

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

**UNIVERSITE FRERES MENTOURI CONSTANTINE 1
FACULTE DES SCIENCES EXACTES
DEPARTEMENT DE PHYSIQUE**

N^o de série :46/DS/2020
N^o d'ordre :03/phy/2020

THESE

PRESENTEE POUR OBTENIR LE DIPLOME DE DOCTORAT EN SCIENCES

SPECIALITE : Physique Energétique

OPTION : Photo-Thermique

THEME :

**Simulation numérique du contrôle de l'écoulement décollé
autour de profils**

Par : SAADI Mohamed chérif

Soutenue, le 20/09/2020

Devant le jury :

Président	N. ATTAF	Professeur Université Frères MENTOURI Constantine 1
Rapporteur	L. BAHI	Professeur Université Frères MENTOURI Constantine 1
Examineurs	M. H. BENHAMZA	Professeur Université 8 Mai 1945 Guelma
	A. BRIMA	Professeur Université Mostapha BENBOULAID Batna 2

Résumé

L'effet d'un contrôle par jet synthétique sur le décollement d'un écoulement turbulent incompressible, visqueux autour d'un profil symétrique de type NACA0012 utilisant un modèle de turbulence à deux équations de transport $k-\varepsilon$ RNG, est étudié numériquement. La résolution numérique des équations mathématiques régissant le problème physique est faite en faisant appel au code commercial "Fluent" et le logiciel de génération de maillage, "Gambit". La discrétisation des équations différentielles non linéaires aux dérivées partielles est obtenue en utilisant la méthode des volumes finis. Les distributions des coefficients de portance et de traînée ainsi que les champs de vitesse et les lignes de courant, sont déterminées et analysées avec et sans contrôle en recherchant l'efficacité du contrôle. Une étude paramétrique du concept de contrôle caractérisant le jet tels que son inclinaison, sa position, sa largeur, et sa fréquence, est menée.

En faisant varier l'inclinaison et la position du jet, les résultats indiquent qu'un angle de 45° avec une position du jet à 15% du bord d'attaque, réduisent davantage la zone de décollement.

De même une largeur de fente du jet de 2% pour différents angles, induit une meilleure efficacité de contrôle avec une plus grande réduction de la zone de décollement, et un meilleur gain en portance.

Finalement, la variation de la fréquence du jet F^+ et de la vitesse du jet V_r , montrent que la zone de décollement disparaît complètement pour une fréquence $F^+=2,5$ et pour toute vitesse V_r supérieure à 2.

L'étude menée sur différents profils NACA symétriques, montre que le contrôle est d'autant plus efficace que le profil est mince produisant un meilleur gain en performances.

Mots clés : Contrôle, synthétique, jet, écoulement, visqueux, turbulent, incompressible, décollement, profil, NACA, symétrique, portance, traînée.

Dédicaces

Je dédie ce travail à l'âme de mon cher père et à ma chère maman.

Je dédie ce travail à ma petite famille, ma femme et mes enfants.

Je dédie ce travail à mes deux sœurs et leurs familles.

Je dédie ce travail à tous mes amis.

SAADI Mohamed chérif

Remerciements

J'adresse mes plus vifs remerciements à Mr **BAHI Lakhdar**, Professeur à l'université Mentouri Constantine1, qui m'a proposé ce sujet et n'a pas cessé de me guider pour la réalisation, jusqu'à la phase finale de la rédaction de cette thèse.

Je remercie Mr **BAHI Lakhdar**, qui a montré une patience remarquable durant toute ces années et qui m'a permis également de partager des débats scientifiques assez fructueux au sein du laboratoire de Physique Energétique.

Le sujet proposé est d'actualité et d'originalité remarquables, pour ces deux qualités, que Mr **BAHI Lakhdar** trouve ici, les expressions de ma sincère reconnaissance et mon profond respect.

Mes remerciements s'adressent aussi à Mr **ATTAF Nadhir**, Professeur à l'université Frères MENTOURI Constantine 1, pour m'avoir fait l'honneur d'accepter la présidence du jury de ma thèse, et qu'il trouve ici l'expression de mon respect.

Je remercie Mr **BENHAMZA Mohamed El Hocine**, Professeur à l'université 8 Mai 1945 Guelma, et qui a accepté d'être membre de jury, qu'il trouve ici l'expression de mon respect.

Je remercie Mr **BRIMA Abdelhafid**, Professeur à l'université Batna 2, et qui a accepté d'être membre de jury, qu'il trouve ici l'expression de mon respect.

Merci à tous

Nomenclature

Lettres latines

U_j	Vitesse temporel du jet	$[m.s^{-1}]$
U_0	Amplitude de l'écoulement du jet	$[m.s^{-1}]$
a	Vitesse de son	$[m.s^{-1}]$
Re_∞	Nombre de Reynolds à l'infini	$[-]$
M_∞	Nombre de Mach à l'infini	$[-]$
C_z	Coefficient de portance	$[-]$
C_x	Coefficient de trainée	$[-]$
C_p	Coefficient de pression	$[-]$
C_f	Coefficient de frottement	$[-]$
C_μ	Coefficient de la quantité de mouvement du jet	$[-]$
c	Longueur caractéristique du profil	$[m]$
F_x	Force de trainée	$[N]$
F_z	Force de portance	$[N]$
F^+	Fréquence adimensionnelle du jet	$[-]$
f	Fréquence du jet	$[Hz]$
e_j	Largeur de la fente du jet	$[m]$
V_r	Vitesse relative du jet	$[-]$
\bar{F}	Valeur moyenne suivant les axes x et y	$[-]$
f'	Valeur fluctuante suivant les axes x et y	$[-]$

Lettres grecques

α	Angle d'attaque	$[^\circ]$
β	Angle d'inclinaison du jet	$[^\circ]$
ρ_j	Masse volumique du jet	$[kg.m^{-3}]$
ρ_∞	Masse volumique de l'écoulement	$[kg.m^{-3}]$
ν	Viscosité cinématique de l'écoulement	$[m^2.s^{-1}]$

Indices

j	Jet
f	Frottement
r	Relative
p	Pression
x	Trainée
z	Portance
μ	Quantité de mouvement
∞	Infini

Sommaire

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

Chapitre I - Couche limite et processus de décollement

Introduction	4
1.1. La couche limite: définition et propriétés	4
1.1.1. Notion de la couche limite.....	4
1.1.2. Epaisseurs de la couche limite bidimensionnelle.....	5
1.2. Le processus de décollement de la couche limite	9
1.2.1. Physique de décollement de la couche limite	9
1.2.2. Comportement des profils vis à vis du décollement	11
1.3. Etude bibliographique	14
1.3.1. Etat de l'art du contrôle de décollements de la couche limite autour d'un profil	14

Chapitre II - Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

Introduction	19
2.1. Contrôles passifs	19
2.1.1. Contrôle par générateur de vortex	19
2.1.2. Contrôle par Volet de Gurney	24
2.2. Contrôles actifs	26
2.2.1. Contrôle par jet continu	26
2.2.2. Contrôle par jets synthétiques	28
2.2.3. Contrôle thermique	32
2.2.3.1. Effets du chauffage pariétal	32
2.2.3.2. Effets du refroidissement pariétal	33
2.2.4. Contrôle électromagnétique	33
2.3. Caractéristique géométrique du profil d'aile	36
2.4. Définitions de quelques nombres adimensionnels	37
2.4.1. Nombre de Reynolds	37
2.4.2. Nombre de Mach	37
2.4.3. La fréquence adimensionnée	38
2.4.4. Coefficient de la quantité de mouvement.....	38

2.4.5. La vitesse relative	38
----------------------------------	----

Chapitre III – Modèle mathématique

Introduction	39
3.1. Formulations mathématiques du problème	39
3.1.1. Equations de Navier-Stokes pour un fluide incompressible	39
3.1.1.1. Equation de continuité	39
3.1.1.2. Equations de quantité mouvement	40
3.1.2. Equations de Navier-Stokes moyennée	40
3.1.3. Conditions aux limites	40
3.2. Le mailleur Gambit	42
3.3. Le solveur Fluent	42
3.4. Prétraitement de la simulation numérique	42

Chapitre IV - Résultats et Discussion

4.1. Etude du modèle sans contrôle	45
4.2. Validation du modèle numérique	52
4.3. Etude du contrôle de décollement par jet synthétique	53
4.3.1. Influence de l'inclinaison du jet sur le décollement de la couche limite	53
4.3.2. Influence de la position du jet sur le décollement de la couche limite	63
4.3.3. Influence de la largeur de la fente du jet sur le décollement de la couche limite	72
4.3.4. Influence de la fréquence du jet sur le décollement de la couche limite	77
4.4. Effets du contrôle par jet synthétique sur les performances globales de différents NACA symétriques	83
4.5. Effets des différentes vitesses relatives pour différentes épaisseurs d'un profil NACA symétriques	87
Conclusion	91
Références bibliographiques	93

Liste des figures

Figure 1.1 Couche limite développée sur un corps solide	4
Figure 1.2 Les différentes zones de la couche limite turbulente	6
Figure 1.3 Convention de notation de la couche limite	7
Figure 1.4 Profils de vitesse avec décollement	10
Figure 1.5 a) Principe traditionnel de décollement, b) Modèle d'écoulement séparé avec les structures turbulentes	11
Figure 1.6 Deux types de décollement de la couche limite	11
Figure 1.7 Polaires correspondant aux différents types de décollement de la couche limite	12
Figure 1.8 Comparaison des courbes de portance de deux profils de même épaisseur et de rayons de courbure de bord d'attaque différents	13
Figure 1.9 Décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion	14
Figure 2.1 Principe de fonctionnement de générateurs de vortex	20
Figure 2.2 Générateurs de vortex situés derrière le bord d'attaque de l'aile	20
Figure 2.3 Générateurs de vortex placés devant les ailerons	20
Figure 2.4 Définition géométrique des VG	21
Figure 2.5 Effet des générateurs de vortex sur le coefficient de portance d'un profil NACA 63415	21
Figure 2.6 Les différentes positions des VG	22
Figure 2.7 Amélioration des caractéristiques d'écoulement sur éolienne par VG	22
Figure 2.8 Schémas d'un dispositif VGM	23
Figure 2.9 Schémas d'installation des caractéristiques d'un dispositif (HiMVG)	23
Figure 2.10 (a) Profil avec volet Gurney, (b) Nature de l'écoulement au niveau de bord de fuite	24
Figure 2.11 Effet de la dimension de Gurney flap sur le coefficient de portance pour un profil NACA4412, $Re_c = 1.64 \cdot 10^6$	25
Figure 2.12 Lignes de courant sans volet Gurney and (b) Lignes de courant avec volet Gurney	25
Figure 2.13 Evolution temporelle de la vitesse du jet	26
Figure 2.14 Mécanisme du soufflage tangentiel et normal	27
Figure 2.15 Lignes de courant au voisinage du bord de fuite sans et avec contrôle	27

Figure 2.16 Atténuation du sillage d'un cylindre à l'aide d'une fente de soufflage située pour une position azimutale $\theta=180^\circ$	25
Figure 2.17 Principe de fonctionnement de l'aspiration de la couche limite	28
Figure 2.18 Effet de l'aspiration sur le décollement autour d'un cylindre	29
Figure 2.19 Contrôle par aspiration du décollement sur un cylindre	29
Figure 2.20 Jet synthétique	30
Figure 2.21 Schémas d'un jet synthétique	30
Figure 2.22 Photographie d'un MEMS piézoélectrique	31
Figure 2.23 Principe de fonctionnement du générateur de jets synthétiques	31
Figure 2.24 Effet du chauffage pariétal sur l'extrados d'un profil aérodynamique	32
Figure 2.25 Effet du refroidissement pariétal sur l'extrados d'un profil aérodynamique	33
Figure 2.26 Effet du contrôle électromagnétique sur une plaque plane en incidence	34
Figure 2.27 Contrôle d'un écoulement autour d'un profil d'aile de type NACA0015	34
Figure 2.28 Contrôle d'un écoulement autour d'un profil d'aile NACA0015 de 12.5 cm de corde	35
Figure 2.29 Champs des vecteurs vitesses et lignes de courant obtenus par PIV autour d'un profil d'aile NACA0015 à 20° d'incidence	36
Figure 2.30 Caractéristiques géométriques d'un profil	36
Figure 3.1 Maillage de calcul pour cas contrôlé sur un profil NACA0012.....	43
Figure 4.1 Distribution du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidence	47
Figure 4.2 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$	48
Figure 4.3 Distribution du coefficient de traînée sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$	49
Figure 4.4 Evolution des coefficients de frottement sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidence	51
Figure 4.5 Distribution du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour $\alpha=15^\circ$	52
Figure 4.6 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ et $\alpha=20^\circ$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	53
Figure 4.7 Distribution du coefficient de traînée sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ et $\alpha=20^\circ$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	54

Figure 4.8 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,045$ et $\alpha=20^0$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	58
Figure 4.9 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,09$ et $\alpha=20^0$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	62
Figure 4.10 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	63
Figure 4.11 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,045$ et $\alpha=20^0$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	67
Figure 4.12 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,09$ et $\alpha=20^0$ pour différents angles d'inclinaisons du jet	71
Figure 4.13 Distribution du coefficient de portance sur le profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur de jet pour des angles d'attaque $\alpha=18^0, 20^0, 22^0$	73
Figure 4.14 Distribution du coefficient de traînée sur le profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur de jet pour des angles d'attaque $\alpha=18^0, 20^0, 22^0$	73
Figure 4.15 Distribution de la finesse sur le profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur de jet pour des angles d'attaque $\alpha=18^0, 20^0, 22^0$	74
Figure 4.16 Lignes de courant sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur de jet pour des angles d'attaque $\alpha=20^0$	77
Figure 4.17 Distribution du coefficient de portance sur le profil NACA0012 à $M_\infty = 0,13$, $\beta = 45^0$ pour différentes fréquences adimensionnelles de jet	78
Figure 4.18 Distribution du coefficient de traînée sur le profil NACA0012 à $M_\infty = 0,13$, $\beta = 45^0$ pour différentes fréquences adimensionnelles de jet	78
Figure 4.19 Distribution de la finesse sur le profil NACA0012, à $M_\infty = 0,13$, $\beta = 45^0$ pour différentes fréquences adimensionnelles de jet	79
Figure 4.20 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $\beta=45^0$ et $\alpha=22^0$ pour différentes vitesse relative	82
Figure 4.21 Distribution du coefficient portance en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques pour une position du jet 15% du bord d'attaque avec $\beta=45^0$ et $F^+=2,5$, $C_\mu= 0,045$, $M_\infty=0,13$	84

Figure 4.22	Distribution du coefficient portance en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques pour une position du jet 15% du bord d'attaque avec $\beta=45^0$ et $F^+=2,5$, $C_{\mu}= 0,045$, $M_{\infty}=0,13$	84
Figure 4.23	Distribution de la finesse en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques pour une position du jet 15% du bord d'attaque avec $\beta=45^0$ et $F^+=2,5$, $C_{\mu}= 0,045$, $M_{\infty}=0,13$	85
Figure 4.24	Lignes de courant pour les profils NACA symétriques avec contrôle, $\alpha = 20^0$, $M_{\infty}=0,13$	85
Figure 4.25	Distribution du coefficient de portance en fonction de la vitesse du jet pour $\alpha = 20^0$	88
Figure 4.26	Distribution du coefficient de portance en fonction de la vitesse du jet pour $\alpha = 20^0$	88
Figure 4.27	Distribution de la finesse en fonction de la vitesse du jet pour $\alpha=20^0$	89

Introduction

Face aux contraintes économiques, et environnementales, l'intérêt de développer des techniques de contrôle des décollements autour de profils pour améliorer leurs performances, et de réduire la consommation énergétique et la pollution est devenu de nos jours un défi majeur. Le décollement des structures tourbillonnaires sur les profils et les conséquences qui en découlent, conduisent à des pertes de performances et à des nuisances environnementales [1].

Réduire la consommation énergétique est une nécessité absolue pour l'industrie aussi bien aéronautique et qu'automobile cela passe par la réduction de la traînée qui est la force s'opposant au mouvement ce qui a pour conséquence une amélioration des performances des avions. Réduire de 50% la consommation en carburant et de 50% la réduction du bruit des avions et réduire de 80% l'émission des gaz nocifs, est un objectif à atteindre dans les années avenir pour certain groupe de recherche ayant pour mission d'élaborer une future vision pour les avions civils [2], cette indésirable traînée représente un enjeu majeur pour les constructeurs aéronautiques. La décomposition de la traînée, montre que la traînée de frottement représente à elle seule, 50% de la traînée totale [3]. La traînée de frottement a fait l'objet de recherches les plus intensives. L'une des stratégies, consiste à diminuer les frottements en agissant sur la nature de l'écoulement.

L'expression « contrôle d'un écoulement » désigne l'ensemble des opérations qui consistent à modifier les propriétés de l'écoulement pour l'amener à un état stable, collé à la surface de l'objet en déplacement. Cette action, en général appliquée au voisinage de la paroi, peut-être par exemple un ajout de masse fluide, d'énergie ou de quantité de mouvement.

Le contrôle de décollement de la couche limite sur un profil est devenue de nos jours un thème stratégique et prioritaire dans l'industrie aérodynamique en vue d'améliorer le niveau de la portance, et de l'autre réduire la traînée. Ce qui représente un enjeu à la fois économique et technologique. De nombreuses études ont été menées sur le plan expérimental et numérique pour tester l'efficacité des différentes techniques capables d'éliminer ou, le cas échéant, retarder l'apparition du décollement [4].

Plusieurs techniques ont été étudiées telles que la modification des paramètres géométriques pour obtenir un gradient de pression favorable le plus longtemps possible. Ainsi l'utilisation de l'aspiration ou soufflage pour stabiliser la couche limite sont utilisés comme moyens de contrôle.

Le soufflage ou l'aspiration continue permettent de supprimer le décollement mais consomment beaucoup énergie [5-6]. Il est possible aussi de contrôler le décollement de la couche limite en utilisant des actionneurs thermiques [7].

Ces derniers fournissent de la chaleur dans la zone proche paroi, ce qui influe sur le mélange externe en changeant la densité du fluide (gaz) où la viscosité (liquide) en rendant la couche limite plus résistante au décollement (Chang 1976).

L'utilisation des générateurs de vortex s'est avérée efficace comme mécanisme de recollement [8, 9,10]. Les générateurs de vortex ont tout d'abord été initiés sur une plaque plane pour étudier le contrôle avant d'être simulés sur d'autres profils [11,12]. La dernière décennie a vu naître d'autres types de contrôle, en particulier le soufflage instationnaire comme le jet synthétique [13] dont l'utilisation s'est répandue de nos jours dans la communauté scientifique.

Le jet synthétique a été étudié expérimentalement par McCormick [14] et par Gillanranz et al [15]. Ce concept s'est avéré efficace pour le contrôle du décollement de la couche limite. En comparaison avec le soufflage et l'aspiration continue, le jet synthétique est moins complexe et présente un coût énergétique acceptable. Il a été utilisé dans d'autres configurations comme le diffuseur et a fait l'objet de simulation numérique [16].

Le contrôle du décrochage d'un profil par jet synthétique est étudié aussi bien expérimentalement que numériquement. Des expériences ont en effet montré que l'introduction d'une excitation sinusoïdale, comme jet synthétique, à proximité du bord d'attaque d'un profil permettait de repousser le phénomène de décrochage [17].

Parmi les techniques de contrôle actif les plus utilisés pour agir sur la nature de l'écoulement on a retenu donc le contrôle par jet synthétique.

Le but est d'étudier l'efficacité de ce type de contrôle en variant les différents paramètres tels que la position du système de contrôle, l'inclinaison du jet, sa vitesse relative, la largeur de la fente du jet, ainsi que la quantité de mouvement du jet injectée ce qui nous permet d'envisager une solution qui peut agir sur l'écoulement de manière à supprimer ou retarder le point de séparation vers le bord de fuite en recherchant les paramètres optimaux. Tel est l'objectif de cette étude.

Ce travail est reparti en quatre chapitres

- Dans le premier chapitre, on présente une notion de la couche limite turbulente, son processus de décollement de la couche limite ainsi que les causes et les effets du décollement et l'état de l'art du contrôle du décollement de la couche limite autour d'un profil.
- Au deuxième chapitre, on décrit les différentes techniques de contrôle en vue d'agir sur l'écoulement et éviter l'apparition du décollement tel que le contrôle passif et le contrôle actif.
- Au troisième chapitre, on présente le modèle mathématique du problème ainsi que les étapes de la simulation numérique et le modèle de turbulence.
- Au quatrième chapitre, on présente les résultats et leurs interprétations, en examinant les effets des différents paramètres du jet synthétique tels que l'angle d'inclinaison du jet, la position du jet sur l'extrados du profil ainsi l'intensité du jet et la fréquence pour différentes quantités de mouvement sur le point de séparation, et enfin l'effet du jet synthétique sur différentes épaisseurs d'un profil NACA symétrique.
- Enfin, une conclusions sur les résultats est présentée.

Introduction

En premier lieu, on traite la notion de la couche limite. Ce chapitre est destiné à regrouper les éléments nécessaires pour comprendre et décrire le phénomène de décollement tel que la description topologie du décollement, ses causes et ses conséquences.

1.1 La couche limite : définition et propriétés

1.1.1 Notion de la couche limite

Avant d'aborder le phénomène de décollement, il est nécessaire d'illustrer la structure de la couche limite et son développement. La couche limite est la zone de fluide de faible épaisseur collée à la paroi, dans laquelle se produit l'accommodation entre la vitesse nulle en paroi et la vitesse locale du fluide libre. On introduit toujours la notion de la couche limite quand on examine les écoulements visqueux où les effets du frottement entre le fluide et la surface du solide sont importants. Contrairement aux écoulements parfaits, il existe une condition d'adhérence fluide-paroi, à partir de laquelle la vitesse d'écoulement progresse jusqu'à des gradients de vitesse presque nuls (écoulement potentiel). Cette progression de vitesse donne naissance à une zone visqueuse dite couche limite (Fig.1.1).

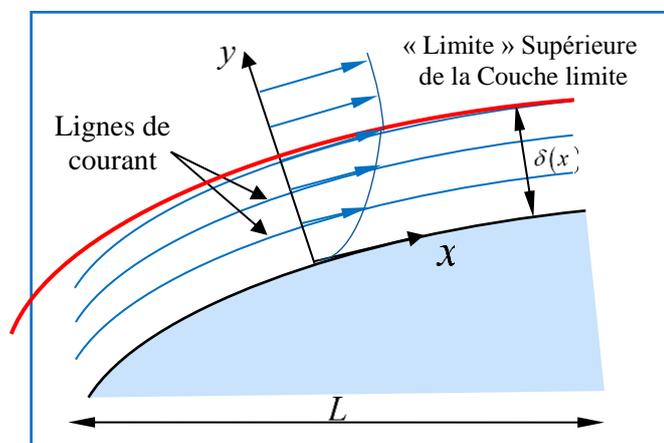


Figure 1.1 Couche limite développée sur un corps solide [18].

1.1.2 Epaisseurs de la couche limite bidimensionnelle

La couche limite est quantifiée de laminaire pour un nombre de Reynolds inférieur à une valeur critique d'environ $3 \cdot 10^5$, au-delà de cette valeur, elle est quantifiée de turbulente.

Les premières mesures effectuées dans la couche limite turbulente (Townsend 1951 ; Klebanoff 1954 ; Kovaszney 1967) ont permis de distinguer différentes régions, décrites par des grandeurs cinématiques caractéristiques différentes.

On distingue deux régions principales, séparées par une zone de raccordement. La première région proche paroi, dite région interne, est décrite par la contrainte du frottement pariétal τ_p , et la viscosité cinématique ν du fluide et peut considérer le profil de vitesse $U(y)$ seulement fonction de ces quantités. Dans cette zone, on définit la loi de paroi $U^+ = f(y^+)$ en utilisant deux variables adimensionnées par la vitesse de frottement pariétal u_τ . Dans la région externe, les grandeurs typiques de la turbulence sont de l'ordre de l'épaisseur δ de la couche limite et U_∞ la vitesse infinie de l'écoulement à l'extérieur. Ainsi le profil de vitesse moyenne dans la couche limite turbulente permet de distinguer trois régions :

- La sous-couche visqueuse, où la contrainte visqueuse est supérieure à la contrainte turbulente. Dans cette région le profil de vitesse moyenne est linéaire, $\bar{U}^+ = y^+$
- Une deuxième région, où la production et la dissipation de l'énergie cinétique turbulente sont dominantes. Elle se compose d'une zone tampon et une zone logarithmique définie par

$$\bar{U}^+ = \frac{1}{k} \ln y^+ + B \quad (\text{I.1})$$

Où k étant la constante universelle de Von Karman et B une constante voisine de 5. La sous couche visqueuse de cette deuxième région constitue la région interne de la couche limite turbulente et correspond à la zone $y \leq 0.2\delta$.

- Une région externe où la structure de l'écoulement est entièrement contrôlée par la turbulence. Elle est valable pour $y/\delta \geq 0.2$. Dans cette région, on parle de loi de vitesse déficitaire qui est donnée par

$$\frac{U_\infty - \bar{U}}{u_\tau} = \Phi\left(\frac{y}{\delta}\right) \quad (\text{I.2})$$

Où $U_\infty - \bar{U}$ représente le déficit de vitesse par rapport à la vitesse extérieure. La fonction ϕ , n'est pas universelle car elle peut être influencée par de nombreux paramètres comme le gradient de pression et le nombre de Reynolds [19].

La présente figure. 1.2 récapitule les différentes zones de la couche limite.

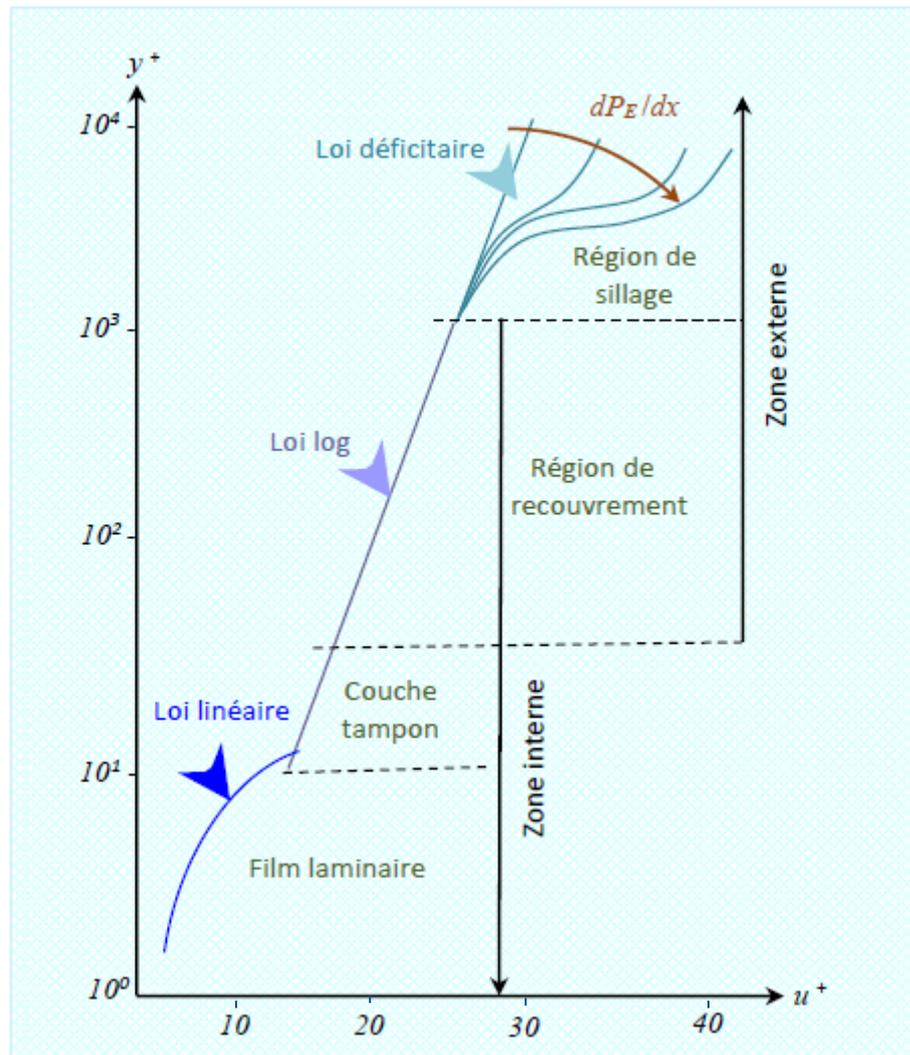


Figure 1.2 Les différentes zones de la couche limite turbulente. [19]

Pour étudier l'écoulement dans la couche limite, on utilise le système de coordonnées curvilignes qui suit le périmètre de la section droite d'un obstacle cylindrique. La position d'un point M dans la couche limite est définie par son ordonnée y , comptée sur la normale PM à la paroi (fig.1.3) et par l'abscisse curviligne x du point P, comptée suivant le périmètre à partir du point O.

La vitesse en M a pour seules composantes u et v . Sur la surface, en $y=0$, $u=v=0$, par convention, on définit l'épaisseur de la couche limite δ comme correspondant à une composante u égale à $0.99U_e$ avec U_e étant la composante de la vitesse libre (externe).

$$y=\delta \quad \text{si} \quad U(y)= 0.99U_e$$

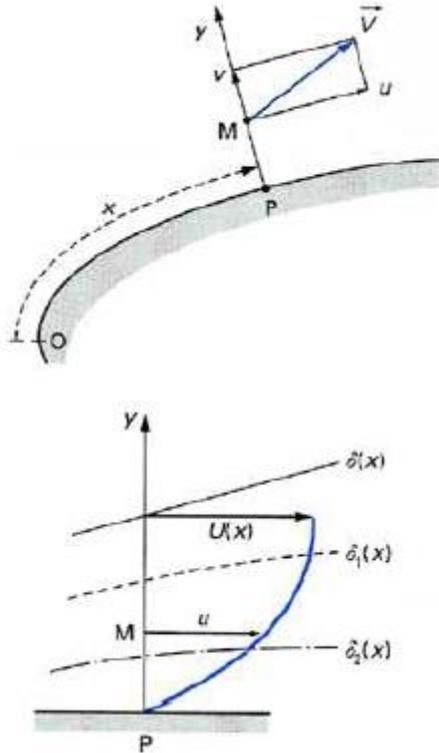


Figure 1.3 Convention de notation de la couche limite. [20].

Par hypothèses, on admet que v est partout petit devant u et que les dérivées par rapport à x sont petites devant celles par rapport à y .

Il est usage d'introduire deux autres épaisseurs :

$$\delta_1 = \int_0^\infty \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \approx \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \quad (\text{I.3})$$

Appelée épaisseur de déplacement, et :

$$\theta = \int_0^\infty \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \approx \int_0^\delta \frac{u}{U_e} \left(1 - \frac{u}{U_e}\right) dy \quad (\text{I.4})$$

Ce paramètre représente la perte de la quantité de mouvement perdue produite par les forces de friction entre la couche fluide et la surface du corps solide.

Comme le nombre de Reynolds, le paramètre de forme H est utilisé pour caractériser le type d'écoulement, laminaire ou turbulent. Il est défini comme le rapport entre l'épaisseur du déplacement de la couche limite et l'épaisseur de la quantité de mouvement.

$$H = \frac{\delta_1}{\theta} \quad (\text{I.5})$$

Pour l'écoulement laminaire : $H = 2,59$

Pour l'écoulement turbulent : $H \sim 1,4$

Les propriétés de la couche limite dépendent de son état laminaire ou turbulent, lequel est lui-même lié au nombre de Reynolds. Ce nombre sans dimension, représentant le rapport entre les forces d'inertie dues à la rugosité de la paroi et les forces visqueuses dues à la nature du fluide, est défini de la façon suivante :

$$\text{Re}_D = \frac{U \times D}{\nu} \quad (\text{I.6})$$

Où U [$\text{m} \cdot \text{s}^{-1}$] représente la vitesse moyenne de fluide, ν [$\text{m}^2 \cdot \text{s}^{-1}$] sa viscosité cinématique et D [m] la dimension caractéristique la plus pertinente de l'écoulement considéré (par exemple, le diamètre pour une conduite de section circulaire ou longueur de la plaque depuis le bord d'attaque)

Un dernier coefficient utilisé pour caractériser une couche limite, est le coefficient de frottement, défini comme étant le rapport suivant :

$$C_f = \frac{\tau_w(x)}{\frac{\rho U_\infty^2}{2}} \quad (\text{I.7})$$

Où τ_w est la contrainte de cisaillement subie par le fluide en contact de la surface solide du corps. Cette contrainte étant le rapport entre les forces de cisaillement et la surface des particules

de fluide sur lequel le cisaillement a lieu. Le coefficient de frottement permet de calculer les forces de frictions engendrées à la surface d'un solide et permet de connaître les pertes énergétiques dues à la vitesse du fluide par rapport au solide [21].

1.2 Le processus de décollement de la couche limite

Le paragraphe suivant présente le phénomène à contrôler, à savoir le décollement de la couche limite. On peut distinguer deux types de décollement :

- Le décollement causé par un gradient de pression, comme c'est le cas d'un profil placé en incidence.
- Le décollement causé par une singularité géométrique ou décollement inertiel.

1.2.1 Physique de décollement de la couche limite

Le problème de décollement a été entamé pour la première fois (1904) par Prandtl en même temps qu'il élaborait sa théorie de couche limite. Il étudia le décollement pour un modèle d'une couche limite bidimensionnelle stationnaire développée autour d'un cylindre [18]. Le décollement apparaît, quand les particules de fluide sont freinées, non seulement par le frottement à la paroi mais aussi par le gradient de pression adverse. De point de vue énergétique, l'énergie cinétique dans la région de gradient de pression favorable est dissipée par les frottements visqueux internes de la couche limite et il se peut qu'elle devienne insuffisante pour surmonter une trop forte surpression. Le mouvement des particules proche paroi sont ralenties, et ont tendance à se décoller car elles n'ont plus l'énergie cinétique suffisante à rester coller à la paroi. Les filets d'air n'épousent plus la paroi, indiquant un décollement de la couche limite. Au point de décollement, la contrainte devient nulle, et au-delà de ce point, les particules se déplacent dans le sens opposé à l'écoulement (courant de retour). Cette zone dite de recirculation est traduite par une inversion du profil de vitesse (Fig.1.4).

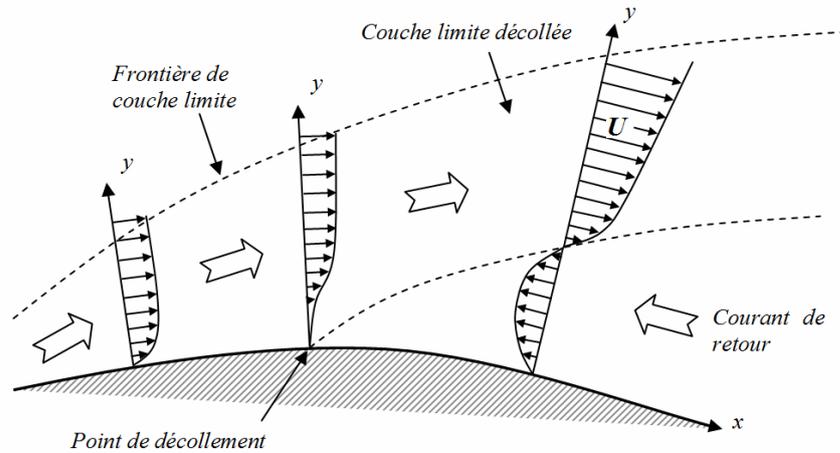
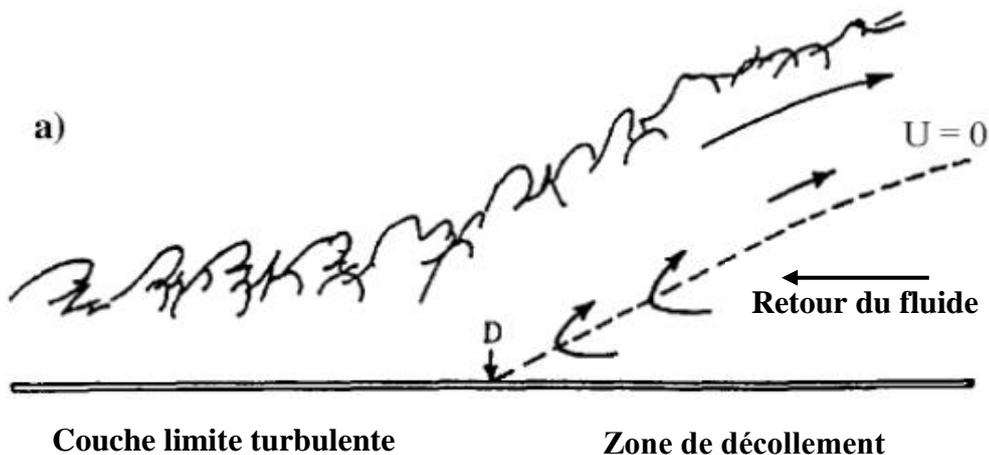


Figure 1.4 Profils de vitesse lors de décollement [18].

La présence d'écoulements de retour sporadiques est constatée bien avant de décollement. Afin de définir l'évolution, en écoulement bidimensionnel, d'une couche limite dans le processus, Simpson (1989) [22] utilise le paramètre γ_{pu} . Ce paramètre représente, pour une position donnée, la fraction du temps pour laquelle l'écoulement se dirige vers l'aval.

Le décollement naissant *ID* (Incipient detachment) est ainsi défini comme étant la position pour laquelle l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 1% du temps ($\gamma_{pu} = 0.99$), le décollement transitoire intermittent *ITD* (Intermittent Transitory Detachment) lorsque l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 20% du temps ($\gamma_{pu} = 0.88$) et le décollement transitoire *TD* (Transitory Detachment) lorsque l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 50% du temps ($\gamma_{pu} = 0.50$). Quant au décollement *D*, il représente l'annulation du frottement pariétal moyen ($\bar{\tau}_w = 0$). La figure 1.5 montre l'évolution de ces divers paramètres. Les données actuelles montrent que *TD* et *D* se produisent au même endroit.



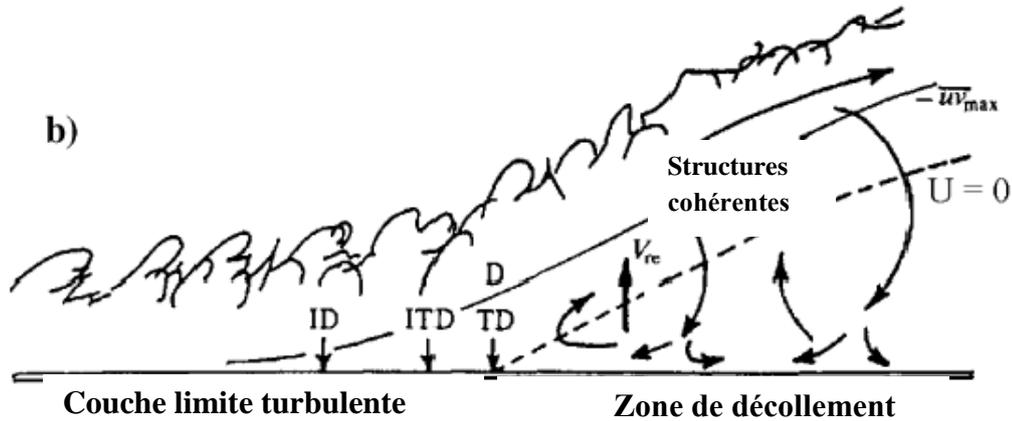


Figure 1.5 a) Principe traditionnel du décollement, b) Modèle d'écoulement décollé avec les structures turbulentes [22].

En plus, il est important de noter le caractère tridimensionnel de la couche limite décollée. Ainsi, ce n'est pas une ligne de décollement uniforme qui se déplace vers l'amont ou l'aval mais plutôt de nombreuses petites structures tridimensionnelles, qui entraînent alors des variations en envergure en plus des variations temporelles. Ces petites zones d'écoulement de retour se produisent dans des zones de faible énergie cinétique et proviennent des forces causées par le gradient de pression (Simpson 1989).

1.2.2 Comportement des profils vis à vis du décollement

Les décollements de la couche limite peuvent être classés en deux catégories, selon la géométrie de la paroi courbée ou à arêtes vives (Fig. 1.6). Pour les parois arrondies, le point de décollement se situe à une position qui est souvent instable dans le temps et l'espace. Dans le cas d'une forme anguleuse, le décollement se produit invariablement sur l'arête.

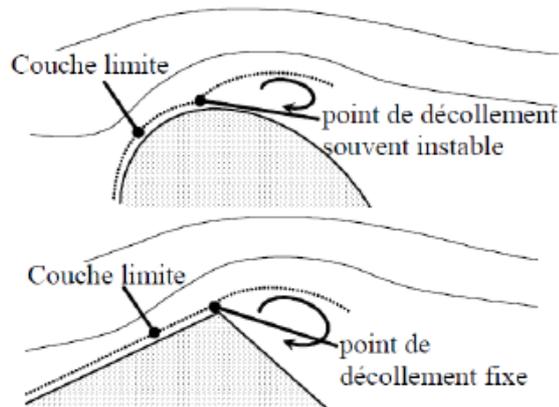


Figure 1.6 Deux types de décollement de couche limite [23].

Les phénomènes de décollement des couches limites sur des profils bidimensionnels qui sont classés en trois catégories : épais, moyens, minces.

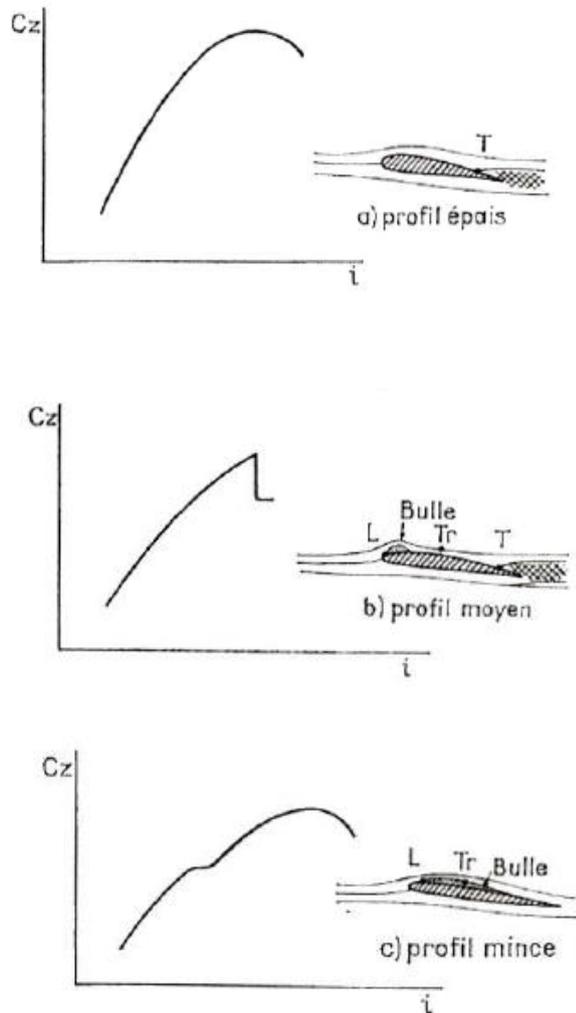


Figure 1.7 Polaires correspondant aux différents types de décollement de couche limite (T correspond au décollement turbulent, L au décollement laminaire et Tr à la transition) [24].

Dans le cas de la fig.1.7-a (profil épais), le décollement de la couche limite est initié au bord de fuite puis remonte vers le bord d'attaque lorsque l'incidence augmente provoquant ainsi le décrochage progressif de l'aile.

Dans le cas de la fig.1.7-b (profil moyen), un bulbe de type « bulbe court » apparaît au voisinage du bord d'attaque. La dimension de ce bulbe varie très peu avec l'incidence jusqu'à ce qu'il explose et rejoigne le décollement au bord de fuite provoquant ainsi un décrochage brutal.

Dans le cas de la fig.1.7-c (profil mince), un bulbe de type « bulbe long » qui se forme au voisinage du bord d'attaque, s'étire avec l'incidence jusqu'à rejoindre le bord de fuite. Ce phénomène est plus progressif et offre un décrochage moins brutal.

L'épaisseur relative n'est pas le seul paramètre d'influence mais il existe d'autres paramètres tels que la position de l'épaisseur maximale, le rayon de courbure du bord d'attaque, de la cambrure, du nombre de Reynolds, de la rugosité de la paroi et le taux de turbulence de l'écoulement externe.

Hoerner et Borst [25] dans leur ouvrage indiquent que l'épaisseur relative ne suffit pas à déterminer le régime de décrochage. La figure 1.8 montre que deux profils de même épaisseur peuvent présenter un décrochage de type « bulbe court » pour le bord d'attaque épais ou de type « bulbe long » pour le bord d'attaque effilé.

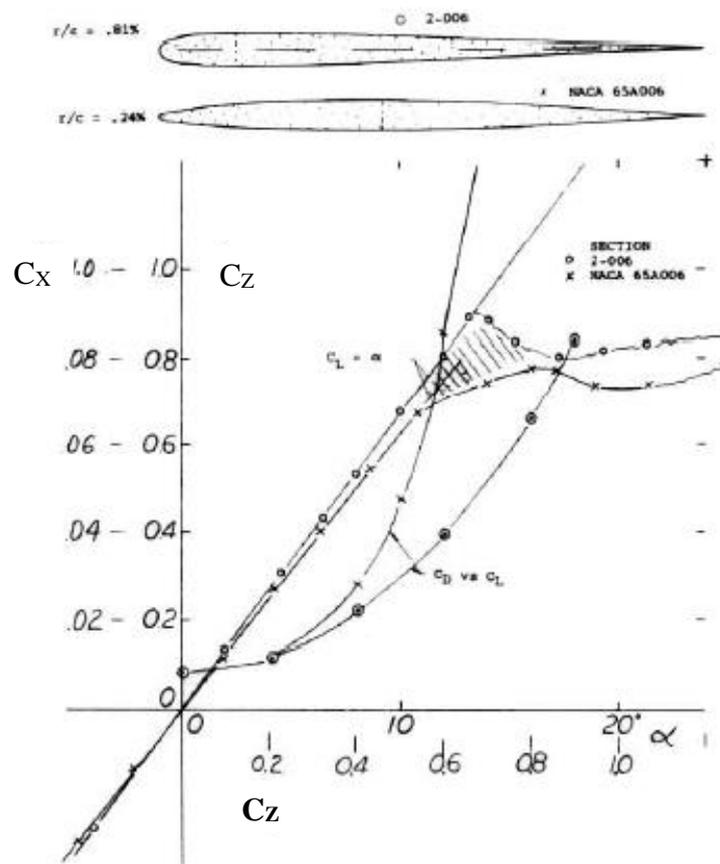


Figure 1.8 Comparaison des courbes de portance C_z et de trainée C_x de deux profils de même épaisseur et de rayons de courbure du bord d'attaque différents [26].

D'après Tani [8], le régime « bulbe court » n'apparaît que pour une certaine plage du nombre de Reynolds. A une incidence fixée, pour un nombre de Reynolds trop faible, la couche limite peut décoller sans recollement. S'il est trop grand, il est possible que la couche limite devienne turbulente avant le point de décollement laminaire théorique. La couche limite reste rattachée sans bulbe laminaire.

Les effets du décollement de couche limite, agissant généralement sur les performances aérodynamiques, sont exprimés par les phénomènes physiques suivants [18] :

- Perturbations des distributions de pression.
- Augmentation de la traînée de forme.
- Apparition du décrochage sur les profils.
- Chute de la portance.
- Une augmentation des nuisances sonores dues à la forte vorticité qui règne dans la zone décollée et interagit avec la paroi.

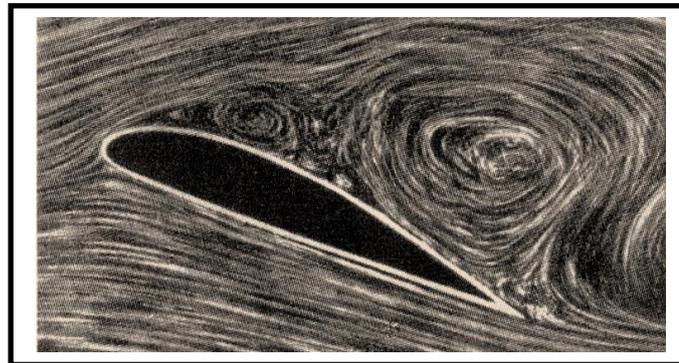


Figure 1.9 Décollement sur l'extrados d'un profil d'aile d'avion [27].

1.3 Etude bibliographique

1.3.1 Etat de l'art du contrôle de décollement de la couche limite autour d'un profil

En 1987, **Zaman et al [28]** ont étudié l'effet de l'excitation acoustique sur la séparation de la couche limite sur le profil aérodynamique sur une large plage d'angle d'incidence. Une amélioration significative de la portance a été obtenue après le décrochage en raison des excitations acoustiques de grande amplitude.

Un autre travail présenté par **McCormick [14]** a montré qu'un jet synthétique tangentiel placé à 4% de la corde à partir du bord d'attaque peut améliorer les performances aérodynamiques du profil pour une fréquence d'oscillation ($F^+ = 1, 3$), un coefficient de quantité de mouvement de jet ($C_\mu = 0,5\%$). Les résultats indiquent que l'angle de décrochage est repoussé d'environ 6° et que le coefficient de portance améliorée de 25%.

M. Amitay, Barton L. Smith, Ari Glezer [29] : Une étude expérimentale a été menée pour contrôler le décollement de la couche limite autour d'un cylindre via un jet synthétique. Ils ont démontré pour un nombre de Reynolds infini allant jusqu'à $Re=131.000$ et pour un certain intervalle d'angle de jet. L'effet de ce dernier augmente la portance et réduit la traînée accompagnée par une suppression totale de la zone de recirculation.

Y. W. Park, Soo-Gabs Lee, Dong-Hoo Lee, S. Hong [30] : Une étude expérimentale a été menée pour rechercher les effets d'une surface vibrante placés près de bord d'attaque soumise à un intervalle de fréquence [0-55 HZ] et un nombre de Reynolds allant de $Re= 2 \times 10^5$ jusqu'à 4×10^5 , sur les caractéristiques aérodynamiques d'un profil NACA0012 en incidence. Ils ont démontré que cette technique de contrôle conduit à une amélioration dans les angles post-décrochage et le coefficient de traînée avec un rattachement de la couche limite séparée.

Une autre étude expérimentale menée par **Chang et al [31]** démontre les effets de l'excitation acoustique sur la séparation de la couche limite au bord d'attaque et les performances aérodynamiques d'un profil NACA63₃-018 à section transversale, sont examinés en fonction de la fréquence acoustique introduite. Les tests sont effectués séparément dans deux souffleries, sous nombre de Reynolds 3.0×10^5 . Les résultats indiquent que la séparation est retardée pour les angles d'attaque supérieurs à l'angle de décrochage pour des faibles excitations, et un gain de portance égale à 50%, est obtenu pour un angle d'incidence $\alpha = 22^\circ$ d'une part, et d'autre part au fur et à mesure que le niveau de forçage augmente dans une certaine mesure, ils ont démontré que les fluctuations de vitesse autour de la sortie de la fente constituent le principal paramètre déterminant pour la modification de la séparation de la couche limite.

Esmaeili et al. [32] ont mené une étude avec jet synthétique tangentiel sur un profil NACA23012, avec un jet de fréquence adimensionnel ($F^+ = 0,159$ et $F^+ = 1$) et une vitesse relative (U_j / U_∞) entre (0 et 5), une inclinaison de jet synthétique compris entre (0° et 83°). Les résultats montrent que toute augmentation de la vitesse relative entraîne une augmentation de la finesse.

G. Petit, A. Kourta, J. Claude Country, J. Pierre Rosenblum [33] : ont procédé à une étude numérique pour chercher les effets d'un jet synthétique sur les performances aérodynamiques d'un profil ONERA D. Ils ont démontré l'efficacité du contrôle par jet synthétique en augmentant la portance d'un profil dans les mêmes conditions correspondant à celles menées dans la soufflerie et même dans les conditions réelles. A l'issue de ce travail, ils ont montré que le contrôle par jet synthétique modifie le décollement et améliore la portance de 40%.

Une étude sur le contrôle actif de la séparation de la couche limite via un jet synthétique (J.S) sur un profil symétrique NACA0015 en utilisant le modèle de turbulence Spalat-Allmaras est étudiée par **M.A. boukenkoul et al [34]**. Cette étude démontre que lorsque les paramètres de contrôle sont analysés, l'angle de décrochage est retardé de 15° à 19° avec un gain du coefficient de portance de 40%.

Une autre recherche numérique sur le contrôle de la séparation de la couche limite par J.S sur un profil NACA0015, utilisant la méthode LES, est étudiée par **D. You et al [35]**. Cette étude montre que les coefficients de portance et de traînée sont améliorés respectivement de 70% et 18%.

K.N. Abed et al [36] ont étudié l'effet du jet synthétique pour deux positions placées à 3 et 6% de la corde à partir du bord d'attaque sur l'extrados d'un profil NACA0015 en incidence pour un nombre de Reynolds $Re = 4.4 \times 10^5$. Les résultats expérimentaux ont démontré une amélioration de la portance d'environ 0,2 à 6% par rapport au cas sans contrôle.

S. Bourgois, et al [37] traitent les effets des actionneurs fluidiques sur les décollements de la couche limite par gradient de pression sur un profil d'aile placé en incidence. Ils emploient des diverses techniques (aspiration, soufflage tangentiel, microjet) pour montrer les possibilités de retarder voir supprimer l'apparition de décollement de la couche limite. La suite de l'étude consiste à valider l'efficacité des actionneurs testés sur un profil de type NACA0015 qui présente des décollements au bord de fuite.

J. Favier, et S. Bourgois [38] ont étudié le contrôle actif du décollement de la couche limite autour d'un profil symétrique ONERA D. En utilisant des actionneurs fluidiques actif, qui sont des micro-jets dans le cas d'une configuration décrochée, $\alpha=16^{\circ}$, et $Re=0.46 \times 10^6$. L'analyse montre l'efficacité du contrôle par micro-jets avec la suppression de la zone de décollement même pour des configurations de décrochage, ce qui a permis d'obtenir un gain en portance de

20% pour le cas d'une couche limite laminaire. Par contre dans le cas d'une couche limite turbulente, les effets de contrôle sont moins importants où le gain de portance est plus faible en comparaison avec le cas laminaire pour un même coefficient de soufflage $C_{\mu}=0.7\%$.

Tuck et Soria [39] ont mené une étude expérimentale sur un profil NACA0015 en utilisant un jet synthétique. Les mesures indiquent que pour une fréquence non dimensionnelle égale à 1,3 et un coefficient de quantité de mouvement de jet de 0,14%, le coefficient de portance augmente.

Seifert et al [40] ont utilisé une excitation par aspiration / soufflage sur la surface d'un profil NACA0015 près du bord d'attaque tangente à la surface. Les résultats montrent une augmentation significative de la portance avec un recollement de la couche limite.

Amitay et al. [41] ont constaté que, lorsque les actionneurs se situent dans la position la plus en amont avec une fréquence d'excitation appliquée $f_e = 246\text{Hz}$ et $f_e = 740\text{Hz}$, il n'y a aucun effet sur la distribution de la pression sur le profil aérodynamique. En revanche, un actionneur au même endroit avec une excitation $f_e = 71\text{Hz}$ entraîne un ré-attachement de la zone séparée avec la formation d'une bulle de séparation.

Hassan et al. [42] montrent dans leur étude numérique que le contrôle par jet synthétique placé sur l'extrados d'un NACA0012 à 13% de la corde à partir du bord d'attaque pour une fréquence d'oscillation et une amplitude crête bien déterminées, entraîne un gain de portance que peut être observé pour une forte impulsion du jet.

J. M. Wu et al. [43] utilisent une excitation périodique à 2,5% de la corde à partir du bord d'attaque avec une aspiration normale à la surface portante d'un profil NACA0012. Les résultats montrent un gain de portance pour une plage d'angles comprise entre 18° et 35° .

Resendiz [44] a appliqué un jet synthétique sur une surface portante NACA0012. Les résultats de la simulation numérique indiquent une augmentation du coefficient de portance jusqu'à 93%.

En 2010, **Piperas [45]** étudie le contrôle de la séparation de la couche limite sur une surface portante NACA4415 pour différentes sections indiquant un gain de portance maximale d'environ 20%.

Donovan et al. [46] ont étudié le recollement de la couche limite sur un profil NACA0012 en utilisant un jet synthétique (J.S). Les résultats indiquent une augmentation de portance de 20% de la portance pour un angle poste - décrochage $\alpha = 22^{\circ}$.

Introduction

Dans ce chapitre, on présente plusieurs techniques de contrôle en vue d'agir sur l'écoulement et éviter l'apparition de décollement. Plusieurs études de contrôle dans le domaine ont été proposées pour retarder ou supprimer l'apparition de décollement des filets d'air. La manipulation de l'écoulement peut se faire par un ajout énergétique (soufflage) dans le but de renforcer les filets d'air dont l'énergie est dégradée. Comme on peut remplacer les filets d'air dégradé par d'autres qui ne présentent pas une dégradation énergétique à travers la paroi (aspiration) où à travers une optimisation de la forme aérodynamique de la paroi du profil ou par un mouvement glissant de la paroi solide. Les voies de recherche qui consistent à contrôler localement l'écoulement au niveau de la paroi se décompose en deux catégories :

- Le contrôle passif, qui agit en permanence sur l'écoulement sans apport d'énergie.
- Le contrôle actif qui injecte de l'énergie dans l'écoulement en fonction du besoin.

2.1 Contrôles passifs

2.1.1 Contrôle par générateur de vortex (VGs)

L'idée de cette technique de contrôle classique repose sur l'utilisation de petits obstacles distribués sur le profil en amont du point de décollement, immergés dans la couche limite qui retarde le décollement de la couche limite en aval. Notons qu'ils ont été utilisés pour la première fois par Taylor en 1947 [47], pour contrôler le décollement et réduire la zone de décollement. En général les VGs sont des petits éléments de forme trapézoïdale ou des corps profilés. Ces générateurs sont montés pour influencer les filets d'air en créant des tourbillons qui servent à ré-energiser le flux d'air sur la zone à proximité de la paroi en aval afin qu'ils puissent suivre la forte courbure d'un profil et rester attachés à sa surface (Fig.2.1, Fig.2.2 et fig.2.3).

Le contrôle passif de la couche limite à l'aide de générateurs de tourbillons (VGs) constitue une solution simple et pas très coûteuse, avec des résultats promoteurs [48, 49, 50], les VGs sont de différentes tailles et formes [51] triangulaire ou rectangulaire avec une hauteur de l'ordre de l'épaisseur de la couche limite (δ). Ils peuvent être disposés de sorte à produire des tourbillons co-rotatifs ou contre-rotatifs selon la direction d'implantation de l'obstacle dans des conditions bien précises où l'emplacement de séparation est relativement fixe et pas trop loin des dispositifs de contrôle (fig.2.4). Bak et al. [52] indiquent que des générateurs de vortex placés

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

à 20% de la corde sur l'extrados d'un profil NACA 63415 permettent de pousser l'angle de décrochage de 13° à 18° avec un gain de portance de 30% pour un angle d'incidence égal à 15° (Figures 2.4 et 2.5) et une réduction de trainée de 43% pour un angle d'incidence égal à 18° , mais le seul impact des VG est d'induire une trainée supplémentaire.

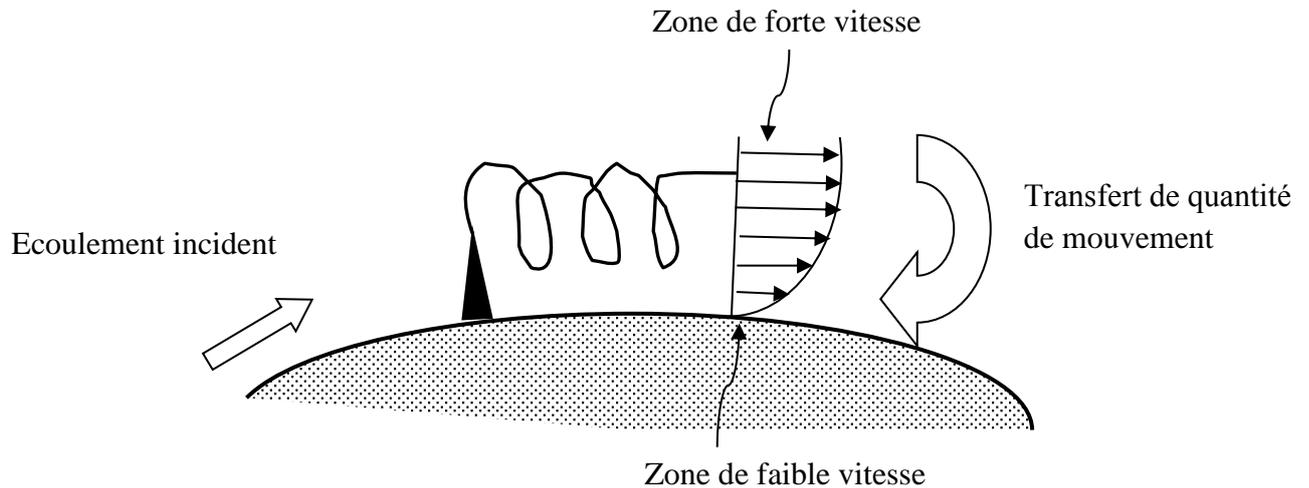


Figure 2.1 Principe de fonctionnement de générateur de vortex.



Figure 2.2 Générateurs de vortex situés derrière le bord d'attaque de l'aile [53].

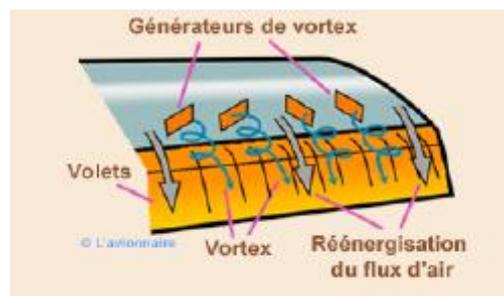


Figure 2.3 Générateurs de vortex placés devant les ailerons [53]

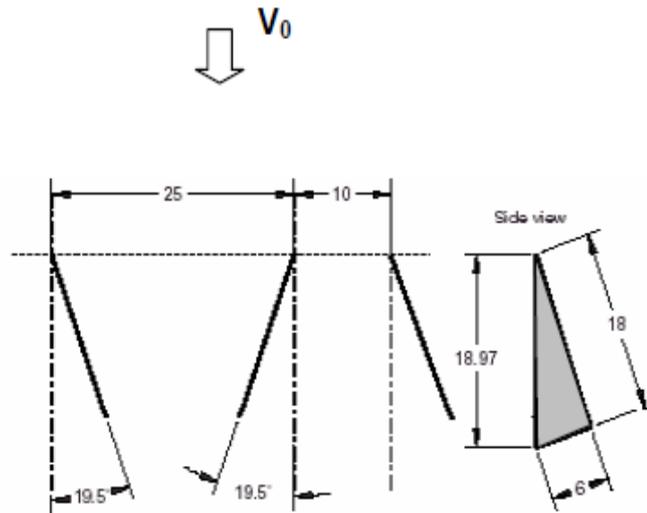


Figure 2.4 Définition géométrique des VG, d'après [52].

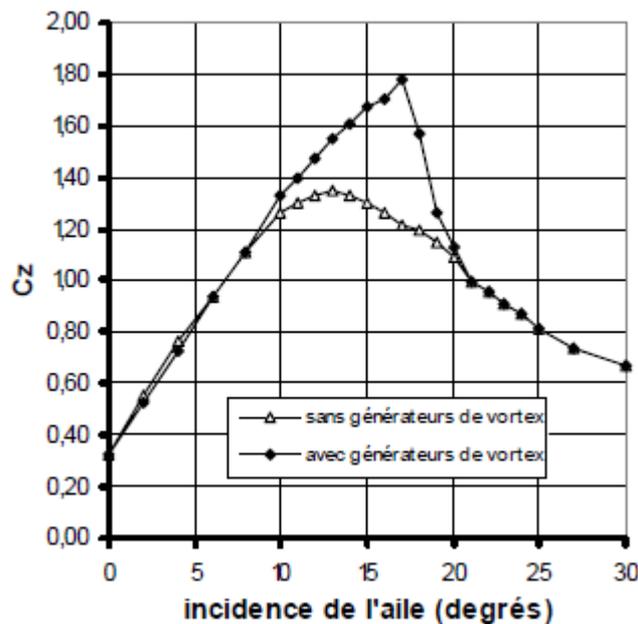


Figure 2.5 Effet des générateurs de vortex sur le coefficient de portance d'un profil NACA 63415, d'après [52].

Par conséquent, la conception des VG doit être optimisée pour des applications particulières où l'emplacement de séparation est relativement fixe et pas trop loin des dispositifs de contrôle (Figure. 2.6).

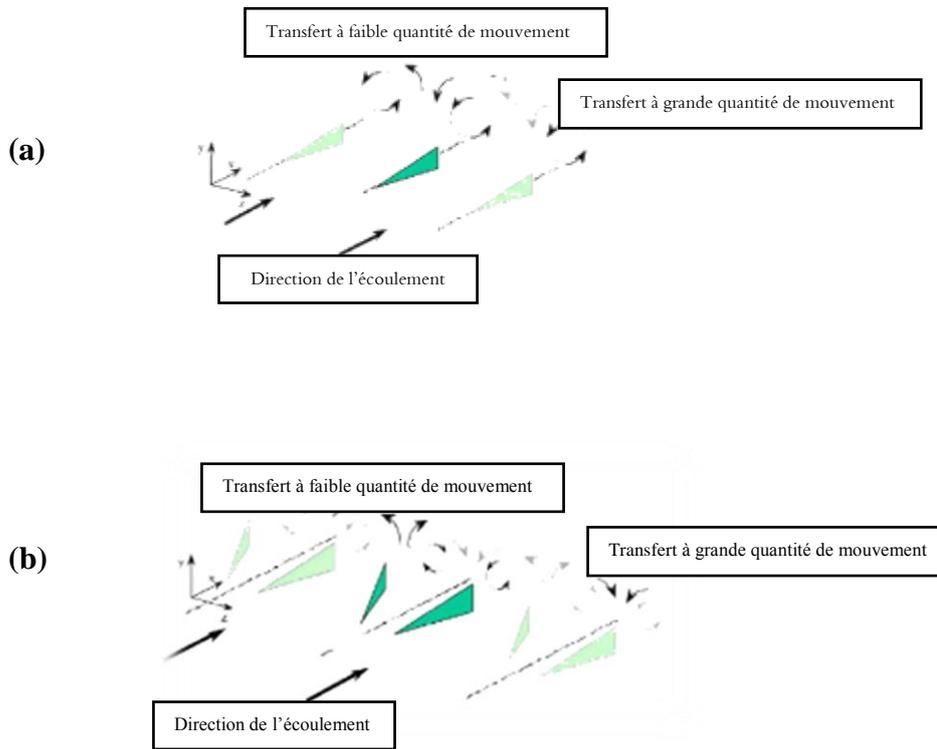


Figure 2.6 Les différentes positions des VG : (a) Co-rotatif, (b) contre-rotatif [54].

L'application des générateurs de vortex sur les pales d'éoliennes a fait l'objet de plusieurs travaux par la communauté scientifique. Les VGs ont conduit à une amélioration des performances dans la partie externe de la pale (fig.2.7).

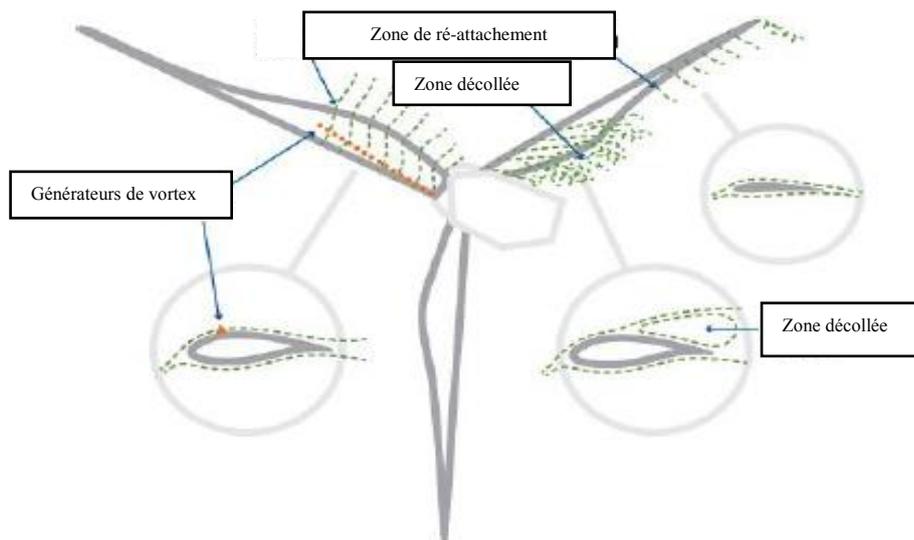


Figure 2.7 Amélioration des caractéristiques d'écoulement d'une éolienne par VG [55].

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

Les dispositifs passifs qui présentent une géométrie fixe s'avèrent efficace pour contrôler le décollement de la couche limite et améliorer les coefficients globaux d'un profil.

L'inconvénient de ce dispositif est de ne pas être désactivé. Il peut conduire à des effets indésirables, et peuvent être à l'origine d'une trainée supplémentaire indésirable et pénalisante. Pour remédier à ce problème une nouvelle génération dite VGM a vu le jour. L'ONERA a développé un dispositif à génération de vortex mobile (fig. 2.8).

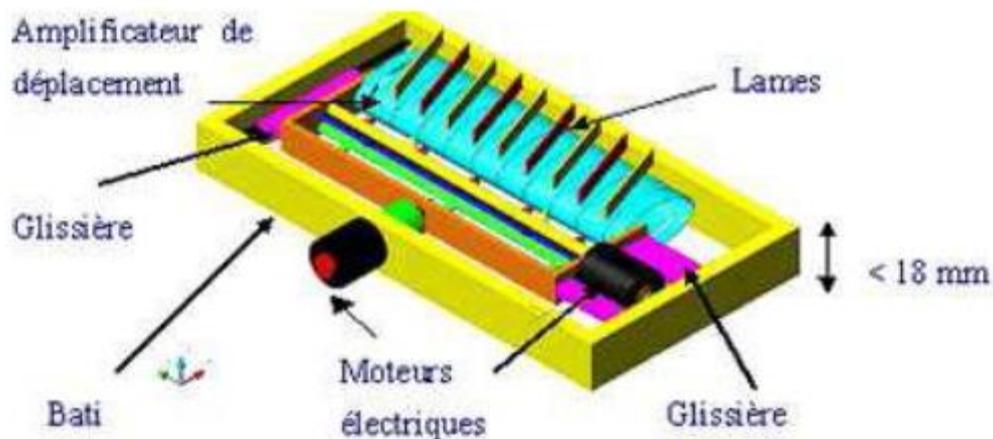


Figure 2.8 Schémas d'un dispositif VGM [56]

Dans le but de réduire ou de supprimer la séparation de la couche limite. **R.F. Osborne et al** [57] ont utilisé des micros générateurs de vortex rétractables à haute fréquence (HiMVG), sur le bord d'attaque d'une aile avec une hauteur de 5mm et une plage de fréquences entre 30 et 50 HZ. Ce système produit des flux oscillatoires dans la couche limite par tourbillons intégrés. Ce mécanisme, est avéré efficace pour réduire la séparation de l'écoulement sur la partie supérieur d'un volet dévié par rapport à un VG classique (fig.2.9).

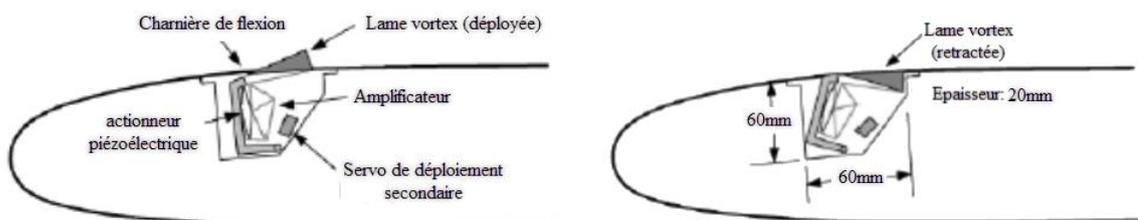


Figure 2.9 Schémas d'installation des caractéristiques d'un dispositif (HiMVG) [57].

2.1.2 Contrôle par Volet de Gurney

Le volet de Gurney (en anglais Gurney flap) est une petite réglette installée le long du bord fuite d'une aile. Elle est typiquement installée à angle droit du gradient de pression sur le profil. Le principe de fonctionnement du flap consiste à augmenter la pression sur l'intrados et à la diminuer sur l'extrados, afin d'aider la couche limite à rester collée à l'extrados depuis le bord d'attaque jusqu'au bord de fuite, ce qui est traduit par une amélioration des performances aérodynamiques [58-60].

Plusieurs études sur le profil d'aile utilisent le volet de Gurney comme un moyen de contrôle de décollement de la couche limite. Parmi certains travaux :

Liebeck [61] installe pour la première fois le volet de Gurney au bord de fuite perpendiculairement à la surface intrados et mesurant 1% à 5% de la longueur de la corde. Les résultats ont montré un gain en portance avec une augmentation de trainée et de finesse par rapport au profil de référence. Il suggère un optimum volet Gurney mesurant 1% à 2% de la corde. La figure 2.10 montre au niveau du bord de fuite une double région de recirculation.

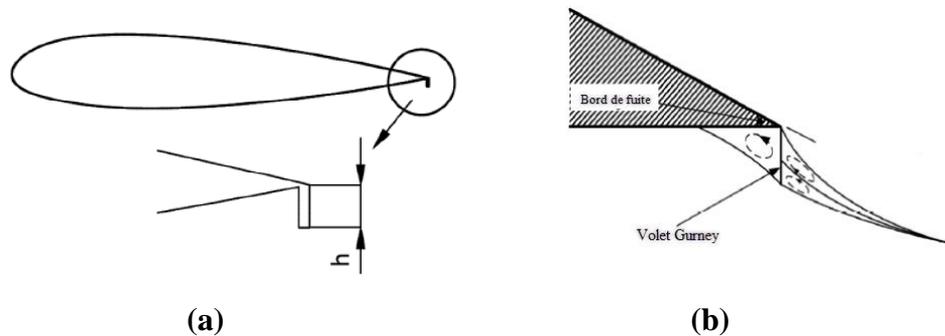


Figure 2.10 (a) Profil avec du volet Gurney, (b) Nature de l'écoulement au niveau de bord de fuite [62].

Une étude numérique faite par Cory S. James et al [63] utilisant un volet Gurney sur un profil NACA4412 de l'ordre de 1% à 3% de la longueur de la corde, conduit à une augmentation de portance avec une petite augmentation de trainée fig. 2.11 et 2.12.

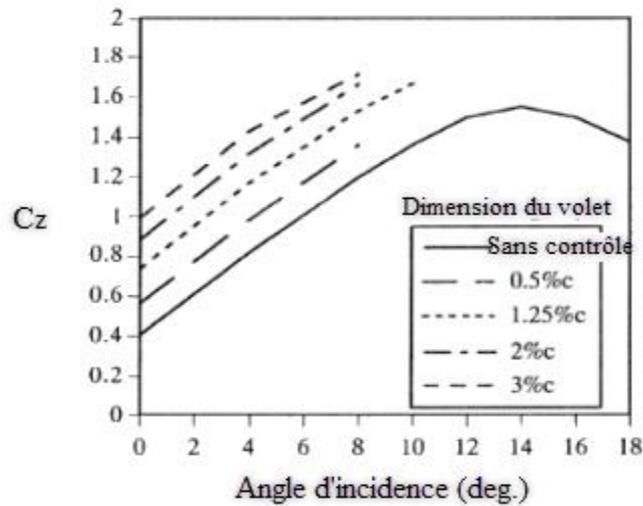


Figure 2.11 Effet de la dimension du volet Gurney sur le coefficient de portance pour un profil NACA4412, $Re_c = 1.64 \cdot 10^6$ [63].

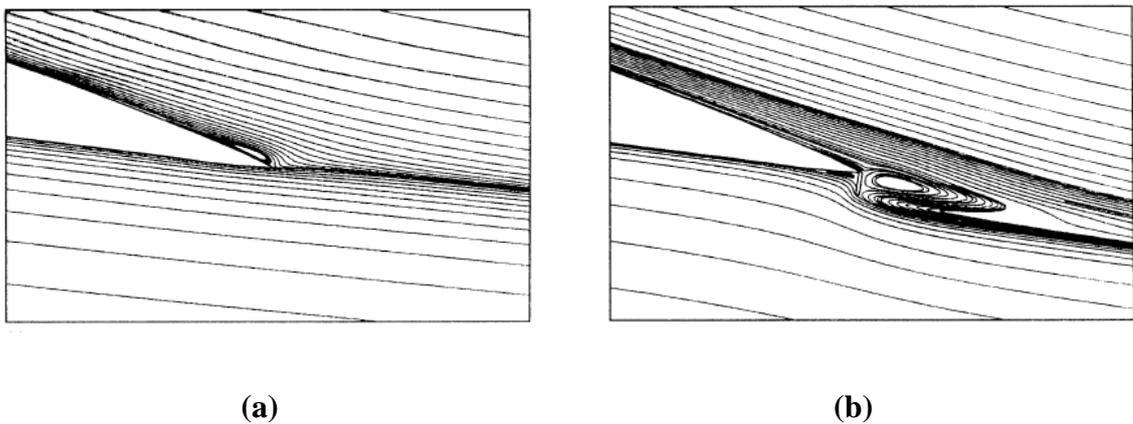


Figure 2.12 (a) Lignes de courant sans volet Gurney and (b) contours en ligne pour le cas avec volet Gurney [63].

Li et al [64] ont examiné l'effet du volet de Gurney sur un NACA0012 par des mesures expérimentales. Les mesures expérimentales des distributions de pression de surface ont été obtenues, afin de déterminer les coefficients de portance et de traînée pour différentes configurations. L'ajout d'un volet de Gurney a augmenté le coefficient de portance maximal de 1.37 à 1.74 pour un angle $i=8^0$, tout en augmentant la traînée. De plus, les mesures du profil de la couche limite ont été effectuées en utilisant une sonde de pression totale à une position de 90% de la corde. La hauteur effective des volets de Gurney correspond à environ 2% de la

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

longueur de la corde, ce qui fournit une finesse la plus élevée parmi les configurations étudiées comparé au profil sans contrôle.

2.2 Contrôles actifs

Les approches de contrôle du décollement tirent profit des instabilités naturelles de la couche cisailée décollée aux perturbations. Le contrôle peut être utilisé pour modifier l'intensité turbulente, influencer le décollement pour augmenter la portance et réduire la traînée [65]. Le concept de contrôle par actionneur fluidiques a prouvé son efficacité pour contrôler le décollement de la couche limite [66]. Parmi les actionneurs fluidiques utilisées expérimentalement et qui ont fait l'objet de simulation numérique, les jets continus, les jets pulsés et les jets synthétiques [67- 69]. Ces différents modes d'action fluidique possibles sont reportés sur la figure 2.13 décrivant l'évolution temporelle de la vitesse du jet

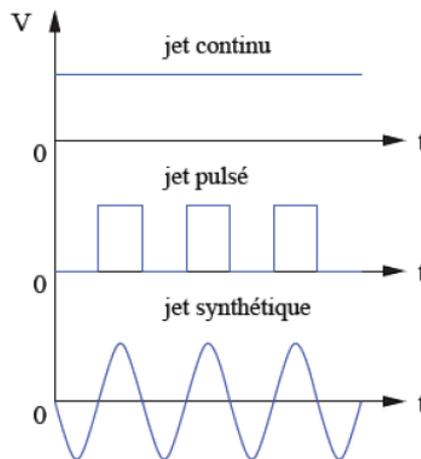


Figure 2.13 Evolution temporelle de la vitesse du jet

2.2.1 Contrôle par jet continu

L'utilisation des techniques d'aspiration ou de soufflage de la couche limite remontent à 1930 environ [70]. Les jets fluidiques, issus d'une fente de soufflage, communique de l'énergie cinétique à la couche limite qu'il réactive, en retardant ou en supprimant ainsi le décollement. Pour obtenir l'effet recherché par soufflage ils communiquent au jet une vitesse supérieure à celles des différents filets de la couche limite et également supérieure à la vitesse locale de l'écoulement potentiel [71]. Récemment, Viswanath et al. [72] ont montré qu'il est possible de rattacher une couche limite décollée grâce à un soufflage tangentiel à l'intérieur du bulbe de

décollement par un ajout de l'énergie cinétique au fluide à faible vitesse dans la couche limite comme il montré sur la figure 2.14.

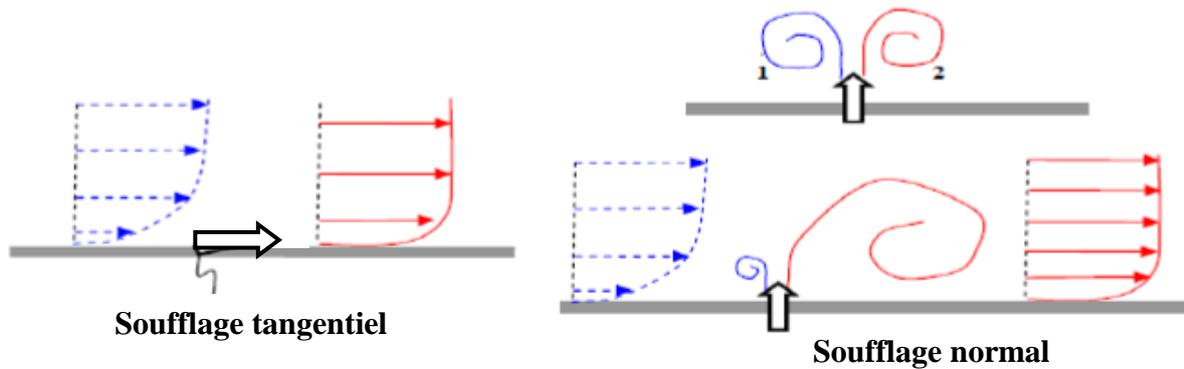


Figure 2.14 Mécanisme du soufflage tangentiel et normal [73].

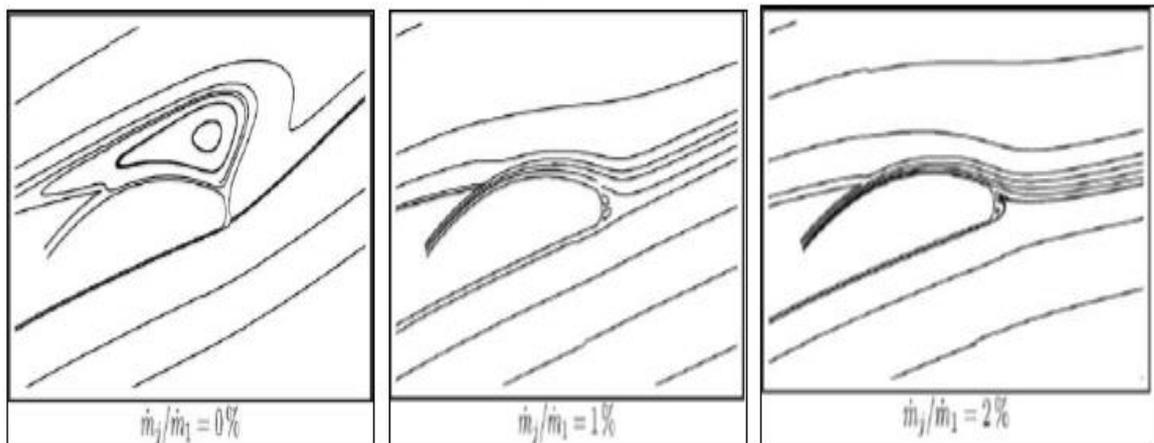


Figure 2.15 Lignes de courant au voisinage du bord de fuite sans et avec contrôle [2].

Tensi et al. [74] indiquent également que l'utilisation de soufflage pariétal continu permet de limiter de façon significative le développement du sillage d'un cylindre. Les expériences sont menées à faible nombre de Reynolds ($Re=330$) autour d'un cylindre. Le soufflage est appliqué à travers une fente, le long d'une génératrice du cylindre à la position azimutale $\theta=180^\circ$. La Figure 2.15 présente des visualisations réalisées sans contrôle et pour différentes valeurs du coefficient de quantité de mouvement ($C_\mu=0.52$, $C_\mu=4.36$ et $C_\mu=39,2$).

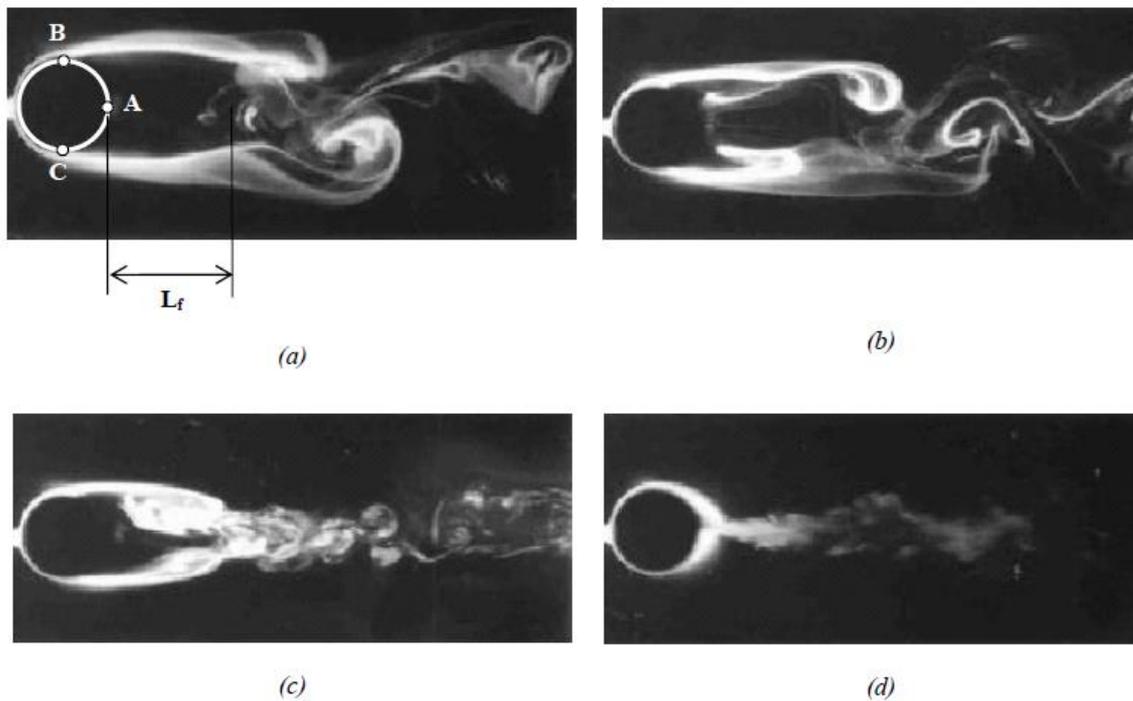


Figure 2.16 Atténuation du sillage d'un cylindre à l'aide d'une fente de soufflage située pour une position azimutale $\theta=180^\circ$, (a) sans contrôle, (b) avec $C_\mu=0,52$, (c) avec $C_\mu=4,36$, (d) avec $C_\mu=39,2$ [74].

Le mode d'action par fente d'aspiration est différent. Ce qui permet l'aspiration de la couche limite ralentie par la viscosité. Si l'aspiration est suffisante, le décollement peut être supprimé. Cette méthode peut agir sur l'écoulement potentiel en donnant naissance à des survitesses en amont qui augmentent la circulation. Plusieurs études numériques ont montré que l'aspiration perpendiculaire à la paroi près du bord d'attaque, pour des vitesses relatives comprises entre 1% et 20% permettent d'améliorer les performances aérodynamiques d'un profil NACA0012.

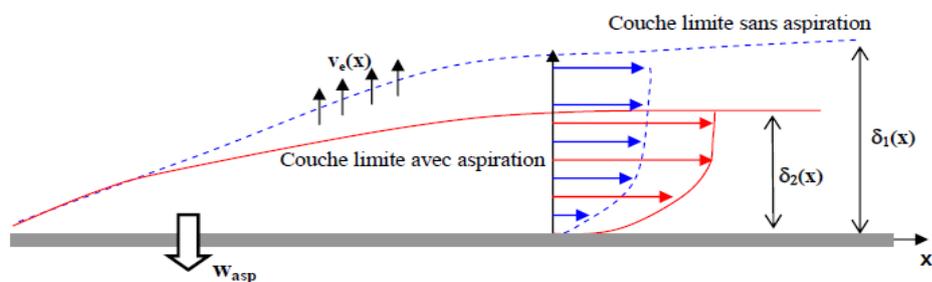


Figure 2.17 Principe de fonctionnement de l'aspiration de couche limite.

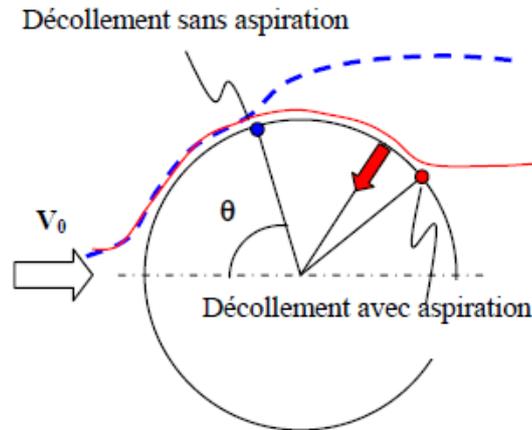


Figure 2.18 Effet de l'aspiration sur le décollement autour d'un cylindre.

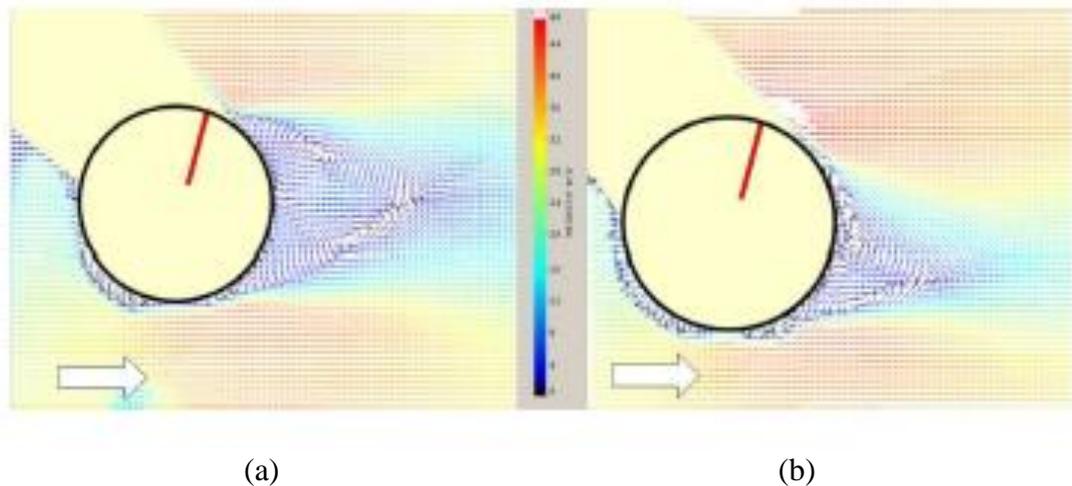


Figure 2.19 Contrôle par aspiration du décollement sur un cylindre. (a) écoulement sans contrôle (b) écoulement avec contrôle par aspiration normale à la paroi ($\theta=105^\circ$) [51].

2.2.2 Contrôle par jets synthétiques

Ces dernières années, les recherches scientifiques se sont penchées sur d'autres stratégies pour le contrôle du décollement de la couche limite. Parmi ces contrôles, on citera le contrôle par jets synthétiques qui s'avère particulièrement efficace en agissant sur l'écoulement par des oscillations de la paroi du profil. L'excitation acoustique ou piézo-électrique, sont des exemples de jets synthétiques, qui sont actuellement largement testés expérimentalement pour plusieurs configurations d'écoulements autour de profils [52, 53, 54]. Ces jets sont placés dans la cavité pour générer une succession de soufflage et aspiration engendrée par le mouvement de

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

l'actionneur (fig.2.20-2.21). Le jet crée un débit moyen nul, qui n'apporte pas de fluide supplémentaire à l'écoulement [54]. En vue de concevoir des actionneurs générant des jets synthétiques performants et très facile à utiliser sur des ailes d'avion, une technologie de miniaturisation de ces dispositifs par l'utilisation de composant MEMS (Micro-Electro-Mechanical Systems) est en cours de test (fig.2.21-2.22) [56].

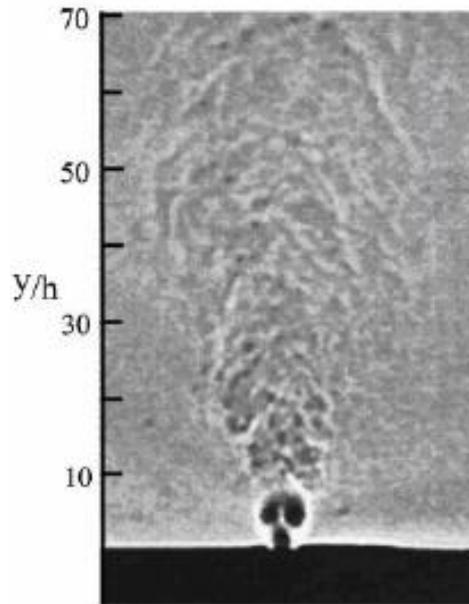


Figure 2.20 Jet synthétique [55].

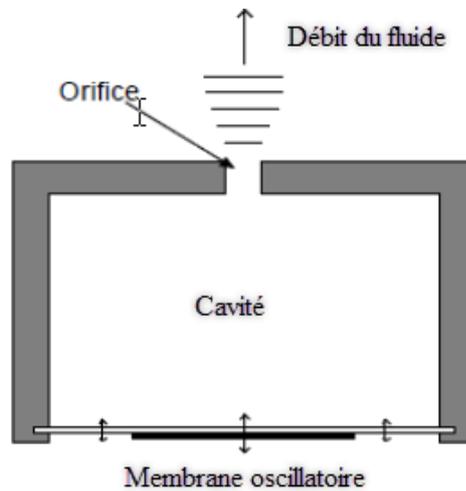


Figure 2.21 Schéma d'un jet synthétique [56].

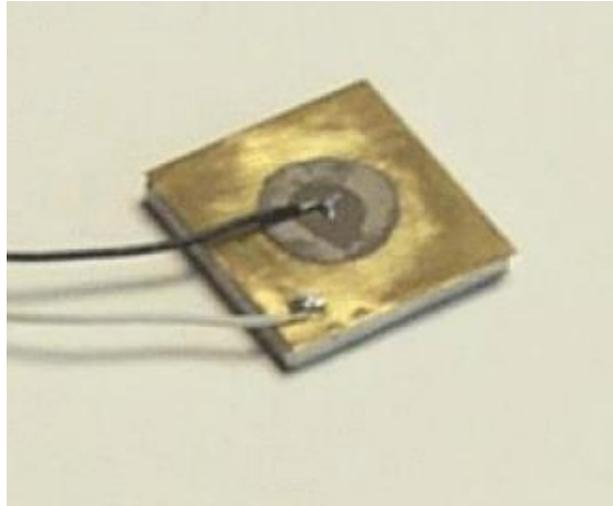


Figure 2.22 Photographie d'un MEMS piézoélectrique [d'après SPA Inc.].

Le principe est basé sur l'utilisation des ondes sonores générées par des hauts parleurs à des gammes de fréquences qui vont interagir avec la couche limite permettant de repousser le point de décollement vers l'aval en énergisant les particules près paroi (Collins 1979). Parmi les auteurs (Gilarranz et al. [75]) fait le choix d'utiliser un système mécanique pour générer les jets synthétiques. Ce dispositif est logé à l'intérieur du profil (fig.2.23) et présente l'avantage de produire des amplitudes d'oscillation importantes qui dépend de la gamme de fréquence de l'actionneur. Ce couplage fréquence-amplitude rend le contrôle de décollement plus efficace.

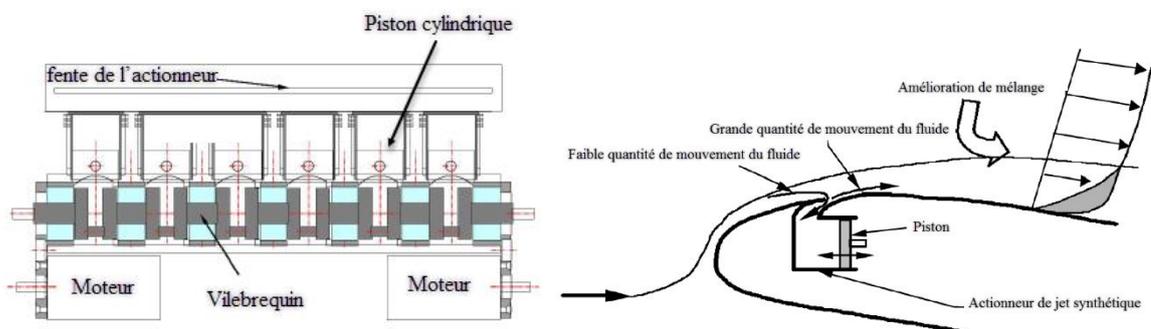


Figure 2.23 Principe de fonctionnement du générateur de jets synthétiques mis en Place par [75].

2.2.3 Contrôle thermique

Le contrôle thermique fait l'objet de plusieurs études, en vue de contrôler le décollement en chauffant directement l'écoulement, ce qui génère des transferts de chaleur fluide-paroi. Le fluide proche paroi a une plus faible densité et une viscosité plus faible, ce qui entraîne une augmentation de quantité de mouvement proche paroi rendant la couche plus résistante au décollement (Cf. Chang 1976, revue de synthèse des études sur le contrôle du décollement qui utilisent les transferts de chaleur entre la paroi et la couche limite).

2.2.3.1 Effets du chauffage pariétal

Le chauffage pariétal (fig.2.24) consiste à chauffer les particules fluides qui sont en contact direct avec la paroi et ces dernières chauffent à leur tour les particules des couches supérieures. Donc, cette différence de température entre la paroi et l'écoulement extérieur se traduit par la diminution de la masse volumique et la viscosité, ce qui favorise plus le décollement de l'écoulement [76].

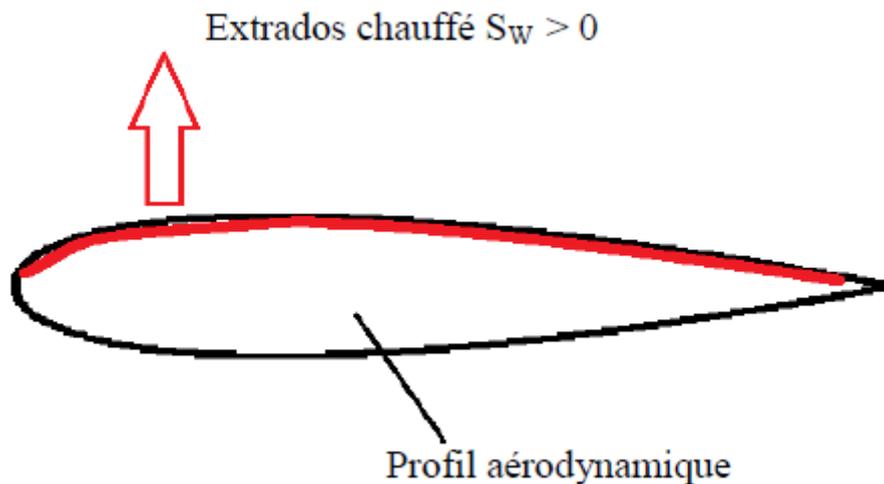


Figure 2.24 Effet du chauffage pariétal sur l'extrados d'un profil aérodynamique [76].

2.2.3.2 Effets du refroidissement pariétal

Le refroidissement pariétal fait refroidir les particules fluides qui sont en contact direct avec la paroi et ces dernières refroidissent également les particules fluides des couches.

Donc, la diminution de la température se déclenche entre la paroi et l'écoulement extérieur et par conséquent des forces de flottabilité naissent en poussant l'écoulement de la couche limite vers la paroi (fig.2.25).

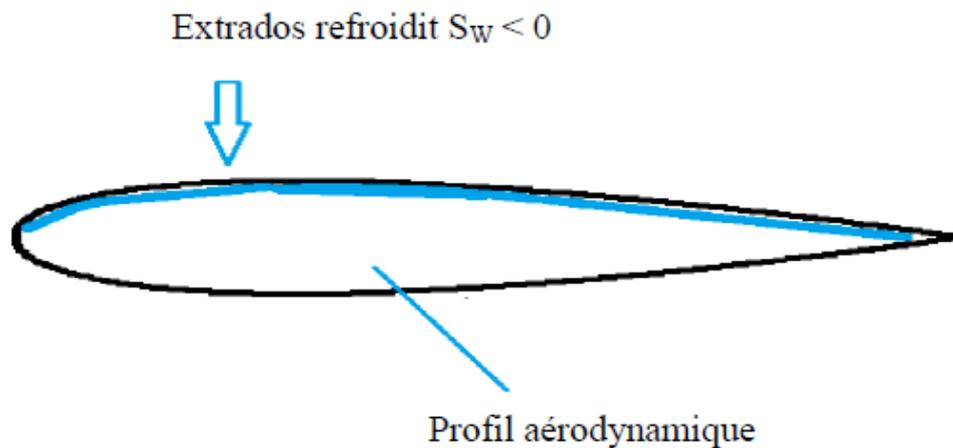


Figure 2.25 Effet du refroidissement pariétal sur l'extrados d'un profil aérodynamique [76].

2.2.4 Contrôle électromagnétique

Actuellement, le contrôle électromagnétique est en cours de recherche en vue d'implanter un tel système sur un profil d'aile. Le principe est de générer dans la couche limite une force électromagnétique dans le sens de l'écoulement ou encore perpendiculaire au profil afin de favoriser les mélanges d'énergies entre différentes zones de l'écoulement traduisant un recollement de la couche limite ou repousser le point de décollement en aval. Les expériences de Weier et al [77], mettent en évidence une forte accélération de l'écoulement en proche paroi de la plaque si forces électromagnétiques appliquées est suffisamment importante. Un retard de décollement est observé pour la plaque plane en incidence (fig. 2.26).

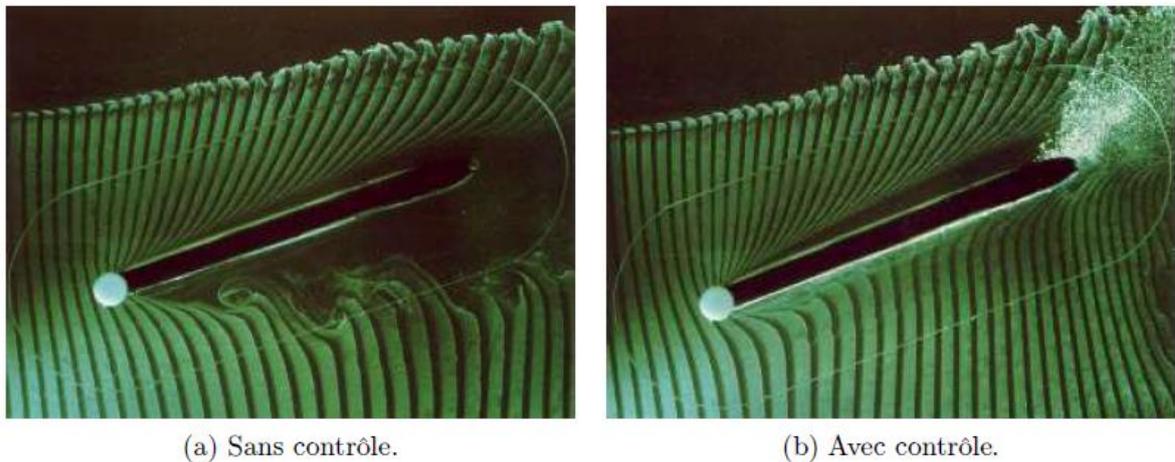


Figure 2.26 Effet du contrôle électromagnétique sur une plaque plane en incidence [77].

L'amélioration des performances aérodynamiques d'une aile d'avion constitue un enjeu majeur en industrie aéronautique, en particulier le problème de contrôle de la séparation de la couche limite des profils en incidence. L'objectif est de repousser l'angle de décrochage et augmenter la finesse. Dans ses travaux sur le contrôle de la séparation, Roth [78] a étudié l'effet d'un ou plusieurs actionneurs plasmas (DBD) intégrés sur l'extrados d'un profil d'aile NACA0015 et constate qu'il est possible de rattacher ou retarder la séparation à des fortes angles d'incidence (fig.2.27).

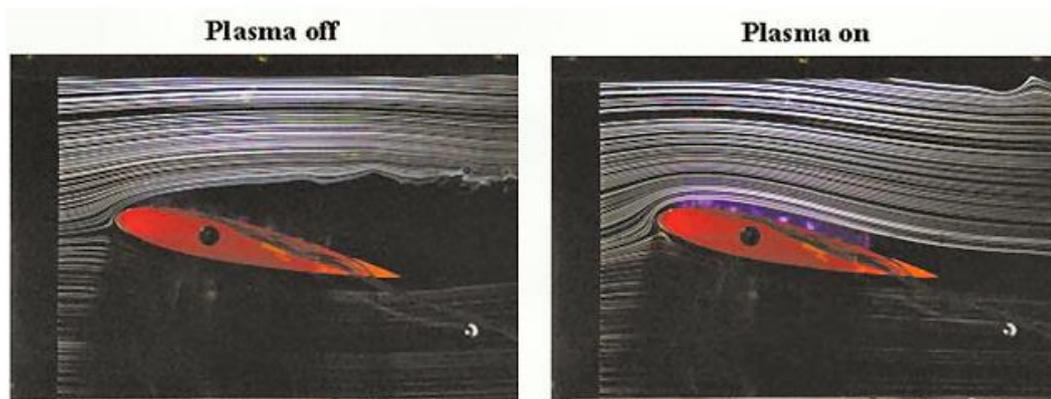


Figure 2.27 Contrôle par plasma d'un écoulement autour d'un profil d'aile de type NACA0015, [78].

Dans le même axe, Corke et al. [79,80] réalisent deux études portant sur l'utilisation d'un actionneur plasma placé au bord d'attaque en vue de contrôler l'angle de décrochage d'un profil NACA0015. Ils observent que l'effet de contrôle très similaire à celui d'un bec a permis de repousser l'angle de décrochage de 3° avec une augmentation de finesse. D'autre part, de la

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

même manière, l'étude a montré qu'un actionneur posé au bord de fuite, de façon analogue à celle d'un volet entraîne une augmentation de la portance avec un gain dans l'angle de décrochage de quelques degrés supplémentaires (fig.2.28).

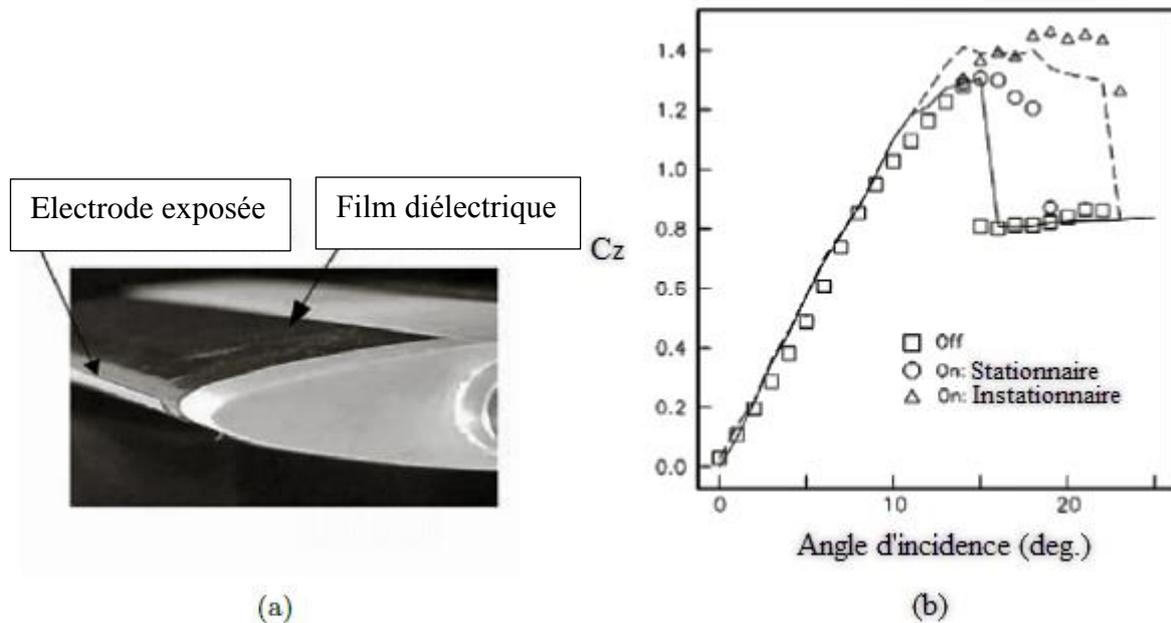


Figure 2.28 Contrôle d'un écoulement autour d'un profil d'aile NACA0015 de 12.5 cm de corde. Intégration de l'actionneur (a) et influence du mode instationnaire sur le décrochage (b) [79].

Les recherches de Sosa et al. [81] ont testé l'effet d'un actionneur plasma en mode pulsé au bord d'attaque à une vitesse de 25m/s et un angle d'incidence de 20^0 . Ils constatent un rattachement de l'écoulement d'une part, et d'autre part l'efficacité de l'actionneur dépend notamment de la puissance électrique d'alimentation et également de la fréquence de pulsation pour l'actionneur en régime pulsé (Fig.2.29).

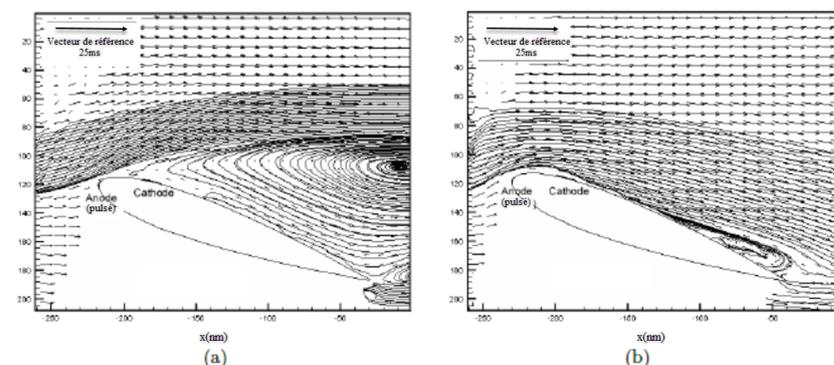


Figure 2.29 Champs des vecteurs vitesses et lignes de courant obtenus par PIV autour d'un profil d'aile NACA0015 à 20^0 d'incidence. Sans contrôle (a) et avec décharge pulsée à $F= 50$ Hz (b) [81].

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

2.3 Caractéristiques géométriques du profil d'aile

On définit profil aérodynamique comme le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion, d'une pale d'hélicoptère et d'une pale de turbine à gaz ou de turbine à vapeur. La forme du profil est une caractéristique essentielle d'une aile influant grandement sur les caractéristiques aérodynamiques et les performances d'un avion. Selon la figure 2.30, on définit les grandeurs géométriques suivantes d'un profil aérodynamique [82].

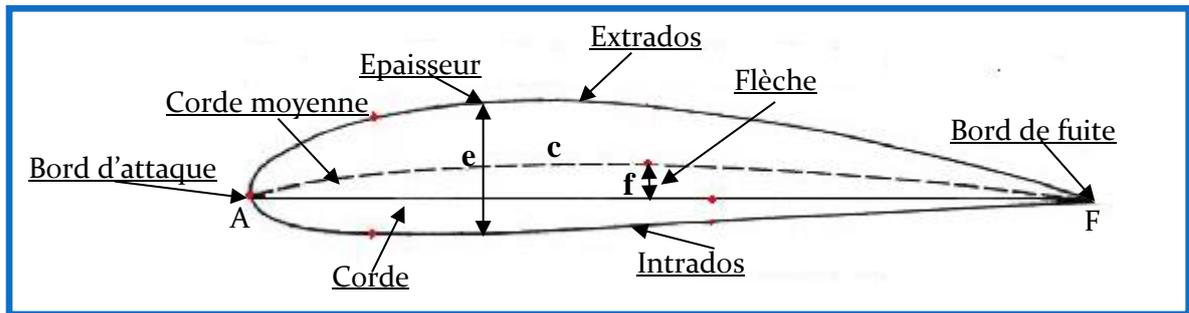


Figure 2.30 Caractéristiques géométriques d'un profil [82]

- Bord d'attaque : le premier point commun entre l'extrados et l'intrados.
- Bord de fuite : le dernier point commun entre l'extrados et l'intrados.
- Corde (AF) : c'est le segment qui lie le bord d'attaque et le bord de fuite.
- Epaisseur (e) : la valeur maximale des distances perpendiculaires à la corde.
- Flèche maximale (f) : la plus grande ordonnée de la ligne moyenne par rapport à (AF)
- Corde moyenne (c) : le milieu des segments perpendiculaire à la corde [83].

2.4 Définitions de quelques nombres adimensionnels

Les écoulements externes sont fortement influencés par les effets de turbulence, et de compressibilité. On peut quantifier ce phénomène par quelques nombres adimensionnels.

2.4.1 Nombre de Reynolds

Le nombre de Reynolds est le rapport des forces d'inertie sur les forces visqueuses.

$$Re_{\infty} = \frac{U_{\infty} \cdot c}{\nu}$$

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

Avec :

U_∞ : vitesse de l'écoulement à l'infini (m/s)

ν : viscosité cinématique de l'écoulement (m²/s)

c : Longueur caractéristique du profil (m)

Le nombre de Reynolds est un paramètre très important en aérodynamique, notamment dans la classification des écoulements. Il permet, par exemple de quantifier les écoulements laminaires et turbulents.

2.4.2 Nombre de Mach

Le nombre de Mach M_∞ est le rapport de la vitesse de l'écoulement U_∞ à la vitesse du son, a .

$$M_\infty = \frac{U_\infty}{a}$$

Le nombre de Mach caractérise les effets de compressibilité dans un écoulement gazeux.

Dans le but de quantifier, le gain de portance et une éventuelle diminution de la traînée, nous

Utiliserons les coefficients de portance et de traînée, C_z et C_x définis comme suit :

$$C_z = \frac{F_z}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S}$$

$$C_x = \frac{F_x}{\frac{1}{2} \rho_\infty U_\infty^2 S}$$

Avec :

Pression dynamique : $\frac{1}{2} \rho U_\infty^2$ appelée pression dynamique et S : la surface du profil

2.4.3 La fréquence adimensionnée

Ce paramètre n'est autre que la fréquence d'excitation adimensionnelle F^+ .

$$F^+ = \frac{f \cdot c}{U_\infty}$$

Chapitre II Techniques de contrôle de décollements de la couche limite

Où f est la fréquence de la propagation de l'écoulement et c représente la corde du profil.

2.4.4 Coefficient de la quantité de mouvement

Le coefficient de la quantité de mouvement du jet adimensionnelle C_μ qui décrit l'énergie apportée à l'écoulement.

$$C_\mu = \frac{\rho_j e_j U_0^2}{\frac{1}{2} \rho_\infty c U_\infty^2}$$

Où U_0 amplitude de l'excitation du jet, e_j largeur de la fente du jet, ρ_j masse volumique du jet et ρ_∞ masse volumique de l'écoulement.

2.4.5 La vitesse relative

La vitesse relative V_r qui permet une comparaison rapide entre la vitesse du jet U_0 et la vitesse de l'écoulement à l'infini U_∞ .

$$V_r = \frac{U_0}{U_\infty}$$

Introduction

Dans ce chapitre on présente le modèle mathématique régissant le problème physique à étudier à savoir l'écoulement bidimensionnel, turbulent et incompressible autour d'un profil bidimensionnel et comparer les deux configurations sans et avec contrôle. Plusieurs configurations sont étudiées pour vérifier l'efficacité du système de contrôle appliqué et identifier les valeurs optimums des paramètres de système de contrôle, pour une meilleure efficacité. L'effet du contrôle sur les performances aérodynamiques, suppose la connaissance de l'état d'écoulement autour d'un profil propre sans contrôle. La simulation numérique est réalisée en utilisant le maillier Gambit et le solveur Fluent. Dans ce qui suit, on essaie de donner un aperçu succinct sur les deux logiciels utilisés puis entamer l'étude de la configuration sans contrôle.

3.1 Formulation mathématiques du problème

3.1.1 Equations de Navier-Stokes instantanées

L'écoulement à étudier, est régi par les équations de Navier-Stokes qui expriment la conservation de masse, et de la conservation de la quantité de mouvement, Les hypothèses suivantes sont introduites :

- L'écoulement est totalement turbulent
- L'écoulement est instationnaire
- L'écoulement est bidimensionnel
- L'écoulement est incompressible
- Le fluide est visqueux
- Sans transfert de chaleur
- La force de gravité est négliger.

3.1.1.1 Equation de continuité

L'équation de continuité exprimant la loi de conservations de masse pour un volume de contrôle matériel donné, s'écrit dans la base cartésienne sous la forme :

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho u_i) = 0$$

Pour le cas incompressible, $\rho = cste$ et permanent.

Alors on aura :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (III.1)$$

3.1.1.2 Equations de quantité mouvement

$$\frac{\partial u}{\partial t} + u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (III.2)$$

$$\frac{\partial v}{\partial t} + u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial p}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (III.3)$$

3.1.2 Equations de Navier-Stokes moyennées

Pour résoudre le système d'équations (III.1), (III.2) et (III.3), une approche statistique sera utilisée. C'est O. Reynolds (1895), qui a proposé pour la première fois une décomposition de chaque variable dépendant du temps et de l'espace en une partie moyenne \bar{F} et une partie fluctuante f' [84] :

$$F = \bar{F} + f'$$

Où F représente u, v, p.

Le système d'équations (III.1), (III.2) et (III.3) devient :

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial x} + \nu \left(\frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} \right) - \frac{\partial}{\partial x} (\overline{u'u'}) - \frac{\partial}{\partial y} (\overline{u'v'}) \quad (III.4)$$

$$\frac{\partial \bar{v}}{\partial t} + \bar{u} \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{p}}{\partial y} + \nu \left(\frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial y^2} \right) - \frac{\partial}{\partial x} (\overline{u'v'}) - \frac{\partial}{\partial y} (\overline{v'v'})$$

Les équations moyennées font apparaître des termes de corrélations doubles des fluctuations. Ils proviennent de la non-linéarité des équations de bilans. Ces termes, appelés tensions de Reynolds, traduisant l'effet de la turbulence sur l'évolution du mouvement moyen et rendent le système d'équations ouverts c'est à-dire plus d'inconnues que de relations. Ce qui impose

un problème de fermeture du système, cela veut dire le lien entre les corrélations doubles et le champ moyen [85].

Parmi les modèles de fermeture, on a choisi le modèle k-epsilon.

3.1.3 Conditions aux limites

➤ Condition à l'entrée

Des conditions de type de Dirichlet sont imposées pour les composantes de vitesse. La vitesse longitudinale U est imposée uniforme et égale à la vitesse potentielle U_∞ , par contre la vitesse transversale est nulle.

$$\begin{aligned}u &= U_\infty \\v &= 0\end{aligned}$$

➤ Condition à la sortie

Les conditions de Newman sont appliquées à la sortie. Toutes les grandeurs ont un gradient normal nul.

$$\frac{\partial u}{\partial x} = \frac{\partial v}{\partial y} = 0$$

➤ Condition au niveau de la paroi

$$\text{pour } y = 0, \quad u=v=0$$

➤ Condition au niveau du jet synthétique

Pour assurer l'écoulement instationnaire au niveau du jet, on impose une vitesse

$$u_j = U_0 \sin(2\pi f.t)$$

Ce sont des équations différentielles non-linéaires aux dérivées partielles et du deuxième ordre. Une solution analytique exacte de ce système d'équations étant inaccessible, on se propose de traiter le problème par une approche numérique. Les équations différentielles sont discrétisées en équations algébriques par la méthode des volumes finis. La résolution numérique, est faite en utilisant un code commercial « Fluent » basé sur la méthode des volumes finis.

3.2 Le mailleur Gambit

Le mailleur gambit est un outil de prétraitement qui permet à l'utilisateur de construire la géométrie du domaine de calcul et subdiviser ce dernier en petits volumes de contrôle et cellules de calcul. L'ensemble de ces volumes élémentaires constitue le maillage. Il existe différents types de maillage, un maillage structuré, non structuré et hybride. Pour obtenir une grille acceptable on doit assurer une bonne résolution assurant un bon lissage au niveau des zones de transition entre les régions à maillage fin et celles à maillage grossier et minimiser le nombre total des cellules. La définition des conditions aux limites appropriées, au niveau des cellules qui coïncident ou touchent la frontière du domaine de calcul, se fait également à ce niveau. Il permet de créer plusieurs types de maillage suivant la géométrie et de spécifier le type de matériau (fluide ou solide) telles que, par exemple, la vitesse à l'entrée du domaine exprimé par « Velocity Inlet » et la pression à la sortie en utilisant « Pressure Outlet ».

3.3 Le solveur Fluent

Le solveur fluent est un programme conçu pour la simulation des écoulements de fluide et du transfert de chaleur pour des géométries complexes. Ce solveur utilise la méthode des volumes finis. Cette dernière est souvent utilisée pour la résolution numérique de problèmes d'écoulements numériques [18]. Il présente plusieurs outils sur lequel on peut travailler. On commence tout d'abord par importer le maillage avec l'extension (.msh) sur lequel on travaille puis on définit les paramètres nécessaires comme le choix du modèle physique du problème et l'insertion du nombre de Mach ou la vitesse d'écoulement. On injecte les conditions initiales et aux limites et on choisit les paramètres du modèle de turbulence.

Il existe des critères de convergence sur la précision des valeurs qu'on doit vérifier pour que les calculs s'arrêtent. Par exemple, les résidus entre l'itération présente et l'itération suivante doivent atteindre 10^{-3} par défaut et peuvent être poussés jusqu'à 10^{-6} selon le modèle d'écoulement étudié. Quant à l'initialisation des calculs, il est préférable de choisir les conditions d'entrée ou le résultat du calcul précédant ayant déjà convergé. Après l'initialisation du champ de calcul, le lancement de la simulation est effectué en choisissant le nombre d'itérations que le solveur Fluent devra réaliser. Le code fluent ainsi présenté avec ces outils, est capable d'assurer le calcul et le tracé des champs de pression et de vitesse, du coefficient de pression, etc. autour du profil.

3.4 Prétraitement de la simulation numérique

La génération de maillage représente la subdivision du champ d'écoulement en petits volumes de contrôle et cellules de calcul. L'ensemble de ces volumes élémentaires constitue le maillage. Il existe diverses manières de mailler un profil aérodynamique. Nous proposons ici de générer un maillage dit en C-H structuré pour avoir une structure plus raffinée dans les zones qui présentent de forts gradients. Afin de pouvoir capter correctement la couche limite avec un modèle de turbulence de type (k- ϵ). Le modèle de paroi demande d'ajuster l'épaisseur des cellules à la paroi solide avec une valeur égale à 0.005 de la longueur de la corde dans le but d'assurer la condition y^+ inférieur à 30. Le nombre total des cellules pour une configuration typique est d'environ 48600. L'indépendance maillage-solution est obtenue après plusieurs tests (Fig.3.1).

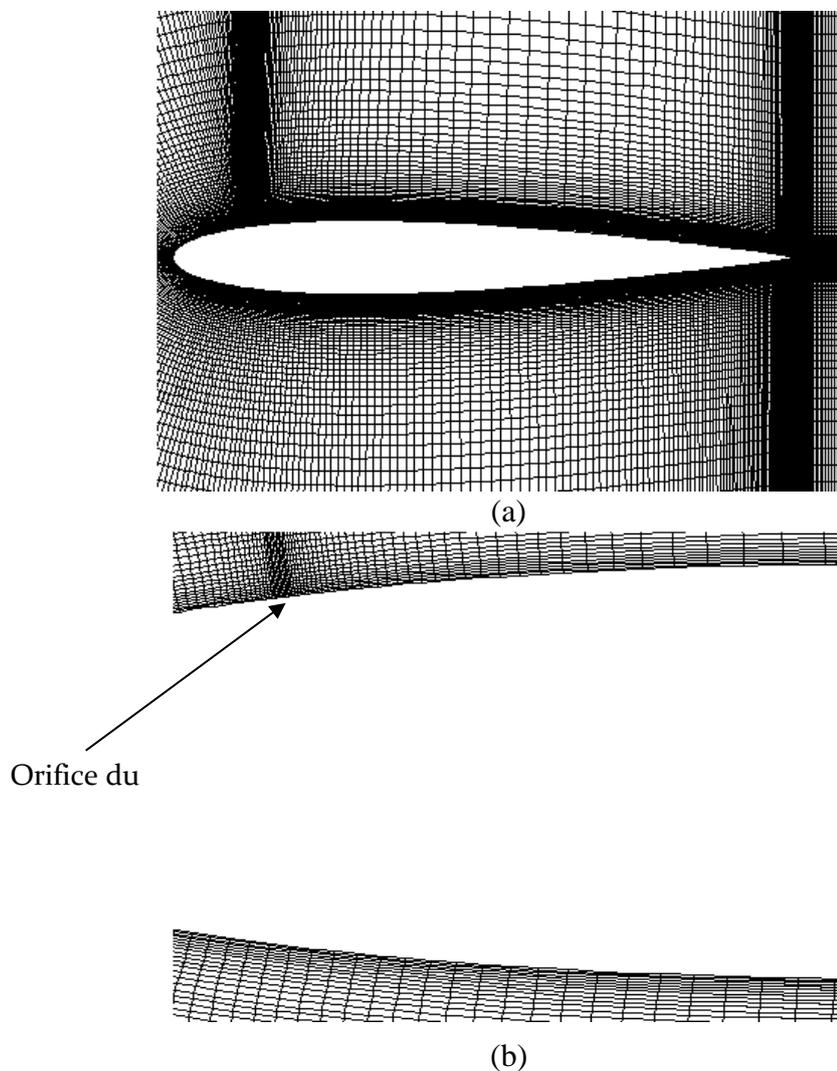


Figure 3.1 Maillage de calcul avec position de jet (a) Agrandissement du maillage dans la région de la position de jet (b) sur un profil NACA0012.

Pour les conditions aux limites on les impose sur les différentes limites du domaine de calcul. Aux parois solides telles que l'extrados et l'intrados, les conditions d'adhérence (« Wall ») sont imposées ce qui correspond à une vitesse nulle. En amont du profil, on supposera connue la vitesse de l'écoulement et on imposera des conditions aux limites de type vitesse imposée « Velocity inlet » ainsi que pour la fente du jet synthétique pour le cas avec contrôle. A la sortie du domaine de calcul, on imposera la valeur de la pression qui est la pression atmosphérique et on optera pour des conditions de type sortie à pression imposée « pressure outlet » pour le cas sans contrôle et « outflow » pour le cas avec contrôle.

4.1 Etude du modèle sans contrôle

L'effet du contrôle sur les performances aérodynamiques, suppose la connaissance de l'état d'écoulement autour d'un profil propre sans contrôle. Ainsi les distributions de pression autour d'un profil NACA0012 pour un nombre de Mach infini égal à 0.13, sont calculées pour différents angles d'incidence allant de 0° à 22° .

La figure 4.1 donne la distribution de la pression pour des angles d'incidence entre 14° et 22° car à ces incidences la couche limite est complètement décollée sur l'extrados. On constate une réduction de l'écart de la distribution du coefficient de pression à l'extrados et à l'intrados toute en augmentant l'angle d'incidence, traduisant une chute de portance.

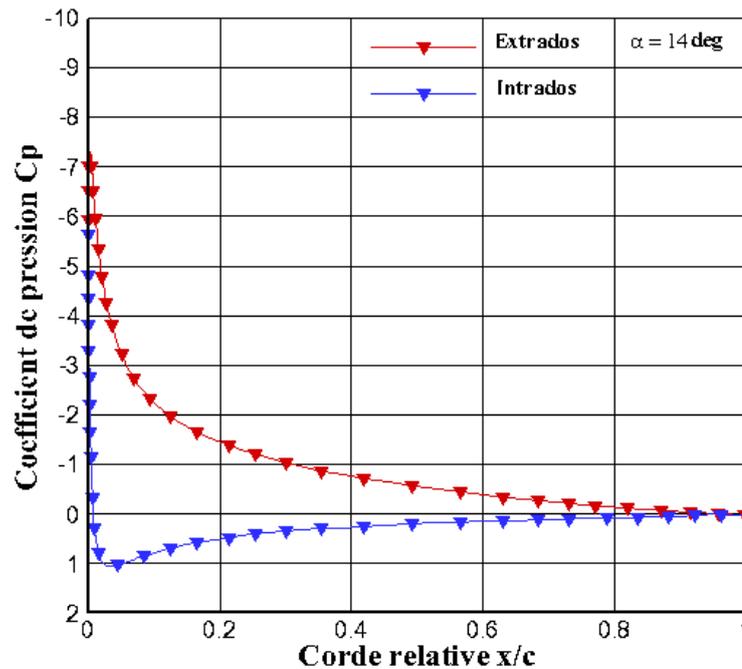


Figure 4.1 Distributions du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_{\infty}=0,13$ pour différents angles d'incidences.

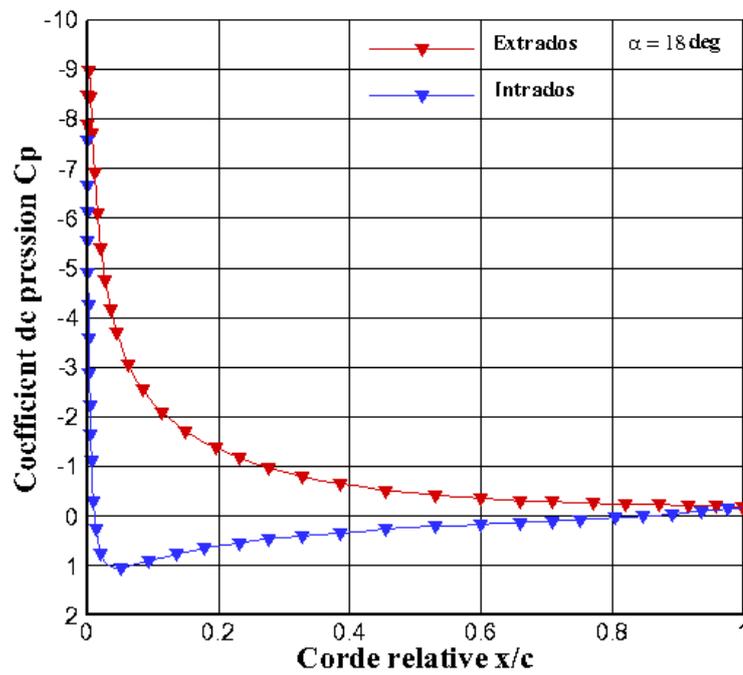
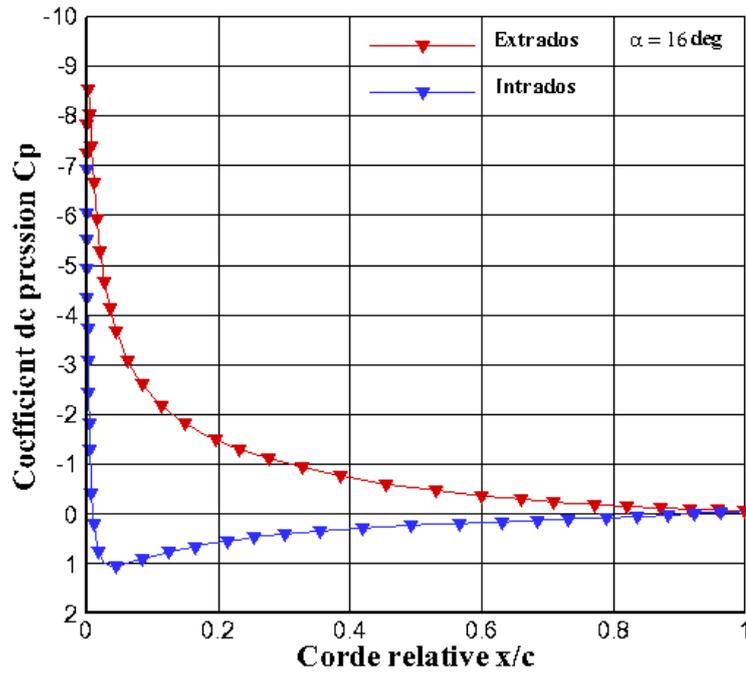


Figure 4.1 Distributions du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidences.

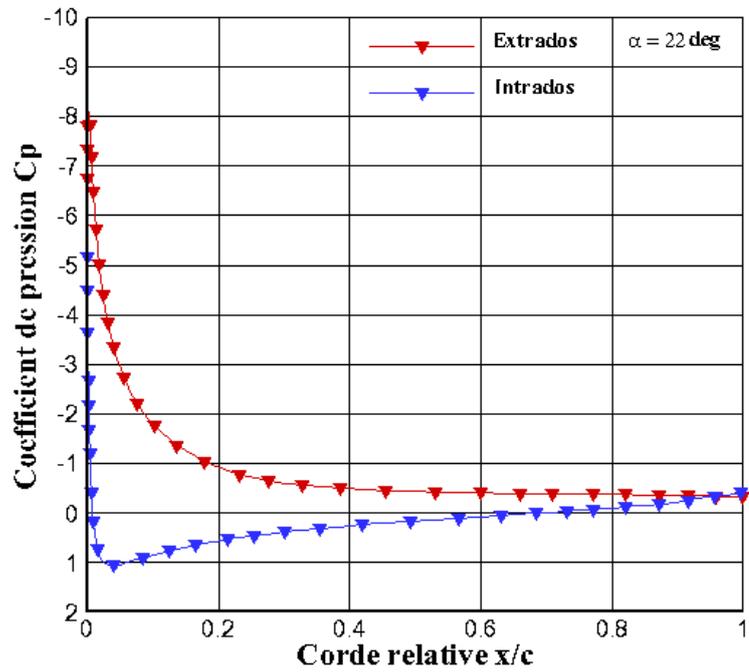
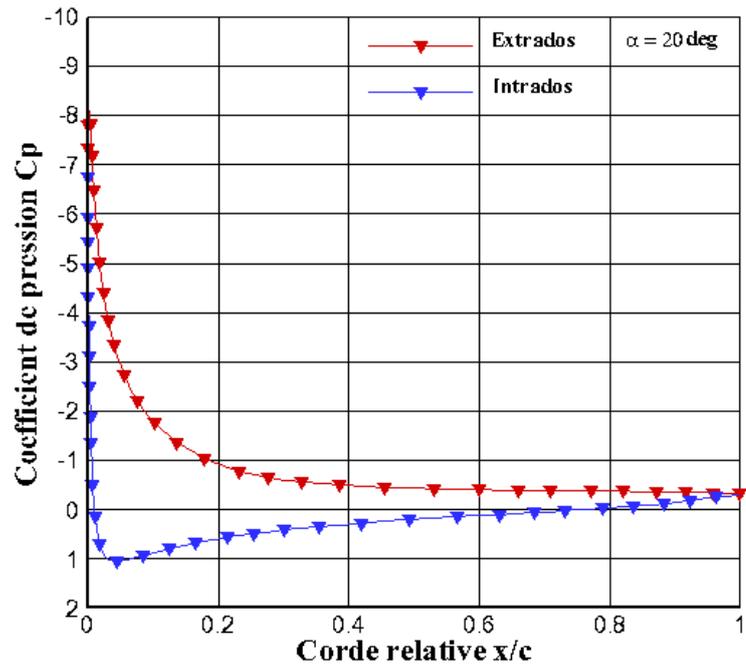


Figure 4.1 Distributions du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidences.

D'après la figure 4.2 représentant la distribution du coefficient de portance en fonction de l'incidence, on observe que la courbe reste quasi linéaire croissante jusqu'à 10° environ. Le coefficient de portance C_z passe par un maximum égal à environ 1,15 pour un angle d'incidence $\alpha=16^\circ$, caractérisant l'angle de décrochage. Pour des valeurs supérieures à 16° , le C_z décroît brusquement suite au décollement des filets d'air. On observe à partir de la courbe de trainée que la valeur du coefficient de trainée C_x augmente rapidement et devient très grande lorsqu'on se rapproche de la zone de décrochage (fig.4.3). La séparation est traduite par un coefficient de frottement C_f nul. Plus l'angle d'incidence est élevé et plus le point de séparation avance vers le bord d'attaque (fig.4.4). A une incidence de 15° , la séparation est initiée au-delà de 90% de la corde du profil.

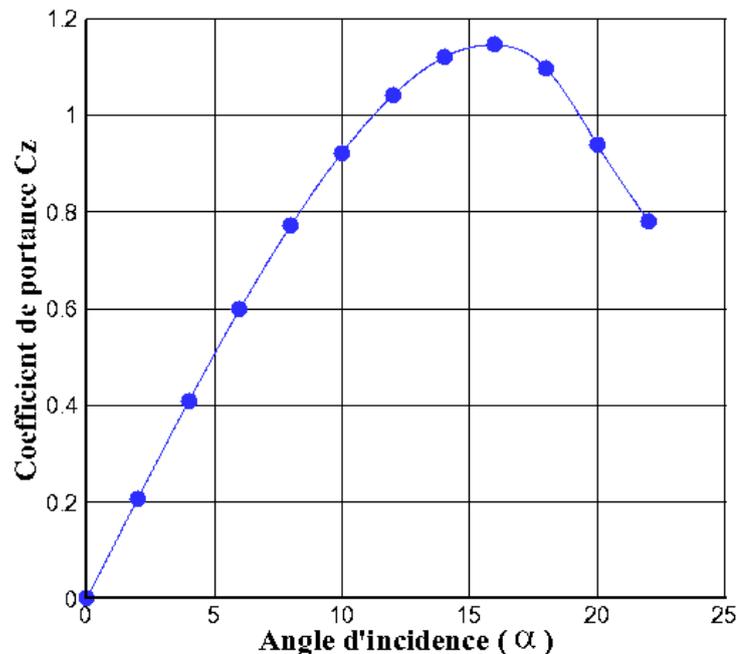


Figure 4.2 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$.

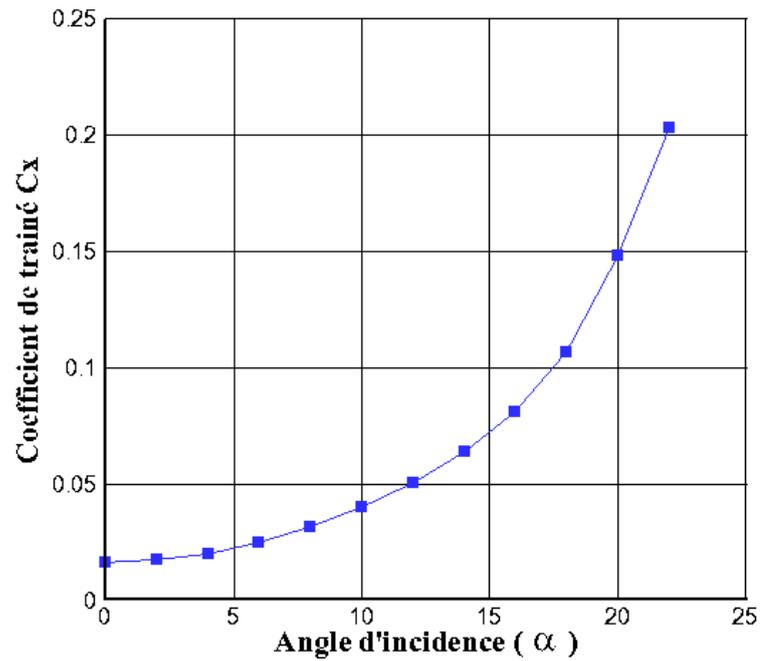


Figure 4.3 Distribution du coefficient de trainée sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$.

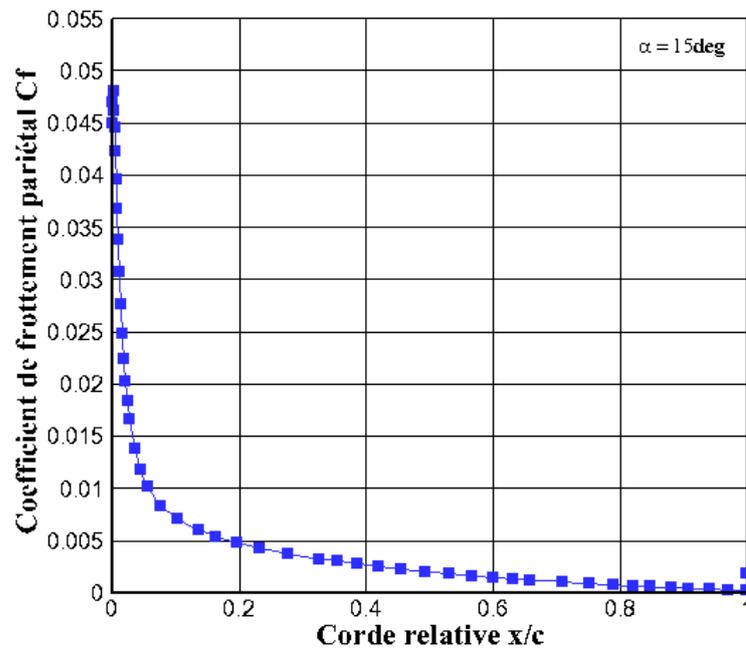


Figure 4.4 Evolution du coefficient de frottement sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidence.

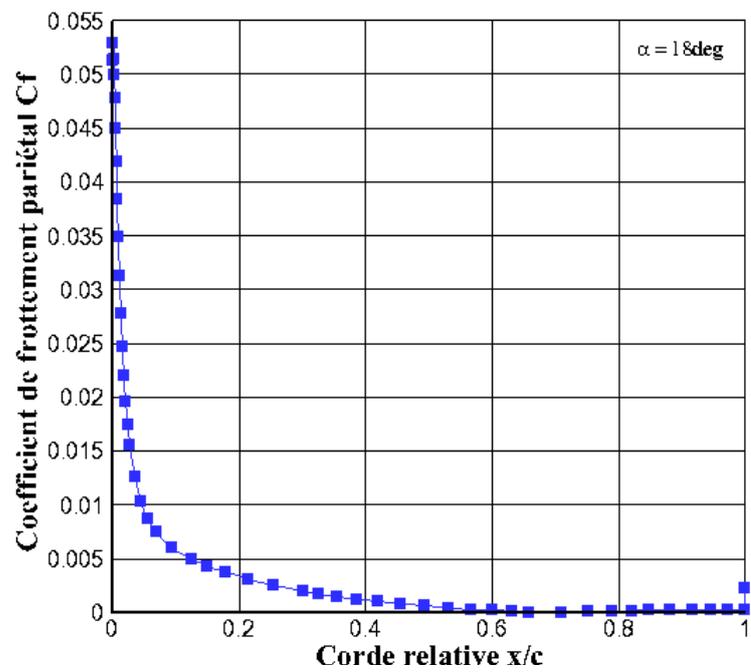
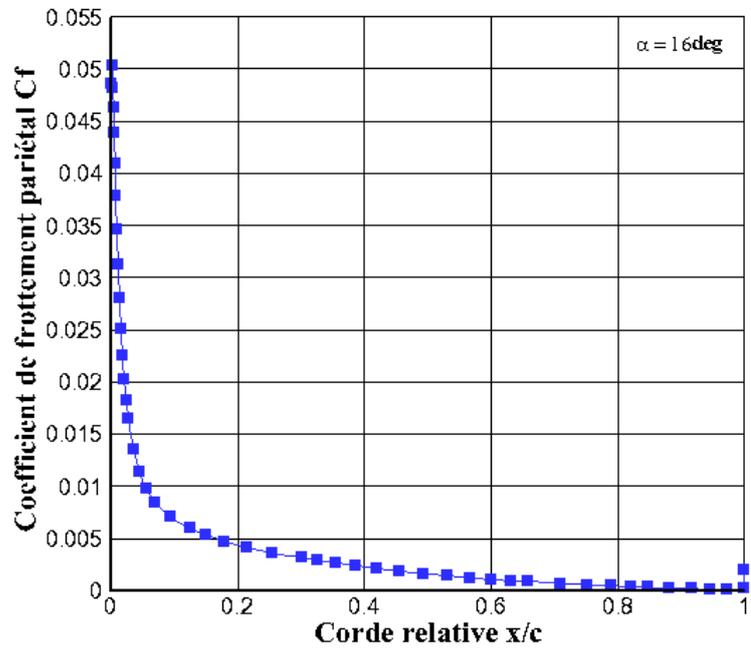


Figure 4.4 Evolution du coefficient de frottement sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidence.

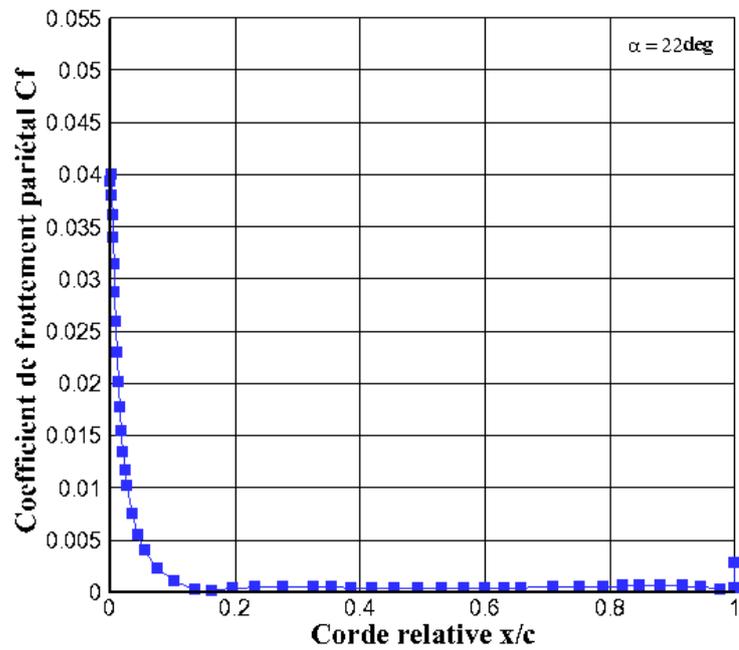
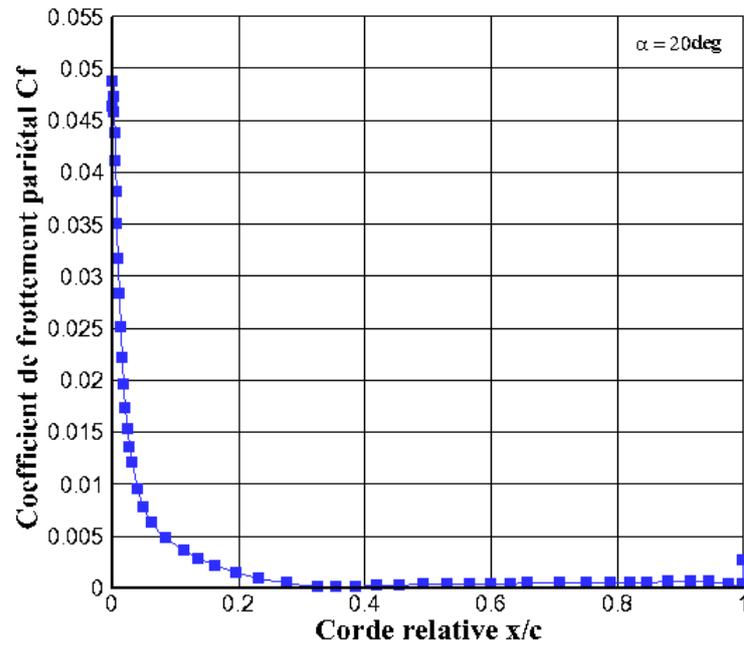


Figure 4.4 Evolution du coefficient de frottement sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différents angles d'incidence.

4.2 Validation du modèle numérique

Le modèle numérique est testé pour une configuration d'un profil NACA0012 sans contrôle avec un angle d'attaque égal à 15° où le point de séparation apparaît. La comparaison de la distribution des coefficients de pression entre les résultats numériques et expérimentaux donnés par N. Gregory et al. [86] est illustré dans la Fig.4.5.

La figure montre que les courbes coïncident à la surface supérieure (extrados) sauf au voisinage du bord d'attaque où le coefficient de pression pour le cas expérimental est légèrement plus élevé. La différence est que dans le cas expérimental, nous avons le phénomène de transition lorsque la couche limite commence laminaire et devient turbulente après cela, alors que dans la présente étude numérique, la couche limite est supposée être complètement turbulente le long du profil aérodynamique. Cependant, les résultats globaux montrent une bonne concordance entre les deux cas à la surface supérieure où la séparation a lieu et où le concept de contrôle sera appliqué.

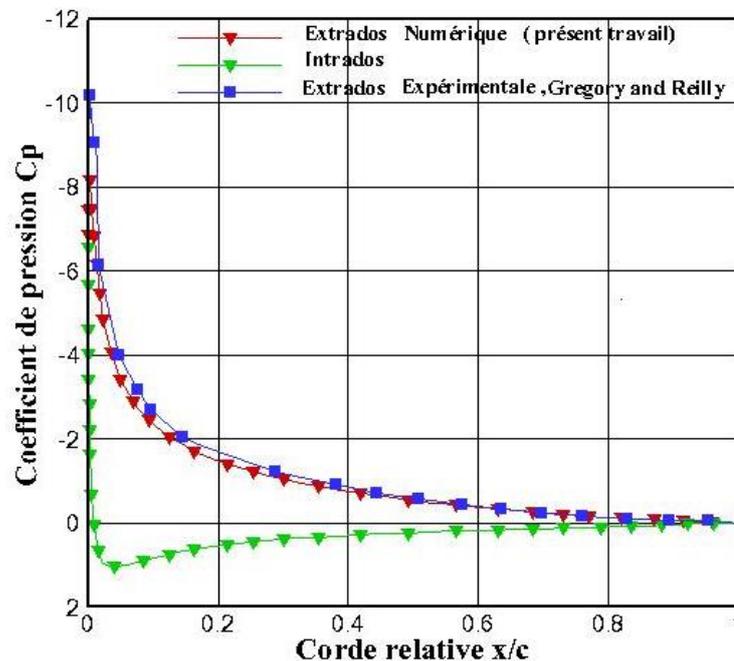


Figure 4.5 Distributions du coefficient de pression sur un profil NACA0012, $M_{\infty}=0,13$ pour $\alpha=15^{\circ}$.

4.3 Etude du contrôle de décollement par jet synthétique

4.3.1 Influence de l'inclinaison du jet sur le décollement de la couche limite

Les figures 4.6 et 4.7 représentent l'évolution des coefficients de portance et de traînée en fonction de l'angle d'inclinaison du jet pour un angle d'incidence $\alpha=20^0$ et un jet placé à 12% du bord d'attaque pour les quantités de mouvement du jet $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$ avec une largeur de fente de 0,5% de la corde placée sur l'extrados d'un profil NACA0012 comparé au cas sans contrôle pour $M_{\infty} = 0,13$ et $Re_{\infty}=2,88.10^6$.

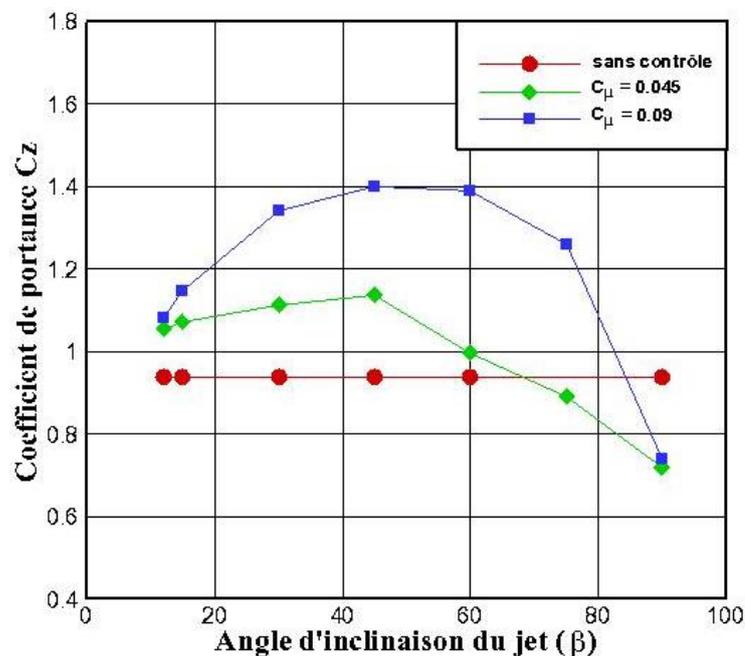


Figure 4.6 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_{\infty}=0,13$ et $\alpha= 20^0$ en fonction de l'angle d'inclinaisons du jet.

D'après la fig.4.6, on constate que le C_z augmente avec l'inclinaison du jet β jusqu'à des valeurs maximums de 1,13 ;1,4 respectivement caractérisant le $C_{z \max}$ et dépassant la valeur indiquée pour le cas sans contrôle (environ 0,94) pour différents angles d'inclinaison du jet allant de 12^0 à 60^0 et 12^0 à 75^0 respectivement, pour des valeurs de quantité de mouvement $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$ puis décroît, indiquant une inclinaison optimale de $\beta=45^0$ et en allant vers des valeurs C_z inférieurs comparant au cas sans contrôle pour des angles inclinaison du jet supérieur à 60^0 et 75^0 avec des $C_{\mu}=0,045$, $C_{\mu}=0,09$ respectivement. Par contre le C_x

(fig.4.7) diminue avec l'inclinaison du jet, jusqu'à un minimum $\beta=45^{\circ}$ puis augmente au-delà pour des valeurs de quantité de mouvement $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$. Comparant au cas sans contrôle, la traînée diminue pour différents angles d'inclinaison allant de 30° à 45° et de 12° à 75° respectivement, pour des valeurs de quantité de mouvement $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$, mais elle reste négative pour des angles d'inclinaison du jet 12° , 15° , 60° , 75° , 90° et 90° avec $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$ (fig.4.7).

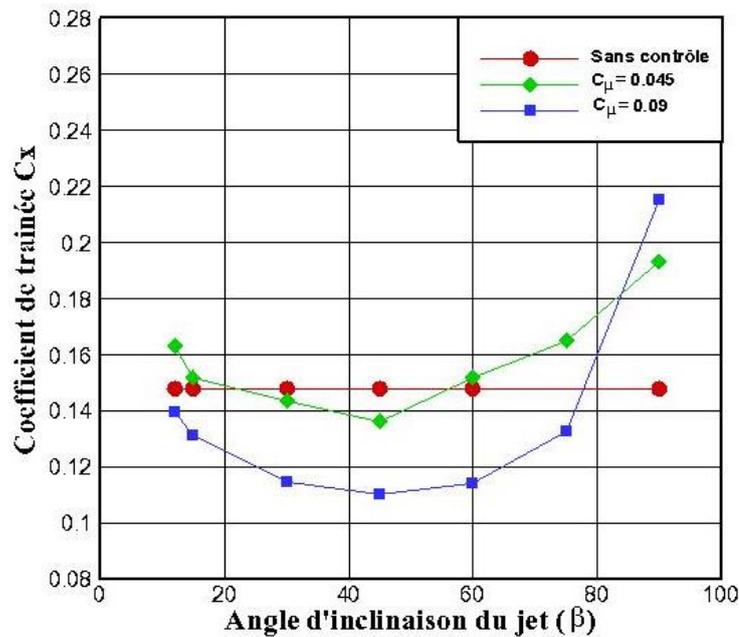


Figure 4.7 Distribution du coefficient de traînée sur un profil NACA0012, $M_{\infty}=0,13$ et $\alpha=20^{\circ}$ en fonction de l'angle d'inclinaisons du jet.

Les figures 4.8 et 4.9 ci-dessous indiquent les champs d'écoulement moyennés dans une période pour l'angle d'incidence de 20° . Le détail des champs d'écoulement est illustré par le modèle de ligne de courant. Les champs d'écoulement avec contrôle pour différents angles de jet pour les valeurs 12° , 15° , 30° , 45° , 60° , 75° et 90° et pour des valeurs de quantité de mouvement $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$ ont été comparés au cas sans contrôle. Cependant, on constate une réduction de la zone de séparation jusqu'à la valeur de l'angle d'inclinaison 45° , traduisant une amélioration de la performance aérodynamique. Au-delà de cet angle la zone de séparation augmente, traduisant une perte de portance et une augmentation de traînée.

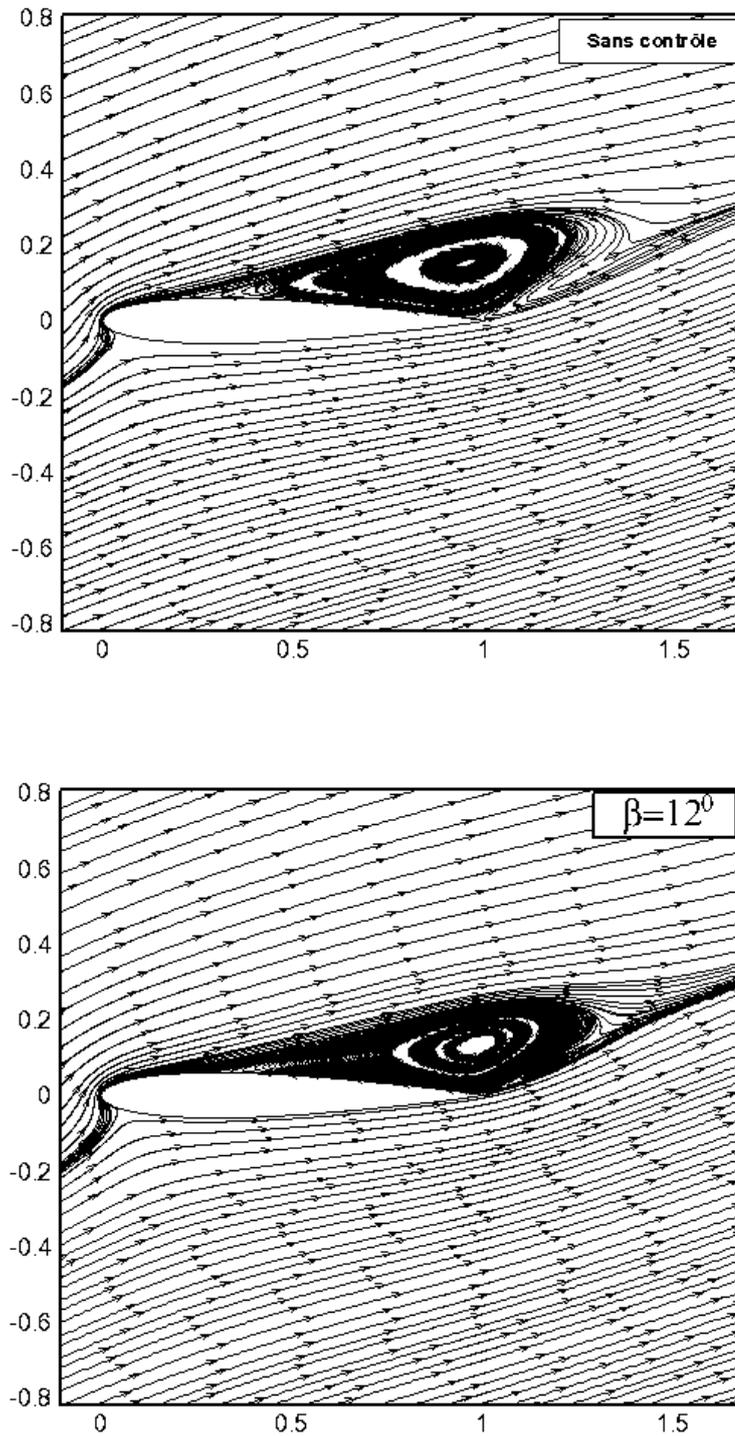


Figure 4.8 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

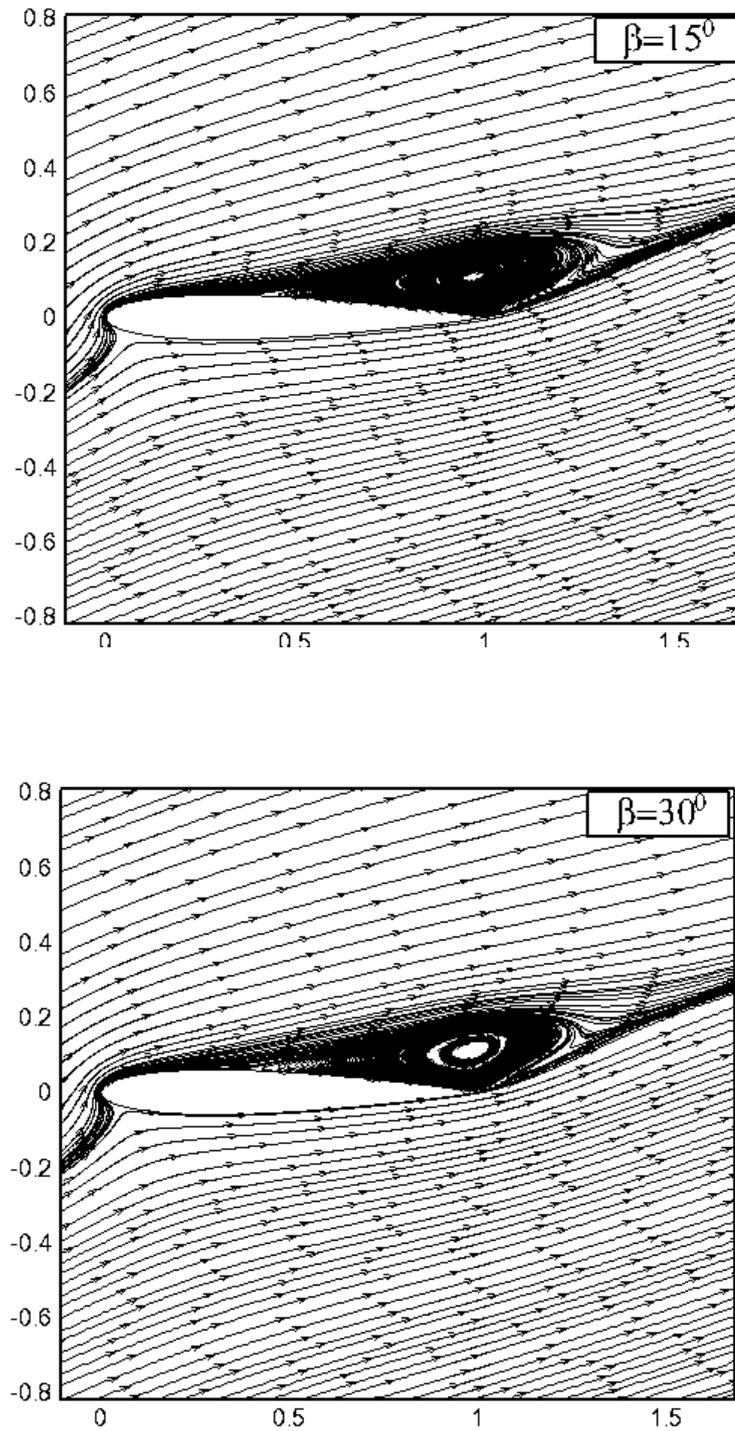


Figure 4.8 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

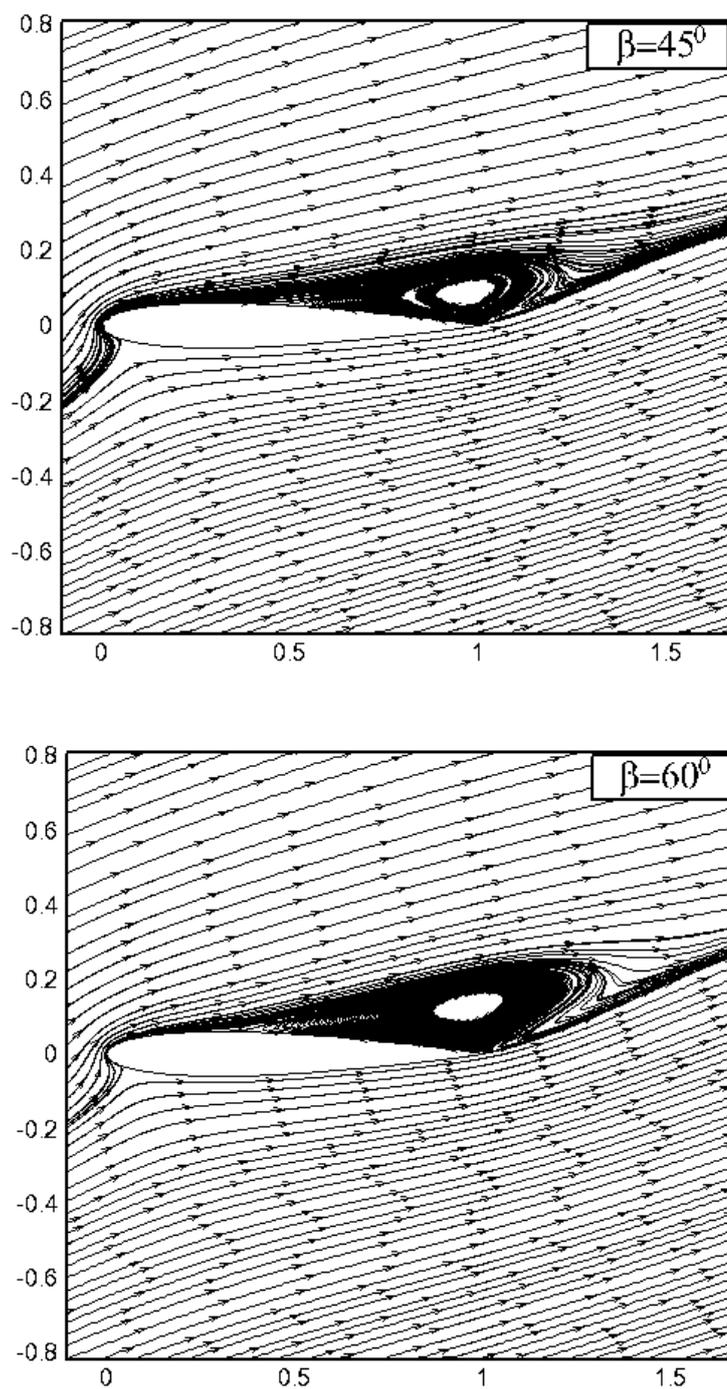


Figure 4.8 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

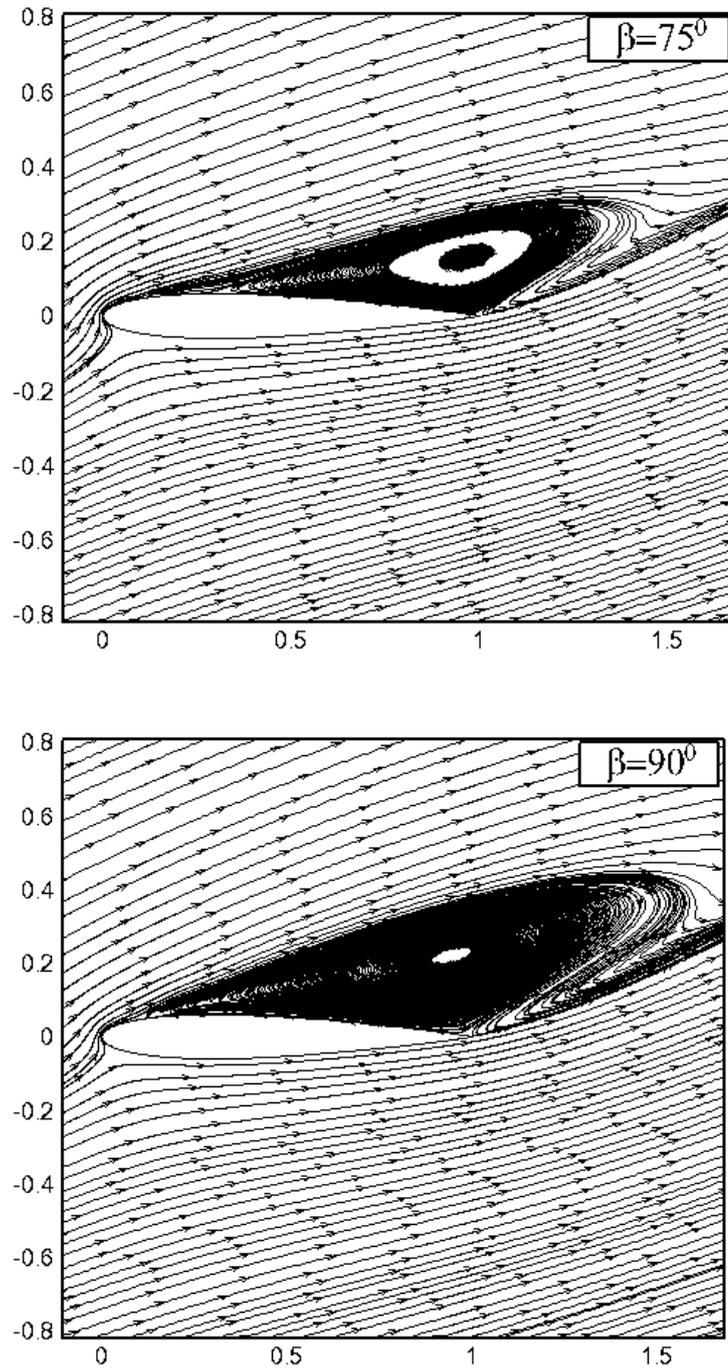


Figure 4.8 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

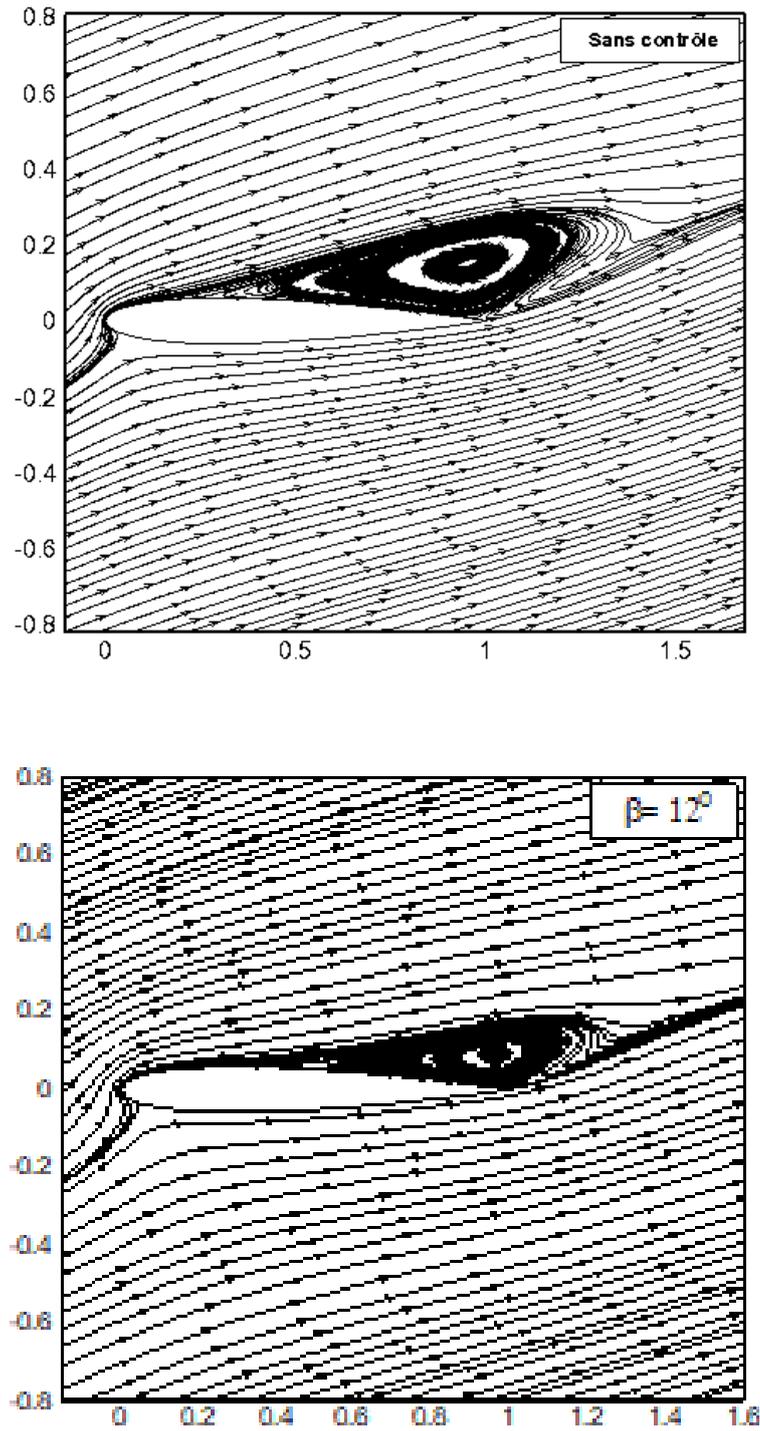


Figure 4.9 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

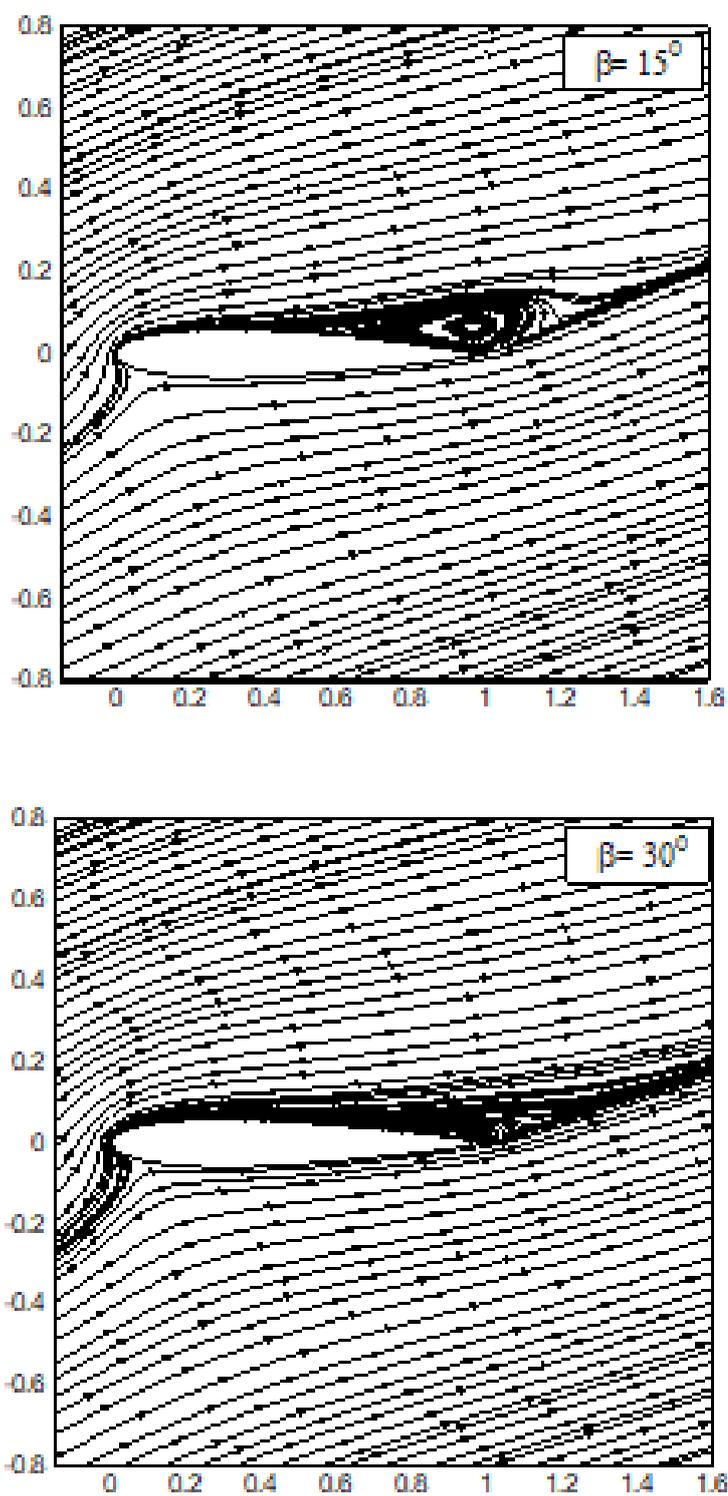


Figure 4.9 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

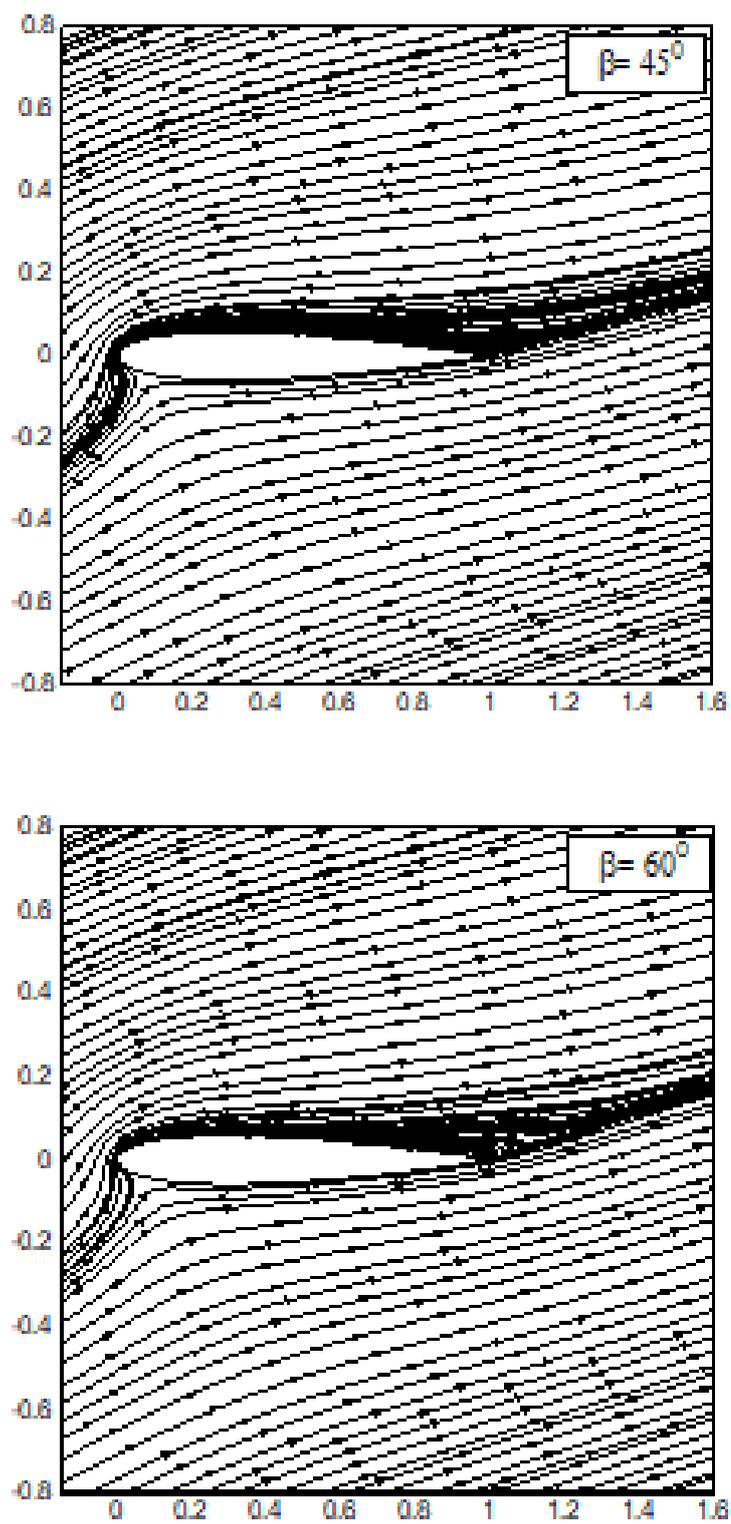


Figure 4.9 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

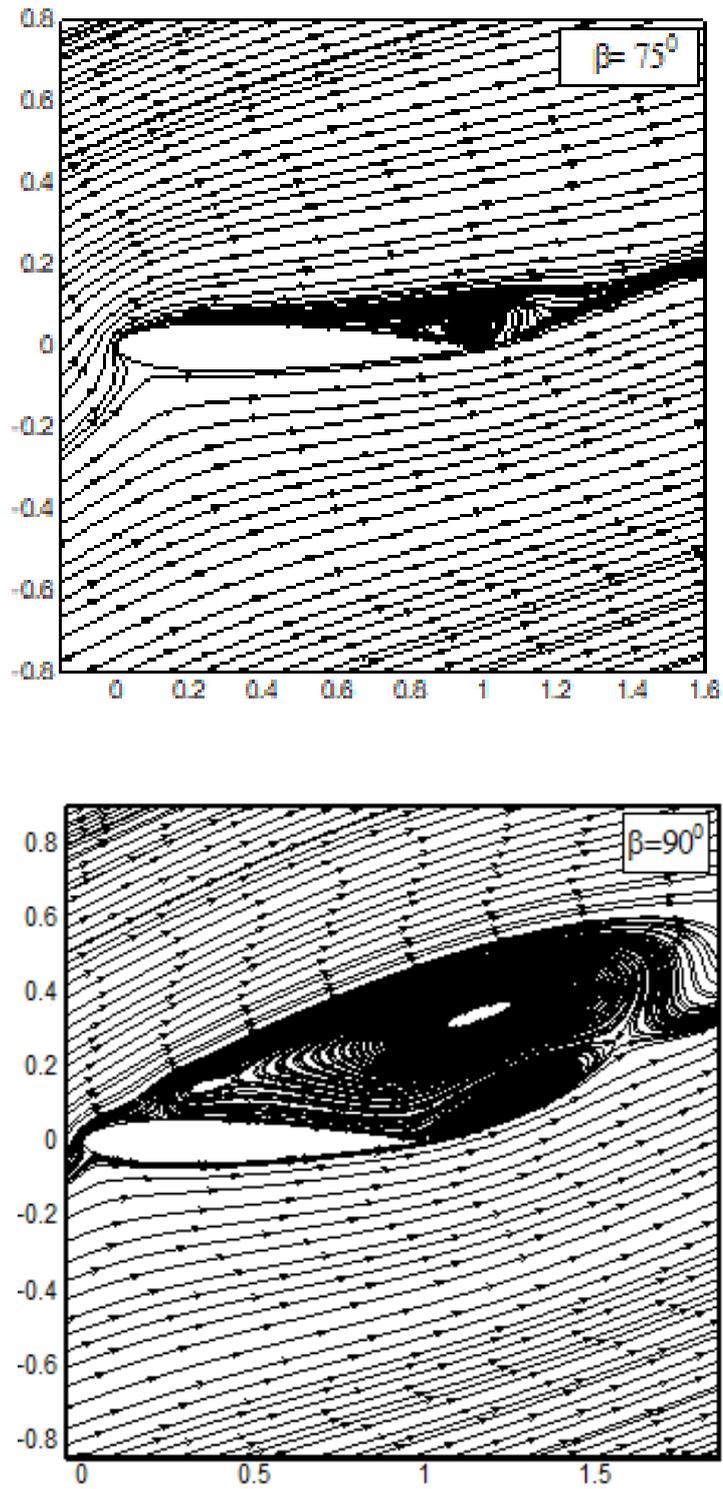


Figure 4.9 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes inclinaisons du jet.

4.3.2 Influence de la position du jet sur le décollement de la couche limite

Une optimisation de la position du jet synthétique nécessite une étude sur l'évolution du coefficient de portance en fonction des positions du jet. On a réalisé une étude à une incidence de 20° correspondant à un cas poste-décrochage pour des valeurs de quantité de mouvement $C_\mu = 0,045$ et $C_\mu = 0,09$ avec une orientation du jet $\beta = 45^\circ$. On constate pour la figure 4.10, les distributions du coefficient de portance pour les cas $C_\mu = 0,045$ et $C_\mu = 0,09$ à une incidence de 20° , présentent des courbes croissantes, puis décroissantes en passant par C_z maximum de 1,15 et 1,44 respectivement, pour une position du jet à 15% de la corde à partir du bord d'attaque. Comparé au cas sans contrôle, le coefficient de portance est nettement plus élevé pour les deux cas étudiés, pour n'importe quelle position du jet. Plus la quantité de mouvement du jet est importante ($C_\mu = 0,09$) et plus la courbe du C_z en fonction de la position du jet, à tendance à s'aplatir, rendant le C_z constant quelque soit la position.

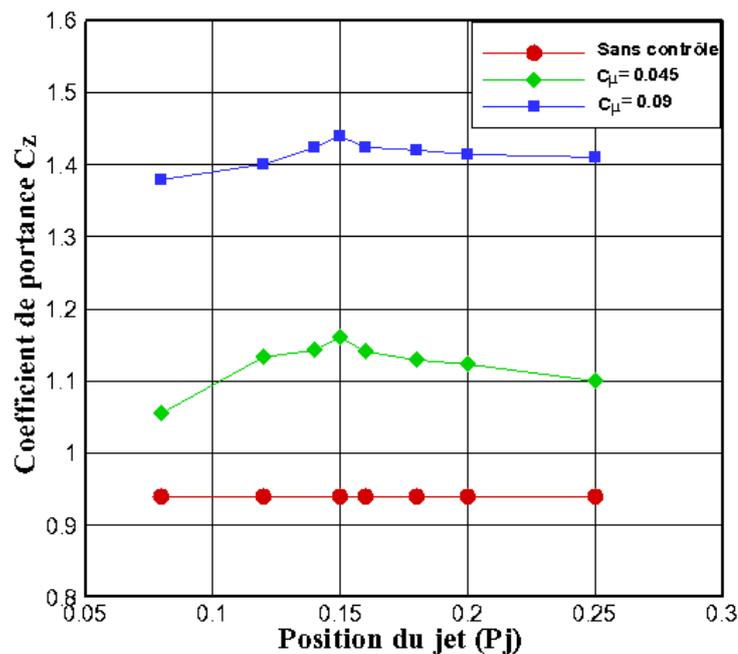
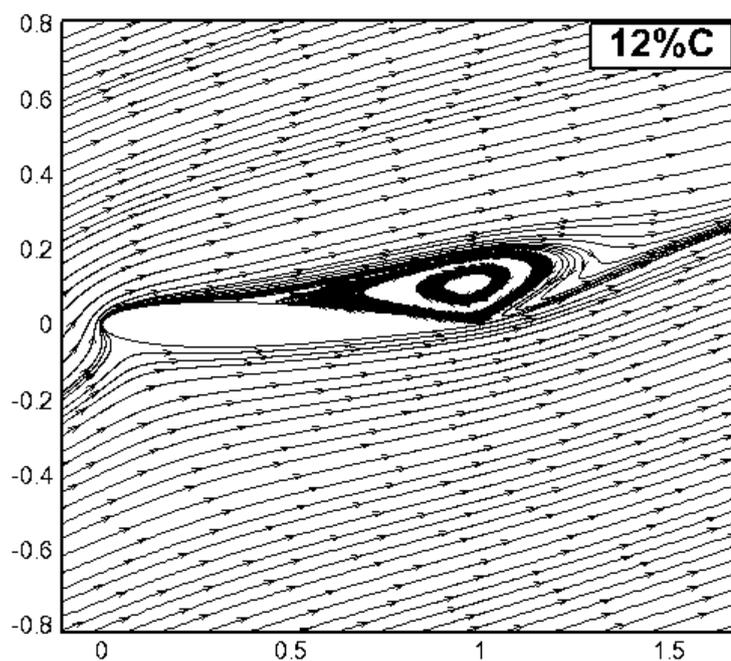
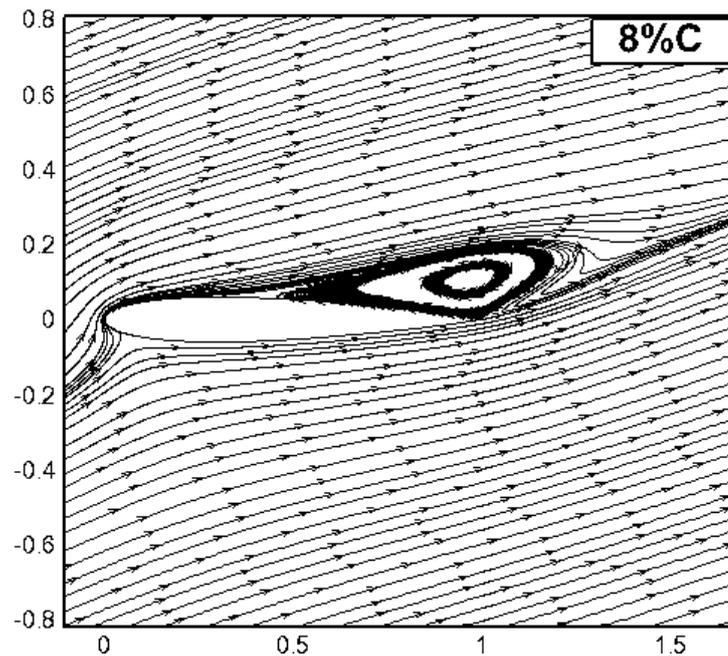


Figure 4.10 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty = 0,13$ pour différentes positions du jet.

Les figures 4.11 et 4.12 ci-dessous indiquent les champs d'écoulement moyennés dans une période pour un angle d'incidence de 20° , le détail des champs d'écoulement est illustré par le modèle de ligne de courant. Les champs d'écoulement avec contrôle à des positions différentes de jet 8%, 12%, 14%, 15%, 16%, 18%, 20%, 25% pour des valeurs de quantité

de mouvement $C_{\mu}=0,045$ et $C_{\mu}=0,09$ ont été comparés au cas sans contrôle. Cependant, on constate aucune amélioration de la zone de séparation pour un $C_{\mu}=0,045$ quelque soit la position du jet. Par contre pour un $C_{\mu}=0,09$, le changement est net et la zone de séparation disparaît pour toutes les positions du jet considérées. Ce qui suppose une amélioration des performances aérodynamiques pour ce dernier cas d'où l'importance du taux de quantité de mouvement (C_{μ}) injecté dans le contrôle du décollement de la couche limite.



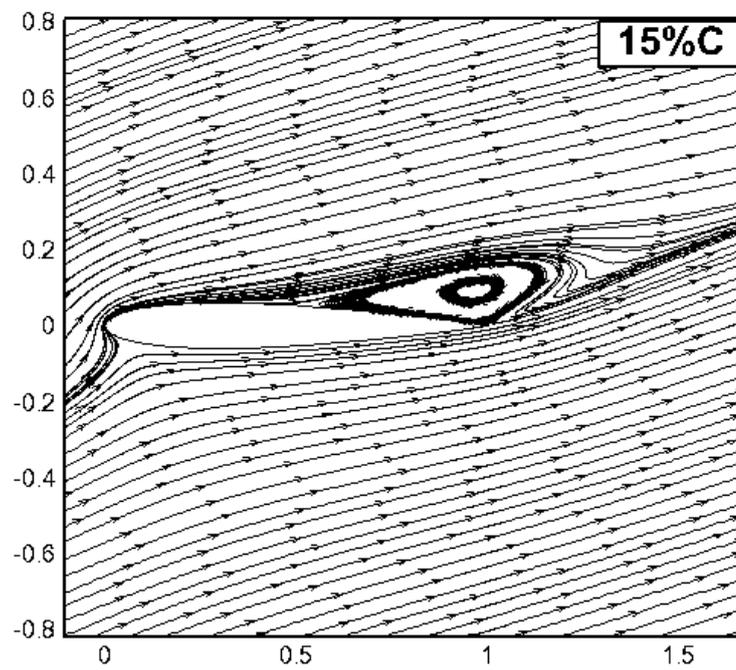
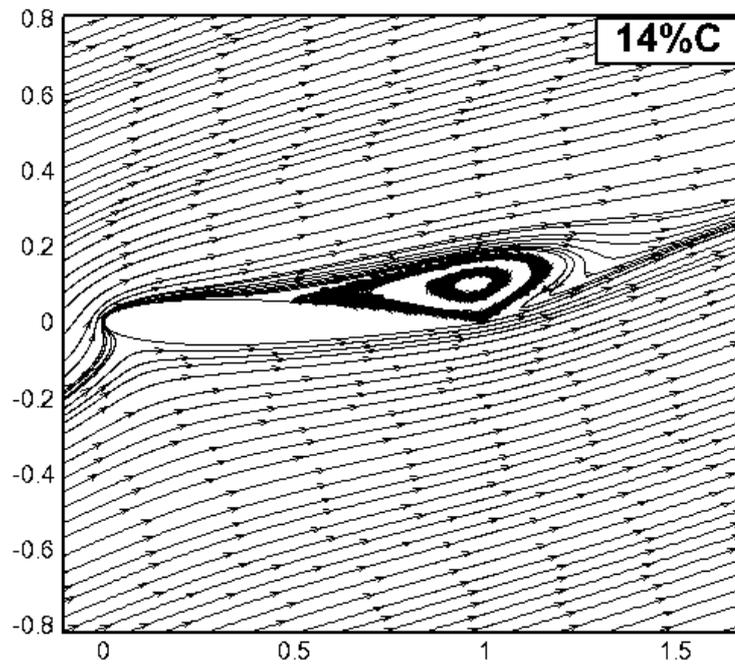


Figure 4.11 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

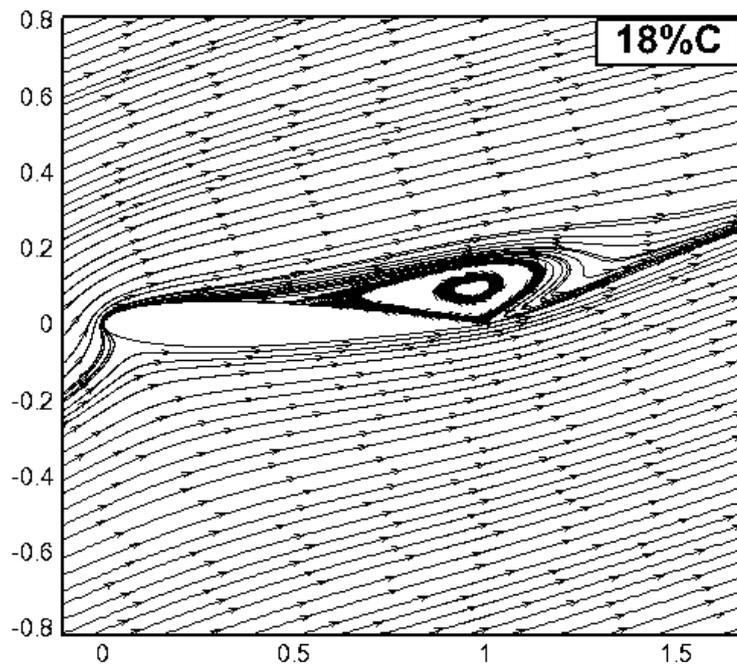
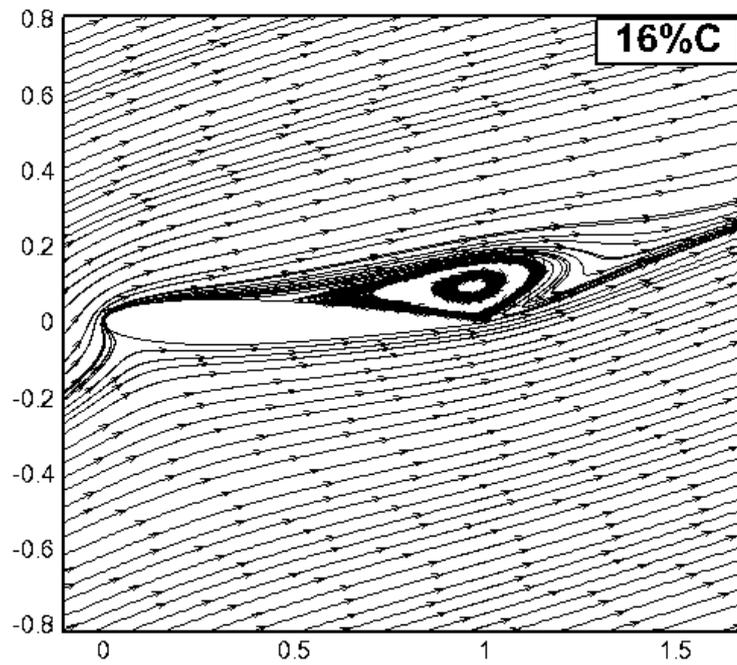


Figure 4.11 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

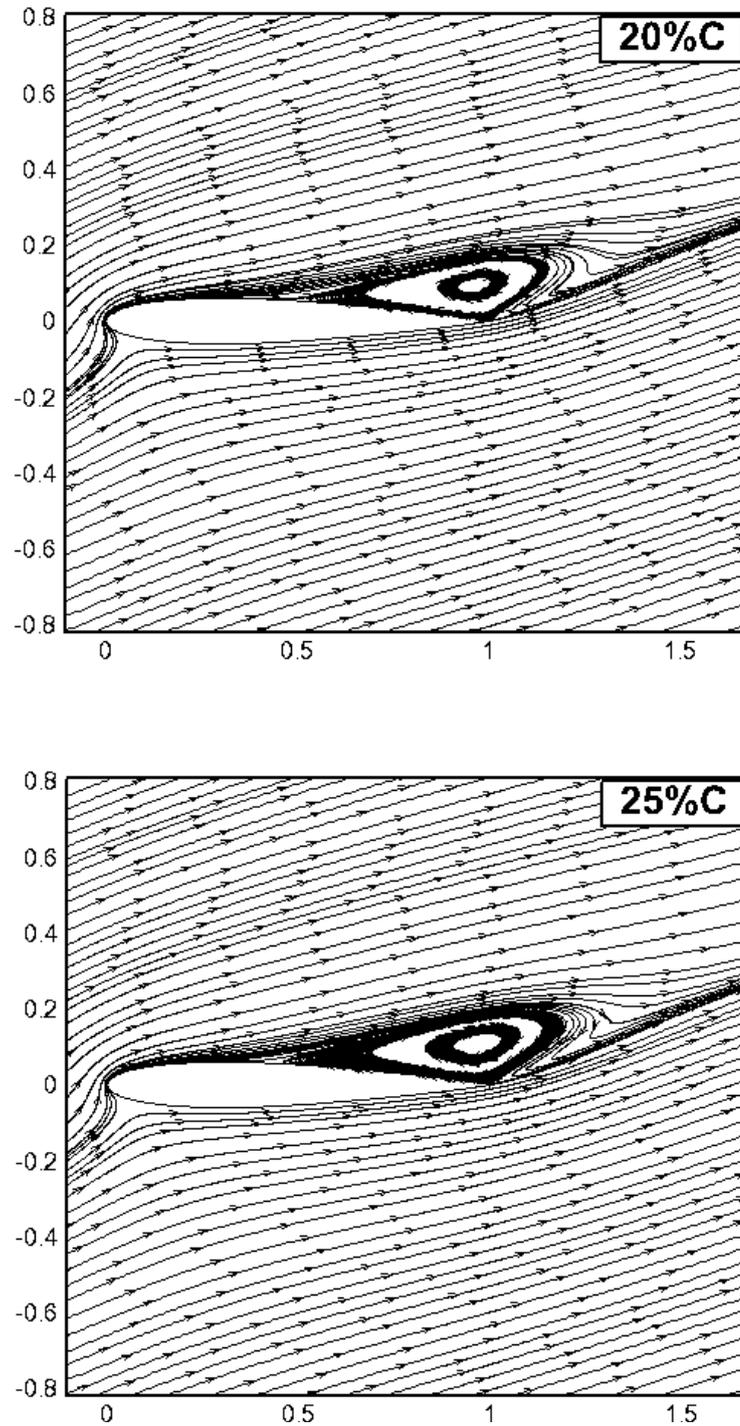


Figure 4.11 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,045$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

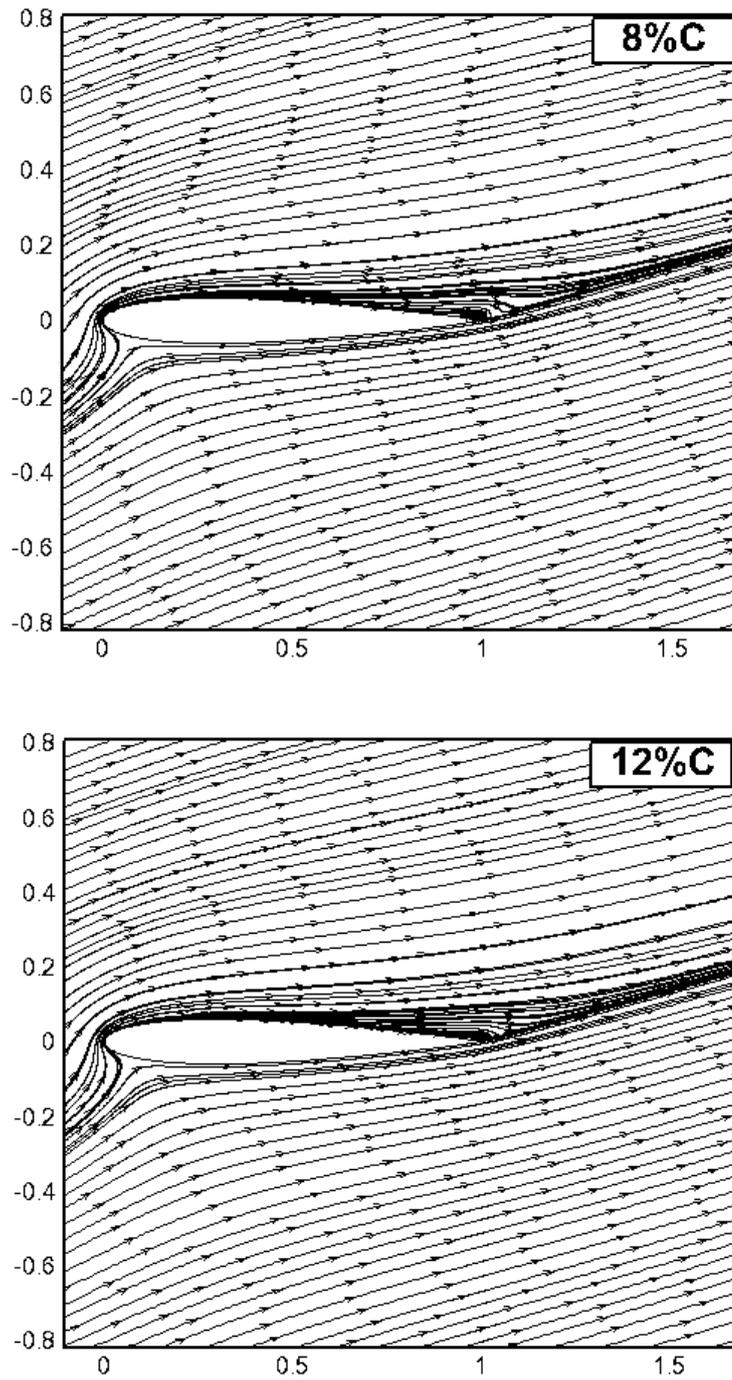


Figure 4.12 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu= 0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

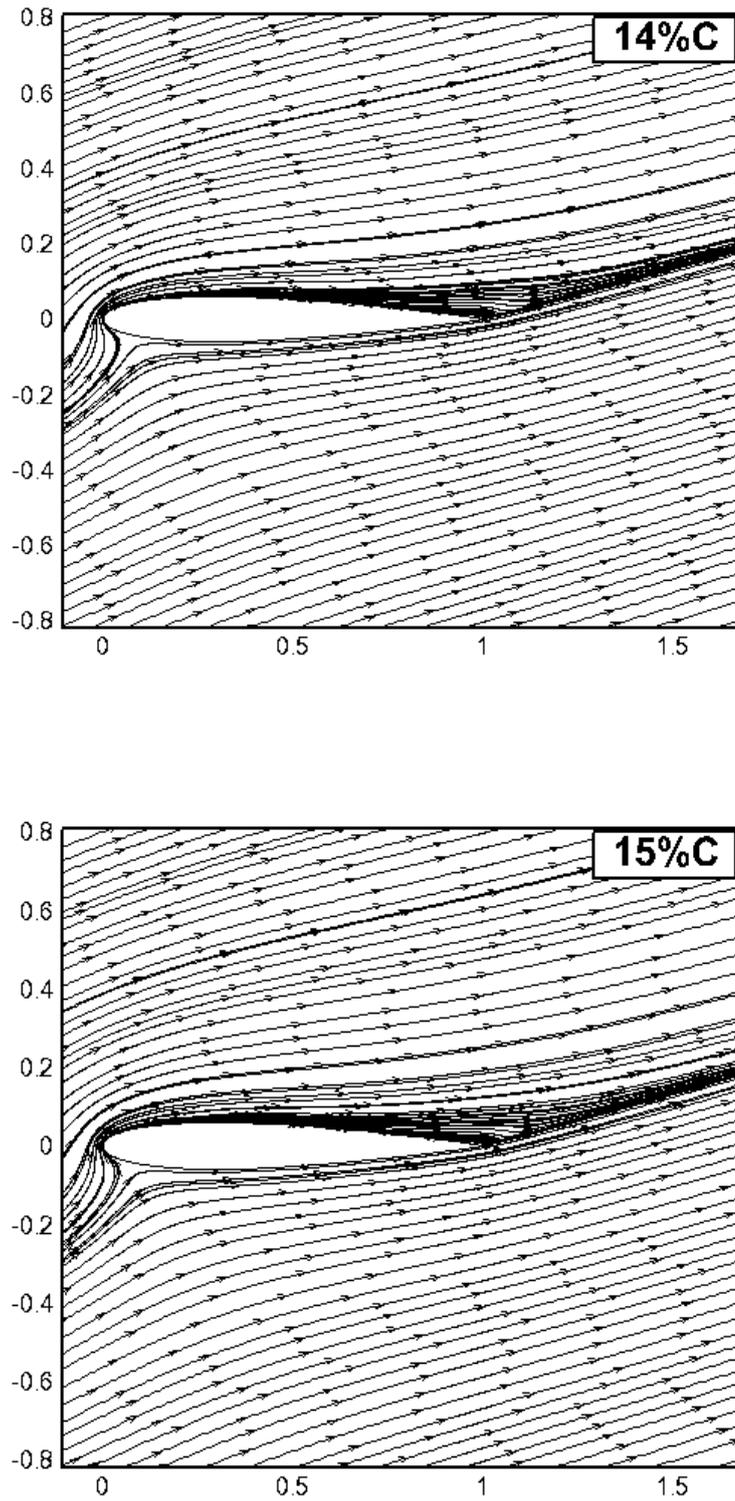


Figure 4.12 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

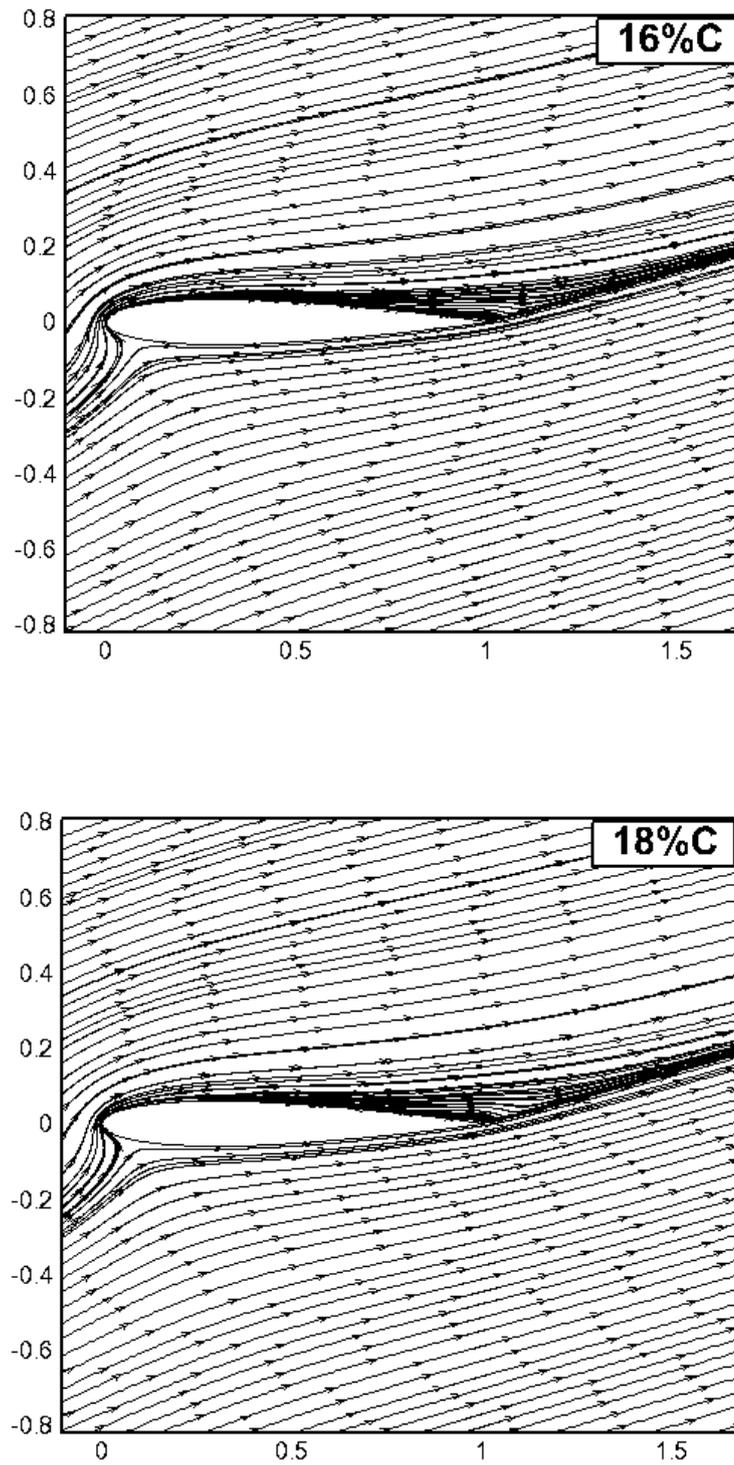


Figure 4.12 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_{\mu}=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

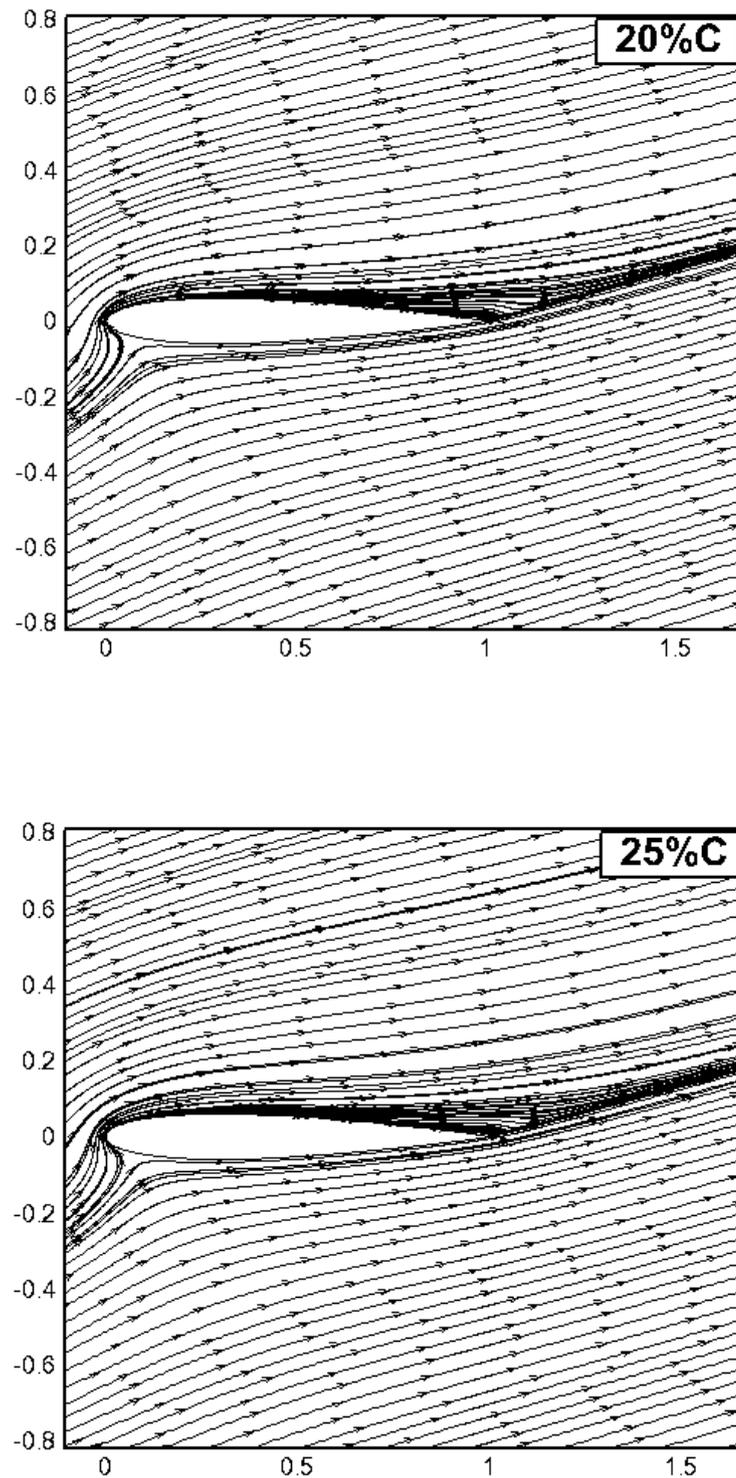


Figure 4.12 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $C_\mu=0,09$ et $\alpha=20^\circ$ pour différentes positions du jet.

4.3.3 Influence de la largeur de la fente du jet sur le décollement de la couche limite

Les figures 4.13 et 4.14 présentent la distribution des coefficients de portance et de traînée pour différentes largeurs de jet avec une vitesse relative $V_r = 1,5$ et un angle d'inclinaison de jet $\beta = 45^\circ$ pour une position du jet à 15% de la longueur de la corde du profil. Le coefficient de portance C_z augmente avec l'augmentation de la largeur de la fente du jet d'une manière linéaire, avec un taux différent suivant l'angle d'incidence. Le taux moyen d'augmentation du C_z est de 20%. On remarque que si le décollement est enclenché, plus l'angle d'incidence augmente et plus le coefficient de portance C_z diminue. D'autre part pour un même angle d'incidence, plus la largeur du jet augmente et plus C_z augmente. Les courbes du coefficient de trainée C_x en fonction de la largeur de la fente et de l'angle d'incidence, figure 4.14, présentent deux paliers. Le premier palier avec un taux de croissance du C_x faible jusqu'à une largeur de la fente de 2% pour un angle d'incidence de 18° et à 1,5% et 1% pour les incidences 20° et 22° respectivement et un deuxième palier avec un taux de croissance appréciable de 5% au-delà de ces valeurs. Le taux de croissance du C_x est d'autant plus important que l'angle d'incidence est élevé et l'écart de croissance du C_x pour différents angles d'incidence, reste constant quelque soit la largeur de la fente du jet.

On remarque que plus l'angle d'incidence est faible et plus l'augmentation de la largeur de la fente du jet est permise avec un taux de croissance du C_x faible, c'est-à-dire tout en restant dans le premier palier. Le coefficient de trainée C_x augmente d'une manière progressive mais faible jusqu'à la largeur de fente égale à 2%, mais au-delà de cette valeur, le C_x augmente d'une manière linéaire et appréciable avec un taux de 5%. D'autre part, on note que si le décollement apparaît, plus on diminue l'angle d'incidence et plus le coefficient de trainée diminue. Cependant, pour un même angle d'incidence, le C_x augmente d'une manière lente avec la largeur du jet, jusqu'à à 2% au-delà de cette valeur, l'augmentation est plus prononcée.

La figure 4.15 indique la distribution de la finesse en fonction de la largeur du jet pour différentes valeurs de l'angle d'attaque. Ce qui est de la finesse qui est le rapport de C_z/C_x , qui traduit les performances aérodynamiques, La figure (fig.4.15), montre que ce facteur est d'autant plus élevé si on diminue l'angle d'incidence et reste stable avec une largeur maximum pour une largeur de jet de 2%. Sachant que le contrôle par jet synthétique étudié, c'est à dire, nécessitant un apport d'énergie de fonctionnement, il est recommandé d'utiliser la largeur de jet minimale ou optimale qui est dans ce cas 2% et ne pas dépasser l'incidence

de 18° , donc actionner le contrôle pour des incidences induisant la séparation, inférieurs à 18° .

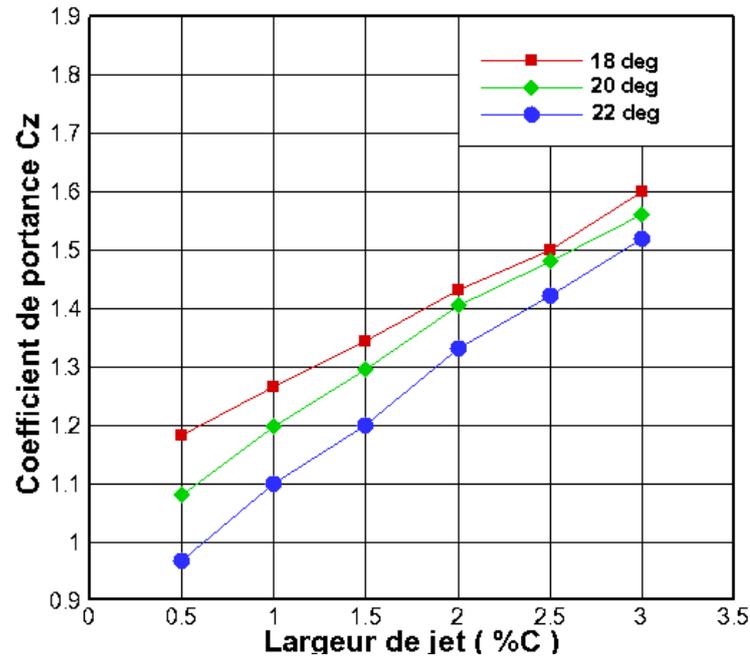


Figure 4.13 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ en fonction de la largeur du jet pour des angles d'attaque $\alpha=18^\circ, 20^\circ, 22^\circ$.

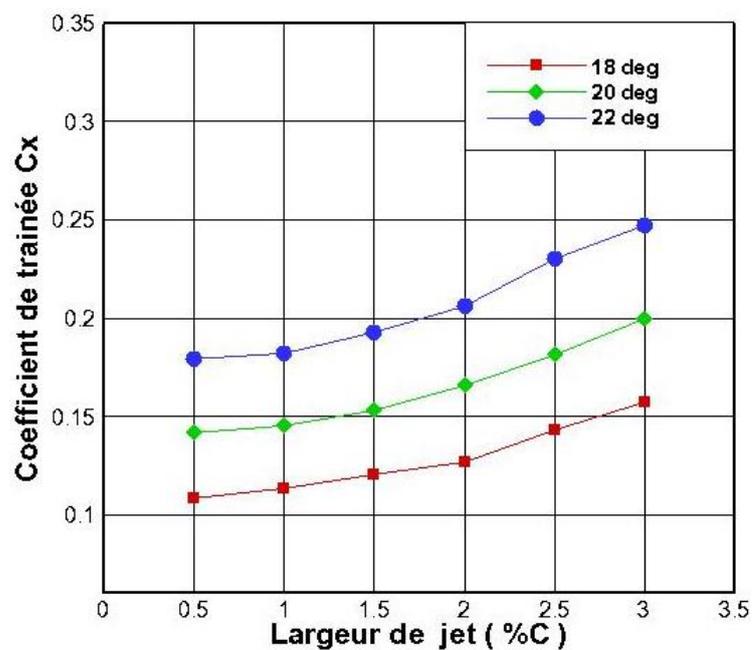


Figure 4.14 Distribution du coefficient de traînée sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ en fonction de la largeur du jet pour des angles d'attaque $\alpha=18^\circ, 20^\circ, 22^\circ$.

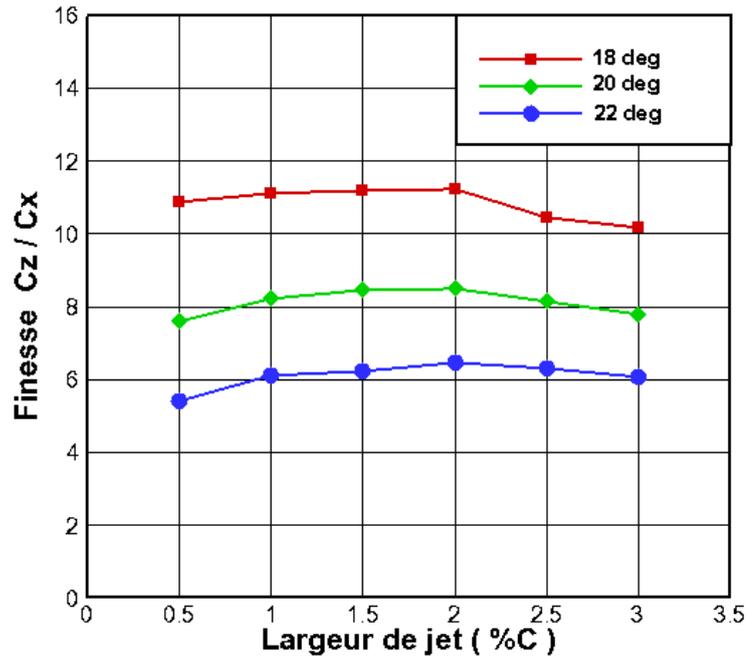
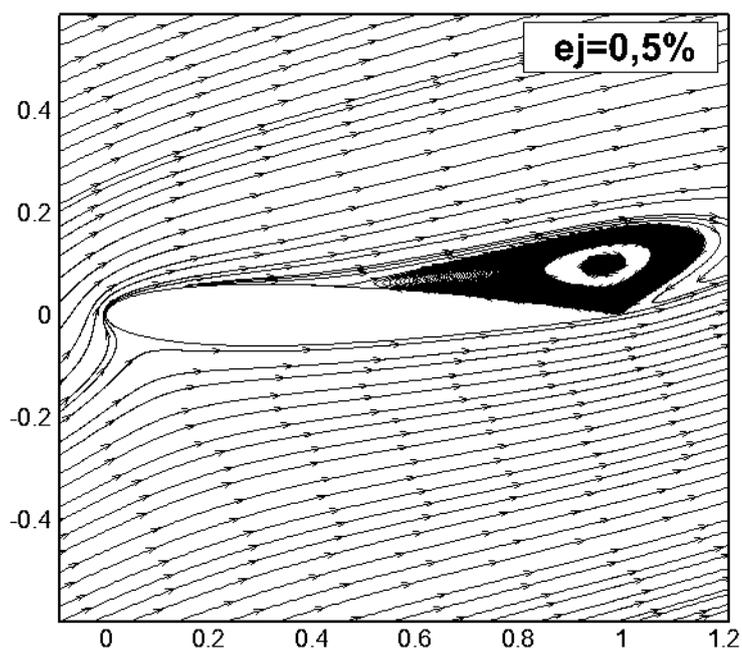


Figure 4.15 Distribution de la finesse sur un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ en fonction de la largeur du jet pour des angles d'attaque $\alpha=18^0, 20^0, 22^0$.

La figure 4.16 suivante indique les champs d'écoulement moyennés sur une période pour un angle d'incidence $\alpha = 20^0$. Le détail du champ d'écoulement est illustré par un schéma de ligne de courant pour différentes valeurs de largeur de jet égales à 0,5% ; 1% ; 1,5% ; 2% ; 2,5% et 3%. On peut voir que la zone de séparation est nettement réduite en augmentant la largeur du jet de 0,5% à 3%, ce qui se traduit par une amélioration des performances aérodynamiques.



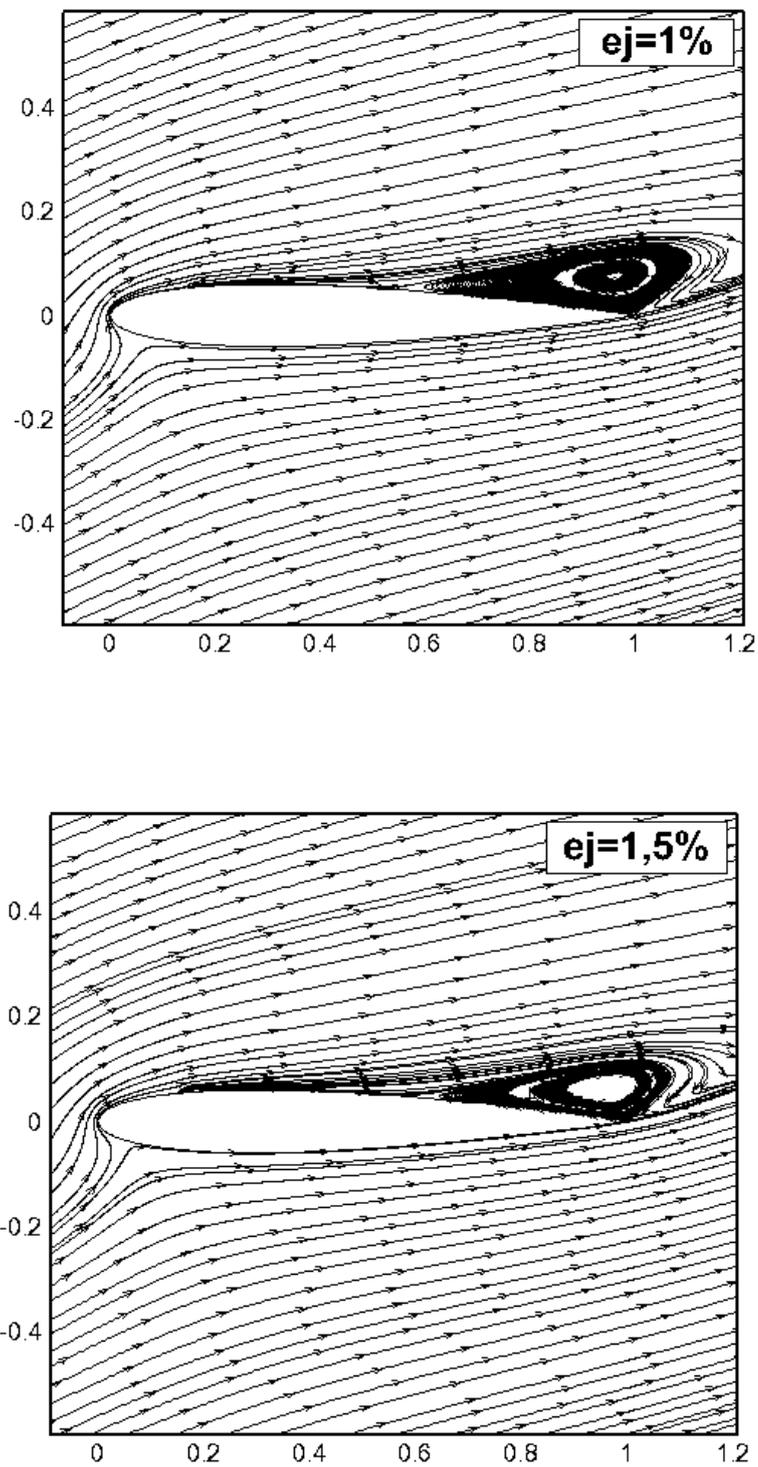


Figure 4.16 Champs d'écoulement autour d'un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur du jet avec un angle d'attaque $\alpha = 20^\circ$.

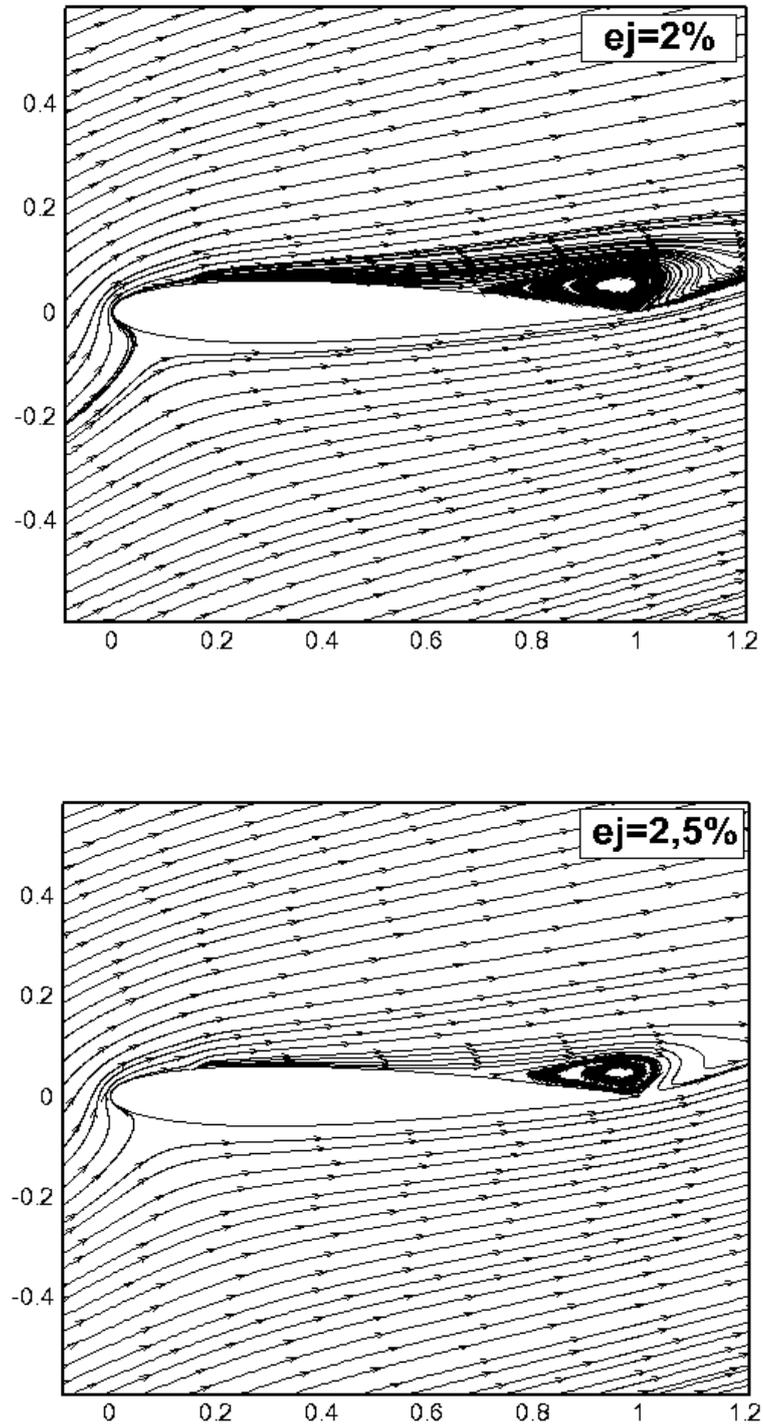


Figure 4.16 Champs d'écoulement autour d'un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur du jet avec un angle d'attaque $\alpha = 20^\circ$.

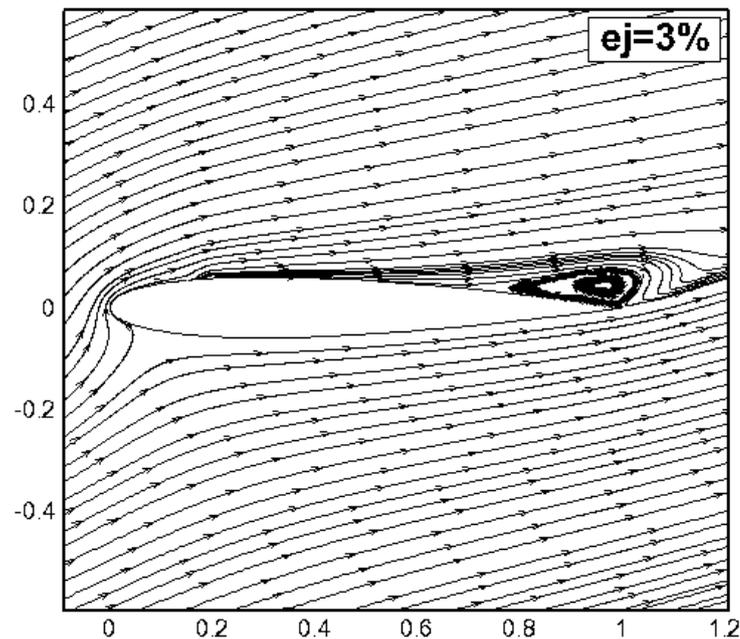


Figure 4.16 Champs d'écoulement autour d'un profil NACA0012, $M_\infty=0,13$ pour différentes valeurs de largeur du jet avec un angle d'attaque $\alpha = 20^\circ$.

4.3.4 Influence de la fréquence du jet sur le décollement de la couche limite

Dans cette partie, l'étude porte sur l'effet sur la fréquence du jet pour une position 15% à partir du bord d'attaque du profil avec une largeur de jet de 2% de la longueur de la corde avec un angle d'inclinaison du jet $\beta = 45^\circ$, et un angle d'attaque $\alpha = 22^\circ$. Les coefficients de portance et de traînée ainsi que la finesse en fonction de la fréquence sont calculés et présentés sur les figures 4.17 et 4.18, avec et sans contrôle, pour différentes valeurs de vitesse relative du jet $V_r = 1 ; 1,5 ; 2 ; 2,5 ; 3$. A partir de la figure 4.17, on peut observer que la distribution du coefficient de portance présente un maximum pour une fréquence de 2.5 quelque soit la vitesse du jet et ce maximum est autant plus élevé que la vitesse du jet est élevée. Pour une fréquence de 2.5 et une vitesse du jet de 3 on passe d'un C_z égal à 0.75 sans contrôle à un C_z égal à 2.16 avec contrôle, c'est-à-dire un coefficient de portance trois fois supérieur celui sans contrôle.

La figure 4.18 présentant la distribution du coefficient de traînée C_x pour les deux cas avec et sans contrôle, en fonction de la fréquence du jet, montre une légère augmentation du C_x en appliquant le contrôle. Cette augmentation reste constante quelque soit la fréquence.

Cependant la distribution de la finesse qui est le rapport de C_z/C_x , figure 4.19, indique une nette amélioration de la finesse pour une vitesse de jet $V_r=3$, passant du simple sans contrôle au double de la finesse avec contrôle.

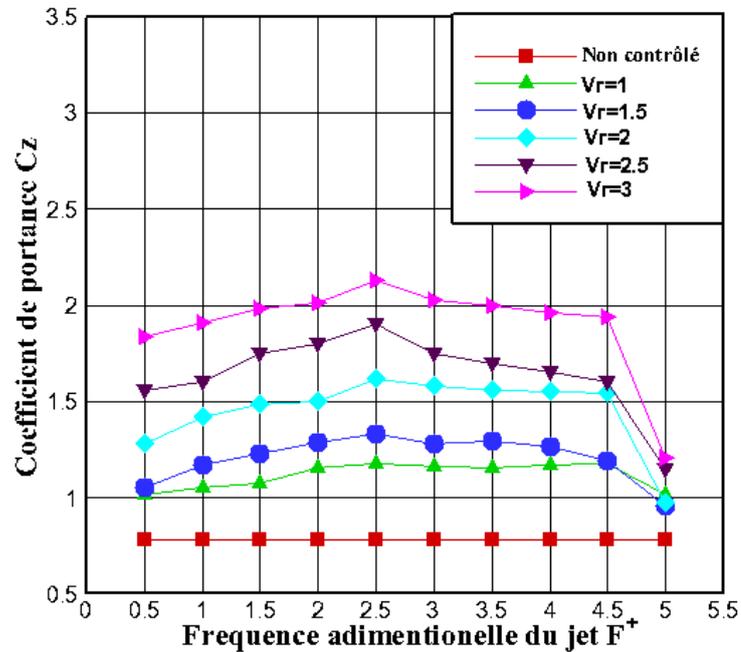


Figure 4.17 Distribution du coefficient de portance sur un profil NACA0012 à $M_\infty = 0,13$, $\beta = 45^\circ$ pour différentes fréquences adimensionnelles du jet.

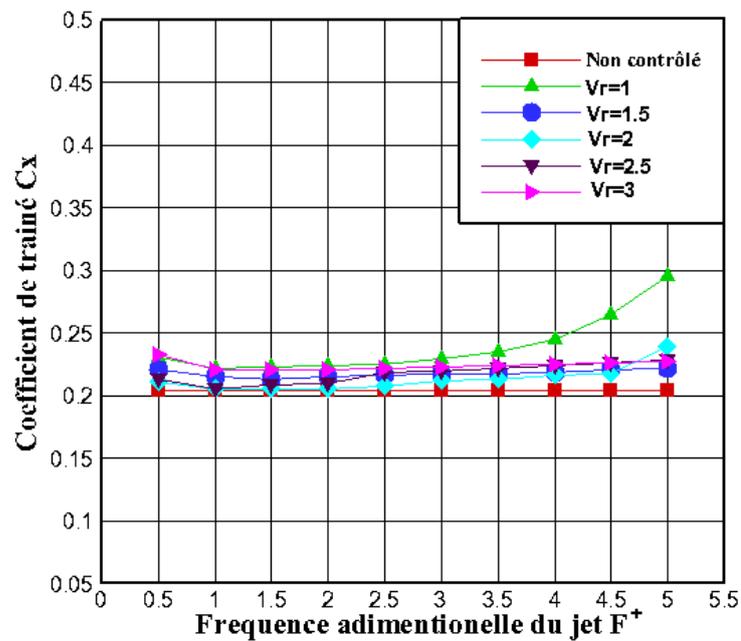


Figure 4.18 Distribution du coefficient de traînée sur le profil NACA0012, à $M_\infty = 0,13$, $\beta = 45^\circ$ pour différentes fréquences adimensionnelles de jet.

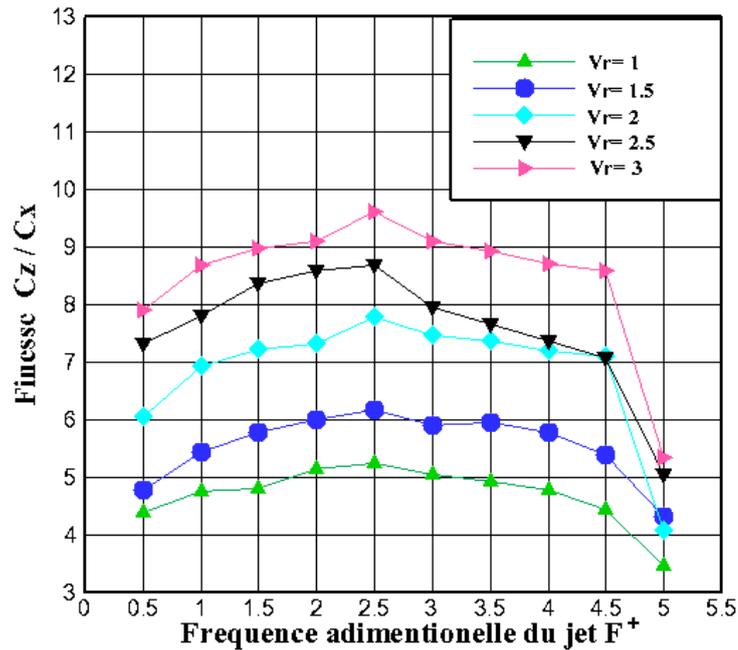


Figure 4.19 Distribution de la finesse sur le profil NACA0012, à $M_\infty = 0,13$, $\beta = 45^\circ$ pour différentes fréquences adimensionnelles de jet.

Les figures 4.20 qui viennent indiquer les champs d'écoulement moyennés sur une période pour un angle d'incidence de 22° . Le détail du champ d'écoulement est illustré par le tracé des lignes de courant. Les champs d'écoulement avec contrôle pour différentes vitesses relatives $V_r = 1 ; 1,5 ; 2 ; 2,5 ; 3$ et une fréquence adimensionnelle $F^+ = 2,5$ et un angle d'inclinaison du jet $\beta = 45^\circ$, ont été comparés au cas sans contrôle. Nous observons que la zone de séparation diminue respectivement jusqu'à $V_r = 2$ et au-delà de cette valeur, la zone de séparation disparaît, traduisant une amélioration des performances aérodynamiques.

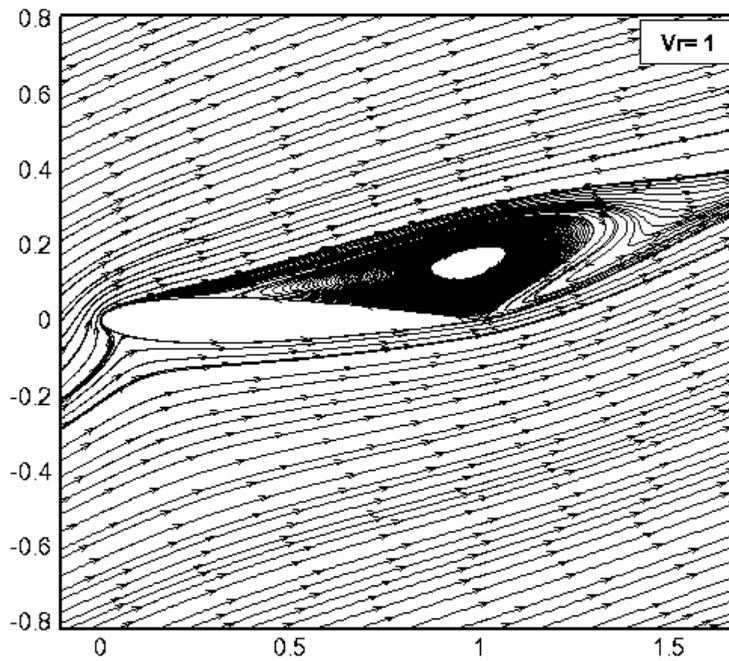
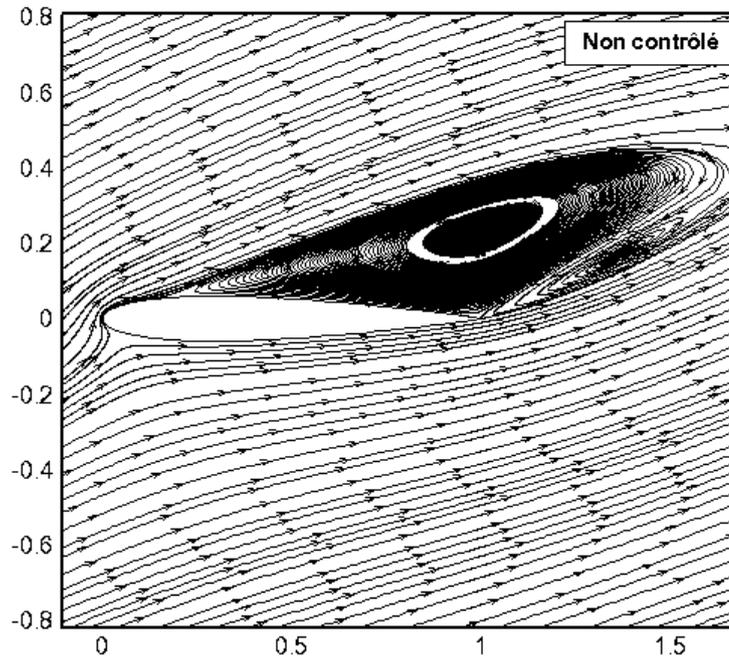


Figure 4.20 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $\beta=45^\circ$ et $\alpha=22^\circ$ pour différentes vitesses du jet.

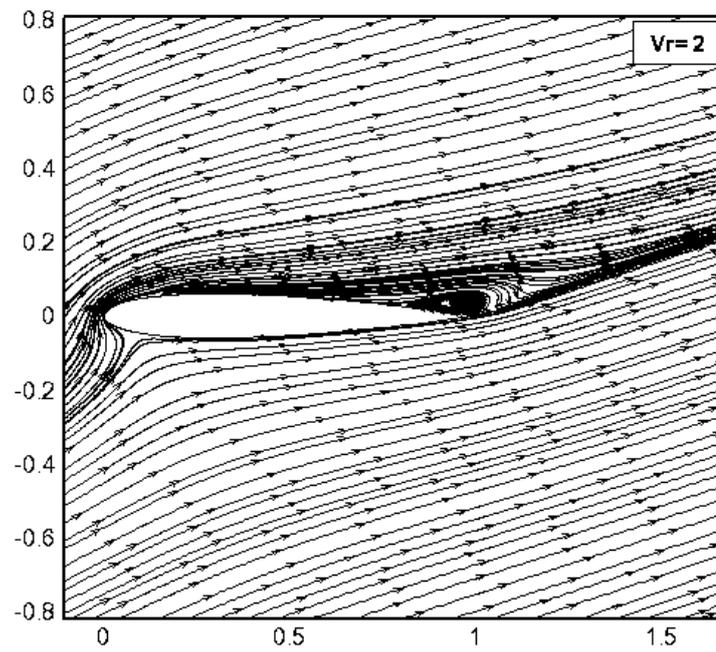
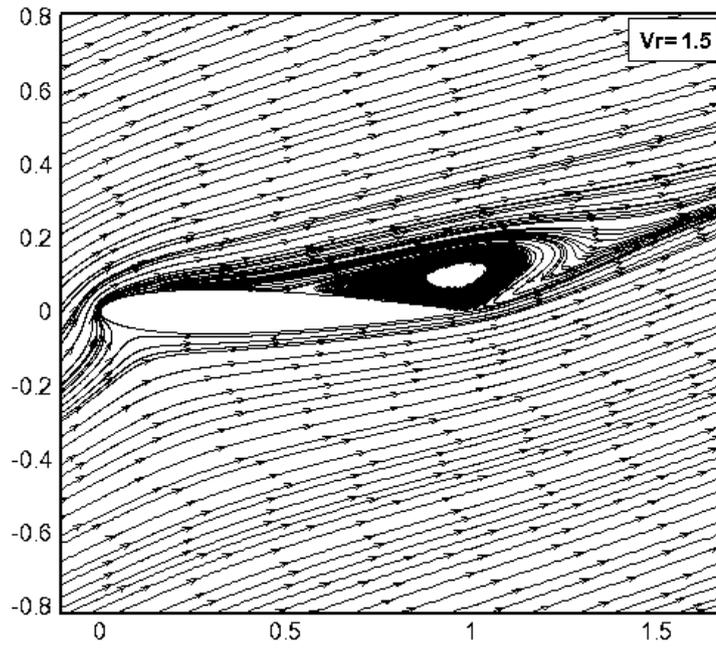


Figure 4.20 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $\beta=45^\circ$ et $\alpha=22^\circ$ pour différentes vitesses du jet.

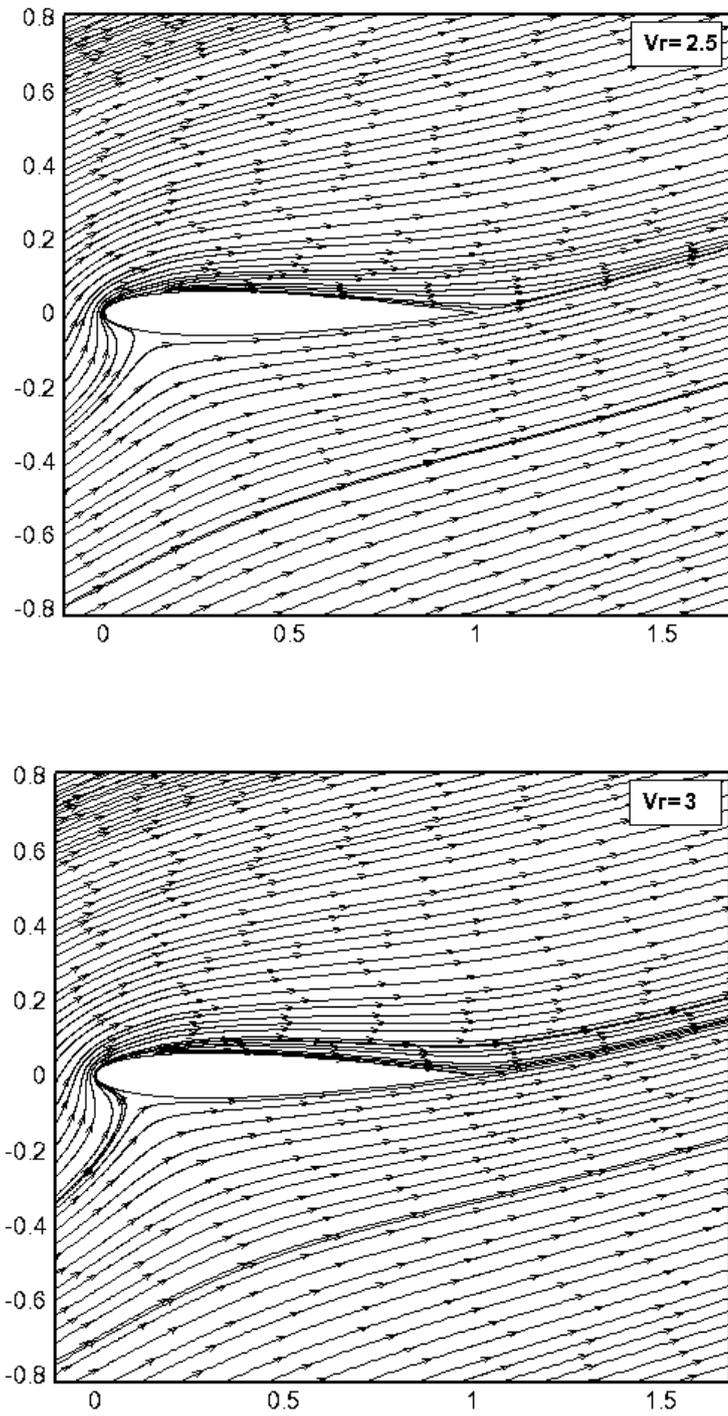


Figure 4.20 Lignes de courant sur un profil NACA0012 à $M_\infty=0,13$, $\beta=45^\circ$ et $\alpha=22^\circ$ pour différentes vitesse du jet.

4.4 Effets du contrôle par jet synthétique sur les performances globales pour différents NACA symétrique

Une étude numérique a été réalisée pour évaluer l'effet du contrôle par jet synthétique sur les performances des profils symétriques de différentes épaisseurs. L'étude a été menée avec un jet placé sur l'extrados à 15% du bord d'attaque, un nombre de Mach infini $M_\infty = 0,13$, une vitesse relative du jet $V_r = 1,5$ correspondant à une quantité de mouvement injectée, $C_\mu = 0,045$, et une fréquence adimensionnelle $F^+ = 2,5$ avec un angle d'inclinaison du jet $\beta = 45^\circ$. La figure 4.21 présente la distribution du coefficient de portance en fonction de l'angle d'attaque. On observe que l'effet du contrôle est le même quelque soit l'épaisseur du profil et ceci à des angles d'attaque faible entre 0° et 10° , correspondant à des écoulements sans séparation. Par contre pour des angles d'attaque élevés le C_z est d'autant plus élevé que l'épaisseur du profil est petite. Ainsi le $C_{z_{max}}$ passe de 1,2 pour un NACA0018 à un $C_{z_{max}}$ égal à 1,43 pour un NACA0012, obtenu à un même angle d'attaque de 18° avec un gain en portance successif 9,16% et 17,56% par rapport NACA0015, NACA0018. D'autre part, L'angle de décrochage correspondant à un $C_{z_{max}}$ est repoussé de 16° à 18° pour les NACA0012, NACA0015, NACA0018, soit un gain en portance successif d'environ 3,9% et 4,1% pour les profils NACA0015, NACA0018. On remarque que l'effet du contrôle sur le coefficient de portance C_z en fonction de l'angle d'incidence pour les profils NACA0012, NACA0015, NACA0018, est plus efficace que l'épaisseur est faible. Donc un profil plus mince, donne un meilleur C_z , avec un même angle de décrochage. La figure 4.22 présente l'évolution du coefficient de trainée en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques. On remarque que le système de contrôle par jet synthétique est d'autant plus efficace en termes de réduction de trainée, que le profil est épais. De même pour la portance qui diminue aussi en passant d'un profil moins épais (NACA0012) à un profil plus épais (NACA0018). On conclut qu'en appliquant le système de contrôle par jet synthétique l'augmentation de l'épaisseur d'un profil NACA symétrique réduit la trainée mais réduit aussi la portance avec une même augmentation de l'angle de décrochage de $C_{z_{max}}$. Cependant la distribution de la finesse qui est le rapport de C_z/C_x , figure 4.23, indique une nette amélioration de la finesse pour différents NACA symétrique, passant du cas sans contrôle au cas avec contrôle.

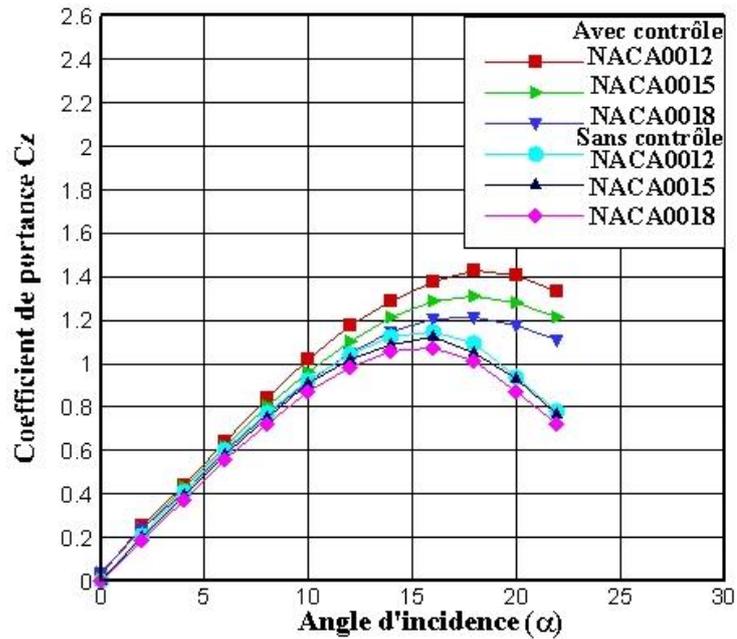


Figure 4.21 Distribution du coefficient portance en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques pour une position du jet 15% du bord d'attaque avec $\beta=45^0$ et $F^+=2,5$, $C\mu=0,045$, $M_\infty=0,13$.

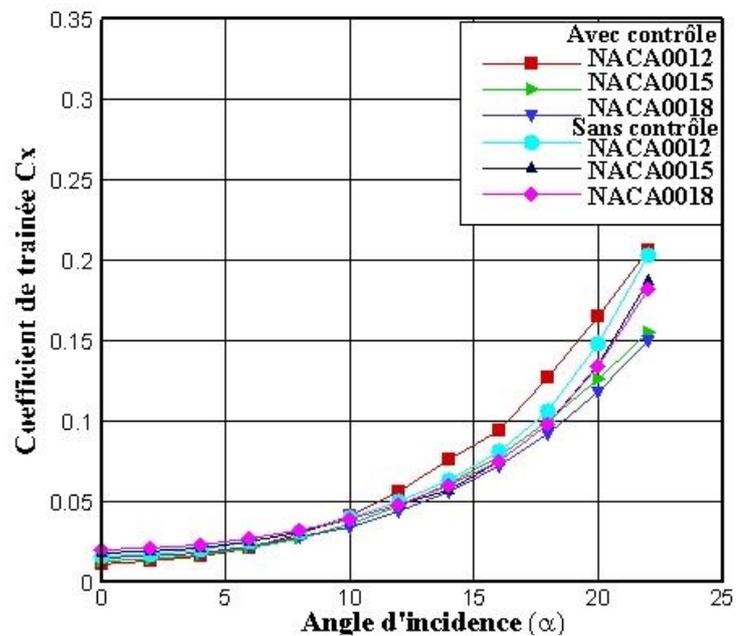


Figure 4.22 Distribution du coefficient de traînée en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques pour une position du jet 15% du bord d'attaque avec $\beta=45^0$ et $F^+=2,5$, $C\mu=0,045$, $M_\infty=0,13$.

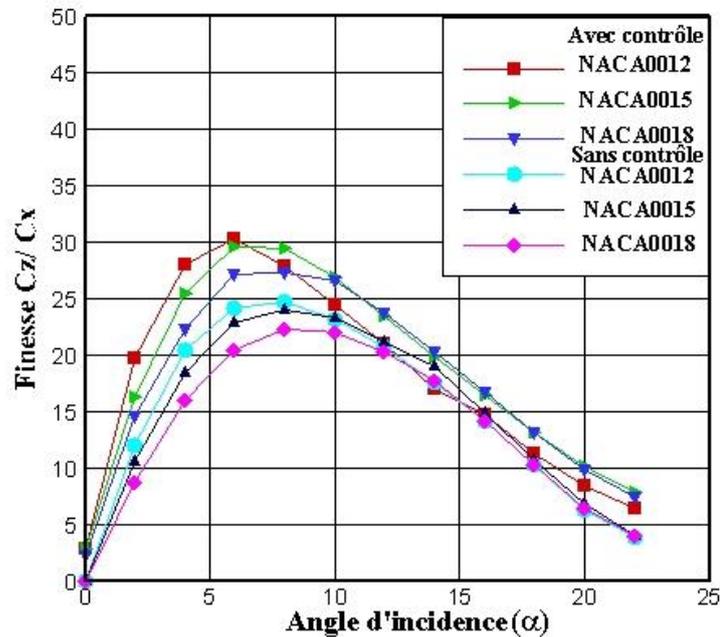


Figure 4.23 Distribution de la finesse en fonction de l'angle d'attaque pour différents profils NACA symétriques pour une position du jet 15% du bord d'attaque avec $\beta=45^0$ et $F^+=2,5$, $C_\mu=0,045$, $M_\infty=0,13$.

Les images figures (4.21-4.23) suivantes montrent bien les champs d'écoulement moyennés sur une période d'excitation du jet pour un l'angle d'incidence de 20^0 et un angle d'inclinaison du jet $\beta=45^0$. On constate que la zone de séparation est réduite de plus en plus traduisant une augmentation de portance pour le profil NACA0012 sauf pour les cas NACA0015 et NACA0018, où on observe une augmentation progressive de la zone de séparation sur le profil. Le coefficient de portance pour ces derniers cas reste inférieur comparé au cas NACA0012 (fig.4.24).

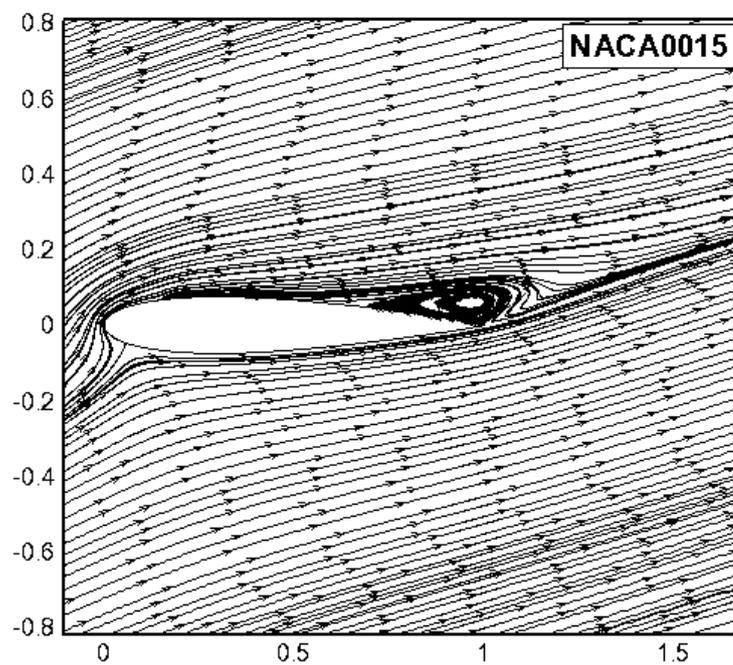
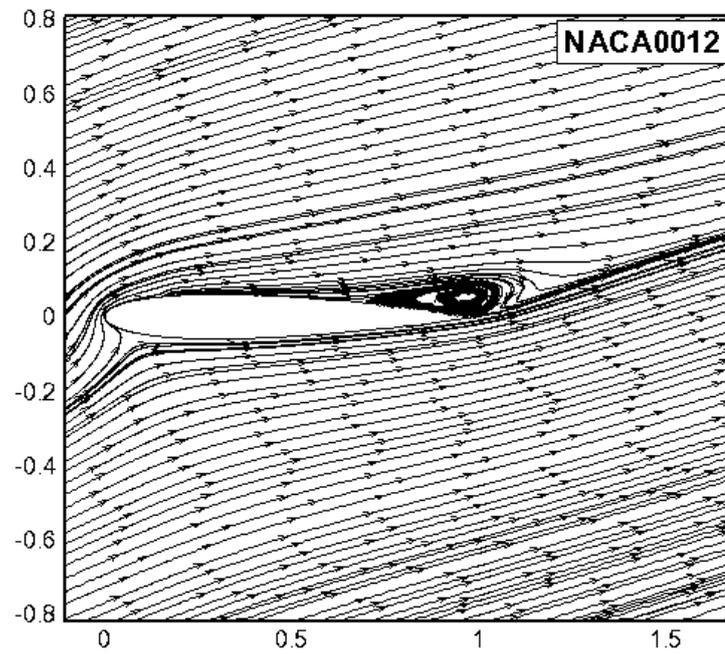


Figure 4.24 Lignes de courant pour les profils NACA symétriques avec contrôle, $\alpha = 20^\circ$, $M_\infty = 0,13$.

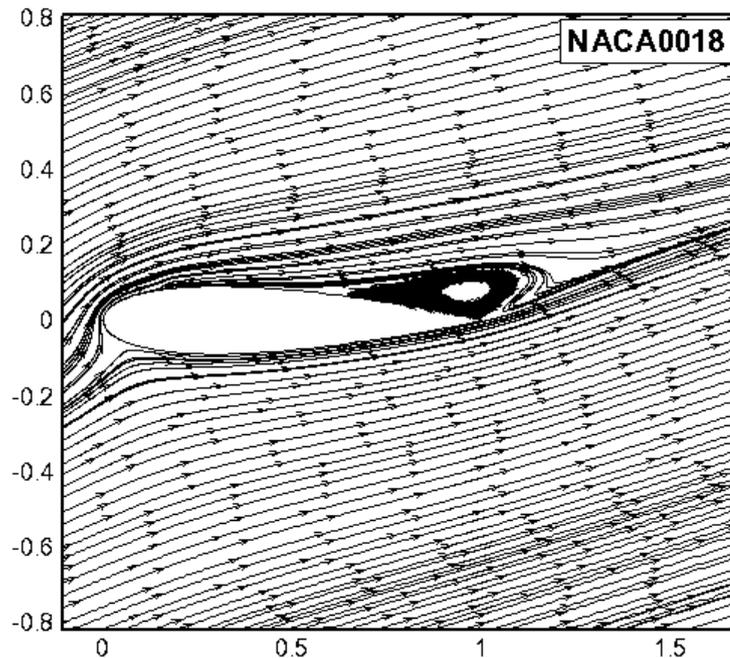


Figure 4.24 Lignes de courant pour les profils NACA symétriques avec contrôle, $\alpha = 20^\circ$, $M_\infty=0,13$.

4.5 Effets de la vitesse du jet synthétique sur les performances aérodynamiques des profils NACA symétriques de différentes épaisseurs.

Dans cette partie, l'étude a été menée avec un jet placé à 15% du bord d'attaque du profil, avec un angle d'inclinaison du jet $\beta=45^\circ$ pour un nombre de Mach infini $M_\infty=0,13$ et un angle d'attaque $\alpha=20^\circ$. La figure 4.25 montre la distribution du coefficient de portance pour différentes vitesses du jet sur différents profils NACA. On observe que le C_z augmente en augmentant la vitesse du jet pour les cas NACA0012, NACA0015, NACA0018. D'autre part, on peut constater un gain de portance pour le cas NACA0012 successivement d'environ 5,84%, 7,1% pour $V_r=3,5$. La figure 4.26 représente la distribution du coefficient de traînée pour différentes vitesses du jet pour différents profils NACA. On observe une amélioration de traînée pour le NACA0018 par rapport aux NACA0012, NACA0015 successivement d'environ 36,6%, 11,6% pour vitesse du jet $V_r=2,25$. On peut constater le C_x diminue en allant vers la valeur $V_r=2,25$ puis il augmente linéairement jusqu'à la valeur $V_r=3,5$. D'autre parts on constate un meilleur gain de C_z pour le profil le moins épais c'est-à-dire le profil NACA0012 et ceci en comparant les trois profils NACA0012, 0015, 0018. La figure (4.27), le contrôle par jet synthétique s'avère plus efficace lorsque le profil est plus mince (NACA0012) donnent de

meilleures performances représentées par la courbe de la finesse C_z/C_x en fonction de la vitesse relative.

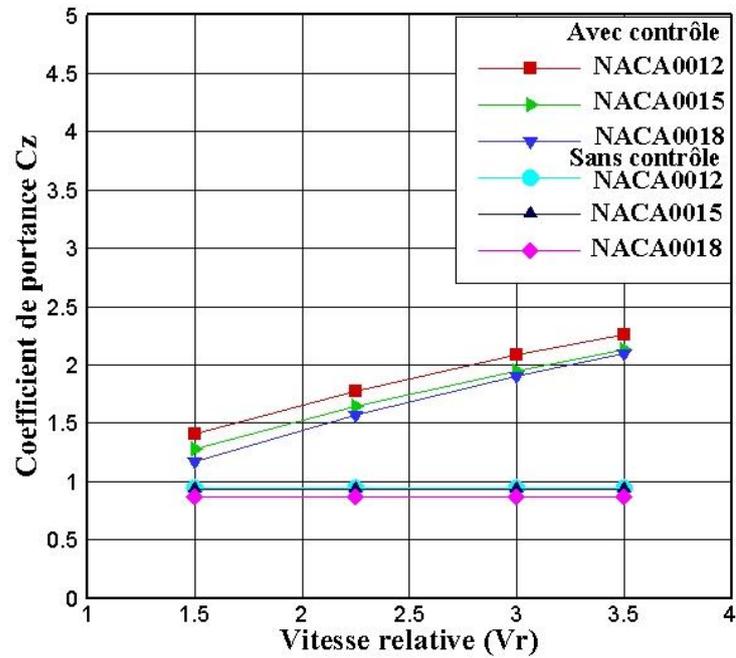


Figure 4.25 Distribution du coefficient de portance en fonction de la vitesse du jet pour $\alpha=20^\circ$

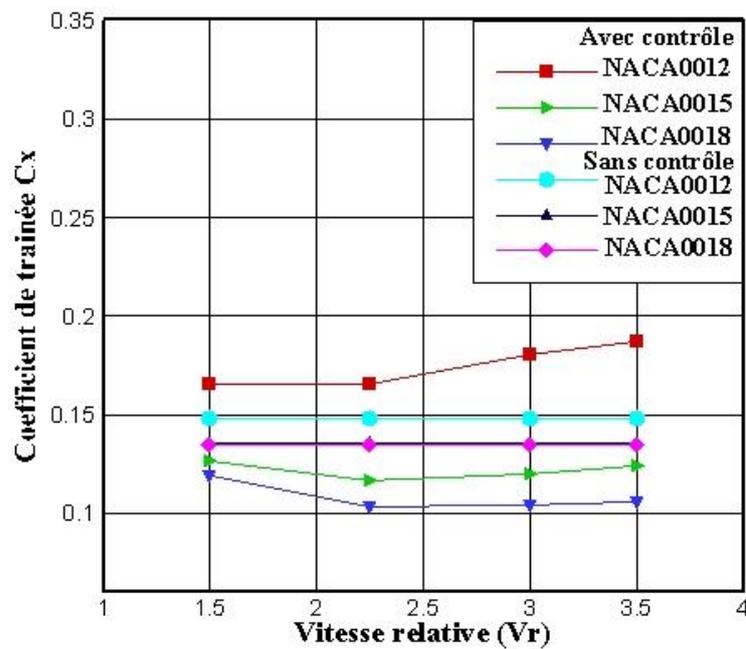


Figure 4.26 Distribution du coefficient de traînée en fonction de la vitesse du jet pour $\alpha=20^\circ$.

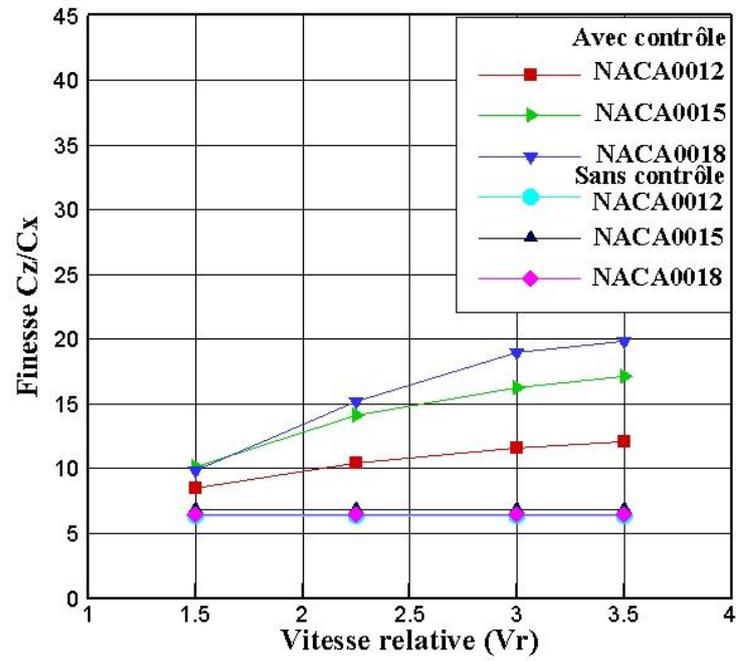


Figure 4.27 Distribution de la finesse en fonction de la vitesse du jet pour $\alpha=20^\circ$.

Conclusion

La recherche d'un moyen de contrôle du décollement de la couche limite autour de profils est devenu de nos jours un objectif majeur en aérodynamique et trouve plusieurs applications en aéronautique. L'aptitude à supprimer ou à retarder le phénomène de décollement a pour conséquences l'amélioration des performances aérodynamiques. Parmi les techniques pour atteindre cet objectif, un contrôle actif est proposé et appliqué sur un profil NACA symétrique.

Dans ce cadre, une étude numérique d'un écoulement bidimensionnel, turbulent, incompressible et subsonique autour d'un profil symétrique NACA00012 avec et sans contrôle du décollement de la couche limite est menée.

Dans une première étape, l'étude recherche les conditions d'écoulement menant au décollement de l'écoulement sans application du concept de contrôle. Dans une deuxième étape, on applique un système de contrôle par jet synthétique afin de valider son efficacité sur les performances aérodynamiques du profil. La troisième étape a pour objectif l'optimisation des paramètres géométriques du système de contrôle, à savoir les dimensions du jet telle que la largeur, sa position et son inclinaison afin de déterminer la meilleure configuration pour un contrôle efficace, du décollement induit sur l'extrados du profil afin de réduire la traînée et augmenter la portance. Les résultats obtenus par simulation numérique pour le cas incompressible et totalement turbulent, ont démontré pour le cas sans contrôle que le décollement de la couche limite est déclenché au-delà de 90% de la corde du profil pour un angle d'attaque $\alpha=15^0$, un nombre de Reynolds $Re_\infty=2.88.10^6$ et un nombre de Mach M_∞ égal à 0.13.

Le contrôle par jet synthétique du décollement, est testé pour différentes configurations. Les résultats obtenus pour un jet placé à 12% du bord d'attaque avec une largeur de fente de 0.5% pour un angle d'incidence $\alpha = 20^0$, démontrent qu'une inclinaison du jet β égale à 45^0 donne un meilleur gain en portance avec un minimum de traînée comparé au cas sans contrôle.

L'effet de la position du jet synthétique sur le décollement, est étudié pour un angle d'incidence $\alpha = 20^0$ et l'angle d'inclinaison du jet $\beta = 45^0$ optimal obtenu une meilleure réduction de la zone de décollement de la couche limite est obtenu pour une position du jet placé à 15% de la du bord d'attaque.

De même, la variation de la largeur de la fente du jet sur le contrôle du décollement pour différents angles d'incidence a démontré un effet sur le recul vers le bord de fuite du point de

décollement produisant ainsi un effet positif sur la portance avec un maximum de finesse pour une largeur du jet de 2%.

Pour le régime incompressible étudié, on remarque que l'application d'une fréquence du jet F^+ variant entre 0.5 et 5, placé à 15% du bord d'attaque avec un angle de déflexion du jet $\beta = 45^0$ et pour différentes intensités du jet V_r . La fréquence de 2.5. D'autre part, en augmentant la vitesse de déflexion donne le meilleur gain en portance, en maintenant la fréquence, la taille de la zone de décollement diminue progressivement jusqu'à sa suppression complète pour $V_r=3$, induisant une amélioration de la portance.

Pour optimiser d'avantage le concept de contrôle, on fait varier un autre paramètre géométrique qui est l'épaisseur du profil. L'étude menée pour différents angles d'incidence, et en gardant les paramètres sélectionnés dans les étapes précédentes. Une comparaison des performances entre les profils NACA0012, NACA0015, NACA0018 démontre que la taille de la zone est d'autant plus petite que le profil est mince, c'est-à-dire que le système de contrôle par jet synthétique est d'autant plus efficace que le profil est mince (NACA0012). L'association de la diminution de l'épaisseur du profil et l'accroissement de la vitesse du jet améliore d'avantage l'efficacité du contrôle. La finesse qui est le rapport de la portance par la traînée reçoit une nette amélioration pour une vitesse de déflexion du jet de 3, en passant du simple, sans contrôle, au double avec le système de contrôle. D'autre part, l'effet du contrôle reste le même quelque soit l'épaisseur du profil en absence du décollement pour des angles d'attaque inférieurs à 10^0 .

Références bibliographiques

- [1] I. Paraschivoiu, « Aérodynamique Subsonique » Edition de l'école polytechnique Montréal, Canada, ISBN 2-553-00684-5, 1998.
- [2] C. Michaut, « Indésirable trainée ». <http://www.Onera.fr>, 2005.
- [3] Onera, « Réduction de trainée pour les avions de transport civils ». <http://www.Onera.fr>, 2006.
- [4] Dr. Hermann Schlichting, « Boundary-layer Theory », McGraw-Hill series in mechanical engineering, USA, 1979.
- [5] S. Aradag et al, « Aerodynamic analysis of vertically landing lifting body », Journal of thermal science and technology, Turkey, 2015.
- [6] F. Wayne, « Subsonic aerodynamics », Chapter 2, Air Force Base, California, USA, 1992.
- [7] J. Favier, « Contrôle d'écoulements : approche expérimentale et modélisation de dimension réduite », Thèse de doctorat, Toulouse, 2007.
- [8] P.R. Ashill, J.L., Fulker, K.C. Hackett, « Studies of flows induced by Sub-boundary Layer vortex Generators », AIAA 2002-0968, 2002.
- [9] A. Darbi, J.L., I. Wygnanski, « Active management of naturally separated flow over a Solid surface. Part1. The forced reattachment process », J. Fluid Mech., vol. 510, pp 105-129, 2004.
- [10] A. Darbi, J.L., I. Wygnanski, « Active management of naturally separated flow over a Solid surface. Part2. The separation process », J. Fluid Mech., vol. 510. pp 131-144, 2004.
- [11] P. Schols, J. Ortmanns, C. J. Kalher, R. Radespiel, « Performance optimization of jet actuator arrays for active flow control », CEAS/KATNET Conference on Key actuator Aerodynamic Technologies, 2005.
- [12] M. Stanislas, G. Gordard, « Control of decelerating boundary layer. Comparison of different actuators using PIV », CEAS/KATNET Conference on Key Aerodynamic. Technologies, 2005.
- [13] A. Seifert, S. Eliahu, D. Greenblatt, I. Wygnanski, « Use of piezoelectric actuators for airfoil separation control », AIAA Journal, vol. 36, pp. 1535-1537, 1998.
- [14] McCormick, D.C., « Boundary layer separation control with directed synthetic jets », AIAA2000-0519, 2000.

- [15] Gilarranz J., Traub L., Rediniotis O., « Characterization of a compact, high-power, synthetic jet actuator for flow separation control », AIAA-2002-0127, 2002.
- [16] Ben Chickh, M., Bera, J.C., Sunyach, M., « Synthetic jet control for flows in a diffuser: vectoring, spreading and mixing enhancement », JoT4 (2003) 032, 2003.
- [17] Seifert, A., Darabi, A., Wyganski, I., « Delay of airfoil stall by periodic Excitation », Journal of Aircraft vol. 33, No. 4, pp. 691-697, 1996.
- [18] Saadi M. Chérif, « Etude de la séparation de la couche limite sur un profil », Thèse de Magister. Université Frères Mentouri, Constantine, 2012.
- [19] M'Douki, R., « Investigation pour le retardement du phénomène de décrochage dans les compresseurs par une méthode passive originale », Thèse de doctorat. Université de Hadj Lakhdar Batna, 2014.
- [20] S. Bourgois, « étude expérimentale du décollement sur profils d'aile : Analyse et contrôle », Thèse de doctorat. Université de Poitiers, 2008.
- [21] Y. M. Guerard, P. Virton, « Etude d'une couche limite turbulente sous des gradients de pression variables », Revue scientifique des ISILF No. 25, 2011.
- [22] Simpson, R. L., « Turbulent boundary-layer separation », Ann. Rev. Fluid Mech, vol. 21, pp. 205-234, 1989.
- [23] L. Billon, « Étude et analyse des couches limites pour les écoulements turbulents ». Rapport n°1, Projet MAIDESC, ANR "Méthodes numériques" CEMEF, Mines- Paris Tech, 2014.
- [24] Comolet, R., « Mécanique expérimentale des fluides », 2nd ed., Edition Masson, 1976.
- [25] Hoerner, S. et Borst H., « Fluid-Dynamic Lift », 2nd ed., 1985.
- [26] Tani, T., « Low speed flow involving bubble separations », Progress in Aeronautical Sciences, vol. 5, 1964.
- [27] John, D., Anderson, Jr., « Fundamental of Aerodynamics », Fourth Edition- Mc Grow-Hill international. M. Edition, 2007.
- [28] Zaman, K. B. M. Q., Bar-Sever, A., Mangalam, S. M., « Effect of acoustic excitation on the flow over a low-Re airfoil », Journal of Fluid Mechanics, Vol. 182, No.1, pp. 127-148, DOI: [10.1017/S0022112087002271](https://doi.org/10.1017/S0022112087002271), 1987.
- [29] M. Amitay, Barton L. Smith, Ari Glezer, « Aerodynamic Flow Control using Synthetic jet Technology », 36th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, Jan 1998. AIAA 98-0208,1998.

- [30] Y. W. Park, Soo-Gabs Lee, Dong-Hoo Lee, S. Hong, « Stall control with local surface buzzing on a NACA0012 airfoil », Vol 39, No. 7. AIAA Journal, 2001.
- [31] R.C. Chang, F.B. Hsiao, R.N. Shyu, « Forcing level effects of internal acoustic excitation on the improvement of airfoil performance », Vol 39, No. 7. AIAA Journal, 2001.
- [32] H. Esmaeili, M. Tadjfar, A. Bakhtian, « Tangential synthetic jets for separation control. Journal of fluids and structures », 45, 50-65, 2014.
- [33] G. Petit, A. Kourta, J. Claude Country, J. Pierre Rosenblum, « Contrôle de décollement par fente pulsée et générateurs de vortex », Colloque de synthèse, contrôle des décollements, rédacteur : A.Kourta. Cépadués-Edition, 2005.
- [34] M. A. Boukenkoul, F. C. Li, M. Aounallah, A., « 2D simulation of the flow control separation over a NACA0015 airfoil using a synthetic jet actuator », IOP Conference series: Materials Science and engineering 187(2017) 012007 DOI: [10.1088/1757-899X/1/012007](https://doi.org/10.1088/1757-899X/1/012007), 2017.
- [35] D. You, P. Moin, « Active control of flow separation over an airfoil using synthetic », Journal of Fluids and Structures, Vol. 24, pp. 1349-1357, 2008.
- [36] K. N. Abed, I. DJ. Azzawi, « Control of flow separation over NACA0015 airfoil using synthetic jet actuators », Diyala Journal of Engineering sciences. pp. 674- 685, 2015.
- [37] S. Bourgois, J. Tensi, E. Sommier, J. Favier, A. Kourta, J. Paul Bonnet, F. Alvi, W. Long Siau, « Validation en soufflerie de techniques de contrôle fluidiques autour d'un profil d'aile à décollement de bord d'attaque », Colloque de synthèse, contrôle des décollements, rédacteur : A.Kourta. Cépadués-Edition, 2005.
- [38] J. Favier, S. Bourgois, « Contrôle fluide du décollement sur un profil d'aile », 17^{ème} Congrès Français de Mécanique Troyes, septembre, 2005.
- [39] A.Tuck, J.Soria A., « Active flow control over NACA0015 airfoil using ZNMF jet », 15th Australasian Fluid Mechanics Conference, 2004.
- [40] Seifert, A., Darabi, A., Wyganski, I., « Delay of airfoil stall by periodic excitation », Journal of Aircraft, vol. 33, No. 4, pp. 691-697, 1996.
- [41] Amitay, M., Smith, D., Kibens, V., Parekh, D. E., Glezer, A., « Aerodynamic flow control over unconventional airfoil using synthetic jet actuators », AIAA Journal, 39, 361-370, 2001.
- [42] A. Hassan, R. D. Janakiram, « Effects of Zero-mass synthetic jets on the aerodynamics of the NACA0012 airfoil », AIAA 97-2326, 1997.
- [43] J. M. Wu, X.Y. Lu, A.G. Denny, M. Fan, « Post-stall lift enhancement on an airfoil by local unsteady control », Part I. Lift, Drag and Pressure characteristics, AIAA 97- 2063, 1997.

- [44] C.R. Rosas, « Numerical simulation of flow separation control by oscillator fluid injection », Doctor of Philosophy Thesis, A&M University, Texas, 2005.
- [45] A.T. Piperas, « Investigation of boundary layer suction on a wind turbine airfoil using CFD », Master thesis, Technical University of Denmark, 2010.
- [46] Donovan, J. F., Kral, L.D., Cary, A. W., « Active flow control applied to an airfoil », AIAA Paper 98-0210, 1998.
- [47] Schlichting, H., « Boundary Layer Theory », McGraw-Hill Book Company, ISBN 0-07- 055334-3, 1979.
- [48] A. Kourta, « Contrôle des décollements, du développement des actionneurs à l'amélioration des performances », Cépaduès Editions, 2009.
- [49] J.C. Lin, « Control of turbulent boundary layer separation using micro-vortex generators », AIAA Paper, 3404, 1999.
- [50] M.Gad el Hak, A. Pollard, J.P. Bonnet, « Flow control, fundamentals and practices », Springer-Verlag, Berlin Heidelberg, 1998.
- [51] S. Bourgois, « Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile : Analyse et contrôle », Thèse de doctorat. Université de Poitiers. France, 2006.
- [52] Bak. C., Fuglsang. P., Johansen. J., Antoniou. I., « Wind tunnel test of the NACA 63415 and a modified NACA 63415 Airfoil ». Riso R-1193, Riso National Laboratory, Roskilde, Denmark, 2000.
- [53] <https://www.lavionnaire.fr/AerodynFlecheDelta.php>.
- [54] Ashill P., Fulker J., Hackett K., « Studies of flows induced by Sub Boundary layer Vortex Generators (SBVGs) », AIAA 2002-0968, 2002.
- [55] https://en.wikipedia.org/wiki/Vortex_generator#cite_note-VortexGenerators-2
- [56] D. Osmont, « Actionneur paramétrable pour générateur de tourbillons », Journée du GDR, IMF, Toulouse, 2005.
- [57] Russell F. Osborne, S.Kota , Joel A. Hetrick, « Active flow control using high-frequency compliant structures », Journal of aircraft, Vol. 41, No. 3, pp.603-609, 2004.
- [58] Byerley, A.R., Sommer, O., Baughn, J.W., Simon, T.W., Van Treuren, K.W., List, J., « Using Gurney Flaps to Control Laminar Separation on Linear Cascade Blades », Journal of Turbomachinery, 2002-GT-30662, 2001.
- [59] Gighère, P., Lenay, J., Dumas, G., « Gurney flap effects scaling for Low speed airfoils », AIAA 95-1881,1995.

- [60] Li, Y., Wang, J., Zhang, P., « Effects of Gurney Flaps on a NACA 0012 », *Airfoil, Flow, Turbulence and Combustion* 68 :27-39, 2002.
- [61] Liebeck R H., « Design of Subsonic Airfoils for High Lift », *J. Aircraft*, Vol. 15 pp. 547- 561, 1978.
- [62] Masoud Jahanmorad, N., Habibollah, S., Abolghasem, M., « Numerical investigation of aerodynamic characteristics of NACA23018 airfoil with a Gurney flap », *Int. J. Mech. Eng. & Rob. Res.* Vol. 1, No. 3, pp. 341-349, 2012.
- [63] Cory, S. J., James C.R., Russell, M. C., « Numerical investigation of an airfoil with a Gurney flap », California Polytechnic State University, San Luis Obispo, CA 93407, USA. NASA Ames Research Center, Moffett Field, CA 94035, USA, 1998.
- [64] Y. Li, J. Wang, P. Zhang, « Effects of Gurney flaps on a NACA0012 airfoil », *Flow, Turbulence and Combustion*, vol. 68, no. 1, pp. 27–39, 2002.
- [65] Wygnanski, I.J., « Boundary layer and flow control by periodic addition of Momentum », *AIAA 97-2117*, 1997.
- [66] J. Favier, L.Cordier, A. Kourta, « L'optimisation d'actionneurs pour le contrôle d'écoulements », *Mécanique & Industries* 8, n° 3, 259-265, 2007.
- [67] A. Batikh, R. Caen, S. Colin, L. Baldas, A. Kourta, H. Boisson, « Numerical and experimental study of micro synthetic jets for flow control », *International Journal of Heat and Technology*, vol. 26, no.1, pp. 139-145, 2008.
- [68] Parekh, D.E., Palinswamy, S., Goldberg, U., « Numerical simulation of separation control via synthetic jets », *AIAA 2002-3167*, 2002.
- [69] G. Petit, A. Kourta, J.C. Courty, J.P. Rosenblum, « Modèle de turbulence pour le calcul du décollement sur un profil d'aile et son contrôle », *17ème Congrès Français de Mécanique*, Troyes ; 29 août- 2 septembre, 2005.
- [70] Bamber, M., « Wind-tunnel tests on airfoil boundary layer control using a backward-opening slot », *NACA Report n°385*, 1930.
- [71] Rebuffet, P., « *Aérodynamique expérimentale* », Librairie Polytechnique Ch. Béranger, 2nd ed, 1958.
- [72] Viswanath, P., Ramesh, G., Madhavan, K., « Separation control by tangential blowing inside the bubble », *Exp. Fluids*, vol. 29, pp. 96–102, 2000.
- [73] Roumeas, M., « Contribution à l'analyse et au décollement des sillages de corps épais par aspiration et soufflage Continu », *Thèse de Doctorat, Institut Polytechnique de Toulouse*, 2006.

- [74] Tensi, J., Boué, I., Paillé F., « Effets comparés sur l'écoulement autour d'un cylindre à faible nombre de Reynolds d'un soufflage pariétal amont et en aval du décollement », 14^{ème} congrès Français de mécanique, Toulouse, 1999.
- [75] Gilarranz, J., Traub, L., Rediniotis, O., « Characterization of a compact, high-power synthetic jet actuator for flow separation control », AIAA 2002-0127, 2002.
- [76] Nahoui, A., « Contrôle de la couche limite laminaire d'un écoulement stationnaire, visqueux, compressible et subsonique autour d'un profil bidimensionnel », Thèse de Magister. Université Frères Mentouri, Constantine, 2018.
- [77] Weier, T., Fey, U., Gerbeth, G., Mutschke, G., et Avilov, V., « Boundary Layer control by means of electromagnetic forces », ERCOFTAC bulletin 44, pp. 36–40, 2000.
- [78] J. R. Roth, « Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma », *Physic of Plasma*, 10 (5) pp. 2117–2126, 2003.
- [79] T. C. Corke, C. He, M. P. Patel, « Plasma flaps and slats: an application of weakly ionized plasma actuator », AIAA 2004-2127, 2004.
- [80] T. C. Corke, M. L. Post, « Overview of plasma flow control: concepts optimization and applications », AIAA 2005-0563, 2005.
- [81] R. Sosa, Artana, G., E. Moreau, G. Touchard, « Stall control at high angle of attack with plasma sheet actuators », *Experiment in fluids*, 42: 143-167, 2007.
- [82] John D. Anderson. Jr, « *Fundamental of Aerodynamics* ». Fourth Edition- Mc Grow- Hill international. M.Edition, 2007.
- [83] J.P. Padet, « *Fluide en écoulement, méthode et modèles* ». Edition Masson, Paris, 1991.
- [84] David, C.W., « *Turbulence modeling for CFD* », DWC Industries, Inc, La Canada, California, 1993.
- [85] H. Tennekes, J.L. Lumley, « *A First course in turbulence* », The MIT Press, Cambridge. Massachusetts, and London, Angleterre, 1972.
- [86] N.Gregory, C.L.O'Reilly, « *Low-speed Aerodynamic Characteristics of NACA0012 Aerofoil section, including the effects of upper-surface roughness simulating hoarfrost* », Aerodynamics division N.P.L. Aeronautical research council. London 1973.

Numerical simulation of separated flow control around profiles

Abstract

The efficiency of a synthetic jet control on the separation of a turbulent, incompressible and viscous flow around a NACA symmetrical profile, is studied numerically using two transport equations turbulent model k- ϵ RNG. The numerical resolution of the equations governing the physical problem, is done using the commercial code "Fluent" and a mesh generation software "gambit". The discretization of the non-linear, partial differential equations, is obtained using the finite volumes method.

The lift and drag coefficient distributions and the velocity field and thus the streamlines flow field, are calculated and analyzed with and without control to find out the control efficiency.

A parametric study of the jet control defined by the jet angle and its location, the jet width as well as its frequency, is carried out.

By varying the angle and the location of the jet, the results show that a jet angle equal to 45° situated at 15% from the leading edge, reduce more the size of the separated region.

Also, a 2% jet width for different jet angles, leads to a better control efficiency with a more reduction of the separated zone and a better increase in lift.

Finally, by varying the jet frequency F^+ and the jet velocity V_r , the separated zone disappears completely for a frequency equal to 2.5 and any V_r bigger than 2.

The study done over different symmetrical NACA profiles, show that the control concept is as much efficient as the profile is thin producing a better increase in performances.

Key words: Control, synthetic, jet, flow, viscous, turbulent, incompressible, separation, profile, NACA, symmetrical, lift, drag.

محاكاة عددية لتحكم في جريان منفصل حول مقاطع

ملخص

تمت دراسة تأثير التحكم بواسطة النفث الاصطناعي على انفصال جريان مضطرب لزج والغير قابل للانضغاط عدديا وذلك باستعمال نموذج مضطرب بمعادلتين من نوع $k-\epsilon$ RNG. الحل العددي للمعادلات التفاضلية الجزئية الغير الخطية التي تمثل الظاهرة الفيزيائية باستعمال البرنامج المعلوماتي "فلوانت" الذي يستخدم طريقة الأحجام المنتهية وبرنامج "غامبيت" لرسم الشبكة.

توزيعات كل من معاملي قوة حمل والجر وكذلك حقول السرعة يمكن تعيينها وفحصها في الحالتين دون التحكم وبالتحكم وذلك لإيجاد أحسن فعالية للتحكم. لهذا الغرض تم إدراج دراسة وسيطيه تعمل على تحليل خصائص النفث الاصطناعي مثل موضعه، زاوية ميلانه، عرضه وتواتره.

بتغيير زاوية ميلان النفث وموضعه تشير النتائج إلى أن قيمة الزاوية 45 درجة وموضع نفث يقدر بـ 15 بالمئة انطلاقا من حافة الاقتحام يعملان على تقليص منطقة الانفصال.

بالمثل، عرض نفث يساوي 2 بالمئة من أجل زوايا ميلان مختلفة يؤدي إلى أحسن فعالية للتحكم مع أكبر تقليص لمنطقة الانفصال وأحسن ربح على مستوى قوة الرفع.

أخيرا، تغيير التواتر مع سرعة النفث يبين أن منطقة الانفصال تختفي تماما من أجل سرعة نفث أكبر من 2 وتواتر يساوي 2,5.

التحكم بواسطة النفث الاصطناعي على مقاطع NACA متناظرة ومختلفة يشير إلى أنه كلما كان المقطع رقيقا كان التحكم أفضل.

الكلمات المفتاحية: التحكم، نفث، اصطناعي، جريان، لزج، مضطرب، غير قابل للانضغاط، انفصال، مقاطع، NACA، متناظرة، حمل، جر.