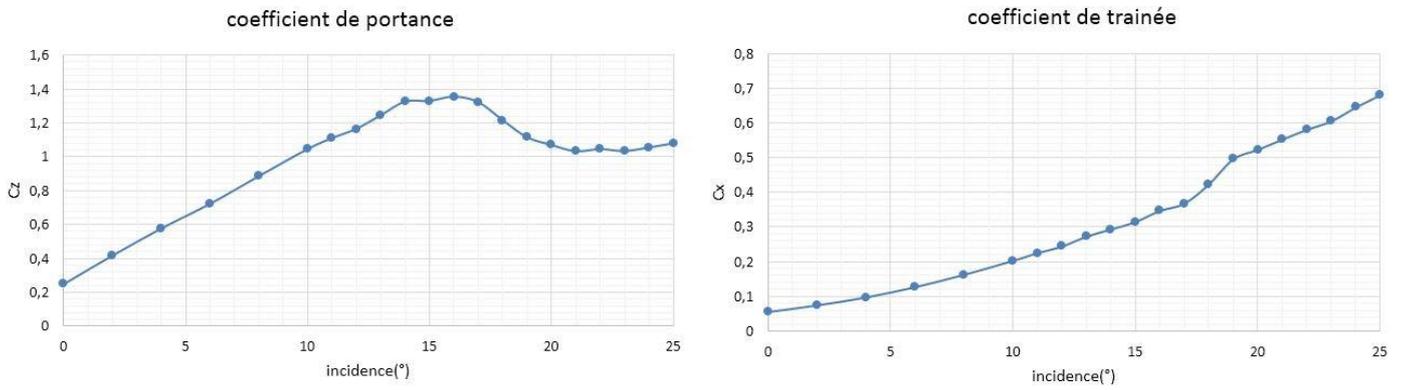


Fig. 2.13 Coefficients de portance et de traînée pour $V_{\infty} = 20m/s$.

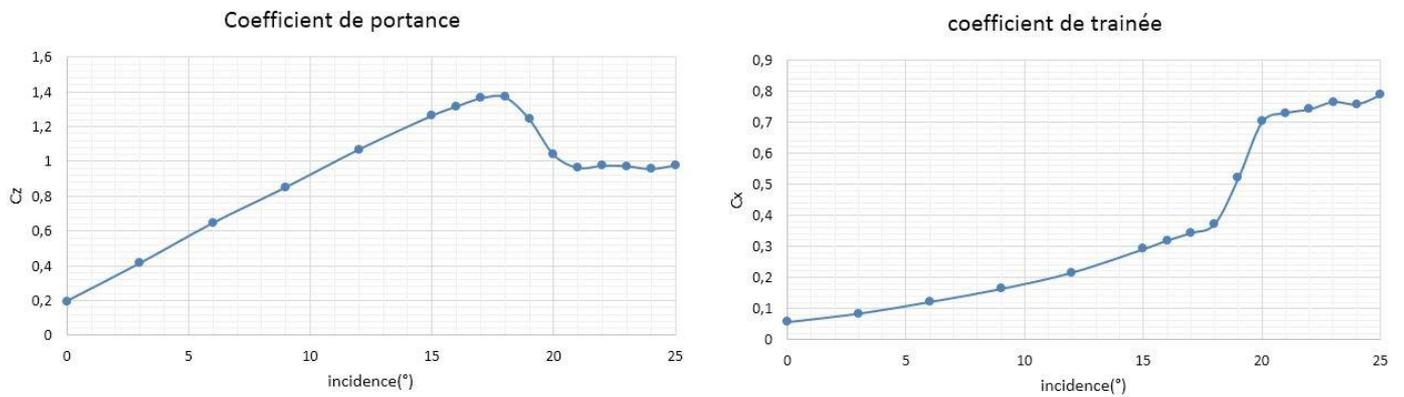


Fig. 2.14 Coefficients de portance et de traînée pour $V_{\infty} = 25m/s$.

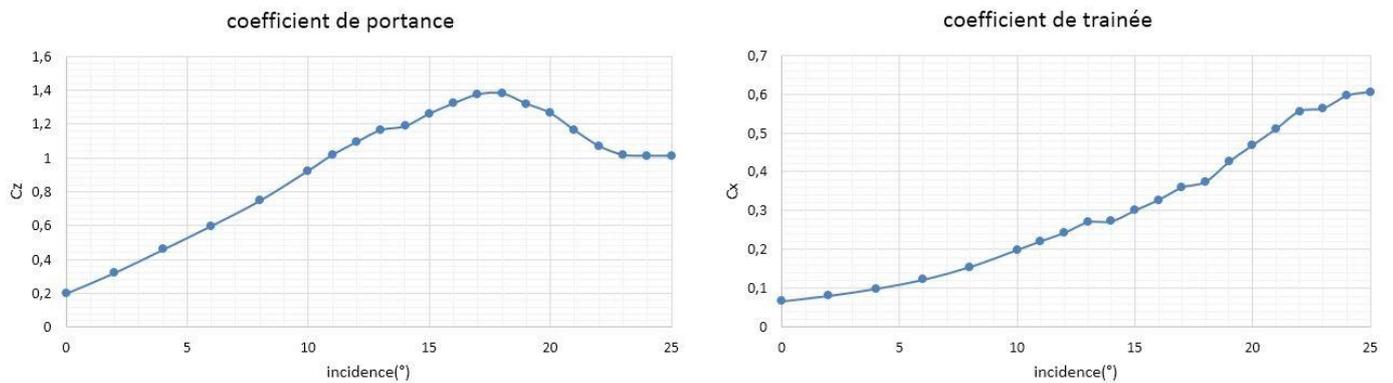


Fig. 2.15 Coefficients de portance et de traînée pour $V_{\infty} = 30m/s$.

Constatations :

Dans les courbes ci-dessus, on observe :

- Le profil décroche à une incidence de 16° pour les vitesses d'écoulement d'air de 15m/s et 20m/s
- Le profil décroche à une incidence de 18° pour les vitesses d'écoulement d'air de 25m/s et 30m/s ; ce qui est une conséquence de l'augmentation du nombre de Reynolds.
- L'augmentation de la traînée avec la vitesse d'écoulement.
- L'augmentation de la traînée est accentuée après le décrochage ; ce qui est très visible dans le tracé de C_x en fonction de l'incidence pour $V_\infty = 25m/s$ (fig.2.14).
- Enfin, on remarque que même si la valeur maximum de la portance augmente avec la vitesse d'écoulement d'air, celle du coefficient de portance reste sensiblement la même pour toutes les vitesses et est voisine de 1,4.

2.3.2 Champs de pression

Nous présentons ici le champ de pression pour une vitesse d'écoulement d'air de 25m/s ; d'abord avant le décrochage du profil, puis après décrochage. Ceci, dans le but de montrer la distribution de pression à l'extrados du profil NACA 4412 et son évolution en écoulement décollé et non décollé.

▪ **Avant décrochage :**

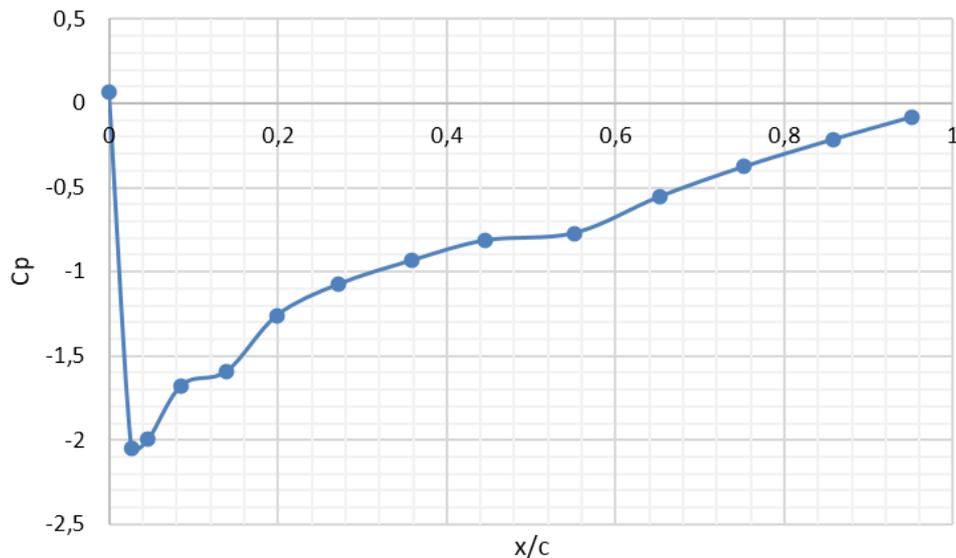


Fig. 2.16 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412
Incidence 12° .

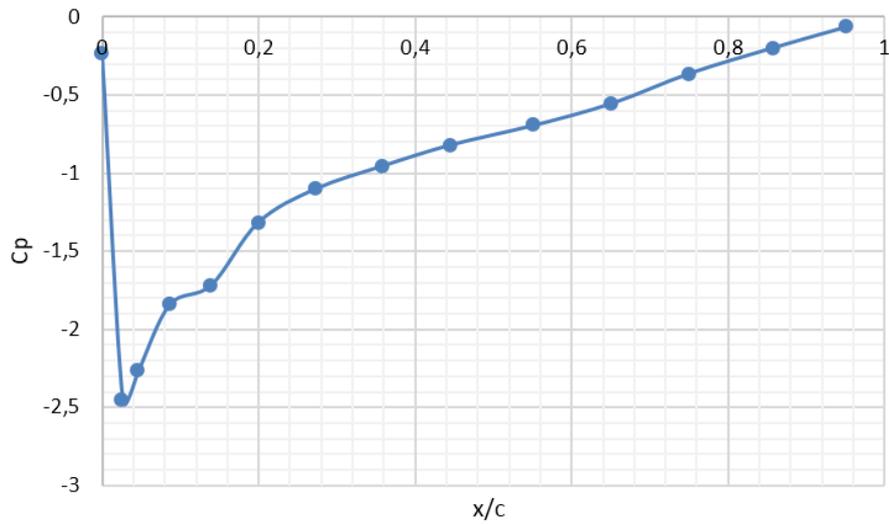


Fig. 2.17 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 Incidence 14° .

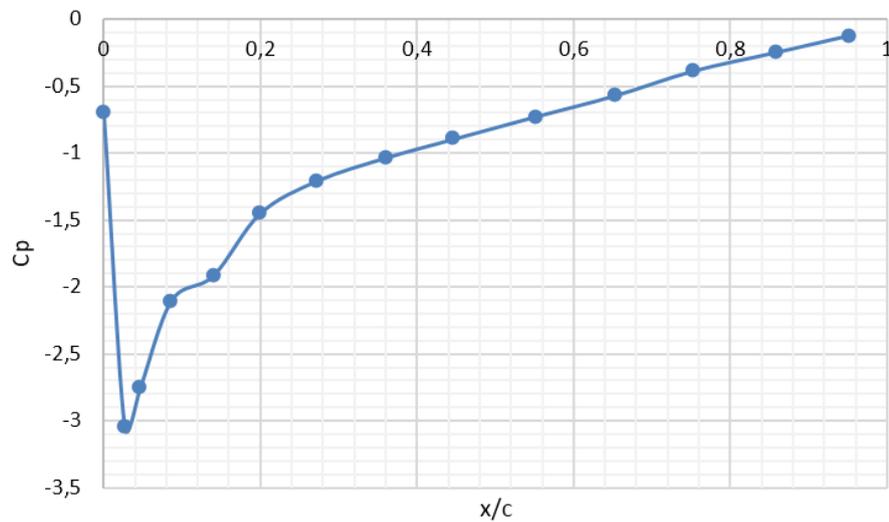


Fig. 2.18 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 Incidence 16° .

▪ Après décrochage :

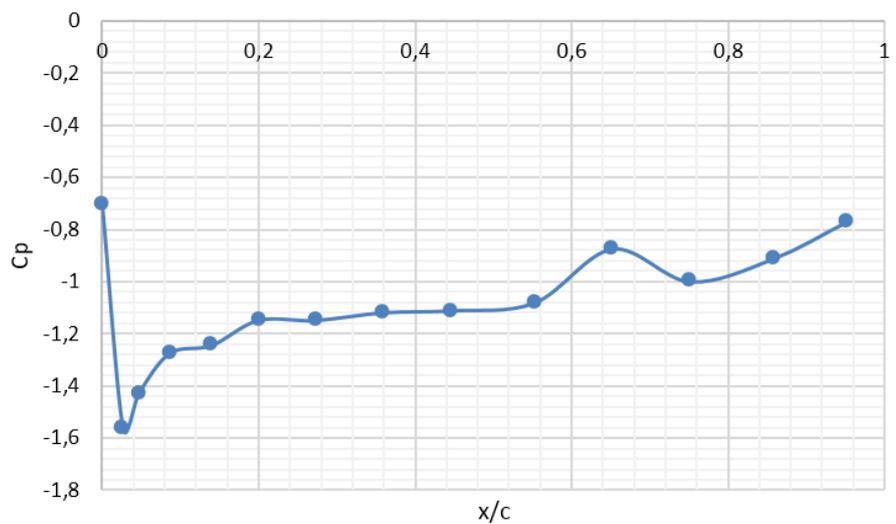


Fig. 2.19 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412 -Incidence 23° .

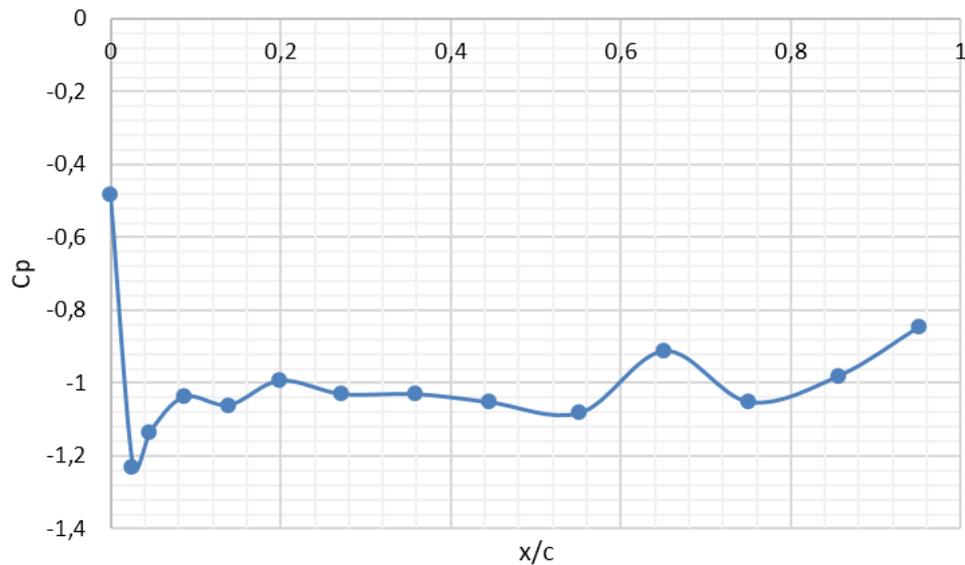


Fig. 2.20 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412
-Incidence 24° .

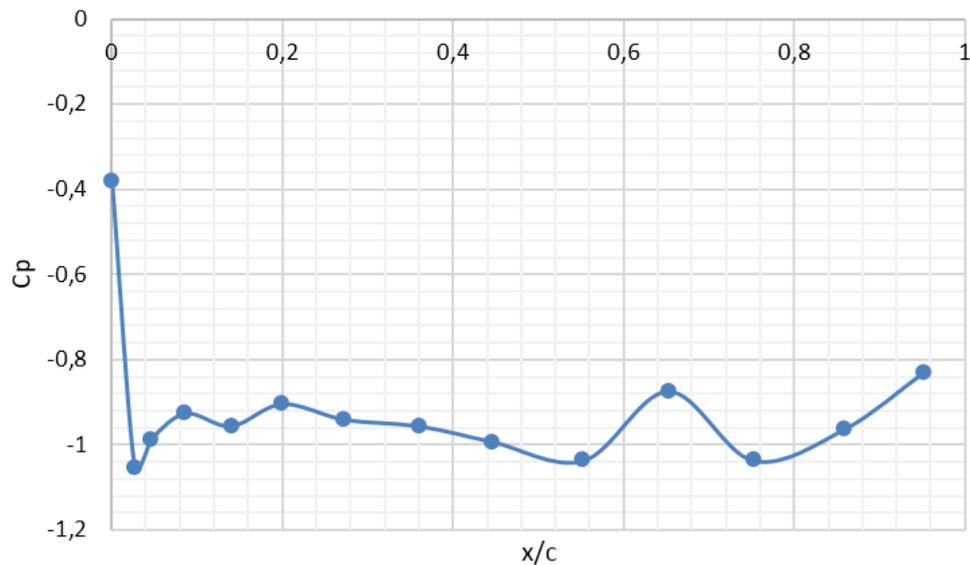


Fig. 2.21 Champ de pression à l'extrados du profil NACA 4412
-Incidence 25° .

Constatations et interprétations :

Avant le décrochage du profil, le champ de pression présente deux zones distinctes qui sont :

- Une région proche du bord d'attaque où l'on observe une forte dépression et donc une accélération du fluide, jusqu'à une dépression maximale se trouvant à 2% de corde du bord d'attaque.
- Une autre région où le fluide subit une élévation de pression progressive et donc un ralentissement de celui-ci au fur et à mesure que l'on avance sur la corde jusqu'au bord de fuite.
- On remarque aussi que la dépression créée au bord d'attaque s'accroît avec l'augmentation de l'incidence du profil.

Après le décrochage, on distingue aussi deux zones précises dans le champ de pressions à savoir :

- Une région de chute de pression (de même qu'avant décrochage).
- Une autre région où la courbe des C_p présente un palier. Ceci est probablement dû au décollement de la coque limite, qui engendre une zone de recirculation et de brassage intense du fluide qui fait que la pression (entre autre paramètres caractérisant l'écoulement) soit sensiblement la même sur cette partie de l'extrados.

CHAPITRE 3

Simulation numérique de l'écoulement autour du profil NACA4412

On s'intéresse ici à la simulation numérique de l'écoulement autour du profil NACA 4412 avec le code de calcul Fluent. Les résultats de cette simulation nous permettront d'atteindre l'objectif de ce chapitre, à savoir l'estimation de l'épaisseur de la couche limite afin d'en tenir compte lors de l'élaboration des générateurs de vortex. On présentera dans cette partie le logiciel Fluent et le générateur de maillage Gambit puis les résultats de la simulation, en particulier l'épaisseur de la couche limite.

3.1 Présentation des logiciels Fluent et Gambit

Pour résoudre des problèmes en mécanique des fluides ou en thermiques par les logiciels Fluent et Gambit, on doit d'une manière générale suivre les étapes montrées dans la figure 3.1.

Gambit est un logiciel utilisé pour construire une géométrie, générer un maillage, et définir les frontières appropriées au système considéré (interfaces, parois rigide, fluide etc.). Une fois le maillage généré, il est exporté vers Fluent pour la résolution du problème considéré.

Fluent est un code de calcul pour modéliser les écoulements des fluides et les transferts thermiques dans ou autour des géométries complexes. Il peut résoudre des problèmes d'écoulement avec des mailles non structurées [10], qui peuvent être produites pour des géométries complexes, avec une facilité relative. Les types de mailles supportées sont des mailles en 2D, triangulaires ou quadrilatérales, en 3D tétraédriques/hexaédriques/pyramidales (Help Fluent) ou mixtes (hybrides).

Fluent s'utilise à travers une interface graphique. L'utilisateur avancé peut adapter ou augmenter selon les besoins, l'interface en écrivant des macros et des fonctions de menu afin d'automatiser certaines procédures.

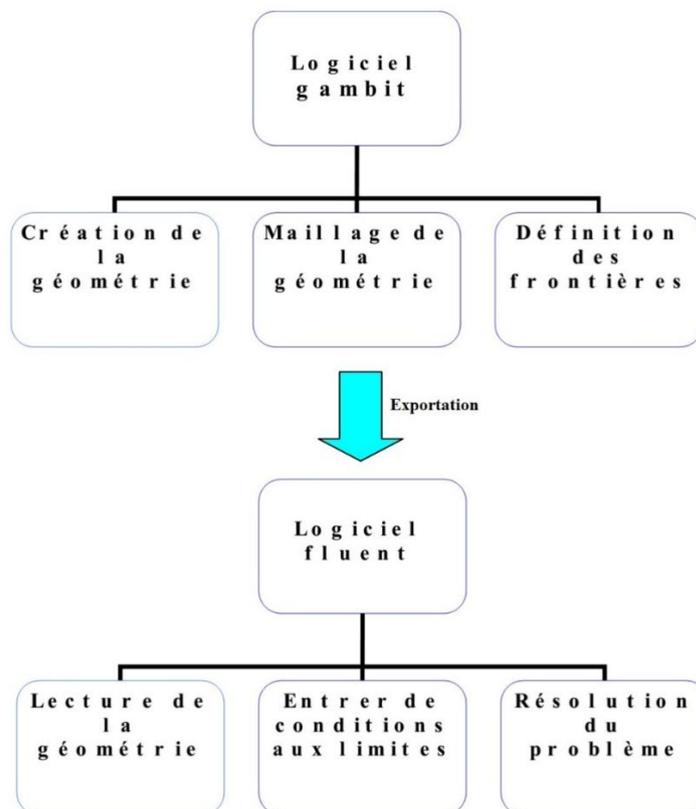


Fig.3.1 Schéma des étapes à utiliser pour la simulation sur logiciels FLUENT et GAMBIT

3.2 Maillage utilisé

Le maillage utilisé est de type non structuré comme le montre la figure 3.2. Ceci est fait de manière à avoir un maillage serré dans la zone proche du profil où les paramètres de l'écoulement présentent de forts gradients, mais aussi en prenant compte du facteur temps, c'est à dire que dans les zones loin du profil, le maillage est moins serré, ce qui permet d'économiser du temps de calcul.

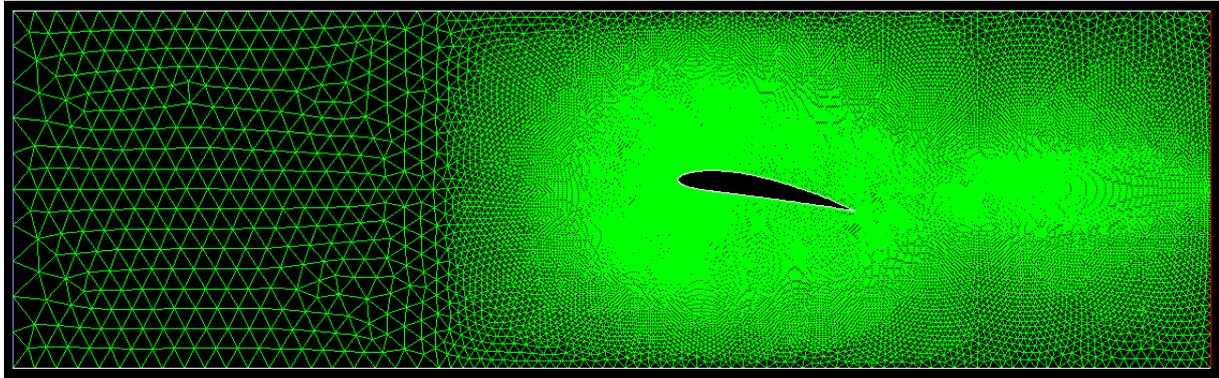


Fig.3.2 Maillage utilisé

3.3 Résultats de la simulation

La simulation est faite avec le modèle de turbulences $K\omega$ -standard qui donne des résultats les plus proches des résultats expérimentaux parmi d'autres modèles essayés (tels que $K\omega$ -SST, $K\varepsilon$ -realizable, $K\varepsilon$ -standard et Spallart-Almaras). L'écoulement est à une vitesse de 25 m/s qui correspond à un nombre de Reynolds égal à $2,6 \cdot 10^5$.

Les courbes des coefficients de pressions de portance et de trainée sont superposées avec celles obtenues en soufflerie et présentées au chapitre 2. Cette superposition nous permettra de juger de la validité de la simulation et ainsi pouvoir estimer l'épaisseur de la couche limite.

Les résultats sont résumés dans la figure 3.3 pour la portance, figure.3.4 pour la trainée et les figures de 3.5 à 3.19 pour le champ de pression.

3.3.1 Efforts aérodynamiques

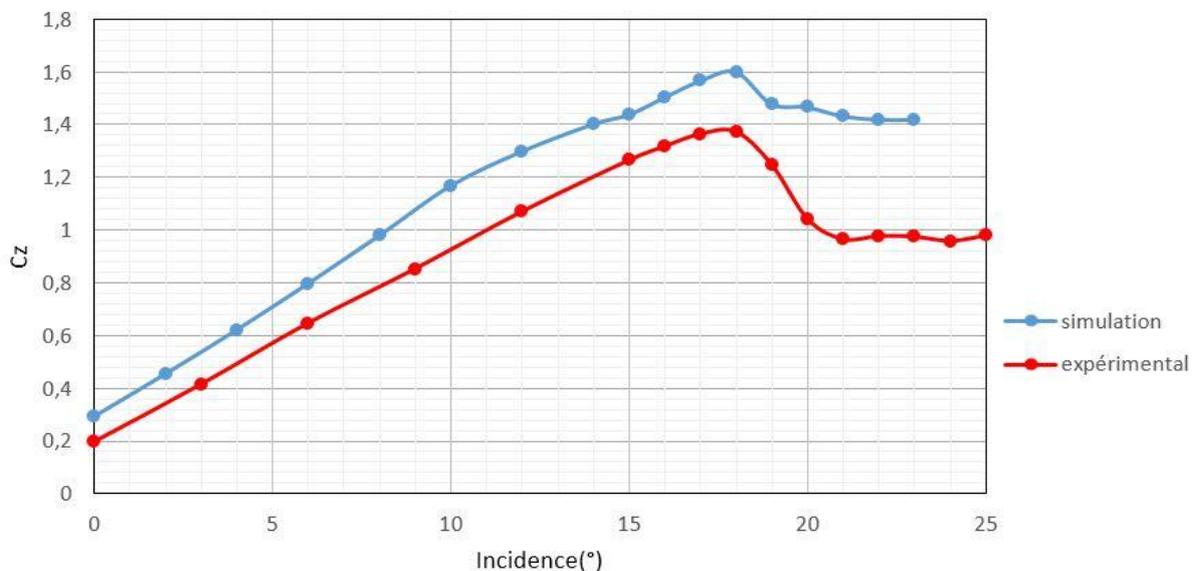


Fig.3.3 Coefficients de portance

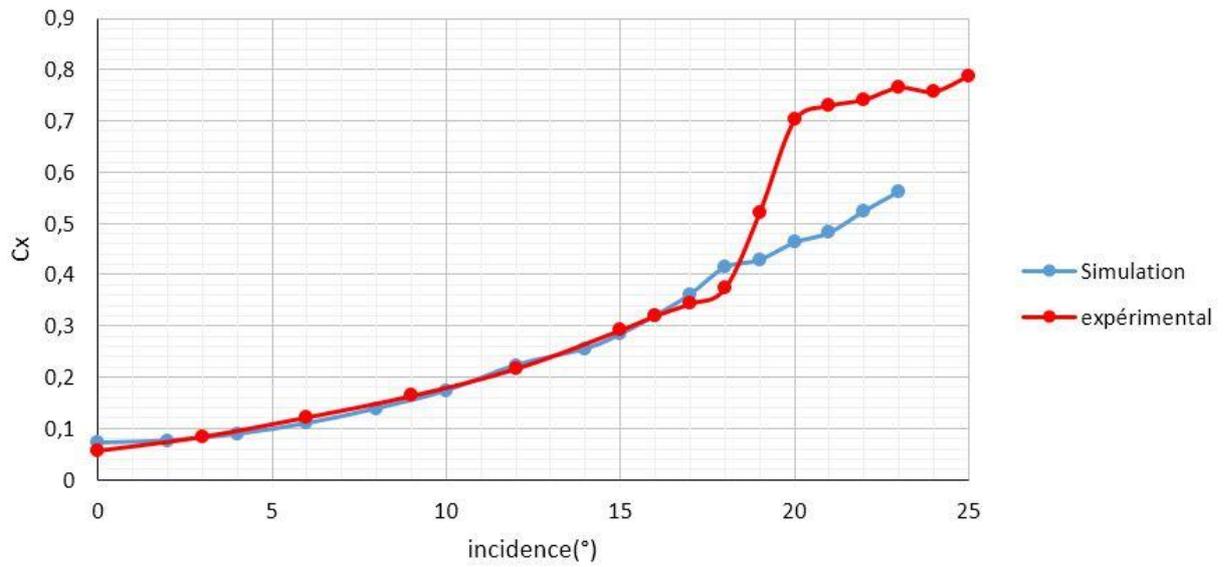


Fig.3.4 Coefficients de trainée

3.3.2 Champ de pression

Nous présentons ici les superpositions des valeurs numériques et expérimentales des coefficients de pression à l'extrados du profil à différentes incidences.

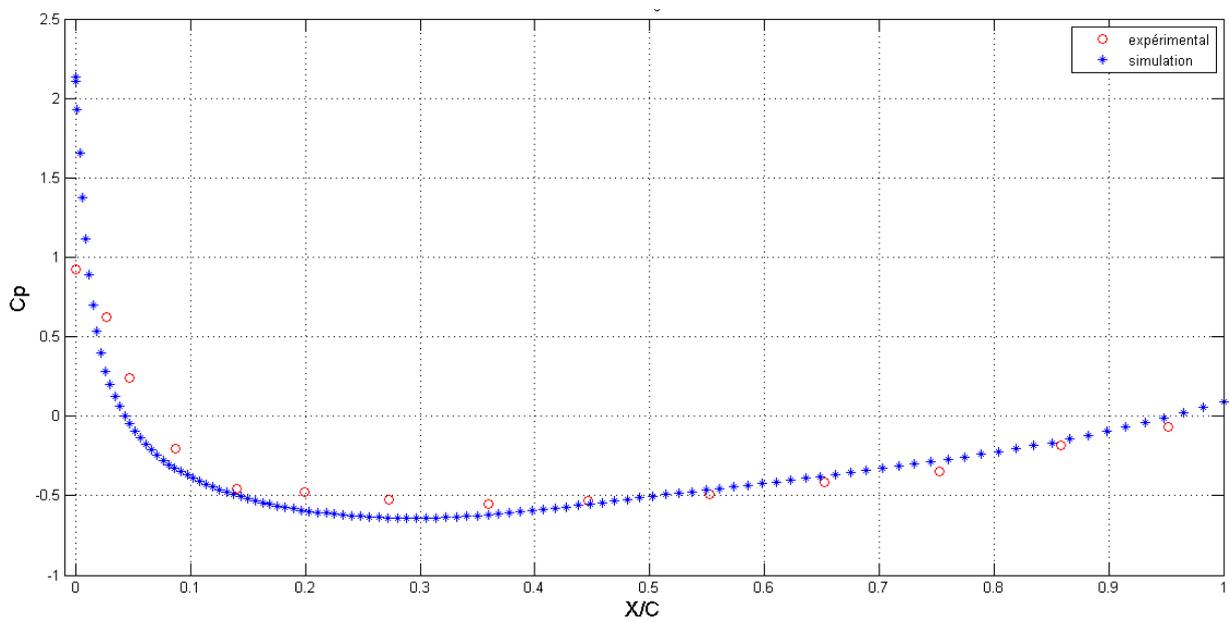


Fig.3.5 Courbes Cp pour une incidence de 0°

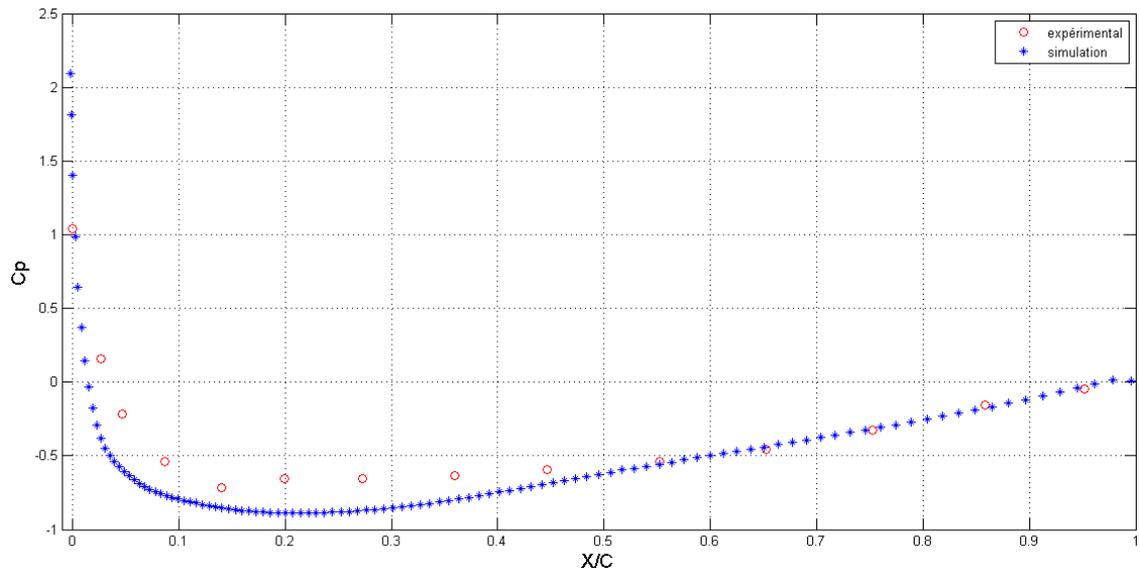


Fig.3.6 Courbes Cp pour une incidence de 4°

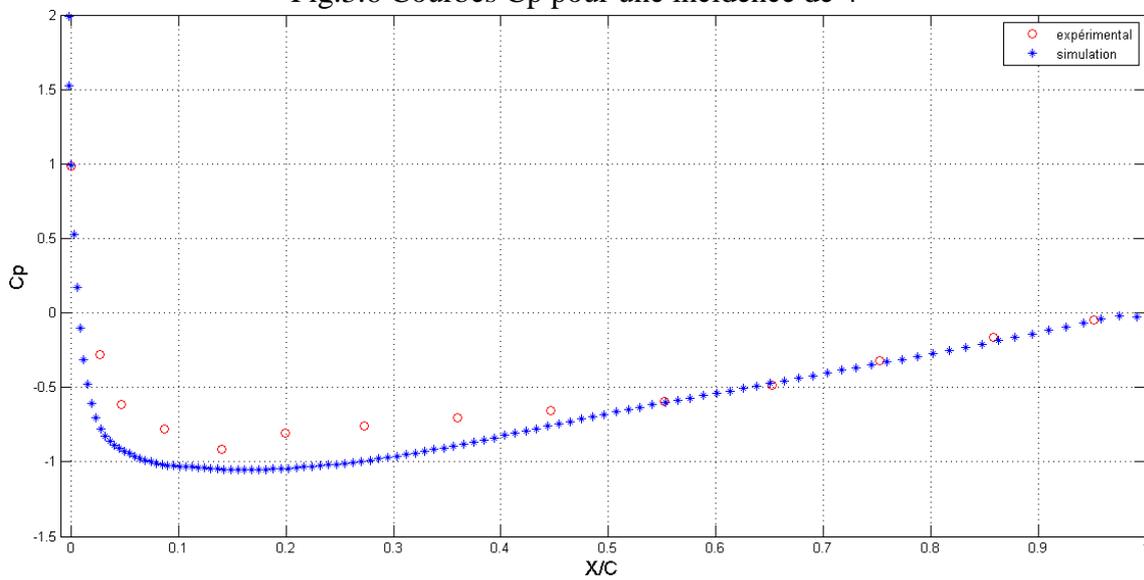


Fig.3.7 Courbes Cp pour une incidence de 6°

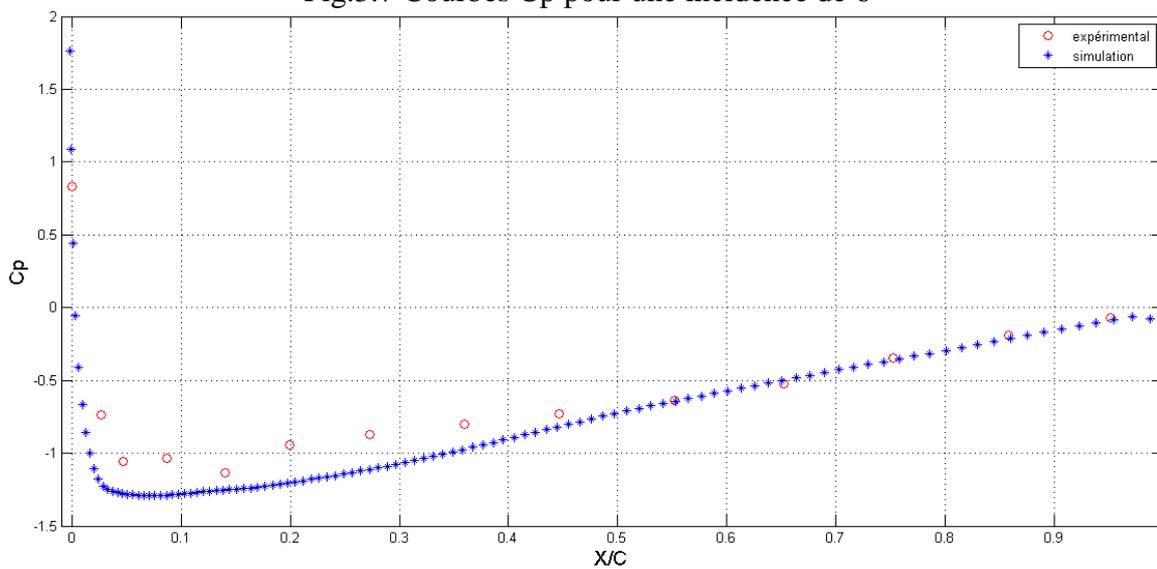


Fig.3.8 Courbes Cp pour une incidence de 8°

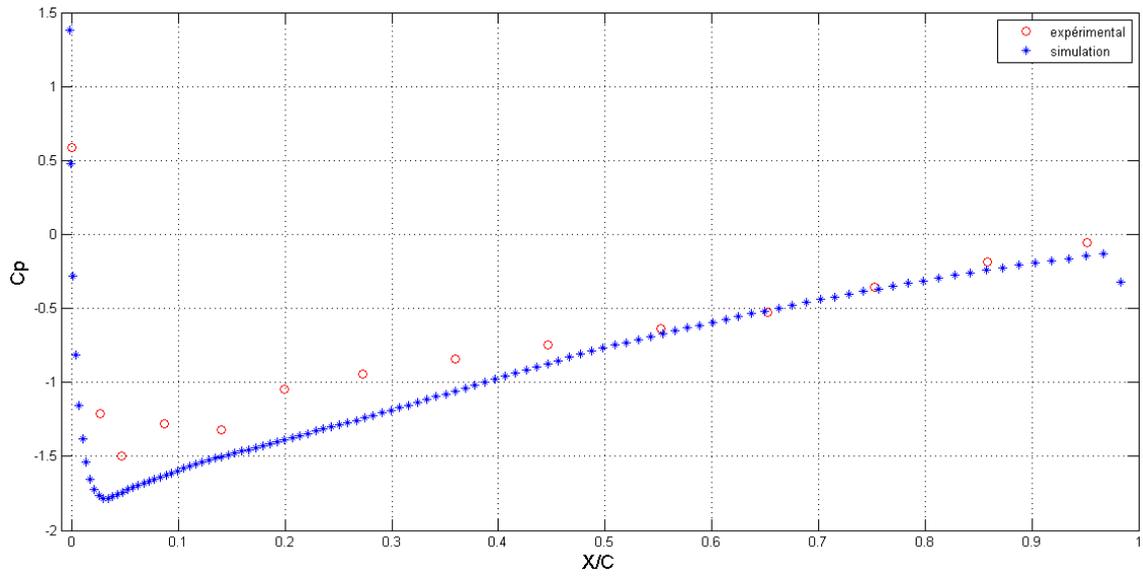


Fig.3.9 Courbes Cp pour une incidence de 10°

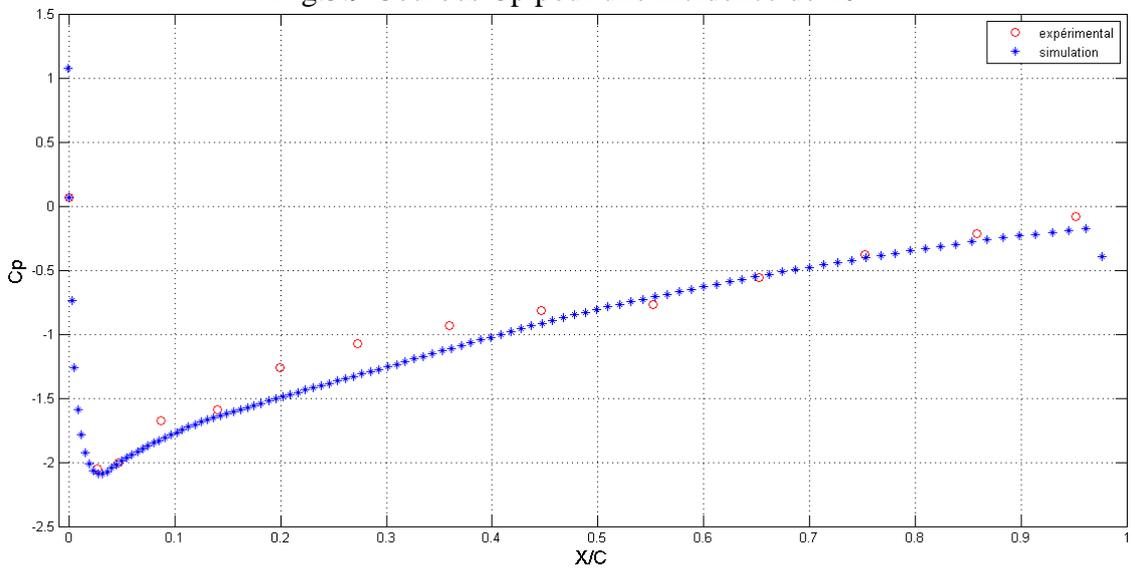


Fig.3.10 Courbes Cp pour une incidence de 12°

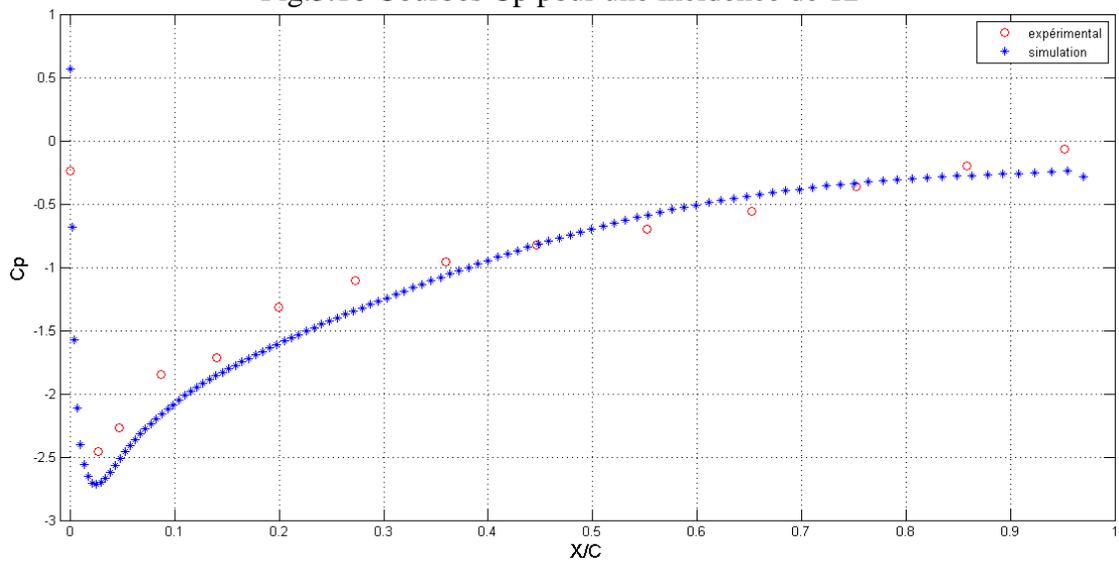


Fig.3.11 Courbes Cp pour une incidence de 14°

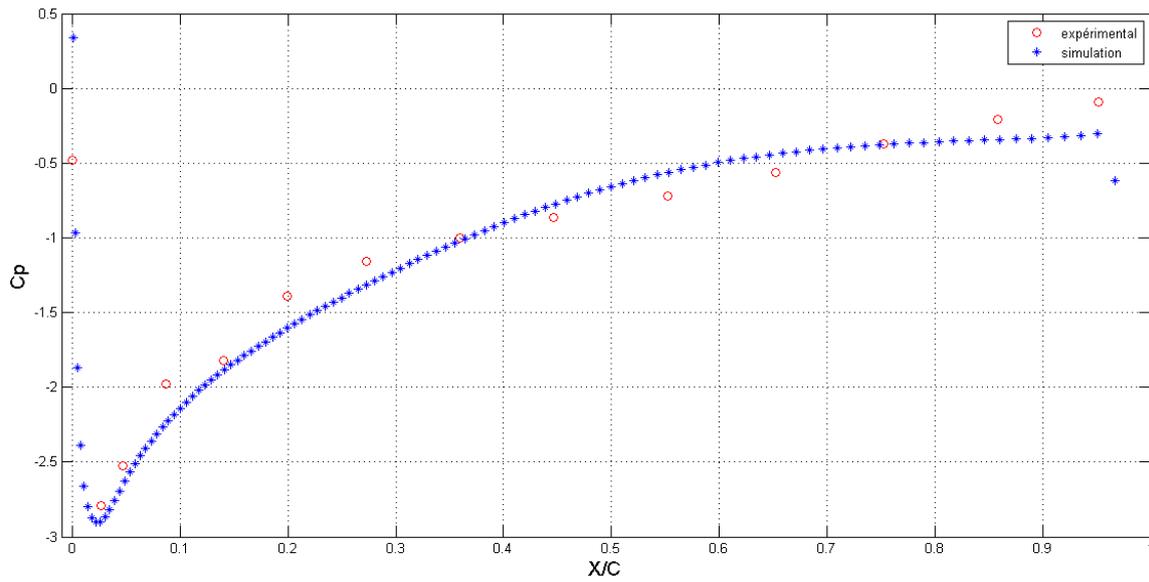


Fig.3.12 Courbes C_p pour une incidence de 15°

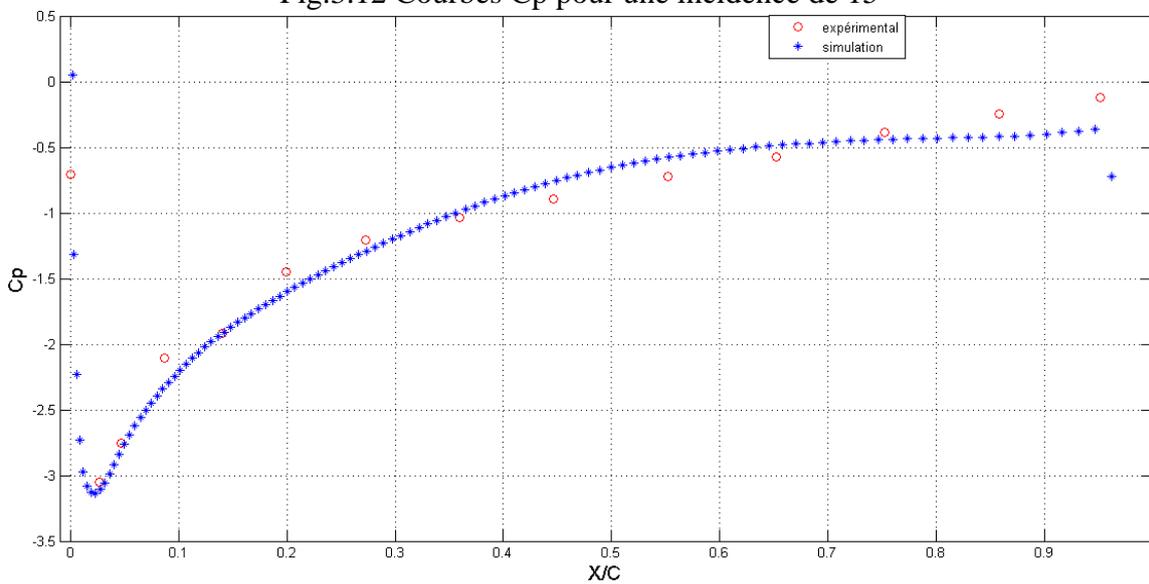


Fig.3.13 Courbes C_p pour une incidence de 16°

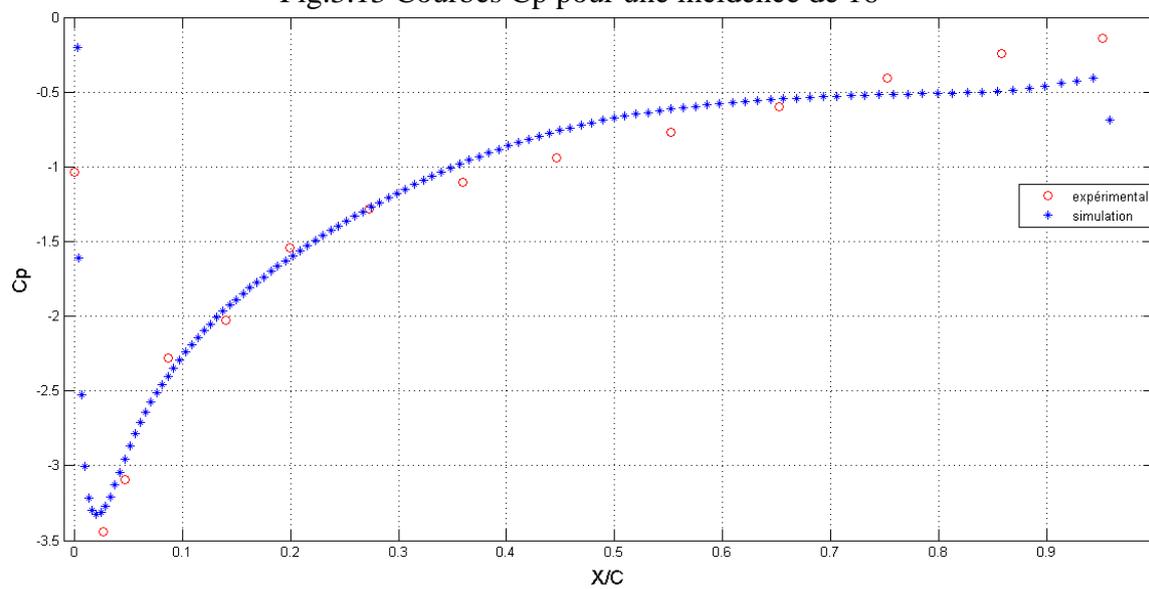


Fig.3.14 Courbes C_p pour une incidence de 17°

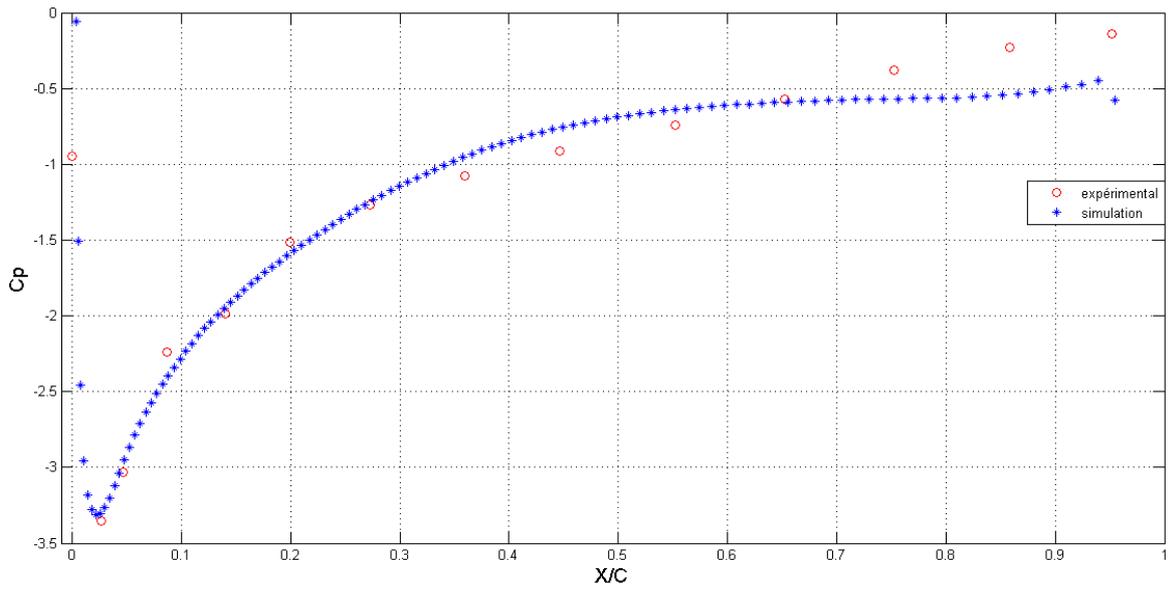


Fig.3.15 Courbes Cp pour une incidence de 18°

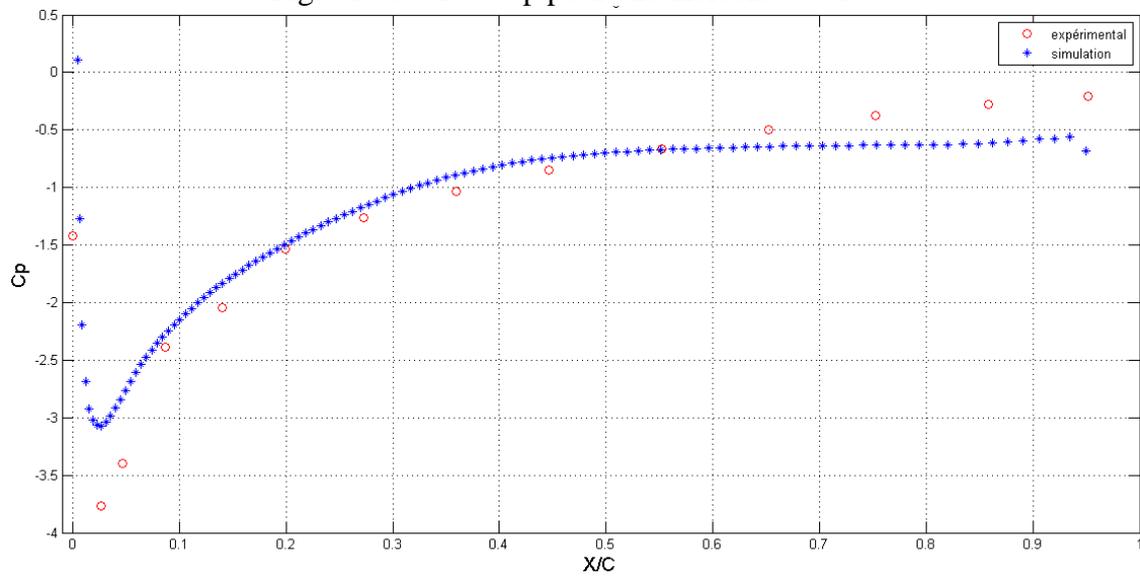


Fig.3.16 Courbes Cp pour une incidence de 19°

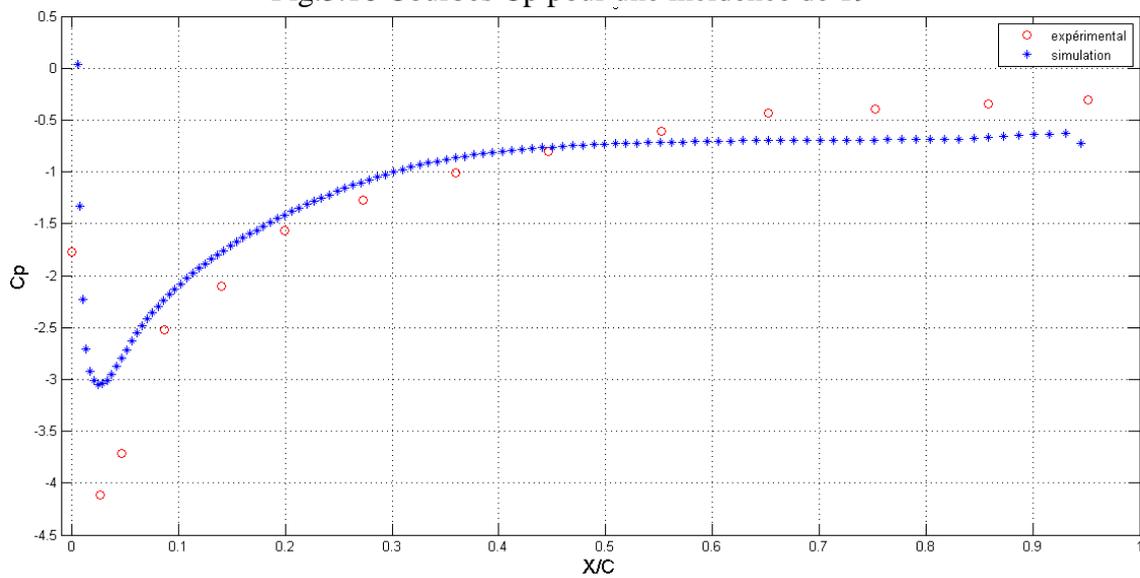


Fig.3.17 Courbes Cp pour une incidence de 20°

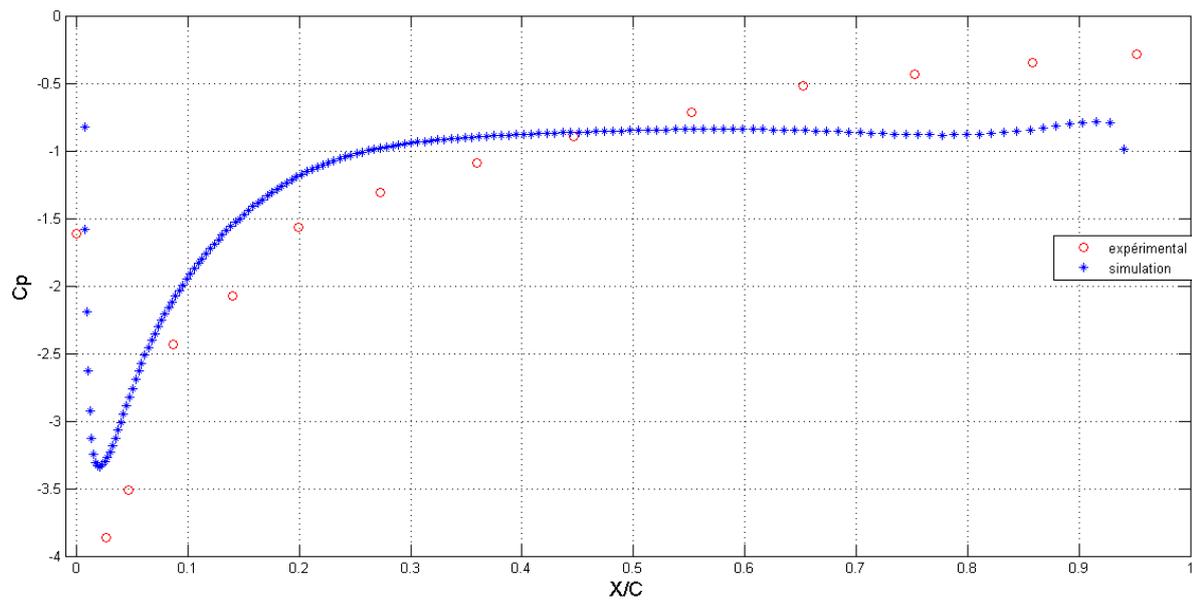


Fig.3.18 Courbes Cp pour une incidence de 21°

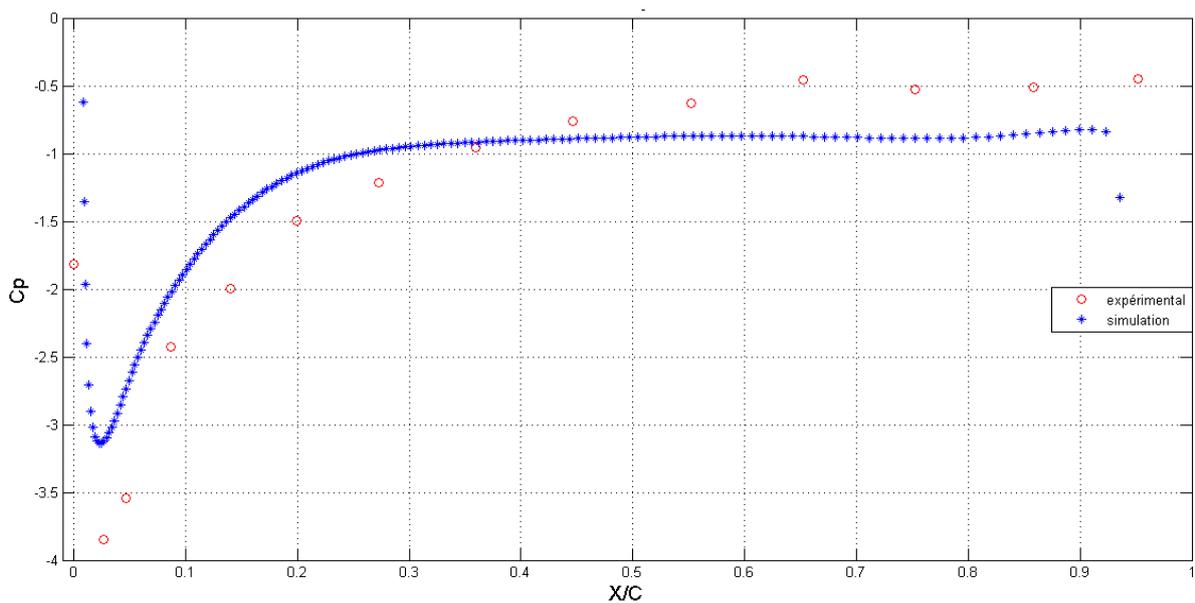


Fig.3.19 Courbes Cp pour une incidence de 22°

Observations :

- On remarque (que ce soit pour la distribution des pressions ou les efforts) que les résultats de la simulation sont très proches de ceux de l'expérimental dans l'intervalle des incidences d'avant décrochage (de 0° à 18°) ; plus précisément :
 - Les trainées se superposent parfaitement.
 - Les courbes des Cz présentent la même allure avec un écart maximum de 20%
 - Les courbes des Cp se superposent assez bien, avec des pics de dépressions qui sont soit identiques soit très proches.
- Après décrochage du profil, les courbes obtenues avec la simulation montrent les mêmes tendances avec les courbes expérimentales mais avec des écarts élevés (aux

environs de 40% pour les C_z et les C_x , et 58% pour les C_p notamment aux pics de dépressions)

3.4 Estimation de l'épaisseur de la couche limite

La technique utilisée pour estimer l'épaisseur de la couche limite sous Fluent est comme suit :

- On ouvre sous Fluent un calcul précédemment fait pour le profil NACA 4412 à 10° d'incidence.
- Sur la grille précédente, on crée un segment de droite vertical positionné à 10% de la corde et qui intercepte les points d'application des vecteurs vitesse se trouvant à la même position (voir figures 3.20 et 3.21). Ce segment de droite aura un point d'intersection avec le contour de l'extrados qu'on nomme point i .
- Les magnitudes des composantes suivant x des vecteurs vitesse ainsi que leurs éloignement du contour de l'extrados (distance comptée sur le segment de droite entre le point d'intersection i et le point d'application du vecteur vitesse) seront exportés dans l'ordre dans un fichier Excel. De ce dernier on retire l'éloignement du vecteur vitesse qui est à 99% de la vitesse la plus élevée, ce qui correspond d'après sa définition à l'épaisseur de la couche limite.

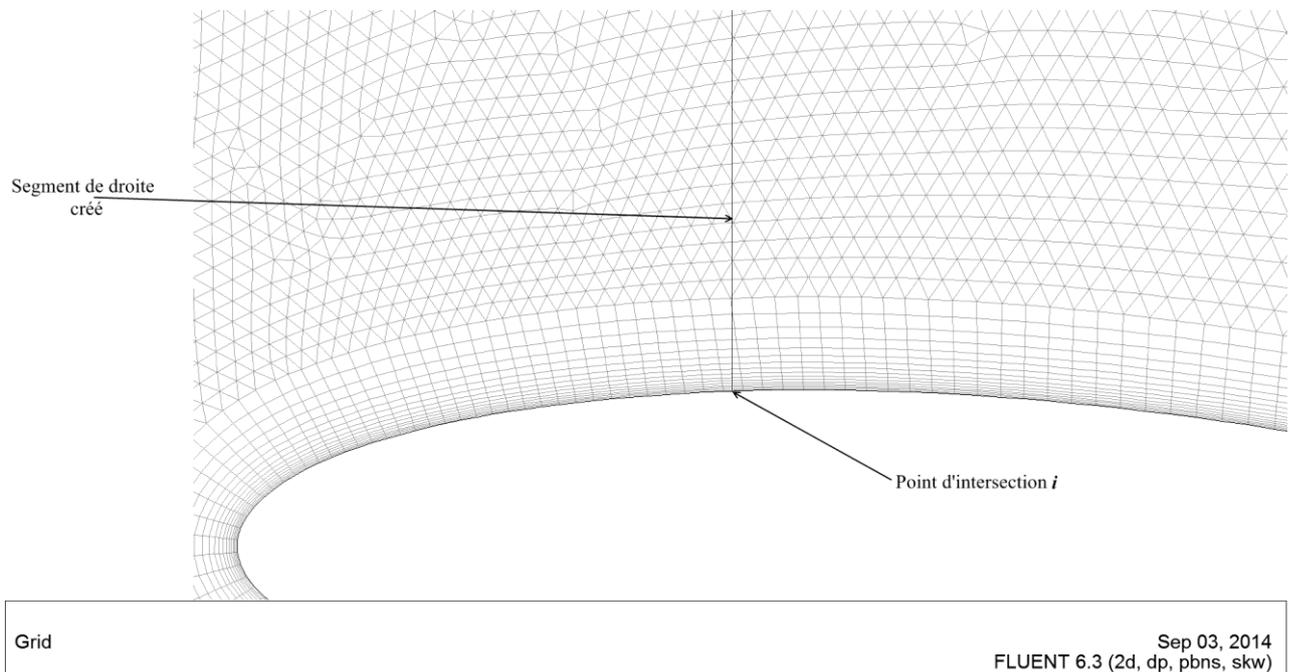


Fig. 3.20 Création d'un segment de droite

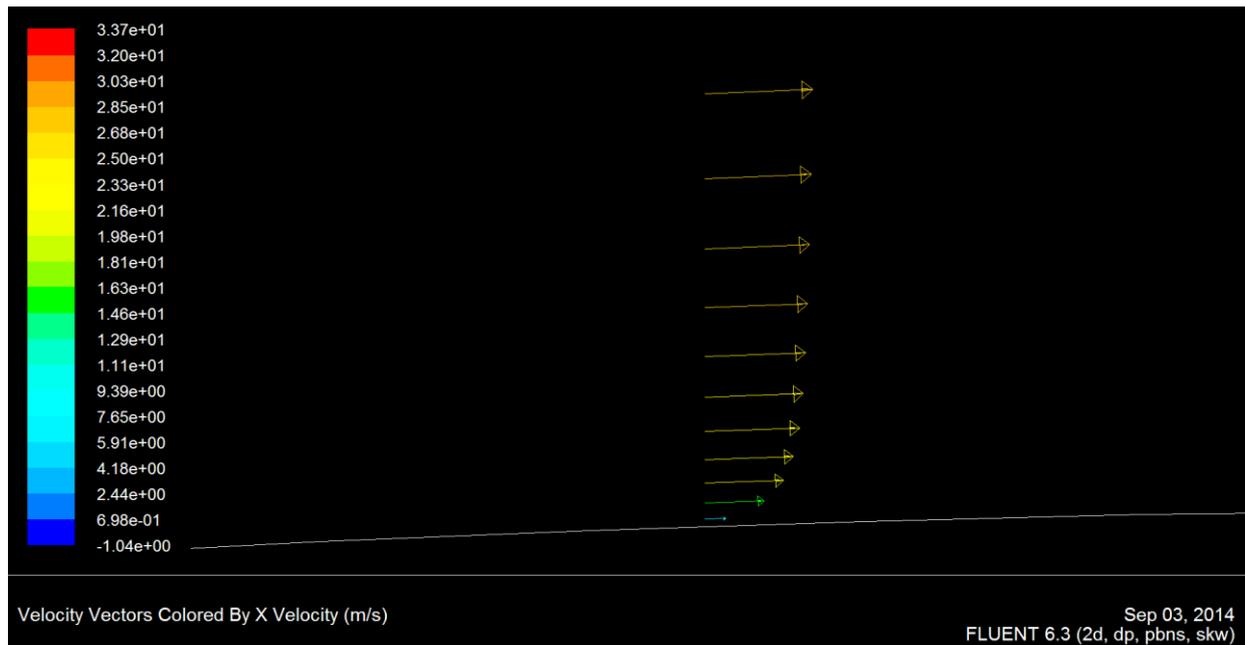


Fig.3.21 profil des vitesses dans la zone proche de la paroi

L'application de cette technique nous permet donc d'évaluer l'épaisseur de la couche limite δ à laquelle on se réfèrera par la suite. L'épaisseur δ est estimée pour une incidence du profil de 10° et à 10% de la corde ; sa valeur est de $\delta=14,7\text{mm}$.

3.5 Conclusion

Globalement, la simulation a assez bien reproduit le comportement du profil, ce qui nous a permis d'évaluer l'épaisseur de la couche limite à laquelle on se réfèrera dans le chapitre 4 pour dimensionner certains des paramètres caractérisant la géométrie des générateurs de vortex.

CHAPITRE 4

Contrôle passif de l'écoulement à l'extrados du profil NACA 4412

Le présent chapitre est consacré à l'essentiel du travail effectué dans le cadre de ce mémoire, à savoir le contrôle passif du décollement de la couche limite à l'extrados du profil NACA 4412 à l'aide de générateurs de vortex mécaniques. Pour ce faire, on commence par indiquer le choix de la forme des générateurs de vortex et les propriétés qui l'ont motivé. Puis, on expose la procédure suivie pour l'optimisation des paramètres géométriques à travers les résultats des essais obtenus. Enfin, on propose une visualisation tridimensionnelle du champ de pression autour de la géométrie finale choisie.

4.1 Géométrie des générateurs de vortex

Le choix de la géométrie des générateurs de tourbillons est porté sur celle de l'aile Delta simple (voir fig. 4.1). Cette forme -quand elle se trouve en incidence dans un écoulement de fluide- a la propriété de générer par ses bords d'attaque des tourbillons qui lui confèrent une portance supplémentaire importante en créant une forte dépression à l'extrados de l'aile. Ces tourbillons (voir Fig.4.2) contribuent par un apport d'énergie à la couche limite pour la recoller à la paroi, et donc retarder son décollement (ce qui revient à dire retarder le décrochage du profil).

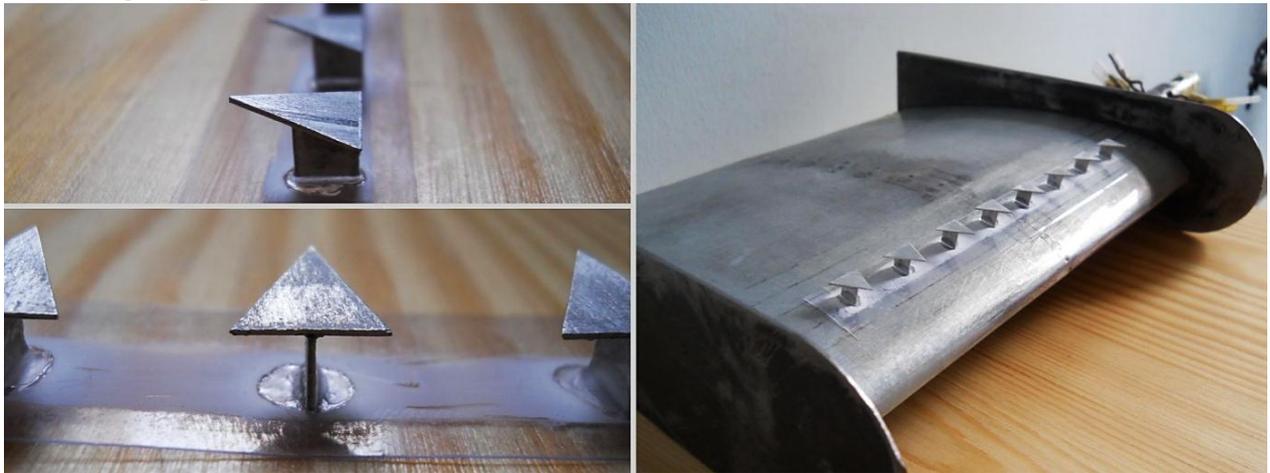


Fig.4.1. Forme choisie pour les générateurs de vortex

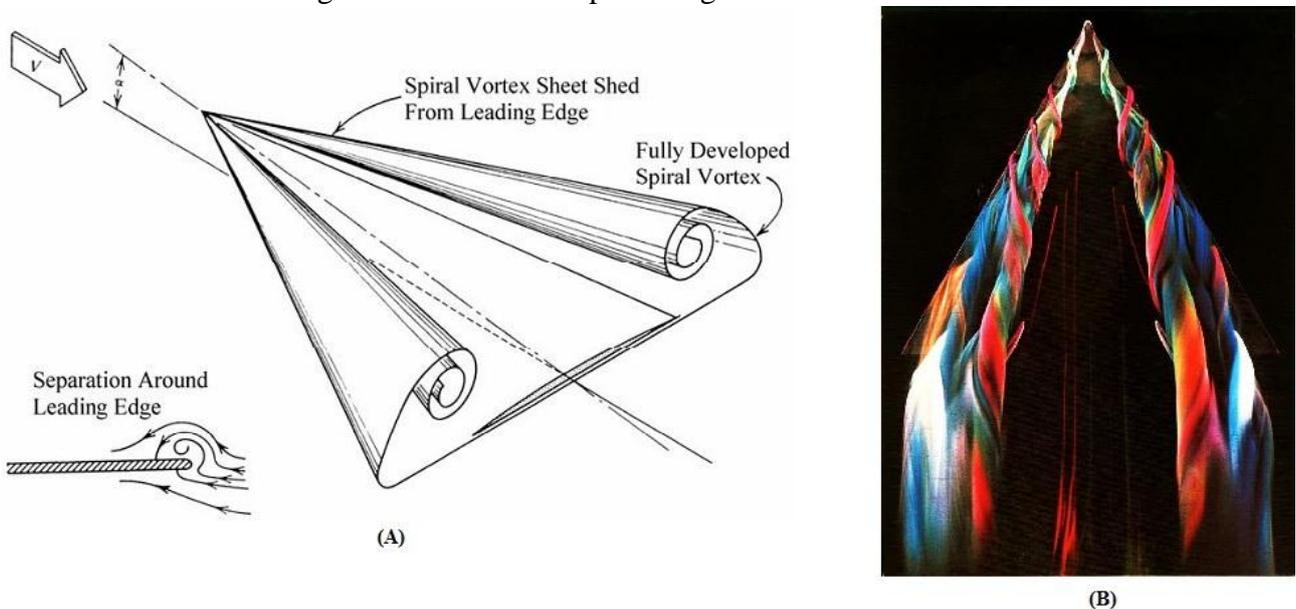


Fig.4.2 (A) : Représentation schématique de la formation de vortex sur le bord d'attaque d'une aile Delta [11]. (B) : Visualisation des tourbillons par filets colorés [12].

4.2 Procédure d'optimisation :

La procédure consiste à se donner dans un premier temps une première configuration qui comporte huit générateurs de vortex placés à 10% de la corde (voir Fig.4.3). L'incidence relative de 10° à laquelle les tourbillons d'extrados sont déjà formés est considérée dans cette géométrie de départ.

Sur cette configuration, cinq paramètres géométriques sont optimisés, à savoir, la hauteur h (du bord de fuite), l'espacement e entre les VGs, l'inclinaison α des VGs, l'angle d'apex β et le positionnement sur la corde (voir Fig.4.4).

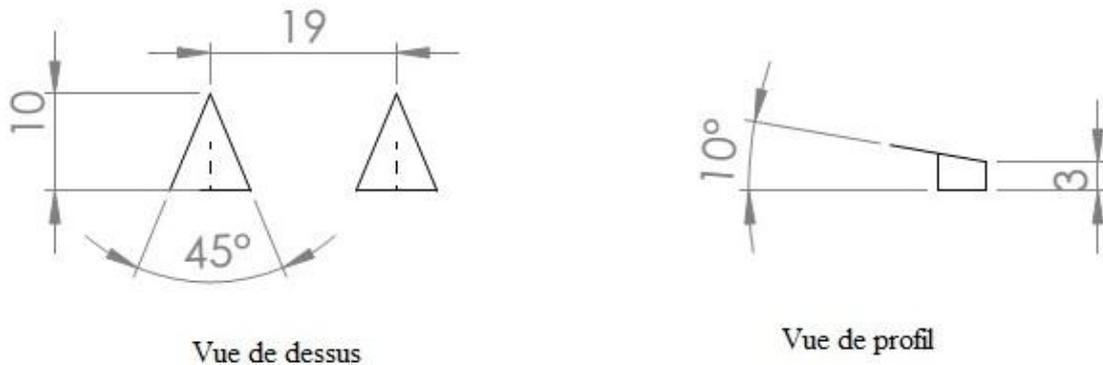


Fig.4.3 Configuration de départ (cotations en mm).

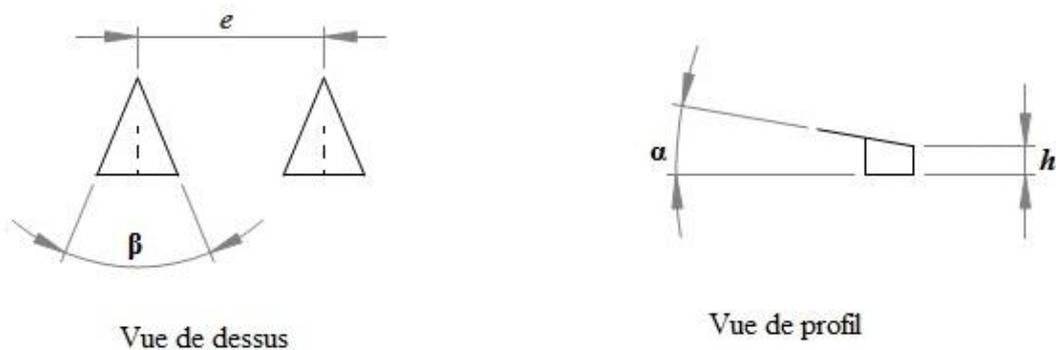


Fig.4.4 Paramètres d'optimisation

A partir de la première configuration, un seul paramètre à la fois est optimisé en lui donnant quatre valeurs précises dans un intervalle choisi. Une fois qu'une valeur "optimale" est dégagée des quatre, celle-ci sera fixée pour le paramètre considéré puis on passe au paramètre suivant pour la même opération et ainsi de suite jusqu'à obtenir la configuration finale.

Cette optimisation est basée sur deux critères -estimés suffisants en vue de l'objectif de ce travail- qui permettent de dégager une valeur optimale pour chaque paramètre. D'abord en priorité le retard au décrochage, puis le gain de portance maximum (à l'angle de décrochage) observé entre les deux situations (sans contrôle et avec contrôle). Au besoin, les finesses sont considérées pour une analyse plus approfondie afin de départager les résultats.

Remarque :

- Bien que cette méthode d'optimisation nous permette de dégager une configuration efficace, elle n'est cependant pas la plus rigoureuse. Car pour avoir une optimisation poussée, on doit prendre en compte les interactions entre les effets des paramètres

considérés (ce qui implique un grand nombre de combinaisons entre les différents paramètres),

- Dans un souci de précision, seuls les cinq paramètres précédemment énoncés sont choisis pour être optimisés. D'autres paramètres auraient pu être optimisés tels que la forme du bord d'attaque (droit, arrondi ou en biseau), la rugosité des surfaces, l'épaisseur des générateurs utilisés, etc...
- L'ordre des différents paramètres dans la procédure de leur optimisation n'a pas été pris en compte.

4.3 Présentations des résultats des essais

Nous exposons ici les résultats de la méthode d'optimisation précédemment décrite, résumés sous forme de courbes du coefficient de portance ainsi que du coefficient de traînée en fonction de l'incidence du profil.

A chaque étape de la procédure, nous faisons part de nos observations sur ces résultats ainsi et de leur interprétation.

4.3.1 Optimisations de la hauteur h

Le paramètre h est adimensionné par l'épaisseur de la couche limite δ (estimée dans le chapitre 3 à une position de 10% de la corde à une valeur de 14.7mm) car le rapport $\frac{h}{\delta}$ constitue un critère prépondérant dans l'efficacité du contrôle de la couche limite. Les valeurs considérées de h sont : 3mm, 4mm, 5mm et 6mm qui correspondent respectivement aux valeurs de $\frac{h}{\delta}$ de 0.2, 0.27, 0.34 et 0.41. Les résultats des essais résumant la portance et la traînée sont fournis par les figures 4.5 à 4.8 pour une vitesse d'écoulement de 25m/s qui correspond à un nombre de Reynolds $Re = 2.6 \times 10^5$.

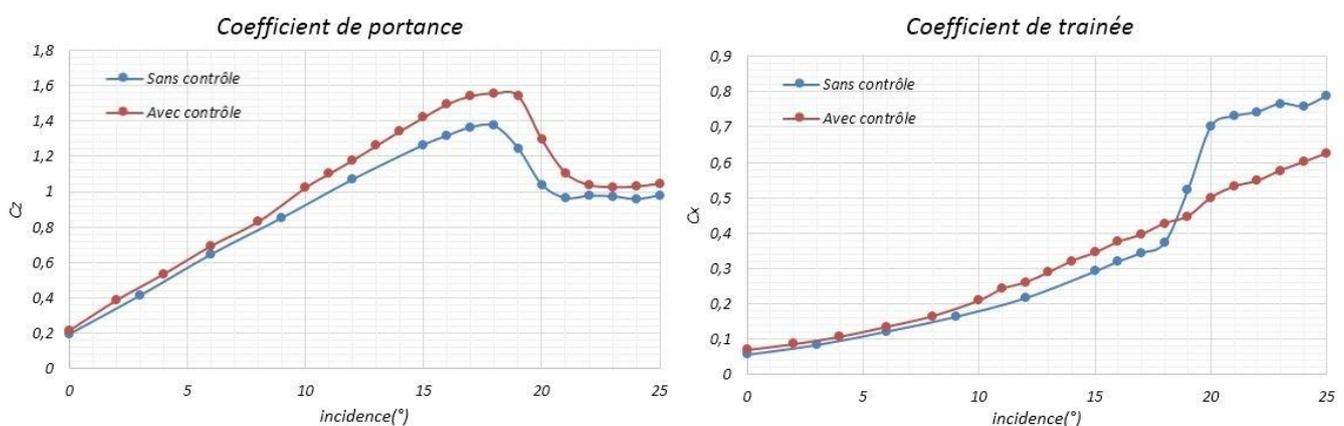


Fig.4.5 Coefficients de portance et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.2$

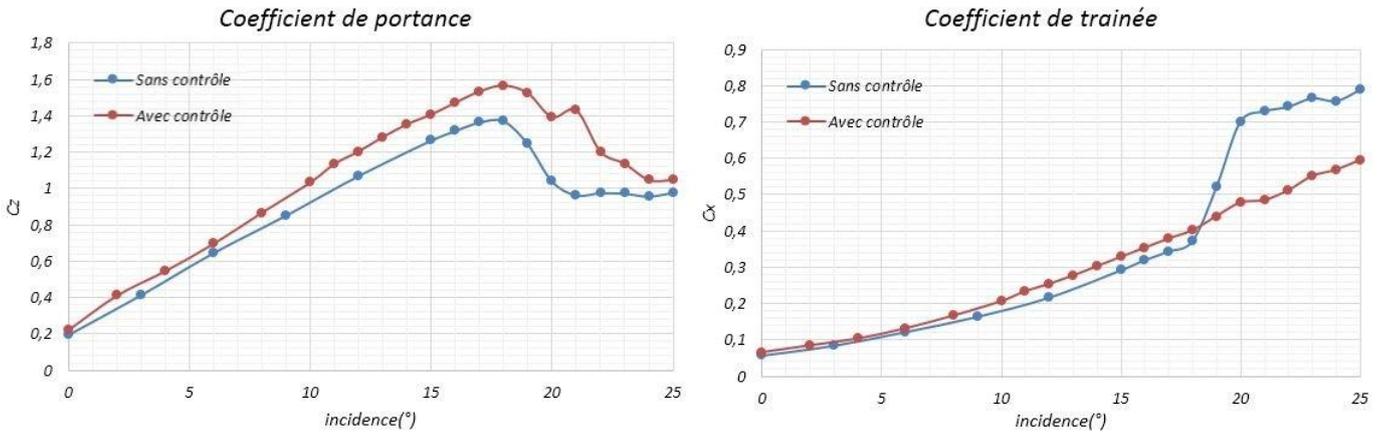


Fig.4.6 Coefficients de portance et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.27$

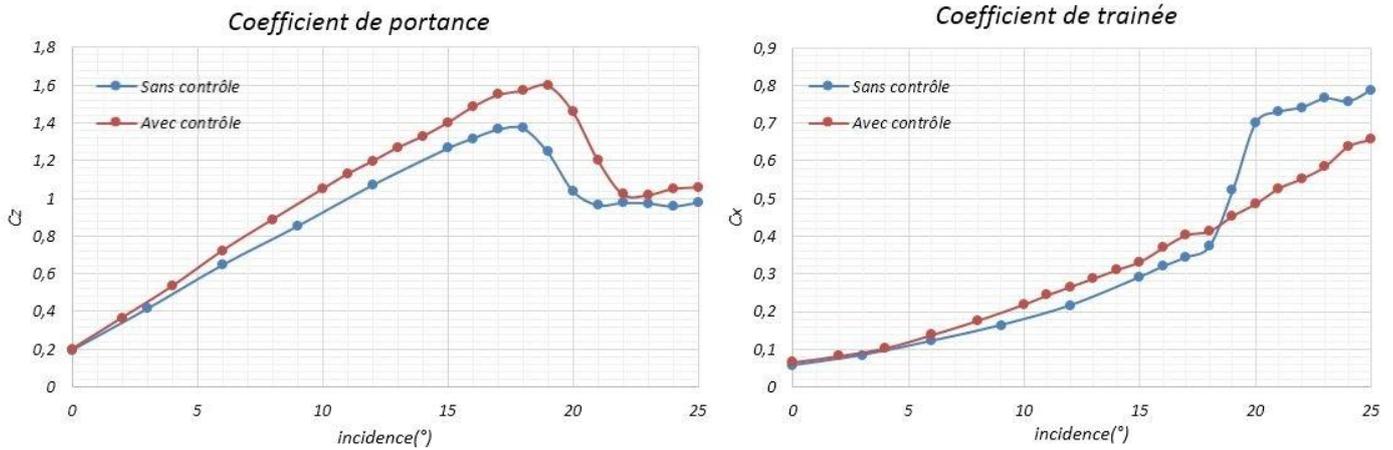


Fig.4.7 Coefficients de portances et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.34$

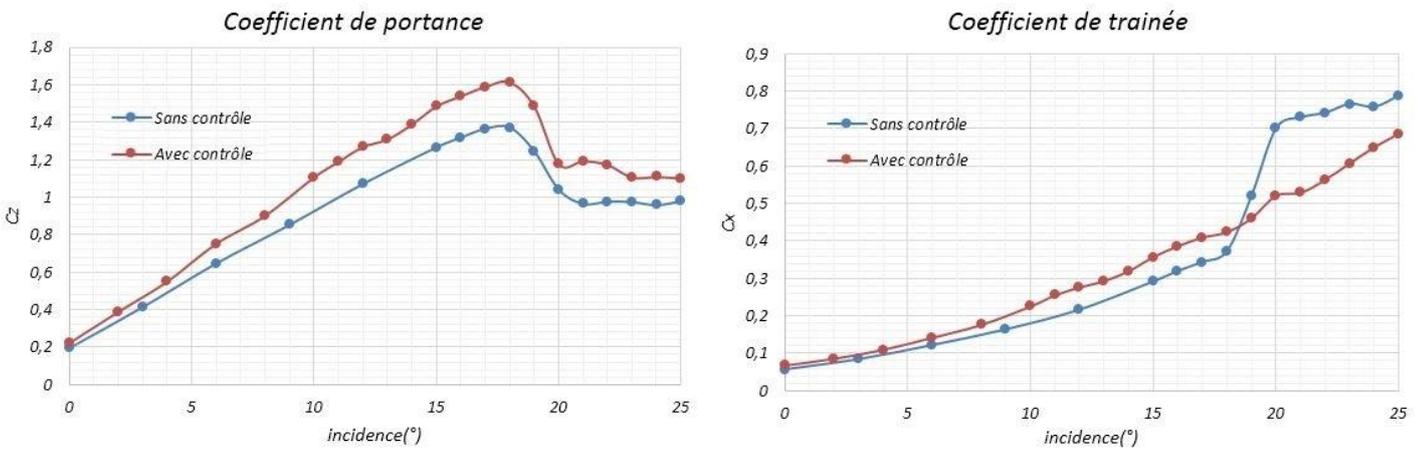


Fig.4.8 Coefficients de portances et de traînée pour $\frac{h}{\delta} = 0.41$

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont résumés dans le tableau suivant :

$\frac{h}{\delta}$	0.2	0.27	0.34	0.41
Retard au décrochage (°)	0	0	1	0
Gain de portance maximum (%)	13.41	14.08	16.56	17.57

Tableau 4.1 Evolution des critères d'optimisation avec $\frac{h}{\delta}$

Constatations et interprétations :

- On constate que pour toutes les hauteurs étudiées, le contrôle présente un gain de portance dans l'intervalle des incidences d'avant décrochage.
- On observe (de même, pour toutes les hauteurs) une augmentation de la traînée dans la zone d'avant décrochage ; augmentation qui est due à la traînée générée par les générateurs de vortex. Cette augmentation est encore plus visible dans l'intervalle des incidences de 6° à 18°.
- On remarque que dans l'intervalle d'après décrochage, la traînée est beaucoup moins élevée avec le contrôle.
- On constate une augmentation du gain de portance avec l'augmentation du rapport $\frac{h}{\delta}$ mais seul la valeur de $\frac{h}{\delta} = 0.34$ permet un retardement du décrochage de 1°.

La valeur de $\frac{h}{\delta} = 0.34$ qui correspond à $h=5mm$ est donc retenue pour la suite de la procédure.

4.3.2 Optimisation de l'espace e

Les valeurs considérées pour ce paramètre sont : 15mm, 19mm, 23mm et 25mm. Les résultats des essais sont présentés par les figures 4.9 à 4.14 pour la même vitesse d'écoulement.

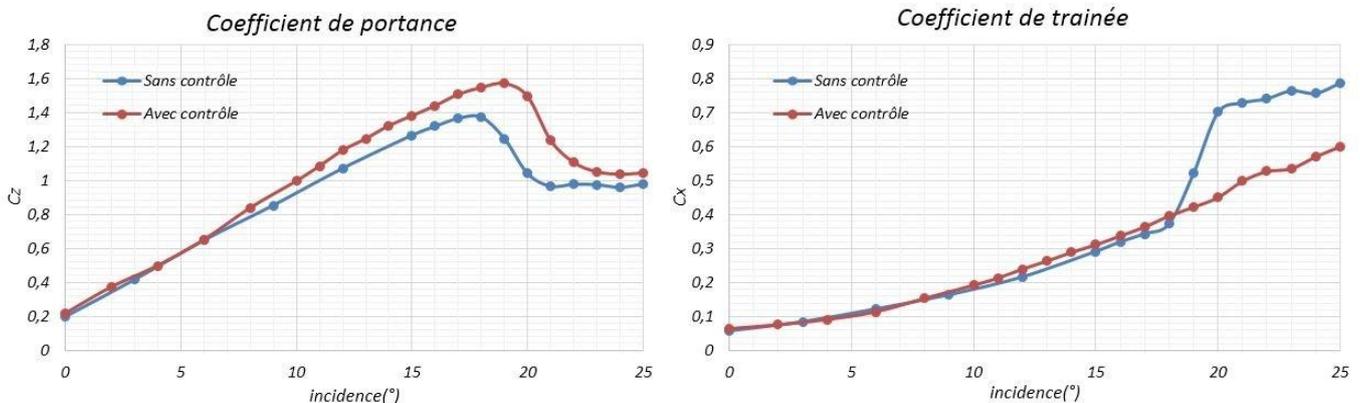


Fig. 4.9 Coefficients de portances et de traînée pour $e=15mm$.

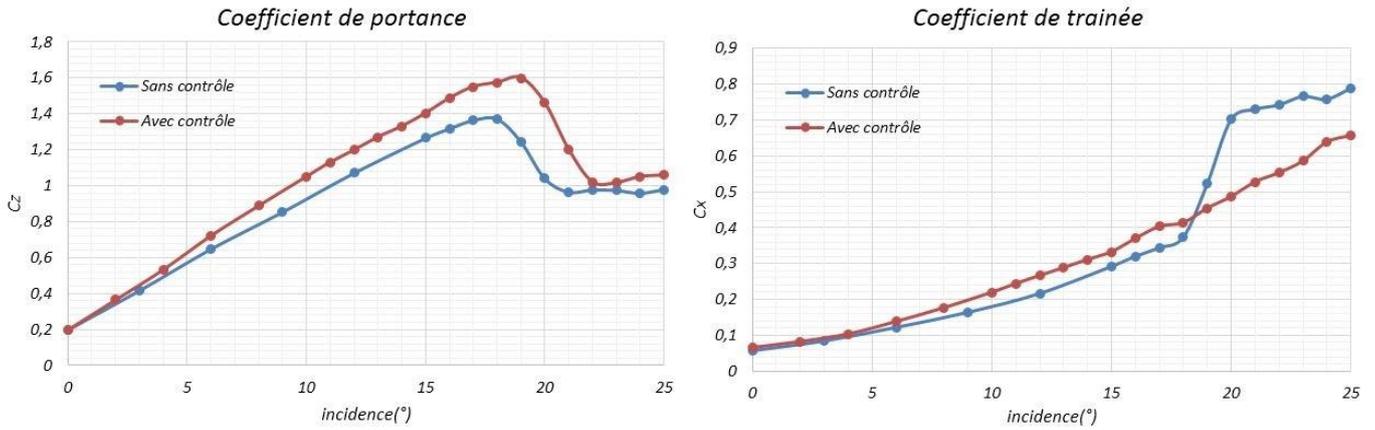


Fig. 4.10 Coefficients de portances et de trainée pour $e=19mm$.

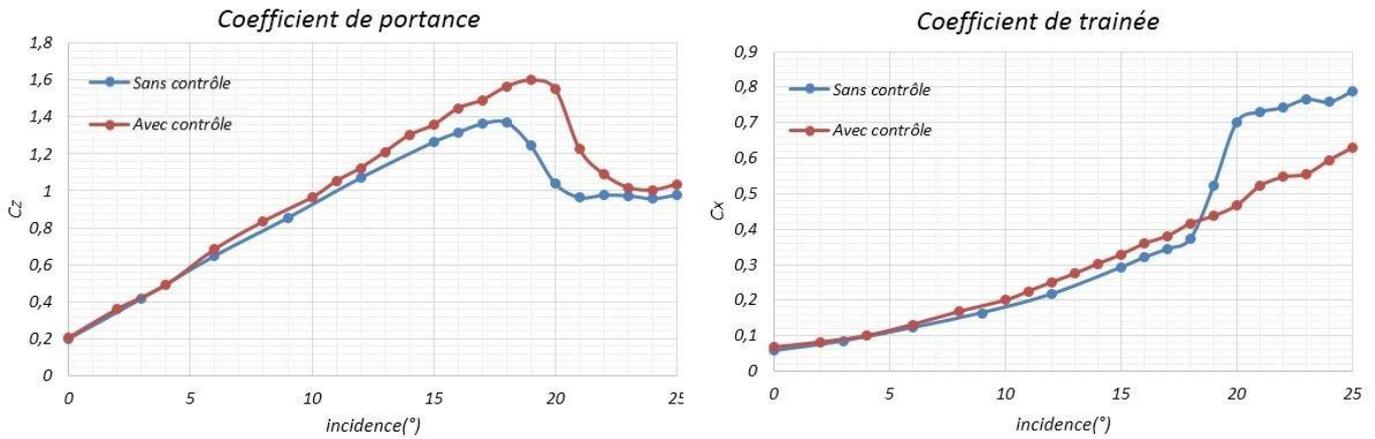


Fig. 4.11 Coefficients de portances et de trainée pour $e=23mm$.

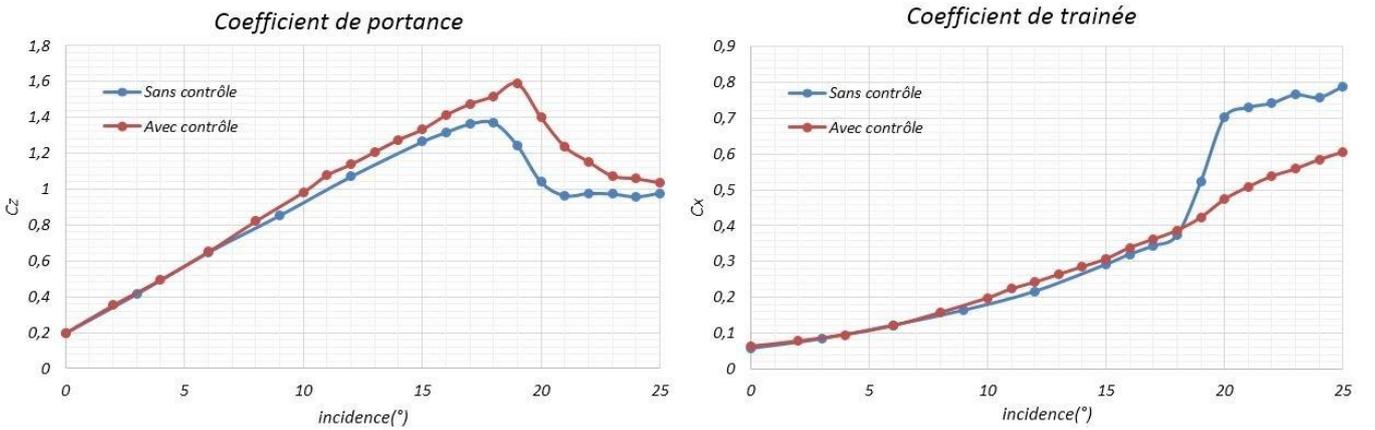


Fig.4.12 Coefficients de portances et de trainée pour $e=25mm$.

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont comme suit :

Espacement e (mm)	15	19	23	25
Retard au décrochage (°)	1	1	1	1
Gain de portance maximum (%)	14.37	16.56	16.57	15.91

Tableau 4.2 Evolution des critères d'optimisation avec l'espacement e .

Pour mieux mettre en évidence l'influence de l'espacement e , nous ajoutons ci-dessous le tracé du gain de portance en fonction de ce paramètre ainsi que celui des finesses.

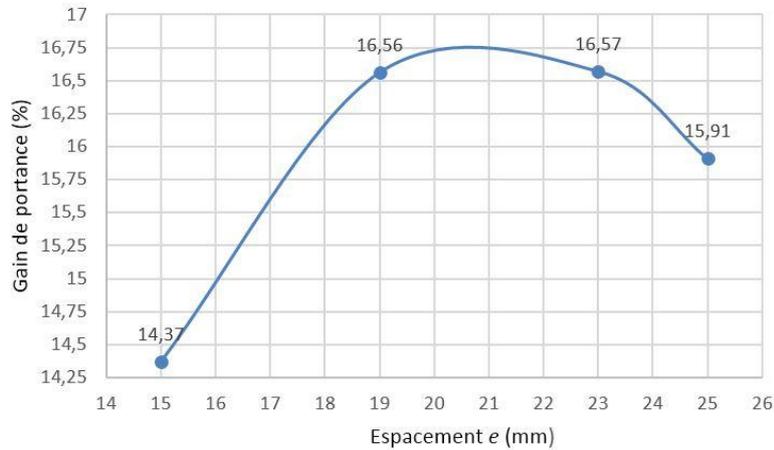


Fig. 4.13 Gain de portance en fonction de l'espacement e

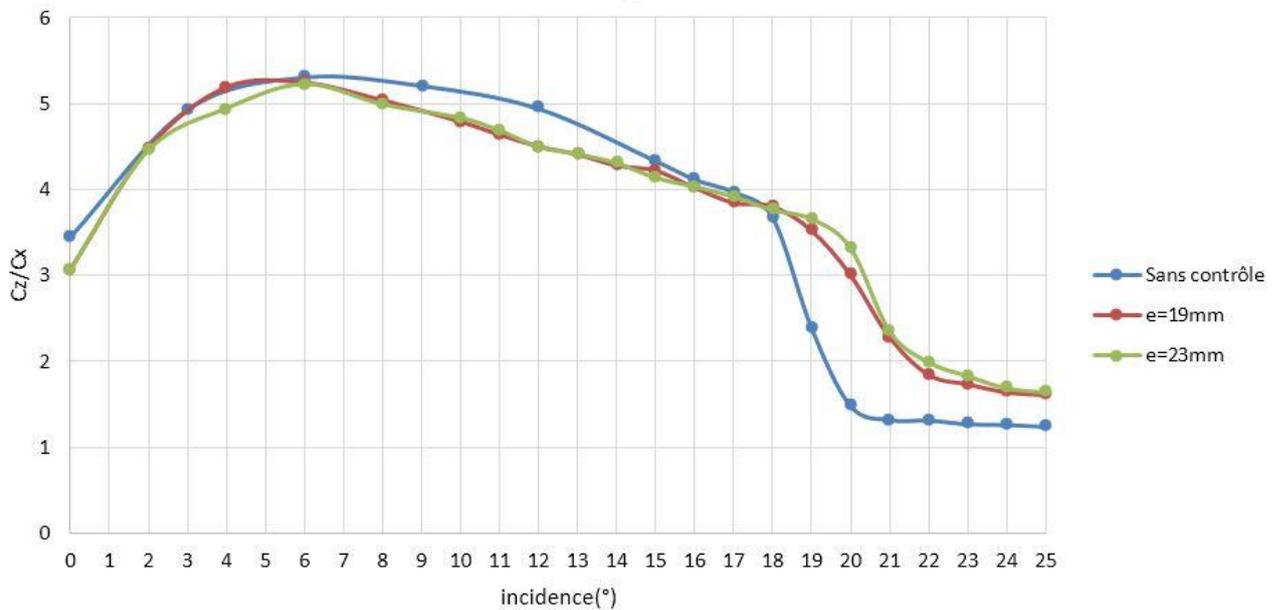


Fig. 4.14 Evolution des finesses en fonction de l'incidence

Constatations et interprétations :

- On remarque que tous les espacements permettent le même retardement du décrochage, à savoir de 18° à 19° .
- Le tracé du gain de portance en fonction de e présente une allure de parabole et on a le même gain avec les deux espacements $e=19mm$ et $e=23mm$, la valeur de e à choisir est donc entre ces deux dernières.

- On constate une finesse pour $e=19mm$ un plus élevée que pour $e=23mm$ dans l'intervalle de 2° à 6° , pour le reste des incidences les finesesses sont pratiquement les mêmes.

Le choix de la valeur à fixer pour e est portée sur 19mm car avec cet espacement le dispositif de contrôle occupe moins d'espace selon l'envergure de la maquette et offre donc la possibilité (plus qu'avec $e=23mm$) d'ajouter des générateurs de tourbillons pour éventuellement accentuer d'effet du contrôle ; ce point est par la suite abordé au paragraphe 4.3.6.

4.3.3 Optimisation de l'angle d'inclinaison des VGs α

Les valeurs données à ce paramètre sont de 5° , 8° , 10° et 12° . Les résultats des essais sont présentés par les figures 4.15 à 4.18.

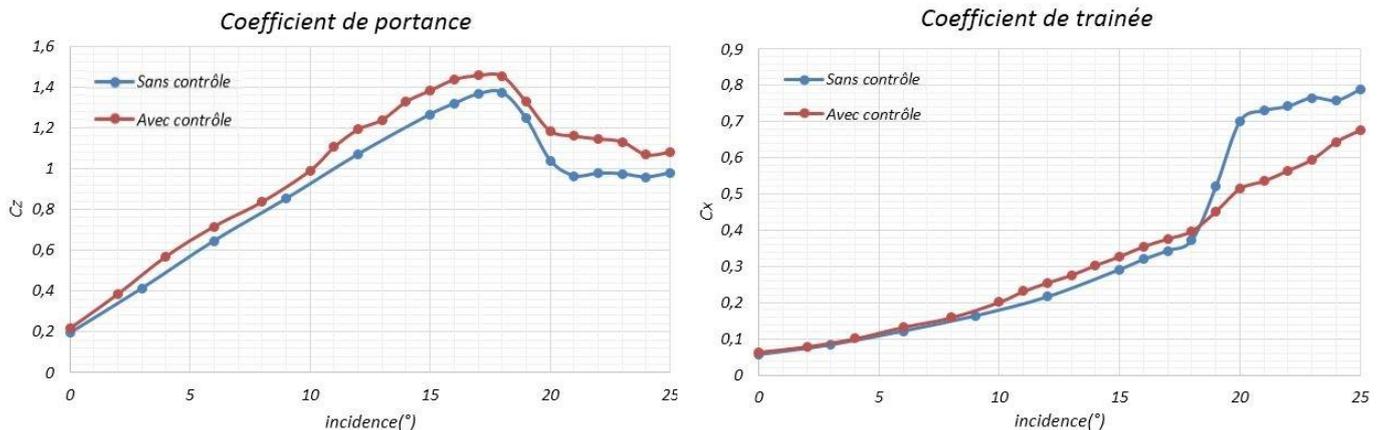


Fig.4.15 Coefficients de portances et de trainée pour $\alpha=5^\circ$.

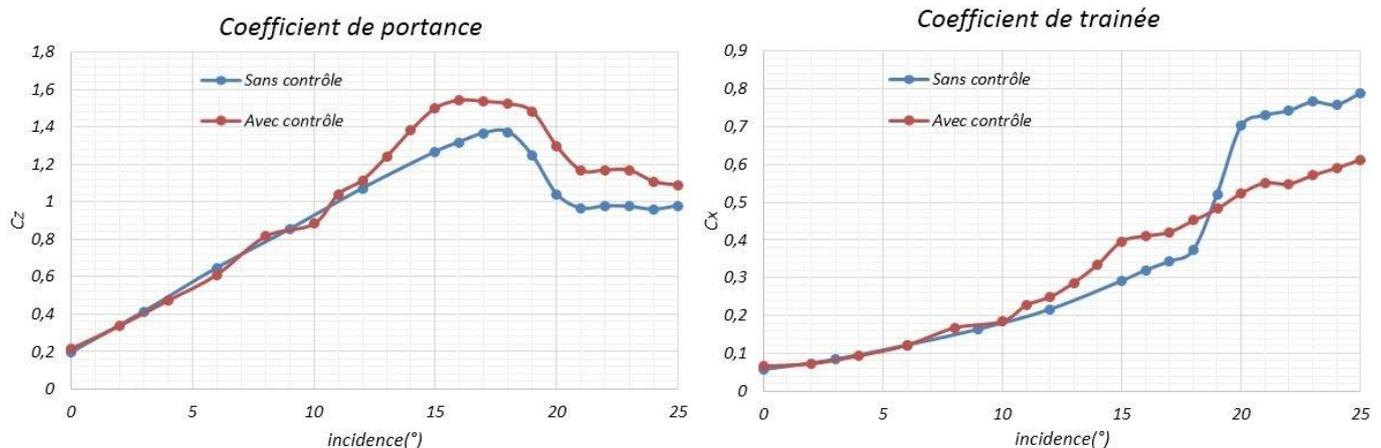


Fig.4.16 Coefficients de portances et de trainée pour $\alpha=8^\circ$.

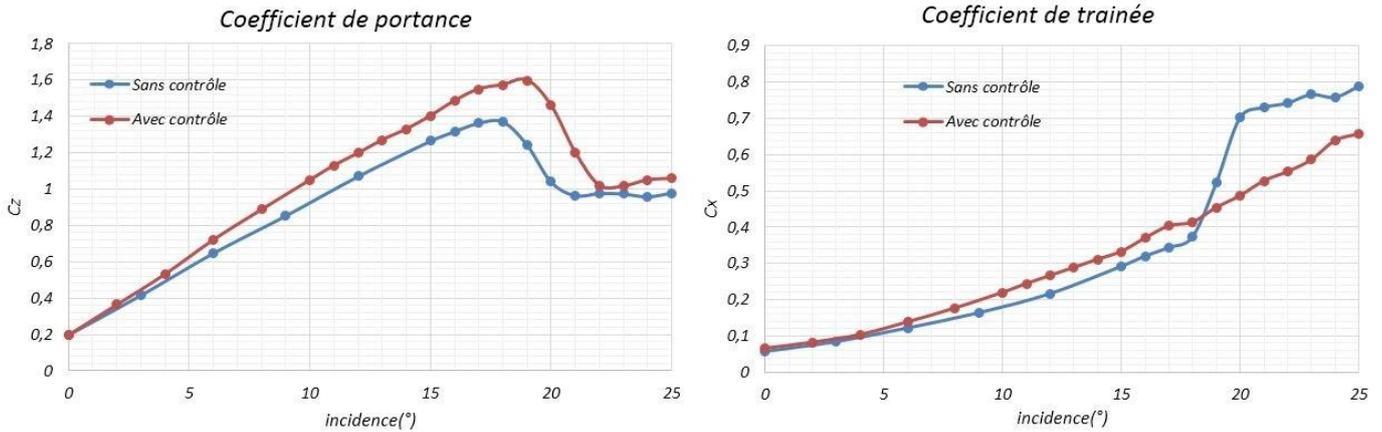


Fig. 4.17 Coefficients de portances et de traînée pour $\alpha=10^\circ$.

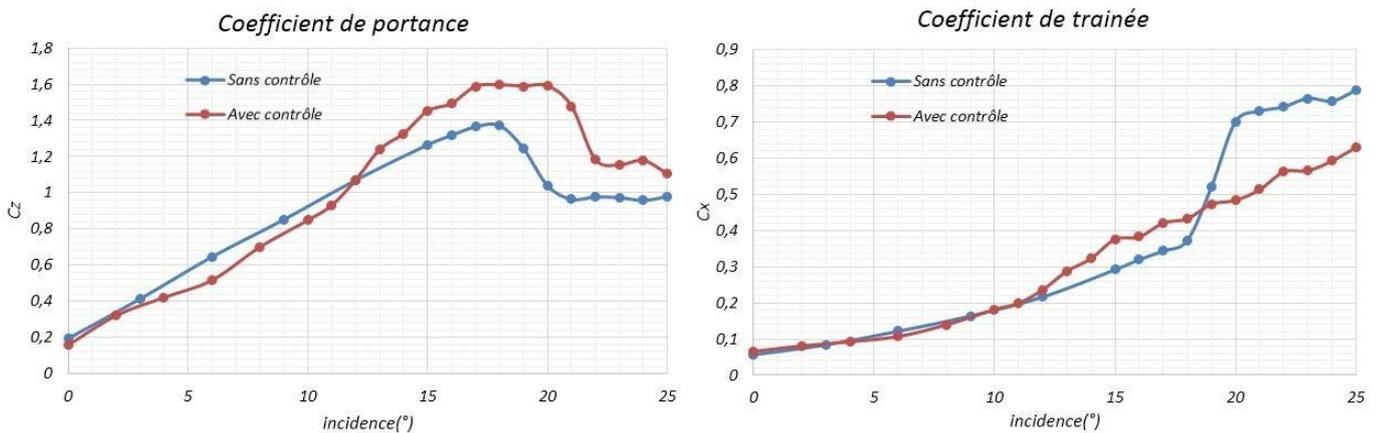


Fig. 4.18 Coefficients de portances et de traînée pour $\alpha=12^\circ$.

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont comme suit :

Angle d'inclinaison α (°)	5	8	10	12
Retard au décrochage (°)	-1	-2	1	0
Gain de portance maximum (%)	6.2	10.95	16.56	16.25

Tableau 4.3 Evolution des critères d'optimisation avec l'inclinaison α .

Constatations et interprétations :

- On constate que pour les inclinaisons $\alpha=5^\circ$ et $\alpha=8^\circ$ le décrochage du profil a été plutôt précipité et présentent aussi un gain de portance moindre que celui de la configuration précédemment retenue, c'est-à-dire avec $\alpha=10^\circ$.

- L'inclinaison $\alpha=12^\circ$ ne retarde pas le décrochage et présente dans l'intervalle des incidences [2 - 12°] une portance plus faible que dans le cas sans contrôle. On observe aussi un gain de portance maximum plus faible que celui de $\alpha=10^\circ$.

L'inclinaison à retenir donc pour la suite de la procédure est $\alpha=10^\circ$.

4.3.4 Optimisation de l'angle d'apex β

Les valeurs données à ce paramètre sont : 45°, 54.4°, 68.6° et 74.6°. Les résultats des essais sont présentés par les figures 4.19 à 4.23.

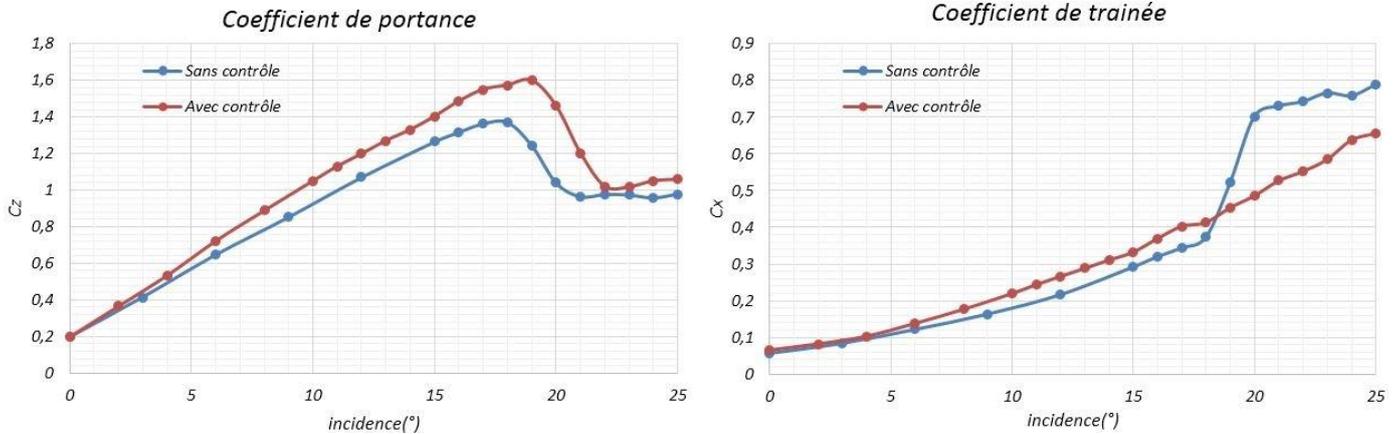


Fig. 4.19 Coefficients de portance et de trainée pour $\beta=45^\circ$

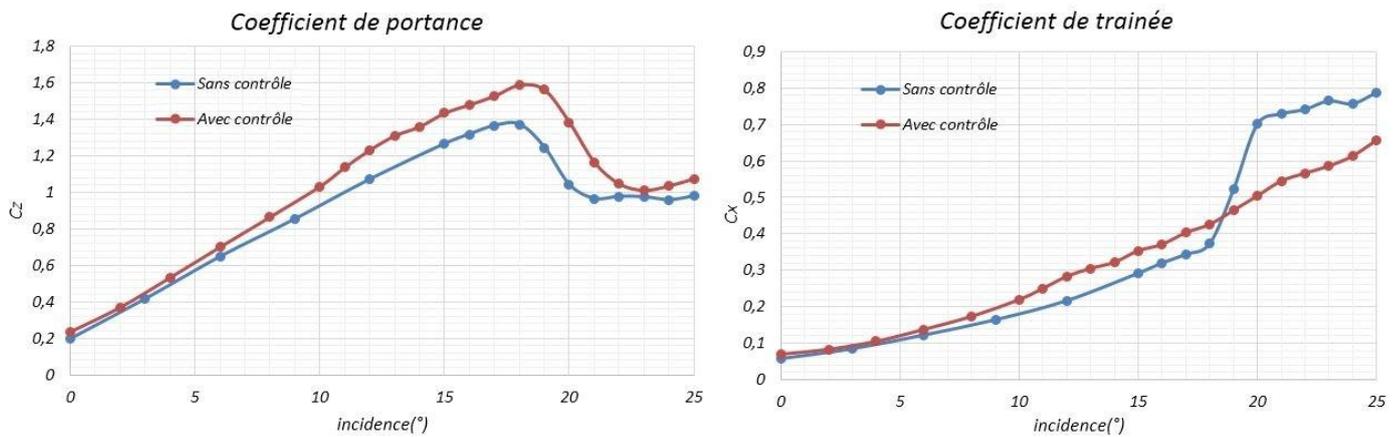


Fig. 4.20 Coefficients de portance et de trainée pour $\beta=54.7^\circ$

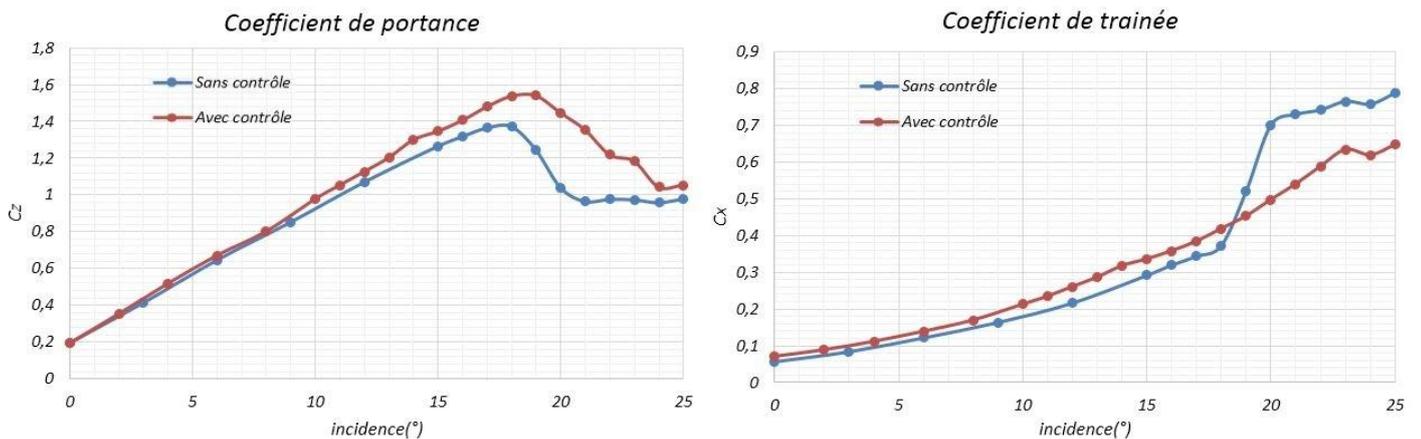


Fig. 4.21 Coefficients de portance et de trainée pour $\beta=68.6^\circ$

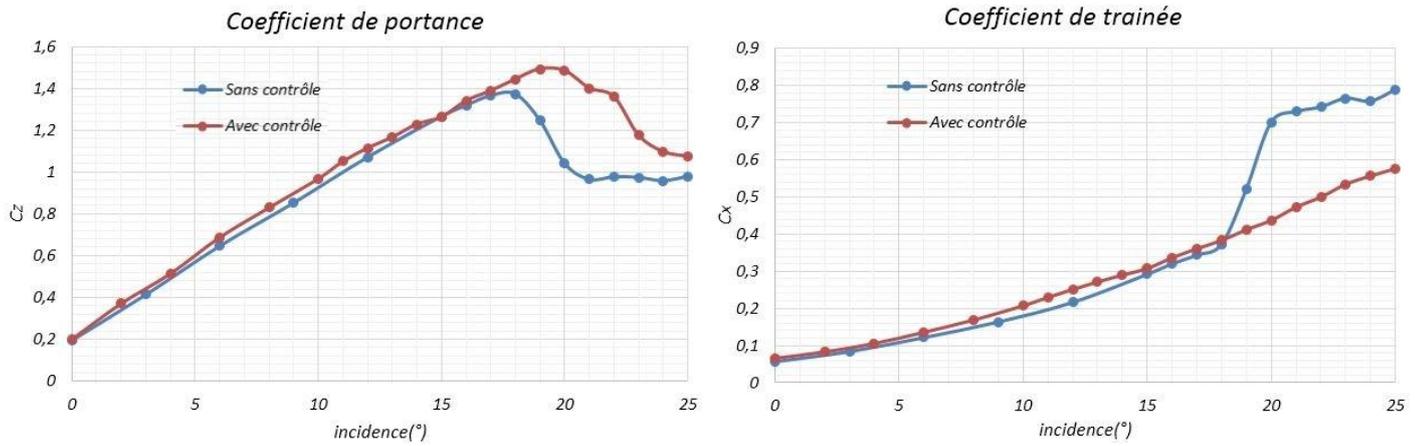


Fig. 4.22 Coefficients de portance et de trainée pour $\beta=74.6^\circ$

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont comme suit :

Angle d'apex $\beta(^\circ)$	45	54.7	68.6	74.6
Retard au décrochage ($^\circ$)	1	0	1	1
Gain de portance maximum (%)	16.56	15.75	12.31	8.77

Tableau 4.4 Evolution des critères d'optimisation avec l'angle d'apex β .

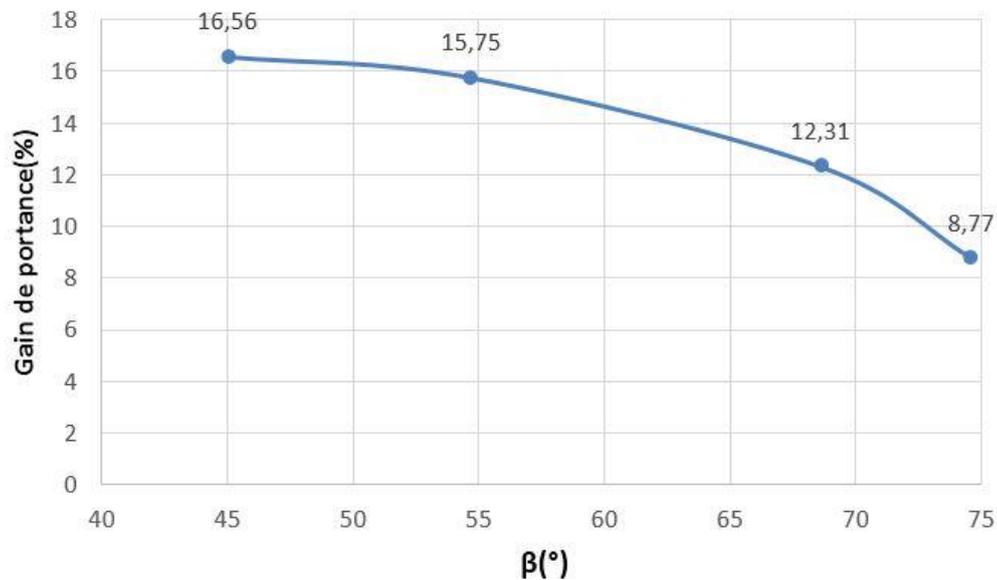


Fig. 4.23 Gain de portance maximum en fonction de l'apex β .

Constatations et interprétations :

- On observe un retard au décrochage de 1° pour tous les angles sauf pour $\beta=54.7^\circ$.
- On remarque une diminution du gain de portance maximum avec l'augmentation de l'angle d'apex β .

On peut globalement noter que le plus petit apex est meilleur ; c'est pour cela que la valeur de β à retenir pour la suite est $\beta=45^\circ$.

4.3.5 Positionnement des générateurs de vortex sur la corde

La rangée de huit générateurs de tourbillons a été placée sur quatre positions le long de la corde du profil. Ces positions sont distantes -en pourcentage de la corde- du bord d'attaque du profil de 10%, 15%, 20% et 25%.

Les résultats des essais sont présentés par les figures 4.24 à 4.28:

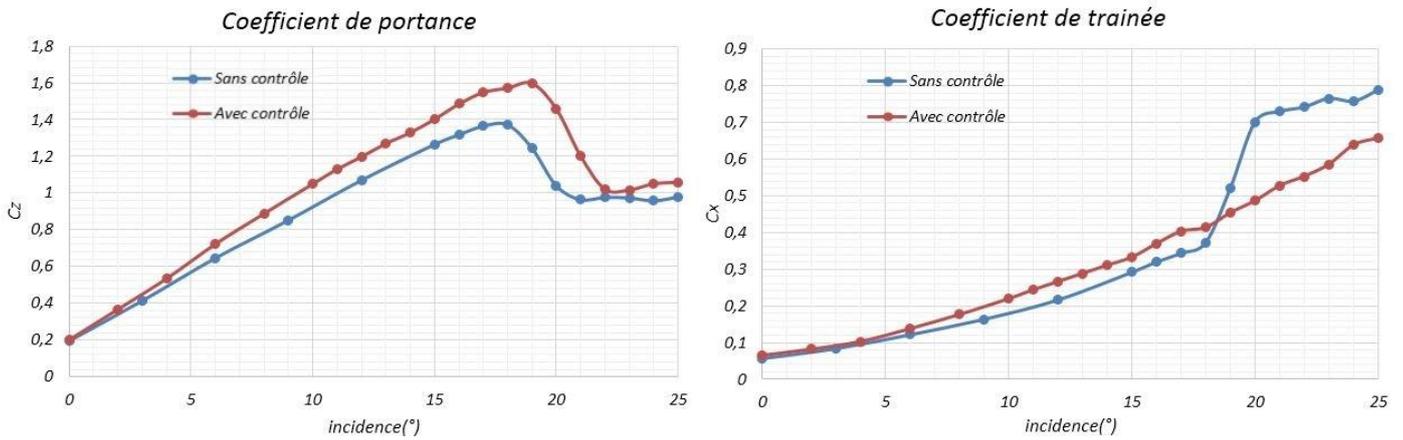


Fig.4.24 Coefficients de portance et de trainée pour un positionnement à 10% de la corde.

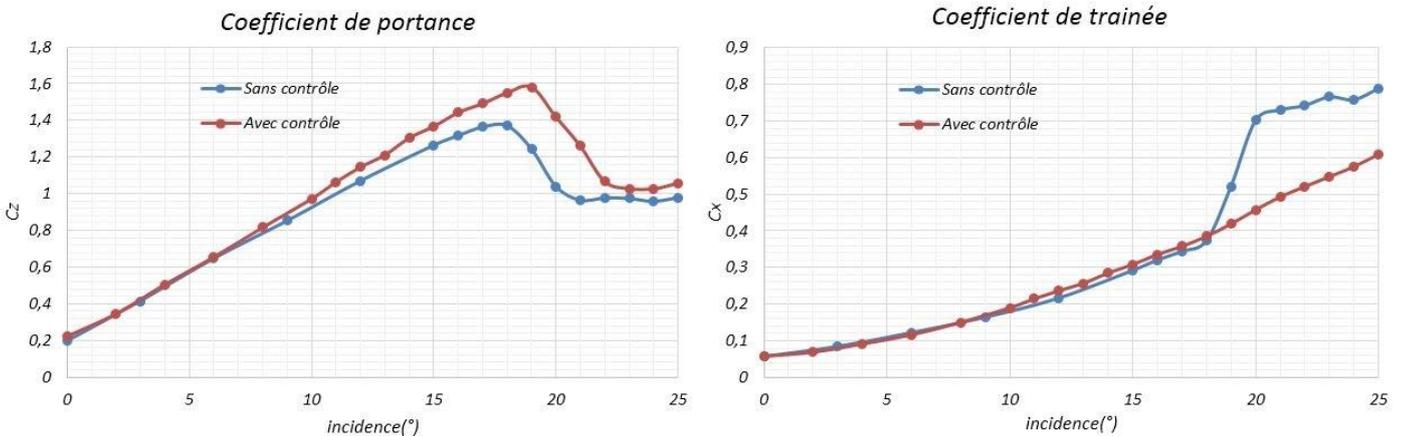


Fig.4.25 Coefficients de portance et de trainée pour un positionnement à 15% de la corde.

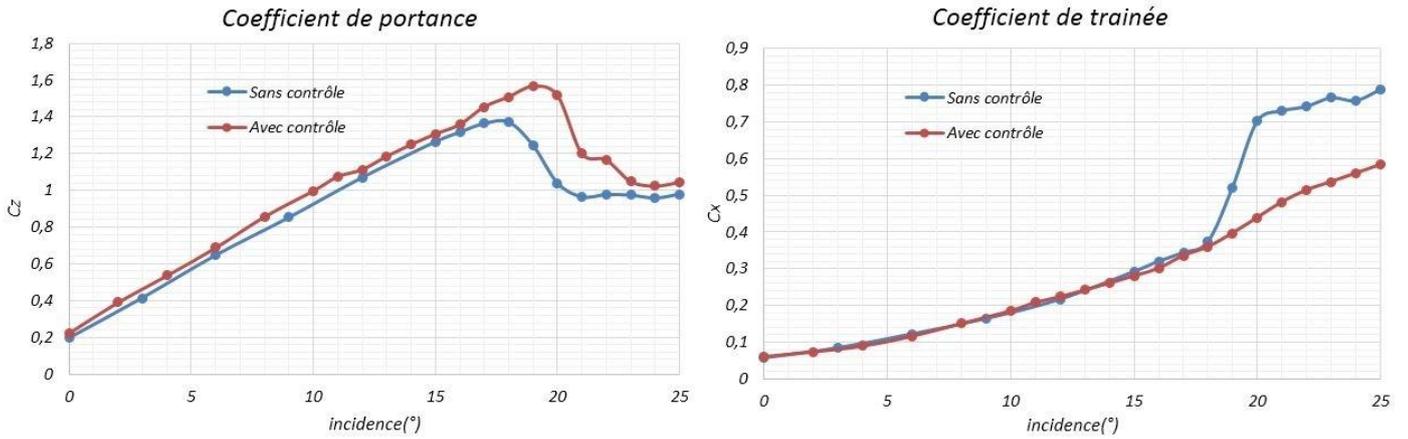


Fig.4.26 Coefficients de portance et de trainée pour un positionnement à 20% de la corde.

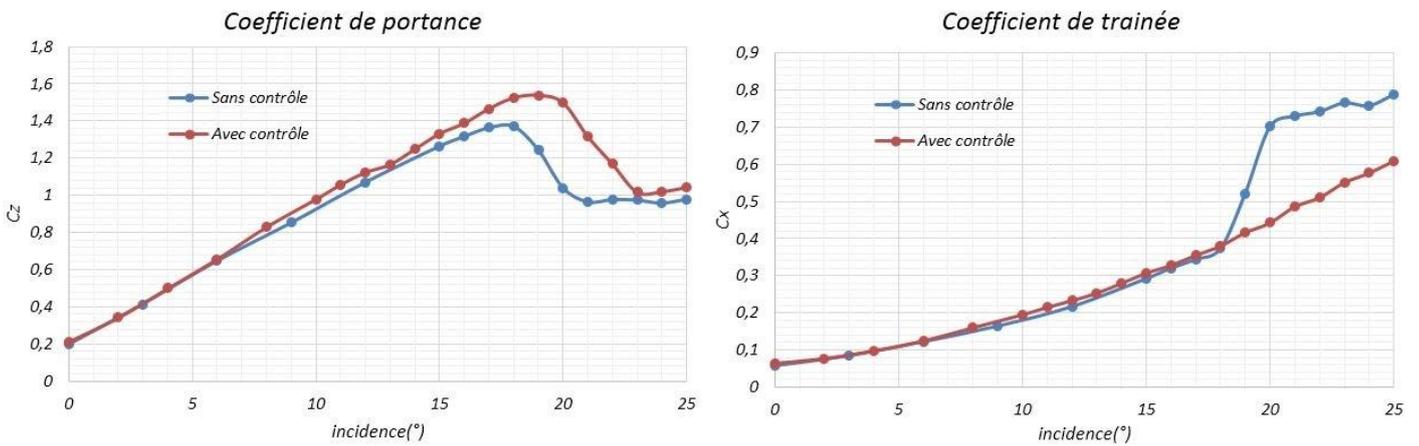


Fig.4.27 Coefficients de portance et de trainée pour un positionnement à 25% de la corde.

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont résumés dans le tableau qui suit :

Positionnement sur la corde (% de la corde)	10	15	20	25
Retard au décrochage (°)	1	1	1	1
Gain de portance maximum (%)	16.56	15.27	14.09	12.11

Tableau 4.5 Evolution des critères d'optimisation avec le positionnement sur la corde.



Fig.4.28 Gain de portance en fonction du positionnement sur la corde.

Constatations et interprétations :

- On constate que tous les positionnements permettent un retard du décrochage de 1° .
- On observe une diminution du gain de portance au fur et à mesure que l'on avance le long de la corde. Ceci peut s'expliquer par le fait que la couche limite s'épaissit au fur et à mesure que l'on s'éloigne du bord d'attaque, et cet épaississement est encore plus accentué pour les incidences élevées du profil. Un générateur de vortex se trouvant à une plus grande distance du bord d'attaque a donc de fortes chances de se trouver immergé dans la couche limite ; ce qui veut dire qu'il se trouve dans une zone où le fluide est ralenti par effet de viscosité, et génère donc des tourbillons de moindre intensité qui auront moins d'effet.

Le positionnement à 10% de la corde donne les meilleurs résultats et est donc retenu comme positionnement optimal.

4.3.6 Ajout de VGs à la configuration optimale

La configuration optimale obtenue est composée d'une rangée de huit générateurs de vortex positionnés à 10% de la corde avec les caractéristiques géométriques suivantes:

$$\frac{h}{\delta} = 0.34, e=19\text{mm}, \alpha=10^\circ \text{ et } \beta=45^\circ.$$

On se propose ici d'ajouter deux générateurs de vortex aux huit précédents et d'occuper au maximum l'espace le long de l'envergure de la maquette dans le but d'accroître les effets du contrôle.

Les résultats des essais sont comme suit :

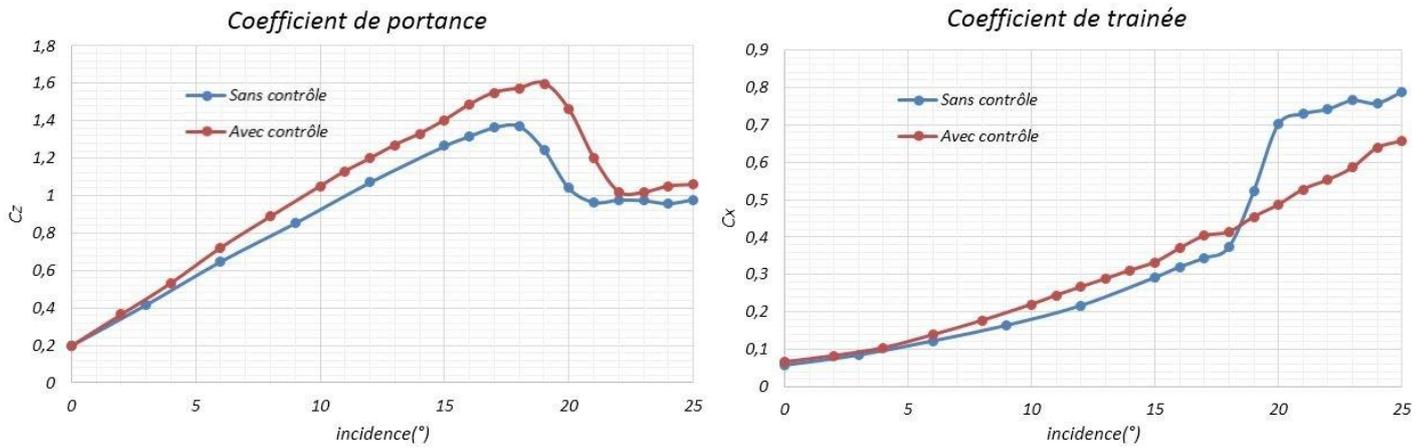


Fig.4.29 Résultats du contrôle avec huit générateurs de tourbillons

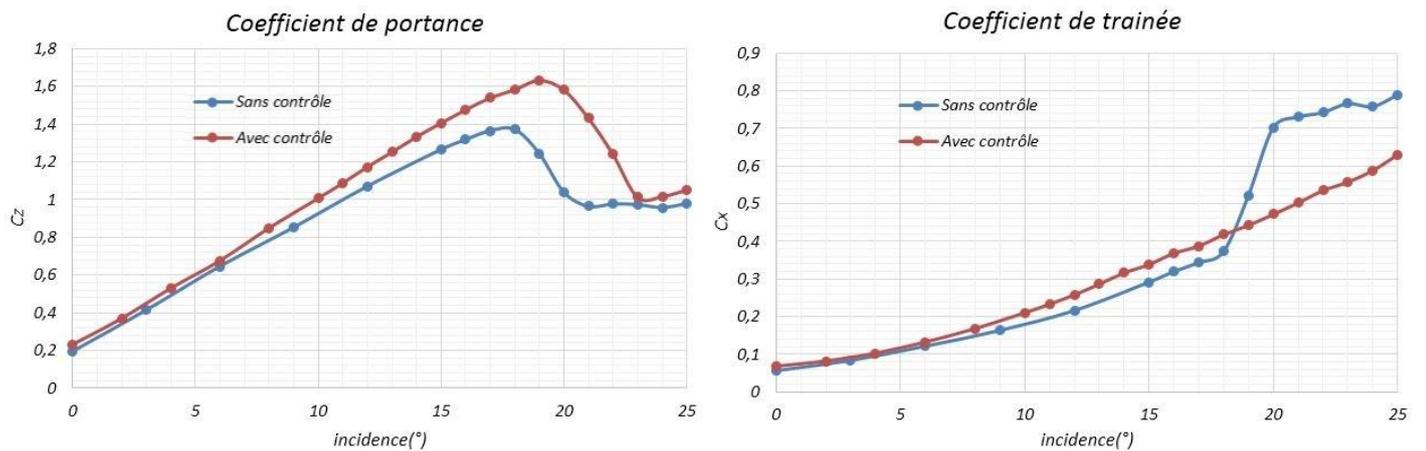


Fig.4.30 Résultats du contrôle avec dix générateurs de tourbillons

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont résumés dans le tableau qui suit :

Nombre de VGs	8	10
Retard au décrochage (°)	1	1
Gain de portance maximum (%)	16.56	19.11

Tableau 4.6 Evolution des critères d'optimisation avec le nombre de VGs.

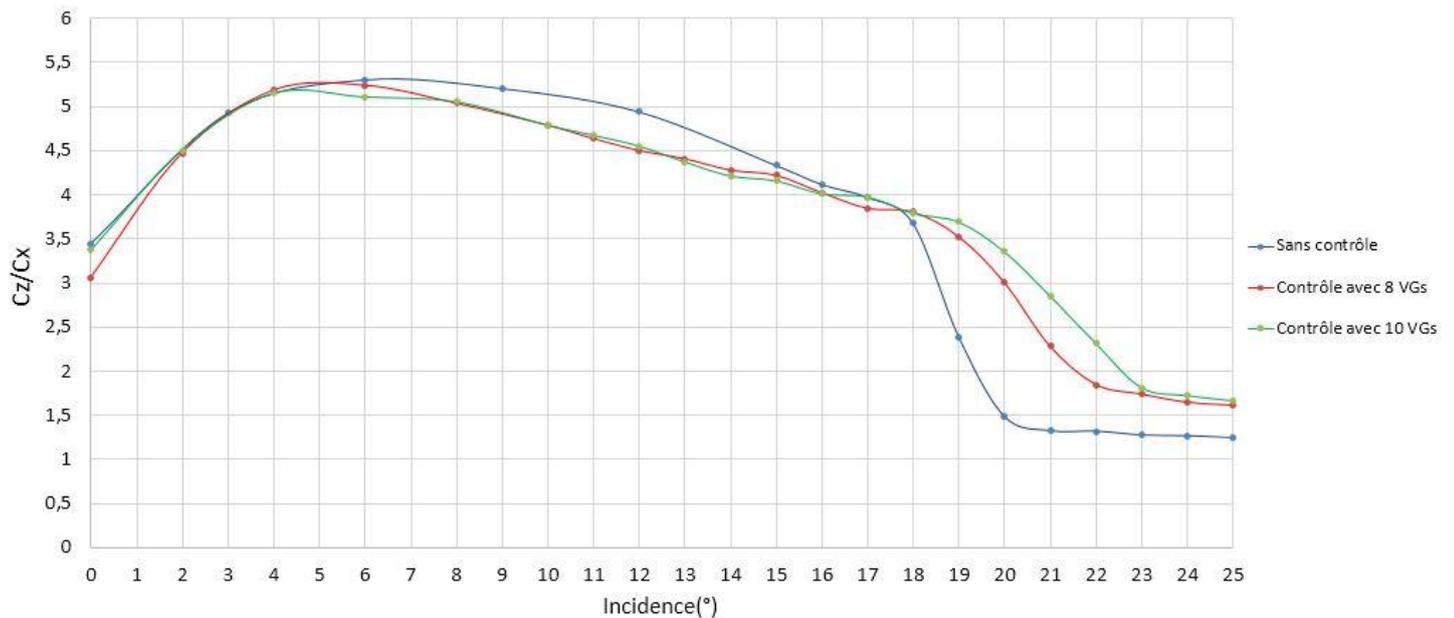


Fig.4.31 Tracé des finesesses.

Constatations :

- On voit que même avec l'ajout de deux générateurs de vortex le retard au décrochage n'est que de 1° .
- On constate une augmentation du gain de portance maximum de 2.55% avec l'ajout des deux VGs.
- Le tracé des finesesses montre que l'ajout des VGs a permis une légère amélioration de la finesse dans l'intervalle des incidences d'après décrochage. Sur le reste des incidences, la finesse est pratiquement la même qu'avant ajout de VGs.

L'ajout des deux générateurs de vortex a montré une amélioration de la portance maximale, et donc la configuration finale proposée pour le contrôle est celle composée d'une rangée de 10 VGs placés à 10% de la corde avec les caractéristiques géométrique précédemment citées.

4.3.7 Effet du nombre de Reynold sur l'efficacité du contrôle

La précédente procédure d'optimisation a été faite avec une vitesse d'écoulement de 25m/s qui correspond à un nombre de Reynolds $Re = 2.6 \times 10^5$. Pour montrer l'influence de ce dernier sur l'efficacité du contrôle, on considère d'autres valeurs du nombre de Reynolds. Les valeurs données à ce paramètre sont: 1.5×10^5 , 2×10^5 ; 2.6×10^5 et 3.1×10^5 . Ces valeurs correspondent respectivement aux vitesses d'écoulement d'air de 15m/s, 20m/s, 25m/s et 30m/s.

Les résultats des essais sont résumés dans les figures 4.32 à 4.35.

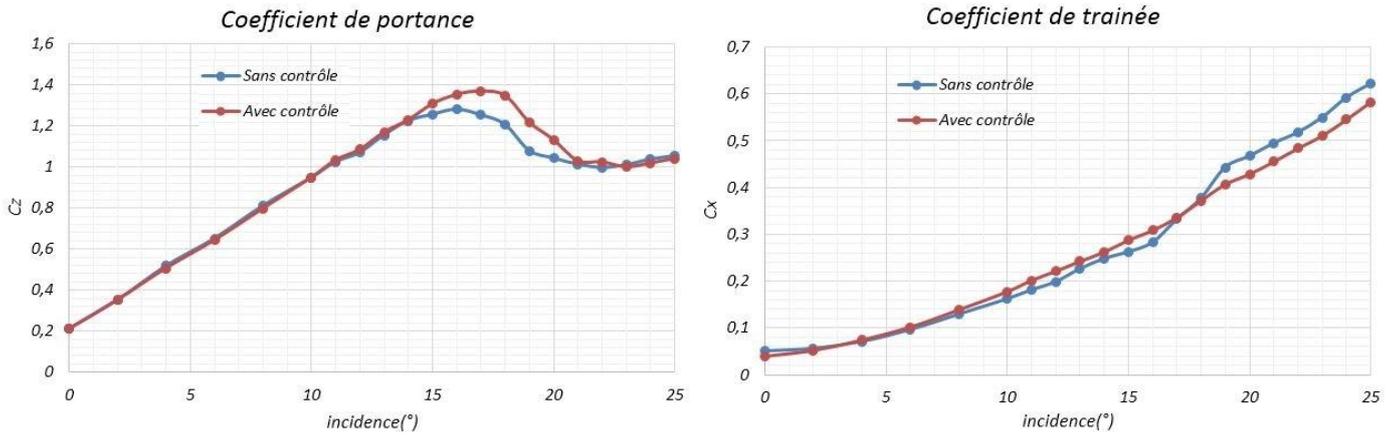


Fig.4.32 Coefficients de portance et de traînée avec $Re = 1.5 \times 10^5$

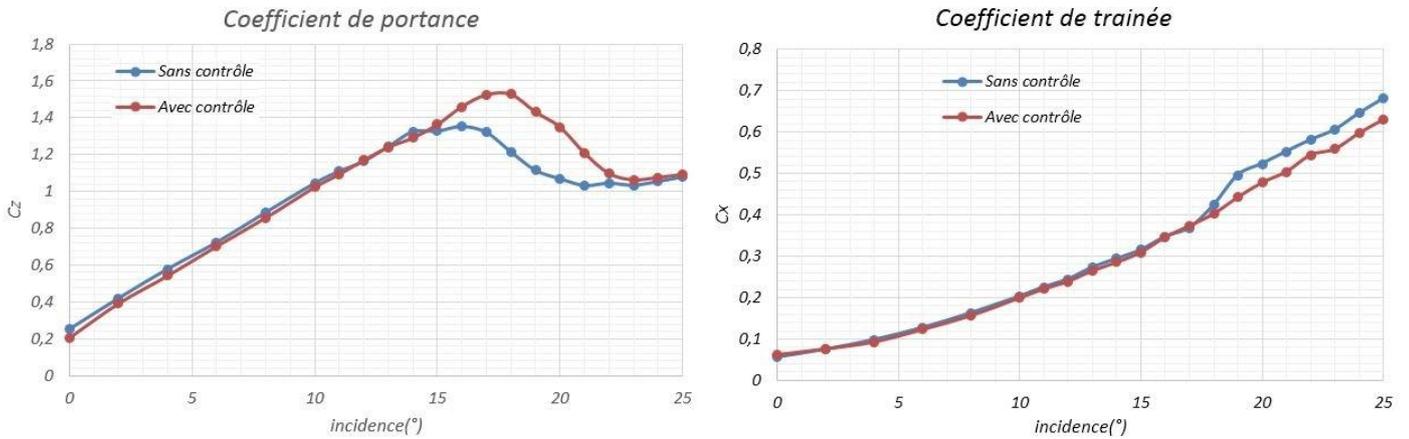


Fig.4.33 Coefficients de portance et de traînée avec $Re = 2 \times 10^5$

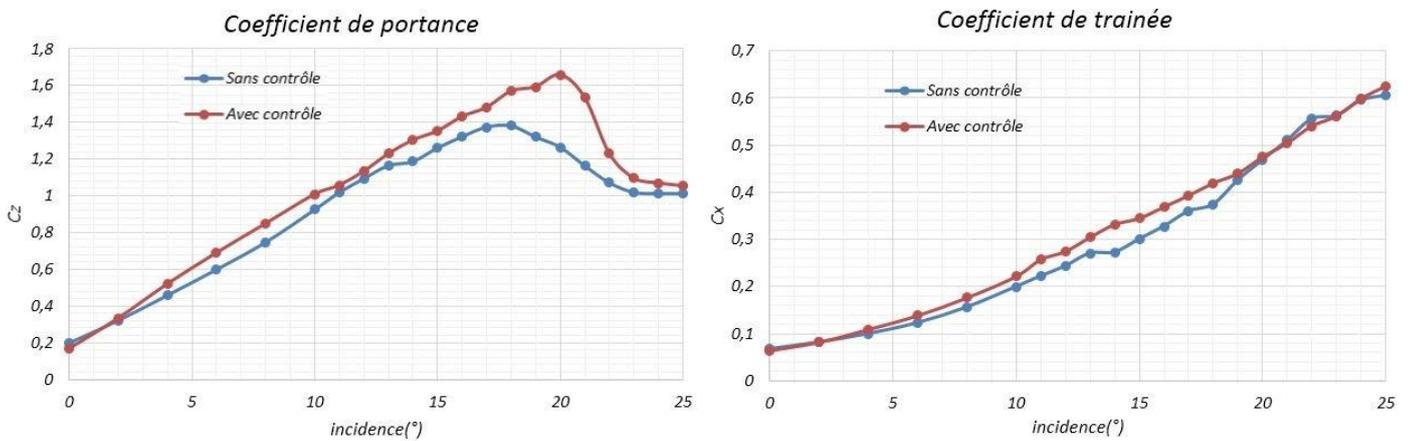


Fig.4.34 Coefficients de portances et de traînée avec $Re = 3.1 \times 10^5$

Les résultats pour les critères de l'optimisation sont résumés dans le tableau qui suit :

Nombre de Reynolds /10 ⁵	1.5	2	2.6	3.1
Retard au décrochage (°)	1	2	1	2
Gain de portance maximum (%)	7.02	12.72	19.11	20.03

Tableau 4.7 Evolution des critères d'optimisation avec le nombre de Reynolds.

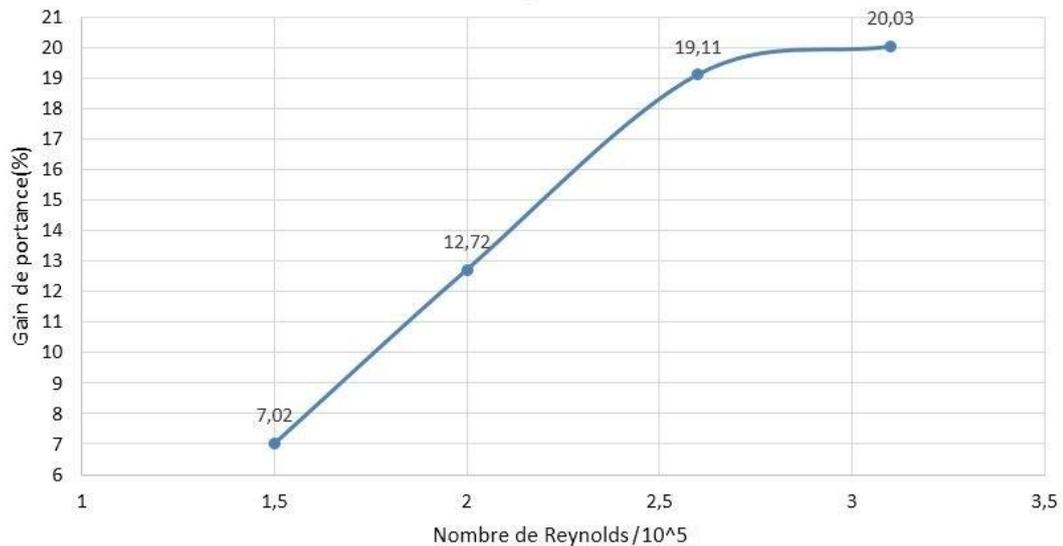


Fig.4.35 Gain de portance maximum en fonction du nombre de Reynolds

Constatations et interprétations :

- On remarque pour le cas de $Re = 1.5 \times 10^5$ et $Re = 2 \times 10^5$ qu'il n'y a pas de gain de portance dans la zone d'avant décrochage contrairement à ce qu'on a vu pour $Re = 2.6 \times 10^5$ et $Re = 3.1 \times 10^5$.
- A $Re = 3.1 \times 10^5$, les tracés de la trainée sont confondus dans les deux cas -sans contrôle et avec contrôle- dans la zone d'après décrochage. Contrairement à ce qui a été constaté vu auparavant, le contrôle à cette valeur de la vitesse d'écoulement ne permet pas une diminution de la trainée après décrochage.
- On constate un retard au décrochage de 1° pour $Re = 1.5 \times 10^5$ et $Re = 2.6 \times 10^5$ et de 2° pour $Re = 2 \times 10^5$ et $Re = 3.1 \times 10^5$.
- On constate que le gain de portance maximum augmente avec le nombre de Reynolds. Ceci peut s'expliquer par une augmentation de l'intensité des tourbillons générés avec la vitesse de l'écoulement.

4.4. Champ de pressions autour des générateurs de vortex

Nous proposons ici une représentation du champ des pressions autour des VGs aux moyens des tracés -en trois dimensions- de l'évolution du coefficient de pression pariétale suivant la corde et l'envergure du profil ainsi que par des tracés des isobares autour des VGs. La procédure suivie pour aboutir à ces tracés peut être résumée en deux parties :

4.4.1 Relevé expérimental des pressions

On déplace un trio de VGs sur l'envergure de la maquette de façon à avoir les prises de pressions placées sur cinq positions successives autour du générateur de vortex central (voir figure 4.36), et pour chaque position on mesure la pression.

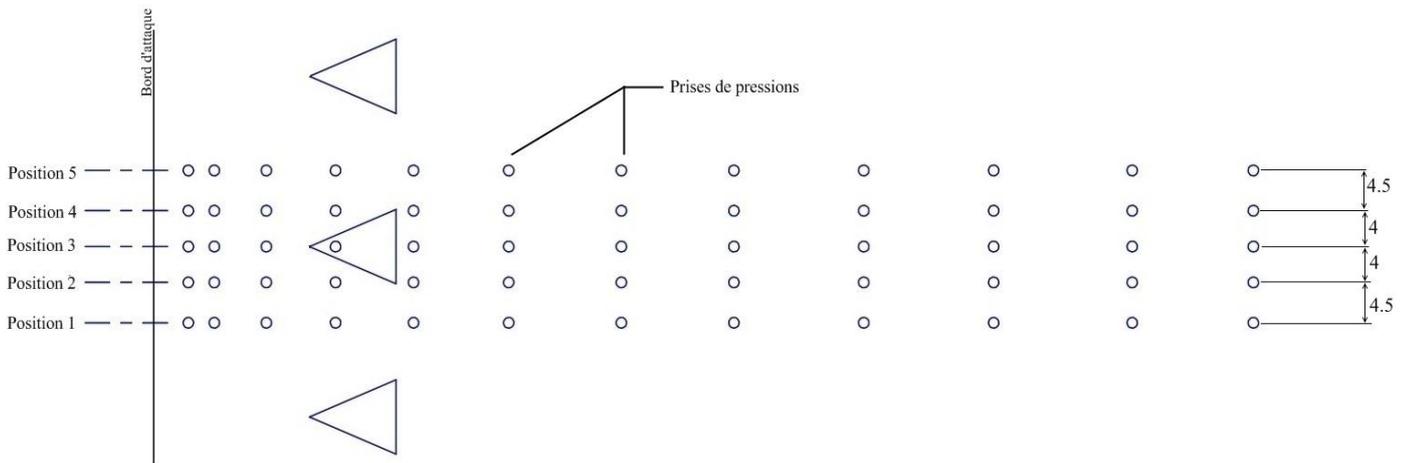


Fig.4.36 Positionnement des prises de pressions autour du VG

4.4.2 Traitement logiciel

Les lectures précédemment faites sont insérées dans un programme Matlab (élaboré par Mr. H. Tebbiche dans le cadre de sa thèse) qui génère les tracés en trois dimensions de l'évolution du coefficient de pression le long de la corde et de l'envergure de la maquette ainsi que les isobares autour d'un générateur de vortex.

Les résultats donnés par cette procédure sont comme suit :

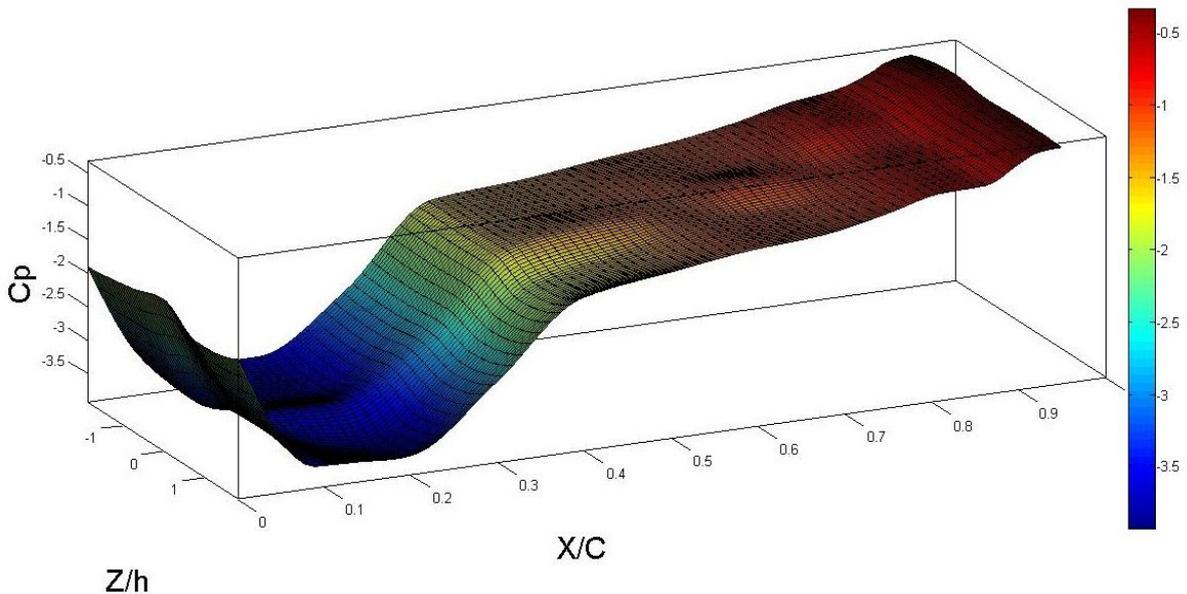


Fig.4.37 Coefficient de pression pour $Re = 2.6 \times 10^5$ à une incidence de 19° .

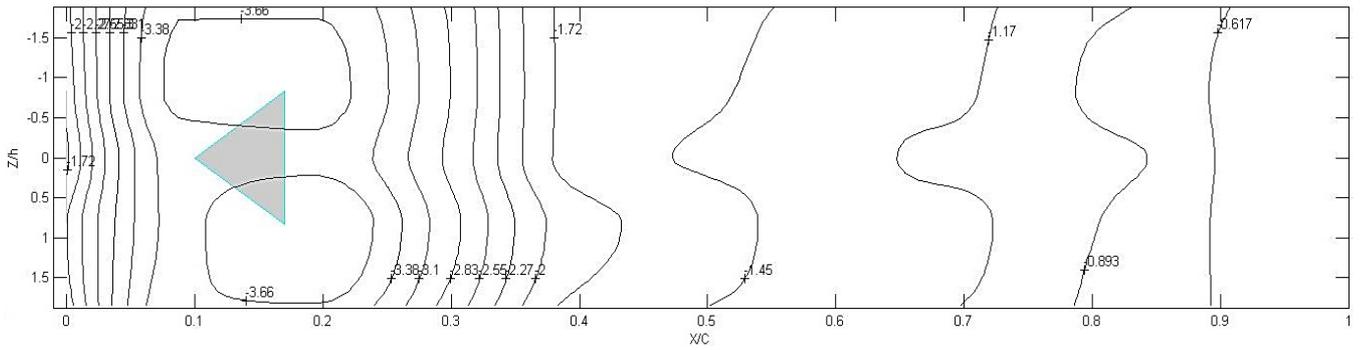


Fig.4.38 Tracés des isobares autour du VG pour $Re = 2.6 \times 10^5$ à une incidence de 19° .

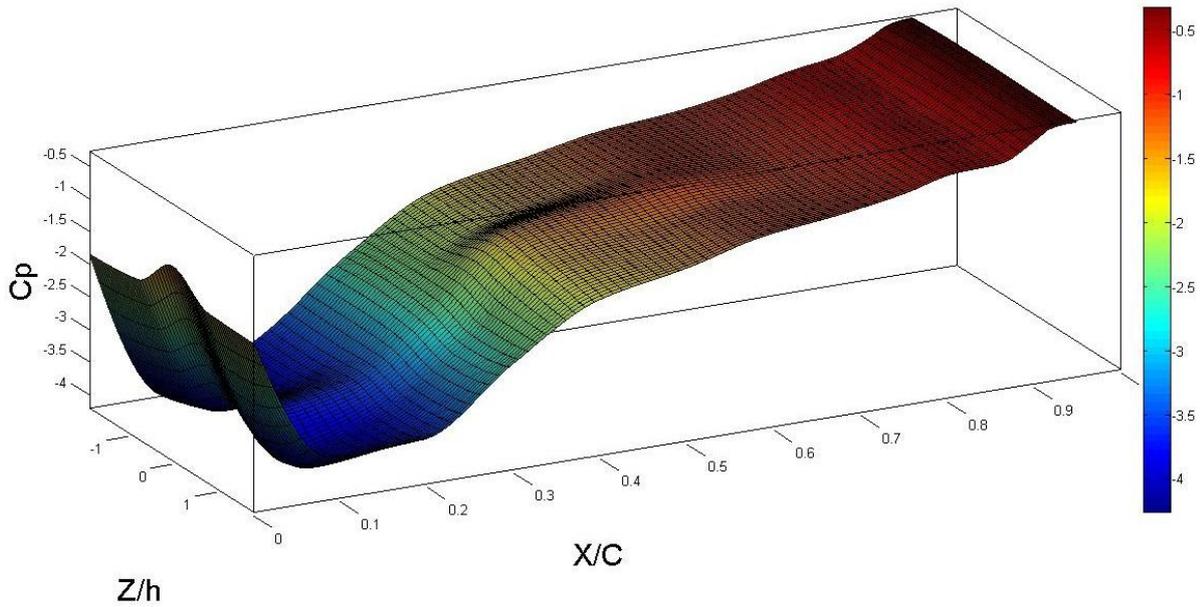


Fig.4.39 Coefficient de pression pour $Re = 3.1 \times 10^5$ à une incidence de 20° .

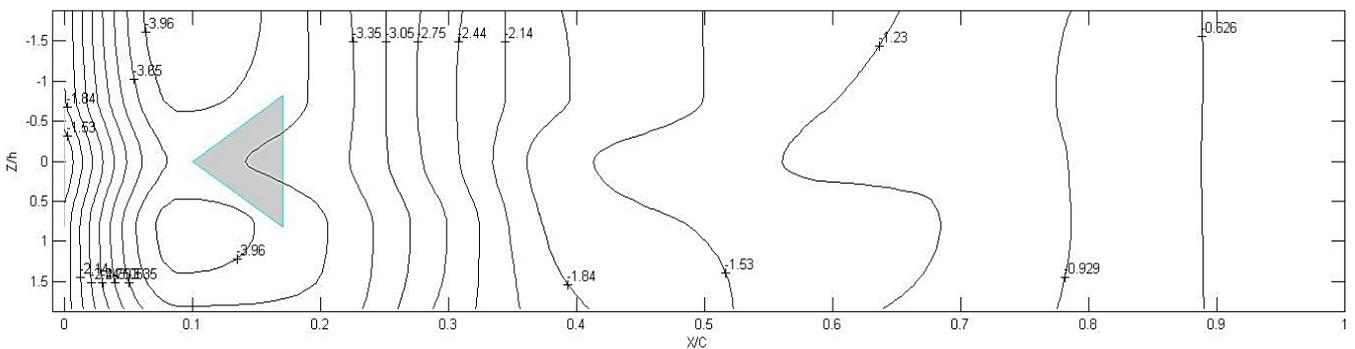


Fig.4.40 Tracés des isobares autour du VG pour $Re = 3.1 \times 10^5$ à une incidence de 20° .

Observation :

- Les figures de 4.37 à 4.40 montrent une sorte de poches de dépressions sur les côtés du générateur de vortex se trouvant aux environs de 10% à 20% de la corde. Ces dépressions sont l'effet des tourbillons générés qui accélèrent le fluide dans ces zones.

4.5 Conclusion

La procédure d'optimisation a permis d'obtenir une configuration composée de 10VGs positionnés à 10% de la corde avec les caractéristiques géométriques suivantes : $\frac{h}{\delta} = 0.34$, l'espacement $e=19\text{mm}$, l'inclinaison $\alpha=10^\circ$ et l'angle d'apex $\beta=45^\circ$. La configuration permet un retard au décrochage entre 1° et 2° et un gain de portance maximum qui évolue dans le même sens que le nombre de Reynolds.

Conclusion générale

Le travail expérimental réalisé dans le cadre de ce mémoire a pour finalité l'amélioration des performances aérodynamiques du profil NACA 4412. Pour ce faire, on a utilisé une des techniques de contrôle du décollement de la couche limite qui est celle des générateurs de vortex mécaniques passifs.

Après avoir réalisé le profil d'aile et déterminé expérimentalement en soufflerie ses performances aérodynamiques, une simulation numérique à l'aide du logiciel Fluent a été ensuite entreprise. Les résultats numériques et expérimentaux montrent une bonne concordance aussi bien pour le champ de pression pariétale que pour les coefficients de portance et de traînée.

L'autre objectif principal de la simulation numérique est l'évaluation de l'épaisseur δ de la couche limite à l'extrados du profil NACA 4412 afin d'en tenir compte dans le dimensionnement des générateurs de tourbillons (VGs).

Le choix de la forme des VGs est porté sur l'aile Delta simple qui est connue pour générer une paire de tourbillons contrarotatifs qui apportent de l'énergie à la couche limite et en retarder le décollement.

Les paramètres géométriques caractérisant les VGs ont été optimisés pour en tirer les meilleurs résultats possibles. Ces paramètres sont la hauteur h (ou $\frac{h}{\delta}$), l'espacement e , l'angle d'inclinaison α , l'angle d'apex β et le positionnement le long de la corde du profil.

L'optimisation des performances via la portance et le retard au décrochage a été entreprise pour une vitesse d'écoulement d'air de 25m/s avec une rangée de 8 VGs disposés le long de l'envergure. Elle montre des performances qui sont fonction des 5 paramètres considérés.

Ainsi, il a été en particulier montré que le gain de portance maximum diminue avec l'angle d'apex des VGs et lorsque ceux-ci sont positionnés à une distance qui s'éloigne du bord d'attaque.

Par ailleurs, le rajout de 2 VGs supplémentaires montre un meilleur contrôle. De ce fait, la configuration finale proposée est une rangée de 10 VGs positionnés à 10% de la corde avec $\frac{h}{\delta} = 0.34$, $e=19\text{mm}$, $\alpha=10^\circ$ et $\beta=45^\circ$. Le contrôle de la couche limite par cette configuration permet globalement pour le profil NACA 4412 un retard au décrochage de 2° et un gain de portance maximum de l'ordre de 20%.

Références

- [1] http://fr.wikipedia.org/wiki/Profil_NACA.
- [2] Jean-Christophe ROBINET, cours d'aérodynamique fondamentale, Arts et Métiers Paris Tech, 2010.
- [3] Sébastien BOURGOIS, Etude expérimentale du décollement sur Profils d'aile : analyse et contrôle, Thèse de doctorat, Université de Poitiers 2006.
- [4] J.COUSTEIX, Aérodynamique-Turbulences et couche limite, Cépaduès-éditions, 2010.
- [5] E.L. HOUGHTON and P.W. CARPENTER, Aerodynamics for engineering students, Butterworth-Heinemann, fifth edition 2003.
- [6] Fethi ALOUI, Etude du contrôle des écoulements, Thèse de doctorat, Université de Toulouse, 2010.
- [7] http://fr.wikipedia.org/wiki/Dispositif_hypersustentateur.
- [8] F.BOUGUERROUMA, Portance et trainée d'aile Delta de différentes formes. Projet de fin d'études, Université Mouloud Mammeri de Tizi ousou, 2011.
- [9] S.CHERBI / S.KEMEL, Performances aérodynamiques d'ailes Delta simples de différents bords d'attaque –Angles privilégiés-, Projet de fin d'études. Université Mouloud Mammeri de Tizi ousou, 2002.
- [10] Fluent 6.3 documentation.
- [11] Barnes W. McCORMICK, Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, John Wiley and Sons Inc. New York, July 1979. 2nd. Edition 1995.
- [12] Henri WERLÉ, On the Flow of Fluids Made Visible, Leonardo Vol 8, No 4 (autumn, 1975), pp. 329-331.

Annexe

1) Essais sur la maquette sans contrôle.

A) champ de pression à l'extrados du profil.

➤ Vitesse d'écoulement d'air 25m/s ($Re = 2.6 \times 10^5$)

x/c	0 deg	4 deg	6 deg	8 deg	10 deg	12 deg
0	0,9242	1,0379	0,9848	0,8333	0,5852	0,0667
0,0266223	0,6212	0,1591	-0,2803	-0,7348	-1,2074	-2,0519
0,04658902	0,2424	-0,2197	-0,6136	-1,053	-1,4963	-2
0,08652246	-0,2045	-0,5379	-0,7803	-1,0379	-1,2815	-1,6741
0,13976706	-0,4545	-0,7197	-0,9167	-1,1364	-1,3185	-1,5926
0,19966722	-0,4773	-0,6515	-0,803	-0,9394	-1,0444	-1,2593
0,27287854	-0,5227	-0,6515	-0,7576	-0,8712	-0,9407	-1,0741
0,359401	-0,553	-0,6364	-0,7045	-0,803	-0,8444	-0,9333
0,44592346	-0,5303	-0,5909	-0,6591	-0,7273	-0,7481	-0,8148
0,55241265	-0,4924	-0,5379	-0,5909	-0,6364	-0,637	-0,7704
0,65224626	-0,4167	-0,4545	-0,4848	-0,5227	-0,5259	-0,5556
0,75207987	-0,3485	-0,3258	-0,3182	-0,3485	-0,3556	-0,3778
0,85856905	-0,1818	-0,1591	-0,1667	-0,1894	-0,1852	-0,2148
0,95174709	-0,0682	-0,0455	-0,0455	-0,0682	-0,0519	-0,0815

x/c	14 deg	15deg	16 deg	17 deg	18 deg	19 deg
0	-0,237	-0,4815	-0,7037	-1,037	-0,9481	-1,4222
0,0266223	-2,4593	-2,7926	-3,0519	-3,4444	-3,3556	-3,763
0,04658902	-2,2667	-2,5259	-2,7556	-3,0963	-3,0296	-3,4
0,08652246	-1,8444	-1,9778	-2,1037	-2,2815	-2,237	-2,3852
0,13976706	-1,7185	-1,8222	-1,9185	-2,0296	-1,9852	-2,0444
0,19966722	-1,3185	-1,3926	-1,4519	-1,5407	-1,5111	-1,5333
0,27287854	-1,1037	-1,1556	-1,2074	-1,2815	-1,2667	-1,2593
0,359401	-0,9556	-1	-1,037	-1,1037	-1,0741	-1,0296
0,44592346	-0,8222	-0,8667	-0,8963	-0,9407	-0,9111	-0,8519
0,55241265	-0,6963	-0,7185	-0,7259	-0,7704	-0,7407	-0,6667
0,65224626	-0,5556	-0,563	-0,5704	-0,6	-0,5704	-0,4963
0,75207987	-0,363	-0,3704	-0,3852	-0,4074	-0,3778	-0,3778
0,85856905	-0,2	-0,2074	-0,2444	-0,2444	-0,2296	-0,2741
0,95174709	-0,0667	-0,0889	-0,1185	-0,1407	-0,1407	-0,2074

x/c	20 deg	21 deg	22 deg	23 deg	24 deg	25 deg
0	-1,7704	-1,6148	-1,8148	-0,7037	-0,4815	-0,3778
0,0266223	-4,1111	-3,8667	-3,8444	-1,563	-1,2296	-1,0519
0,04658902	-3,7185	-3,5111	-3,5407	-1,4296	-1,1333	-0,9852
0,08652246	-2,5185	-2,437	-2,4296	-1,2741	-1,037	-0,9259
0,13976706	-2,1037	-2,0741	-1,9926	-1,2444	-1,0593	-0,9556
0,19966722	-1,563	-1,563	-1,4963	-1,1481	-0,9926	-0,9037
0,27287854	-1,2741	-1,3111	-1,2148	-1,1481	-1,0296	-0,9407
0,359401	-1,0074	-1,0889	-0,9556	-1,1185	-1,0296	-0,9556
0,44592346	-0,8074	-0,8963	-0,763	-1,1111	-1,0519	-0,9926
0,55241265	-0,6074	-0,7185	-0,6296	-1,0815	-1,0815	-1,037
0,65224626	-0,4296	-0,5185	-0,4593	-0,8741	-0,9111	-0,8741
0,75207987	-0,3926	-0,437	-0,5259	-1	-1,0519	-1,037
0,85856905	-0,3481	-0,3481	-0,5111	-0,9111	-0,9778	-0,963
0,95174709	-0,3037	-0,2815	-0,4519	-0,7704	-0,8444	-0,8296

➤ Vitesse d'écoulement d'air 30 m/s ($Re = 3,1 \times 10^5$)

x/c	0 deg	4 deg	6 deg	8 deg	10 deg	12 deg
0	0,8646	1,0417	0,9583	0,8125	0,6979	0,5729
0,0266223	0,6042	-0,0469	-0,4167	-0,75	-1,0365	-1,3177
0,04658902	0,2031	-0,474	-0,8177	-1,1094	-1,2865	-1,4479
0,08652246	-0,2292	-0,6615	-0,8698	-1,1094	-1,2396	-1,3698
0,13976706	-0,5156	-0,8438	-1,0208	-1,2344	-1,3229	-1,4219
0,19966722	-0,5104	-0,7083	-0,8333	-1	-1,0521	-1,125
0,27287854	-0,5625	-0,6823	-0,7865	-0,9375	-0,9792	-1,0156
0,359401	-0,599	-0,6563	-0,7344	-0,8594	-0,8906	-0,9167
0,44592346	-0,5885	-0,625	-0,6719	-0,7813	-0,8021	-0,8073
0,55241265	-0,5573	-0,5625	-0,6042	-0,6927	-0,6927	-0,6875
0,65224626	-0,474	-0,4792	-0,5104	-0,5938	-0,599	-0,5938
0,75207987	-0,3906	-0,3125	-0,3281	-0,4063	-0,401	-0,3958
0,85856905	-0,2344	-0,1615	-0,1719	-0,2396	-0,2344	-0,2292
0,95174709	-0,1406	-0,0521	-0,0573	-0,1198	-0,1094	-0,099

x/c	14 deg	15 deg	16 deg	17 deg	18 deg	19 deg
0	0,1823	0,099	-0,3542	-1,8177	-1,8646	-1,974
0,0266223	-1,9323	-2,0677	-2,6823	-4,2656	-4,1458	-4,4115
0,04658902	-1,875	-1,974	-2,4271	-3,8438	-3,75	-4
0,08652246	-1,6458	-1,7188	-1,9688	-2,5781	-2,5208	-2,625
0,13976706	-1,6146	-1,6771	-1,8542	-2,1927	-2,1354	-2,2188
0,19966722	-1,2552	-1,2969	-1,3958	-1,6042	-1,5729	-1,6042
0,27287854	-1,099	-1,1406	-1,2135	-1,3229	-1,3073	-1,3073
0,359401	-0,9688	-1	-1,0573	-1,0573	-1,0573	-1,0365
0,44592346	-0,8438	-0,875	-0,9062	-0,8281	-0,8594	-0,8125
0,55241265	-0,7344	-0,7552	-0,7604	-0,6302	-0,7031	-0,6146
0,65224626	-0,6094	-0,625	-0,6198	-0,4531	-0,5208	-0,4323
0,75207987	-0,401	-0,4167	-0,4063	-0,4479	-0,5313	-0,474
0,85856905	-0,2344	-0,2448	-0,2292	-0,4219	-0,4948	-0,4531
0,95174709	-0,099	-0,1042	-0,1042	-0,3698	-0,4271	-0,4115

x/c	20 deg	21 deg	22 deg	23 deg	24 deg	25 deg
0	-1,5	-0,5625	-0,3333	-0,2604	-0,2813	-0,2865
0,0266223	-3,25	-1,4635	-1,1042	-0,9219	-0,8802	-0,875
0,04658902	-2,9531	-1,3438	-1,0156	-0,8802	-0,8542	-0,849
0,08652246	-2	-1,125	-0,9167	-0,8125	-0,7917	-0,7865
0,13976706	-1,7604	-1,1094	-0,9635	-0,8698	-0,849	-0,8385
0,19966722	-1,3438	-0,9896	-0,9063	-0,8229	-0,8073	-0,7917
0,27287854	-1,1771	-1	-0,9635	-0,8906	-0,8646	-0,8542
0,359401	-1,0365	-0,9896	-0,9844	-0,9167	-0,901	-0,8854
0,44592346	-0,9427	-0,9896	-1,0104	-0,9583	-0,9427	-0,9323
0,55241265	-0,8802	-1	-1,0469	-1,0156	-1,0104	-1,0104
0,65224626	-0,6979	-0,8177	-0,8854	-0,8698	-0,8698	-0,875
0,75207987	-0,8073	-0,9583	-1,0521	-1,0417	-1,0521	-1,0625
0,85856905	-0,7448	-0,8802	-0,9635	-0,9688	-0,9688	-0,9844
0,95174709	-0,651	-0,7552	-0,8385	-0,8229	-0,8281	-0,8438

B) efforts aérodynamiques

Les essais sur les efforts aérodynamiques pour la maquette sans contrôle ont été faits pour quatre vitesses d'écoulement d'air, les résultats numériques sont comme suit :

15m/s ($Re = 1.5 \times 10^5$)

incidence	Cz	Cx
0	0,23391505	0,05180591
3	0,36738389	0,0862069
6	0,7087889	0,13767405
9	0,94999299	0,16657322
12	1,15969302	0,23120503
15	1,35645033	0,32639473
16	1,38332866	0,35161434
17	1,36340062	0,40285955
18	1,28434258	0,46721101
19	1,22514251	0,5170428
20	1,19284413	0,55646669
21	1,20103261	0,59385805
22	1,16400336	0,62624988
23	1,16869919	0,65554621
24	1,15518409	0,6996776
25	1,16591907	0,750806

20m/s ($Re = 2 \times 10^5$)

incidence	Cz	Cx
0	0,20742146	0,05519872
3	0,41189844	0,08784135
6	0,61773809	0,14309485
9	0,85517954	0,18416007
12	1,07793969	0,2425087
15	1,24042702	0,30588348
16	1,30065874	0,33229478
17	1,30047386	0,34852365
18	1,2749459	0,4060985
19	1,18611164	0,44953299
20	1,10595333	0,48420253
21	1,11885426	0,53368348
22	1,09496289	0,5458791
23	1,10854858	0,58449286
24	1,11190391	0,62897505
25	1,10179682	0,61464296

25m/s ($Re = 2.6 \times 10^5$)

incidence	Cz	Cx
0	0,19556623	0,05680321
3	0,41394219	0,08399527
6	0,64614663	0,12174824
9	0,85225119	0,16359468
12	1,07004044	0,21642175
15	1,26493871	0,29178777
16	1,3174995	0,31990956
17	1,36444136	0,34351813
18	1,37171213	0,37308414
19	1,24499034	0,52155507
20	1,039987	0,70174932
21	0,96421479	0,73005163
22	0,97639593	0,74214251
23	0,97367898	0,76566534
24	0,95778347	0,75804705
25	0,97850811	0,78837579

30m/s ($Re = 3.1 \times 10^5$)

incidence	Cz	Cx
0	0,20046498	0,06129706
3	0,43066197	0,08545967
6	0,67943994	0,12555755
9	0,8927393	0,16734795
12	1,10472193	0,22989148
15	1,36110093	0,31192946
16	1,39070768	0,33322946
17	1,39586465	0,37153096
18	1,39655204	0,39752661
19	1,37978578	0,42040914
20	1,3241345	0,48434273
21	1,269858	0,50541971
22	1,18789334	0,55015825
23	1,20277768	0,54799526
24	1,20293654	0,55603622
25	1,19480393	0,58136281

2) Simulation numérique des efforts

La simulation des efforts aérodynamiques a été faite seulement pour la vitesse d'écoulement d'air de 25m/s ($Re = 2,6 \times 10^5$)

incidence	Cz	Cx
0	0,29070848	0,07147923
2	0,45241689	0,0757449
4	0,62000306	0,08829101
6	0,79596022	0,10942829
8	0,97848141	0,1382432
10	1,1676217	0,17315279
12	1,2985105	0,22305301
14	1,4020231	0,25537096
15	1,4378976	0,2835258
16	1,503343	0,31974048
17	1,5662703	0,36103488
18	1,6003157	0,41396039
19	1,478458	0,42874961
20	1,4663397	0,46261324
21	1,4321183	0,48188587
22	1,4191774	0,52408642
23	1,4189201	0,56217098

3) Essais sur la maquette avec contrôle :

On présente ici les résultats en valeurs numériques des efforts observés dans la procédure d'optimisation qui est faite pour une rangée de 8 VGs et pour une vitesse d'écoulement d'air de 25m/s ($Re = 2,6 \times 10^5$).

➤ Résultats efforts pour les différentes valeurs de $\frac{h}{\delta}$:

$\frac{h}{\delta} = 0.2$		
incidence	Cz	Cx
0	2,4017	0,7696
2	4,2932	0,9524
4	5,9307	1,1813
6	7,6851	1,4931
8	9,2075	1,8292
10	11,3267	2,3215
11	12,1885	2,6864
12	13,0406	2,8879
13	13,951	3,2026
14	14,8607	3,5582
15	15,7234	3,8227
16	16,5422	4,1569
17	17,0686	4,3883
18	17,234	4,738
19	17,0717	4,9574
20	14,3595	5,5454
21	12,2545	5,8925
22	11,5015	6,0683
23	11,3635	6,3942
24	11,3937	6,6583
25	11,586	6,9353

$\frac{h}{\delta} = 0.27$		
incidence	Cz	Cx
0	2,4605	0,7298
2	4,5553	0,9391
4	6,0481	1,1459
6	7,7111	1,4588
8	9,6018	1,8479
10	11,4411	2,289
11	12,5691	2,591
12	13,3303	2,8112
13	14,2012	3,0639
14	14,985	3,3524
15	15,575	3,6356
16	16,2961	3,9157
17	16,9789	4,1969
18	17,3357	4,4488
19	16,8736	4,8805
20	15,4259	5,2921
21	15,8343	5,3663
22	13,3233	5,6679
23	12,5936	6,1005
24	11,6033	6,2922
25	11,589	6,5916

$$\frac{h}{\delta} = 0.34$$

incidences	Cz	Cx
0	2,2104	0,7223
2	4,0558	0,9065
4	5,9113	1,1396
6	7,9988	1,5258
8	9,8394	1,953
10	11,6356	2,4299
11	12,5208	2,6998
12	13,2725	2,9487
13	14,0711	3,1921
14	14,7326	3,4431
15	15,5412	3,6826
16	16,4622	4,0926
17	17,1639	4,4638
18	17,4246	4,5818
19	17,713	5,0288
20	16,1795	5,3886
21	13,3216	5,8429
22	11,31	6,1258
23	11,2685	6,4879
24	11,6374	7,0742
25	11,731	7,2783

$$\frac{h}{\delta} = 0.41$$

incidence	Cz	Cx
0	2,4601	0,7542
2	4,3057	0,9522
4	6,0896	1,2157
6	8,326	1,5728
8	9,9768	1,9525
10	12,2473	2,496
11	13,1665	2,8255
12	14,0425	3,0598
13	14,4938	3,2458
14	15,3689	3,5399
15	16,4422	3,9554
16	17,0441	4,2773
17	17,5938	4,5346
18	17,8665	4,6915
19	16,4402	5,1051
20	13,0362	5,768
21	13,2091	5,8563
22	12,9847	6,2408
23	12,2455	6,7283
24	12,2813	7,2036
25	12,1861	7,6045

➤ Résultats efforts pour les différentes valeurs l'espacement e :

$$e=15\text{mm}$$

incidence	Cz	Cx
0	2,3962	0,7148
2	4,1278	0,8418
4	5,5083	1,0123
6	7,2046	1,2666
8	9,2751	1,7039
10	11,0322	2,1324
11	12,0017	2,3664
12	13,0285	2,6577
13	13,7808	2,9198
14	14,6321	3,2034
15	15,2792	3,4503
16	15,9289	3,7413
17	16,674	4,0315
18	17,1178	4,3927
19	17,3803	4,6798
20	16,5403	4,995
21	13,6765	5,5254
22	12,2328	5,8446
23	11,6261	5,9357
24	11,4632	6,3239
25	11,5513	6,6574

$$e=19\text{mm}$$

incidences	Cz	Cx
0	2,2104	0,7223
2	4,0558	0,9065
4	5,9113	1,1396
6	7,9988	1,5258
8	9,8394	1,953
10	11,6356	2,4299
11	12,5208	2,6998
12	13,2725	2,9487
13	14,0711	3,1921
14	14,7326	3,4431
15	15,5412	3,6826
16	16,4622	4,0926
17	17,1639	4,4638
18	17,4246	4,5818
19	17,713	5,0288
20	16,1795	5,3886
21	13,3216	5,8429
22	11,31	6,1258
23	11,2685	6,4879
24	11,6374	7,0742
25	11,731	7,2783

$e=23\text{mm}$

incidence	Cz	Cx
0	2,2765	0,7432
2	3,9948	0,8975
4	5,4345	1,1004
6	7,5772	1,4506
8	9,2489	1,8537
10	10,6875	2,2128
11	11,6661	2,4906
12	12,4563	2,7715
13	13,4221	3,0443
14	14,4275	3,351
15	15,0413	3,6375
16	16,0309	3,9775
17	16,5303	4,2217
18	17,3325	4,6102
19	17,715	4,8457
20	17,1743	5,1786
21	13,5775	5,7829
22	12,078	6,0637
23	11,2808	6,1562
24	11,1438	6,5937
25	11,4733	6,9802

$e=25\text{mm}$

incidence	Cz	Cx
0	2,2005	0,691
2	3,9175	0,8526
4	5,4845	1,053
6	7,2089	1,3277
8	9,1095	1,736
10	10,8951	2,19
11	11,9526	2,4719
12	12,6138	2,68
13	13,3802	2,9193
14	14,142	3,1583
15	14,7727	3,4008
16	15,6621	3,75
17	16,3495	4,0106
18	16,8401	4,2859
19	17,6139	4,6829
20	15,5167	5,2485
21	13,7163	5,6352
22	12,7836	5,966
23	11,9086	6,1946
24	11,7377	6,4825
25	11,4854	6,7157

➤ Résultats efforts pour les différentes valeurs de α :

$\alpha=5^\circ$

incidence	Cz	Cx
0	2,3934	0,7112
2	4,262	0,8734
4	6,3041	1,1209
6	7,9316	1,4701
8	9,2635	1,762
10	10,9668	2,2355
11	12,2465	2,5646
12	13,2041	2,8256
13	13,7233	3,0611
14	14,7111	3,3585
15	15,3188	3,63
16	15,9126	3,9367
17	16,1381	4,1672
18	16,1034	4,4075
19	14,7037	5,0044
20	13,1282	5,7022
21	12,8424	5,9312
22	12,6872	6,2536
23	12,5311	6,5911
24	11,8307	7,1284
25	11,9659	7,4871

$\alpha=8^\circ$

incidences	Cz	Cx
0	2,4023	0,7288
2	3,7483	0,7952
4	5,244	1,0309
6	6,7637	1,3398
8	9,0216	1,8503
10	9,7675	2,0394
11	11,5113	2,5161
12	12,3478	2,7607
13	13,7395	3,1774
14	15,2921	3,717
15	16,5966	4,3916
16	17,0697	4,5508
17	17,0007	4,6627
18	16,8611	5,003
19	16,4089	5,3459
20	14,3775	5,8028
21	12,9377	6,1112
22	12,951	6,0805
23	12,9415	6,3338
24	12,2762	6,5488
25	12,0616	6,7883

$\alpha=10^\circ$		
incidence	Cz	Cx
0	2,2104	0,7223
2	4,0558	0,9065
4	5,9113	1,1396
6	7,9988	1,5258
8	9,8394	1,953
10	11,6356	2,4299
11	12,5208	2,6998
12	13,2725	2,9487
13	14,0711	3,1921
14	14,7326	3,4431
15	15,5412	3,6826
16	16,4622	4,0926
17	17,1639	4,4638
18	17,4246	4,5818
19	17,713	5,0288
20	16,1795	5,3886
21	13,3216	5,8429
22	11,31	6,1258
23	11,2685	6,4879
24	11,6374	7,0742
25	11,731	7,2783

$\alpha=12^\circ$		
incidence	Cz	Cx
0	1,7835	0,7278
2	3,582	0,8973
4	4,6795	1,0287
6	5,7327	1,1869
8	7,7637	1,543
10	9,3944	2,015
11	10,3096	2,2078
12	11,8561	2,6209
13	13,7184	3,1891
14	14,6932	3,577
15	16,0646	4,1707
16	16,524	4,2445
17	17,5698	4,6675
18	17,6659	4,8037
19	17,5875	5,2481
20	17,6045	5,3669
21	16,3794	5,6965
22	13,1146	6,2418
23	12,7683	6,2789
24	13,0472	6,5736
25	12,2486	6,9968

➤ Résultats efforts pour les différentes valeurs de β :

$\beta=45^\circ$		
incidence	Cz	Cx
0	2,2104	0,7223
2	4,0558	0,9065
4	5,9113	1,1396
6	7,9988	1,5258
8	9,8394	1,953
10	11,6356	2,4299
11	12,5208	2,6998
12	13,2725	2,9487
13	14,0711	3,1921
14	14,7326	3,4431
15	15,5412	3,6826
16	16,4622	4,0926
17	17,1639	4,4638
18	17,4246	4,5818
19	17,713	5,0288
20	16,1795	5,3886
21	13,3216	5,8429
22	11,31	6,1258
23	11,2685	6,4879
24	11,6374	7,0742
25	11,731	7,2783

$\beta=54.4^\circ$		
incidence	Cz	Cx
0	2,6114	0,7695
2	4,0974	0,9143
4	5,901	1,1586
6	7,7565	1,5222
8	9,5713	1,9173
10	11,4267	2,4297
11	12,5861	2,7678
12	13,6382	3,1338
13	14,5081	3,3766
14	15,0596	3,5632
15	15,8817	3,913
16	16,3906	4,1063
17	16,9216	4,4636
18	17,5896	4,7146
19	17,2977	5,1397
20	15,3344	5,5789
21	12,9068	6,0301
22	11,5931	6,2664
23	11,2033	6,4857
24	11,4759	6,7902
25	11,9116	7,2681

$\beta=68.6^\circ$

incidence	Cz	Cx
0	2,135	0,781
2	3,8994	0,9795
4	5,7291	1,2338
6	7,4276	1,5366
8	8,8758	1,8765
10	10,8285	2,3552
11	11,6685	2,5963
12	12,4804	2,8873
13	13,3291	3,1708
14	14,4021	3,5182
15	14,9149	3,7209
16	15,5788	3,9701
17	16,3993	4,2569
18	17,0403	4,6415
19	17,0679	5,0209
20	16,0284	5,5184
21	15,0028	5,9856
22	13,4997	6,5217
23	13,1085	7,0231
24	11,5458	6,8582
25	11,669	7,1749

$\beta=74.6^\circ$

incidence	Cz	Cx
0	2,2398	0,7159
2	4,1279	0,9087
4	5,7053	1,1587
6	7,6199	1,4943
8	9,185	1,8619
10	10,7168	2,2885
11	11,6384	2,54
12	12,3381	2,7768
13	12,9145	3,0013
14	13,6053	3,2061
15	13,984	3,4023
16	14,8457	3,7211
17	15,3681	3,9932
18	15,9841	4,2421
19	16,5288	4,5649
20	16,4311	4,8423
21	15,5074	5,2368
22	15,0559	5,5375
23	13,0186	5,92
24	12,1529	6,1705
25	11,9019	6,3866

➤ Résultats efforts pour les différents positionnements sur la corde :

10% de la corde

incidence	Cz	Cx
0	2,2104	0,7223
2	4,0558	0,9065
4	5,9113	1,1396
6	7,9988	1,5258
8	9,8394	1,953
10	11,6356	2,4299
11	12,5208	2,6998
12	13,2725	2,9487
13	14,0711	3,1921
14	14,7326	3,4431
15	15,5412	3,6826
16	16,4622	4,0926
17	17,1639	4,4638
18	17,4246	4,5818
19	17,713	5,0288
20	16,1795	5,3886
21	13,3216	5,8429
22	11,31	6,1258
23	11,2685	6,4879
24	11,6374	7,0742
25	11,731	7,2783

15% de la corde

incidence	Cz	Cx
0	2,4632	0,633
2	3,8199	0,7606
4	5,5951	1,0095
6	7,2442	1,2843
8	9,0326	1,662
10	10,7597	2,1025
11	11,7708	2,3782
12	12,6775	2,6217
13	13,4086	2,8451
14	14,4397	3,1595
15	15,1343	3,4121
16	15,9713	3,7179
17	16,5136	3,9622
18	17,1561	4,268
19	17,5167	4,6431
20	15,7106	5,0696
21	13,9585	5,4618
22	11,8051	5,7728
23	11,3822	6,0747
24	11,3591	6,3765
25	11,7083	6,7504

20% de la corde

incidence	Cz	Cx
0	2,4984	0,678
2	4,3367	0,8217
4	5,944	0,9941
6	7,6262	1,2881
8	9,4896	1,669
10	11,0456	2,0549
11	11,9066	2,3066
12	12,3275	2,4762
13	13,1251	2,6803
14	13,8371	2,8864
15	14,4671	3,1064
16	15,0467	3,3363
17	16,1024	3,7153
18	16,7012	3,9846
19	17,3379	4,3966
20	16,7792	4,8606
21	13,2918	5,3304
22	12,9115	5,6887
23	11,6153	5,9399
24	11,3396	6,1964
25	11,5555	6,455

25% de la corde

incidence	Cz	Cx
0	2,363	0,7144
2	3,7858	0,854
4	5,5321	1,0862
6	7,272	1,383
8	9,1871	1,7769
10	10,8429	2,1658
11	11,7105	2,3854
12	12,4423	2,5864
13	12,9091	2,8089
14	13,8221	3,1025
15	14,7469	3,4078
16	15,3687	3,6387
17	16,2324	3,9384
18	16,8872	4,2153
19	17,0364	4,6156
20	16,594	4,9066
21	14,5845	5,3894
22	12,947	5,6592
23	11,268	6,1062
24	11,2938	6,3925
25	11,5514	6,7536

➤ Résultats efforts après avoir ajouté deux VGs (configuration avec 10VGs).

incidence	Cz	Cx
0	2,5428	0,7543
2	4,0814	0,9059
4	5,8593	1,1377
6	7,4828	1,465
8	9,4045	1,8612
10	11,1532	2,3291
11	12,0501	2,5783
12	12,999	2,8556
13	13,8685	3,1717
14	14,765	3,5042
15	15,5866	3,7492
16	16,3623	4,0798
17	17,0668	4,2942
18	17,5446	4,6313
19	18,1014	4,9052
20	17,5381	5,2286
21	15,8826	5,5659
22	13,7523	5,9306
23	11,2169	6,1803
24	11,2504	6,5175
25	11,644	6,9843

➤ Résultats efforts pour les différents nombres de Reynolds :

$Re = 1.5 \times 10^5$

incidence	Cz	Cx
0	0,9032	0,1692
2	1,5087	0,223
4	2,1677	0,3177
6	2,7534	0,4356
8	3,4147	0,5938
10	4,0636	0,7601
11	4,4244	0,8623
12	4,6461	0,9466
13	5,0067	1,0361
14	5,2637	1,1219
15	5,5985	1,2297
16	5,7972	1,3199
17	5,8649	1,4361
18	5,7735	1,5911
19	5,2164	1,7408
20	4,851	1,8343
21	4,411	1,9476
22	4,3866	2,07
23	4,2853	2,1847
24	4,3629	2,3325
25	4,4584	2,4924

$Re = 2 \times 10^5$

incidence	Cz	Cx
0	1,5128	0,4518
2	2,871	0,5538
4	3,9658	0,678
6	5,1334	0,8973
8	6,26	1,143
10	7,4679	1,4547
11	7,9806	1,6125
12	8,5356	1,7463
13	9,0556	1,9329
14	9,4209	2,0832
15	9,9477	2,2585
16	10,6569	2,5247
17	11,128	2,7248
18	11,1475	2,9377
19	10,4532	3,2304
20	9,8538	3,4901
21	8,8314	3,6808
22	8,0181	3,9774
23	7,7684	4,0823
24	7,8606	4,363
25	7,9789	4,6015

$Re = 3.1 \times 10^5$

incidence	Cz	Cx
0	2,7505	1,0566
2	5,4636	1,3459
4	8,5131	1,7895
6	11,2872	2,2675
8	13,8891	2,8841
10	16,4946	3,6243
11	17,2929	4,2105
12	18,5394	4,493
13	20,0978	4,9787
14	21,3207	5,4272
15	22,1258	5,6398
16	23,4075	6,0351
17	24,2286	6,4301
18	25,6752	6,8598
19	26,0644	7,1953
20	27,1221	7,765
21	25,085	8,244
22	20,123	8,8382
23	17,9304	9,1837
24	17,4929	9,7861
25	17,249	10,2196