

RÉPUBLIQUE ALGÉRIENNE DÉMOCRATIQUE et POPULAIRE  
Ministère de l'Enseignement Supérieur et de la Recherche Scientifique  
Université Mouloud Mammeri de Tizi Ouzou  
FACULTÉ DU GÉNIE DE LA CONSTRUCTION  
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE

# T H È S E

pour obtenir le titre de

**Docteur en Génie Mécanique**  
de l'Université Mouloud Mammeri de Tizi Ouzou

présentée par

**HOCINE TEBBICHE**

---

Titre :

**ÉVOLUTION ET CONTRÔLE DE LA COUCHE LIMITE DANS LE  
CAS DE PROFILS NACA**

---

Devant le jury :

OUIBRAHIM AHMED	Professeur	UMMTO	<i>Président</i>
BOUTOUDJ MOHAMMED SAÏD	Professeur	UMMTO	<i>Rapporteur</i>
DEBIANE MOHAMMED	Professeur	USTHB	<i>Examineur</i>
KEIRSBULCK LAURENT	Professeur	UVHC, France	<i>Examineur</i>
NEBBALI REZKI	MCA	UMMTO	<i>Examineur</i>

Soutenue le 26-05-2016

---

*Cette thèse est dédiée à mes  
parents ainsi qu'à toute ma famille.*

---

# Remerciements

CETTE thèse est le résultat d'un travail de longue haleine, certes personnel, mais qui n'aurait pu voir le jour sans l'aide de nombreuses personnes. Je tiens donc ici à remercier tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à l'aboutissement de cette étude.

L'encadrement de cette thèse a été assuré par M. MS BOUTOUDJ, Professeur à l'UNIVERSITÉ MOULOUD MAMMERI de TIZI-OUZOU, que je remercie pour sa collaboration scientifique et ses conseils éclairés au cours de ces quatre années. Je le remercie sincèrement pour le temps qu'il m'a consacré, pour avoir si bien cerné les difficultés et les avancées de ce travail. J'ai également pu apprécier ses qualités humaines et morales durant cette période.

Je remercie également le Professeur A. OUIBRAHIM, Directeur du Laboratoire d'Energétique, Mécanique et Matériaux, qui m'a fait l'honneur de présider mon jury de thèse et qui m'a accueilli sans hésitation au sein du laboratoire. Je tiens aussi à associer à ce travail, mes collègues enseignants-chercheurs du laboratoire LEMM qui ont su contribuer efficacement à assurer des moments de travail particulièrement appréciables.

Mes remerciements s'adressent également aux membres du jury pour m'avoir fait l'honneur d'assister à ma soutenance et tout particulièrement M. M DEBIANE (Professeur à l'USTHB) et M. R NEBBALI (Maître de Conférences "A" à l'UMMTO) qui ont accepté la lourde tâche d'en être les examinateurs ainsi que pour les commentaires qu'ils ont formulé à cette occasion.

J'exprime ma gratitude à M. L KEIRSBULCK, Professeur à l'Université de Valenciennes et du Hainaut-Cambrésis, pour l'examen attentif, curieux et intéressé qu'il a porté à cette thèse en ayant accepté de participer au jury et surtout de m'avoir chaleureusement accueilli au sein de l'équipe DF2T (Laboratoire TEMPO).

Je tiens à associer à ces remerciements mon entourage (les compagnons de thèse, les amis et plus), que j'ai pu croiser et côtoyer durant ces années, ceux pour qui, à une unique exception près, le contrôle d'écoulements peut se faire simplement avec un bon robinet, en vrac et de façon non exhaustive : S Khellouat, A Yousfi, K Saïl, Y Saïl, L Sadeg, A Saïri, A Alliche, R Bensaâda, S Dehlouz, D Sersab, ...  
Merci pour tous ceux qui m'ont laissé la liberté de m'égarer à coté du chemin ... pour en revenir, avec de nouvelles idées et perspectives plausibles.

Pour finir, je remercie mes parents et ma famille, pour qui, des mots de remerciements ne pourront jamais remplacer leur indéfectible soutien exprimé durant mes années d'étude, Merci !

# Liste des symboles

## Lettres grecques

$\alpha$	incidence ( $^\circ$ )
$\beta$	angle d'ouverture des VGs ( $^\circ$ )
$\Delta C_D$	variation de traînée
$\Delta C_L$	variation de portance
$\delta$	épaisseur de la couche limite ( $m$ )
$\delta_1$	épaisseur de déplacement ( $m$ )
$\delta_2$	épaisseur de quantité de mouvement ( $m$ )
$\epsilon$	rapport entre le pas et la hauteur de la rugosité
$\eta$	variable de Blasius
$\gamma$	inclinaison relative des $\Delta$ -VGs ( $^\circ$ )
$\gamma_p$	fraction d'écoulement vers l'aval dans la sous-couche visqueuse
$\kappa$	constante de <i>Von Kármán</i>
$\lambda$	espacement entre une paire de $\Delta$ -VGs ( $m$ )
$\mu$	coefficient de viscosité dynamique ( $Pa.s$ )
$\nu$	coefficient de viscosité cinématique ( $m^2/s$ )
$\omega$	critère de vortacité ( $s^{-1}$ )
$\omega_x$	vortacité longitudinale ( $s^{-1}$ )
$\rho$	masse volumique ( $kg/m^3$ )
$\tau_p(x)$	contrainte de cisaillement pariétale locale ( $Pa$ )
$\theta$	angle d'apex des $\Delta$ -VGs ( $^\circ$ )
$\xi$	hauteur de la rugosité ( $m$ )
$\zeta$	épaisseur maximale du profil en pourcentage de la corde

## Lettres latines

$\overline{C}_f$	coefficient de frottement moyen
$\overline{u}, \overline{v}, \overline{w}$	composantes des vitesses moyennes ( $m/s$ )
$\vec{V}$	vecteur vitesse ( $m/s$ )

$a$	distance entre les éléments du VG au niveau du bord d'attaque ( $m$ )
$b$	distance décrite au bord de fuite d'une paire de VGs ( $m$ )
$C$	corde d'un profil
$c$	élément additionnel des VGs ( $m$ )
$C_D$	coefficient de traînée
$C_f(x)$	coefficient de frottement local
$C_L$	coefficient de portance
$C_{L_{max}}$	coefficient de portance maximal
$C_M$	coefficient de tangage
$C_P$	coefficient de pression
$E$	vecteur des effets et interactions
$e$	envergure de la maquette ( $m$ )
$f$	fonction de courant réduite
$f', f'', f'''$	première, seconde et troisième dérivée de la fonction de courant réduite par rapport $\eta$
$F_x$	force de traînée ( $N$ )
$F_z$	force de portance ( $N$ )
$F_{z_{max}}$	force de portance maximale ( $N$ )
$g$	accélération gravitationnelle ( $m/s^2$ )
$H$	hauteur des VGs ( $m$ )
$h$	facteur de Kline
$H_{12}$	facteur de forme
$i, j$	entiers permettant de définir les deux familles d'angles privilégiés
$K$	nombre de facteurs
$k_1$	constante
$L$	longueur caractéristique d'un corps ( $m$ )
$l$	longueur d'un générateur de tourbillons ( $m$ )
$m$	ordonnée maximale de la ligne moyenne en pourcentage de la corde
$M_t$	moment de tangage
$N$	nombre d'expériences
$n$	nombre de facettes mouillées des plaques de gardes
$P$	pression ( $Pa$ )
$p$	position de $m$ le long de la corde

$P_0$	pression de référence à l'infini amont ( $Pa$ )
$r$	rayon du bord d'attaque d'un profil
$Re$	nombre de Reynolds
$Re_L$	nombre de Reynolds formé avec la longueur caractéristique $L$
$Re_p$	nombre de Reynolds formé avec la longueur de la plaque de garde
$Re_{x,crit}$	nombre de Reynolds local critique
$Re_x$	nombre de Reynolds formé à l'abscisse $x$
$S$	surface alaire ( $m^2$ )
$t$	variable temps ( $s$ )
$t^*$	temps adimensionnel
$u', v', w'$	composantes des vitesses fluctuantes ( $m/s$ )
$u, v, w$	composantes de la vitesse ( $m/s$ )
$u^+$	composante de la vitesse adimensionnelle
$U_{0,99}$	vitesse du fluide correspondant à 99% de la vitesse mesurée à l'infini amont ( $m/s$ )
$U_\infty$	vitesse de l'écoulement à l'infini amont ( $m/s$ )
$u_\tau$	vitesse de frottement à la paroi ( $m/s$ )
$U_c$	vitesse tangentielle d'un cylindre en rotation ( $m/s$ )
$U_e$	vitesse externe ( $m/s$ )
$U_j$	vitesse de soufflage ( $m/s$ )
$U_p$	vitesse d'aspiration ( $m/s$ )
$x, y, z$	coordonnées cartésiennes ( $m$ )
$X^t$	transposée de la matrice des effets
$x_L$	abscisses de la surface inférieure d'un profil
$x_U$	abscisses de la surface supérieure d'un profil
$Y$	vecteur réponse
$y^+$	paramètre de la paroi adimensionnel
$y_\zeta$	ordonnées des points au-dessus et au-dessous de la ligne moyenne
$y_C$	ordonnées de la ligne moyenne
$y_L$	ordonnées de la surface inférieure d'un profil
$y_U$	ordonnées de la surface supérieure d'un profil
$Z$	côte du liquide correspondant à la pression statique locale ( $m$ )
$Z_0$	côte du liquide correspondant à la pression statique mesurée à l'infini amont ( $m$ )
$Z_A$	côte du liquide correspondant à la pression d'arrêt ( $m$ )

# Table des matières

<b>Introduction</b>	<b>1</b>
<b>1 Couche limite et phénomènes associés</b>	<b>5</b>
1.1 Introduction	5
1.2 Concept de la couche limite	5
1.2.1 Principes fondamentaux de la couche limite	7
1.3 Conclusion	20
<b>2 Profils aérodynamiques</b>	<b>21</b>
2.1 Introduction	21
2.2 Paramètres caractéristiques des profils aérodynamiques	21
2.3 Écoulement autour d'un profil	22
2.4 Familles de profils NACA	23
2.5 Transition de la couche limite dans le cas de profils NACA	26
2.6 Phénomène de décollement	27
2.7 Conclusion	30
<b>3 Contrôle du décollement</b>	<b>31</b>
3.1 Introduction	31
3.2 Pourquoi contrôler un écoulement ?	31
3.3 Classification de contrôle	32
3.4 Stratégies de contrôle	34
3.4.1 Contrôle passif	34
3.4.2 Contrôle actif	41
3.5 Conclusion	46
<b>4 Étude expérimentale du contrôle de la couche limite par des Générateurs de Tourbillons</b>	<b>48</b>
4.1 Introduction	48
4.2 Méthodologie	48
4.2.1 Réalisation des maquettes	48
4.2.2 Métrologie	50
4.3 Contrôle du décollement par modification des VGs de Lin	52
4.3.1 Forme des Générateurs de Tourbillons	52
4.3.2 Organisation des essais et analyse des résultats par plans d'expériences	56
4.3.3 Contribution de la configuration optimale à l'amélioration des coefficients aérodynamiques	61
4.4 Contrôle du décollement par VGs en forme d'aile Delta	69
4.4.1 Caractéristiques aérodynamiques des ailes Delta	70

4.4.2	Résultats et discussion de l'étude paramétrique . . . . .	74
4.4.3	Effet du contrôle sur les coefficients aérodynamiques . . . . .	77
4.5	Étude comparative entre les trois configurations de VGs . . . . .	82
4.5.1	Résultats de l'étude comparative . . . . .	83
4.6	Réduction de la traînée par le biais de VGs . . . . .	88
4.6.1	Résultats et discussion . . . . .	89
4.7	Conclusion . . . . .	93
<b>5</b>	<b>Simulation numérique et analyse des résultats</b>	<b>94</b>
5.1	Introduction . . . . .	94
5.2	Méthodologie . . . . .	94
5.3	Résultats . . . . .	98
5.3.1	Validation de l'approche numérique exprimée par les coefficients de portance et de la traînée . . . . .	98
5.3.2	Champs de vitesse . . . . .	102
5.3.3	Structures cohérentes . . . . .	107
5.4	Conclusion . . . . .	115
	<b>Conclusion</b>	<b>116</b>
	<b>Bibliographie</b>	<b>126</b>

# Table des figures

1.1	Visualisation d'un écoulement autour d'une aile symétrique à incidence nulle dans un canal hydrodynamique [11]. . . . .	6
1.2	Profil de vitesse associé à une couche limite laminaire se développant sur une plaque plane. . . . .	7
1.3	a) <i>Distribution de la vitesse le long de la plaque</i> [13], b) <i>Composante de la vitesse transversale dans la couche limite le long d'une plaque plane</i> [1]. . . . .	9
1.4	Profil de vitesse tangentiel de Blasius d'une couche limite laminaire sur une plaque plane [17]. . . . .	10
1.5	a) <i>Définition de l'épaisseur de la couche limite</i> [18], b) <i>Relation de la contrainte de cisaillement au gradient de vitesse à la paroi</i> [18]. . . . .	10
1.6	Évolution de l'épaisseur de la couche limite en fonction du nombre de Reynolds local le long d'une plaque plane [24]. . . . .	13
1.7	Représentation schématique des différentes zones régissant la transition sur une plaque plane à incidence nulle [25]. . . . .	14
1.8	a) <i>Couche limite laminaire autour d'une plaque plane</i> [26], b) <i>Apparence des ondes de Tollmien-Schlichting bidimensionnelles</i> [26], c) <i>Transition des ondes de T-S bidimensionnelles à gauche de l'image vers le caractère tri-dimensionnels à droite</i> [17], d) <i>Mise en évidence des spots turbulents</i> [27]. . . . .	15
1.9	Distribution universelle des vitesses dans la couche limite turbulente [29]. . . . .	17
1.10	a) <i>Schéma de la plaque rugueuse utilisée par</i> [30], b) <i>Profil de vitesses sur une plaque rugueuse</i> [30]. . . . .	18
1.11	Représentation schématique du décollement bidimensionnel [35], $\odot$ : Résultats de Simpson et al [36], $\gamma_p$ représente la fraction de la quantité de fluide dans la sous-couche visqueuse. . . . .	19
2.1	Nomenclature d'un profil aérodynamique. . . . .	22
2.2	Forces aérodynamiques exercées sur un profil. . . . .	23
2.3	Les différents paramètres géométriques régissant les coordonnées d'un profil NACA. . . . .	24
2.4	Comparaison des coupes du profil laminaire NACA 66-009 et NACA 0009 . . . . .	27
2.5	Distribution du coefficient de pression statique sur les deux profils NACA 0009 et NACA 66-009 [38]. . . . .	27
2.6	Séparation de la couche limite sur une aile inclinée [39]. . . . .	28
2.7	Développement d'une couche limite le long d'une paroi solide, avec "T" et "A" respectivement le point d'Arrêt et le point de Transition [14]. . . . .	28
2.8	Profils de vitesse lors du décollement [14]. . . . .	29

2.9	Courbes unitaires correspondant aux différents types de décrochage, "T" décollement turbulent, "L" décollement laminaire et "T <sub>r</sub> " transition [14]. . . . .	29
2.10	Visualisations par injection de bulles d'air de différents types de décollement [39]. . . . .	30
3.1	Classification des méthodes de contrôle d'écoulement [2]. . . . .	33
3.2	Géométrie et disposition des générateurs de tourbillons [56]. . . . .	35
3.3	Différentes techniques passives investiguées par [58]. . . . .	35
3.4	Géométrie des micro-VGs investigués par [9]. . . . .	36
3.5	Résultats expérimentaux des profils de vitesse à différentes positions pour le cas contrôlé et non contrôlé [52]. . . . .	37
3.6	Représentation schématique : a) <i>Échangeur de chaleur</i> , b) <i>Géométrie des VGs utilisés</i> , c) <i>Évolution longitudinale du nombre de Nusselt avec et sans Générateurs de Tourbillons</i> [62]. . . . .	37
3.7	Quelques caractéristiques techniques et résultats numériques concernant les AVG : a) <i>Générateur de Tourbillon Actif "AVG"</i> [64], b) <i>AVG montés sur une plaque test</i> [64], c) <i>AVG entièrement déployé</i> [65], d) <i>AVG entièrement rétracté</i> [65]. . . . .	38
3.8	a) <i>Générateurs de tourbillons</i> , b) et c) <i>Classification des effets et interactions par ordre d'influence (A, B, C et D sont respectivement <math>a/\delta</math>, <math>c/\delta</math>, <math>h/\delta</math> et <math>\beta</math>)</i> [7]. . . . .	39
3.9	Caractéristiques aérodynamiques des ailes $\Delta$ et leur mise en place sur un profil NACA 4412 pour le contrôle de décollement. . . . .	40
3.10	a) <i>Différents dispositifs hypersustentateurs</i> , b) <i>Polaires d'une aile correspondant à différentes dispositions d'hypersustentateurs comparées à un cas de référence</i> [14]. . . . .	40
3.11	a) <i>Images au Microscope Electronique à Balayage (MEB) montrant le modèle artificiel de la surface de peau de requin</i> [71], b) <i>Images MEB de la structure de la peau de Requin (représentés en utilisant deux grossissements)</i> [71]. . . . .	41
3.12	Tomographies mettant en évidence deux techniques de contrôle de décollement inertiel provoqué par une singularité géométrique ( <i>Aspiration</i> et <i>Soufflage</i> ) [72]. . . . .	43
3.13	Écoulement autour d'un profil d'aile équipé d'un volet braqué (Clichés ONERA) [14]. . . . .	43
3.14	a) <i>Profil NACA 0015 muni d'un volet avec fente de soufflage</i> , b) <i>Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence <math>\alpha</math> (soufflage continu)</i> , c) <i>Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence <math>\alpha</math> (soufflage synthétique)</i> . Avec : $C_\mu$ le coefficient de quantité de mouvement et $F^+$ la fréquence adimensionnée de soufflage [75]. . . . .	44
3.15	a) <i>Les différentes configurations étudiées avec le profil Joukowsky</i> , b) <i>Effet de la rotation du cylindre sur la portance et les caractéristiques de décrochage du modèle Joukowsky</i> [97]. . . . .	45
3.16	a) <i>Principe de fonctionnement d'un actionneur électrohydrodynamique</i> [105] , b) <i>Effet de l'actionneur sur un écoulement autour d'un cylindre</i> [106], c) <i>Recollement de l'écoulement séparé autour du profil NACA 0015 à <math>\alpha = 12^\circ</math></i> [102]. . . . .	46
4.1	Forme des profils utilisés pour la réalisation des maquettes. . . . .	49

4.2	Assemblage des armatures du profil (1 : <i>Sections de profils</i> , 2 : <i>Tiges filetées</i> , 3 : <i>Plaques de gardes</i> et 4 : <i>Tube de suspension</i> ). . . . .	50
4.3	Assemblage du profil final (5 : <i>Prises de pression statique</i> , 6 : <i>Tubes capillaires à relier au manomètre</i> ). . . . .	50
4.4	Dispositif de mesure (1 : <i>Veine d'essais</i> , 2 : <i>Balance aérodynamique</i> , 3 : <i>Conditionneur</i> , 4 : <i>Convertisseur</i> , 5 : <i>Acquisition et traitement de données sur ordinateur</i> , 6 : <i>Manomètre différentiel</i> ). . . . .	52
4.5	Géométrie des Générateurs de Tourbillons : a) <i>Configuration de Lin modifiée</i> , b) <i>Configuration de Lin</i> . . . . .	53
4.6	a) <i>Évolution de <math>y^+</math> en fonction de <math>x/L</math> , CFD</i> , b) <i>Évolution de <math>C_f</math> le long de la corde, <math>\alpha = 13^\circ</math>, CFD</i> . . . . .	54
4.7	Différentes évolutions des épaisseurs caractéristiques de la couche limite : a) <i>Épaisseur de la couche limite réduite</i> , b) <i>Épaisseur de la couche de déplacement réduite</i> , c) <i>Épaisseur de la quantité de mouvement réduite</i> . . . . .	56
4.8	Distribution du coefficient de la pression en fonction de $x/L$ , NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	57
4.9	Coefficient de portance $C_L$ en fonction de $C_D$ , profil NACA 0015, cas de référence. . . . .	60
4.10	Classification des effets et interactions par ordre d'influence à l'aide du diagramme de <i>Pareto</i> , les barres représentent la contribution des effets, -o-taux de contribution des effets cumulés. . . . .	63
4.11	Disposition des générateurs de tourbillons : a) <i>Vue en perspective</i> , b) <i>Vue de dessus</i> . . . . .	64
4.12	Coefficient de portance en fonction de coefficient de traînée, avec et sans contrôle, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	65
4.13	Courbes du contrôle avec et sans la présence du facteur "B" comparées au cas de référence, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	66
4.14	Position des prises de pression. . . . .	66
4.15	Distribution du coefficient de pression tridimensionnel, avec le facteur "B". . . . .	67
4.16	Distribution des isovaleurs du coefficient pression, avec le facteur "B". . . . .	68
4.17	Distribution du coefficient de pression tridimensionnel, sans le facteur "B". . . . .	68
4.18	Distribution des isovaleurs du coefficient pression, sans le facteur "B". . . . .	69
4.19	Visualisation avec injection de minuscules bulles d'air dans l'eau de la paire de tourbillons au niveau du bord de fuite d'une aile Delta en incidence [69]. . . . .	70
4.20	a) <i>Configuration en aile Delta</i> , b) <i>Visualisation des tourbillons d'ailes Delta [116]</i> . . . . .	71
4.21	Profil de vitesse à $x/L = 0.16$ , $U_e$ est la vitesse externe, NACA 4412. . . . .	72
4.22	Distribution du coefficient de pression le long du profil NACA 4412, $\alpha = 12^\circ$ . . . . .	72
4.23	Forme et position des $\Delta$ -VGs. . . . .	73
4.24	Coefficient de portance et de traînée en fonction de l'incidence, NACA 4412. . . . .	74
4.25	Effet de la hauteur $H$ des $\Delta$ -VGs, $\theta = 45^\circ$ . . . . .	75
4.26	Effet de l'espacement $\lambda$ entre les $\Delta$ -VGs, $\theta = 45^\circ$ . . . . .	75
4.27	Effet de l'incidence relative $\gamma$ des $\Delta$ -VGs, $\theta = 45^\circ$ . . . . .	76
4.28	Effet de l'angle d'apex $\theta$ des $\Delta$ -VGs . . . . .	76
4.29	Effet de la variation de la position des $\Delta$ -VGs sur le coefficient de la portance. . . . .	77
4.30	Coefficient de portance, 8 $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	78
4.31	Coefficient de traînée, 8 $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	78

4.32	Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence $\alpha$ , 10 $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	79
4.33	Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence $\alpha$ , 10 $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $Re = 3 \cdot 10^5$ . . . . .	79
4.34	Coefficient de portance, 10 $\Delta$ -VGs, NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	80
4.35	Coefficient de portance, 10 $\Delta$ -VGs, NACA 0015, $Re = 3 \cdot 10^5$ . . . . .	80
4.36	Iso-valeurs de coefficient de pression, $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $\alpha = 19^\circ$ , $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	81
4.37	Iso-valeurs de coefficient de pression, $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $\alpha = 20^\circ$ , $Re = 3 \cdot 10^5$ . . . . .	81
4.38	Coefficient de pression tridimensionnel, $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $\alpha = 19^\circ$ , $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	82
4.39	Iso-valeurs de coefficient de pression, $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $\alpha = 20^\circ$ , $Re = 3 \cdot 10^5$ . . . . .	82
4.40	Superposition des courbes de $C_L$ en fonction de $\alpha$ pour les différentes configurations du contrôle, NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	83
4.41	Superposition des courbes de $C_D$ en fonction de $\alpha$ pour les différentes configurations du contrôle, NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	84
4.42	Superposition des courbes de $C_L$ en fonction de $C_D$ pour les différentes configurations de contrôle, NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	84
4.43	Courbe de $C_L$ en fonction de $C_D$ de base comparée au cas contrôlé avec $\Delta$ -VGs, NACA 4412, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	85
4.44	Coefficient de pression de la configuration (a) comparé au cas de référence, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	86
4.45	Coefficient de pression de la configuration (b) comparé au cas de référence, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	87
4.46	Coefficient de pression de la configuration (c) comparé au cas de référence, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	88
4.47	Géométrie des Générateurs de Tourbillons destinée à la réduction de la traînée. . . . .	89
4.48	Effet de la hauteur $H$ . . . . .	90
4.49	Effet de l'angle d'ouverture $\beta$ . . . . .	90
4.50	Effet du positionnement de la ligne de VGs le long de la corde. . . . .	91
4.51	Gain relatif à la réduction de la traînée obtenu à l'aide de la configuration donnée par le tableau 4.14. . . . .	92
4.52	Gain relatif au contrôle mixte (VGs + Rugosités). . . . .	92
5.1	Visualisation par fumée du décollement à l'extrados d'un profil NACA 0015 (Ecoulement de droite vers la gauche), $\alpha = 15^\circ$ , $U_\infty = 1m/s$ , résultats expérimentaux. . . . .	95
5.2	Différentes envergures de l'ensemble (Profil+VGs) simulées numériquement : a) Configuration de Lin, $e=27.9$ mm, b) Configuration de Lin modifiée, $e=27.9$ mm, c) Configuration d'aile Delta, $e=18.9$ mm. . . . .	96
5.3	Différents types de maillage appliqué : a) Maillage des VGs montés sur le profil, b) Maillage de la boîte de calcul. . . . .	97
5.4	Évolutions de $C_L$ et $C_D$ en fonction de $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration (a), NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	100

5.5	Évolutions de $C_L$ et $C_D$ en fonction de $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration <b>(b)</b> , NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$	100
5.6	Évolutions de $C_L$ et $C_D$ en fonction de $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration <b>(c)</b> , NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$	101
5.7	Évolutions de $C_L$ et $C_D$ en fonction de $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration <b>(c)</b> , NACA 4412, $Re = 2.5 \cdot 10^5$	101
5.8	Contours de champs de la vitesse moyenne à différentes positions de la corde, configuration <b>(a)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	102
5.9	Contours de champs de la vitesse moyenne à différentes positions de la corde, configuration <b>(b)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	103
5.10	Contours de champs de la vitesse moyenne à différentes positions de la corde, configuration <b>(c)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	104
5.11	Identification de la variation du facteur de forme du cas contrôlé comparé au cas de référence, NACA 0015, configuration <b>(c)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	105
5.12	Cartographies des champs de la vitesse moyenne " $u$ " à différentes positions de la corde, configuration <b>(c)</b> , NACA 4412, $\alpha = 16^\circ$ .	106
5.13	Comparaison des profils de vitesse esquissés à $x = 60 \text{ mm}$ de la corde, $z/H = 0$ , configuration <b>(c)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	107
5.14	Circulation, $\Gamma$ .	108
5.15	Vorticité $\omega$ et Iso-contours du vecteur vitesse tourbillonnaire suivant $x$ esquissés à 150% de la corde, $\alpha = 14^\circ$ , NACA 0015	109
5.16	Vorticité $\omega$ et Iso-contours du vecteur vitesse tourbillonnaire suivant $x$ esquissés à 150% de la corde, $\alpha = 14^\circ$ , configuration <b>"c"</b> , NACA 0015	110
5.17	Cartographies du critère de vorticité adimensionné par $\omega_x/(U_\infty/H)$ , configuration <b>(a)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	112
5.18	Cartographies du critère de vorticité adimensionné par $\omega_x/(U_\infty/H)$ , configuration <b>(b)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	113
5.19	Cartographies du critère de vorticité adimensionné par $\omega_x/(U_\infty/H)$ , configuration <b>(c)</b> , $\alpha = 16^\circ$ .	114
5.20	Distribution de la vorticité maximale le long de la corde.	115

# Liste des tableaux

1.1	Critères de décollement de la couche limite. . . . .	19
2.1	Valeurs des variables $m$ et $k_1$ [33]. . . . .	25
3.1	Différents objectifs aérodynamiques [41]. . . . .	32
3.2	Description des différentes méthodes de contrôle. . . . .	33
4.1	Caractéristiques techniques de la balance aérodynamique. . . . .	51
4.2	Caractéristiques de la couche limite, $\alpha = 13^\circ$ , profil NACA 0015. . . . .	55
4.3	Niveau de variation de chaque facteur. . . . .	58
4.4	Plan factoriel complet à $2^4$ expériences. . . . .	59
4.5	Réponses des coefficients de portance correspondant à 16 et à 17 degrés. . . . .	59
4.6	Calcul des effets et interactions correspondant à $16^\circ$ et à $17^\circ$ , plan à $2^4$ . . . . .	62
4.7	Calcul des effets et interactions correspondant à $16^\circ$ et à $17^\circ$ , plan à $2^3$ . . . . .	64
4.8	Configuration finale des VGs de Lin modifiés. . . . .	64
4.9	Procédure d'optimisation. . . . .	73
4.10	Configuration finale des $\Delta$ -VGs. . . . .	77
4.11	Résultats expérimentaux relatifs aux trois configurations de contrôle, NACA 0015, $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . . . . .	85
4.12	Résultats expérimentaux de l'effet du nombre de Reynolds et le type de profil sur les coefficients aérodynamiques. . . . .	86
4.13	Configuration des VGs étudiée. . . . .	89
4.14	Configuration finale des VGs étudiée. . . . .	91
5.1	Exemple de la composition des maillages à $14^\circ$ d'incidence. . . . .	97
5.2	Réglages sous <i>Fluent</i> <sup>TM</sup> . . . . .	98
5.3	Propriétés du fluide. . . . .	98
5.4	Paramètres des configurations étudiées. . . . .	99
5.5	Paramètres globaux. . . . .	107
5.6	Position des centres des tourbillons par rapport à la paroi du profil, $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	110
5.7	Position des centres des tourbillons par rapport à la paroi du profil NACA 0015, configuration d'aile Delta, $\alpha = 16^\circ$ . . . . .	111

# Introduction

LA théorie potentielle a été longtemps utilisée pour prédire et expliquer de nombreux écoulements autour de formes solides, en particulier celui autour de profils aérodynamiques. Néanmoins et dans ce dernier cas de figure, cette théorie est mise en défaut à forte incidence du profil où la portance atteint un maximum avant de décroître : c'est le phénomène de décrochage aux conséquences néfastes aux performances aérodynamiques.

Il devient alors nécessaire d'introduire la viscosité notamment au voisinage immédiat de la paroi, dans une mince couche de fluide adjacente à la surface solide appelée couche limite [1]. Dans cette couche, les effets de la viscosité sont très importants avec de forts gradients de vitesse tandis qu'en dehors de cette zone l'écoulement peut être encore bien approché par celui d'un fluide parfait.

A l'intérieur de la couche limite, la vitesse est faible et lorsque l'écoulement est soumis à un gradient de pression défavorable, les particules fluides ne possèdent plus suffisamment de quantité de mouvement pour le vaincre ; leur vitesse diminue jusqu'à s'annuler. Il se produit alors le décollement de la couche limite avec une apparition de zones de sillage et d'instabilités.

Le décollement est l'un des principaux phénomènes qui affecte les performances aérodynamiques des véhicules terrestres ou aériens, l'efficacité des turbomachines ou encore le rendement des installations énergétiques. Ceci a mené à la nécessité d'appliquer le contrôle des écoulements [2] qui constitue une composante centrale en mécanique des fluides.

Les stratégies d'action se présentent en deux grandes familles qui peuvent être de nature passive ou active. Leur principe consiste à manipuler les écoulements séparés par divers moyens : adjonction d'une quantité de mouvement au fluide par soufflage [3] ou aspiration [4], surface en mouvement [5], influence de la transition laminaire-turbulente ou par implantation de formes géométriques spécifiques qui ont la particularité de transporter de la quantité de mouvement depuis l'écoulement externe vers les régions internes en proche-paroi à savoir les Générateurs de Tourbillons (VGs).

L'ensemble de ces techniques tend à retarder ou voire même supprimer la séparation du fluide de la paroi, augmenter la portance et réduire la traînée, optimiser les échanges énergétiques, améliorer le confort et réduire les nuisances sonores. De nombreux systèmes de contrôle ont été investigués à ce jour. Les besoins actuels de l'industrie aéronautique tendent plutôt vers des systèmes de conception relativement légers et techniquement simples à mettre en place. Le contrôle actif de la couche limite nécessite des moyens de mise en œuvre complexes et qui peuvent se révéler encombrants dans les cas d'utilisation pratique.

De ce fait, le contrôle passif par le biais de dispositifs tels que les Générateurs de Tourbillons (VGs) semble le mieux approprié aux attentes des constructeurs en matière de performances aérodynamiques des véhicules automobiles ou des aéronefs. Leur intérêt est d'autant plus grand tant ils présentent aussi l'avantage et la possibilité d'être rétractables en cas de non utilisation. Dans le cas de l'aviation, les VGs peuvent constituer une alternative aux volets de braquages déployés au décollage et à l'atterrissage et qui sont une source de vibrations et de nuisances sonores. Concernant l'aérodynamique des voitures automobiles, des VGs disposés à l'amont de la lunette arrière peuvent contribuer à une diminution notable de la traînée de pression avec un impact non négligeable sur la consommation en carburant.

Le développement croissant ainsi que les exigences actuelles en termes de contraintes environnementales et de sécurité des véhicules aériens, imposent aux développeurs et chercheurs à proposer davantage de solutions pour améliorer la manœuvrabilité des appareils ainsi que leur efficacité.

Le travail effectué dans le cadre de cette thèse, principalement à caractère expérimental, s'inscrit dans cette dynamique, par le contrôle de la couche limite à l'extrados de profils NACA. La stratégie de contrôle adoptée est la forme passive par des Générateurs de Tourbillons introduits pour la première fois par Taylor en 1947 [6]. Pour ce faire, différents Générateurs de Tourbillons ont été conçus, réalisés et testés en soufflerie sur des profils symétriques et cambrés.

La présente thèse s'articule sur cinq chapitres répartis comme suit :

Le premier chapitre est consacré à l'aspect théorique des couches limites (laminaire et turbulente) ainsi que les différents critères régissant les écoulements laminaires, turbulents et décollés avec la prise en compte de la zone de transition.

Le deuxième chapitre de la thèse est dédié à la présentation des différentes familles de profils NACA, à la détermination des coordonnées de ces derniers et à la définition de leurs caractéristiques aérodynamiques.

Le travail présenté dans le chapitre trois traite en premier lieu de la classification des différentes technologies de contrôle et des multiples objectifs soulignés. En deuxième lieu, un recueil bibliographique des diverses stratégies de contrôle des écoulements est mis en évidence avec un intérêt particulier porté aux Générateurs de Tourbillons qui intéresse notre étude.

Le travail expérimental présenté dans le chapitre quatre se rapporte au développement de différentes géométries de Générateurs de Tourbillons [7, 8] destinées au contrôle du décollement naissant à l'extrados des profils NACA, et cela via la recherche de nouvelles configurations de VGs en vue d'améliorer les performances aérodynamiques des profils. L'étude paramétrique d'optimisation effectuée est basée principalement sur l'analyse des paramètres géométriques des Générateurs de Tourbillons. L'investigation expérimentale de l'efficacité de l'ensemble des Générateurs de Tourbillons a été entreprise au moyen de la mesure des efforts aérodynamiques s'exerçant sur l'ensemble (Profil+VGs) ainsi qu'à travers la mesure de la répartition de la pression pariétale.

Trois configurations de Générateurs de Tourbillons passifs ont été investigués sur une large gamme d'angles d'attaque et différents nombres de Reynolds.

La première forme consiste en la configuration de base de Générateurs de Tourbillons contra-rotatifs proposée par Lin [9] ; la deuxième géométrie de VGs est basée sur la modification de cette dernière configuration par ajout d'un élément supplémentaire.

Une nouvelle géométrie originale de VGs en forme d'aile Delta est proposée. La stratégie opérée afin de générer la paire des tourbillons contra-rotatifs est complètement différente des cas précédents. En effet, le choix d'utilisation d'une aile Delta comme Générateurs de Tourbillons réside du fait que l'écoulement autour d'elle se distingue par l'apparition, à partir d'incidences relativement faibles, d'un enroulement de la nappe tourbillonnaire aux bords d'attaques qui génère deux tourbillons d'apex entraînés par l'écoulement longitudinal. Les tourbillons d'ailes Delta sont par ailleurs connus pour être très intenses et leur éclatement se produit seulement à incidences élevées.

Le dernier chapitre traite de l'approche numérique 3D-RANS à l'aide du code commercial CFD *Fluent*<sup>TM</sup>. Les résultats de la simulation numérique sont comparés à ceux obtenus expérimentalement en soufflerie. La validation de l'approche numérique porte sur la confrontation de l'évolution des polaires ainsi que la distribution des coefficients de pression à la paroi.

L'étude CFD a permis l'exploration qualitative et quantitative des structures cohérentes générées : forme et positions des tourbillons à différents plans de la corde, état de l'écoulement avec et sans contrôle, évolution des tourbillons advectés par l'écoulement.



# Chapitre 1

## Couche limite et phénomènes associés

### 1.1 Introduction

Ce premier chapitre constitue globalement un avant propos aux problématiques traitant les différentes stratégies de contrôle.

La compréhension des phénomènes physiques pénalisant, régissant les écoulements en présence de couches limites, qui sont à l'origine ou qui découlent de la séparation du fluide de la paroi, peut aider à statuer sur la stratégie du contrôle à adopter. Ainsi, il est possible d'empêcher ou de retarder le décollement en exploitant diverses propriétés de la couche limite décollée ou sur le point de décoller.

Dans les paragraphes qui suivent, il est procédé au rappel des équations modélisant les problèmes d'écoulement laminaire et turbulent sur les parois lisses ou rugueuses. Il y est également décrit l'aspect physique du décollement des couches limites ainsi que les différents critères définissant leur occurrence.

### 1.2 Concept de la couche limite

Anciennement, les premières recherches portées sur la mécanique des fluides ont énoncées la théorie des fluides parfaits dans laquelle les effets de viscosité ne sont pas pris en compte. Le fluide parfait obéit à l'équation de conservation de la masse et à l'équation d'Euler. Ces deux équations forment les équations de base des fluides non dissipatifs. Les solutions proposées par cette théorie sont en bonne adéquation avec les résultats expérimentaux quand on considère les zones éloignées de la paroi. Par ailleurs, l'inconvénient notable de ce concept est que la condition de *non-glisement* dans le voisinage immédiat des parois n'est pas satisfaite ; la viscosité doit être prise en compte pour satisfaire cette condition. La transition de la vitesse de la valeur finie donnée par la théorie classique vers la valeur zéro sur la paroi s'effectue dans une couche mince près de la paroi appelée par (Prandtl, 1904 [10]) *couche de frottement* ou *couche limite*.

Prandtl a mis en évidence que les écoulements visqueux peuvent être divisé en deux régions. L'une, loin de la paroi, contrôlée par les forces d'inertie et l'autre, près de la paroi, dominée par la viscosité. Dans le cas d'un fluide incompressible, les équations et les conditions aux limites sont différentes pour les deux cas (fluide parfait ou réel). S'il s'agit d'un fluide parfait, les équations du mouvement sont celles d'Euler et les conditions aux limites

associées admettent un glissement des particules sur les parois solides. D'autre part, les équations du mouvement qui régissent un fluide réel sont celles de *Navier-Stokes* (équations d'Euler + le terme  $\mu\Delta\vec{V}$ ) associées à la condition d'*adhérence* à la paroi.

Sur la figure 1.1 est illustré l'écoulement autour d'un profil aérodynamique symétrique à incidence nulle dans un canal hydrodynamique. Des particules d'aluminium ont été saupoudrées sur la surface de l'eau pour rendre visible les lignes de courant. La longueur de chaque série de particules est proportionnelle à la vitesse d'écoulement de fluide. On peut observer la mise en évidence d'une couche mince d'écoulement retardé au voisinage de la paroi et qui constitue la couche limite. Cette dernière occupe un domaine d'épaisseur très



FIGURE 1.1 – Visualisation d'un écoulement autour d'une aile symétrique à incidence nulle dans un canal hydrodynamique [11] .

petit ; sa dimension est directement liée à la vitesse de l'écoulement  $U_\infty$ , à la longueur caractéristique du corps  $L$ , à la masse volumique  $\rho$  ainsi qu'à la viscosité dynamique du fluide  $\mu$ . Suite à des études expérimentales sur divers types d'écoulements, Osborn Reynolds [12] a découvert qu'un écoulement de fluide n'est pas affecté par ces paramètres indépendamment, mais seulement par une combinaison entre eux qui est exprimée par le nombre adimensionnel portant son nom (*nombre de Reynolds*<sup>1</sup>) :

$$Re = \frac{\rho U_\infty L}{\mu} \quad (1.1)$$

La théorie de Prandtl, même vieille de plus de 100 ans, reste toujours un sujet d'un grand intérêt de nos jours. En effet, le décollement de la couche limite sur une forme aérodynamique, constitue l'un des principaux phénomènes qui affecte les performances aérodynamiques des véhicules aériens, l'efficacité des turbomachines, etc. Le décollement de l'écoulement sur une aile d'avion conduit à la chute de ses performances aérodynamiques et à la génération de bruit et de vibrations.

Le frottement entre un corps et le fluide environnant est l'une des principales causes de la traînée (traînée de forme). Sur les avions de transport, la traînée de frottement est responsable de 40-60% de la traînée totale de l'appareil ; chaque composant de l'aéronef qu'il soit portant ou non qui est en contact avec l'air extérieur, contribue à la traînée de frottement de l'avion.

Avant de réfléchir au contrôle expérimental de cette couche limite, il est utile de jeter un regard sur l'aspect physique de cette dernière afin de comprendre les conséquences et effets de sa présence.

1. Il est le rapport entre la force d'inertie et la force de viscosité.

### 1.2.1 Principes fondamentaux de la couche limite

#### – Équations de la couche limite

La formulation mathématique des expressions générales des équations de continuité (équation 1.2) et de Navier-Stokes (équation 1.3) en forme vectorielle dans le cas d'un fluide incompressible dans le champ de pesanteur s'écrit comme suit [1] :

$$\operatorname{div}(\vec{V}) = 0 \quad (1.2)$$

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} = -\nabla \left( \frac{P}{\rho} + gy \right) + \nu \Delta \vec{V} \quad (1.3)$$

Avec :

$\vec{V}$  : vecteur vitesse,  $t$  : variable temps,  $g$  : l'accélération gravitationnelle,  $P$  : la pression et la dernière quantité  $\nu$  est la *viscosité cinématique* directement reliée à la viscosité dynamique et à la masse volumique du fluide par :

$$\nu = \frac{\mu}{\rho} \quad (1.4)$$

#### – Couche limite laminaire sur une plaque plane

Pour le cas simple d'un écoulement autour d'une plaque plane (Figure 1.2), les équations précédentes (équations 1.2 et 1.3) s'écrivent sous la forme suivante en tenant compte au préalable d'un certain nombre d'hypothèses :

- *Écoulement permanent,*
- *Écoulement laminaire dans la couche limite,*
- *Les forces de pesanteur sont négligées,*
- *Écoulement plan et vitesses faiblement inclinées,*
- *Les propriétés physiques du fluide sont constantes.*

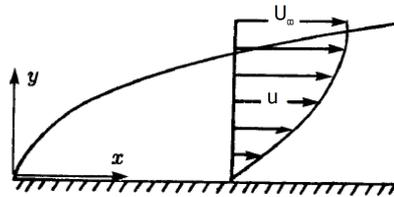


FIGURE 1.2 – Profil de vitesse associé à une couche limite laminaire se développant sur une plaque plane.

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1.5)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \nu \left( \frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \right) \quad (1.6)$$

$$u \frac{\partial v}{\partial x} + v \frac{\partial v}{\partial y} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial y} + \nu \left( \frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} \right) \quad (1.7)$$

Avec :

$$-\frac{1}{\rho} \frac{dP}{dx} = U_\infty \frac{dU_\infty}{dx} \quad (1.8)$$

L'équation précédente s'obtient par différentiation de l'équation de *Bernoulli* suivante :

$$P + \frac{1}{2}\rho U_{\infty}^2 = Cte \quad (1.9)$$

$U_{\infty}$  : Représente la vitesse à la frontière de la couche limite.

***Solution exacte de Blasius :***

Historiquement, le premier cas d'application de la théorie de Prandtl a été discuté par Blasius [13] en 1908. Il s'agit de l'écoulement sur une plaque plane à vitesse extérieure constante, qui représente l'exemple de couche limite le plus simple.

Le développement mathématique de la solution exacte de Blasius est brièvement rappelé dans cette thèse ; plus de détails sont donnés dans la référence [14].

La simplification essentielle apportée est telle que l'écoulement s'effectue sans gradient de pression longitudinal :

$$\frac{dP}{dx} = 0 \quad (1.10)$$

Ce qui nous amène à écrire les équations précédentes (1.5–1.7) sous cette forme :

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (1.11)$$

$$u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} = \nu \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} \quad (1.12)$$

Avec les conditions aux limites associées :

$$\begin{cases} y = 0 & u = v = 0 \\ y \rightarrow \infty & u = U_{\infty} \end{cases}$$

Après une série de développements, le système d'équations aux dérivées partielles est transformé en une équation ordinaire du troisième ordre ; la fonction normalisée  $f(\eta)$  est la solution de cette équation dite de Blasius. Malheureusement, l'équation (1.13) n'est pas intégrable analytiquement. Une résolution numérique s'impose. Parmi les différentes méthodes de résolution numérique existantes, on trouve notamment la méthode de Runge-kutta appliquée par Töpfer en 1912 [15].

$$f f' + 2f''' = 0 \quad (1.13)$$

Associée aux conditions aux limites :

$$\begin{cases} \eta = 0 & f = f' = 0 \\ \eta \rightarrow \infty & f' = 1 \end{cases}$$

La variable normalisée  $\eta$  est telle que :

$$\eta = y \sqrt{\frac{U_{\infty}}{\nu x}} \quad (1.14)$$

La solution de Blasius fournit la distribution de la vitesse longitudinale (équation 1.15) et donne encore la distribution de la vitesse verticale (équation 1.16) respectivement (Figures 1.3.a et 1.3.b). Les composantes  $u$  et  $v$  de la vitesse sont ainsi définies :

$$u = U_{\infty} f'(\eta) \quad (1.15)$$

$$v = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{\nu U_{\infty}}{x}} (\eta f' - f) \quad (1.16)$$

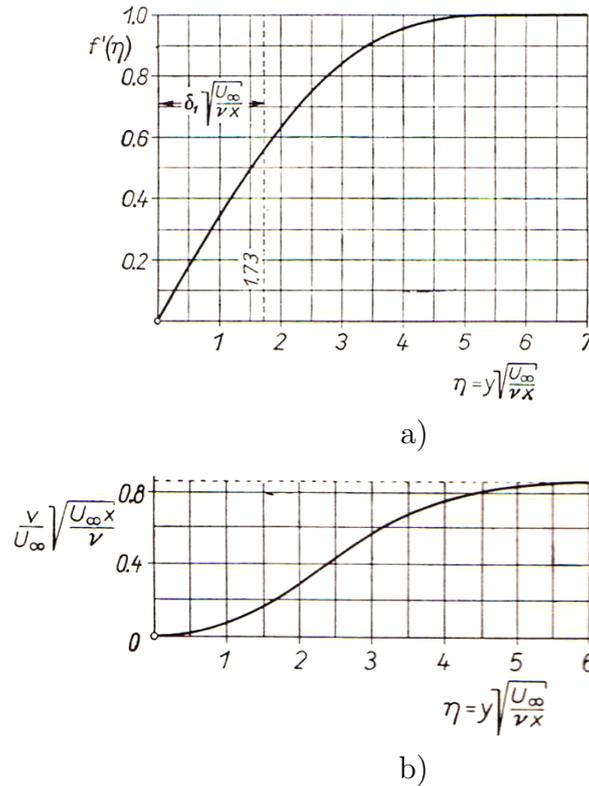


FIGURE 1.3 – a) *Distribution de la vitesse le long de la plaque* [13], b) *Composante de la vitesse transversale dans la couche limite le long d'une plaque plane* [1].

Des mesures [16] et visualisations expérimentales [17] confirment bien l'exactitude de la solution proposée. Dans cette expérience, de l'eau s'écoule à une vitesse de  $9 \text{ cm/s}$  correspondant à un nombre de Reynolds de 500 basé sur la distance à compter du bord d'attaque. Un fil très fin de Tellurium suspendu perpendiculairement à la plaque (à gauche de l'image) est soumis à une impulsion électrique à quelques millisecondes. Une réaction chimique produit un nuage colloïdal<sup>2</sup> mince avec l'écoulement adjacent puis photographié un moment plus tard pour illustrer le profil de vitesse (Figure 1.4).

*Estimation de l'épaisseur de la couche limite :*

Il est impossible d'indiquer l'épaisseur de la couche limite de façon non ambiguë parce que l'influence de la viscosité dans cette couche diminue asymptotiquement vers l'extérieur. La composante parallèle  $u$  augmente progressivement jusqu'à un point où elle correspond à la valeur de la vitesse extérieure  $U_\infty$  ( $f'(\eta) \mapsto 1$ , voir Figure 1.3.a). On définit généralement l'épaisseur de la couche limite,  $\delta$ , la coordonnée  $y$  où le vecteur de vitesse atteint 99% de la valeur de la vitesse  $U_\infty$  (Figure 1.5.a). D'où, l'épaisseur de la couche limite laminaire sur une plaque plane à incidence nulle est définie par :

$$\delta_{99}(x) \approx 5\sqrt{\frac{\nu x}{U_\infty}} \quad (1.17)$$

2. État de dispersion de la matière au sein d'un fluide, caractérisé par des granules de dimension moyenne comprise entre 0.2 et 0.002 micromètre.

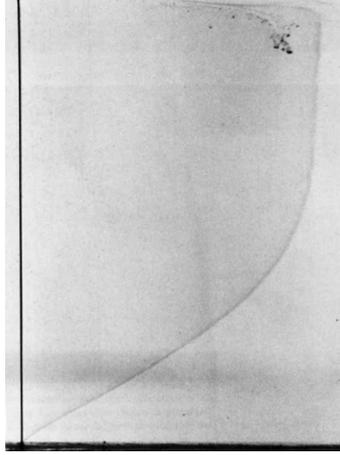


FIGURE 1.4 – Profil de vitesse tangentielle de Blasius d’une couche limite laminaire sur une plaque plane [17].

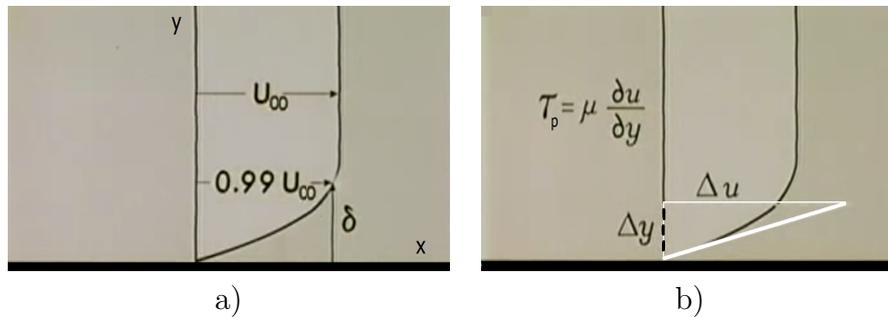


FIGURE 1.5 – a) Définition de l’épaisseur de la couche limite [18], b) Relation de la contrainte de cisaillement au gradient de vitesse à la paroi [18].

#### Frottement pariétal :

La relation liant le gradient de vitesse à la paroi et la contrainte de cisaillement  $\tau_p$  (Figure 1.5.b) est initialement proposée par *Newton* puis confirmée par des expériences menées par *Poiseuille* en 1844 [19]. Les observations expérimentales ont montré que la contrainte de cisaillement locale décroît le long de la plaque ; son expression est donnée par l’équation 1.18 suivie du coefficient de frottement local  $C_f(x)$  :

$$\tau_p(x) = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} \quad (1.18)$$

$$C_f(x) = \frac{\tau_p(x)}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (1.19)$$

L’évaluation numérique de la contrainte de cisaillement locale à la paroi est donnée par :

$$\tau_0(x) = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} = \mu U_\infty \sqrt{\frac{U_\infty}{\nu x}} f''(0) \quad (1.20)$$

Howarth [20], donne la valeur de  $f''(0) = 0.332$ .

D’où, le coefficient de frottement :

$$C_f(x) = \frac{0.664}{\sqrt{Re_x}} \quad (1.21)$$

Le coefficient de frottement total pour un côté d'une plaque plane est alors donné par :

$$\begin{aligned} C_F &= \frac{1}{x} \int_0^x C_f dx = \frac{1}{x} \int_0^x \frac{0.664}{\sqrt{x}} \sqrt{\frac{\mu}{\rho U_\infty}} dx \\ C_F &= \frac{1}{x} \left( 1.328 \sqrt{\frac{\mu x}{\rho U_\infty}} \right) = \frac{1.328}{\sqrt{Re_x}} \end{aligned} \quad (1.22)$$

Dans la littérature, l'épaisseur de la couche limite n'est pas très utilisée pour caractériser une couche limite, mais nous rencontrons d'autres grandeurs beaucoup plus significatives, à savoir : l'épaisseur de déplacement  $\delta_1$ , l'épaisseur de quantité de mouvement  $\delta_2$  ainsi que le facteur de forme  $H_{12}$ . Les expressions mathématiques de ces grandeurs sont explicitées ci-dessous, elles sont applicables à la fois sur les couches limites laminaires et turbulentes.

*Épaisseur de déplacement :*

Comme déjà dit, l'épaisseur de la couche limite a été introduite de façon arbitraire. L'épaisseur de déplacement indique la distance sur laquelle les lignes de courant extérieures sont décalées en raison de la formation de la couche limite. Son expression est donnée par :

$$\delta_1 = \int_{y=0}^{\infty} \left( 1 - \frac{u}{U_\infty} \right) dy \quad (1.23)$$

Sur la figure 1.3.a, la solution exacte proposée par [20] de la valeur de  $\delta_1$  pour le cas de l'écoulement laminaire est évaluée pour  $\eta \approx 1.73$ .

*Épaisseur de quantité de mouvement :*

Une autre quantité similaire à l'épaisseur de déplacement qui tient compte de la perte de quantité de mouvement dans la couche limite, est dite épaisseur de quantité de mouvement,  $\delta_2$ , et peut être calculée à partir de :

$$\delta_2 = \int_{y=0}^{\infty} \frac{u}{U_\infty} \left( 1 - \frac{u}{U_\infty} \right) dy \quad (1.24)$$

*Facteur de forme :*

L'utilisation du facteur de forme  $H_{12}$  nous informe sur l'état de la couche limite. Il permet la détermination des positions de décollement de la couche laminaire et de sa transition laminaire-turbulent. Son expression est donnée par la relation suivante :

$$H_{12} = \frac{\delta_1}{\delta_2} \quad (1.25)$$

*Critères de décollement d'une couche limite laminaire :*

L'hypothèse d'incompressibilité ne signifie pas que la pression statique est constante. Dans l'écoulement extérieur, elle varie en général d'un point à un autre et elle est liée à la vitesse par l'intermédiaire des équations d'Euler. Dans la couche limite, elle est constante suivant une normale à la paroi, mais elle varie en général suivant la direction longitudinale.

La pression à l'intérieur de la couche limite est très peu différente de la pression externe. Ainsi, la décélération de l'écoulement externe conduit à l'existence d'un gradient de pression adverse, qui s'oppose à l'écoulement dans la couche limite. Si ce gradient de pression est suffisamment fort, il peut inverser l'écoulement et provoquer le décollement de la couche limite.

Le décollement d'une couche limite laminaire est défini en un point pour lequel le profil de vitesse part normalement à la paroi, ce point est caractérisé par :

$$\tau_0(x) = \mu \left( \frac{\partial u}{\partial y} \right)_{y=0} = 0 \quad (1.26)$$

La couche limite laminaire supporte seulement un très faible gradient de pression adverse ; la condition de décollement est réalisée pour la valeur de  $H_{12} = 3.50$  d'après Thwaites [21].

### – Transition Laminaire-turbulent

Le processus qui permet le passage de l'écoulement d'une couche limite laminaire vers une couche limite turbulente est connu comme la *transition laminaire-turbulent*. Des investigations expérimentales portant sur l'étude de cette transition ont été réalisées : [22] et [23] en 1924 puis [24] en 1928. La transition de l'écoulement laminaire vers le turbulent dans la couche limite devient plus perceptible par une augmentation soudaine et importante de l'épaisseur de la couche limite et de la contrainte de cisaillement près de la paroi. L'évolution de l'épaisseur de la couche limite en fonction du nombre de Reynolds est représentée sur la figure 1.6. On peut remarquer que l'épaisseur de la couche limite adimensionnée par  $\delta \sqrt{\frac{U_\infty}{\nu x}}$  est constante pour l'écoulement laminaire et prend une valeur approximativement égale à 5. A partir d'une valeur critique du nombre de Reynolds qu'on définit par :

$$Re_{x,crit} = \left( \frac{\rho U_\infty x}{\mu} \right)_{crit} \quad (1.27)$$

l'évolution de la courbe change de tendance décrivant ainsi une très forte hausse ; cela indique que l'écoulement a subi un changement de régime (Laminaire  $\mapsto$  Turbulent). Le processus de la transition est extrêmement complexe et demeure à l'heure actuelle non encore entièrement compris. Cependant, avec le résultat de plusieurs décennies de recherches intensives, certaines caractéristiques sont devenues peu à peu évidentes, et il est connu que le processus se déroule à travers une série d'étapes tel que résumé sur la figure 1.7. Les instabilités de l'écoulement laminaire sont à l'origine de la transition laminaire-turbulent. La signification des différentes étapes est explicitée comme suit [25] :

- Etape (1) : *développement d'une couche limite laminaire stable à partir du bord d'attaque de la plaque plane* (Figure 1.8.a).
- Etape (2) : *instabilité de la couche limite laminaire vis-à-vis de perturbations infiniment petites de type ondes de Tollmien-Schlichting<sup>3</sup> "T-S"* (Figure 1.8.b).
- Etape (3) : *développement de l'instabilité de la couche limite laminaire, procurant un caractère tridimensionnel des ondes de Tollmien-Schlichting avec création de la vorticité* (Figure 1.8.c).
- Etape (4) : * clatement des tourbillons*.
- Etape (5) : *formation de spots turbulents dans des endroits où les fluctuations de vitesse sont importantes* (Figure 1.8.d).
- Etape (6) : *amplification de la taille des spots engendre un écoulement turbulent entièrement développé*.

---

3. Ces ondes, initialement découvertes par Ludwig Prandtl, ont encore été étudiées par deux de ses anciens élèves, Walter Tollmien et Hermann Schlichting, d'où leurs noms associés au phénomène.

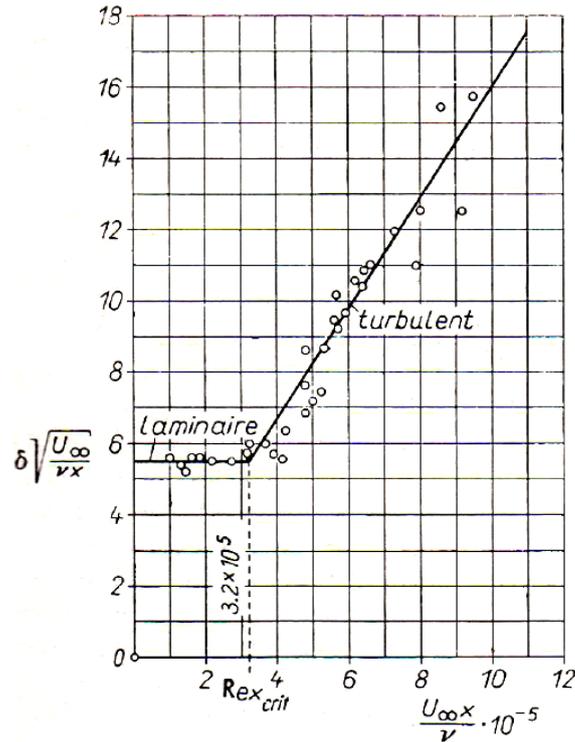


FIGURE 1.6 – Évolution de l'épaisseur de la couche limite en fonction du nombre de Reynolds local le long d'une plaque plane [24].

### – Couche limite Turbulente

Le traitement de la couche limite turbulente est beaucoup plus difficile en raison de la variation en fonction du temps des propriétés de l'écoulement. La décomposition de Reynolds est l'une des techniques les plus utilisées dans le cas des écoulements turbulents. Les propriétés de l'écoulement instantané sont décomposées en une valeur moyenne et une valeur fluctuante. Dans le cas où l'écoulement moyen est bidimensionnel, il vient :

$$\begin{cases} u = \bar{u}(x, y) + u' \\ v = \bar{v}(x, y) + v' \\ w = w' \end{cases}$$

Les équations de *Navier-Stokes* s'écrivent comme suit :

$$\bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{u}^2}{\partial x} + \frac{\partial \bar{u}'v'}{\partial y} + \frac{\partial \bar{u}'w'}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial x} + \nu \left( \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{u}}{\partial y^2} \right) \quad (1.28)$$

$$\bar{u} \frac{\partial \bar{v}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} + \frac{\partial \bar{u}'v'}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}^2}{\partial y} + \frac{\partial \bar{v}'w'}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial y} + \nu \left( \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 \bar{v}}{\partial y^2} \right) \quad (1.29)$$

$$\frac{\partial \bar{u}'w'}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}'w'}{\partial y} + \frac{\partial \bar{w}^2}{\partial z} = -\frac{1}{\rho} \frac{\partial \bar{P}}{\partial z} \quad (1.30)$$

Complétées par l'équation de continuité suivante :

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

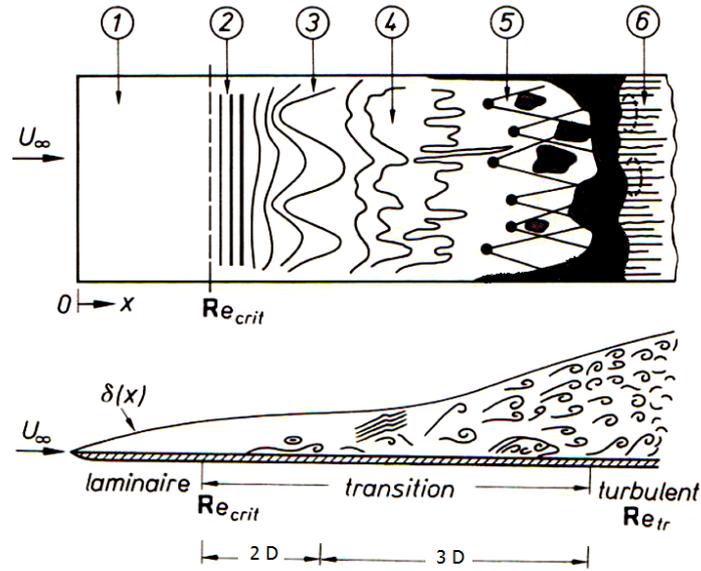


FIGURE 1.7 – Représentation schématique des différentes zones régissant la transition sur une plaque plane à incidence nulle [25].

En appliquant quelques hypothèses simplificatrices [14], les équations de *Navier-Stokes* pour un écoulement turbulent peuvent être réduites à la forme suivante :

$$\bar{u} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \bar{v} \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = U_\infty \frac{\partial U_\infty}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial \tau}{\partial y} \quad (1.31)$$

$$\frac{\partial \bar{u}}{\partial x} + \frac{\partial \bar{v}}{\partial y} = 0 \quad (1.32)$$

Avec :  $\tau = \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} - \rho \overline{u'v'}$ , le terme  $\overline{u'v'}$  symbolise une tension de Reynolds. La présence du terme inconnu de la contrainte de Reynolds rend la recherche de la solution exacte du système d'équations précédent au même titre que la couche limite laminaire impossible. Il est nécessaire de faire appel aux modèles de turbulences. Différents modèles de turbulences ont été développés ces dernières années et implémentés sur des codes de calculs numériques CFD<sup>4</sup> dans le but d'exprimer la contrainte de Reynolds à travers la dérivation des variables du fluide. Néanmoins, le manque de précision et la non généralisation de ces modèles constituent la contrainte majeure relative au succès de la prédiction des propriétés des écoulements turbulents.

### **Structure de la couche limite turbulente :**

Même avec les simplifications apportées aux équations, il n'y a pas de solution exacte pour la couche limite turbulente. Très près de la paroi, le cisaillement visqueux domine. Ludwig Prandtl déduit que la vitesse moyenne dans cette région doit dépendre de la contrainte de cisaillement pariétale, des propriétés physiques du fluide ainsi que de la distance  $y$  à partir de la paroi. Ainsi,  $\bar{u}$  est une fonction de  $(\tau_w, \rho, \mu, y)$ . A un premier ordre, le profil

4. Computational Fluid Dynamics.

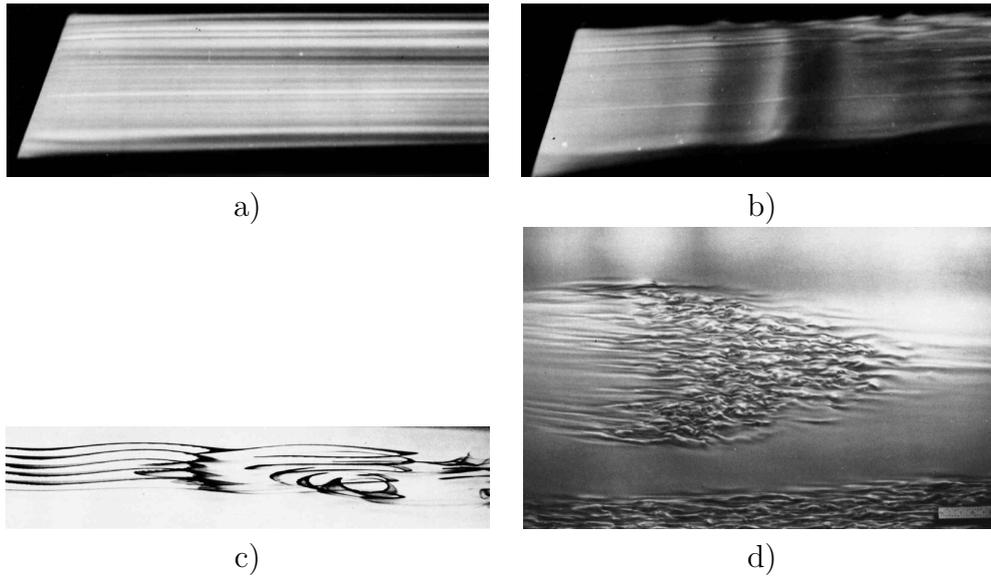


FIGURE 1.8 – a) Couche limite laminaire autour d'une plaque plane [26], b) Apparence des ondes de Tollmien-Schlichting bidimensionnelles [26], c) Transition des ondes de T-S bidimensionnelles à gauche de l'image vers le caractère tridimensionnels à droite [17], d) Mise en évidence des spots turbulents [27].

de vitesse est linéaire ; autrement dit,  $\bar{u}$  est proportionnel à  $y$ . Ainsi,

$$\tau_w = \mu \frac{\partial \bar{u}}{\partial y} = \mu \frac{\bar{u}}{y} \quad (1.33)$$

On définit également,

$$u^+ = \frac{\bar{u}}{u_\tau} \quad (1.34)$$

et

$$y^+ = \frac{y u_\tau}{\nu} \quad (1.35)$$

Où  $u_\tau$  est la vitesse de frottement à la paroi ; son expression est donnée par :

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (1.36)$$

En remplaçant ces définitions dans l'équation 1.33, nous obtenons :

$$\tau_w = \mu \frac{u^+ u_\tau}{(\nu y^+) / u_\tau} = (u^+ / y^+) \rho u_\tau^2 \quad (1.37)$$

En introduisant la définition de  $u_\tau$  de l'équation 1.36 dans l'équation précédente, il est clair que la loi de paroi

$$u^+ = y^+ \quad (1.38)$$

prend une forme linéaire. Elle s'applique dans le domaine compris entre  $0 \leq y^+ \leq 5$  à 10. Von Kármán [28] déduit que dans la zone externe d'une couche limite turbulente, la vitesse moyenne  $\bar{u}$  est déterminée au dessous de la valeur de la vitesse  $U_\infty$  d'une manière qu'elle soit indépendante de la viscosité, mais dépendante de la contrainte de cisaillement

pariétale et de la distance  $y$  sur laquelle ses effets sont diffusés. Ainsi, la vitesse déficitaire ( $U_\infty - \bar{u}$ ) pour la zone externe est fonction de  $(\tau_w, \rho, y, \delta)$ , sa loi est donnée par :

$$\frac{U_\infty - \bar{u}}{u_\tau} = g\left(\frac{y}{\delta}\right) \quad (1.39)$$

La zone externe de la couche limite turbulente occupe 80 à 90% de l'épaisseur de la couche limite [29].

Dans la zone interne de la couche limite turbulente, Prandtl déduit que la vitesse moyenne  $\bar{u}$  dépend de  $(\tau_w, \rho, \mu, y)$ . Spécifiquement :

$$\frac{\bar{u}}{u_\tau} = f\left[\left(\frac{y}{\delta}\right)\left(\frac{\delta u_\tau}{\nu}\right)\right] \quad (1.40)$$

L'expérience montre qu'il existe une région où les deux expressions (interne et externe) s'appliquent simultanément. Dans cette région dite de *recouvrement*, on doit avoir :

$$\frac{\bar{u}}{u_\tau} = \frac{u_\infty}{u_\tau} - g\left(\frac{y}{\delta}\right) \quad (1.41)$$

Par conséquent, la vitesse est donnée par :

$$u^+ = \frac{1}{\kappa} \log y^+ + B \quad (1.42)$$

La corrélation de vitesse est valide seulement dans les régions où la contrainte de cisaillement laminaire peut être négligée devant la contrainte turbulente. Ainsi, l'écoulement dans la région comprise entre  $30 \leq y^+ \leq 500$  est complètement turbulent. L'écoulement dans la région externe est donnée par l'expression :

$$\frac{U_\infty - \bar{u}}{u_\tau} = -\frac{1}{\kappa} \log \frac{y}{\delta} + A \quad (1.43)$$

$A, B$  et  $\kappa$  sont des paramètres adimensionnels (avec  $\kappa$  la constante de *Von Kármán*).

La figure 1.9 représente la superposition de différentes mesures expérimentales effectuées par divers auteurs munie d'une nomenclature précisant la distribution universelle des vitesses dans la couche limite au voisinage d'une paroi lisse.

*Effet de la rugosité de paroi :*

Pour permettre de vérifier l'effet de la présence des rugosités de paroi sur la distribution universelle de vitesse dans une couche limite turbulente, plusieurs auteurs ont examiné de près ce problème. Bettermann [30] réalise une investigation expérimentale des profils de vitesse et de température le long de plaques rendues rugueuses par fraisage de traverses de section carrée ou arrondie, perpendiculaires à la direction de l'écoulement (Figure 1.10.a). Les résultats du profil des vitesses de la partie interne obtenus après application des rugosités de paroi sont comparés avec ceux obtenus dans le cas d'une paroi lisse étudiée par Brunello [31]. Le profil des vitesses pour la plaque lisse sans gradient de pression donné par Brunello est exprimé par :

$$\frac{\bar{u}}{u_\tau} = 5.6 \log \left(\frac{yu_\tau}{\nu}\right) + 5.2 \quad (1.44)$$

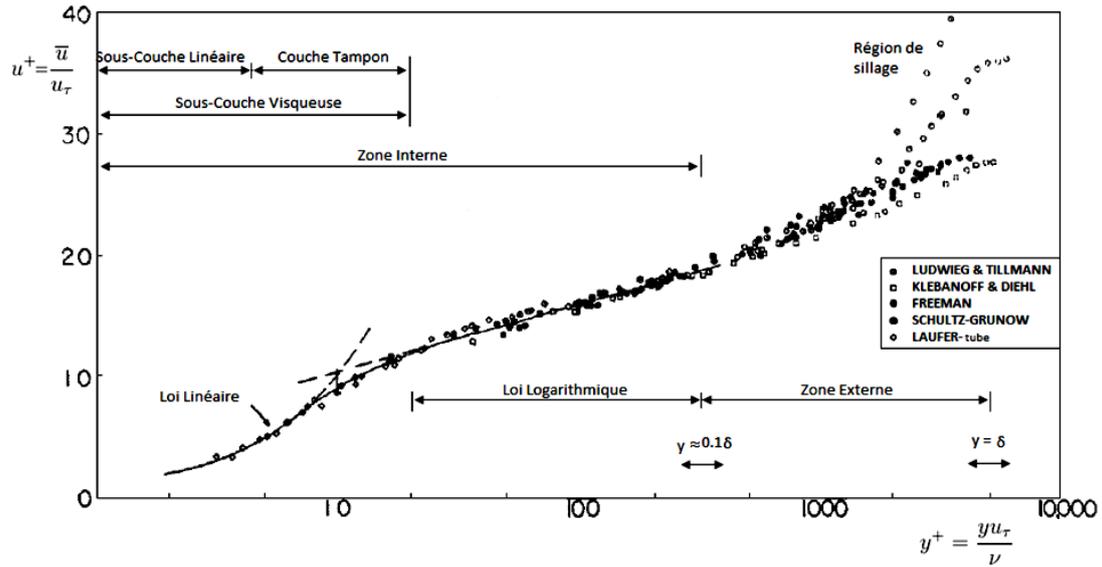


FIGURE 1.9 – Distribution universelle des vitesses dans la couche limite turbulente [29].

Sur la figure 1.10.b, il est évident que l'équation proposée par [32] caractérisant l'écoulement aérodynamiquement rugueux est vérifiée. Il a montré que dans ces conditions, la partie rectiligne du profil des vitesses en coordonnées semi-logarithmiques doit se déplacer parallèlement à elle-même, vers le bas, d'une grandeur caractérisant l'effet de la rugosité  $\frac{\Delta \bar{u}}{u_\tau}$  (cette grandeur dépend du nombre de Reynolds  $\frac{\xi u_\tau}{\nu}$  avec  $\xi$  la hauteur de la rugosité) ; l'expression de cette équation est donnée par :

$$\frac{\bar{u}}{u_\tau} = 5.6 \log \left( \frac{y u_\tau}{\nu} \right) + 5.2 - \frac{\Delta \bar{u}}{u_\tau} \quad (1.45)$$

D'après Clauser [29], la région régie par la loi déficitaire sous la forme :

$$\frac{U_\infty - \bar{u}}{u_\tau} = g \left( \frac{y}{\delta_1} \sqrt{\frac{C_f}{2}} \right) \quad (1.46)$$

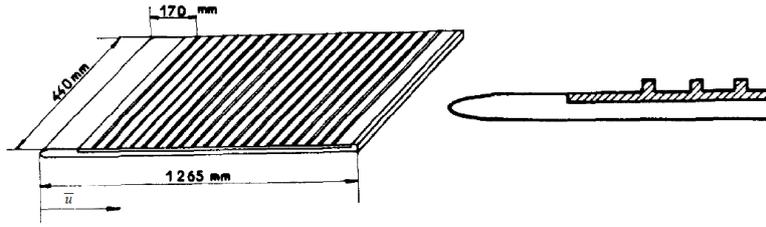
est universelle pour la plaque rugueuse ainsi que pour la plaque lisse, et ce, quels que soient le nombre de Reynolds et la rugosité. Bettermann [30] propose une relation qui permet d'écrire le coefficient de frottement local pour les plaques rugueuses sous la forme :

$$\sqrt{\left[ \frac{2}{C_f} \right]} = 5.6 \log \frac{\delta_1}{\xi} \sqrt{\left[ \frac{2}{C_f} \right]} + 22.15 (1 - 1.28 \log \epsilon) \quad (1.47)$$

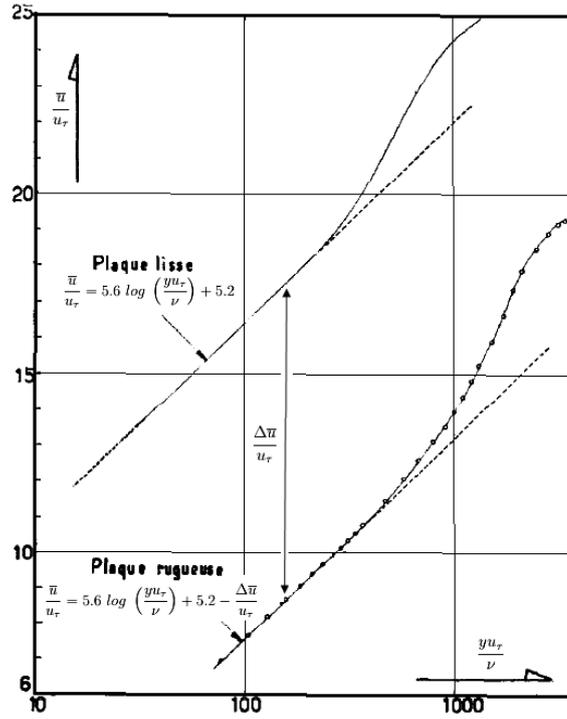
Avec  $\epsilon$  le rapport entre le pas et la hauteur de la rugosité.

*Coefficient de frottement de l'écoulement turbulent :*

L'expression de l'écoulement turbulent autour de toute la surface d'une plaque plane lisse



a)



b)

FIGURE 1.10 – a) Schéma de la plaque rugueuse utilisée par [30], b) Profil de vitesses sur une plaque rugueuse [30].

de longueur  $x$  est donnée par [33] :

$$C_F = \frac{F}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 x} = \frac{0.036 \rho U_\infty^2 x \left(\frac{\mu}{\rho U_\infty x}\right)^{\frac{1}{5}}}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 x} \quad (1.48)$$

$$C_F = 0.072 Re_x^{-\frac{1}{5}} \quad (1.49)$$

*Épaisseur de la couche limite turbulente :*

L'épaisseur d'une couche limite turbulente est donnée par [33] :

$$\delta = 0.37 \left(\frac{\mu}{\rho U_\infty}\right)^{\frac{1}{5}} x^{\frac{4}{5}} = 0.37 \frac{x}{Re_x^{\frac{1}{5}}} \quad (1.50)$$

*Critères de décollement d'une couche limite turbulente :*

Sandborn et al [34] ont souligné que le décollement bidimensionnel d'un écoulement tur-

bulent n'est pas un simple phénomène, mais plutôt un processus (une transition d'un écoulement attaché vers un écoulement décollé). En effet, le décollement turbulent se produit le long d'une zone et non suivant une simple ligne normale à l'écoulement comme dans le cas laminaire (Figure 1.11.a). Sur la figure 1.11.b, on peut distinguer trois zones quelque peu arbitraires, (A, B et C).

- (A) : début de recensement de l'écoulement de retour mesurable en proche paroi.
- (B) : zone de décollement naissant ; dans cette zone l'épaisseur de déplacement  $\delta_1$  commence à croître rapidement.
- (C) : position de décollement complet où le coefficient de frottement moyen devient égal à zéro.

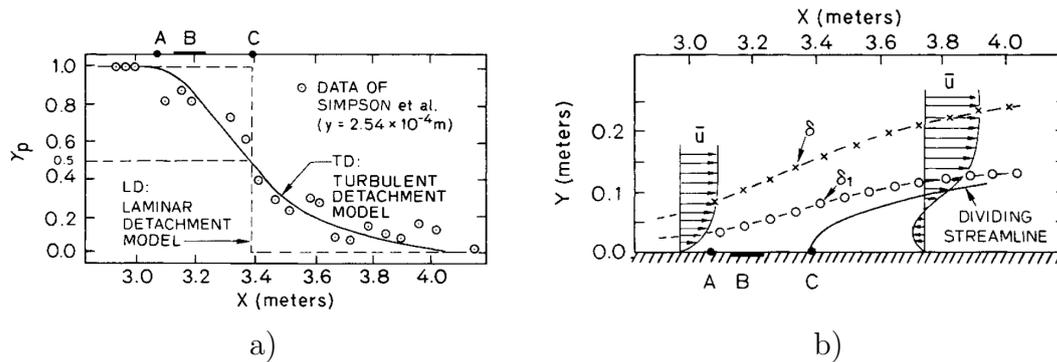


FIGURE 1.11 – Représentation schématique du décollement bidimensionnel [35],  $\odot$  : Résultats de Simpson et al [36],  $\gamma_p$  représente la fraction de la quantité de fluide dans la sous-couche visqueuse.

Sur le tableau 1.1, nous présentons un récapitulatif des différents états d'écoulement (Laminaire et Turbulent) avec les critères régissant leur décollements. On définit aussi un autre facteur introduit par Kline et al [35],

$$h = \frac{H_{12} - 1}{H_{12}} \quad (1.51)$$

qui permet en plus de la distinction des zones laminaires et turbulentes, de caractériser des décollements naissants et pleinement développés. Le seuil de décollement de la couche limite turbulente proposée par Bradshaw en 1969 [37] reste approprié comparé aux limites présentées par Kline et al [35].

TABLE 1.1 – Critères de décollement de la couche limite.

Régime d'écoulement	Etat	$h$	$H_{12}$	$C_f$	Référence
<i>Laminaire</i>	Couche limite se développant en l'absence de gradient de pression.	$\approx 0.62$	$\approx 2.6$	/	/
	Seuil de décollement de la couche limite.	0.71	3.5	0	Thwaites [21]
<i>Turbulent</i>	Couche limite attachée.	$< 0.55$	$< 2.2$	$> 0.0$	Kline et al [35]
	Décollement naissant.	0.63	2.7	$> 0.0$	
	Décollement complet.	0.75	4.0	0.0	
	Région séparée.	$> 0.75$	$> 4.0$	$< 0.0$	

### 1.3 Conclusion

Dans le cadre de ce chapitre, des rappels théoriques ont porté sur les couches limites (laminaire et turbulente) ainsi que les différents critères régissant les écoulements laminaires, turbulents et décollés avec la prise en compte de la zone de transition.

Ces notions permettent une meilleure compréhension du phénomène physique et constituent une approche méthodique en vue d'appliquer le contrôle de décollement proprement dit.

# Chapitre 2

## Profils aérodynamiques

### 2.1 Introduction

La définition de profils d'ailes d'usage courant permet la détermination de leurs caractéristiques géométriques, d'effectuer l'inventaire des efforts s'exerçant sur un profil aérodynamique, de déterminer les paramètres régissant la transition de la couche limite sur un profil, etc.

Aujourd'hui, la majorité des profils utilisés dans l'industrie aéronautique sont de type NACA ou d'autres profils fortement influencés par les investigations réalisées par cet organisme. Pour cette raison, une attention particulière est accordée uniquement aux familles de cette catégorie. Ces profils présentent une classification variée qui est explicitée plus largement au niveau de ce chapitre.

### 2.2 Paramètres caractéristiques des profils aérodynamiques

Le contour géométrique qu'on obtient par la coupe verticale d'une aile d'avion est appelé *profil aérodynamique*. La forme du profil est une caractéristique essentielle d'une aile et influe de façon prépondérante sur les propriétés aérodynamiques et les performances d'un avion.

Jusqu'à son remplacement par la N.A.S.A (NATIONAL AERONAUTICS AND SPACE ADMINISTRATION) en 1958, le N.A.C.A (NATIONAL ADVISORY COMMITTEE FOR AERONAUTICS) a étudié de nombreux profils dont les caractéristiques ont été rendues publiques. Depuis d'autres sont venus s'ajouter pour fournir une bibliothèque très complète de profils bien connus.

La portance générée et les caractéristiques de décrochage dépendent fortement de la géométrie des sections qui composent l'aile. Les paramètres géométriques qui ont un effet important sur les caractéristiques aérodynamiques d'un profil aérodynamique comprennent (Figure 2.1) :

- Le rayon de bord d'attaque,
- La corde moyenne,
- L'angle de bord de fuite,
- L'épaisseur maximale ainsi que la distribution de l'épaisseur.

La description détaillée de l'effet de chaque paramètre est développée ci-dessous :

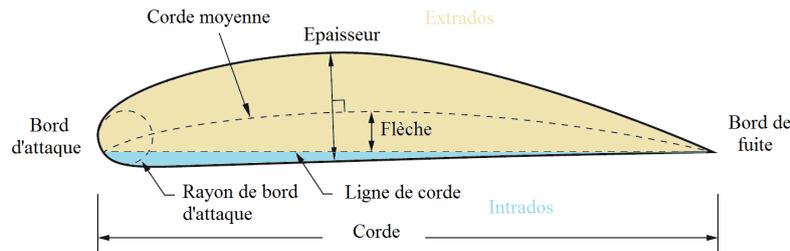


FIGURE 2.1 – Nomenclature d'un profil aérodynamique.

#### *Effet du rayon de bord d'attaque :*

Il est défini comme étant le rayon du cercle centré sur une ligne tangente à la première cambrure de bord d'attaque reliant tangentiellement des points de la partie inférieure et supérieure du profil avec le bord d'attaque. Il a un effet significatif sur la séparation de la couche limite ou le décrochage caractéristique d'un profil aérodynamique.

#### *Effet de la corde moyenne :*

Le lieu des points équidistants entre l'intrados et l'extrados définit la ligne moyenne. La forme de cette ligne est très importante pour déterminer les caractéristiques aérodynamiques d'un profil. Dans un écoulement subsonique, les profils cambrés génèrent de la portance même à incidence nulle contrairement aux profils symétriques. Ainsi une portance nulle est obtenue lorsque le profil cambré est porté à une certaine incidence négative.

#### *Effet de l'angle du bord de fuite :*

Une aile en mouvement développe et subit des forces de différentes natures (*portance, traînée, force de propulsion, force de gravité, ...*). Ces forces agissent à une certaine distance par rapport à un point fixé arbitrairement appelé *foyer aérodynamique* situé théoriquement au quart de la corde moyenne. Cette position est affectée par l'angle du bord de fuite du profil.

#### *Effet de l'épaisseur maximale et de la distribution de l'épaisseur :*

L'épaisseur maximale influence amplement les caractéristiques aérodynamiques d'un profil. Le coefficient de portance maximale augmente au fur et à mesure que l'épaisseur maximale du profil aérodynamique augmente. La distribution de l'épaisseur pour une surface portante affecte la répartition de la pression et la nature de la couche limite. En déplaçant de point d'épaisseur maximale vers l'arrière, le gradient de vitesse (et donc le gradient de pression) favorise la stabilité de la couche limite et augmente la possibilité que la couche limite reste laminaire. Ces couches limites laminaires produisent moins de traînée de frottement que les couches limites turbulentes, mais sont également plus susceptibles de se séparer sous l'influence d'un gradient de pression adverse.

## 2.3 Écoulement autour d'un profil

#### *Forces aérodynamiques :*

Le mouvement de l'air autour d'une aile produit des variations de pression et de vitesse

qui génèrent les forces et les moments aérodynamiques.

L'aile soutient l'avion au moyen d'une force de *portance* définie comme étant la composante de force agissant dans le plan de symétrie dans une direction perpendiculaire à la ligne de vol (Figure 2.2).

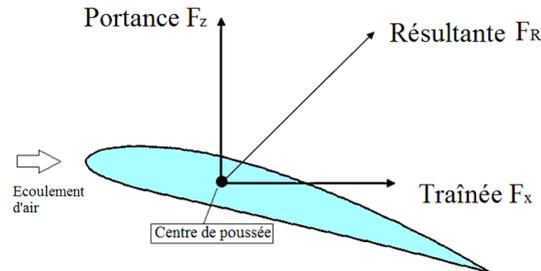


FIGURE 2.2 – Forces aérodynamiques exercées sur un profil.

En plus de la portance, la force aérodynamique nette agissant dans le même sens que la vitesse d'écoulement non perturbé est appelée *traînée*. La traînée aérodynamique est produite par les forces de pression et de forces de frottement qui agissent sur la surface. Le produit de la composante de la force latérale perpendiculaire à la fois à la portance ainsi qu'à la traînée par une distance donne un moment qui a tendance à changer l'angle d'attaque de l'aile ; il est en conséquence appelé *moment de tangage*.

Ces forces tendent à varier directement avec la masse volumique de l'air  $\rho$ , la surface de l'aile  $S = e \times L$  (avec  $e$  : l'envergure du profil et  $L$  sa longueur) ainsi qu'avec le carré de la vitesse à l'infini amont  $U_\infty^2$ . Il est donc plus commode d'exprimer ces forces en termes de coefficients sans dimension :

$$C_L = \frac{F_z}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S} \quad (2.1)$$

$$C_D = \frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 S} \quad (2.2)$$

$$C_M = \frac{M_t}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2 L S} \quad (2.3)$$

*Coefficient de pression :*

Le coefficient de pression est un paramètre sans dimension utilisé pour caractériser le champ de pression en tout point de l'écoulement ; son expression est donnée par :

$$C_P = \frac{P - P_0}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} \quad (2.4)$$

Avec :  $P$  : Pression statique à la paroi,  $P_0$  : Pression de référence à l'infini amont.

## 2.4 Familles de profils NACA

<sup>1</sup> Les tests effectués à *Göttingen* en Allemagne pendant la I<sup>ère</sup> guerre mondiale ont beaucoup contribué au développement des profils aérodynamiques modernes. Jusqu'à en-

1. Le développement de cette section est inspiré du livre de Abbott [33]

viron la II<sup>ème</sup> guerre mondiale, la plupart des profils d'aile d'usage courant ont été obtenus plus au moins sur la base des travaux de *Göttingen*. Pendant cette période, de nombreuses familles de profils ont été testées dans les laboratoires de différents pays mais les travaux réalisés par le NACA étaient exceptionnels. Aujourd'hui, la majorité des profils utilisés dans l'industrie aéronautique sont de ce type ou d'autres profils fortement influencés par les recherches réalisées par le NACA. Ces profils présentent une classification variée comprenant :

*Famille de profils à quatre chiffres :*

La première famille de profils conçus en utilisant l'approche de la séparation des effets de la cambrure et de la distribution de l'épaisseur est connue comme la série NACA à quatre chiffres.

- Le premier chiffre indique la cambrure maximale ( $m$ ) en pourcentage de la corde,
- Le second indique la position de la cambrure maximale ( $p$ ) en dixièmes de corde,
- Les deux derniers chiffres fournissent l'épaisseur maximale ( $\zeta$ ) de la surface portante en pourcentage de corde.

A titre d'exemple, le profil NACA **3412** a une épaisseur maximale de **12%** avec une cambrure maximale de **3%** de la corde située à **40%** de la corde.

Les coordonnées de la partie intrados et extrados d'un profil complet (Figure 2.3) peuvent être calculées en utilisant ces équations :

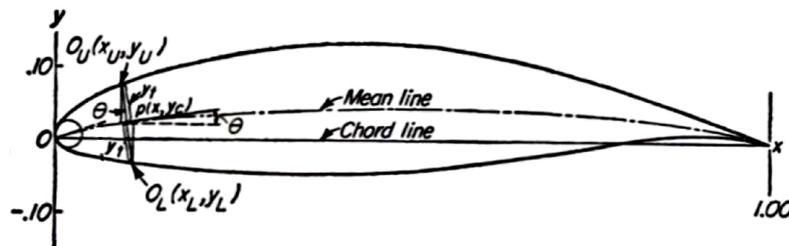


FIGURE 2.3 – Les différents paramètres géométriques régissant les coordonnées d'un profil NACA.

- Les coordonnées de la ligne moyenne peuvent être calculées à travers ces expressions en introduisant les valeurs de  $m$ ,  $p$  et  $x$  pour un profil donné,

$$\begin{cases} y_C = \frac{m}{p^2} (2px - x^2) & , x \text{ variant entre } 0 \text{ et } p \\ y_C = \frac{m}{(1-p)^2} [(1-2p) + 2px - x^2] & , x \text{ variant entre } p \text{ et } C \end{cases}$$

- Le calcul de la distribution de l'épaisseur au-dessus (+) et en dessous (-) de la ligne moyenne est donnée par l'équation suivante en introduisant la valeur de  $\zeta$  pour chacune des coordonnées  $x$ ,

$$\pm y_\zeta = \frac{\zeta}{0.2} (0.29690\sqrt{x} - 0.12600x - 0.35160x^2 + 0.2843x^3 - 0.10150x^4) \quad (2.5)$$

Avec :

$\zeta$  : l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde, à peu près équivalent à un cylindre

de rayon :

$$r = 1.1019\zeta^2 \quad (2.6)$$

Enfin, les coordonnées finales de la surface inférieure et supérieure du profil sont données comme suit :

$$x_L = x + y_\zeta \sin\theta \quad (2.7)$$

$$x_U = x - y_\zeta \sin\theta \quad (2.8)$$

$$y_L = y_C - y_\zeta \cos\theta \quad (2.9)$$

$$y_U = y_C + y_\zeta \cos\theta \quad (2.10)$$

Avec :  $\theta = \arctan\left(\frac{dy_C}{dx_C}\right)$ .

*Famille de profils à cinq chiffres :*

Les coordonnées de la distribution de la cambrure moyenne pour chaque position de  $x$  peuvent être obtenues par le biais des expressions ci-dessous. Avec la connaissance préalable de la position de la cambrure maximale, on peut facilement déterminer les valeurs des inconnus  $m$  et  $k_1$  à travers le tableau 2.1 suivant :

TABLE 2.1 – Valeurs des variables  $m$  et  $k_1$  [33].

Position de la cambrure max ( $p$ )	$m$	$k_1$
0.05	0.0580	361.4
0.10	0.1260	51.64
0.15	0.2025	15.957
0.20	0.2900	6.643
0.25	0.3910	3.230

$$\begin{cases} y_C = \frac{k_1}{6} [x^3 - 3mx^2 + m^2(3-m)x] & , \text{ de } x \longrightarrow 0 \text{ à } p \\ y_C = \frac{k_1 m^3}{6} (1-x) & , \text{ de } x \longrightarrow p \text{ à } C \end{cases}$$

La famille de profils à cinq chiffres utilise les mêmes expressions pour le calcul de la distribution de l'épaisseur de la ligne moyenne (équation 2.5) ainsi que les coordonnées finales du profil (équations 2.7 - 2.10). Dans cette famille, cinq chiffres caractérisent un profil donné. A titre d'exemple, le profil NACA **23012** est codifié comme suit :

- Le premier chiffre multiplié par  $\frac{3}{2}$  donne le coefficient de portance caractéristique en dixièmes ( $3/2 \times 0.2 = 0.3$ ),
- Les deux chiffres suivants, divisé par deux, donnent la position de la cambrure maximale ( $30/2 = 15\%$ ),
- Les deux derniers chiffres indiquent l'épaisseur maximale en pourcentage de la corde (**12%**).

*Famille de profils à quatre et à cinq chiffres modifiés :*

Les modifications les plus importantes pour les familles de profils de quatre et cinq chiffres consistent en la variation systématique de la distribution de l'épaisseur. Ces profils peuvent être modifiés avec un code à deux chiffres précédé par un trait d'union tel que l'exemple

des profils à quatre chiffres et cinq chiffres, respectivement NACA 0015-64 et NACA 23012-64.

- Le premier chiffre après le trait d’union décrit la circularité du bord d’attaque (0 étant pointu, 6 étant le même que le profil aérodynamique original et des valeurs plus élevées indiquent un bord d’attaque plus arrondi),
- Le deuxième chiffre donne la distance de l’épaisseur maximale du bord d’attaque en dizaines de %.

Ces modifications portent essentiellement sur le changement du rayon de bord d’attaque de la valeur normale (équation 2.6) ainsi que la position de l’épaisseur maximale de la valeur normale à  $0.30 C$  (équation 2.5).

Les coordonnées de la ligne de cambrure moyenne se calculent en utilisant les mêmes équations fournies pour le profil à quatre ou cinq chiffres. En revanche, la distribution de l’épaisseur au-dessus (+) et en dessous (-) de la ligne moyenne est donnée par les équations suivantes :

$$\pm y_c = a_0\sqrt{x} + a_1x + a_2x^2 + a_3x^3 \quad , (\text{avant } \zeta_{max}) \quad (2.11)$$

$$\pm y_c = d_0 + d_1(1-x) + d_2(1-x)^2 + d_3(1-x)^3 \quad , (\text{après } \zeta_{max}) \quad (2.12)$$

Les huit coefficients ( $a_0, a_1, a_2, a_3, d_0, d_1, d_2, d_3$ ) sont déterminés à partir de certaines conditions<sup>2</sup>.

*Famille de profils laminaires :*

Il est possible d’obtenir un écoulement complètement laminaire sur la majeure partie d’un profil aérodynamique. L’organisme NACA a étudié une série de profils nommés par un ensemble de chiffres significatifs.

A titre d’exemple, le profil NACA 66<sub>2</sub> – 215 désigne ce qui suit :

- Le premier nombre (**6**) indique la série (*laminaire*),
- Le deuxième chiffre définit la position de la zone de pression minimum en dizaines de pour cent (**60**%),
- Le nombre en indice (**2**) indique la plage du coefficient de portance caractéristique en dixièmes au-dessus et au-dessous pour laquelle la traînée est faible (**0.2**),
- Le troisième nombre (**2**) décrit le coefficient de portance caractéristique en dixièmes (**0.2**),
- Le dernier chiffre (15) donne l’épaisseur relative maximale en pour cent (**15**%).

## 2.5 Transition de la couche limite dans le cas de profils NACA

Si le frottement pariétal est l’élément dominant de la traînée, la transition devrait être retardée aussi longtemps que possible pour obtenir une faible traînée. Afin de retarder la transition sur un profil aérodynamique, le positionnement de l’épaisseur maximale devrait être déplacé vers l’arrière du profil de telle sorte à maintenir un gradient de pression favorable le plus longtemps possible.

Sur la figure 2.4, nous présentons deux profils symétriques (NACA 0009 et NACA 66-009). Les épaisseurs maximales des deux profils sont positionnées respectivement à 30% et 45% de la corde. En conséquence, le coefficient de pression minimal se produit à 60% de la

---

2. Voir référence [33], page 117.

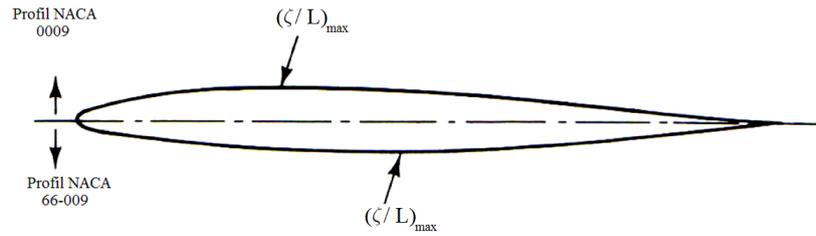


FIGURE 2.4 – Comparaison des coupes du profil laminaire NACA 66-009 et NACA 0009 .

corde pour le profil NACA 66-009 et l'écoulement est soumis à un gradient de pression favorable qui tend à stabiliser la couche limite en ce point (Figure 2.5). Pour le NACA 0009, la pression minimale se produit à proximité de  $x = 0.10L$ . La région élargie du gradient de pression favorable ainsi que la faible vitesse à proximité du bord d'attaque provoquent la transition sur ce profil; ce qui se produit très tardivement sur le profil modifié.

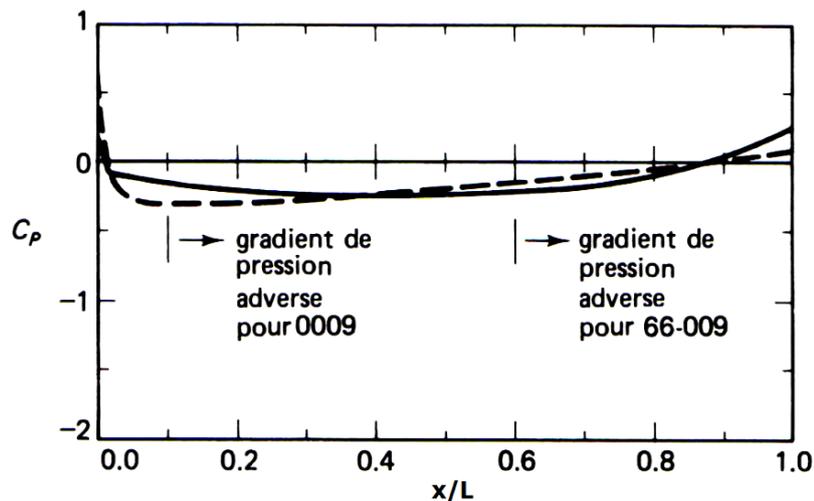


FIGURE 2.5 – Distribution du coefficient de pression statique sur les deux profils NACA 0009 et NACA 66-009 [38].

## 2.6 Phénomène de décollement

Les configurations d'écoulement auxquelles nous sommes confrontés dans cette étude sont plus complexes qu'un simple écoulement sur une plaque plane. De nombreux paramètres susceptibles d'influencer la transition interviennent dans nos expériences; on peut particulièrement citer :

- Le taux de turbulence de la soufflerie.
- Les imperfections et rugosités des parois dues aux irrégularités de surface.
- Les gradients de pression longitudinaux qui se manifestent avec la mise en incidence des profils d'aile.

Une attention particulière est portée au sujet du dernier cas de figure car il caractérise principalement le problème auquel on s'intéresse dans ce travail.

La figure 2.6 représente une visualisation de la séparation de l'écoulement laminaire ( $Re=7000$ ) d'un profil de type NACA 64A015 soumis à un gradient de pression et porté à une incidence de  $\alpha = 5^\circ$ . La couche limite se détache à partir de la moitié arrière de l'extrados; le fluide reste attaché à l'intrados d'où il quitte tangentiellement le bord de fuite. Si on augmente l'angle d'incidence de l'aile jusqu'à une valeur critique comprise habituel-

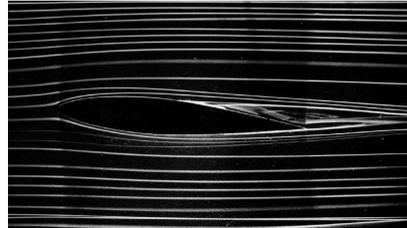


FIGURE 2.6 – Séparation de la couche limite sur une aile inclinée [39].

lement entre  $\alpha = 10^\circ$  et  $\alpha = 15^\circ$  (selon le type de profil ainsi que la vitesse d'écoulement) correspondant à une valeur de la portance maximale, toute augmentation de  $\alpha$  à partir de cette incidence va donner naissance à un décollement de la couche limite qui sera suivi d'une production de sillage important à l'aval de l'aile provoquant ainsi une chute des performances aérodynamiques ( $C_L \downarrow$ ,  $C_D \uparrow$ ) qui décrit une situation de *décrochage* de l'aile.

Pour comprendre toute cette genèse afin de donner une distinction des différents types de décrochage, il est nécessaire de s'intéresser au préalable à l'écoulement en proche-paroi. Dans la couche limite, il subsiste de fortes forces de viscosité et gradients de vitesse. Sur la figure 2.7, on peut distinguer différents régimes d'écoulement qui illustrent une couche limite se développant le long d'un obstacle. A proximité du point "A", l'écoulement laminaire est suivi d'un état d'écoulement turbulent. La zone de faible étendue comprise entre la couche limite laminaire et turbulente est nommée *zone de transition* qu'on assimile souvent à une ligne "T".

Lorsque la pression au voisinage du bord de fuite est supérieure à la pression en amont

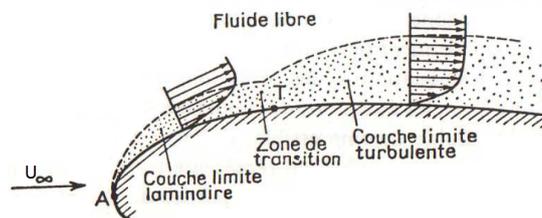


FIGURE 2.7 – Développement d'une couche limite le long d'une paroi solide, avec "T" et "A" respectivement le point d'Arrêt et le point de Transition [14].

(à fortes incidences), il se crée une inversion locale de l'écoulement et la couche limite décolle. Au-delà du point D (Figure 2.8), la vitesse est inversée [ $(\frac{\partial u}{\partial y})_{y=0} < 0$ ] sous l'effet de l'existence d'un fort gradient de pression défavorable [ $(\frac{dp}{dx}) > 0$ ]. La couche limite devient

instable et entraîne la formation de tourbillons.

Sur un profil aérodynamique, on peut différencier deux types de décrochage : *brutal* ou

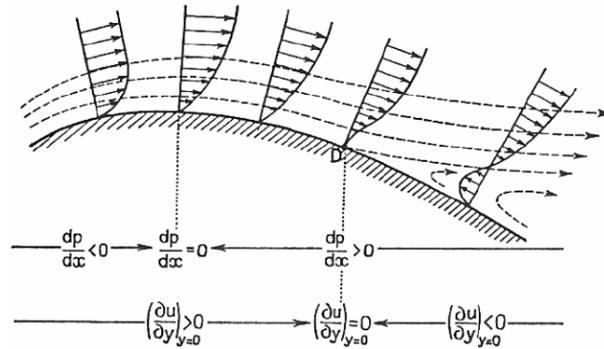


FIGURE 2.8 – Profils de vitesse lors du décollement [14].

*progressif*. L'expérience montre qu'il existe une relation directe entre la forme du profil et l'allure générale des polaires. En effet, la figure 2.9.a illustre le cas d'un profil épais à bord d'attaque arrondi. Le décollement turbulent est observé même à faible incidence à partir du bord de fuite du profil. En augmentant progressivement l'incidence de ce dernier, le décollement de la couche limite remonte vers le bord d'attaque provoquant ainsi un décrochage progressif.

L'écoulement associé aux profils moyens (Figure 2.9.b) est caractérisé par la formation d'une zone de fluide mort appelée *bulle laminaire* qui perturbe l'écoulement à l'extrados du profil et fait chuter notablement la finesse aérodynamique d'un profil et provoque un décrochage de type brutal.

Le décollement d'une couche limite laminaire à l'extrados d'une aile mince (Figure 2.9.c), donne naissance à une bulle longue qui s'étire du bord d'attaque jusqu'à rejoindre le bord de fuite produisant ainsi un décrochage progressif.

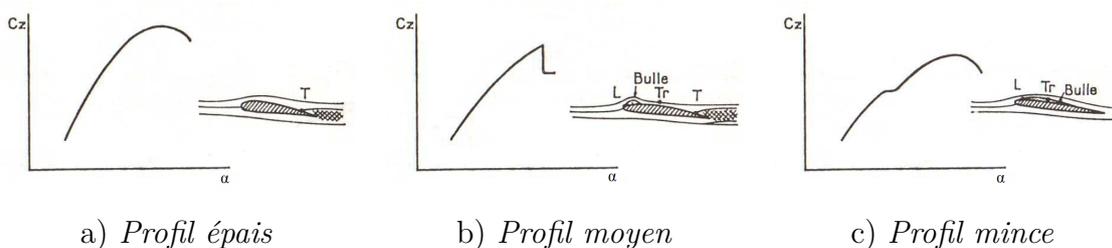


FIGURE 2.9 – Courbes unitaires correspondant aux différents types de décrochage, "T" décollement turbulent, "L" décollement laminaire et "T<sub>r</sub>" transition [14].

Nous présentons sur la figure 2.10 quelques visualisations de différentes situations de décollement rencontrées en pratique et recensées par [40] :

- Séparation de l'écoulement turbulent en présence d'une singularité géométrique "bloc rectangulaire" (Figure 2.10.a), la hauteur de la marche dans ce cas est plus grande comparée à la hauteur de la couche limite laminaire.
- Décollement total autour d'une plaque plane inclinée d'une incidence de 20°, l'obstacle présente une arête vive, la ligne de décollement et le sillage se développent à partir de cette arête (Figure 2.10.b).

- Séparation laminaire dans le cas d'un écoulement autour d'une paroi courbée en présence d'un gradient de pression (Figure 2.10.c) au même titre que l'exemple de la figure 2.6. La visualisation par injection de bulles d'air dans l'eau met en évidence une ligne noire exempte de bulles caractérisant la couche limite laminaire qui se sépare tangentiellement près de la surface convexe. L'écoulement reste laminaire sur toute la distance pour laquelle la ligne sombre persiste puis devient instable et turbulent.

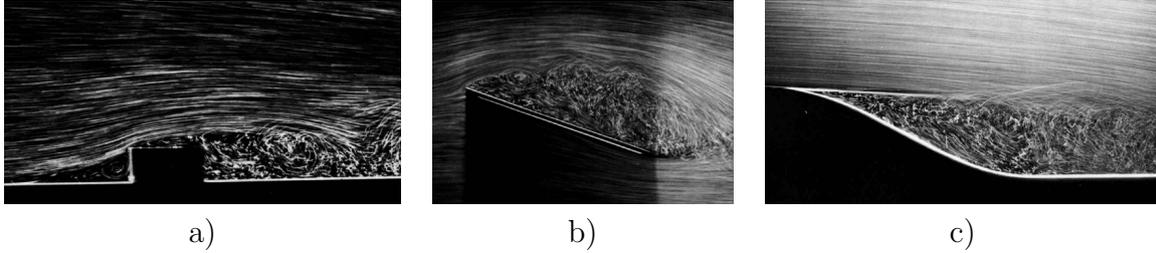


FIGURE 2.10 – Visualisations par injection de bulles d'air de différents types de décollement [39].

## 2.7 Conclusion

Dans ce chapitre, nous avons défini diverses catégories de profils aérodynamique ainsi que les caractéristiques aérodynamique qui s'y rattachent. Par ailleurs, pour les besoins de nos investigations, nous nous limitons uniquement à la famille de quatre chiffres comprenant les profils symétriques et cambrés à savoir le NACA 0015 et le NACA 4412.

# Chapitre 3

## Contrôle du décollement

### 3.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous présentons une synthèse bibliographique sur les différentes stratégies de contrôle des décollements.

Le contrôle des écoulements séparés est la composante centrale de la mécanique des fluides, il a été toujours considéré tel un défi important dans de nombreuses disciplines de l'ingénierie impliquant principalement l'interaction fluide-structure (l'aérodynamique aéronautique et automobile, les turbomachines, les structures énergétiques Onshore : éolienne, solaire et hydraulique ou encore le génie civil). La séparation du fluide et les structures cohérentes qui en découlent conduisent à des pertes de performances aérodynamiques accompagnées de bruit et de vibrations ainsi que d'une surconsommation de carburant lorsqu'il s'agit de véhicules aussi bien terrestres qu'aériens. La capacité de manipuler un écoulement d'une manière active ou passive et d'appliquer le changement désiré est d'une immense importance technologique. Le contrôle peut être utilisé dans le but d'influencer la transition laminaire-turbulente, retarder ou voire même supprimer la séparation du fluide de la paroi et ainsi augmenter la portance tout en diminuant la traînée. Le contrôle de la couche limite peut être aussi utilisé à des fins d'optimisation des échanges thermiques ou d'amélioration du confort.

En premier lieu, nous présentons une classification des différentes technologies de contrôle ainsi que les multiples objectifs soulignés. En deuxième lieu, un recueil bibliographique des diverses stratégies de contrôle des écoulements est donné avec une attention particulière concernant la stratégie de contrôle passive notamment les Générateurs de Tourbillons abrégés par "VGs" (Vortex Generators) qui intéresse cette présente étude.

### 3.2 Pourquoi contrôler un écoulement ?

Relever la conscience environnementale de la société au regard des phénomènes dus principalement aux activités humaines sur l'environnement, a toujours été présente dans la communauté aéronautique, industrielle et les centres de recherche. Cela a eu une influence certaine dans la façon dont ils prévoient l'avion du futur. À cet égard, un groupe de personnalités de renom dans le domaine aéronautique nommé ACARE (ADVISORY COUNCIL FOR AERONAUTICS RESEARCH IN EUROPE), a formulé un ensemble clair des exigences (la vision ACARE pour 2020) pour l'exploitation des aéronefs de transport civil afin que les objectifs spécifiques suivants à atteindre :

- Réduction quintuple du nombre d'accidents,

- Réduction de moitié le bruit perçu de la voilure,
- Diminution de 50% des émissions de  $CO_2$  par passager au kilomètre parcouru,
- Diminution de 80% des émissions de  $NO_x$ ,
- Trafic aérien capable de traiter 16 millions de vols par an.

L'industrie aéronautique est consciente que pour atteindre ces objectifs une nouvelle étape dans la performance est nécessaire, et cela doit être accompli grâce aux nouvelles technologies aérodynamiques révolutionnaires. Comme stratégie d'action, la coordination européenne KATnet (Key Aerodynamic Technologies) a été conçue. Dans KATnet, les objectifs environnementaux originaux ont été traduits en dix objectifs aérodynamiques différents tels que résumés sur la table 3.1 [41]. Cela a permis de donner naissance à plusieurs projets de recherche tels que : AWIATOR, ALTA, HYLTEC, AEROMEMS I & II, HELIX, M-DAW ERCOFTAC SIG, EUROLIFT, FLIRET, ...

TABLE 3.1 – Différents objectifs aérodynamiques [41].

Objectifs environnementaux	Réduire les émissions	Réduire la traînée	Réduire la traînée tourbillonnaire Réduire la traînée d'onde Réduire la traînée de frottement Réduire la traînée de pression
	Réduire l'aéroacoustique à proximité des aéroports	Réduire le poids	Réduire les charges critiques Améliorer l'efficacité des structures
		Réduire la source du bruit	Réduire le bruit généré par la cellule Réduire le bruit généré par les moteurs
	Augmenter la capacité des aéroports	Augmenter le taux des décollages et d'atterrissages	Réduire le sillage tourbillonnaire au niveau des aéroports
	Améliorer l'abordabilité	Réduire le coût des aéronefs	Structure plus simple et moins d'entretien

### 3.3 Classification de contrôle

Il est difficile de proposer un consensus global de contrôle généralisant l'ensemble des problèmes liés aux décollements. Chaque stratégie de contrôle particulière est choisie en fonction de l'état de l'écoulement ainsi que de l'objectif recherché. Il existe plusieurs façons différentes de classer les stratégies de contrôle qui tiennent compte de divers aspects (Présence ou absence de parois, valeur du nombre de Reynolds ou de Mach, ...).

Divers systèmes de classification des méthodes de contrôle d'écoulement existent ([42], [2]). La première tient compte de la zone d'action du contrôle c'est à dire si la technique est appliquée sur la paroi ou loin de cette dernière. La deuxième classification proposée par [2] considère la dépense d'énergie et le type de la boucle de contrôle considéré (Figure 3.1). Les caractéristiques et spécificités de chaque méthode de contrôle sont résumées dans le tableau 3.2.

Une quantité considérable de recherche a été effectuée en utilisant les méthodes passives de contrôle d'écoulement, qui modifient un écoulement sans dépense énergétique externe. Les techniques passives incluent l'implantation de formes géométriques pour manœuvrer le gradient de pression, l'utilisation de générateurs de tourbillons mécaniques pour réduire voire même éliminer la séparation ou le placement de petites rainures [50] sur une surface afin de réduire la traînée.

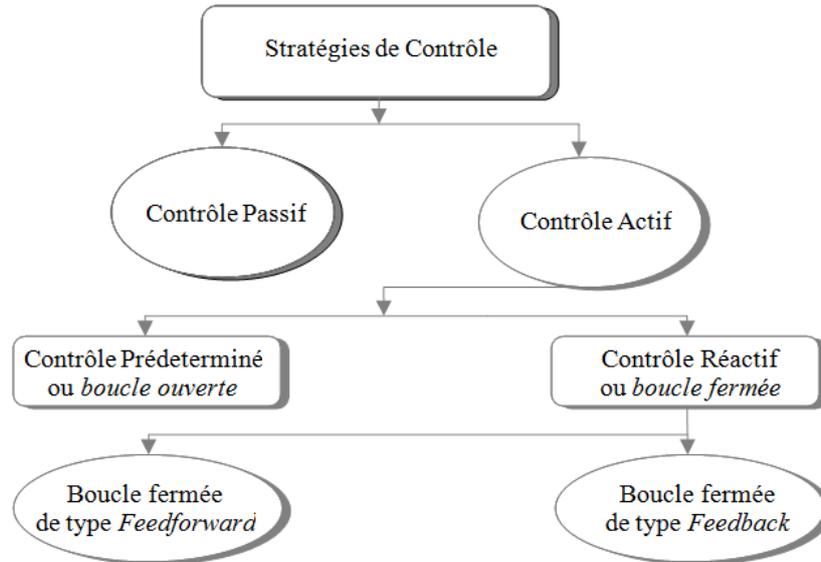


FIGURE 3.1 – Classification des méthodes de contrôle d’écoulement [2].

TABLE 3.2 – Description des différentes méthodes de contrôle.

Méthode de contrôle	Description
<b>Passive</b>	<i>Ne requiert aucune dépense énergétique extérieure ([6], [9], [43],...).</i>
<b>Active</b>	<i>Nécessite l’apport d’une quantité d’énergie externe ([3], [5], [44],...).</i>
<b>Prédéterminée ou boucle ouverte</b>	<i>La technique inclut l’apport d’une énergie externe et ne nécessite pas de capteurs afin d’estimer l’état particulier de l’écoulement.</i>
<b>Réactive ou boucle fermée</b>	<i>Nécessite des capteurs pour mesurer l’état de l’écoulement et ainsi adapter le forçage en temps réel par le biais d’un algorithme mathématique.</i>
<b>Boucle fermée de type feedforward</b>	<i>Dans ce type de contrôle, la variable mesurée et la variable de contrôle différent. Les capteurs placés à l’amont de l’actionneur renseignent sur l’état du système en dehors de tout contrôle, puis une action de forçage quasi-instantanée est assurée après avoir pris connaissance au préalable de la loi de commande à imposer [45].</i>
<b>Boucle fermée de type feedback</b>	<i>Les données recueillies à travers la réponse du forçage sur l’écoulement (capteur placé à l’aval de l’actionneur) sont directement traitées par un algorithme d’asservissement qui les comparent à des entrées de référence à l’amont. Cela nécessite un délai temporel permettant de converger vers une loi de commande adaptée qui est utilisée pour fixer les variables d’entrée au niveau de l’actionneur. On peut rajouter la distinction parmi les moyens de contrôle en boucle fermée feedback en quatre (04) catégories : contrôle optimal [46], schémas basés sur la dynamique du système [47], schémas basés sur des arguments physiques [48] et schémas adaptatifs [49].</i>

Les solutions liées aux contrôles impliquant l’apport d’une énergie auxiliaire externe à l’écoulement (contrôle actif) se résument non exhaustivement au soufflage/aspiration, jet pulsé ou synthétique, à la mise en mouvement d’une paroi, au chauffage/refroidissement des parois ou à l’ajout de solutions polymères, etc.

## 3.4 Stratégies de contrôle

### 3.4.1 Contrôle passif

#### – Générateurs de tourbillons "VGs"

Le concept du contrôle passif par des générateurs de tourbillons de forme triangulaire a été introduit pour la première fois en 1947 par Taylor [6]. Depuis, cette technique n'a cessé de susciter l'intérêt des ingénieurs et des chercheurs aussi bien pour cerner l'aspect physique de l'écoulement associé que pour dimensionner les différentes formes géométriques afin d'en assurer les meilleures performances possibles.

Ainsi, les générateurs de tourbillons ont été largement utilisés pour retarder la séparation de la couche limite [9, 43, 51, 52], pour améliorer la portance des ailes d'un aéronef [53], éviter ou de retarder la séparation dans les diffuseurs subsoniques [54] et réduire la traînée du fuselage des avions [55]. D'ailleurs, dans ce dernier cas, les résultats ont montré une réduction de la traînée appréciable pour certaines des configurations étudiées.

Un des aspects géométriques important des VGs est leur hauteur  $H$  en relation avec l'épaisseur de la couche limite  $\delta$ . Initialement, Taylor évalue cette hauteur au voisinage de  $\delta$  ( $H/\delta \approx 1$ ). Cependant, les générateurs de tourbillons de Taylor engendrent une traînée parasite importante qui entraîne une réduction de leur efficacité.

Rao et Kariya [56] ont alors eu l'idée de réduire la hauteur des actionneurs en les submergeant dans la couche limite. Leur configuration géométrique est composée de tiges de sections droites semi-circulaires avec le côté plat vers le bas et munies d'extrémités chanfreinées. Ces tiges sont uniformément espacées et placées dans un arrangement parallèle en dérapage par rapport à l'écoulement ou alors en forme de "V" (Figure 3.2). La forme de ces générateurs a été inspirée de celle introduite par Kuethe [57]. A travers leurs résultats, il ressort une meilleure efficacité lorsque  $H/\delta$  est porté à environ 0.6 comparativement aux VGs classiques de Taylor ( $H/\delta = 1$ ).

D'autres auteurs [58] ont étudié les performances relatives de plusieurs techniques passives à travers des relevés de pression statique pariétale et au moyen de visualisations de l'écoulement autour d'une rampe sujette à une séparation turbulente bidimensionnelle. Ces techniques comprennent de petites rainures (Figure 3.3.a), des surfaces poreuses passives (Figure 3.3.b), de larges rainures longitudinales (Figure 3.3.c) ainsi que des générateurs de tourbillons conventionnels en forme de rectangle (Figure 3.3.d). Ils constatent également à leur tour que les VGs submergés dans la couche limite montrent de meilleures performances.

Deux variantes de micro-générateurs ont été expérimentées par Lin en 1999 [9] en formes d'aile delta et trapézoïdale (Figure 3.4). Ces deux variantes reposent sur le sens de rotation des tourbillons longitudinaux engendrés par les VGs qui peuvent être soit Co-rotatifs (CoR) ou Contrarotatifs (CtR). Une première conclusion de ce travail est que les tourbillons tournant en sens inverses permettent un meilleur brassage entre le fluide extérieur à la couche limite et celui de faible vitesse, au voisinage de la paroi. Cet apport de quantité de mouvement se traduit par un recollement de la couche limite.

Une seconde conclusion de la synthèse de Lin se rapporte à la hauteur relative des VGs. Ainsi, une amélioration significative du contrôle est obtenue pour une hauteur seuil de  $H/\delta \approx 0.2$ . Pour  $H/\delta > 0.2$ , une augmentation de la traînée est observée sans autant apporter une amélioration significative de la portance tandis que des valeurs de  $H/\delta < 0.2$  s'accompagnent d'une diminution de l'efficacité des VGs.

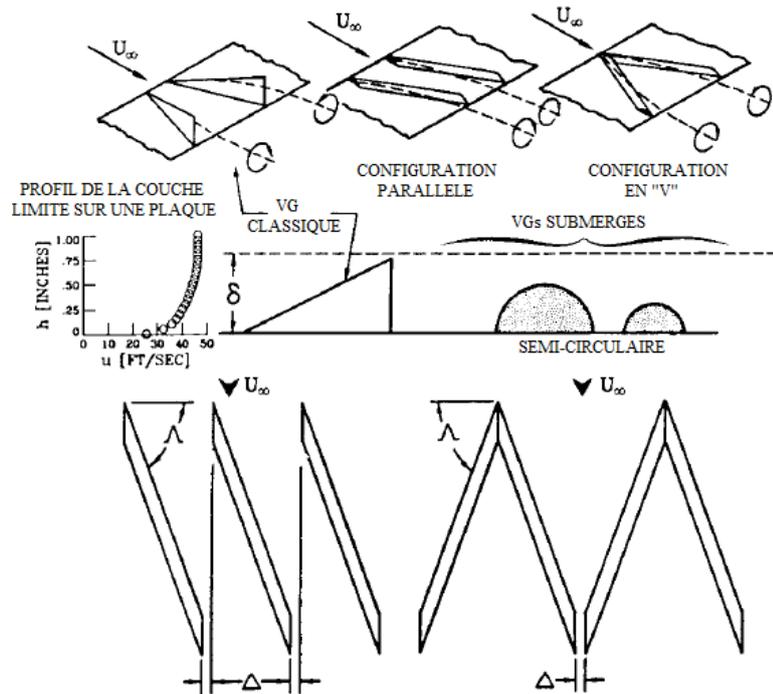


FIGURE 3.2 – Géométrie et disposition des générateurs de tourbillons [56].

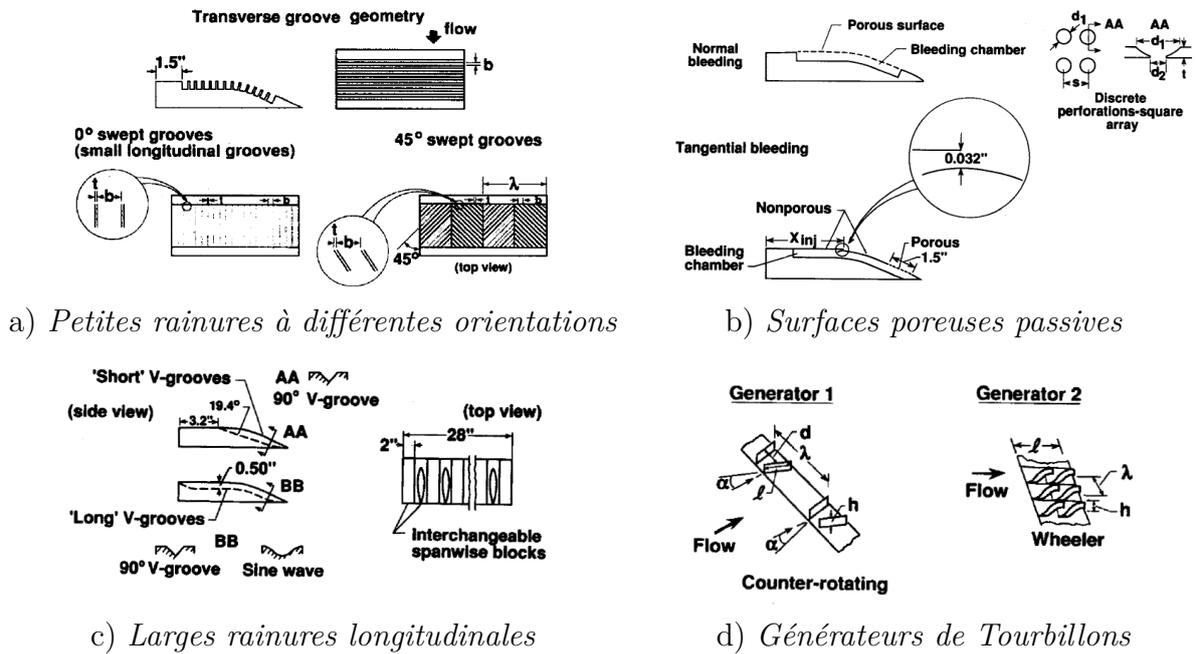


FIGURE 3.3 – Différentes techniques passives investiguées par [58].

Plusieurs investigations se sont succédées depuis avec comme principal objectif l'optimisation des paramètres géométriques, notamment la hauteur des VGs dans le but de minimiser la traînée parasite [43, 59, 60] et [61].

Concernant l'aspect lié au sens de rotation des tourbillons, l'étude menée par Godard

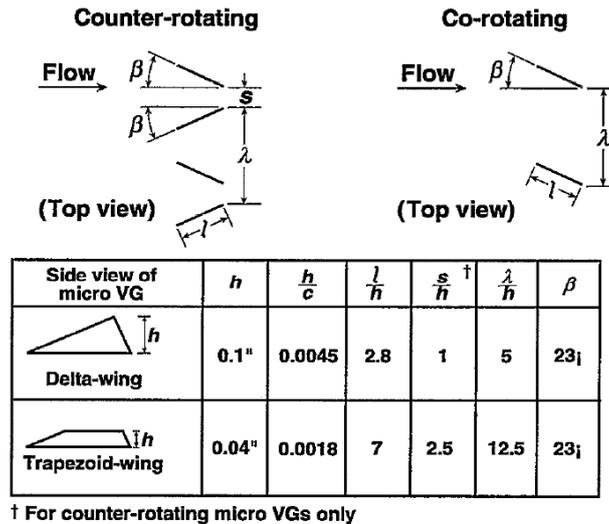


FIGURE 3.4 – Géométrie des micro-VGs investigués par [9].

et Stanislas en 2006 [43] a permis de confirmer celui de Lin par une mise en évidence d'un niveau de performances supérieur de 100% dans le cas des actionneurs à tourbillons contrarotatifs. Par ailleurs, la hauteur optimale des VGs est évaluée dans ce travail à  $0.37\delta$ .

Velte et al en 2008 [52] ont repris la même configuration optimale proposée par [43] avec une hauteur égale à l'épaisseur de la couche limite pour contrôler l'écoulement au voisinage d'une bosse. L'objectif de cette étude est l'exploration de l'effet des générateurs de tourbillons sur l'écoulement turbulent séparé soumis à un gradient de pression adverse. Une approche par simulation numérique LES (Large Eddy Simulation) a été effectuée, validée par des mesures du champ de vitesse par le biais de la SPIV (Sterioscopic Particle Image Velocimetry).

L'effet induit par la mise en place des générateurs de tourbillons peut être décelé sur la figure 3.5 qui montre les profils de vitesse moyens longitudinaux (Figure 3.5.a) et normaux (Figure 3.5.b) à différentes positions dans le cas de l'écoulement contrôlé et non contrôlé. On voit clairement que le transfert de la quantité de mouvement dans la couche limite à l'aide des générateurs de tourbillons réduit significativement la séparation derrière la bosse.

Lie et al [62] en 2010 étudient les effets de générateurs de tourbillons sur le transfert de chaleur et la chute de pression d'un échangeur de chaleur (Figure 3.6.a) en utilisant le code de calcul *Fluent*. Les résultats indiquent que les configurations améliorées produisent des tourbillons longitudinaux qui accélèrent le fluide, ce qui se traduit par une augmentation significative du transfert de chaleur avec une modeste chute de pression. Il a été constaté que les générateurs de tourbillons (Figure 3.6.b) portés à un angle d'attaque de  $20^\circ$  et d'un rapport d'aspect de 2 fournissent les meilleures performances sur toute la plage du nombre de Reynolds variant de 600 à 2600. La distribution longitudinale de l'amplification locale du transfert de chaleur due au mouvement du fluide exprimé par le nombre de *Nusselt* local ( $Nu_x$ ) avec et sans VGs est illustré sur la figure 3.6.c. L'évolution des deux courbes décrit le même comportement jusqu'au bord d'attaque des VGs. En effet, le nombre de *Nusselt* est très grand dans la région d'entrée puis diminue progressivement le

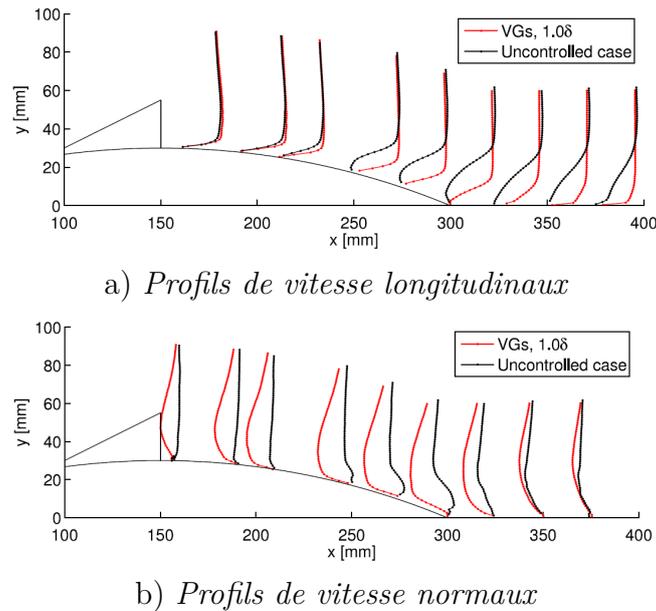


FIGURE 3.5 – Résultats expérimentaux des profils de vitesse à différentes positions pour le cas contrôlé et non contrôlé [52].

long de la direction d'écoulement jusqu'à la position spécifiée. Au-delà de cette position, les deux courbes divergent aboutissant à une amélioration du transfert thermique due à la présence des VGs.

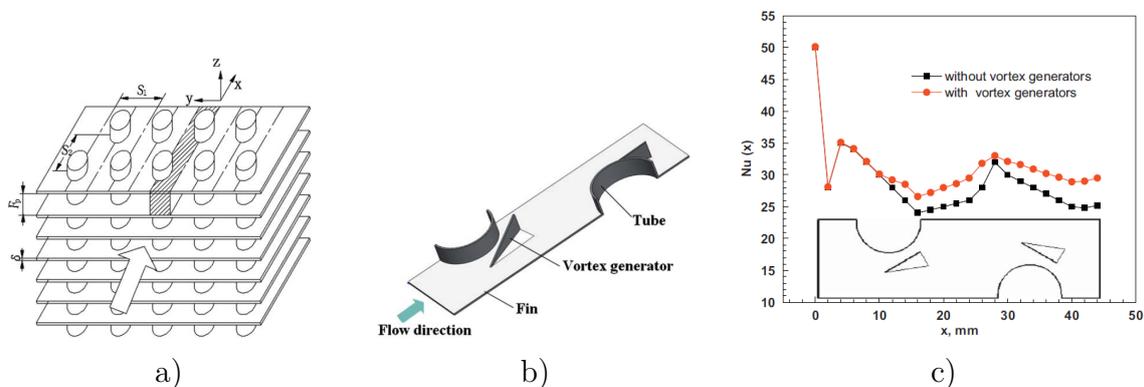


FIGURE 3.6 – Représentation schématique : a) *Échangeur de chaleur*, b) *Géométrie des VGs utilisés*, c) *Évolution longitudinale du nombre de Nusselt avec et sans Générateurs de Tourbillons* [62].

La plupart des travaux réalisés portant sur l'analyse de l'effet de générateurs de tourbillons ont considéré le cas d'un écoulement décollé en présence d'un gradient de pression adverse autour d'une rampe, bosse, . . . . Seulement, peu de chercheurs ont examiné le cas d'un profil aérodynamique soumis à un gradient de pression défavorable. On cite Shan et al [63] qui effectuent une étude numérique du contrôle actif et passif de l'écoulement séparé appliqué au profil NACA 0012 uniquement pour un angle d'attaque particulier  $\alpha = 6^\circ$ . Trois cas de simulation numérique ont été réalisés incluant le cas de référence, un

cas avec des générateurs de tourbillons passifs et un autre cas pour des générateurs de tourbillons actifs "Active Vortex Generator" (Figure 3.7.a). Une étude numérique réalisée auparavant par les mêmes auteurs puis comparée aux données expérimentales de [64] sur une plaque plane munie des AVG (Figure 3.7.b) a montré un accord satisfaisant. Sur les figures 3.7.c et 3.7.d, on observe une mise en évidence du contour de vitesse longitudinale instantanée derrière la paire d'AVG sur une plaque plane respectivement à une position déployée et rétractée.

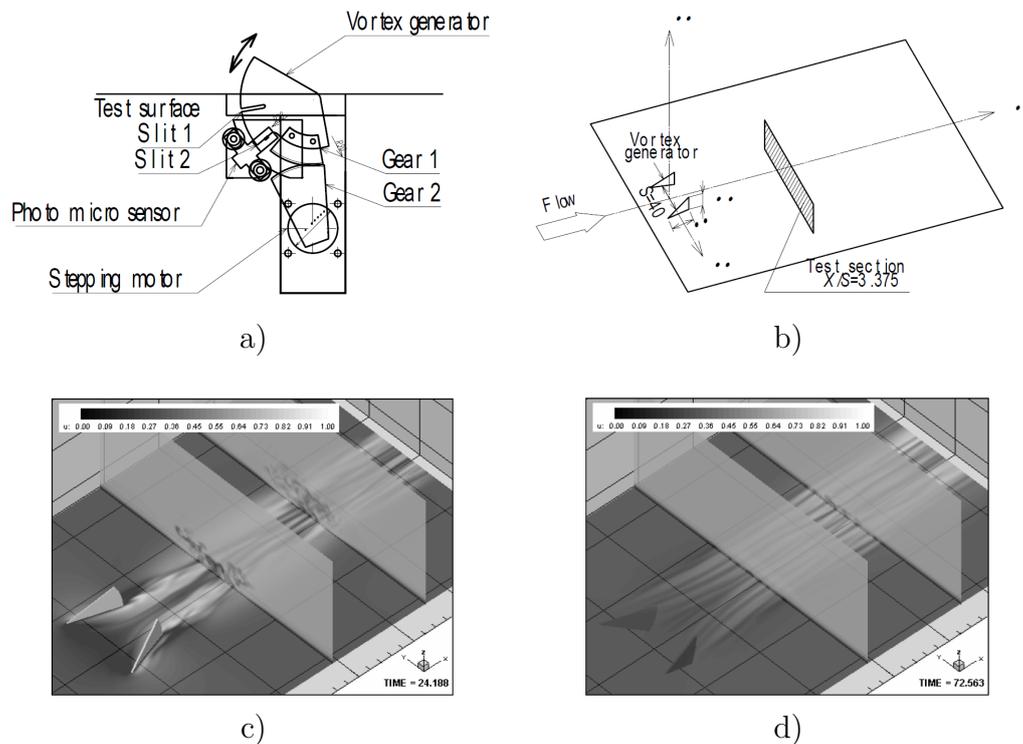


FIGURE 3.7 – Quelques caractéristiques techniques et résultats numériques concernant les AVG : a) Générateur de Tourbillon Actif "AVG" [64], b) AVG montés sur une plaque test [64], c) AVG entièrement déployé [65], d) AVG entièrement rétracté [65].

Anand et al [66] étudient numériquement la même configuration présentée précédemment par [63]. L'objectif de leur approche est d'analyser par simulation RANS (*Reynolds Averaged Navier-Stokes*) l'influence des VGs contrarotatifs sur un profil NACA 0012 pour une large gamme d'angles d'attaque.

Velte et al [67] en 2013 réalisent des mesures de vitesse par SPIV et des efforts aérodynamiques au voisinage de l'angle de décrochage ( $\alpha = 18^\circ$ ) du profil *DU 91-W2-250* avec et sans contrôle par (CtR-VGs). Ces actionneurs ont permis de mettre en valeur encore une fois leur efficacité. L'écoulement sans VGs a montré un comportement instable où le fluide est détaché sur une large distance à l'extrados avec un coefficient de portance  $C_L = 1.16$  et de traînée  $C_D = 0.135$ . L'écoulement contrôlé révèle que la couche limite turbulente est par intermittence dominée par l'effet des structures tourbillonnaires longitudinales. Le fluide est beaucoup moins séparé ou même rattaché près de la paroi. Ceci est aussi confirmé à travers les mesures d'efforts s'exerçant sur le profil ( $C_L = 1.56$ ,  $C_D = 0.116$ ).

Dans le cadre de cette thèse, un travail d'optimisation de (CtR-VGs) a été effectué. La configuration de base initialement considérée est celle de Lin [9], qui a été modifiée afin d'améliorer les coefficients aérodynamiques d'un profil NACA 0015 (Figure 3.8.a). Un programme de mesures des efforts aérodynamiques a été entrepris au moyen d'une stratégie de plans d'expériences "DoE" (*Design of Experiments*) détaillée dans [68]. L'étude a permis d'obtenir, en plus de l'amélioration significative de la portance, une réduction de la traînée d'environ 16% avec un retard au décrochage. L'analyse approfondie des résultats a permis de classer l'importance des différents facteurs géométriques. L'influence de ces facteurs est représentée sur les figures 3.8.b pour une incidence de  $\alpha = 16^\circ$  et 3.8.c pour une incidence de  $\alpha = 17^\circ$  selon l'ordre d'influence. L'analyse de ce graphique a mis en évidence l'importance du facteur C qui traduit la hauteur relative des générateurs de tourbillons. Ce facteur représente le taux le plus influent avec une contribution individuelle de 33.9% et 46.9% respectivement à  $\alpha = 16^\circ$  et  $\alpha = 17^\circ$ .

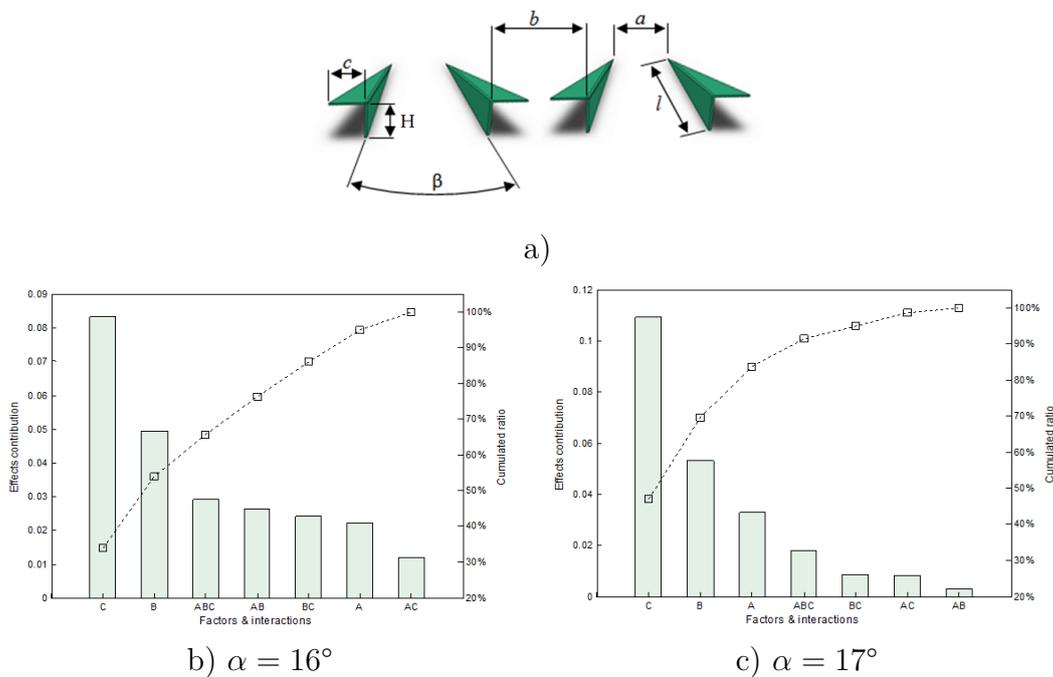
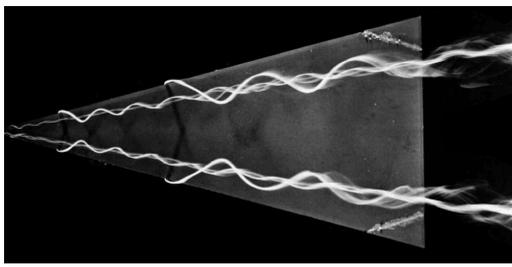


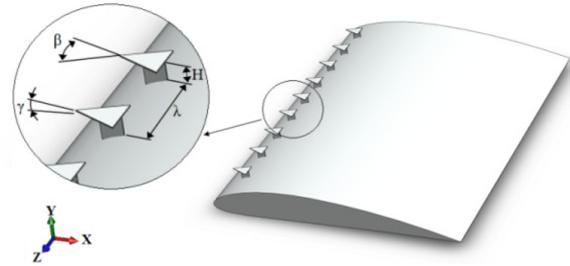
FIGURE 3.8 – a) *Générateurs de tourbillons*, b) et c) *Classification des effets et interactions par ordre d'influence (A, B, C et D sont respectivement  $a/\delta$ ,  $c/\delta$ ,  $h/\delta$  et  $\beta$ )* [7].

Une nouvelle forme de (CtR-VGs) en forme d'ailes delta a été également proposée [8]. L'intérêt de contrôler la séparation de l'écoulement à l'aide de cette géométrie réside du fait que lorsque l'aile delta est soumise à un flux d'air, à partir d'incidences relativement faibles, il se crée un enroulement de la nappe tourbillonnaire aux bords d'attaques qui génère deux tourbillons d'apex advectés par l'écoulement longitudinal (Figure 3.9.a). Le travail réalisé a porté sur l'efficacité d'une ligne de  $\Delta - VGs$  (en termes de gain de portance) lorsqu'elle est implantée à l'extrados d'un profil NACA 4412 en incidence. Le contrôle a permis d'obtenir un gain de portance de l'ordre de 20% et un retard au décrochage d'un degré à  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . L'étude a également tenu compte de l'influence des paramètres géométriques des  $\Delta - VGs$  à savoir, la hauteur, l'espacement, l'angle d'apex, l'inclinaison relative des ailettes ainsi que leur position par rapport à la corde du profil

(Figure 3.9.b).



a) *Tourbillons générés au dessus d'une aile Delta inclinée [69].*



b) *Ligne de  $\Delta$  - VGs sur le profil NACA 4412 [8].*

FIGURE 3.9 – Caractéristiques aérodynamiques des ailes  $\Delta$  et leur mise en place sur un profil NACA 4412 pour le contrôle de décollement.

### – Dispositifs hypersustentateurs

Une autre stratégie principalement à caractère passif est spécialement destinée à l'amélioration de la portance des ailes d'avion. Elle consiste à équiper ces dernières de dispositifs spéciaux de forme très variées appelés "*Hypersustentateurs*" qui sont placés à différents endroits sur l'aile, soit sur le bord d'attaque et/ou sur le bord de fuite (Figure 3.10.a). L'utilisation de un ou plusieurs de ces dispositifs permet d'atteindre un gain de portance de l'ordre de 100% (Figure 3.10.b) au détriment d'une amplification de la traînée et du poids de l'appareil.

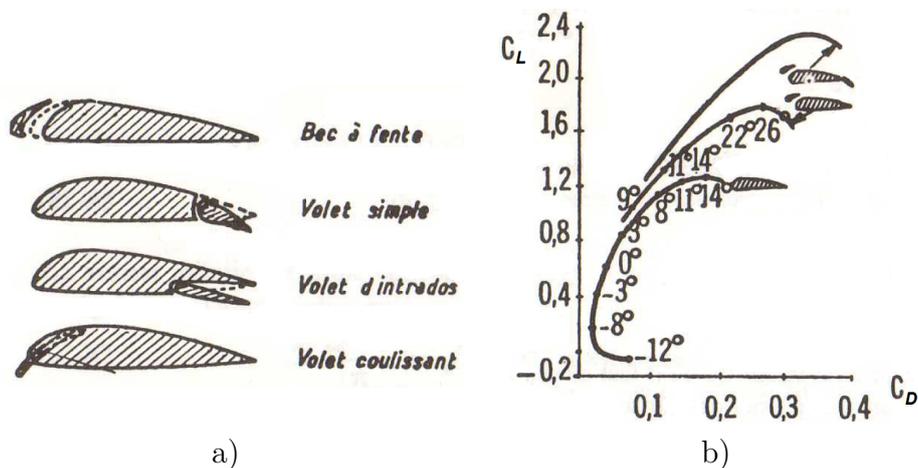


FIGURE 3.10 – a) *Différents dispositifs hypersustentateurs*, b) *Polaires d'une aile correspondant à différentes dispositions d'hypersustentateurs comparées à un cas de référence [14].*

### – Réduction de la traînée par le biais de rainures microscopiques

L'étude de la traînée a été et restera un sujet d'un grand intérêt dans la recherche en mécanique des fluides. Dans le cas d'un avion, la réduction de la traînée passe principalement par la diminution des différentes traînées qui freinent l'appareil et qui réduisent ses performances. La réduction de la traînée se traduit par une économie de carburant, une diminution de la taille des réservoirs, une réduction de la production des gaz d'échappement et de bruit aérodynamique. Plusieurs travaux expérimentaux ont été entrepris à ce sujet. L'ensemble de ces recherches a trait à la compréhension des phénomènes physiques ainsi qu'aux tentatives de contrôle en agissant au niveau des parois. Les exemples de solutions proposées consistent en des rainures microscopiques "Riblets" (Figure 3.11.a) inspirées de la peau d'un requin (Figure 3.11.b). Oeffner et al [70] ont montré expérimentalement que, pendant la nage, les minuscules denticules (*écailles*) de la peau du requin, non seulement réduisent la traînée due au frottement pariétal, mais pourraient aussi accroître les performances de l'animal en lui procurant de la poussée. Des modèles artificiels de surfaces de peau de requin ont été appliqués sur des avions réels. Les modèles peuvent se présenter sous forme d'adhésifs en plastique collés sur le fuselage. De nos jours, certains avions commerciaux en sont couverts sur plus de 30% de la surface totale de leurs fuselage.

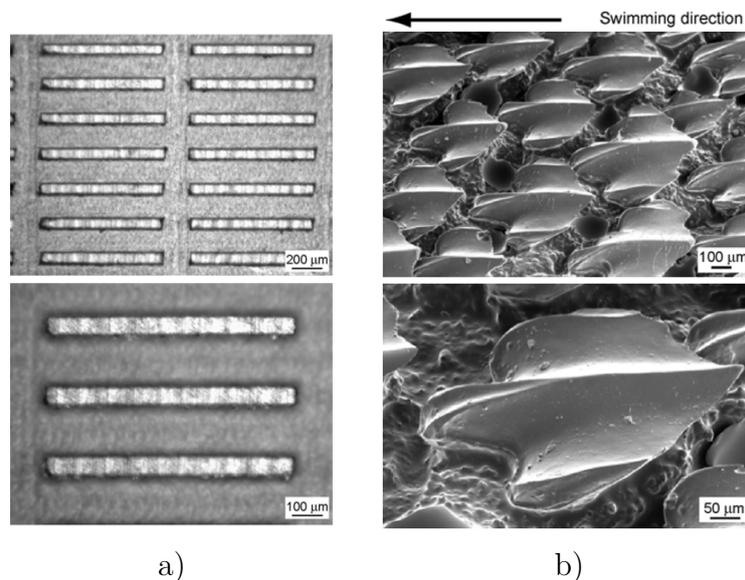


FIGURE 3.11 – a) Images au Microscope Electronique à Balayage (MEB) montrant le modèle artificiel de la surface de peau de requin [71], b) Images MEB de la structure de la peau de Requin (représentés en utilisant deux grossissements) [71].

### 3.4.2 Contrôle actif

Les méthodes de contrôle actif nécessitent l'adjonction d'une source de puissance auxiliaire à l'écoulement, sous forme de quantité de mouvement de façon à modifier la structure de l'écoulement. Cet apport de quantité de mouvement permet en particulier de retarder le développement de la couche limite et de repousser son décollement. L'énergie nécessaire fournie par une source extérieure à l'écoulement peut être de nature mécanique, thermique ou électrique.

– Contrôle par aspiration et/ou soufflage

**Aspiration et soufflage continu :**

Le mécanisme de stabilisation avec l’aspiration est renforcé par la réduction de l’épaisseur de la couche limite et donc du nombre de Reynolds associé. Le taux d’aspiration nécessaire à mettre en jeu semble faible. Schlichting [1] propose un exemple de la surface d’une plaque plane sur laquelle on effectue une aspiration uniforme répartie sur sa totalité. Les calculs de stabilité indiquent que pour maintenir le nombre de Reynolds partout inférieur au nombre de Reynolds critique, il suffit d’un taux d’aspiration de l’ordre de  $U_p/U_\infty \approx 1.2 \cdot 10^{-4}$ . Dans ces conditions, le gain de traînée par rapport à un écoulement entièrement turbulent est d’environ 70% pour un nombre de Reynolds calculé avec la longueur  $L$  de la plaque  $Re_L = 2 \cdot 10^6$  et de 80% pour  $Re_L = 10^8$ .

Des exemples de cas d’aspiration ont été testés expérimentalement sur des configurations académiques tel que le cylindre ou le biseau de bord de fuite d’une plaque plane [72]. Les tomographies réalisées à basse vitesse ( $U_\infty = 0.6 \text{ m/s}$ , soit un nombre de Reynolds de  $Re_L = 3.43 \cdot 10^4$ ), permettent d’apprécier l’efficacité d’une aspiration à travers une fente perpendiculaire à la paroi (Figure 3.12.a). Néanmoins, les temps caractéristiques de recollement sont considérablement plus longs que dans le cas du soufflage tangentiel. Cette dernière technique consiste en une injection de fluide d’une manière quasi-parallèle à la paroi. Sur la figure 3.12.b, on peut observer le recollement provoqué par l’activation du dispositif porté à un rapport de vitesse de  $U_j/U_\infty = 5.7$ . En effet, le recollement intervient au bout d’un laps de temps adimensionné  $t^* = \frac{U_\infty t}{L_{\text{biseau}}} = 0.51$  qui est très faible comparé à  $t^* = 7.5$  pour obtenir le recollement complet pour le cas d’aspiration.

Depuis quelques années, de grands efforts ont été dépensés pour améliorer les profils aérodynamiques, ce qui a donné naissance à plusieurs solutions techniques qui sont prometteuses quant à leurs applications sur des avions réels. D’ailleurs la dernière stratégie est appliquée dans le cas du soufflage au niveau de l’articulation des volets arrière d’une aile. Il est évident de constater que l’écoulement complètement séparé et chaotique au niveau du volet (Figure 3.13.a) retrouve un état stable et recollé, avec les filets du fluide quasiment parallèles à la paroi suite à l’application du soufflage (Figure 3.13.b).

**Jet synthétique :**

A la différence des stratégies de contrôle par soufflage ou aspiration continue décrites précédemment, le jet synthétique permet d’agir localement et de façon autonome sur un écoulement sans aucune source de fluide supplémentaire. Le jet synthétique introduit une fréquence à l’écoulement, ce qui induit l’apparition de grosses structures persistantes en aval qui en fait un moyen idéal d’augmentation de mélange à la paroi. D’une manière générale, l’écoulement de jet synthétique est généré par la variation périodique du volume d’une cavité ouverte sur un écoulement extérieur. L’origine de la formation d’un jet synthétique à travers un orifice repose sur le principe d’un piston se déplaçant dans cette cavité.

Au milieu des années 1990, Smith et al [73] développent et appliquent pour la première fois le jet synthétique pour le contrôle d’écoulement sur un cylindre circulaire, alors que les bases du jet synthétique sont introduites par Ingard [74] dès 1953. Seifert et al [75] montrent que le soufflage instationnaire s’avère plus efficace dans le contrôle du décollement de la couche limite dans le cas d’un profil NACA 0015 muni d’un volet qu’un soufflage continu. La fente de soufflage est positionnée à 75% de la corde juste au niveau de l’articulation du volet qui est braqué à plus de  $40^\circ$  (Figure 3.14.a). Les résultats ont montré une amélioration significative de la portance ainsi qu’une réduction de la traînée

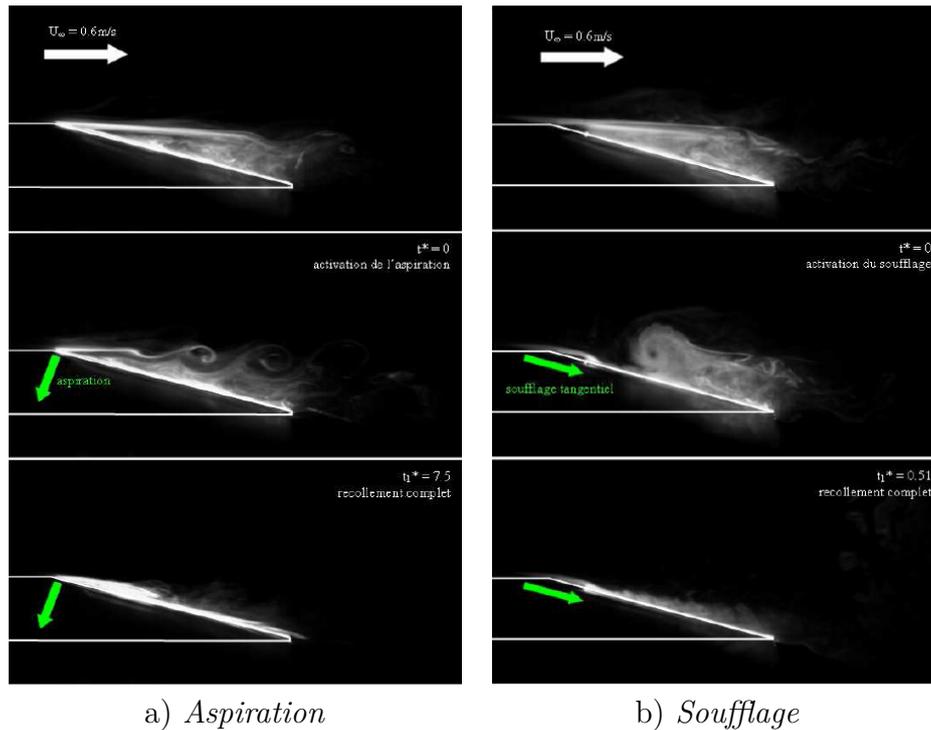


FIGURE 3.12 – Tomographies mettant en évidence deux techniques de contrôle de décollement inertiel provoqué par une singularité géométrique (*Aspiration* et *Soufflage*) [72].

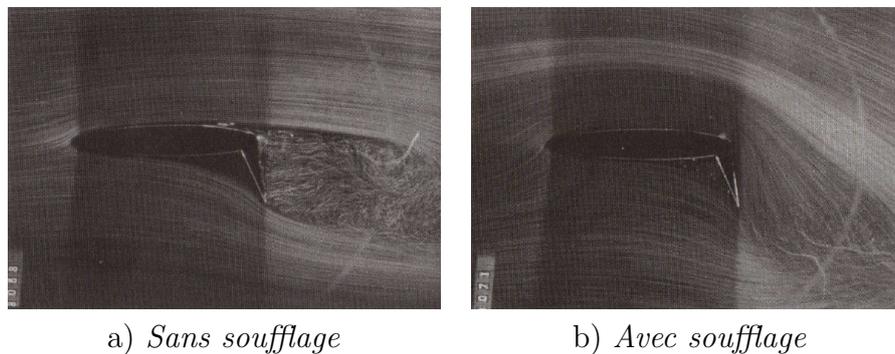


FIGURE 3.13 – Écoulement autour d'un profil d'aile équipé d'un volet braqué (Clichés ONERA) [14].

de forme à tous les angles d'incidence et nombres de Reynolds considérés. La quantité de soufflage nécessaire pour atteindre ces effets est parfois d'un ordre de grandeur inférieur à la quantité nécessaire pour réaliser des gains comparables à l'aide de soufflage continu (Figures 3.14.a et 3.14.b).

Ainsi plusieurs configurations mettant en œuvre des décollements ont été testées numériquement et expérimentalement avec des actionneurs de type électrodynamique ou piézoélectrique ([76], ...). Parmi ces configurations, Hernandez [77] effectue des études numériques paramétriques et d'optimisations par jet synthétique sur une rampe inclinée. De nombreuses études récentes portent sur l'étude et l'amélioration du contrôle de décollement par jet synthétique, aussi bien pour des configurations d'écoulement autour de profil d'aile (McCormick [78], Gilarranz et al [79], Siaw et al [80], ...), qu'en aérodynamique

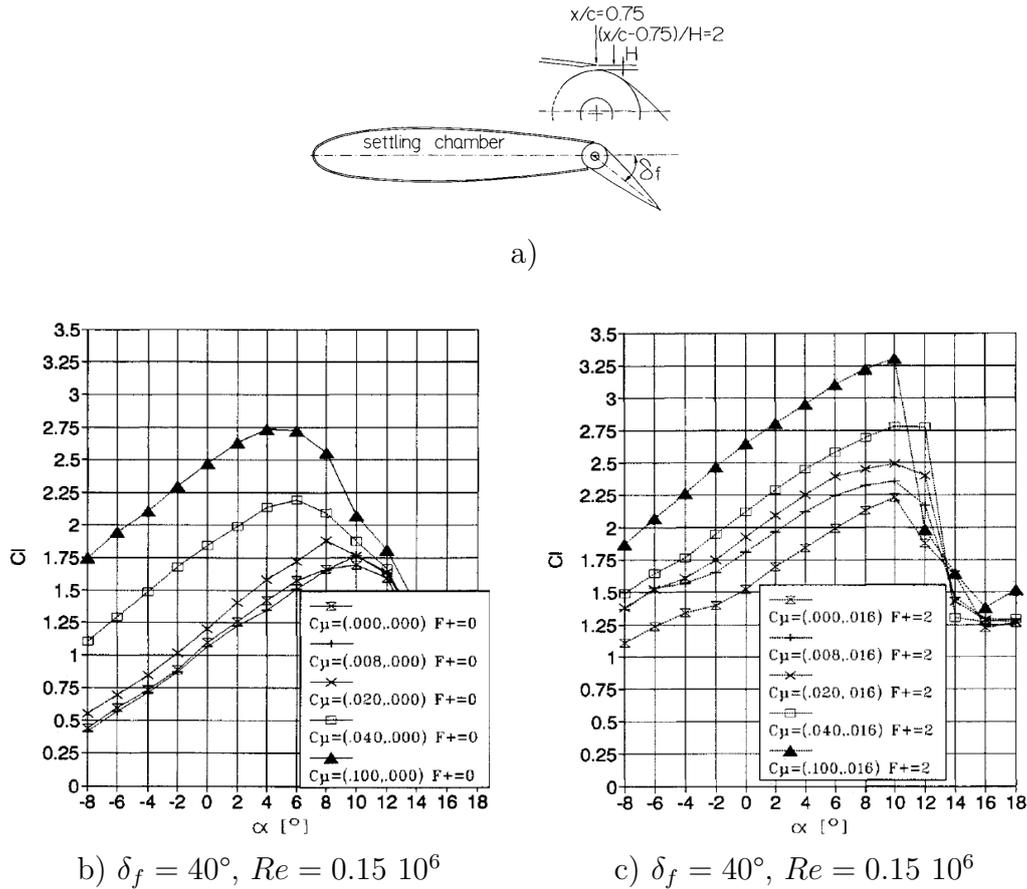


FIGURE 3.14 – a) Profil NACA 0015 muni d'un volet avec fente de soufflage, b) Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence  $\alpha$  (soufflage continu), c) Coefficient de portance en fonction d'angle d'incidence  $\alpha$  (soufflage synthétique). Avec :  $C_\mu$  le coefficient de quantité de mouvement et  $F^+$  la fréquence adimensionnée de soufflage [75].

automobile (Leclerc et al [81], ...).

### Jet pulsé :

Wu et al [82], suivis de Hermanson et al [83] ont montré qu'une modulation en amplitude à basse fréquence des micro-jets permet une pénétration quatre fois plus importante dans l'écoulement transverse ; on parle alors de jets pulsés. La fréquence d'actionnement a une influence directe sur la forme des jets créés, puisqu'une fréquence plus élevée induit un rapprochement des paires de tourbillons créés qui se recombinaient pour former une structure analogue à un jet libre. A l'inverse, une fréquence trop faible empêche une bonne interaction des jets avec l'écoulement. Cette technique a donné naissance à de nombreuses applications pour le contrôle des décollements [84, 85, 86].

### – Contrôle par parois mobiles

Plusieurs travaux portant sur le contrôle de décollement par mise en rotation des parois existent en littérature. On peut citer non exhaustivement ([87, 88, 89, 90], ...) alors que la première approche remonte au XVII<sup>e</sup> siècle avec *Newton* qui était probablement le premier à observer l'effet du contrôle de la couche limite par déplacement de la paroi sur la trajectoire d'une boule en rotation [91], bien que la base de l'effet n'ait pas été

entièrement identifiée. Presque 200 ans après, Magnus [92], a étudié notamment la portance créée par circulation qu'il a utilisée pour le fonctionnement de certains modes de propulsion. Une autre application est aussi illustré par ([93] en 1938) pour le contrôle de la couche limite par utilisation d'un cylindre en rotation au bord d'attaque d'une plaque plane. Le cylindre, de part sa rotation, permet d'accélérer localement le fluide à la paroi et d'apporter de la quantité de mouvement à l'écoulement. Cependant, l'application la plus pratique du contrôle par paroi mobile sur un profil aérodynamique a été démontrée par [94, 95, 96] et [97]. Ce dernier auteur présente une revue intéressante sur ses travaux liés au contrôle par cylindre tournant [5] et explore aussi expérimentalement et numériquement plusieurs dispositions (Figure 3.15.a) d'un cylindre tournant sur un profil de type *Joukowski*. Quelques résultats de contrôle sont illustrés sur la figure 3.15.b. Le profil *Joukowski* décroche à  $\alpha = 10^\circ$  correspondant à  $C_L \approx 0.87$ . Avec introduction d'un cylindre au bord d'attaque mais sans vitesse de rotation associée  $U_c/U_\infty = 0$ , les performances du profil chutent. Avec la mise en rotation du cylindre, même à un taux de rotation faible correspondant à  $U_c/U_\infty = 1$ , un gain considérable en portance est enregistré. Le coefficient de portance maximal mesuré avec  $U_c/U_\infty = 4$  était d'environ le double de la valeur du coefficient de portance de l'aile de base ( $C_L \approx 2$  à  $\alpha = 28^\circ$ ).

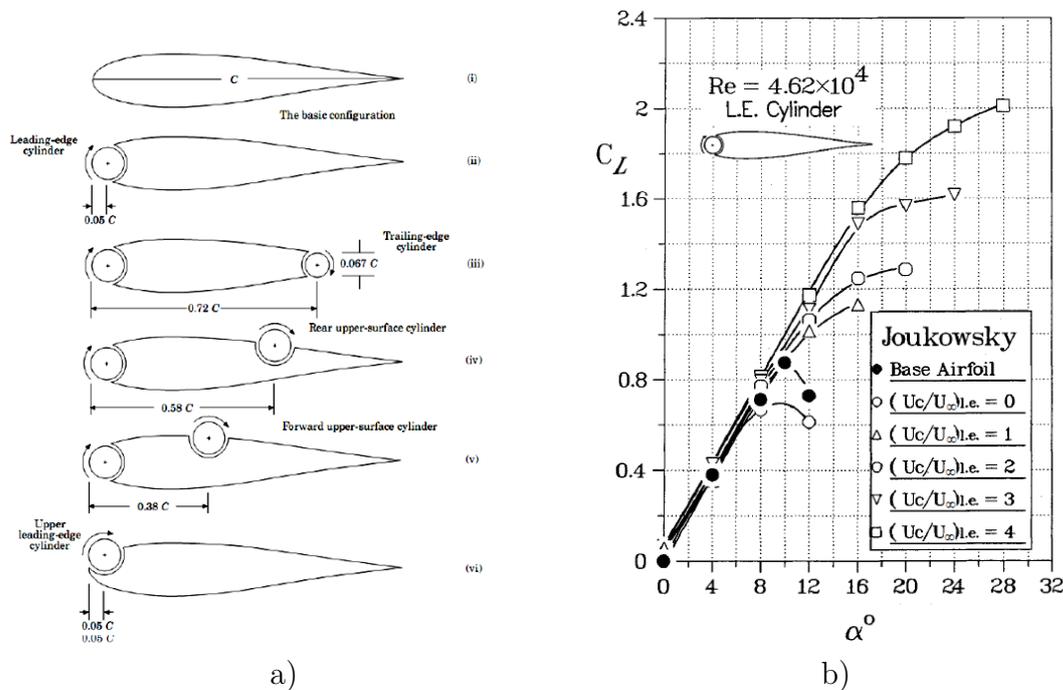


FIGURE 3.15 – a) Les différentes configurations étudiées avec le profil Joukowski, b) Effet de la rotation du cylindre sur la portance et les caractéristiques de décrochage du modèle Joukowski [97].

#### – Contrôle par vent ionique

Le contrôle de la couche limite par *vent électrique* ou *vent ionique* repose sur le principe d'une décharge électrique appliquée par le biais d'un actionneur électrohydrodynamique (EHD). Avec l'application d'une tension assez importante aux bords de ses électrodes, il se crée un mouvement de particules fluide dans le sens (*Anode*  $\rightarrow$  *Cathode*) qui accélère l'écoulement à condition que le vent ionique soit induit dans le même sens que l'écoulement principal (Figure 3.16.a). Plusieurs investigations portées sur l'application de ce

contrôle sur une plaque plane [98, 99, 100, 101], d'un cylindre [102] ou le cas d'un profil aérodynamique [103, 104] ont montré des résultats intéressants. L'efficacité du contrôle est confirmée à travers les résultats de visualisation dans le cas d'un cylindre ou d'un profil; elle est illustrée respectivement sur les figures 3.16.b et 3.16.c. Il est néanmoins très difficile d'envisager pour le moment des applications pratiques de cette technique qui reste réduite au stade de laboratoire en raison de son caractère gourmand en énergie.

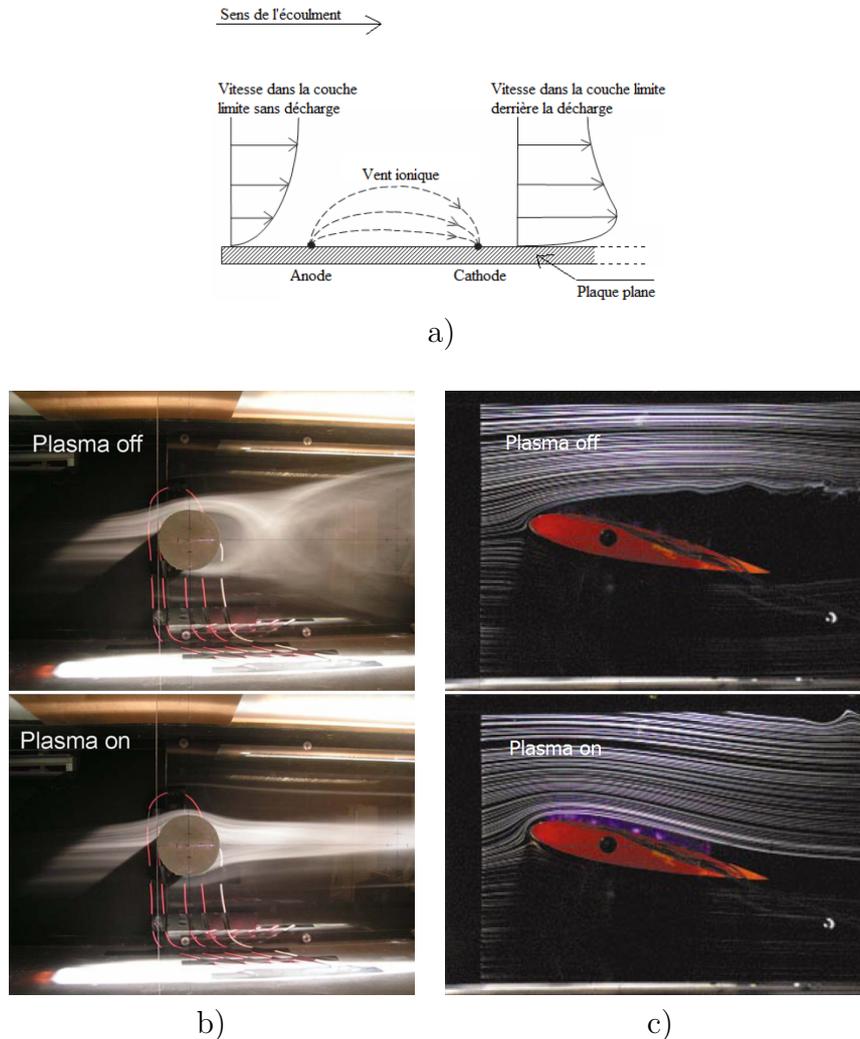


FIGURE 3.16 – a) *Principe de fonctionnement d'un actionneur électrohydrodynamique* [105], b) *Effet de l'actionneur sur un écoulement autour d'un cylindre* [106], c) *Recollement de l'écoulement séparé autour du profil NACA 0015 à  $\alpha = 12^\circ$*  [102].

### 3.5 Conclusion

Le travail effectué dans ce chapitre porte sur l'état de l'art concernant les différentes stratégies de contrôle de décollement avec un intérêt particulier au contrôle passif. Il apparaît que de nombreux systèmes de contrôle ont été investigués à ce jour. Les besoins actuels de l'industrie aéronautique tendent plutôt vers des systèmes de conception relativement légers et techniquement simples à mettre en place. De ce fait, les Générateurs de

Tourbillons passifs semblent les plus appropriés aux aspirations des constructeurs. Leur intérêt et d'autant plus grand tant ils présentent aussi l'avantage et la possibilité d'être rétractables en cas de non utilisation. Le développement croissant ainsi que les exigences actuelles en termes de contraintes environnementales et de sécurité des véhicules aériens imposent aux développeurs et chercheurs à proposer d'avantage de solutions pour améliorer la manœuvrabilité des appareils ainsi que leur efficacité. Ainsi, le travail effectué dans cette thèse s'inscrit dans le cadre de cette thématique en optant pour le contrôle par le biais des Générateurs de Tourbillons passifs.

# Chapitre 4

## Étude expérimentale du contrôle de la couche limite par des Générateurs de Tourbillons

### 4.1 Introduction

A l'issue de l'état de l'art bibliographique réalisé au chapitre précédent portant particulièrement sur le contrôle passif, il a été constaté qu'à travers l'abondance de travaux scientifique publiés, que ces techniques ont réussies à susciter un grand intérêt à la fois des milieux industriels et des centres de recherche. Le présent chapitre porte sur une étude principalement à caractère expérimental en vue de développer de nouvelles configurations du contrôle d'écoulements à l'aide de ce type de technique.

Trois configurations de Générateurs de Tourbillons<sup>1</sup> passifs ont été investigués expérimentalement et numériquement<sup>2</sup> pour contrôler la séparation de l'écoulement turbulent autour de profils NACA sur une large gamme d'angles d'attaque.

Dans un premier temps, nous allons traiter les résultats de chaque configuration développée séparément. En seconde phase, une étude comparative concernera l'efficacité du contrôle de l'ensemble des géométries présentées, et cela en tenant compte de divers aspects tels que le type de VGs utilisé (*Lin*, *Lin modifiée* et *aile Delta*), le type de profil (*cambré* et/ou *symétrique*) ainsi que le nombre de Reynolds de l'écoulement. En outre, une autre partie supplémentaire portera plus précisément sur la réduction de la traînée d'un profil aérodynamique par le moyen d'une forme particulière de VGs (en V) combinée avec l'adjonction de rugosités à la paroi.

### 4.2 Méthodologie

#### 4.2.1 Réalisation des maquettes

Les profils étudiés sont de type NACA; ils donnent lieu à un Gradient de Pression Adverse assez fort pour générer le décollement lorsqu'ils sont mis à fortes incidences. Le

---

1. Pour le reste du manuscrit, le terme "Générateurs de Tourbillons" sera abrégé sous cet acronyme "VGs".

2. voir Chapitre 5.

procédé de réalisation de ces profils est décrit méthodiquement comme suit :

1. *Préparation des sections des profils :*

Les coordonnées des profils sont obtenues à travers les équations décrites dans la section 2.4 du chapitre 2 décrivant les familles de profils à quatre chiffres. L'allure des différents profils réalisés est résumée sur la figure 4.1.

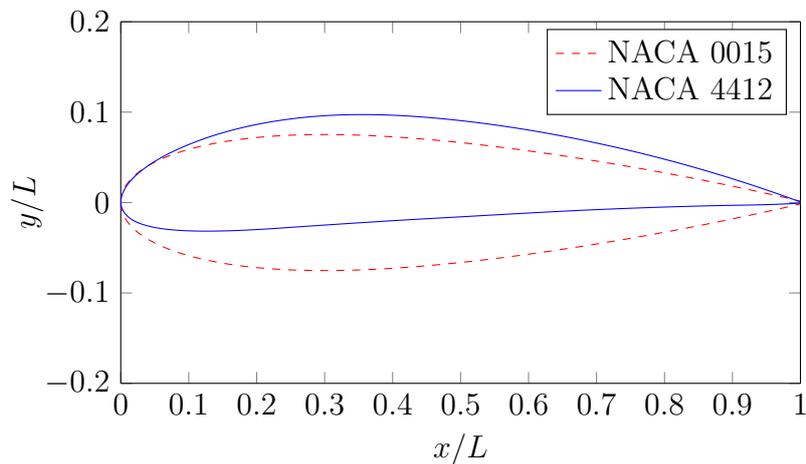


FIGURE 4.1 – Forme des profils utilisés pour la réalisation des maquettes.

La forme du profil ainsi obtenue est imprimée à une échelle (1 : 1) puis collée sur une tôle très mince de 0.3 mm d'épaisseur. Ensuite une découpe minutieuse est appliquée suivant le contour de la forme.

Une fois la découpe terminée, les bords du profil obtenu sont lissés par le moyen d'un papier abrasif très fin pour éliminer les imperfections dues à la découpe. Le perçage des différents trous qui permettent d'accueillir les tiges filetées (qui servent à maintenir l'ossature du profil) ainsi que l'emplacement réservé au passage des tubes capillaires (pour la mesure de la pression) sont aussi usinés.

2. *Ajout de plaques de gardes :*

L'écoulement d'un fluide autour d'une aile finie est caractérisé par l'apparition aux extrémités de cette dernière d'un enroulement tourbillonnaire dû à la présence d'une différence de pression entre l'intrados et l'extrados. Ces tourbillons, nommés "tourbillons marginaux", sont porteurs d'une traînée parasite et perturbent amplement la distribution de la pression sur l'aile. Pour pallier ce problème et simuler un profil d'aile, deux plaques d'acier sont soudées latéralement à l'aile permettent d'assurer un écoulement quasi-bidimensionnel sur toute l'envergure du profil.

3. *Assemblage des armatures :*

La figure 4.2 montre l'assemblage des éléments constitutifs de l'armature du profil.

4. *Finalisation du profil :*

Une plaque très fine de 0.3 mm d'épaisseur est découpée aux dimensions du profil final, couvrant une envergure de 0.2 m et une longueur équivalente à la courbure additionnée de l'intrados et de l'extrados du profil donné. De petites perforations de diamètre  $\Phi = 1.5$  mm réservées aux prises de pression statiques sont réalisées

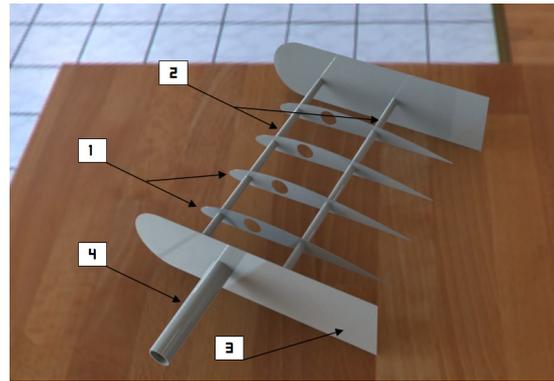


FIGURE 4.2 – Assemblage des armatures du profil (1 : Sections de profils, 2 : Tiges filetées, 3 : Plaques de gardes et 4 : Tube de suspension).

suivant l'axe médian de la plaque tout en respectant leurs emplacement précis (Figure 4.3). Ce type de profil est conçu pour assurer deux sortes de mesures, à savoir la distribution du champ de la pression pariétale ainsi que les forces de portance et de la traînée.

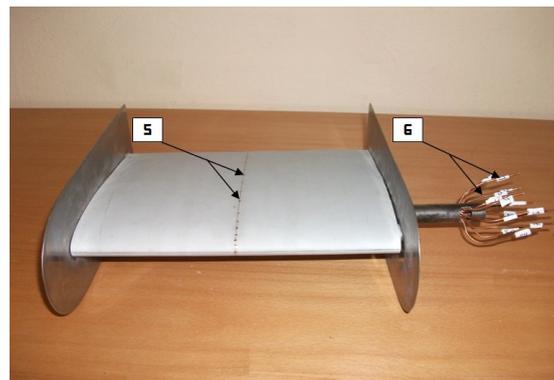


FIGURE 4.3 – Assemblage du profil final (5 : Prises de pression statique, 6 : Tubes capillaires à relier au manomètre).

## 4.2.2 Métrologie

### – Soufflerie

Les expériences sont menées dans une soufflerie subsonique de type *Deltalab*<sup>TM</sup> à circuit ouvert d'un rapport de contraction de 4 : 1. L'air est entraîné par un ventilateur centrifuge placé en aval de la veine d'essais ; cette dernière est en Plexiglas de section carrée d'une valeur égale à  $0.30 \times 0.30 \text{ m}^2$  et d'une longueur de 1.0 m.

### – Balance aérodynamique à jauges de contraintes :

Comme on est contraint d'augmenter la corde du profil, il a été convenu de fixer la corde de ce dernier à  $L = 0.15 \text{ m}$  (afin d'épargner au maximum les effets du blocage aérodynamique au niveau de la veine d'essais) et aussi vérifier les limites des efforts maximums mesurables par le biais de la balance aérodynamique dont on dispose au niveau du laboratoire. Selon les caractéristiques fournies par le constructeur, les efforts maximums mesurables

par un tel équipement sont résumés sur le tableau 4.1.

TABLE 4.1 – Caractéristiques techniques de la balance aérodynamique.

Balance aérodynamique de type <b>EI 450</b>	
Portance max	8 daN
Traînée max	8 daN

Le coefficient de portance maximum qu'on peut atteindre avec contrôle est d'environ  $C_{L \max} \approx 2.5$ . A partir de l'équation (2.1) donnée dans le chapitre 2, on peut facilement déduire l'envergure maximale admissible (avec  $U_\infty = 40 \text{ m/s}$ ) :

$$e = \frac{F_{z \max}}{\frac{1}{2}\rho L U_\infty^2 C_{L \max}} = \frac{80}{\frac{1}{2} \times 1.225 \times 0.15 \times 40^2 \times 2.5} \approx 0.2177 \text{ m}$$

On prendra :  $e = 0.2 \text{ m}$

Dans ces conditions, la balance aérodynamique est tout à fait adaptée aux pesées aérodynamiques s'exerçant sur nos maquettes.

– *Manomètre différentiel :*

La mesure des valeurs de la pression pariétale est obtenue grâce à un manomètre différentiel de 24 tubes (Figure 4.4). La valeur du coefficient de pression de l'équation (2.4) devient :

$$C_p = \frac{(P - P_0)}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = \frac{(Z - Z_0)}{(Z_A - Z_0)}$$

Avec :

$Z$  : côte du liquide correspondant à la pression  $P$  statique locale,  $Z_0$  : côte du liquide correspondant à la pression  $P_0$  (pression statique à l'infini amont),  $Z_A$  : côte du liquide correspondant à la pression d'arrêt  $P_A$ .

Les mesures sont faites suivant l'axe de symétrie des maquettes pour le cas sans contrôle, et suivant plusieurs positions de l'envergure délimité par une paire de générateurs de tourbillons pour le cas contrôlé (en raison du caractère tridimensionnel de l'écoulement).

– *Chaîne d'acquisition :*

L'acquisition des efforts de la portance et de la traînée est obtenue en utilisant une chaîne d'acquisition (Figure 4.4) constituée d'un conditionneur, d'un convertisseur de type *Brüel & Kjaer*<sup>TM</sup> et d'un ordinateur dans lequel est installée une plateforme *Pulse*<sup>TM</sup>. Ce dernier, à l'aide de ces outils génériques permet de créer et d'organiser des configurations de mesure, de modifier un projet, calibrer nos capteurs, configurer des fonctions de traitement des résultats, ...

Les procédures et les exigences de mesure varient beaucoup d'un utilisateur à l'autre. Pour s'adapter à cette disparité, l'interface graphique de *Pulse*<sup>TM</sup> s'articule sur des projets définis par l'utilisateur. Pour notre cas, deux capteurs de forces de la balance aérodynamique ont été programmés afin que le logiciel *Pulse*<sup>TM</sup> tienne compte des signaux électriques provenant de la déformation des jauges d'extensométrie due aux efforts de portance et de la traînée. Le calibrage de la chaîne a été effectué au préalable à travers la suspension de petites masses calibrées.

L'ensemble des essais réalisés est répété trois fois, la durée d'échantillonnage est de 60 s avec une fréquence d'acquisition de 500 Hz. La moyenne temporelle de chaque enregistrement est calculée puis l'effort moyen est considéré pour le calcul des valeurs du coefficient de portance  $C_L$  et de traînée  $C_D$ .

La figure 4.4 montre l'ensemble du dispositif expérimental.

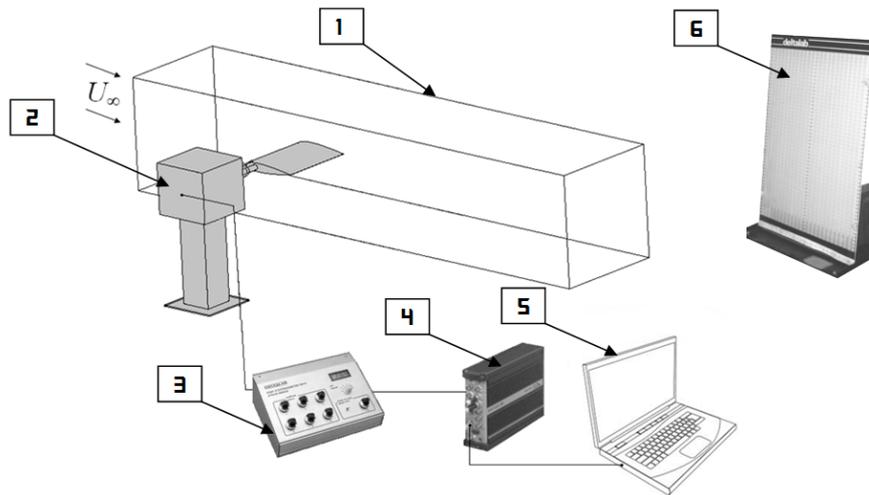


FIGURE 4.4 – Dispositif de mesure (1 : Veine d'essais, 2 : Balance aérodynamique, 3 : Conditionneur, 4 : Convertisseur, 5 : Acquisition et traitement de données sur ordinateur, 6 : Manomètre différentiel).

### 4.3 Contrôle du décollement par modification des VGs de Lin

Cette première partie est consacrée à l'investigation expérimentale du contrôle du décollement intervenant à l'extrados de profils NACA. La géométrie des générateurs de tourbillons proposée est basée sur la modification par ajout d'un élément à la forme des actionneurs passifs introduits par Lin [9]. L'étude d'optimisation des VGs est basée sur la méthode des plans d'expériences<sup>3</sup>. Les résultats obtenus sont analysés en tenant compte de plusieurs paramètres à savoir : la hauteur des VGs, l'angle d'ouverture, l'espacement entre une paire de VGs, l'effet du paramètre additionnel, etc.

#### 4.3.1 Forme des Générateurs de Tourbillons

La géométrie des générateurs de tourbillons développée pour créer la paire de tourbillons contra-rotative près de la paroi est illustrée sur la figure 4.5.a. Elle a été obtenue par l'ajout de l'élément "c" à la configuration de VGs étudiée par Lin représentée sur la figure 4.5.b. Les paramètres géométriques représentatifs sont explicités comme suit :

- $l$  : longueur des générateurs de tourbillons,
- $a$  : distance entre les éléments du VG (bord d'attaque),

<sup>3</sup>. Le lecteur intéressé peut consulter le livre de Montgomery [107] sur l'analyse des expériences par la méthode des plans d'expériences.

- $b$  : distance décrite au bord de fuite d'une paire de VGs,
- $H$  : hauteur d'un VGs,
- $c$  : l'élément additionnel,
- $\beta$  : angle d'ouverture d'un VGs.

L'ensemble des lignes de VGs confectionnées de différentes hauteurs, espacements, angles d'ouverture, sont fabriquées à l'aide de tôles très fines de 0.3 mm puis collées sur des rubans en plastique qui facilite leur positionnement à l'endroit précis suivant la corde et l'envergure du profil d'aile.

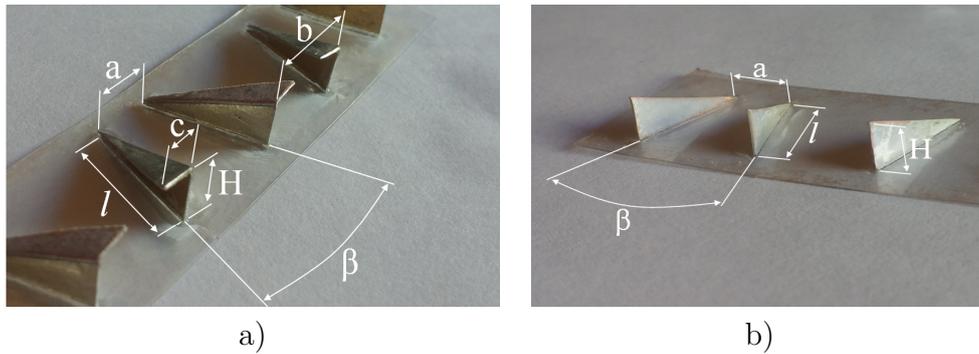


FIGURE 4.5 – Géométrie des Générateurs de Tourbillons : a) *Configuration de Lin modifiée*, b) *Configuration de Lin*.

#### ▷ *Simulation numérique préliminaire* :<sup>4</sup>

L'intérêt de cette présente étude numérique préliminaire est de permettre l'évaluation de l'état de l'écoulement non contrôlé. Ainsi, il est possible de déterminer les caractéristiques de la couche limite tel que son épaisseur " $\delta$ " qui servira de facteur dénominateur pour l'adimensionnalisation des paramètres géométriques des Générateurs de Tourbillons.

L'écoulement turbulent incompressible autour du profil NACA 0015 est analysé à l'aide des équations (2D-RANS)<sup>5</sup> approchées par la méthode des volumes finis. La résolution est effectuée par le biais du code de calcul *Fluent*<sup>TM</sup>. Le modèle de turbulence employé est le  $k - \omega$  *SST* à deux équations de transport. L'écoulement est porté à un nombre de Reynolds de  $2.5 \cdot 10^5$ .

Afin de s'assurer que l'utilisation des maillages plus fins ou plus grossiers n'influe pas sur la qualité des résultats de la simulation, il est nécessaire de bien fixer le paramètre de paroi  $y^+$ . Ce paramètre dépend de la résolution de la grille ainsi que de la vitesse de l'écoulement du fluide. Il est défini uniquement au niveau de la cellule adjacente aux parois. La valeur de  $y^+$  dicte comment l'effort du cisaillement à la paroi est calculé dont l'expression est donnée par l'équation (1.35), et qui peut être aussi écrite en fonction du coefficient de frottement moyen  $\overline{C}_f$  :

$$y^+ = \frac{yu_\tau}{\nu} = \frac{yU_\infty\sqrt{\overline{C}_f/2}}{\nu} \quad (4.1)$$

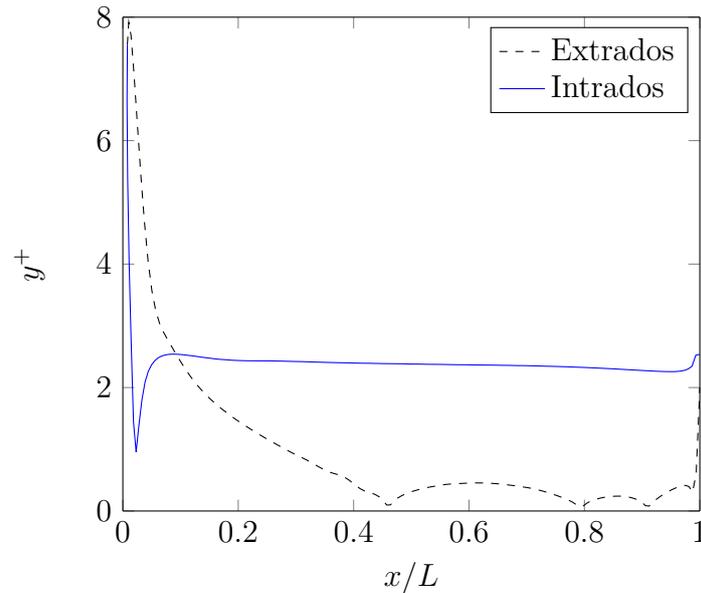
En approchant le profil par une plaque plane, le coefficient de frottement peut être exprimé à travers cette relation empirique [108] :

$$\frac{\overline{C}_f}{2} \approx 0.037 Re_L^{-0.2} \quad (4.2)$$

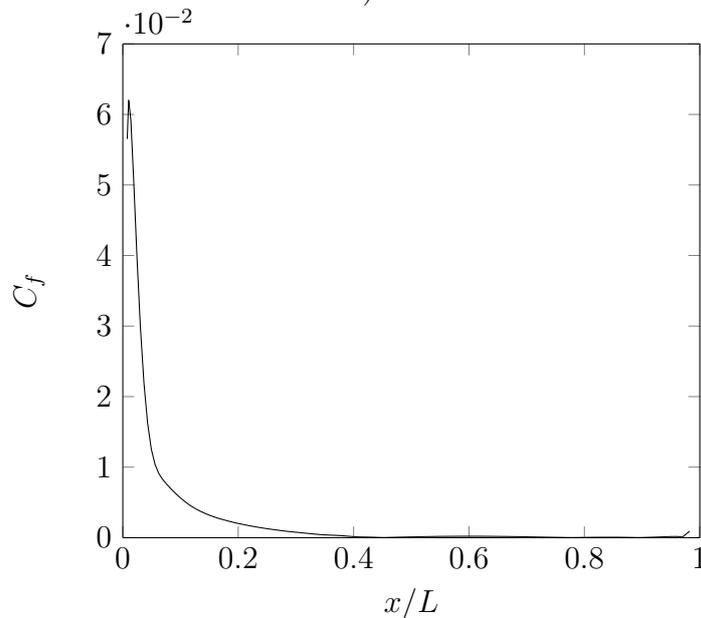
4. Un aperçu plus détaillé des simulations CFD effectuées est traité au chapitre 5.

5. (2 Dimensions-Reynolds Averaged Navier Stokes).

La valeur de  $y^+$  est définie uniquement au niveau de la cellule adjacente aux parois, sa valeur est fixée à  $y^+ \approx 2.5$  (au niveau de la sous couche visqueuse). On peut observer sur la figure 4.6.a l'évolution de  $y^+$  en fonction de l'abscisse réduite  $x/L$ . On remarque clairement que la taille de la première cellule est introduite correctement, la distribution des valeurs de  $y^+$  recensées sur l'extrados du profil NACA 0015 décrit un pic et une décroissance juste à l'aval du bord d'attaque, cela revient respectivement au fait que le fluide subit une accélération au niveau du bord d'attaque et une décélération juste après sous l'effet du gradient de pression défavorable.



a)



b)

FIGURE 4.6 – a) Évolution de  $y^+$  en fonction de  $x/L$ , CFD, b) Évolution de  $C_f$  le long de la corde,  $\alpha = 13^\circ$ , CFD.

Les valeurs du coefficient de frottement pariétal  $C_f$  correspondant à l'écoulement turbulent sont présentées dans la figure 4.6.b.  $C_f$  prend des valeurs significatives et positives jusqu'à  $x/L = 0.4$ . Pour les autres positions, l'évolution de  $C_f$  par rapport à  $x/L$  montre la formation d'un palier qui prend une valeur nulle à  $x/L = 0.4$ , indiquant une séparation du fluide de la paroi.

Les bords d'attaque des VGs étudiés sont placés à compter de 10% de la corde ; cette position est choisie sous la base de la distance de la ligne de séparation qui survient à environ 40% de la corde pour un angle d'attaque de  $\alpha = 13^\circ$ .

Les caractéristiques de l'écoulement à l'extrados du profil sont résumées sur les figures (4.7 et 4.8). Les valeurs de  $\delta_1$  et  $\delta_2$  sont obtenues par intégrations des formules (1.23 et 1.24) effectuées entre la surface du profil NACA 0015 et la valeur maximale de la vitesse tangentielle mesurée sur la normale au profil [109]. L'épaisseur de couche limite  $\delta$  est déterminée de façon arbitraire pour  $\frac{u}{U_\infty} = 0.99$ .

L'épaisseur de la couche limite estimée au niveau du bord de fuite des VGs ( $x/L \approx 0.19$ ) est égale à environ  $\delta \approx 10 \text{ mm}$  pour  $Re_L = 2.5 \cdot 10^5$  (Figure 4.7.a). La figure 4.7.b montre la variation de l'épaisseur de déplacement  $\delta_1/L$  obtenue pour différentes positions de  $x/L$ . Cette quantité croît brusquement à partir de  $x/L \approx 0.5$  et aux alentours de la même position on peut constater clairement l'amplification de la perte de quantité de mouvement de la couche limite (Figure 4.7.c).

Les caractéristiques globales déduites correspondant à la position du bord de fuite des générateurs de tourbillons sont résumées sur le tableau 4.2 suivant :

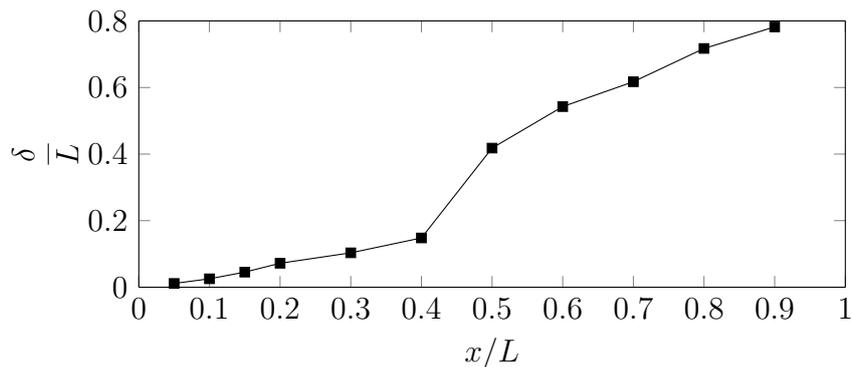
TABLE 4.2 – Caractéristiques de la couche limite,  $\alpha = 13^\circ$ , profil NACA 0015.

Paramètre	Valeur caractéristique
$x/L$	0.187
$U_{0.99} (ms^{-1})$	24.84
$\delta (m)$	0.010
$\delta_1 \times 10^4 (m)$	9.906
$\delta_2 \times 10^4 (m)$	5.080
$H_{12}$	1.95
$h$	0.49

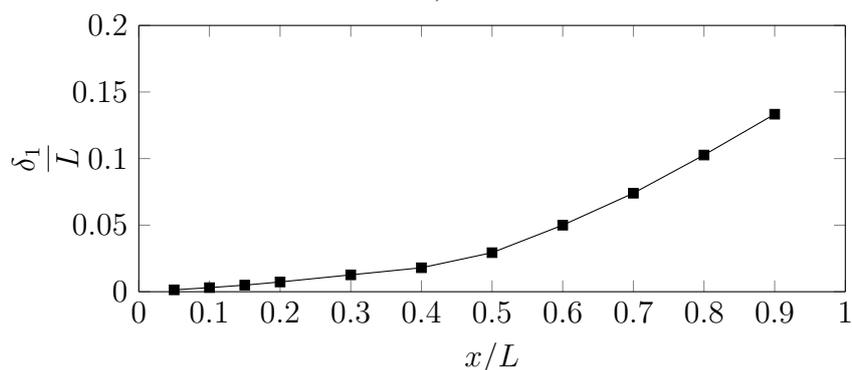
▷ **Validation de l'approche numérique :**

La validation des résultats de la simulation numérique effectuée pour le cas de l'écoulement bidimensionnel autour du profil NACA 0015 est résumée à travers la superposition des résultats de la distribution du coefficient de pression issus de l'expérience avec ceux obtenus numériquement (Figure 4.8).

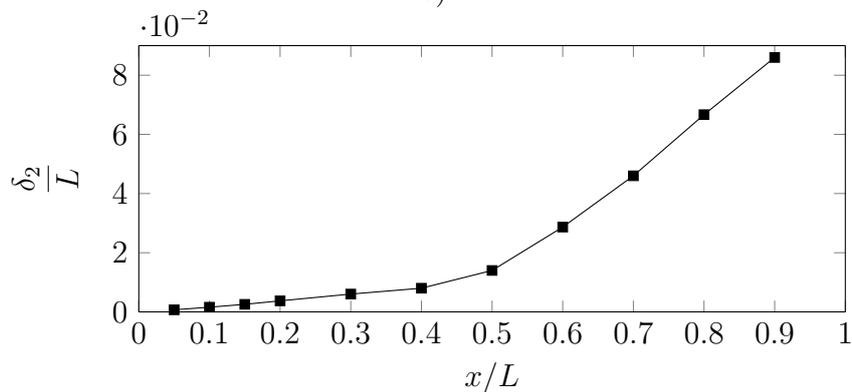
La confrontation des deux approches présente globalement une bonne concordance. Néanmoins, il est supposé que la légère différence entre les deux courbes revient à la présence des plaques de gardes dans les résultats expérimentaux et leur absence dans le cas idéaliste considéré dans les simulations numériques.



a)



b)



c)

FIGURE 4.7 – Différentes évolutions des épaisseurs caractéristiques de la couche limite : a) *Épaisseur de la couche limite réduite*, b) *Épaisseur de la couche de déplacement réduite*, c) *Épaisseur de la quantité de mouvement réduite*.

### 4.3.2 Organisation des essais et analyse des résultats par plans d'expériences

Traditionnellement, les chercheurs mènent leurs expériences séquentiellement par la variation des paramètres l'un après l'autre. Cela nécessite beaucoup de temps ainsi qu'un grand nombre d'expériences. La nécessité d'employer une méthode rationnelle [110] afin d'effectuer une recherche planifiée a encouragé les ingénieurs et les chercheurs à employer les méthodes statistiques. Les plans d'expériences [107] ont pour objectif principal d'obtenir le maximum d'informations à bas coûts.

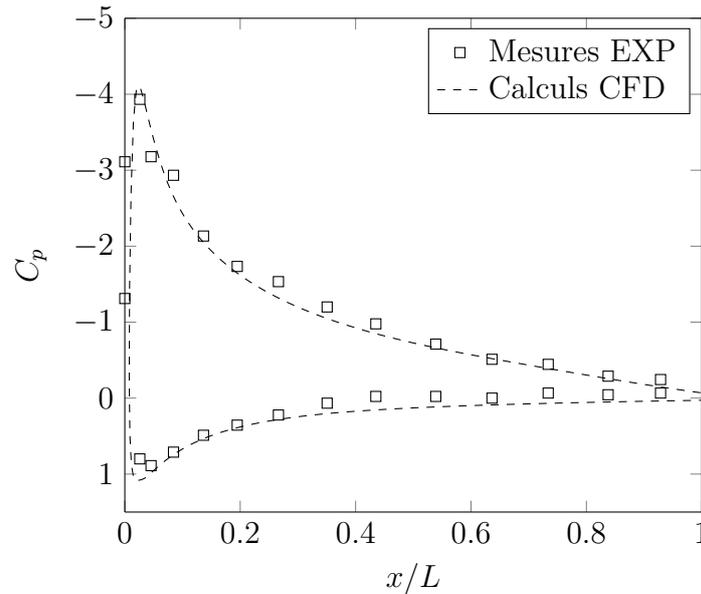


FIGURE 4.8 – Distribution du coefficient de la pression en fonction de  $x/L$ , NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

L'information désirée est en général pour qualifier l'influence de plusieurs paramètres (ou facteurs) sur un phénomène donné. Sur la base de ces informations, il est possible de déterminer le comportement du système étudié dans les différentes configurations possibles, et donc d'optimiser la réponse. Pour aboutir à ce résultat, la technique des plans d'expériences propose une stratégie de tests ayant une caractéristique principale de minimiser le nombre de tests à réaliser. Ils sont applicables à de nombreuses disciplines à partir du moment où l'on recherche le lien qui existe entre une grandeur d'intérêt  $y$  et des variables  $x_i$  :

$$y = f(x_i) \quad (4.3)$$

La méthode d'analyse de données utilisée permet la collecte, la synthèse et la présentation des données afin d'obtenir un maximum d'informations pour peu d'expérimentations. Afin d'effectuer une recherche expérimentale planifiée, la méthodologie des plans d'expériences est employée ici dans l'optique d'obtenir la configuration optimale des générateurs de tourbillons étudiés.

▷ **Choix des facteurs et niveaux de variation :**

Seulement quatre éléments ( $a$ ,  $H$ ,  $c$ ,  $\beta$ ) relatifs à la géométrie des générateurs de tourbillons (Figure 4.5.a) sont sélectionnés, les autres paramètres tels que  $b/c$  et  $l/H$  sont maintenus constants ( $b/c = 3$ ,  $l/H = 2.6$ ).

Le niveau de variation de chaque facteur est montré sur le tableau 4.3 où le *niveau 1* et le *niveau 2* représentent respectivement le niveau *bas* ( $-1$ ) et le niveau *haut* ( $+1$ ) (exprimés en variables réduites).

▷ **Sélection de la réponse de sortie :**

Le coefficient de portance est sélectionné en tant que réponse de sortie, la variation des degrés de succès entre les différentes configurations testées impose de faire un choix difficile pour sélectionner la configuration optimale à retenir. Seulement, un compromis impli-

TABLE 4.3 – Niveau de variation de chaque facteur.

Code	Facteur	Niveau 1	Niveau 2	Unité
A	$a/\delta$	0.55	0.70	/
B	$c/\delta$	0.30	0.45	/
C	$H/\delta$	0.35	0.55	/
D	$\beta$	30	48	(°)

quant simultanément l'amélioration de la portance et la réduction de la traînée peut aider à atteindre cet objectif.

▷ **Choix du plan d'expériences :**

L'étude d'un plan complet consiste à étudier toutes les combinaisons possibles des facteurs pris en considération dans l'analyse. Tous les facteurs comportent deux niveaux de variation chacun. Le nombre des expériences  $N$  nécessaire pour l'ensemble des combinaisons peut être calculé facilement par l'expression suivante :

$$N = 2^K \quad (4.4)$$

Où :  $K$  est le nombre de facteurs.

Pour notre cas d'étude, le nombre d'expériences nécessaire est égale à :

$$N = 2^4 = 16 \quad (\text{expériences}).$$

Dans le cadre de cette étude, seize configurations de ligne de Générateurs de Tourbillons ont été conçues suivant l'organisation des niveaux de variation pour chaque essai résumé sur le tableau 4.4. Afin de tenir compte de la contrainte de l'encombrement limité par l'envergure du profil, seulement, six paires de VGs sont apposées à chaque conception d'essai.

La matrice d'expériences se construit selon le tableau 4.4 pour le cas du plan complet de  $2^4$  avec les facteurs A, B, C et D :

- Colonne du 1<sup>er</sup> facteur : alternance de  $-1$  et  $+1$ ,
- Colonne du 2<sup>ème</sup> facteur : alternance de  $-1$  et  $+1$  de 2 en 2,
- Colonne du 3<sup>ème</sup> facteur : alternance de  $-1$  et  $+1$  de 4 en 4,
- Colonne du 4<sup>ème</sup> facteur : alternance de  $-1$  et  $+1$  de 8 en 8.

▷ **Réalisation des essais :**

La mesure des forces aérodynamiques est effectuée pour divers angles d'incidence par le biais du dispositif décrit sur la figure 4.4. Les courbes des coefficients de portance en fonction de la traînée (*non corrigées de l'effet de blocage*) sont représentées sur la figure 4.9, pour deux nombres de Reynolds. On peut remarquer sur cette figure que les angles de décrochage sont de  $13^\circ$  pour  $Re = 1.6 \cdot 10^5$  et  $15^\circ$  pour  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

Pour s'assurer de la reproductibilité des résultats, deux incidences en post-décrochage ( $\alpha = 16^\circ$  et  $\alpha = 17^\circ$ ) ont été analysées en tenant compte des différents effets et interactions mis en jeu, et cela pour un même nombre de Reynolds ( $Re = 2.5 \cdot 10^5$ ). Les réponses du contrôle pour les deux incidences citées sont résumées sur le tableau 4.5.

La configuration issue de l'expérience numéro 8 indiquée en vert sur le tableau 4.5 est sélectionnée en tant que géométrie optimale vu les gains enregistrés en terme d'amélioration des performances aérodynamiques. En effet, un gain de portance d'environ 14%

TABLE 4.4 – Plan factoriel complet à  $2^4$  expériences.

N ° de l'essai	Variables réduites			
	A	B	C	D
01	- 1	- 1	- 1	- 1
02	+1	- 1	- 1	- 1
03	- 1	+1	- 1	- 1
04	+1	+1	- 1	- 1
05	- 1	- 1	+1	- 1
06	+1	- 1	+1	- 1
07	- 1	+1	+1	- 1
08	+1	+1	+1	- 1
09	- 1	- 1	- 1	+1
10	+1	- 1	- 1	+1
11	- 1	+1	- 1	+1
12	+1	+1	- 1	+1
13	- 1	- 1	+1	+1
14	+1	- 1	+1	+1
15	- 1	+1	+1	+1
16	+1	+1	+1	+1

TABLE 4.5 – Réponses des coefficients de portance correspondant à 16 et à 17 degrés.

N ° de l'essai	Variables réduites				Réponse	
	A	B	C	D	$Y_{C_L, 16^\circ}$	$Y_{C_L, 17^\circ}$
01	- 1	- 1	- 1	- 1	0.8699	0.8393
02	+1	- 1	- 1	- 1	1.0479	0.9539
03	- 1	+1	- 1	- 1	1.1267	0.9611
04	+1	+1	- 1	- 1	1.0846	1.0153
05	- 1	- 1	+1	- 1	1.1668	1.0998
06	+1	- 1	+1	- 1	1.1810	1.1072
07	- 1	+1	+1	- 1	1.2113	1.1835
08	+1	+1	+1	- 1	1.2370	1.2767
09	- 1	- 1	- 1	+1	1.0220	0.8889
10	+1	- 1	- 1	+1	1.0693	0.8763
11	- 1	+1	- 1	+1	0.9416	0.8874
12	+1	+1	- 1	+1	1.1439	0.8949
13	- 1	- 1	+1	+1	1.1259	1.0224
14	+1	- 1	+1	+1	1.1157	0.9629
15	- 1	+1	+1	+1	1.1198	0.9741
16	+1	+1	+1	+1	1.1457	1.1055

est obtenu pour l'incidence de  $16^\circ$  et  $17^\circ$  pour l'incidence de  $17^\circ$ . En outre, un retard au décrochage de deux degrés est observé. La même remarque peut être faite concernant le coefficient de traînée pour lequel une réduction de l'ordre de 11% est enregistrée. Une analyse plus poussée des taux de contribution de chaque facteur ainsi que leurs classifica-

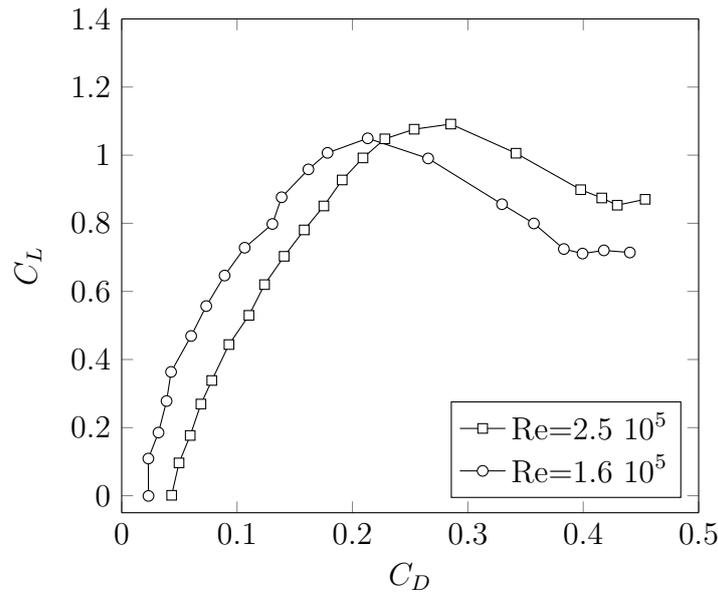


FIGURE 4.9 – Coefficient de portance  $C_L$  en fonction de  $C_D$ , profil NACA 0015, cas de référence.

tions par ordre d'influence est traité dans la section suivante.

▷ **Analyse des résultats :**

A travers le calcul des valeurs des effets principaux de chaque facteur et de leurs interactions, il est possible d'effectuer une étude relative des différents facteurs par rapport à leur degré d'influence sur la réponse. Ainsi, tout simplement, par l'examen des effets, les facteurs peuvent être classés en fonction de leur capacité à faire varier la réponse étudiée. Cette étude est souvent traduite graphiquement par des histogrammes. Le diagramme de *Pareto* [111] est utilisé pour identifier l'importance relative des différents facteurs afin de se focaliser uniquement sur les cas les plus impactants, plutôt que de traiter une variété de causes qui ont des effets négligeables. Ce diagramme et son utilisation sont aussi connus sous le nom de *Règle des 20/80* (20% des *causes* représentent 80% des *effets* et/ou *interactions*). Ce principe n'implique pas nécessairement une répartition 80 – 20, mais qu'environ 80% des effets sont le produit de 20% des causes [112]. Ses objectifs consistent à :

- Faire apparaître les causes essentielles d'un phénomène,
- Hiérarchiser les causes d'un problème,
- Évaluer les effets d'une solution,
- Mieux cibler les actions à mettre en œuvre.

Les effets et interactions, sont obtenus par l'intermédiaire d'un calcul matriciel donné par cette expression [113] :

$$E = \frac{1}{N} X^t Y \quad (4.5)$$

Avec :

- $E$  : vecteur des effets et interactions,
- $N$  : nombre d'expériences effectuées,
- $X^t$  : transposée de la matrice des effets,
- $Y$  : vecteur réponse.

– *Analyse graphique* :

Le calcul du taux de contribution de chacun des facteurs et interactions mis en jeu pour les deux incidences choisies montre que la loi de *Pareto* n'est pas applicable car 34.7% et 40% des causes représentent 80% des effets respectivement à 16° et 17° (Tableau 4.6).

Vu que la configuration optimale est obtenue pour une valeur de D portée à  $-1$ , et aussi qu'aucune amélioration significative n'est obtenue pour D portée à  $+1$ , nous retenons uniquement les trois facteurs A, B et C et fixons le paramètre D à  $-1$ . Ce qui impose à recalculer les effets et interactions mis en jeu et vérifier l'applicabilité de la loi de *Pareto*. Sur le tableau 4.7, les réponses correspondant aux incidences étudiées (16°, 17°) dans cet ordre, 17.39% et 8.7% des causes représentent 80% des effets. On peut dire dans ce cas que la loi de *Pareto* peut être utilisée [114].

La représentation schématique de la classification des différents effets et interactions est représentée sur les figures 4.10.a et 4.10.b. Pour résoudre le problème avec un maximum d'efficacité, nous allons agir seulement sur les 80% des effets. Pour cela il est nécessaire de tenir compte uniquement de ces facteurs et interactions (C, B, ABC et AB) pour  $\alpha = 16^\circ$  et (C, B et A) pour  $\alpha = 17^\circ$ .

L'analyse graphique a mis en évidence l'importance du facteur "C" qui représente la hauteur des générateurs de tourbillons, qui est considéré comme le facteur le plus influent aux deux incidences étudiées 16° et 17° avec un taux de contribution individuelle respectivement de 33.9% et 46.9%. Contrairement à la littérature existante [9], qui nous renseigne qu'on peut naturellement s'attendre à une augmentation de la traînée au fur et à mesure qu'augmente la valeur de  $H/\delta$ , les expériences résumées sur le tableau 4.5, montrent que les valeurs de "C" fixées à  $+1$  ( $H/\delta = 0.55$ ) sont plus performantes que celles portées à  $-1$  ( $H/\delta = 0.35$ ). Ce résultat montre l'intérêt de cette forme géométrique qui produit en même temps un gain de portance et une réduction de la traînée.

La position prise par le facteur "B" juste après le facteur le plus influent justifie tout l'intérêt de son ajout à la configuration de base. Avec un taux de contribution variant de 20% à 23% pour les deux cas, le facteur "B" est aussi considéré comme facteur influent. Une attention particulière est portée à cet élément. D'ailleurs, une étude comparative est entreprise dans les sections suivantes dans l'optique de déceler son importance.

La comparaison effectuée entre les résultats de référence (sans contrôle) et ceux obtenus après application du contrôle organisés par les plans d'expériences, donne les paramètres géométriques de la configuration finale retenue résumée dans le tableau 4.8.

### 4.3.3 Contribution de la configuration optimale à l'amélioration des coefficients aérodynamiques

▷ *Position des Générateurs de Tourbillons* :

La ligne de VGs est positionnée à 10% du bord d'attaque (Figure 4.11.a); la mesure des coefficients aérodynamiques à plusieurs incidences est réalisée par le moyen du dispositif décrit précédemment (Figure 4.4). A faible incidence, l'écoulement autour du profil non contrôlé est bidimensionnel, la mesure de la distribution de la pression pariétale est effectuée uniquement à une seule position au centre du profil. D'autre part, avec la mise en place des VGs, l'écoulement devient tridimensionnel, d'où la nécessité de balayer l'ensemble de l'espace défini par  $\Delta z$  comme le montre la figure 4.11.b.

TABLE 4.6 – Calcul des effets et interactions correspondant à 16° et à 17°, plan à 2<sup>4</sup>.

N° de l'essai	Effets				Interactions								Réponse					
	A	B	C	D	AB	AC	AD	BC	BD	CD	ABC	ABD	ACD	BCD	ABCD	$Y_{C_{L,16^\circ}}$	$Y_{C_{L,17^\circ}}$	
01	+1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	-1	-1	-1	-1	+1	0.8699	0.8393	
02	+1	-1	-1	-1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	-1	-1	1.0479	0.9539	
03	+1	-1	-1	-1	-1	+1	+1	-1	-1	+1	+1	-1	-1	+1	-1	1.1267	0.9611	
04	+1	+1	-1	-1	+1	-1	-1	-1	-1	+1	-1	-1	+1	+1	+1	1.0846	1.0153	
05	+1	-1	+1	-1	+1	-1	-1	+1	+1	-1	+1	-1	+1	+1	-1	1.1668	1.0998	
06	+1	-1	+1	-1	-1	-1	-1	+1	+1	-1	+1	-1	-1	+1	+1	1.1668	1.0998	
07	+1	-1	+1	-1	-1	+1	+1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	-1	+1	1.2113	1.1835	
08	+1	+1	+1	-1	+1	-1	-1	+1	-1	-1	+1	-1	-1	-1	-1	1.2370	1.2767	
09	+1	-1	-1	+1	+1	-1	-1	+1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	-1	1.0220	0.8889	
10	+1	-1	-1	+1	-1	+1	+1	+1	-1	-1	+1	-1	-1	+1	+1	1.0693	0.8763	
11	+1	-1	-1	+1	-1	-1	-1	+1	+1	-1	+1	-1	+1	-1	+1	0.9416	0.8874	
12	+1	+1	-1	+1	+1	+1	-1	+1	+1	-1	+1	+1	-1	-1	-1	1.1439	0.8949	
13	+1	-1	+1	+1	+1	-1	-1	-1	-1	+1	+1	-1	-1	+1	+1	1.1259	1.0224	
14	+1	-1	+1	+1	-1	+1	-1	-1	-1	+1	-1	+1	+1	-1	-1	1.1157	0.9629	
15	+1	-1	+1	+1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	-1	-1	-1	+1	-1	1.1198	0.9741	
16	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	1.1457	1.1055	
Paramètres	$a_0$	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_4$	$a_{12}$	$a_{13}$	$a_{14}$	$a_{23}$	$a_{24}$	$a_{34}$	$a_{123}$	$a_{124}$	$a_{134}$	$a_{234}$	$a_{1234}$		
	1.0992	0.0262	0.0244	0.0610	-0.0137	-0.0025	-0.0220	0.0070	-0.0116	-0.0221	-0.0197	0.0057	0.0264	-0.0072	0.0153	-0.0205		
	1.0031	0.0210	0.0342	0.0884	-0.0515	0.0148	0.0005	-0.0127	0.0092	-0.0203	-0.0238	0.0198	0.0116	0.0091	0.0005	0.0015		

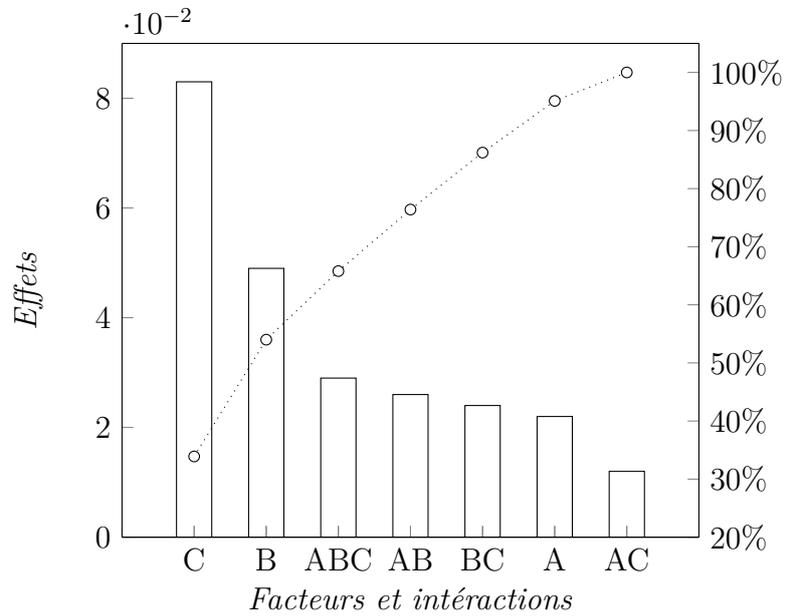
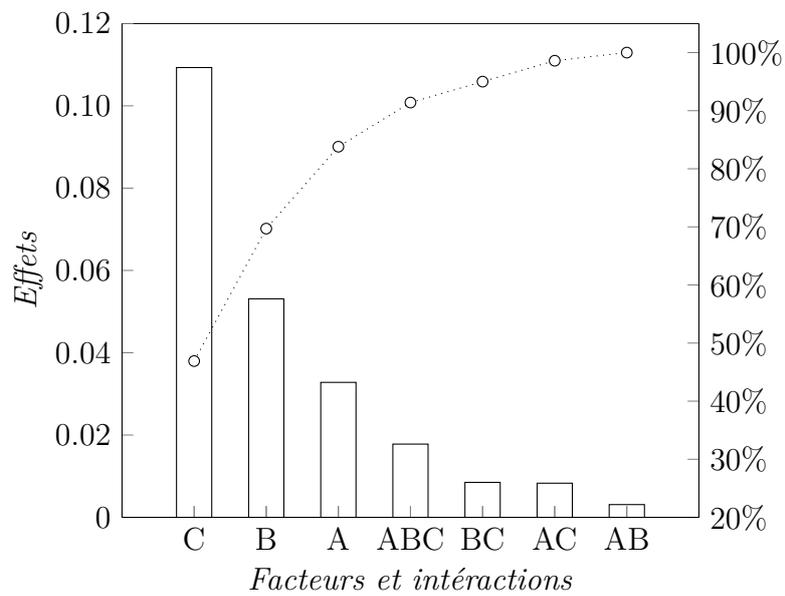
a)  $\alpha = 16^\circ$ b)  $\alpha = 17^\circ$ 

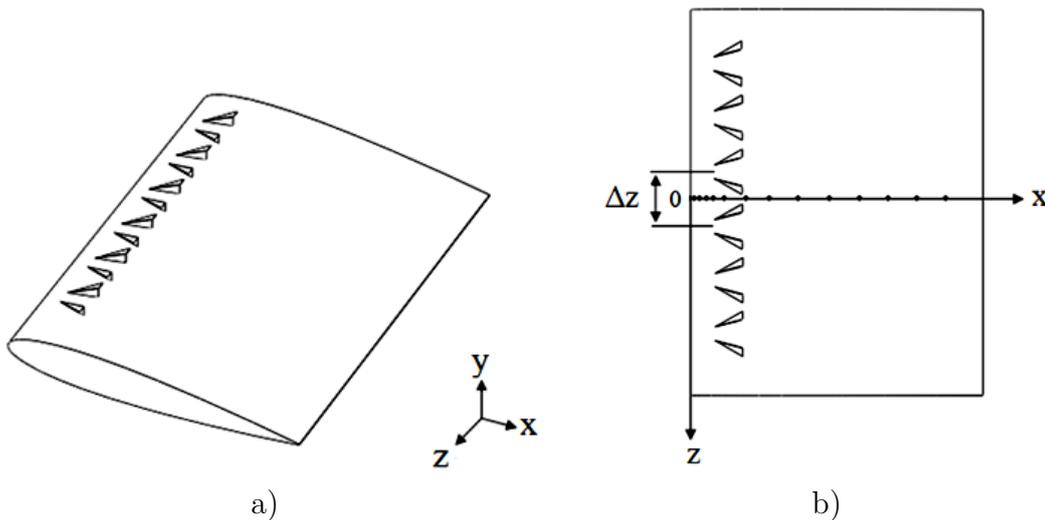
FIGURE 4.10 – Classification des effets et interactions par ordre d'influence à l'aide du diagramme de *Pareto*, les barres représentent la contribution des effets, -o- taux de contribution des effets cumulés.

TABLE 4.7 – Calcul des effets et interactions correspondant à  $16^\circ$  et à  $17^\circ$ , plan à  $2^3$ .

N° de l'essai	Moy	Effets			Interactions				Réponse	
		A	B	C	AB	AC	BC	ABC	$Y_{C_L, 16^\circ}$	$Y_{C_L, 17^\circ}$
01	+1	-1	-1	-1	+1	+1	+1	-1	0.8699	0.8393
02	+1	+1	-1	-1	-1	-1	+1	+1	1.0479	0.9539
03	+1	-1	+1	-1	-1	+1	-1	+1	1.1267	0.9611
04	+1	+1	+1	-1	+1	-1	-1	-1	1.0846	1.0153
05	+1	-1	-1	+1	+1	-1	-1	+1	1.1668	1.0998
06	+1	+1	-1	+1	-1	+1	-1	-1	1.1668	1.0998
07	+1	-1	+1	+1	-1	-1	+1	-1	1.2113	1.1835
08	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	+1	1.2370	1.2767
Paramètres	$a_0$	$a_1$	$a_2$	$a_3$	$a_{12}$	$a_{13}$	$a_{23}$	$a_{123}$		
	1.1157	0.0220	0.0492	0.0834	-0.0261	-0.0120	-0.0241	0.0289		
	1.0546	0.0337	0.0546	0.1122	0.0032	-0.0085	0.0087	0.0183		

TABLE 4.8 – Configuration finale des VGs de Lin modifiés.

Variable réduite	$a/\delta$	$c/\delta$	$H/\delta$	$\beta$	$b/c$	$l/H$
Niveau	0.70	0.45	0.55	$30^\circ$	3.00	2.60

FIGURE 4.11 – Disposition des générateurs de tourbillons : a) *Vue en perspective*, b) *Vue de dessus*.

▷ **Effet de la variation du nombre de Reynolds sur les coefficients aérodynamiques :**

Le but de ces expériences est de démontrer la capacité des générateurs de tourbillons à

modifier l'écoulement à l'extrados d'un profil aérodynamique. La figure 4.12 montre la superposition des courbes du coefficient de portance en fonction du coefficient de traînée correspondant au cas de référence et avec contrôle à l'aide de la géométrie des VGs donnée par le tableau 4.8. Pour les deux nombres de Reynolds étudiés, une amélioration de la portance est observée. A un nombre de Reynolds égal à  $1.6 \cdot 10^5$ , l'effet du contrôle sur le coefficient de portance est moins efficace que dans le cas avec  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . En effet, seulement 5% de l'augmentation de portance relative est observée pour le premier cas ( $Re = 1.6 \cdot 10^5$ ) et un gain évalué à 17% en rapport avec le deuxième cas ( $Re = 2.5 \cdot 10^5$ ) comparé à  $C_{L_{max}}$ . Les résultats montrent également une amélioration de l'angle de décrochage de deux degrés dans les deux cas d'étude.

L'analyse de la traînée révèle une plus grande efficacité des générateurs de tourbillons sur la réduction de la traînée aux écoulements à faible nombre de Reynolds aux fortes incidences. La diminution de la traînée est de  $-11\%$  pour les grandes vitesses,  $\frac{\Delta C_D}{C_D}$  est d'environ  $-16\%$  à faibles vitesses. A bas nombre de Reynolds, la production d'une traînée parasite est aussi recensée pour toute la gamme des faibles angles d'attaque, ce qui n'est pas le cas à haut nombre de Reynolds.

Cependant, la finesse  $C_L/C_D$  est augmenté de 28.3% pour  $Re = 2.5 \cdot 10^5$  et 23.6% pour  $Re = 1.6 \cdot 10^5$ , respectivement à  $17^\circ$  et  $15^\circ$ .

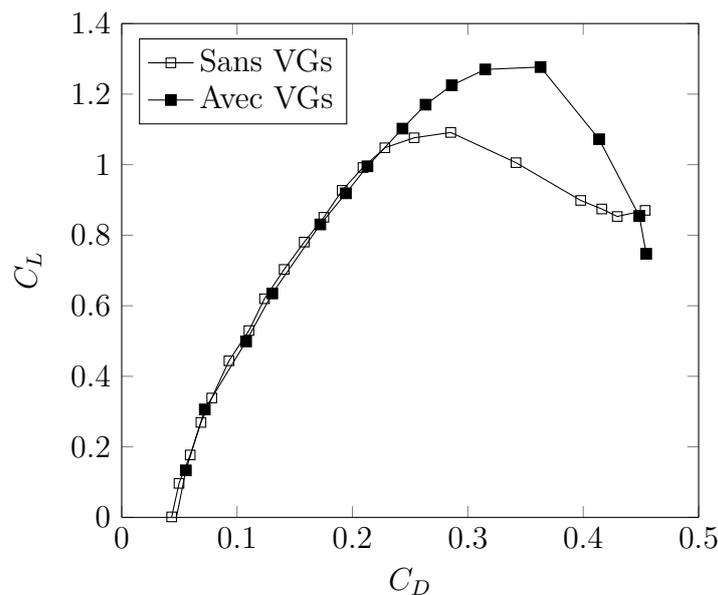


FIGURE 4.12 – Coefficient de portance en fonction de coefficient de traînée, avec et sans contrôle,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

#### ▷ *Étude comparative de l'effet du facteur "B" :*

L'étude comparative effectuée a concerné les résultats de contrôle par le biais de la configuration proposée donnée par le tableau 4.8 ainsi que les résultats de la même configuration dépourvue de l'élément additionnel (Facteur "B").

En terme d'amélioration des coefficients aérodynamiques, il est clair que les VGs équipés de l'élément additionnel sont beaucoup plus performants. Ceci est traduit par le gain en portance maximale ainsi que le retard au décrochage enregistré (Figure 4.13).

Le caractère tridimensionnel de l'écoulement contrôlé impose d'explorer plusieurs posi-

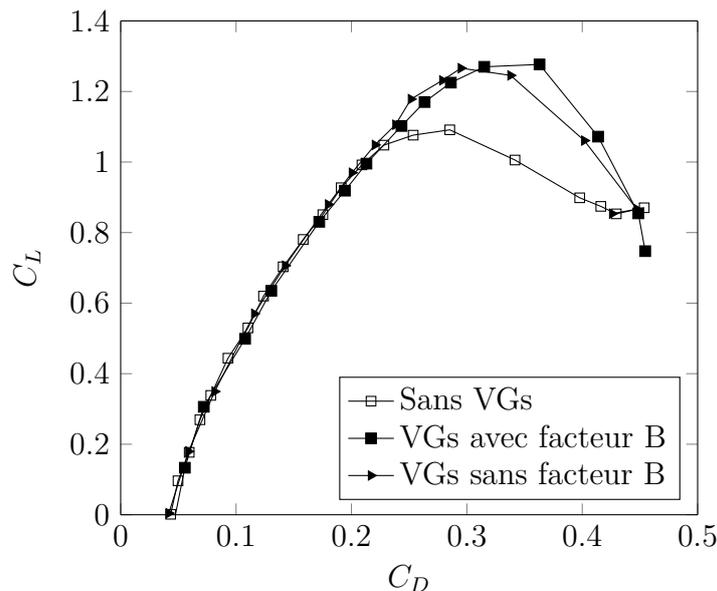


FIGURE 4.13 – Courbes du contrôle avec et sans la présence du facteur "B" comparées au cas de référence,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

tions de l'envergure afin de déterminer la distribution du coefficient de pression à l'extrados du profil affectée par la présence des VGs (Figure 4.14). Pour ce faire, les mesures de pression sont effectuées sur cinq positions de l'envergure suivant une paire de VGs délimité par l'espacement  $\Delta z$  (Figure 4.11.b). Le traitement de données ainsi que le tracé des différentes cartographies des champs de pression sont effectués sous le logiciel *Matlab*<sup>TM</sup> à travers un programme conçu à cet effet.

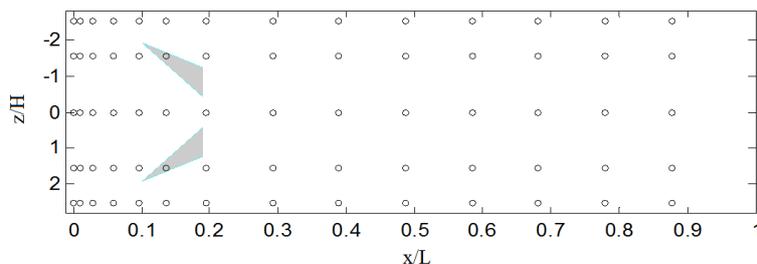


FIGURE 4.14 – Position des prises de pression.

### 1. En présence du facteur "B" :

Les distributions des champs de pression à la paroi indiquées sur les figures (4.15 et 4.16) montrent une distribution quasi-périodique de la pression sur l'extrados du profil NACA 0015. Une forte dépression est observée dans l'espacement défini par le facteur A ( $a/\delta$ ). Le contrôle met en évidence la présence d'une paire de tourbillons qui se prolonge à une très grande distance à compter du bord d'attaque. L'écoulement est affecté non seulement en aval des générateurs de tourbillons, comme indiqué dans la distribution iso-valeurs (Figures 4.16.a et 4.16.b), mais aussi en amont des VGs à proximité du bord d'attaque. Les tourbillons ainsi créés apportent

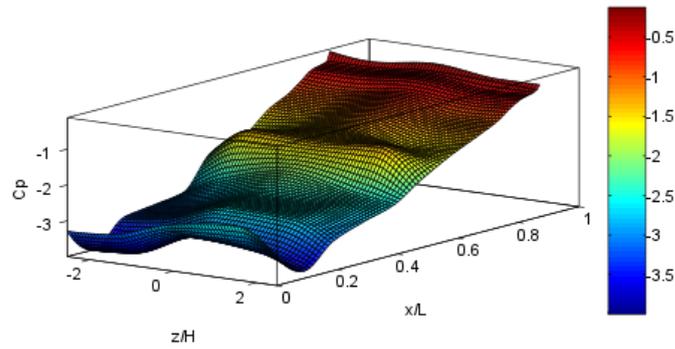
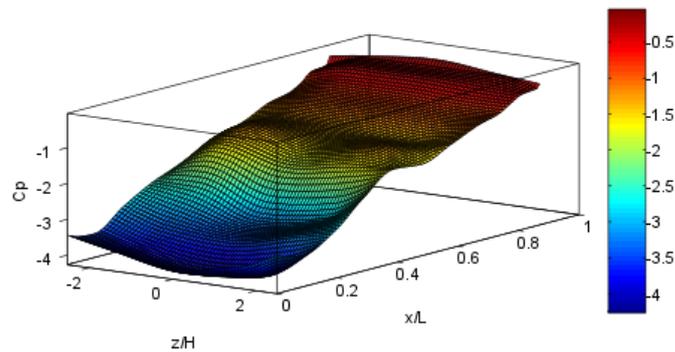
a)  $Re = 1.6 \cdot 10^5, \alpha = 15^\circ$ b)  $Re = 2.5 \cdot 10^5, \alpha = 16^\circ$ 

FIGURE 4.15 – Distribution du coefficient de pression tridimensionnel, avec le facteur "B".

de la quantité de mouvement au fluide, ce qui génère une zone de forte dépression qui s'étale sur une large distance à compter du bord d'attaque ( $\approx 0.6$ ). Cette modification de l'état de l'écoulement recolle la couche limite préalablement séparée de la paroi et retarde l'angle de décrochage.

## 2. En absence du facteur "B" :

Les figures (4.17 et 4.18) illustrent la distribution des champs de pression à deux vitesses différentes et à deux angles d'attaque dans le cas sans le facteur "B". En comparaison avec le cas précédent, nous remarquons qu'une distribution asymétrique du champ de pression est observée sur les figures 4.17.a et 4.17.b. Ceci peut également être constaté dans la représentation de la distribution des iso-valeurs (Figures 4.18.a et 4.18.b).

### ▷ Conclusions et recommandations :

Les études entreprises ont permis d'effectuer des tests relatifs au contrôle du décollement, et ce par la mise en place d'une stratégie d'optimisation des paramètres géométriques des générateurs de tourbillons basée sur les plans d'expériences. L'étude graphique a souligné l'importance du facteur "C" représentant la hauteur des VGs. Cet élément est considéré comme étant le facteur le plus influent avec un taux de contribution de 33.9% et 46.9% respectivement à  $\alpha = 16^\circ$  et  $\alpha = 17^\circ$ . L'analyse des résultats a permis de mettre en évidence une géométrie optimale de VGs produisant des améliorations optimales d'environ 17% de portance et  $-16\%$  de réduction de la traînée.

L'effet de la variation du nombre de Reynolds est également analysé ; il est montré que le

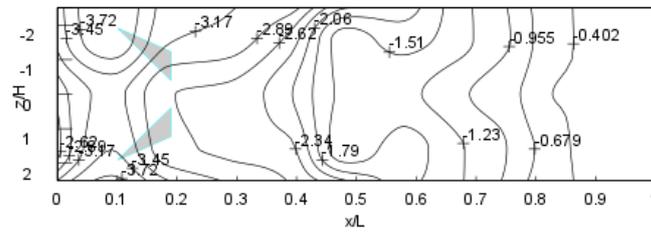
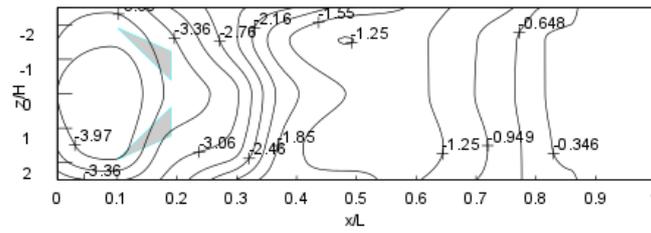
a)  $Re = 1.6 \cdot 10^5, \alpha = 15^\circ$ b)  $Re = 2.5 \cdot 10^5, \alpha = 16^\circ$ 

FIGURE 4.16 – Distribution des isovaleurs du coefficient pression, avec le facteur "B".

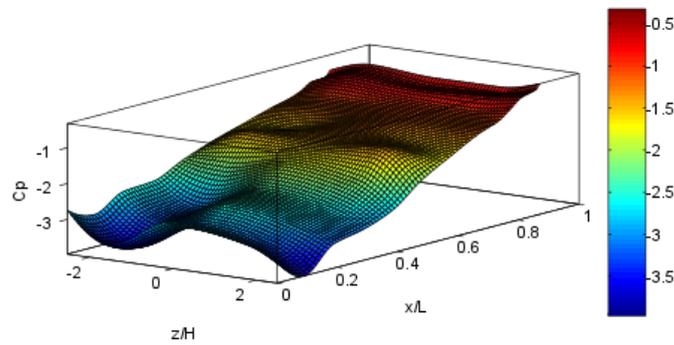
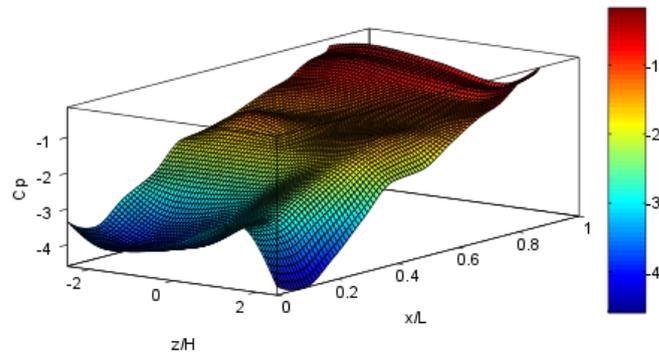
a)  $Re = 1.6 \cdot 10^5, \alpha = 15^\circ$ b)  $Re = 2.5 \cdot 10^5, \alpha = 16^\circ$ 

FIGURE 4.17 – Distribution du coefficient de pression tridimensionnel, sans le facteur "B".

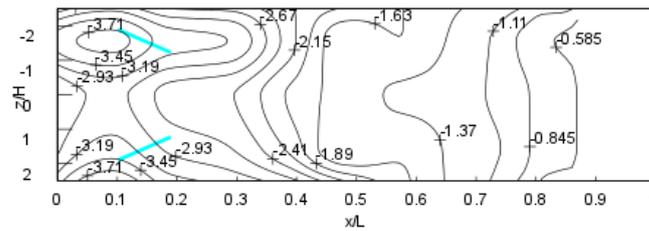
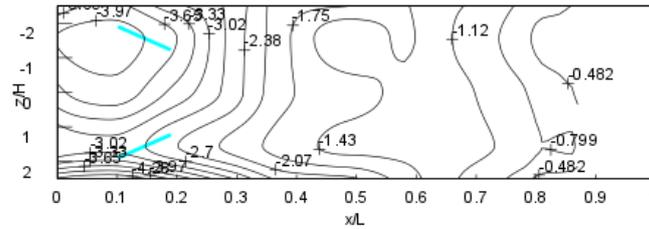
a)  $Re = 1.6 \cdot 10^5, \alpha = 15^\circ$ b)  $Re = 2.5 \cdot 10^5, \alpha = 16^\circ$ 

FIGURE 4.18 – Distribution des isovaleurs du coefficient pression, sans le facteur "B".

contrôle à hauts nombres de Reynolds est beaucoup plus efficace pour l'amélioration du rapport portance/trainée.

L'étude comparative réalisée a démontré qu'une plus grande efficacité du contrôle est obtenue lorsque les générateurs de tourbillons sont équipés du facteur "B" (désignant l'élément additionnel) ; ceci est confirmé à travers la mesure d'efforts ainsi que la distribution de la pression tridimensionnelle.

## 4.4 Contrôle du décollement par VGs en forme d'aile Delta

Dans cette partie du travail, on s'intéresse au contrôle du décollement naissant à l'extrados des profils aérodynamiques par le biais d'une nouvelle forme de générateurs de tourbillons en forme de Delta [115] (du symbole grec  $\Delta$ ) en vue de déceler les conséquences sur les performances aérodynamiques du profil NACA 4412.

Le choix d'utilisation de ce type de générateurs de tourbillons réside du fait que l'écoulement autour d'une aile Delta se distingue par l'apparition, à partir d'incidences relativement faibles, d'un enroulement de la nappe tourbillonnaire aux bords d'attaque qui génère deux tourbillons d'apex entraînés par l'écoulement longitudinal. Les tourbillons d'ailes Delta sont connus pour être très intenses et leur éclatement se produit seulement à incidences élevées.

Les résultats obtenus à travers l'investigation expérimentale sont analysés en tenant compte de plusieurs paramètres tels que l'espacement, la hauteur, l'angle d'apex, l'inclinaison relative des VGs ainsi que l'influence de la position des générateurs de tourbillons étudiés par rapport à la corde du profil. Différentes vitesses ont été testées en soufflerie dans le but de déterminer l'effet du nombre de Reynolds sur l'efficacité du contrôle.

Aussi, la nouvelle configuration obtenue est testée sur différents types de profils qu'ils soient cambrés ou symétriques.

#### 4.4.1 Caractéristiques aérodynamiques des ailes Delta

##### ▷ *Écoulement de fluide autour d'ailes Delta<sup>6</sup> simples :*

Ce type particulier d'ailes a fait l'objet de nombreuses recherches théoriques et expérimentales intéressant l'aspect physique de l'écoulement tel que le champ de vitesse, la pression ou encore l'éclatement des tourbillons d'extrados. Cette forme a connu de nombreuses applications, elle est encore retenue aujourd'hui pour de nombreux avions de chasse supersoniques pour ses performances aérodynamiques ainsi que sa bonne résistance structurelle. Le concept d'angles privilégiés introduit par le professeur M. Le Ray [115] montre une quantification de la valeur de l'angle formé par les tourbillons en cornet. Les visualisations alors effectuées sur de nombreuses ailes Delta à plusieurs angles d'apex ont révélé que les tourbillons (Figure 4.19) occupent exclusivement des positions correspondant à des valeurs d'angles privilégiés et donnés par la relation :

$$\cos\theta_{i,j} = \frac{j}{\sqrt{i(i+1)}} \quad (4.6)$$

Avec :  $i$  et  $j$  des entiers tels que  $j$  est compris entre  $-i < j < +i$ .

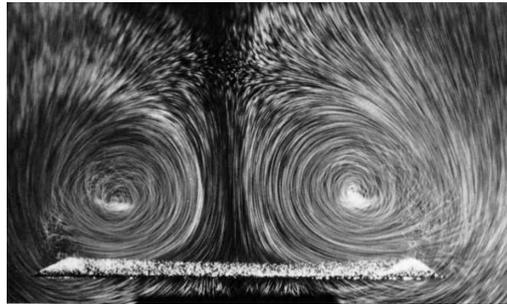


FIGURE 4.19 – Visualisation avec injection de minuscules bulles d'air dans l'eau de la paire de tourbillons au niveau du bord de fuite d'une aile Delta en incidence [69].

L'équation 4.6 traduit à l'échelle microscopique la quantification du moment cinétique orbital et définit macroscopiquement deux familles d'angles privilégiés :

1. Famille donnée par  $(i = j)$  :  
Correspond aux angles de :  $\theta_{11} = 45^\circ$ ,  $\theta_{22} = 35.3^\circ$ ,  $\theta_{33} = 30^\circ$ ,  $\theta_{44} = 26.6^\circ$ , ...
2. Famille donnée par  $(j = 2, i \geq 2)$  :  
Correspond aux angles de :  $\theta_{22} = 35.5^\circ$ ,  $\theta_{32} = 54.7^\circ$ ,  $\theta_{42} = 63.4^\circ$ ,  $\theta_{52} = 68.6^\circ$ , ...

Il existe une corrélation directe entre l'angle privilégié  $\beta$  et l'angle formé par l'aile (angle d'apex  $\alpha$ ) désignée par la loi de filiation suivante :

$$(\sin \alpha)^2 = \frac{1}{2}(\sin \beta)^2 \quad (4.7)$$

---

6. Les ailes Delta connaissent de nombreuses variantes : Delta simple, brisée ou double Delta, Delta tronquée, Delta avec empennage ...

De plus les ailes Delta à apex privilégié semblent présenter de meilleures performances aérodynamiques (comparativement aux apex non privilégiés) ; d'où l'intérêt d'explorer leur efficacité comme générateurs de tourbillons.

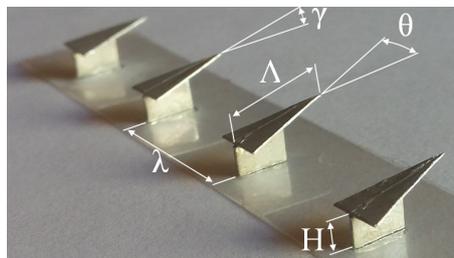
▷ ***VGs en forme d'aile Delta :***

La nouvelle forme des générateurs de tourbillons proposée est illustrée sur la figure 4.20.a. Quatre paramètres géométriques caractérisent cette forme, à savoir :

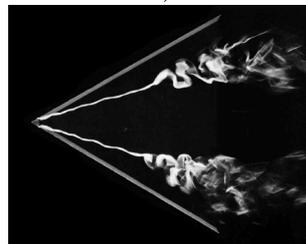
- $H$  : la hauteur au niveau du bord de fuite des VGs,
- $\lambda$  : l'espacement entre une paire de VGs,
- $\gamma$  : l'inclinaison relative des VGs,
- $\theta$  : l'angle d'apex des VGs,
- $\Lambda$  : corde des VGs.

La corde des VGs exprimée par  $\Lambda$  est fixée à une valeur équivalente de la corde réduite du profil qui est égale à environ 7%.

La figure 4.20.b montre la visualisation de ces tourbillons et leur éclatement donnée par Werlé [116] :



a)



b)

FIGURE 4.20 – a) *Configuration en aile Delta*, b) *Visualisation des tourbillons d'ailes Delta* [116].

▷ ***Approche numérique et validation :***

La simulation numérique bidimensionnelle de l'écoulement autour du profil NACA 4412 est effectuée en utilisant le code de calcul *Fluent*<sup>TM</sup> dans le but d'évaluer l'épaisseur de la couche limite  $\delta$  à travers la distribution du profil de vitesse. La hauteur des VGs est généralement exprimée en fonction de ce paramètre et influence directement sur leur efficacité. La figure 4.21 représente le profil de vitesse exprimé en variables réduites. Le profil est extrait à une position de  $x/L = 0.16$  correspondant à la position au bord d'attaque d'un VGs. L'écoulement est à un nombre de Reynolds de  $Re = 2.5 \cdot 10^5$  et à une incidence de  $12^\circ$ . L'épaisseur de la couche limite estimée à 99% de  $U_e$  dans ces conditions est évaluée à environ 3 mm.

La validation des résultats de la simulation numérique est effectuée par la superposition

de l'évolution de la pression pariétale avec des données expérimentales. La comparaison sur la figure 4.22 entre nos résultats CFD et ceux fournis par Pinkerton [117] affiche une très bonne concordance.

Cette validation présente une phase importante dans la présente étude; le but est de mettre sous la forme adimensionnelle les paramètres géométriques des générateurs de tourbillons en utilisant l'épaisseur de la couche limite  $\delta$ .

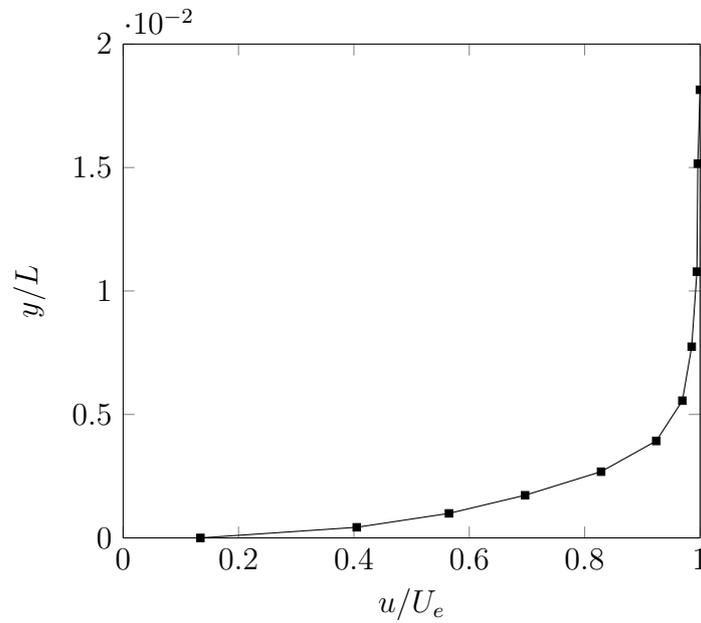


FIGURE 4.21 – Profil de vitesse à  $x/L = 0.16$ ,  $U_e$  est la vitesse externe, NACA 4412.

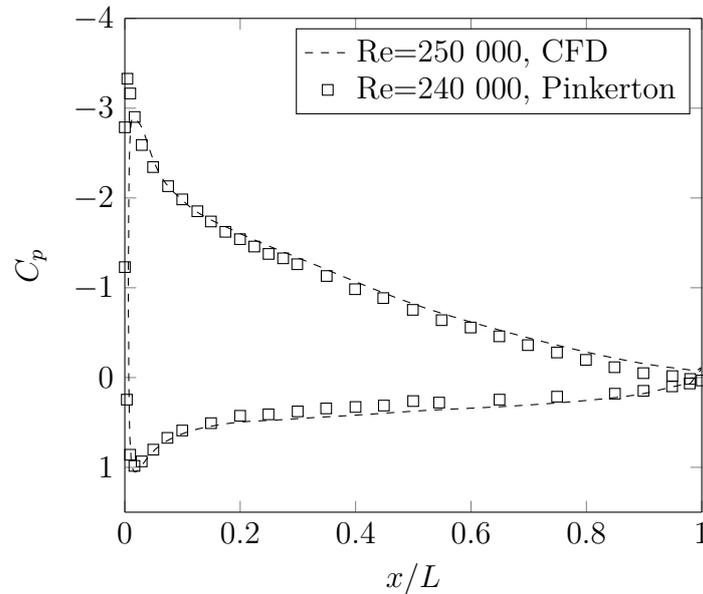


FIGURE 4.22 – Distribution du coefficient de pression le long du profil NACA 4412,  $\alpha = 12^\circ$ .

▷ **Stratégie d'étude :**

Les générateurs de tourbillons étudiés sont de petites ailes Delta disposées en ligne à l'extrados d'un profil aérodynamique (Figure 4.23). L'effet du contrôle passif sur les caractéristiques aérodynamiques des profils NACA est présenté dans la section 4.4.3. L'objectif visé actuellement au niveau de cette section est d'effectuer une étude paramétrique axée sur l'augmentation de la portance aérodynamique liées aux différents paramètres géométriques tels que l'espacement  $[\lambda]$ , la hauteur  $[H]$ , l'angle d'apex  $[\theta]$ , l'angle d'incidence relative des VGs  $[\gamma]$ , ainsi que leur position par rapport à la corde.

Une série de (08) VGs est disposée en ligne à  $x/L = 0.1$  à l'extrados du profil NACA 4412 ; les ailes Delta sont fixées relativement à faibles incidences afin d'éviter leur décrochage.

Les courbes de portance et de traînée en fonction de l'incidence montrées sur la figure 4.24 fournissent la réponse relative au profil NACA 4412 à un nombre de  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ . Il est observé que le décrochage du profil intervient autour de  $18^\circ$ . L'étude d'optimisation effectuée est basée uniquement sur une incidence en post-décrochage ( $19^\circ$ ).

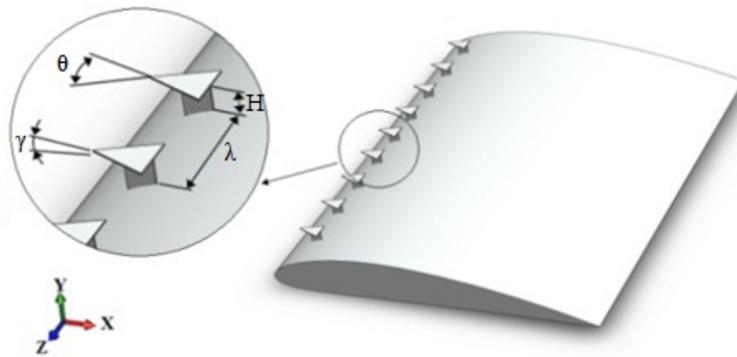


FIGURE 4.23 – Forme et position des  $\Delta$ -VGs.

La procédure d'optimisation des paramètres des VGs suit l'organisation donnée sur le tableau 4.9 ci-dessous avec les niveaux de variation associés à chaque paramètre. Le choix de la géométrie finale repose sur la configuration capable de générer le maximum de gain en termes d'amélioration des performances aérodynamiques.

TABLE 4.9 – Procédure d'optimisation.

Ordre des essais	Paramètres	Niveau de variation
1	$H/\delta$	[1.1 – 1.8]
2	$\lambda$ (mm)	[15 – 25]
3	$\gamma$ ( $^\circ$ )	[5 – 12]
4	$\theta$ ( $^\circ$ )	[45 – 74.6]
5	$x/L$	[0.1 – 0.25]

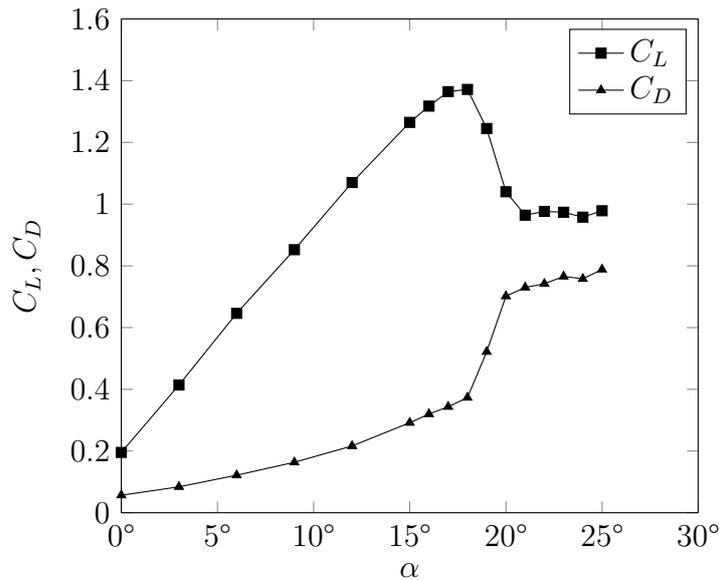


FIGURE 4.24 – Coefficient de portance et de traînée en fonction de l'incidence, NACA 4412.

#### 4.4.2 Résultats et discussion de l'étude paramétrique

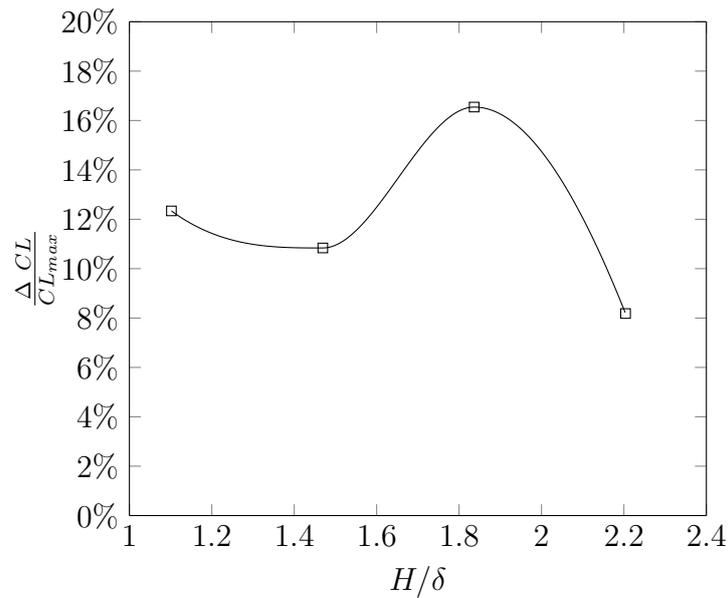
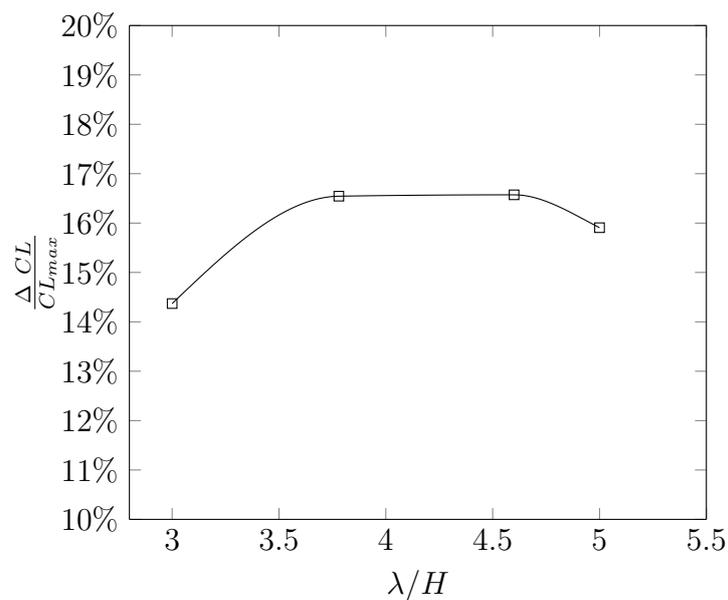
Les résultats reportés sur les figures ci-dessous montrent la réponse liée à la variation des paramètres géométriques des VGs sur le coefficient de portance du profil NACA 4412. Le gain relatif est exprimé en pourcentage par rapport à l'état de référence.

##### ▷ *Effet de la hauteur $H$ des $\Delta$ -VGs :*

Les mesures de la portance données sur la figure 4.25 désignent l'effet de la variation du paramètre  $H$ . La courbe met en évidence un comportement qui croît de  $H/\delta = 1.1$  jusqu'à  $H/\delta = 1.8$ , où on observe la décroissance des performances. Il est bien évident que les valeurs de  $H/\delta$  inférieures à 1.1 n'ont pas été représentées en raison de la production de fortes nuisances sonores par les  $\Delta$ -VGs. Pour cette première configuration, les autres paramètres sont maintenus constants et relativement égaux à  $\theta = 45^\circ$ ,  $\gamma = 10^\circ$ ,  $\lambda = 19 \text{ mm}$  et  $x/L = 0.1$ . Par la suite,  $H/\delta$  est maintenu constant et égal à 1.8 tandis que les autres paramètres sont variés les uns après les autres afin de déterminer l'influence de chacun d'eux sur l'amélioration de la portance. La même procédure est ensuite répétée pour chaque paramètre varié afin de trouver la valeur optimale, et ainsi de suite. Cependant, les réponses des différents paramètres géométriques peuvent interagir, ce qui fait que le schéma d'optimisation poursuivi apparaît en quelque sorte d'une manière simplifiée.

##### ▷ *Effet de l'espacement $\lambda$ entre les $\Delta$ -VGs :*

L'effet de la variation du paramètre  $\lambda$  (Figure 4.26) est observé pour un espacement compris entre  $3.8 < \lambda/H < 4.6$ . La formation d'un palier quasi-constant sur la gamme soulignée montre qu'il est préconisé de maintenir l'espacement à  $\lambda/H = 3.8$  pour la suite de l'étude et de compléter l'espace libéré par d'autres VGs, comme constaté avec l'ajout de deux VGs supplémentaires le long de l'envergure (Figures 4.32 et 4.33).

FIGURE 4.25 – Effet de la hauteur  $H$  des  $\Delta$ -VGs,  $\theta = 45^\circ$ .FIGURE 4.26 – Effet de l'espacement  $\lambda$  entre les  $\Delta$ -VGs,  $\theta = 45^\circ$ .

▷ **Effet de l'incidence relative  $\gamma$  des  $\Delta$ -VGs :**

L'évolution de la portance en fonction de l'incidence relative  $\gamma$  (Figure 4.27) marque une croissance linéaire jusqu'à  $\gamma = 10^\circ$ . A partir de cet angle, on constate le début de la chute des performances globales. Ceci est dû au décrochage des ailettes en forme de Delta et l'éclatement des tourbillons d'apex. Par ailleurs, il est bien connu que les grands tourbillons de bord d'attaque sont formés à une incidence autour de sept ou huit degrés. Cela peut expliquer l'inefficacité des générateurs de tourbillons à l'incidence la plus faible testée ( $5^\circ$ ) comme le montre la figure 4.27. On peut aussi constater sur cette dernière figure que

la portance maximale générée par les VGs est obtenue pour  $10^\circ$  d'incidence relative.

▷ **Effet de l'angle d'apex  $\theta$  des  $\Delta$ -VGs :**

Les expériences ont été entreprises dans une gamme d'angles allant de  $\theta = 30^\circ$  jusqu'à  $\theta = 74.6^\circ$  pour l'étude des effets d'angles d'ouverture (Figure 4.28). Tous les apex utilisés sont des angles privilégiés qui sont connus pour être en mesure de créer des tourbillons d'une intensité importante comparé aux angles non-privilégiés [118]. Une valeur crête est distinguée pour  $\theta = 45^\circ$  pour laquelle le gain de portance atteint environ 16.5%.

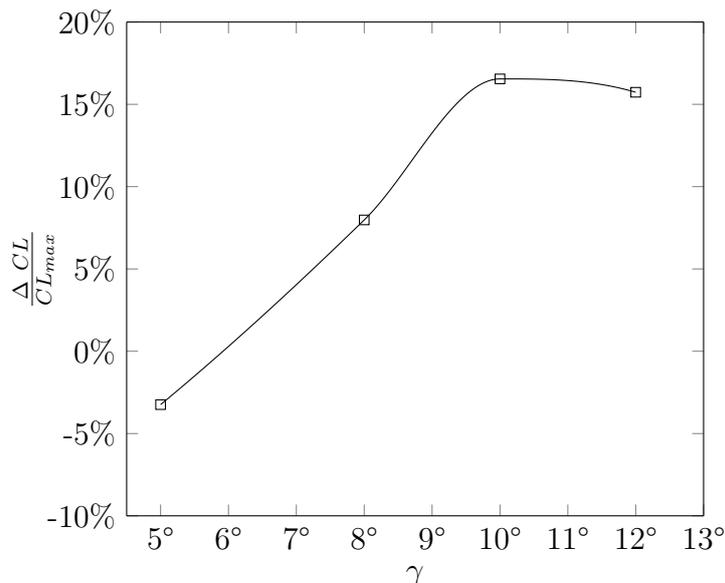


FIGURE 4.27 – Effet de l'incidence relative  $\gamma$  des  $\Delta$ -VGs,  $\theta = 45^\circ$ .

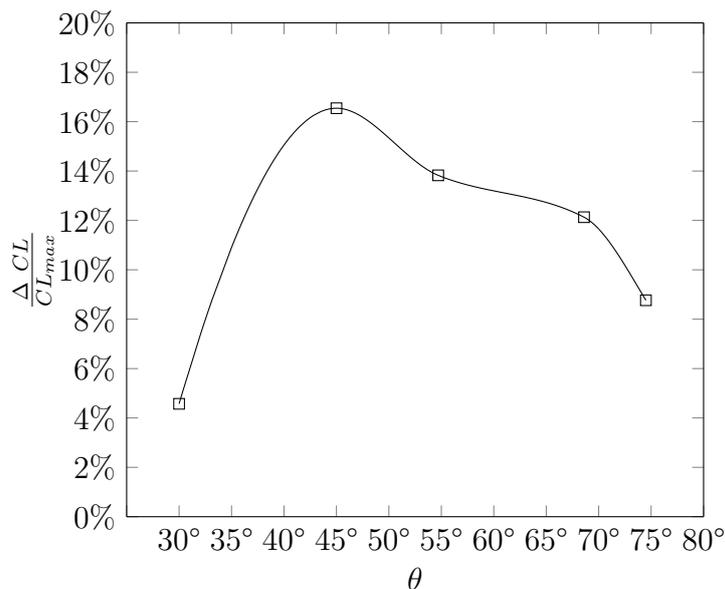


FIGURE 4.28 – Effet de l'angle d'apex  $\theta$  des  $\Delta$ -VGs .

▷ **Effet de la position de la ligne des  $\Delta$ -VGs :**

La ligne de générateurs de tourbillons est tradatée le long de la corde (Figure 4.29). La courbe esquissée montre que l'efficacité de ces VGs diminue en s'éloignant du bord d'attaque. La meilleure disposition enregistrée est à 10%.

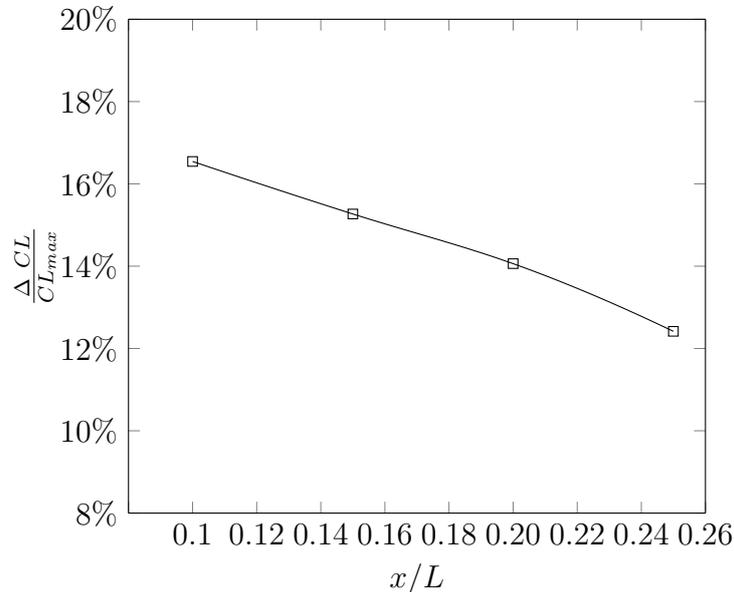


FIGURE 4.29 – Effet de la variation de la position des  $\Delta$ -VGs sur le coefficient de la portance.

Au final, la configuration des  $\Delta$ -VGs qui permet de produire le maximum de gain portance prend les paramètres caractéristiques illustrés sur le tableau 4.10 qui suit :

TABLE 4.10 – Configuration finale des  $\Delta$ -VGs.

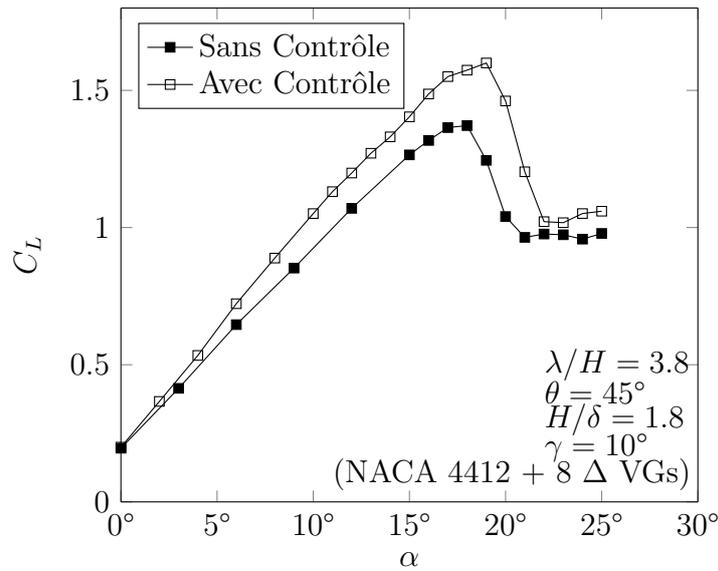
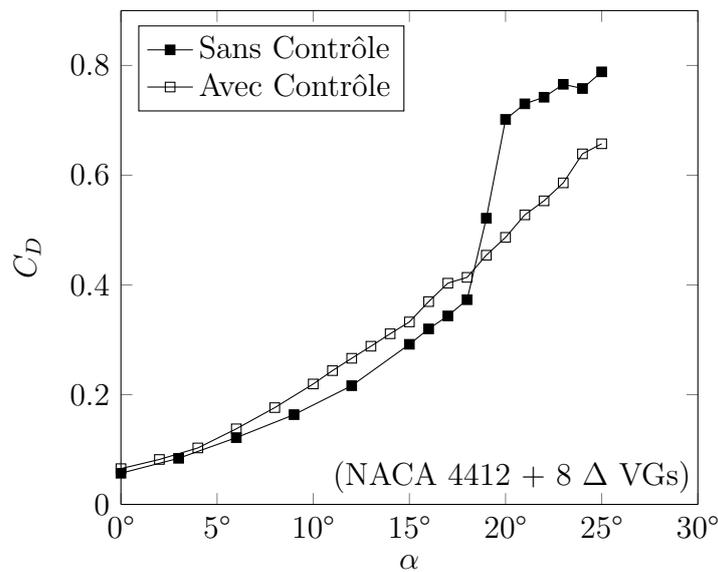
Variable	$\lambda/H$	$\gamma$	$H/\delta$	$\theta$
Niveau	3.80	10°	1.80	45°

### 4.4.3 Effet du contrôle sur les coefficients aérodynamiques

▷ **Coefficient de portance et de traînée :**

Les figures 4.30 et 4.31 représentent respectivement les coefficients de portance et de traînée pour la configuration la plus efficace dans le cas avec 8 VGs ( $\beta = 45^\circ$ ) en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$ . La figure 4.30 montre que le gain de portance s'amorce aux alentours de  $10^\circ$  jusqu'à atteindre un pic d'environ 16% au décrochage, qui est également légèrement retardé par un degré dans le cas de l'écoulement contrôlé.

En termes de traînée, nous constatons sur la figure 4.31 que le contrôle de l'écoulement présente une augmentation de la traînée depuis l'incidence de  $10^\circ$  jusqu'à  $18^\circ$ , où la tendance s'inverse. Lorsque l'incidence est supérieure à  $18^\circ$ , la traînée diminue significativement de  $-30\%$  dans le cas contrôlé. Cela signifie que la traînée de pression chute considérablement suite à un recollement partiel de la couche limite sur l'extrados du profil.

FIGURE 4.30 – Coefficient de portance, 8  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .FIGURE 4.31 – Coefficient de traînée, 8  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

Les figures 4.32 et 4.33 ci-dessous représentent le coefficient de portance correspondant au cas avec ajout de deux VGs supplémentaires à la configuration de base, respectivement pour  $Re = 2.5 \cdot 10^5$  et  $Re = 3 \cdot 10^5$ . De meilleures performances du contrôle sont obtenues sur ces figures avec des gains de portance qui peuvent atteindre 20%. D'autre part, le décrochage se produisant à  $\alpha = 18^\circ$  est retardé jusqu'à  $\alpha = 20^\circ$  pour  $Re = 3 \cdot 10^5$ .

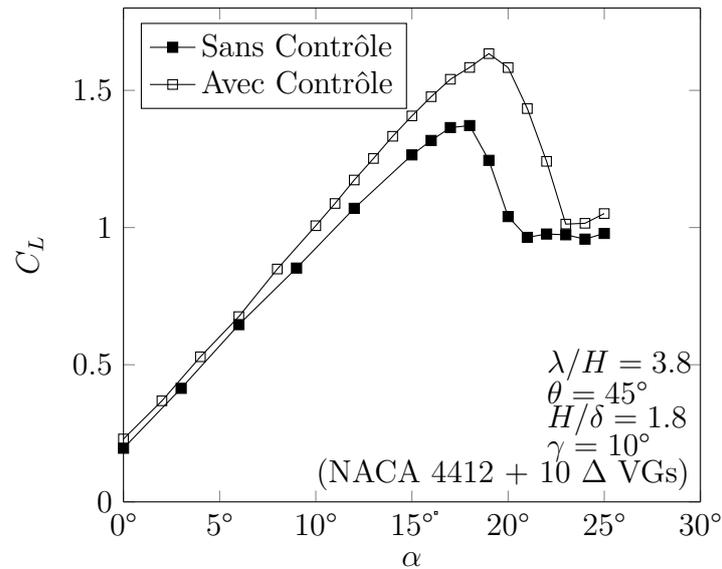


FIGURE 4.32 – Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$ , 10  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

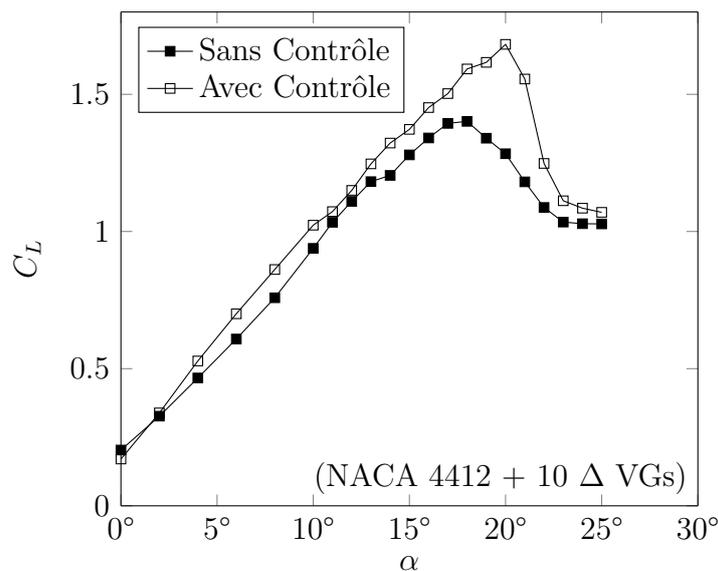


FIGURE 4.33 – Coefficient de portance en fonction de l'angle d'incidence  $\alpha$ , 10  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $Re = 3 \cdot 10^5$ .

La configuration des  $\Delta$ -VGs a également été testée et a confirmé nos attentes quant à leur efficacité en terme d'amélioration de la portance dans le cas du profil symétrique NACA 0015. Les figures 4.34 et 4.35 montrent les courbes du coefficient de portance par rapport à l'angle d'incidence obtenues avec 10 VGs optimisés placés à 10% de la corde pour deux nombres de Reynolds.

Pour les deux vitesses étudiées, l'augmentation de la portance est recensée. Au nombre de Reynolds égal à  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ , le contrôle atteint 16% de gain (Figure 4.34). Pour le nombre de Reynolds de  $Re = 3 \cdot 10^5$ , le décrochage se produisant à  $\alpha = 14^\circ$  est reporté

jusqu'à  $\alpha = 16^\circ$  avec une amélioration considérable de la portance qui atteint environ 27% (Figure 4.35).

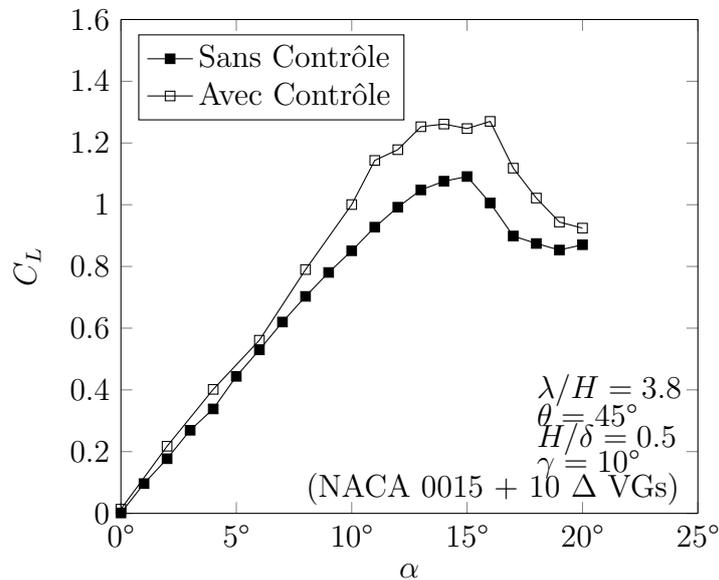


FIGURE 4.34 – Coefficient de portance, 10  $\Delta$ -VGs, NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

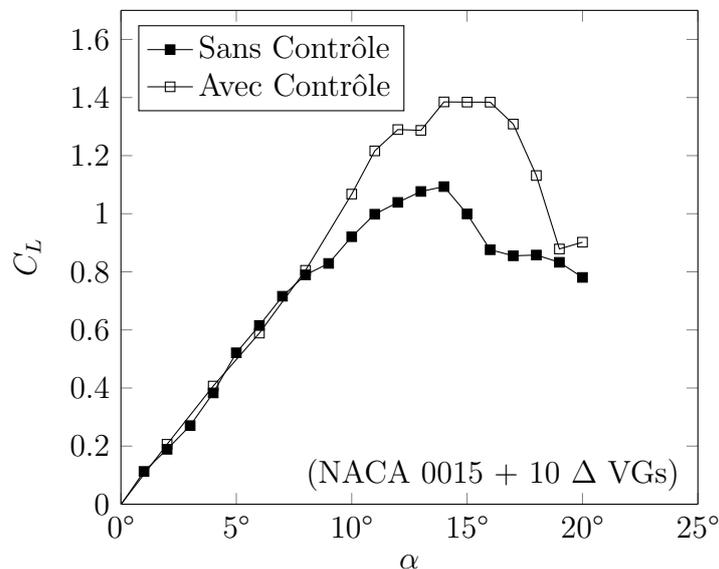


FIGURE 4.35 – Coefficient de portance, 10  $\Delta$ -VGs, NACA 0015,  $Re = 3 \cdot 10^5$ .

▷ **Coefficient de pression :**

Les données expérimentales des champs de pression liées aux cas contrôlés représentées par les cartes des isovaleurs (Figure 4.36 et 4.37), sont données pour deux vitesses et deux angles d'attaque pour le profil NACA 4412. Les figures montrent la formation de deux poches de dépression symétriques qui s'étalent jusqu'à 30% de la corde. Nous remarquons sur les figures 4.38 et 4.39 la formation d'un pic de dépression à l'endroit des générateurs

de tourbillons compris entre  $x/L = 0.1$  et  $x/L = 0.3$  et qui atteint une valeur minimale de l'ordre de  $C_p \approx -4$ .

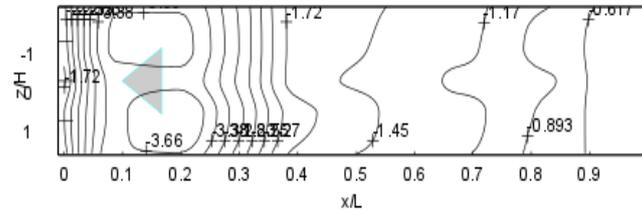


FIGURE 4.36 – Iso-valeurs de coefficient de pression,  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $\alpha = 19^\circ$ ,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

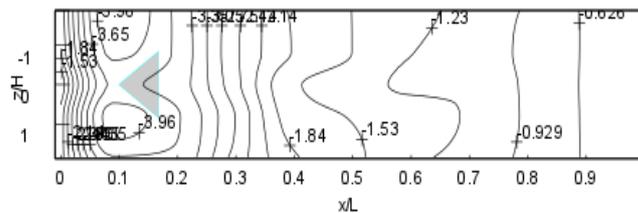


FIGURE 4.37 – Iso-valeurs de coefficient de pression,  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $\alpha = 20^\circ$ ,  $Re = 3 \cdot 10^5$ .

#### ▷ *Conclusions et recommandations :*

Une nouvelle configuration de générateurs de tourbillons en forme d'aile Delta a été proposée dans ce qui précède. Les investigations expérimentales réalisées en soufflerie ont souligné des caractéristiques aérodynamiques intéressantes suite à l'application de cette géométrie. En effet, un maximum de gain est obtenu lorsque les paramètres géométriques des VGs sont organisés en respectant les niveaux résumés sur le tableau 4.10.

Le contrôle à l'aide d'ailes Delta est capable d'atteindre 27% de gain de portance pour un profil symétrique, 20% pour un profil cambré accompagné d'une importante réduction de la traînée (environ 30%) et d'un retard de deux degrés au décrochage.

La vitesse d'écoulement a un effet considérable dans cette étude ; en effet, plus la vitesse d'écoulement est importante, plus le contrôle est meilleur.

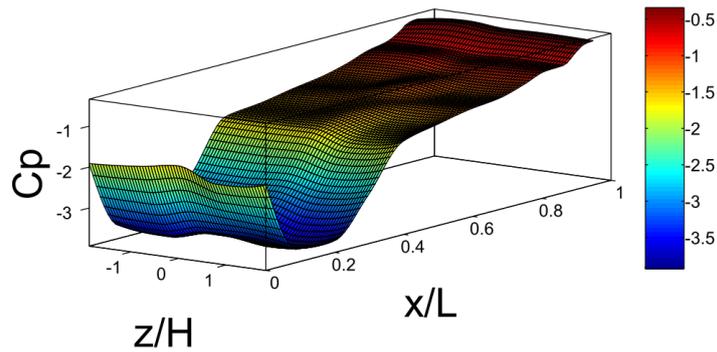


FIGURE 4.38 – Coefficient de pression tridimensionnel,  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $\alpha = 19^\circ$ ,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

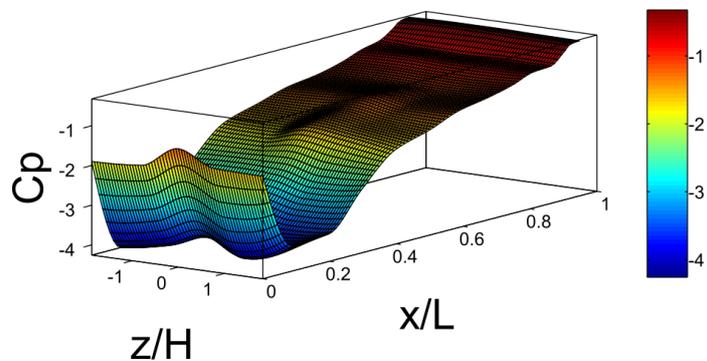


FIGURE 4.39 – Iso-valeurs de coefficient de pression,  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $\alpha = 20^\circ$ ,  $Re = 3 \cdot 10^5$ .

## 4.5 Étude comparative entre les trois configurations de VGs

L'étude comparative entreprise dans cette section concerne les trois configurations de générateurs de tourbillons passifs testées en soufflerie. La comparaison axée sur l'efficacité du contrôle a tenu compte de divers aspects tels que :

1. Le type des VGs utilisés,
  - Forme (a) : VGs de Lin (Figure 4.5.b),
  - Forme (b) : VGs de Lin modifiés (Figure 4.5.a),
  - Forme (c) : VGs d'ailes Delta (Figure 4.20.a).
2. Le type de profil (cambré ou symétrique),
3. Le nombre de Reynolds de l'écoulement ( $Re = 2.5 \cdot 10^5$  et  $Re = 3 \cdot 10^5$ ),
4. La distribution de la pression à diverses positions de l'envergure.

### 4.5.1 Résultats de l'étude comparative

▷ *Coefficients de portance et de traînée :*

La comparaison des forces aérodynamiques est représentée sur les figures ci-dessous (4.40, 4.41 et 4.42). L'efficacité des générateurs de tourbillons passifs à améliorer la portance dans le cas de profils NACA est confirmée. La figure 4.42 montre les différentes polaires représentatives des trois configurations de VGs étudiées comparées à la valeur de référence dans le cas du profil NACA 0015.

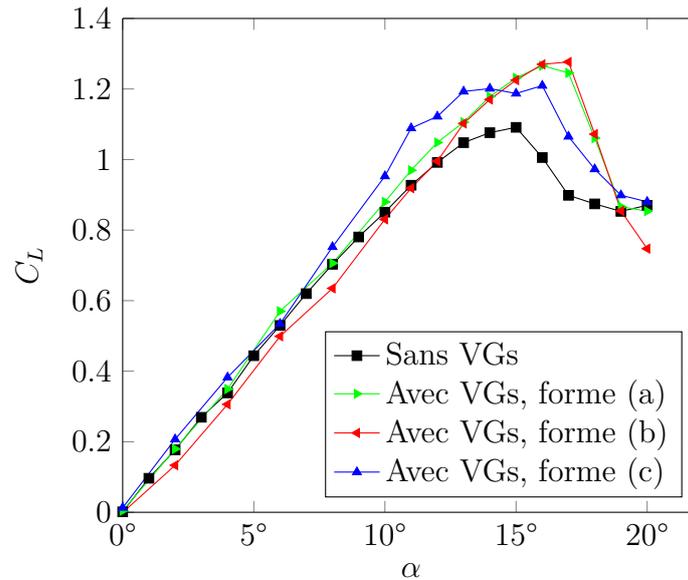


FIGURE 4.40 – Superposition des courbes de  $C_L$  en fonction de  $\alpha$  pour les différentes configurations du contrôle, NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

Pour une valeur de  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ , la configuration (b) se distingue à fortes incidences par une amélioration notable de la portance, suivie de la configuration de base de Lin (a) pour laquelle une réduction de  $C_D$  est obtenue aux incidences en post-décrochage. L'évolution de la courbe représentant le contrôle à l'aide des VGs de la configuration (c) marque une augmentation significative de la portance sur la gamme de faibles incidences avant décrochage (Figure 4.40). Cette dernière configuration est également testée à l'extrados d'un profil cambré NACA 4412 (Figure 4.43). Des améliorations intéressantes de la portance et de la traînée respectivement de 19.1% et de -16% sont atteintes. D'ailleurs une étude comparative détaillée sur ce type de VGs est entreprise dans le paragraphe suivant et dont les résultats sont résumés sur le tableau 4.12.

Les améliorations globales apportées par les trois configurations de VGs en termes de retard au décrochage, gain de portance ou réduction de la traînée sont résumées dans le tableau 4.11.

▷ *Effet de la variation du nombre de Reynolds et du type de profil sur l'efficacité des  $\Delta$ -VGs :*

Sur le tableau 4.12 représenté ci-dessous, l'objectif recherché est de vérifier simultanément le comportement des générateurs de tourbillons développés suite à la variation du nombre

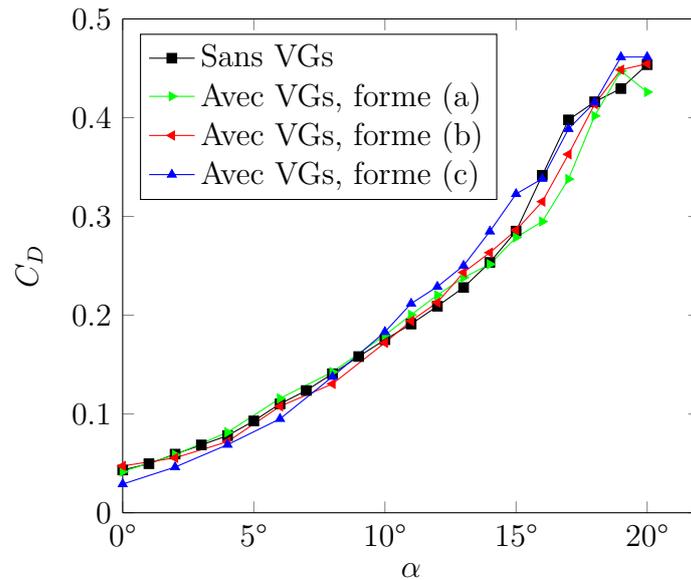


FIGURE 4.41 – Superposition des courbes de  $C_D$  en fonction de  $\alpha$  pour les différentes configurations du contrôle, NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

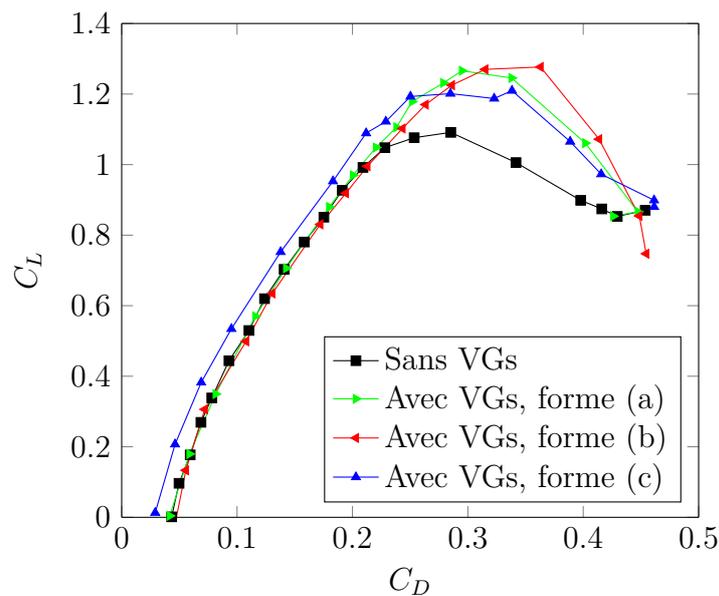


FIGURE 4.42 – Superposition des courbes de  $C_L$  en fonction de  $C_D$  pour les différentes configurations de contrôle, NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

de Reynolds et du type de profil utilisé (*cambré* ou *symétrique*). Pour ce faire, la configuration (c) est adoptée; deux profils de type NACA (0015 et 4412) et deux nombres de Reynolds de l'écoulement sont choisis ( $2.5 \cdot 10^5$  et  $3 \cdot 10^5$ ). Les résultats obtenus ont permis de souligner les points suivants :

- Pour le cas du profil NACA 0015, le gain de portance et la réduction de la traînée sont directement liés à l'augmentation du nombre de Reynolds. En effet, à  $Re = 3 \cdot 10^5$ , un gain de portance évalué à +26% est atteint suivie d'une réduction de la traînée

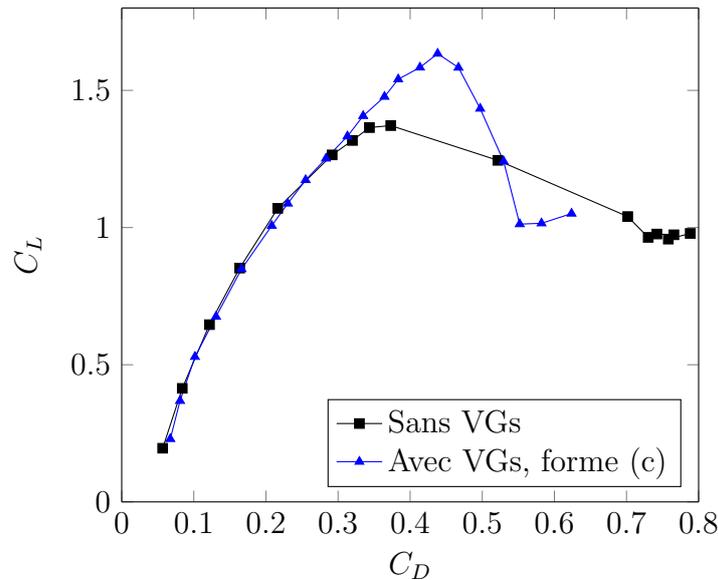


FIGURE 4.43 – Courbe de  $C_L$  en fonction de  $C_D$  de base comparée au cas contrôlé avec  $\Delta$ -VGs, NACA 4412,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

TABLE 4.11 – Résultats expérimentaux relatifs aux trois configurations de contrôle, NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

Etat	Décrochage	$C_L$	$\frac{\Delta C_L}{C_{Lmax}}$	$C_D$	$\frac{\Delta C_D}{C_{D^*}}$
Sans VGs	15°	1.0910	/	0.2852	/
VGs (a)	16°	1.2660	+16.0%	0.2949	-13.7%
VGs (b)	17°	1.2767	+17.0%	0.3811	-04.3%
VGs (c)	16°	1.2700	+16.0%	0.3551	+03.9%

(\*) : Le pourcentage de la traînée est calculé par rapport à l'incidence au décrochage de chaque cas étudié.

de l'ordre de  $-10\%$ .

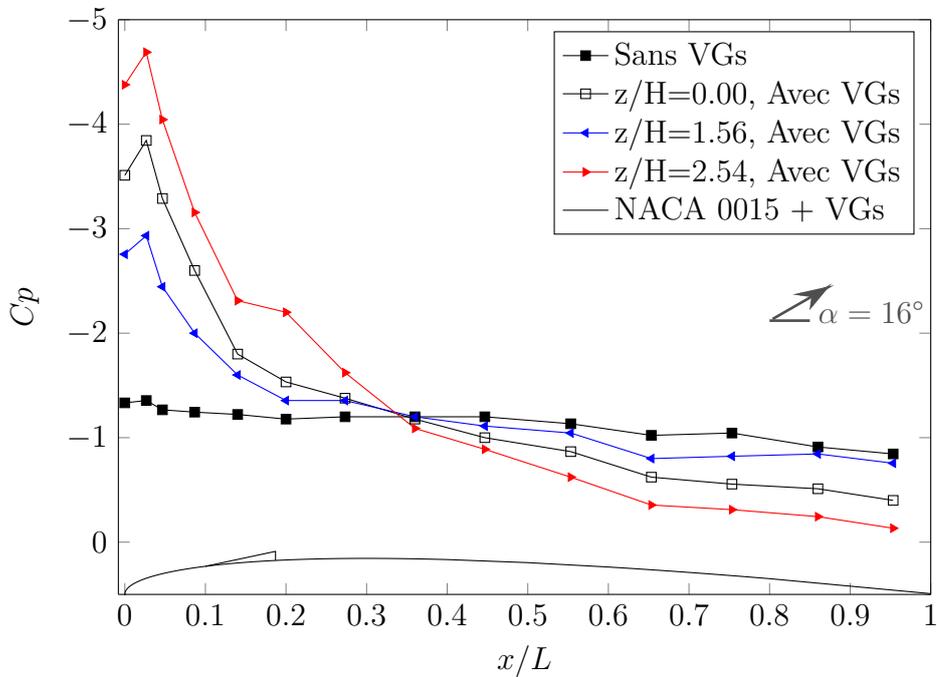
- L'influence de la variation de la vitesse d'écoulement sur le rendement des VGs implantés sur le profil NACA 4412 est quasiment nulle jugée par rapport au gain de portance ( $\approx 20\%$ ). Par ailleurs, une production sensible de la traînée est recensée (de  $-16\%$  jusqu'à  $+1.3\%$ ).
- Il est aussi remarqué qu'un retard au décrochage de deux degrés ( $2^\circ$ ) pour l'ensemble des profils est enregistré pour un nombre de Reynolds de  $3 \cdot 10^5$  et seulement un degré pour le nombre de Reynolds inférieur.

#### ▷ Coefficient de pression :

L'effet du contrôle sur la distribution du coefficient de pression pariétale pour le cas des deux configurations (a) et (b) est esquissé respectivement sur les figures 4.44 et 4.45 ci-dessous.

TABLE 4.12 – Résultats expérimentaux de l'effet du nombre de Reynolds et le type de profil sur les coefficients aérodynamiques.

$Re \times 10^{-5}$	Etat	NACA	Décrochage	$C_L$	$\frac{\Delta C_L}{C_{Lmax}}$	$C_D$	$\frac{\Delta C_D}{C_{D*}}$
2.5	Sans VGs	0015	15°	1.0910	/	0.2852	/
	Sans VGs	4412	18°	1.3720	/	0.3731	/
	VGs (c)	0015	16°	1.2700	+16.0%	0.3551	+03.9%
	VGs (c)	4412	19°	1.6340	+19.1%	0.3551	-16.0%
3	Sans VGs	0015	14°	1.0930	/	0.2738	/
	Sans VGs	4412	18°	1.3660	/	0.3703	/
	VGs (c)	0015	16°	1.3840	+26.6%	0.3625	-10.1%
	VGs (c)	4412	20°	1.6400	+20.1%	0.3551	+01.3%

FIGURE 4.44 – Coefficient de pression de la configuration (a) comparé au cas de référence,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

Les évolutions de  $C_p$  le long de la corde du profil NACA 0015 sont données à différentes positions de l'envergure. Les figures montrent qu'à l'incidence en post-décrochage  $\alpha = 16^\circ$ , le tracé de  $C_p$  pour le cas de référence forme un plateau quasi-statique indiquant que l'écoulement à l'extrados du profil NACA 0015 est complètement séparé. En présence du contrôle, l'écoulement devient tridimensionnel comme montré à travers les cartographies du critère de la vorticité  $\omega$  (voir chapitre 5). Trois relevés de différentes positions d'envergure ont été mesurés  $z/H = 0.00$ ,  $z/H = 1.56$  et  $z/H = 2.54$ . Pour le cas de la configuration (a), nous constatons que la distribution du coefficient de pression est affectée par l'implantation de la ligne des VGs à l'aval comme à l'amont. En effet, nous remarquons un fort pic de dépression juste après le bord d'attaque atteignant un

maximum d'environ  $C_p \approx -4.7$  à  $z/H = 2.54$  et un minimum de  $C_p \approx -3$  à  $z/H = 1.56$ . Au niveau des VGs on observe une zone de dépression à  $z/H = 2.54$ . A l'aval des VGs et à partir de  $x/L = 0.35$ , l'allure des courbes de  $C_p$  s'intervertissent en créant des zones en envergure qui décroissent quasiment à la même allure correspondant à la variation du coefficient de cisaillement pariétal suite au passage des tourbillons longitudinaux.

Les résultats de la configuration (b) sont résumés sur la figure 4.45. On constate clairement que la disparité enregistrée dans les distributions de  $C_p$  pour l'exemple précédent est faiblement décelable ; cela est probablement dû à une occupation plus large de l'envergure par les tourbillons longitudinaux générés par cette configuration.

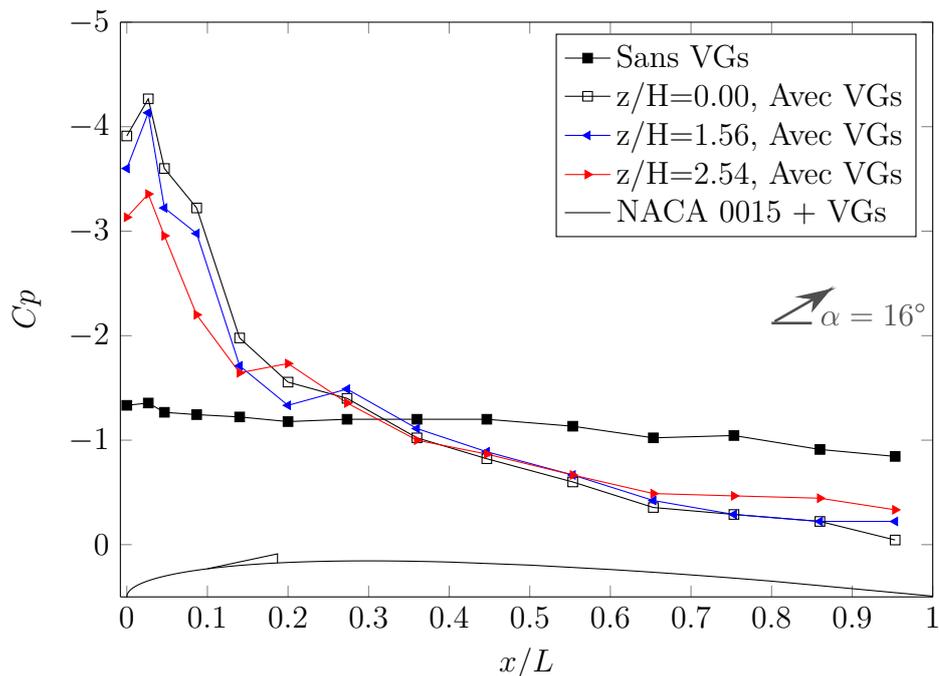


FIGURE 4.45 – Coefficient de pression de la configuration (b) comparé au cas de référence,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

Les résultats de  $C_p$  de la configuration (c) comprenant la ligne des ailes Delta sont résumés sur la figure 4.46 ci-dessous. Le contrôle a été appliqué sur l'extrados d'un profil cambré NACA 4412 à  $\alpha = 18^\circ$  d'incidence et à un nombre de Reynolds de  $2.5 \cdot 10^5$ . Les évolutions du coefficient de pression pariétale issues du cas contrôlé sont comparées au cas de référence obtenu par Pinkerton [117]. Il est observé que la répartition de la pression varie peu en envergure ; une amélioration significative est observée sur une large marge de la corde jusqu'à atteindre environ  $x/L \approx 0.7$ . Le pic de dépression est amélioré d'environ 50% juste à l'amont des  $\Delta$ -VGs. Au niveau de ces derniers, une chute de pression est remarquée à  $z/H = 0$  accompagnée d'une allure moins disparate des trois courbes du contrôle le long de la corde.

#### ▷ Conclusions et recommandations :

Une étude comparative entre les trois configurations de générateurs de tourbillons a été entreprise à travers une approche expérimentale. Il résulte à travers ces investigations la

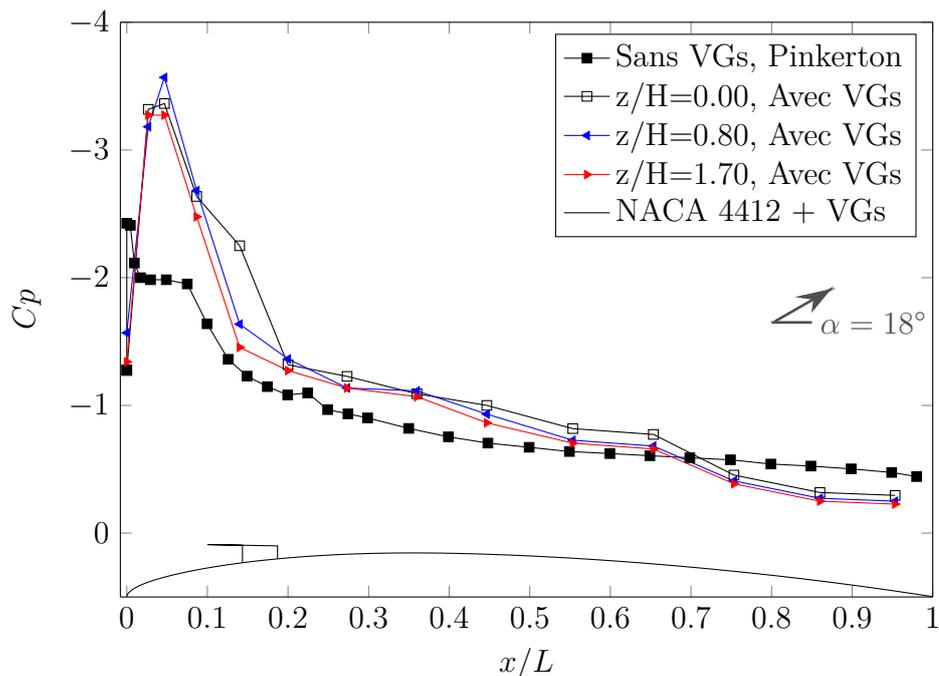


FIGURE 4.46 – Coefficient de pression de la configuration (c) comparé au cas de référence,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

mise en évidence des points suivants :

- En termes de gain de portance, la configuration (b) se distingue à fortes incidences par une amélioration notable (Tableau 4.11). En outre, le rendement des VGs de la configuration (c) marque une augmentation de la portance sur la gamme d'incidences allant de  $\alpha = 6^\circ$  à environ  $13^\circ$  (Figure 4.40).
- Il a été constaté pour le cas du profil symétrique NACA 0015, que le rendement des VGs est directement lié à l'augmentation du nombre de Reynolds (Tableau 4.12).
- Pour les deux types de profils étudiés, le retard au décrochage est aussi directement lié à l'augmentation du nombre de Reynolds.

## 4.6 Réduction de la traînée par le biais de VGs

La réduction de la traînée a été et restera un sujet d'un grand intérêt dans la recherche en mécanique des fluides. Dans cette section, nous présentons une étude expérimentale relative à la réduction de la traînée des profils NACA. Les expériences sont effectuées en soufflerie et la réponse relative à la traînée associée à la variation des paramètres de VGs en forme de "V" placée sur l'extrados d'un profil NACA 0015 est analysée. L'exploration est réalisée sur une gamme d'incidence allant de ( $0^\circ$  à  $20^\circ$ ).

Dans un premier temps, nous avons cherché à optimiser la géométrie des générateurs de tourbillons à fournir la réduction maximale de la traînée en faisant varier les paramètres géométriques l'un après l'autre suivant l'organisation donnée sur le tableau 4.13, à savoir la taille de VGs, l'angle d'ouverture et la position des VGs par rapport au bord d'attaque.

TABLE 4.13 – Configuration des VGs étudiée.

Essai	$\alpha(^{\circ})$	$H/\delta_1$	$\beta(^{\circ})$	$x/L(\%)$	$\lambda/H$	$l/H$
a	[0 – 20]	[0.23, 0.34, 0.57]	60	50	[18.5, 12.3, 7.4]	4
b	[0 – 20]	0.34	[50, 60, 70]	50	12.3	4
c	[0 – 20]	0.34	60	[40, 50, 60, 70]	12.3	4

Les paramètres des VGs sont décrits sur la figure 4.47 suivante :

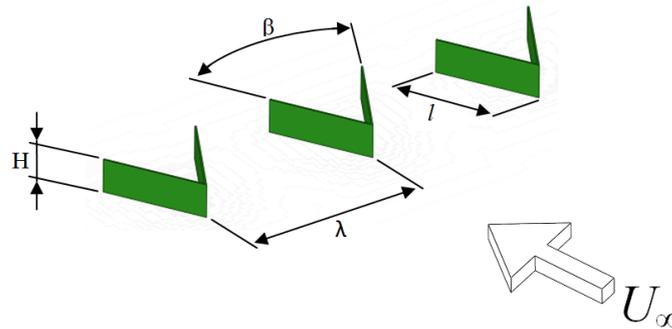


FIGURE 4.47 – Géométrie des Générateurs de Tourbillons destinée à la réduction de la traînée.

En raison des faibles dimensions caractérisant la géométrie de ces VGs, l'adimensionnalisation est faite par rapport à l'épaisseur de déplacement  $\delta_1$  de la couche limite déterminée numériquement plus haut (Figure 4.7.b).

Dans un deuxième temps, la géométrie finale est couplée à une bande de rugosités calibrée apposée à l'intrados du profil.

#### 4.6.1 Résultats et discussion

##### ▷ *Effet de la hauteur des VGs :*

Dans la première partie de l'étude d'optimisation, nous avons étudié l'influence de la hauteur des VGs sur l'efficacité du contrôle (Figure 4.48). La valeur de  $H/\delta_1 = 0.34$  semble contribuer le plus en termes de réduction de la traînée. En effet pour  $H/\delta_1 = 0.23$  nous avons enregistré même une production de la traînée d'environ 5% sur toute la gamme d'incidence de  $0^{\circ}$  à  $16^{\circ}$ . Au-delà de cet angle d'attaque, toutes les valeurs de  $H/\delta_1$  montrent une bonne contribution. Pour  $H/\delta_1 = 0.57$ , des réductions de traînée sont observées à basses et hautes incidences sans toutefois dépasser le gain de traînée obtenue avec  $H/\delta_1 = 0.34$ .

##### ▷ *Effet de l'angle d'ouverture des VGs :*

Dans la seconde série d'expériences, on analyse les effets de la variation de l'angle d'ouverture sur la même réponse résumée sur la figure 4.49. La variation de l'angle  $\beta$  affecte considérablement la traînée. Sur les trois angles étudiés, seulement  $\beta = 60^{\circ}$  contribue à la réduction aux faibles incidences ( $0^{\circ}$  à  $12^{\circ}$ ). Au-delà de la dernière incidence, l'ensemble

des configurations fournissent des contributions acceptables à angles d'attaque élevés.

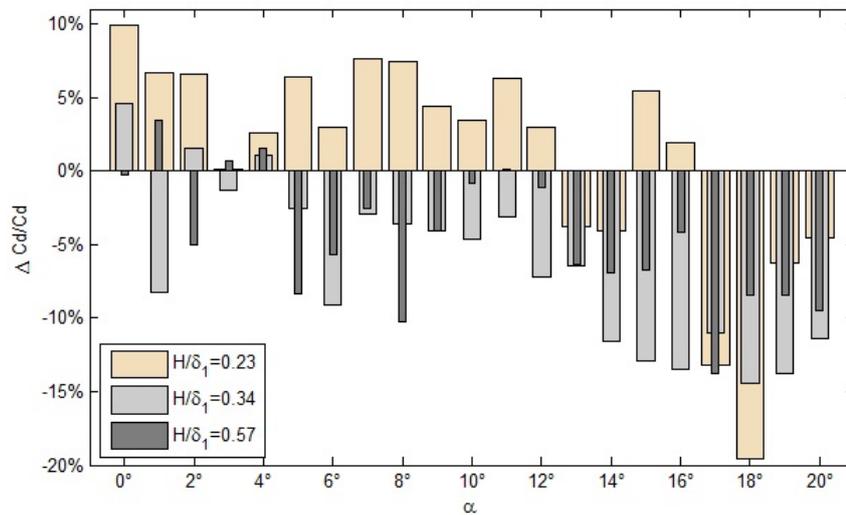


FIGURE 4.48 – Effet de la hauteur  $H$ .

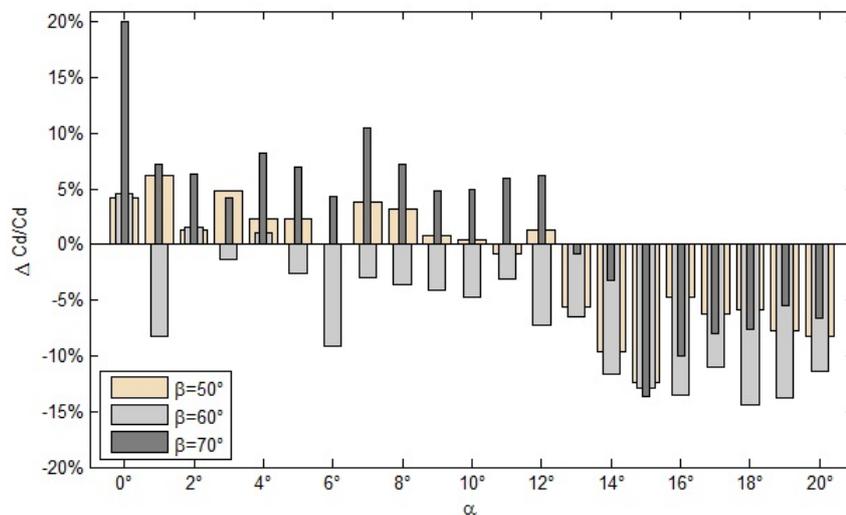


FIGURE 4.49 – Effet de l'angle d'ouverture  $\beta$ .

▷ **Effet de la position de la ligne de VGs :**

Nous avons également étudié dans la troisième étape de ce travail l'influence de la position des générateurs de tourbillons le long de la corde du profil. Des positions comprises entre  $x/L = 40\%$  à  $x/L = 70\%$  ont été testées. Les résultats montrent une diminution de  $\frac{\Delta C_D}{C_D}$  pour  $x/L$  supérieur à  $50\%$ .

Les données correspondant aux deux positions  $x/L = 50\%$  et  $x/L = 60\%$  montrent le même comportement et offrent pratiquement le même taux de contribution. Les résultats obtenus pour  $x/L = 70\%$  semblent indiquer une meilleure efficacité dans le cas des

faibles angles d'attaque (Figure 4.50). Le positionnement de la ligne de VGs à  $x/L = 40\%$  montre clairement l'inefficacité de cette configuration. Enfin, pour conclure, la valeur de  $x/L = 50\%$  a été retenue comme configuration finale.

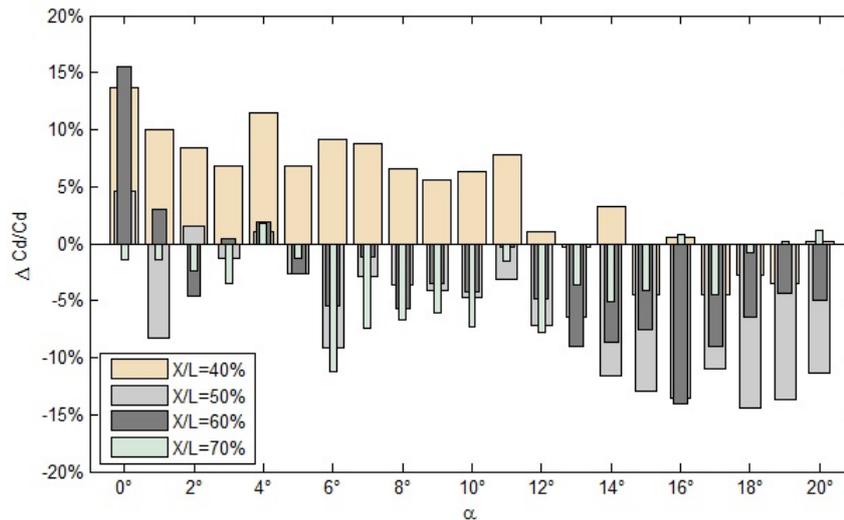


FIGURE 4.50 – Effet du positionnement de la ligne de VGs le long de la corde.

La comparaison entre les résultats de référence et ceux obtenus après contrôle donne les paramètres géométriques de la configuration finale des VGs résumés dans le tableau 4.14 suivant :

TABLE 4.14 – Configuration finale des VGs étudiée.

$\alpha$ (°)	$H/\delta_1$	$\beta$ (°)	$x/L$ (%)	$\lambda/H$	$l/H$
[0 – 20]	0.35	60	50	12.3	4

La figure 4.51 représente la réduction de la traînée montrée par la configuration finale en fonction de l'angle d'incidence. Nous notons clairement sur cette figure une diminution de la traînée atteignant environ  $-13\%$  à  $15^\circ$  (angle de décrochage).

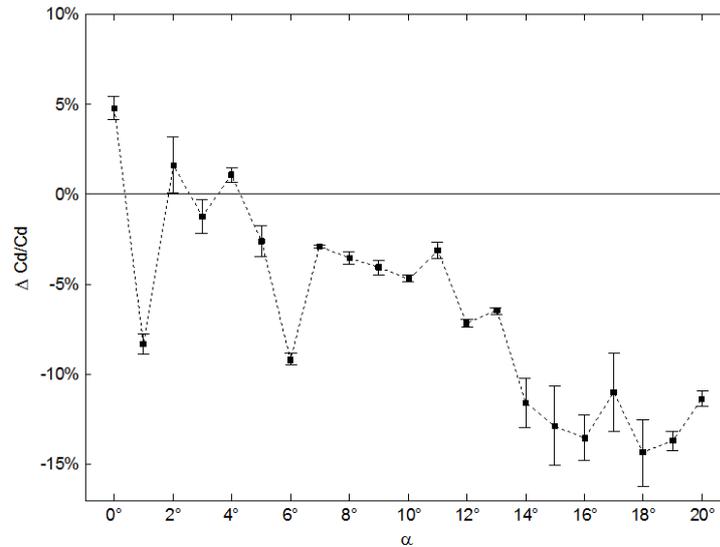


FIGURE 4.51 – Gain relatif à la réduction de la traînée obtenu à l'aide de la configuration donnée par le tableau 4.14.

▷ **Effet du contrôle mixte (VGs + Rugosités) :**

La figure 4.52 illustre le gain engendré en termes de réduction de la traînée résultant par l'addition de rugosités à la paroi. Une bande de rugosités calibrée d'une densité de 60 *particules/cm*<sup>2</sup> est distribuée uniformément sur l'intrados du profil NACA 0015 de  $x/L = 0.26$  à  $x/L = 0.58$  et s'étalant sur toute l'envergure du profil. L'efficacité du contrôle est visible via la réduction de la traînée allant de 6 à 14% sur l'ensemble des incidences étudiées, de 2° à 20°.

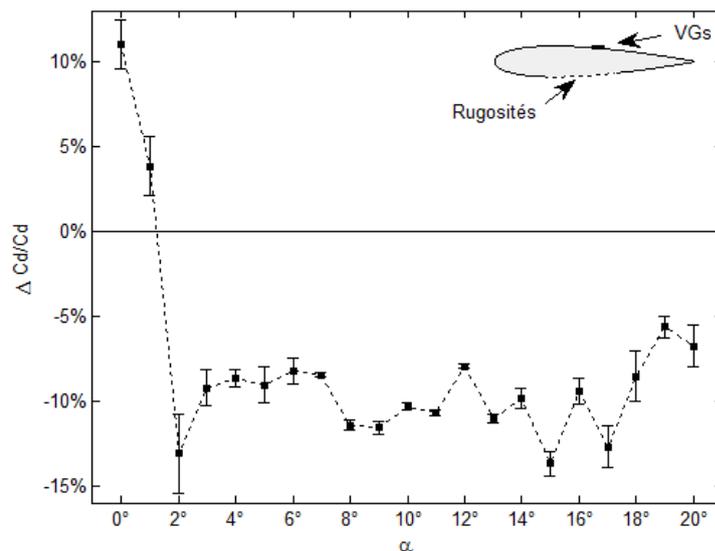


FIGURE 4.52 – Gain relatif au contrôle mixte (VGs + Rugosités).

▷ **Conclusions et recommandations :**

Dans cette étude, une géométrie de générateurs de tourbillons en forme de "V" est conçue, fabriquée et testée en soufflerie. Une procédure d'optimisation est entreprise en vue de définir la géométrie à même de réduire la traînée. Les VGs ont également été couplés avec des rugosités uniformément réparties sur l'intrados du profil. L'investigation expérimentale a mis en évidence les observations suivantes :

- La configuration optimale permet d'avoir une diminution de la traînée d'environ 13% au voisinage de l'angle de décrochage.
- Le contrôle est considérablement amélioré lorsque  $H/\delta_1 = 0.35$ ,  $\beta = 60^\circ$  et  $x/L = 50\%$ .
- La contribution des rugosités est remarquable car une réduction de la traînée est observée aux bas angles d'incidence. Le couplage des VGs avec les rugosités permet une réduction de la traînée d'environ 10% sur une large gamme d'incidences.

## 4.7 Conclusion

Bien que les Générateurs de Tourbillons de Lin aient des caractéristiques aérodynamiques remarquables et soient appliqués dans divers domaines et disciplines, il reste intéressant de développer d'autres formes géométriques telles que les deux configurations (b) et (c) proposées dans le présent chapitre. Ces formes permettent en plus de l'amélioration significative des coefficients aérodynamiques qui peuvent atteindre environ 27% de portance et -16% de traînée, de présenter une nouvelle stratégie de génération de la paire de tourbillons contrarotative (configuration (c)) capable d'améliorer le mécanisme de mélange et ainsi contrôler l'écoulement séparé de la paroi.

La combinaison de rugosités à la paroi et du contrôle par VGs offre de nouvelles perspectives en matière de réduction de la traînée.

Une caractérisation plus détaillée par simulation numérique de l'écoulement induit par le contrôle est nécessaire pour une meilleure compréhension des phénomènes mis en jeu ainsi que la physique du recollement.

# Chapitre 5

## Simulation numérique et analyse des résultats

### 5.1 Introduction

Les effets du décollement de la couche limite (Figure 5.1) perturbent énormément les performances aérodynamiques des véhicules aériens et constituent des obstacles à la manœuvrabilité de ces appareils. Les Générateurs de Tourbillons passifs sont des dispositifs de contrôle des écoulements qui ont montré un grand potentiel pour résoudre les problèmes de séparation du fluide de la paroi.

Dans le chapitre précédent, une investigation principalement à caractère expérimental a concerné l'étude et l'exploration de nouvelles formes géométriques de VGs destinées au contrôle des décollements. Cette dernière expertise reste néanmoins insuffisante. Un puissant outil de calculs numériques (code *Fluent*<sup>TM</sup>) est utilisé dans le présent chapitre pour une analyse des structures tourbillonnaires et la compréhension de la mécanique du mélange et du transport de la quantité de mouvement des régions de l'écoulement hautement énergiques vers le fluide en proche-paroi sujet d'un fort gradient de pression adverse.

Une campagne de simulations numériques 3D-RANS est ainsi réalisée dans le but de compléter l'étude expérimentale. La validation de l'approche numérique est effectuée à l'aide de la confrontation de l'évolution des polaires pour l'ensemble des configurations développées.

La contribution de la présente étude CFD est effective à travers l'exploration qualitative et quantitative des structures cohérentes générées : forme et positions des tourbillons exprimées par le critère de vorticité ( $\omega$ ) à différents plans de la corde, évolution du facteur de forme, état de l'écoulement avec et sans contrôle.

### 5.2 Méthodologie

Dans ce travail, trois sortes de générateurs de tourbillons ont été simulées à différentes incidences par le biais du logiciel de calcul CFD code *Fluent*<sup>TM</sup> 6.2 [119]. Afin de réduire le temps de calcul et d'assurer une convergence plus rapide vers la solution recherchée, on a choisi de simuler seulement un seul générateur de tourbillons au milieu de l'espace donné sur les figures (5.2.a, 5.2.b et 5.2.c) en adoptant les paramètres géométriques des configurations optimales obtenues précédemment au chapitre 4.

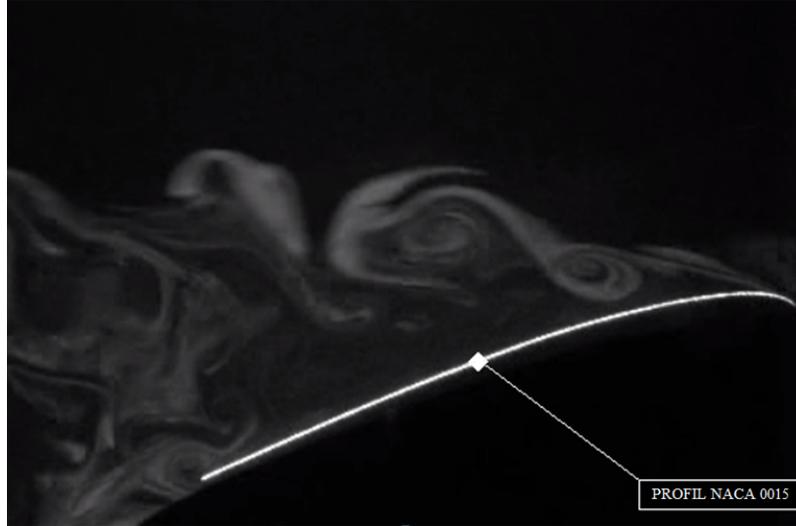


FIGURE 5.1 – Visualisation par fumée du décollement à l'extrados d'un profil NACA 0015 (Ecoulement de droite vers la gauche),  $\alpha = 15^\circ$ ,  $U_\infty = 1m/s$ , résultats expérimentaux.

▷ **Choix du modèle de turbulence :**

La résolution des équations moyennées de Navier-Stokes (RANS) dans le domaine 3D ont été effectuées à l'aide du code de calcul commercial *Fluent*<sup>TM</sup> qui est basé sur la méthode des volumes finis. Le modèle de turbulence employé est le  $k - \omega$  *SST* à deux équations de transport qui a été introduit en 1994 par Menter [120] pour pallier la forte sensibilité du modèle de turbulence  $k - \omega$  et améliorer les prédictions des gradients de pressions adverses. Les équations du modèle sont données par :

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho u_i k)}{\partial x_i} = \mu_t s^2 - \beta^* \rho k \omega \quad (5.1)$$

$$\frac{\partial(\rho \omega)}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \omega u_j)}{\partial x_j} = \alpha \frac{\omega}{k} \mu_t s^2 - \beta \rho \omega^2 + 2\rho(1 - F_1)\sigma_{\omega_2} \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_j} \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \quad (5.2)$$

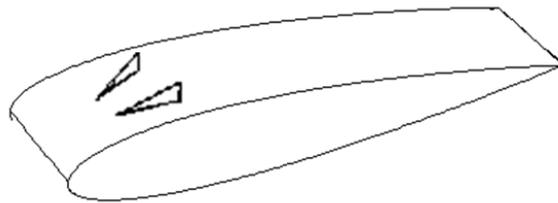
La viscosité turbulente est donnée par  $\nu_t = (k/\omega)F_2$ ;  $F_1$  et  $F_2$  représentent les fonctions du mélange contrôlant le comportement en proche paroi du modèle.

$\sigma_{\omega_2}$ ,  $\alpha$ ,  $\beta$  et  $\beta^*$  sont les constantes du modèle et  $s$  mesure la vitesse moyenne de déformation.  $k$  et  $\omega$  étant respectivement, l'énergie cinétique de turbulence et le taux spécifique de dissipation de  $k$ .

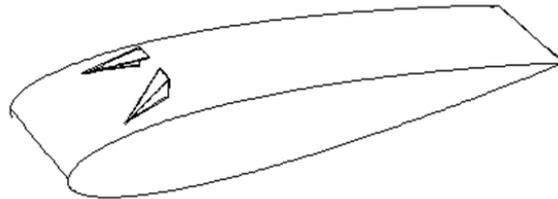
▷ **Maillage et différents réglages entrepris :**

Pour chaque cas, une étude de l'indépendance de la grille est réalisée à travers la fixation du paramètre  $y^+$ . Ce dernier dépend de la résolution de la grille ainsi que de la vitesse de l'écoulement du fluide et dicte comment l'effort du cisaillement à la paroi est calculé. Il est défini uniquement au niveau de la cellule adjacente aux parois; sa valeur est fixée à  $y^+ \approx 2.5$  pour toutes les simulations. La méthodologie entreprise pour la définition de la taille de la première cellule est décrite plus explicitement dans la section 4.3.1.

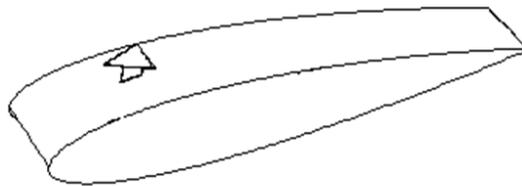
La boîte de calcul est modélisée par un volume de 100 cm de long et 30 cm de largeur (Figure 5.3.a) avec une envergure variable. La génération du maillage 3D est une phase très importante dans une analyse CFD, vu l'influence de ses paramètres sur la solution calculée. Cette étape est réalisée par le biais du logiciel *Gambit*<sup>TM</sup> 2.2.30 [119].



a)



b)



c)

FIGURE 5.2 – Différentes envergures de l'ensemble (Profil+VGs) simulées numériquement :  
a) *Configuration de Lin*,  $e=27.9$  mm, b) *Configuration de Lin modifiée*,  $e=27.9$  mm, c)  
*Configuration d'aile Delta*,  $e=18.9$  mm.

Le maillage généré est hybride ; ses avantages résident du fait qu'il combine les privilèges du maillage structuré et ceux du maillage non structuré en réduisant les erreurs dues à la diffusion numérique.

A proximité des parois du profil, les mailles générées sont de types hexaédriques suivies d'un maillage relâché en imposant des mailles prismatiques. Quant aux générateurs de tourbillons, en raison de la complexité de la géométrie représentée, ils sont délimités par un sous-domaine et maillés à l'aide de cellules hexaédriques, tétraédriques et pyramidales (Figure 5.3.b).

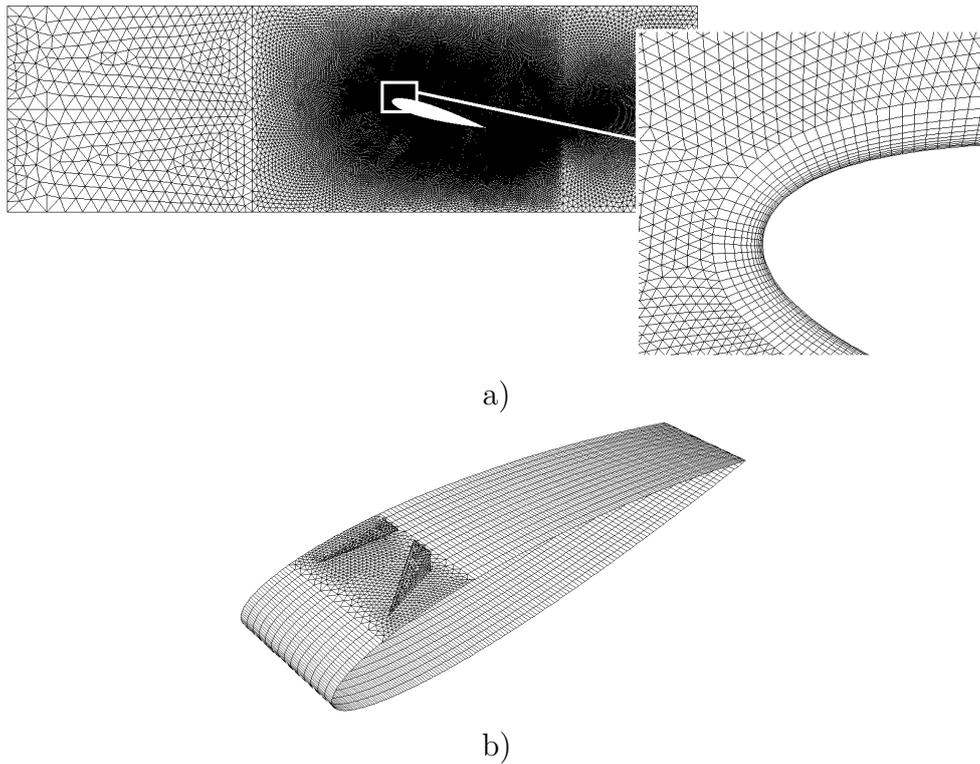


FIGURE 5.3 – Différents types de maillage appliqué : a) *Maillage des VGs montés sur le profil*, b) *Maillage de la boîte de calcul*.

On rappelle que les modèles sont en 3D ; leur maillage se compose de trois parties : maillage de couche limite, sous domaine des VGs et le reste de la boîte de calcul. Le tableau 5.1 explicite les différentes cellules du maillage employé.

TABLE 5.1 – Exemple de la composition des maillages à 14° d'incidence.

Type de la cellule		<i>Lin</i>	<i>Lin modifiée</i>	<i>Ailes Delta</i>
(Hexaédrique)		46 718	49 472	53 380
(Tétraédrique)		27 442	31 685	34 139
(Pyramidale)		840	826	812
(Prismatique)		1 360 702	1 360 632	1 369 998
Total de cellules		1 435 702	1 442 615	1 458 329

Les différents réglages entrepris dans *Fluent*<sup>TM</sup> sont résumés dans le tableau 5.2 ci-dessous :

TABLE 5.2 – Réglages sous *Fluent*<sup>TM</sup>.

Type	Caractéristique	Option
Modèles	Dimension	3D
	Régime d'écoulement	Stationnaire
	Modèle de turbulence	$k - \omega$ SST
Conditions aux limites	Entrée	Vitesse d'entrée
	Sortie	Pression de sortie
	Intrados, Extrados, VGs, ...	Parois
	Volume de calcul	Fluide (air)
Contrôles	Couplage vitesse-pression	Schéma <b>SIMPLE</b> (Semi <b>Implicit</b> Method <b>Pressure</b> Linked <b>Equation</b> )

Le tableau 5.3 résume les valeurs des propriétés principales du fluide utilisées dans cette étude. Elles sont prises aux conditions atmosphériques standard pour toutes les configurations simulées.

TABLE 5.3 – Propriétés du fluide.

Propriété	Hypothèses	Valeur
Masse volumique	Gaz Parfait (air)	$1.225 \text{ kg/m}^3$
Viscosité dynamique	Constante	$1.789 \cdot 10^{-5} \text{ kg/m} - \text{s}$

▷ **Caractéristiques géométriques des générateurs de tourbillons :**

Les trois configurations représentées ont été testées en soufflerie et ont montré les meilleurs caractéristiques en termes d'amélioration des performances aérodynamiques et cela après avoir optimisé leurs géométries. Les différentes dimensions de ces VGs sont résumées dans le tableau 5.4.

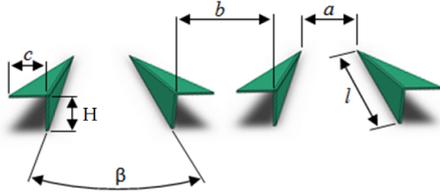
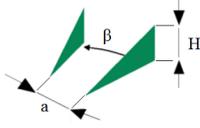
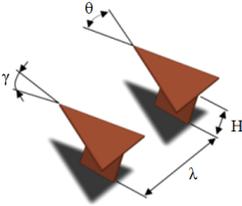
## 5.3 Résultats

### 5.3.1 Validation de l'approche numérique exprimée par les coefficients de portance et de la traînée

Les figures ci-dessous (5.4, 5.5 et 5.6) représentent les courbes du coefficient de portance et de traînée issues des mesures expérimentales et celles prédites par les calculs numériques 3D en fonction de l'angle d'attaque. En termes de coefficient de portance, la confrontation des deux évolutions du cas contrôlé montre une bonne corrélation sur l'ensemble de la gamme d'incidences testées. L'étude CFD a permis aussi de décélérer avec précision l'angle de décrochage pour le cas des trois configurations étudiées.

En termes de coefficient de traînée, les valeurs numériques sont sujettes à une correction

TABLE 5.4 – Paramètres des configurations étudiées.

Forme	Type de VGs	Paramètres
<b>a</b>		$a/\delta = 0.70$
		$c/\delta = 0.45$
		$H/\delta = 0.55$
		$\beta = 30^\circ$
<b>b</b>		$a/\delta = 0.70$
		$H/\delta = 0.55$
		$\beta = 30^\circ$
<b>c</b>		$\gamma = 10^\circ$
		$\lambda/H = 3.8$
		$H/\delta = 0.50$
		$\theta = 45^\circ$

faute d'absence de plaques de gardes. Cette correction consiste en une adjonction d'une traînée parasite produite par ces dernières évaluée à l'aide de la corrélation donnée par l'expression 4.2 :

$$\frac{\overline{C}_f}{2} \approx 0.037 Re_p^{-0.2}$$

La force de traînée produite par les deux plaques de gardes peut être calculée à travers cette expression :

$$F_x \approx \overline{C}_f \left( \frac{1}{2} \rho U_\infty^2 n S \right) \quad (5.3)$$

Avec :

$Re_p$  : représente le nombre de Reynolds formé avec la longueur de la plaque de garde,  
 $n$  : représente le nombre de facettes mouillées des plaques de gardes, dans ce cas  $n = 4$ .

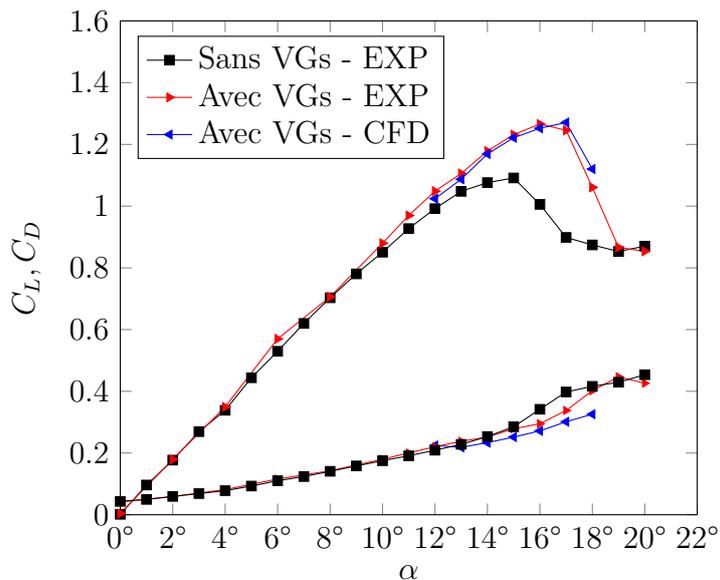


FIGURE 5.4 – Évolutions de  $C_L$  et  $C_D$  en fonction de  $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration (a), NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

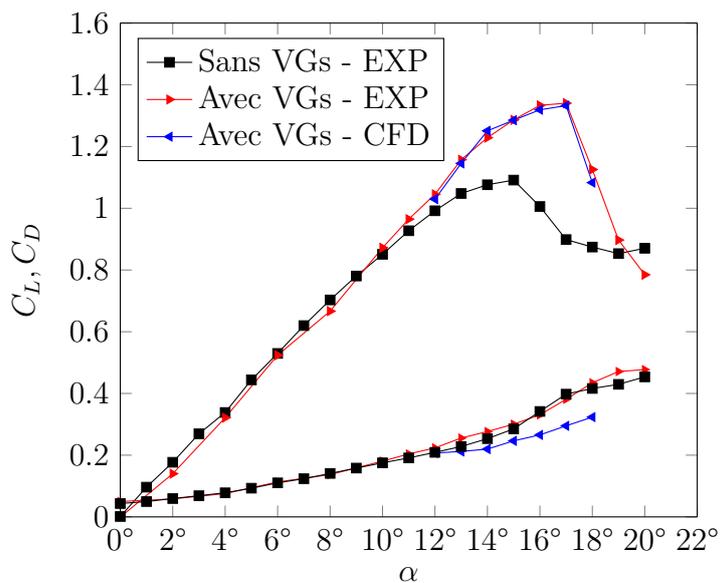


FIGURE 5.5 – Évolutions de  $C_L$  et  $C_D$  en fonction de  $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration (b), NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

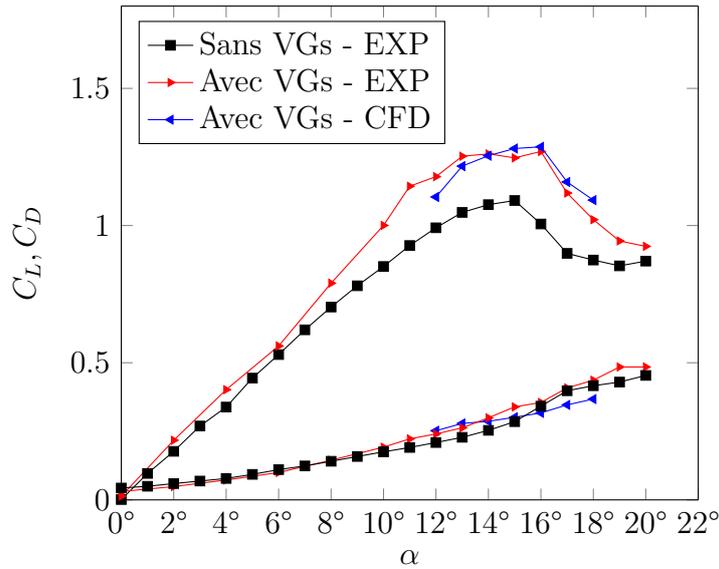


FIGURE 5.6 – Évolutions de  $C_L$  et  $C_D$  en fonction de  $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration (c), NACA 0015,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

La superposition des courbes de  $C_L$  et de  $C_D$  dans le cas du profil NACA 4412 est aussi effectuée pour la dernière configuration. Sur la figure 5.7, les courbes de  $C_L$  montrent une bonne concordance. Le décrochage est prédit à la même incidence par calculs CFD. Le contrôle a permis d'atteindre 16% de gain de portance avec un retard au décrochage d'un degré et l'amélioration de la portance atteint environ 27% avec deux degrés de retard au décrochage pour un nombre de Reynolds de l'écoulement de  $3 \cdot 10^5$ . La traînée reste toutefois légèrement sous-estimée au même titre que les cas des précédents exemples.

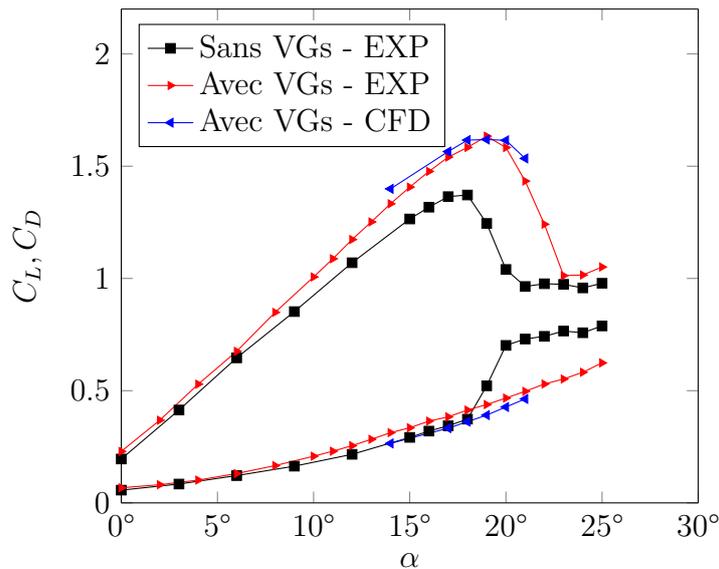


FIGURE 5.7 – Évolutions de  $C_L$  et  $C_D$  en fonction de  $\alpha$ , superposition des valeurs expérimentales et numériques, configuration (c), NACA 4412,  $Re = 2.5 \cdot 10^5$ .

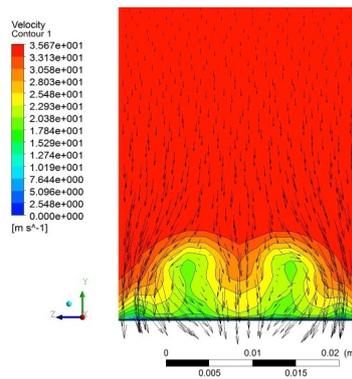
### 5.3.2 Champs de vitesse

– ASPECT QUALITATIF

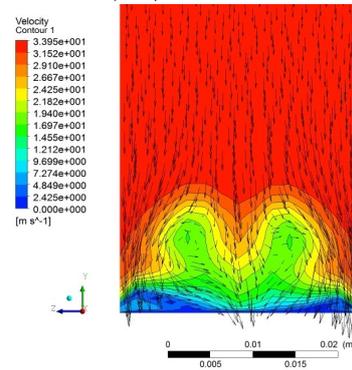
▷ **Configuration "a" et "b" :**

Les figures (5.8.a, 5.8.b et 5.8.c) montrent la formation de structures cohérentes générées par les VGs en région proche paroi (Lin modifié). Ces tourbillons bien distingués alimentent la couche limite par un fluide de vitesse importante, issu de la modification de sa direction provenant de l'interaction fluide-VGs. L'augmentation de la vitesse d'écoulement à l'infini amont entraîne un effet plus prononcé.

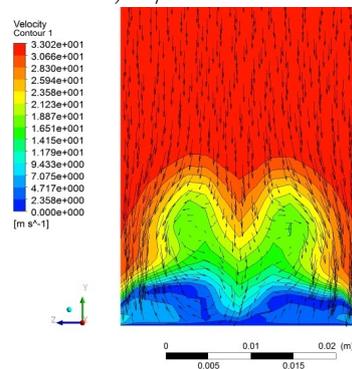
Les résultats extraits à différentes positions montrent que la présence de la rotation des tourbillons engendre localement une orientation de l'écoulement vers la paroi du profil.



a)  $x/L = 0.3$



b)  $x/L = 0.4$



c)  $x/L = 0.5$

FIGURE 5.8 – Contours de champs de la vitesse moyenne à différentes positions de la corde, configuration (a),  $\alpha = 16^\circ$ .

Les figures (5.9.a, 5.9.b et 5.9.c) montrent la répartition des champs de vitesse obtenus avec la configuration de base. Le caractère contrarotatif des tourbillons générés n'est pas très affirmé comparé au cas précédent. Aussi, la vitesse maximale créée est faible, ce qui implique une faible intensité tourbillonnaire. Ce dernier point sera traité en détail au niveau de la section réservée aux structures cohérentes.

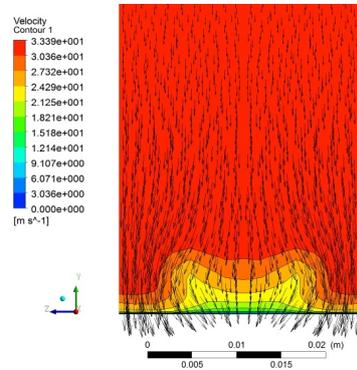
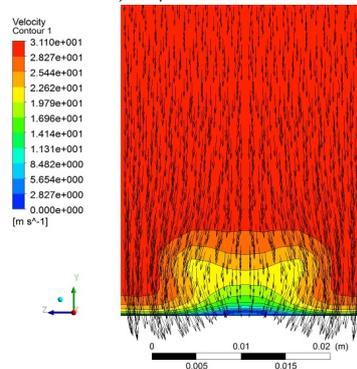
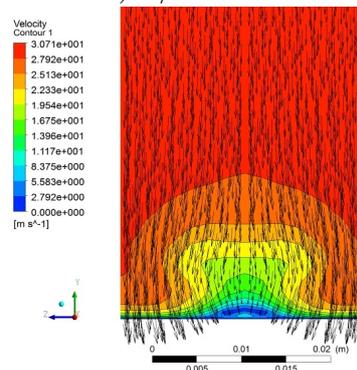
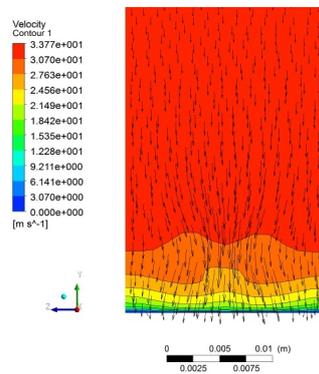
a)  $x/L = 0.3$ b)  $x/L = 0.4$ c)  $x/L = 0.5$ 

FIGURE 5.9 – Contours de champs de la vitesse moyenne à différentes positions de la corde, configuration (b),  $\alpha = 16^\circ$ .

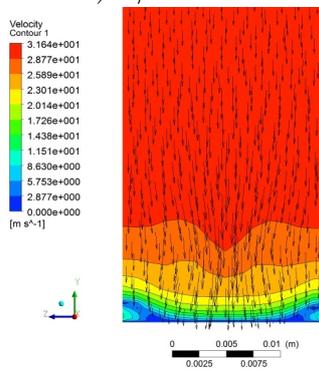
▷ **Configuration "c" :**

Les figures 5.10.a.b.c ci-dessous montrent les vecteurs vitesse superposés aux contours de vitesse à différentes positions de la corde. On peut remarquer que les tourbillons ne sont pas clairement formés à  $x/L = 0.3$ . En se déplaçant à  $x/L = 0.4$ , on constate une nette réorientation du fluide vers la paroi au centre de l'image. Cette observation est

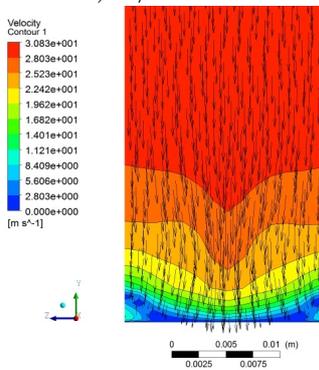
plus accentuée au milieu de la corde à  $x/L = 0.5$  où l'échelle de la vitesse donnée est comprise entre 0 et plus de 30  $m/s$  excluant tout retour de fluide ou gradient de pression défavorable.



a)  $x/L = 0.3$



b)  $x/L = 0.4$



c)  $x/L = 0.5$

FIGURE 5.10 – Contours de champs de la vitesse moyenne à différentes positions de la corde, configuration (c),  $\alpha = 16^\circ$ .

– ASPECT QUANTITATIF

▷ **Facteur de forme :**

Le décollement des couches limites turbulentes est identifié à partir d'une valeur seuil du facteur de forme  $H_{12}$  égale à 2.3 [37] et qui est représenté sur la figure 5.11 par un trait discontinu horizontal. Cette limite est atteinte pour le cas de référence à partir de  $x/L = 0.18$ . L'évolution du facteur de forme croît jusqu'à atteindre une valeur supérieure à 4 synonyme d'un état de séparation complet de l'écoulement. Les évolutions de  $H_{12}$  pour

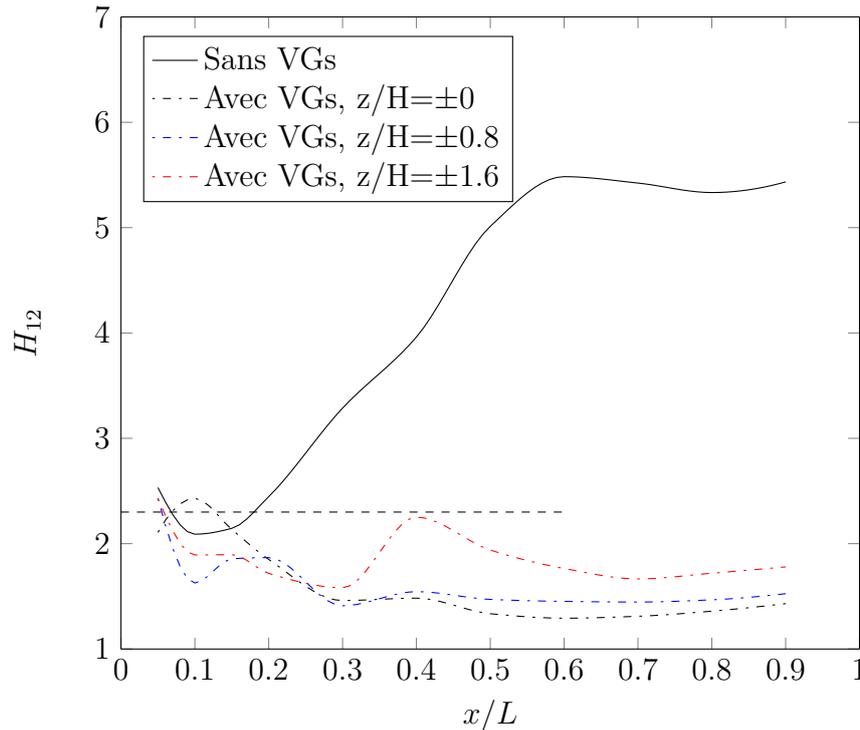


FIGURE 5.11 – Identification de la variation du facteur de forme du cas contrôlé comparé au cas de référence, NACA 0015, configuration (c),  $\alpha = 16^\circ$ .

le cas contrôlé sont esquissées en lignes pointillées à différentes positions de l'envergure. A  $z/H = 0$ , identifiée comme étant la zone d'interaction des deux tourbillons contrarotatifs,  $H_{12}$  décrit un plateau quasi-constant à compter de  $x/L \approx 0.3$  d'une valeur de  $H_{12} \approx 1.4$  définissant théoriquement l'écoulement d'une couche limite turbulente.

Pour  $z/H \pm 0.8$ , la courbe suit le même comportement que la courbe positionnée à  $z/H = 0$ ; l'écoulement est complètement recollé à l'extrados du profil. A l'envergure réduite  $z/H \pm 1.6$  l'efficacité du contrôle s'estompe, l'écoulement effleure la limite du décollement naissant avec  $H_{12} = 2.25$  à  $x/L = 0.4$  puis se stabilise à une valeur d'environ 1.7.

#### ▷ Paramètres globaux :

La topologie de l'écoulement tridimensionnel est visualisée grâce aux Iso-contours de vitesse moyenne longitudinale dans le plan  $(y, z)$  présentés sur les figures 5.12 pour (4) positions par rapport à la corde. L'incidence étudiée est fixée à  $16^\circ$  pour le profil NACA 4412. Les cartographies esquissées permettent de mettre en évidence les structures tourbillonnaires responsables du recollement du fluide; on remarque parfaitement la formation d'une paire de tourbillons juste à l'aval du générateur de tourbillons.

La figure 5.13 montre la superposition des profils de vitesse obtenus à  $x = 60 \text{ mm}$  tandis que la quantification de la contribution des VGs sur les paramètres globaux est résumée dans le tableau 5.5. Une confrontation des résultats issus de la simulation numérique avec nos données expérimentales est effectuée à travers la comparaison des efforts aérodynamiques du coefficient de la portance  $C_L$ ; les résultats sont en bon accord. En effet, l'erreur relative maximale enregistrée est de 3.72% pour le cas contrôlé et seulement de 0.68% pour le cas sans contrôle.

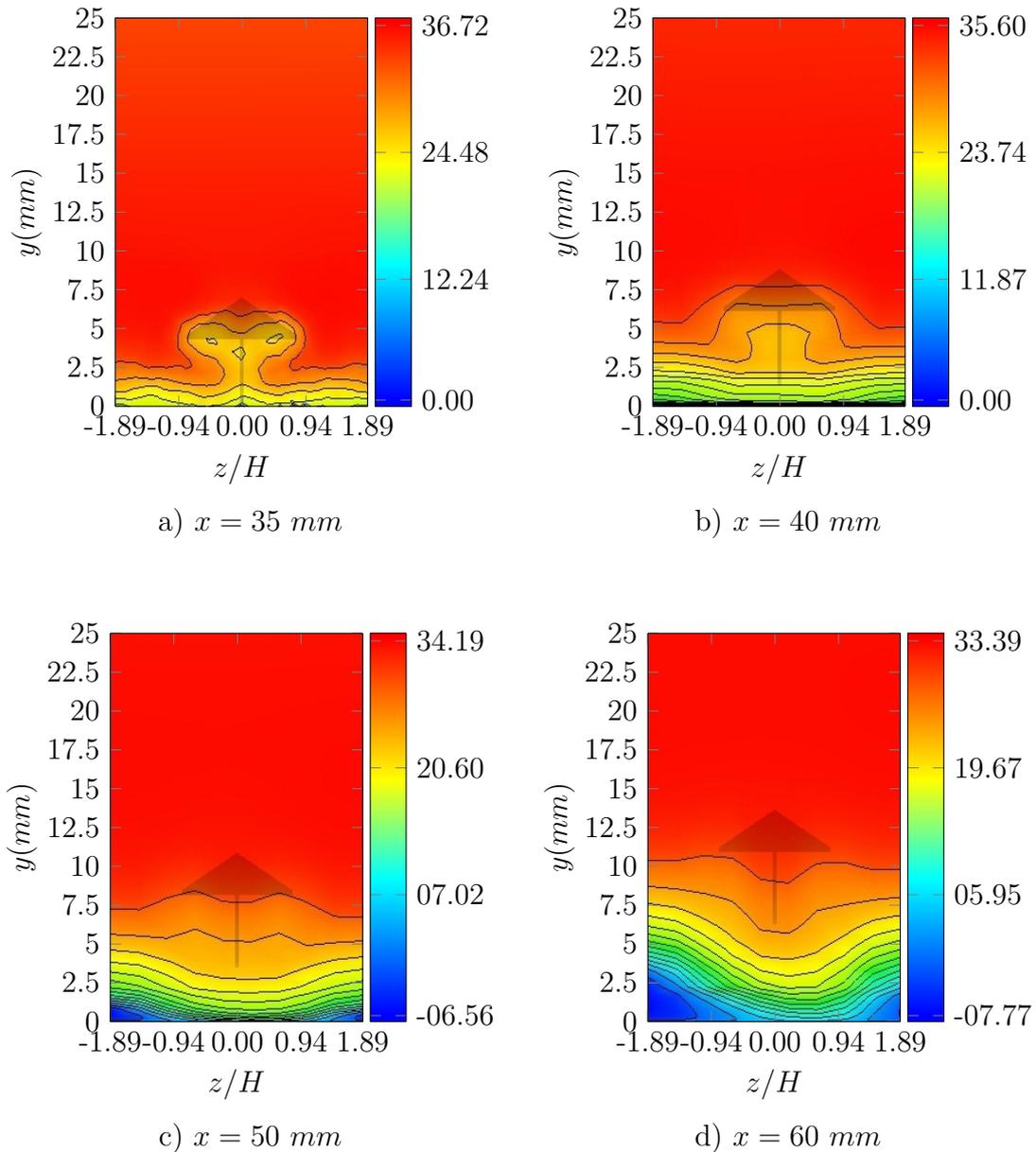


FIGURE 5.12 – Cartographies des champs de la vitesse moyenne " $u$ " à différentes positions de la corde, configuration (c), NACA 4412,  $\alpha = 16^\circ$ .

Le tableau 5.5 montre une réduction significative de l'épaisseur de déplacement donnée par  $\delta_1$ . L'amélioration de  $\delta_2$  de 33.3%, définie comme étant l'épaisseur de quantité de mouvement, implique une redynamisation importante de la couche limite. La valeur du facteur  $h = 0.730$  relative au cas non contrôlé sur lequel le décollement naissant a été observé semble être en bon accord avec la limite proposée par Kline et al [35].

Après application du contrôle, la valeur du facteur  $h$  chute de -29.9%, indiquant que les générateurs de tourbillons de forme de Delta réduisent significativement les effets indésirables du gradient de pression adverse.

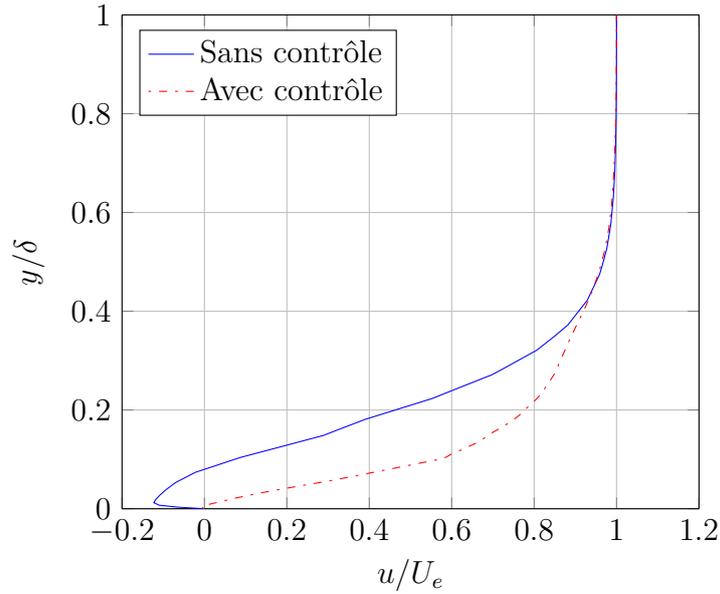


FIGURE 5.13 – Comparaison des profils de vitesse esquisés à  $x = 60 \text{ mm}$  de la corde,  $z/H = 0$ , configuration (c),  $\alpha = 16^\circ$ .

TABLE 5.5 – Paramètres globaux.

Etat	$C_L$ (CFD)	$C_L$ (EXP)	Erreur relative	$U_e$ (m/s)	$\delta$ (m)	$\delta_1$ (m)	$\delta_2$ (m)	$H_{12}$	$h$
Sans Ctr	1.308	$1.317 \pm 0.060$	0.68%	33.028	0.0199	0.0046	0.0012	3.701	0.730
Avec Ctr	1.422	$1.477 \pm 0.044$	3.72%	33.344	0.0228	0.0033	0.0016	2.049	0.512
Variation (%)						-28.3	33.3	-44.6	-29.9

### 5.3.3 Structures cohérentes

#### ▷ *Identification des structures cohérentes :*

L'identification des structures cohérentes est effectuée au moyen de l'une des techniques d'identification des tourbillons : le critère de la vorticité  $\omega$ . Le vecteur vorticité est utilisé pour mesurer le taux de rotation d'un écoulement ; son expression est définie par :

$$\vec{\omega} = \text{rot} \vec{V} = \nabla \times \vec{V} \quad (5.4)$$

Si l'écoulement est bidimensionnel le tourbillon sera un vecteur dont la direction est perpendiculaire à la section de l'écoulement :

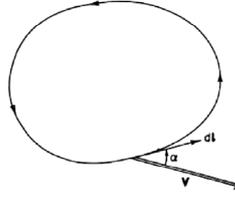
$$\vec{\omega} = \left( \frac{\partial w}{\partial y} - \frac{\partial v}{\partial z} \right) \vec{u}_x \quad (5.5)$$

La structure cohérente est identifiée grâce à son centre qui correspond à un maximum local du module de la vorticité [121].

La circulation  $\Gamma$  sur un contour fermé dans un fluide est définie comme l'intégrale le long de ce contour de la composante du vecteur vitesse qui est localement tangente au contour (Figure 5.14) :

$$\Gamma = \oint \vec{V} d\vec{l} \quad (5.6)$$

$$\begin{cases} \Gamma < 0 & , \text{ rotation dans le sens horaire} \\ \Gamma > 0 & , \text{ rotation dans le sens anti-horaire} \end{cases}$$

FIGURE 5.14 – Circulation,  $\Gamma$ .

*Équation du tourbillon :*

L'équation de Navier-Stokes donnée précédemment en expression vectorielle par la relation 1.3 est :

$$\frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \vec{V} \cdot \nabla \vec{V} = -\nabla \left( \frac{P}{\rho} + gy \right) + \nu \Delta \vec{V}$$

En appliquant le rotationnel à l'équation précédente  $\nabla \times$  (équation 1.3), on aura :

$$\nabla \times \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} + \nabla \times (\vec{V} \cdot \nabla \vec{V}) = -\nabla \times \nabla \left( \frac{P}{\rho} + gy \right) + \nabla \times (\nu \Delta \vec{V}) \quad (5.7)$$

Le premier terme à gauche devient en tenant compte de l'équation 5.4 :

$$\nabla \times \frac{\partial \vec{V}}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial t} (\nabla \times \vec{V}) = \frac{\partial \vec{\omega}}{\partial t} \quad (5.8)$$

Le terme d'inertie  $\vec{V} \cdot \nabla \vec{V}$  peut être réécrit sous cette forme :

$$\vec{V} \cdot \nabla \vec{V} = \frac{1}{2} \nabla (\vec{V} \cdot \vec{V}) - \vec{V} \times (\nabla \times \vec{V}) = \nabla \left( \frac{V^2}{2} \right) - \vec{V} \times \vec{\omega}$$

Avec :  $V^2 \equiv |\vec{V}|^2 = \vec{V} \cdot \vec{V}$ .

D'où, le deuxième terme gauche de l'équation 1.3 devient :

$$\begin{aligned} \nabla \times (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{V} &= \nabla \times \nabla \left( \frac{V^2}{2} \right) - \nabla \times (\vec{V} \times \vec{\omega}) = \nabla \times (\vec{\omega} \times \vec{V}) \\ &= (\vec{V} \cdot \nabla) \vec{\omega} - (\vec{\omega} \cdot \nabla) \vec{V} + \vec{\omega} (\nabla \cdot \vec{V}) + \vec{V} (\nabla \cdot \vec{\omega}) \end{aligned} \quad (5.9)$$

les deux derniers termes s'annulent car, respectivement, le fluide est incompressible et  $\nabla \cdot (\nabla \times \vec{V}) = 0$ .

Le premier terme à droite de l'équation devient :

$$\nabla \times \left( \nabla \left( \frac{P}{\rho} + gy \right) \right) = 0 \quad (5.10)$$

à condition que la densité soit uniforme.

Le deuxième terme se transforme en :

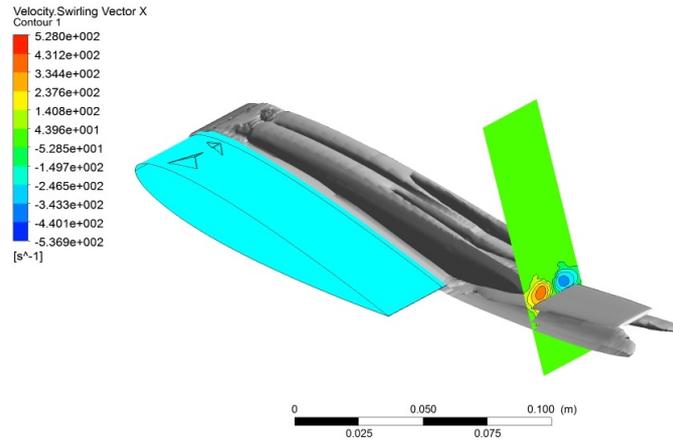
$$\nabla \times (\nu \nabla^2 \vec{V}) = \nu \nabla^2 \vec{\omega} \quad (5.11)$$

Finalement, on obtient l'équation du tourbillon sous cette forme :

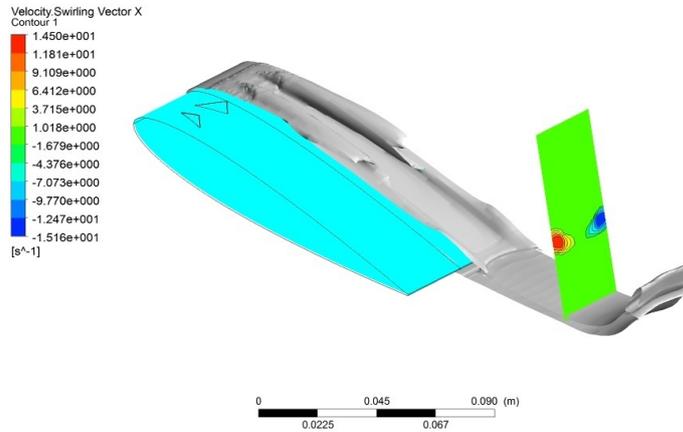
$$\frac{D\vec{\omega}}{Dt} = (\vec{\omega} \cdot \nabla) \vec{V} + \nu \nabla^2 \vec{\omega} \quad (5.12)$$

▷ **Structures cohérentes créées par les générateurs de tourbillons :**

L'identification par simulation numérique CFD des structures cohérentes responsables du recollement du fluide est donnée par les figures 5.15.a.b en utilisant l'une des techniques d'identification des tourbillons, le critère de la vorticité  $\omega$ .



a) Configuration "a"



b) Configuration "b"

FIGURE 5.15 – Vorticité  $\omega$  et Iso-contours du vecteur vitesse tourbillonnaire suivant  $x$  esquissés à 150% de la corde,  $\alpha = 14^\circ$ , NACA 0015 .

L'écoulement décollé à l'extrados du profil NACA 0015 est alimenté et régénéré par les VGs implantés à 10% de la corde, qui produisent des tourbillons advectés par l'écoulement en l'amont.

Les iso-contours de la norme vecteur vitesse tourbillonnaire suivant  $x$  est aussi représentée à 150% de la corde, sur laquelle on distingue le caractère contrarotatif de ces tourbillons ainsi que leur étendue.

Nous considérons trois positions préalablement définies  $x/L = 0.3$ ,  $x/L = 0.4$  et  $x/L = 0.5$

dans l'optique de déterminer la distance des centres de tourbillons par rapport à l'extrados du profil. Les positions des centres des tourbillons reportées à l'épaisseur de la couche limite sont résumées dans le tableau 5.6 suivant pour les deux configurations (a) et (b) :

TABLE 5.6 – Position des centres des tourbillons par rapport à la paroi du profil,  $\alpha = 16^\circ$ .

Corde réduite	Configuration (a)	Configuration (b)
$x/L = 0.3$	$y/\delta = 0.56$	$y/\delta = 0.44$
$x/L = 0.4$	$y/\delta = 0.77$	$y/\delta = 0.52$
$x/L = 0.5$	$y/\delta = 1.13$ et $y/\delta = 0.34$	$y/\delta = 0.61$

La stratégie opérée afin de générer la paire des tourbillons contrarotative est complètement différente des cas précédents. En effet, nous avons exploité les propriétés des tourbillons marginaux générés par une aile Delta en incidence afin d'exciter l'écoulement décollé de la paroi. La figure 5.16 ci-dessous montre effectivement à travers la visualisation par critère de vorticité  $\omega$  que les tourbillons d'aile Delta sont à l'origine du recollement du fluide et leur expansion s'étend sur une large distance à compter du bord d'attaque. Le caractère contrarotatif de ces tourbillons est aussi mis en valeur via la cartographie d'iso-contours de vecteur vitesse tourbillonnaire suivant  $x$ .

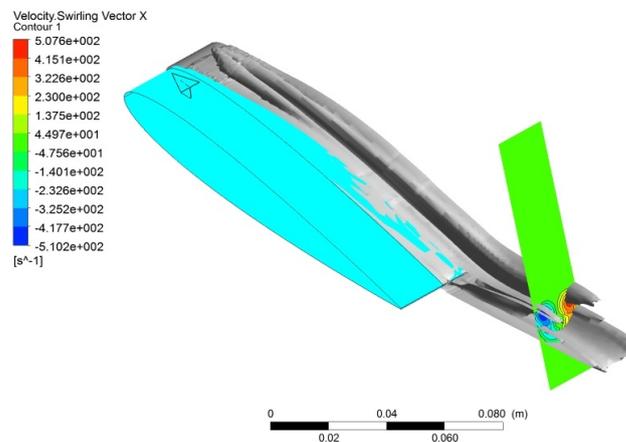


FIGURE 5.16 – Vorticité  $\omega$  et Iso-contours du vecteur vitesse tourbillonnaire suivant  $x$  esquissés à 150% de la corde,  $\alpha = 14^\circ$ , configuration "c", NACA 0015 .

Lors de l'étude d'optimisation des  $\Delta$ -VGs réalisée au laboratoire, des contraintes liées au confort (Production de nuisances sonores à  $H/\delta < 0.3$ ) et à l'amélioration des coefficients aérodynamiques, imposent à maintenir la hauteur des VGs à  $H/\delta = 0.5$ , ce qui explique la position des centres de tourbillons peu éloignée de la paroi comme résumé sur le tableau 5.7.

TABLE 5.7 – Position des centres des tourbillons par rapport à la paroi du profil NACA 0015, configuration d’aile Delta,  $\alpha = 16^\circ$ .

Corde réduite	Configuration (c)
$x/L = 0.3$	$y/\delta = 0.66$
$x/L = 0.4$	$y/\delta = 0.73$
$x/L = 0.5$	$y/\delta = 0.80$

▷ *Etude comparative des trois configuration de VGs exprimée par le critère de vorticité  $\omega$  :*

Sur l’ensemble des figures (5.17, 5.18 et 5.19) représentées, la vorticité moyenne est adimensionnée par la vitesse du fluide à l’infini amont ainsi que la hauteur des VGs  $\omega_x/(U_\infty/H)$ .

La confrontation concerne les trois configurations exposées plus haut ; cette comparaison a pour but de faire valoir la géométrie qui est en mesure de générer des tourbillons d’une intensité importante capable de retarder voire même éliminer la séparation du fluide de la paroi.

Les figures représentées ci-dessous montrent effectivement à travers la visualisation par critère de vorticité  $\omega_x$  que les tourbillons des VGs sont à l’origine du recollement du fluide et que leur expansion s’étend sur une large distance à compter du bord d’attaque.

À  $x/L = 0.3$ , on constate la formation pour les trois cas d’étude de deux tourbillons contrarotatifs de tailles semblables et d’intensité différente. En effet, l’intensité de vorticité générée pour le cas de la configuration (a) donne une valeur de la vorticité adimensionnée de  $\omega_x/(U_\infty/H) \approx \pm 0.35$  et seulement un taux de vorticité avoisinant  $\omega_x/(U_\infty/H) \approx \pm 0.20$  pour le cas de la géométrie (b). Les tourbillons générés par les ailes Delta (Configuration (c)) sont caractérisés par leur nature contrarotative ainsi que leurs intensités  $\omega_x/(U_\infty/H) \approx \pm 0.22$  dépassant légèrement celle produite par la configuration (b). Il est aussi observé que les deux tourbillons sont très rapprochés et leurs interaction crée une zone de cisaillement très intense à  $z/H = 0$ .

Les positions successives des tourbillons sont reportées à travers leurs expansions le long de la corde. Comme représentées à  $x/L = 0.4$ , leurs positions vis-à-vis de la paroi du profil est nettement meilleure avec les VGs de la configuration (b) au détriment d’une faible intensité tourbillonnaire. Les positions des centres des tourbillons de la configuration (c) par rapport à la paroi restent pratiquement inchangées au cours de leur développement le long de la corde. Par ailleurs, ces structures presque parfaitement circulaires à leurs naissances (à  $x/L = 0.3$ ) subissent un étirement et prennent une forme ovale.

La paire de structures tourbillonnaires de la configuration (a) au cours de son déplacement le long de la corde s’éloigne de la paroi en donnant naissance à une autre paire contrarotative plus proche de la paroi ( $y/\delta = 0.34$ ) avec un sens de rotation contraire à la première, ce qui favorise considérablement le transfert de quantité de mouvement au voisinage de proche paroi. Les relevés des contours de vorticité montrent en plus que l’expansion des vortex à l’extrados du profil se développe longitudinalement le long de la corde pour les trois configurations comparées.

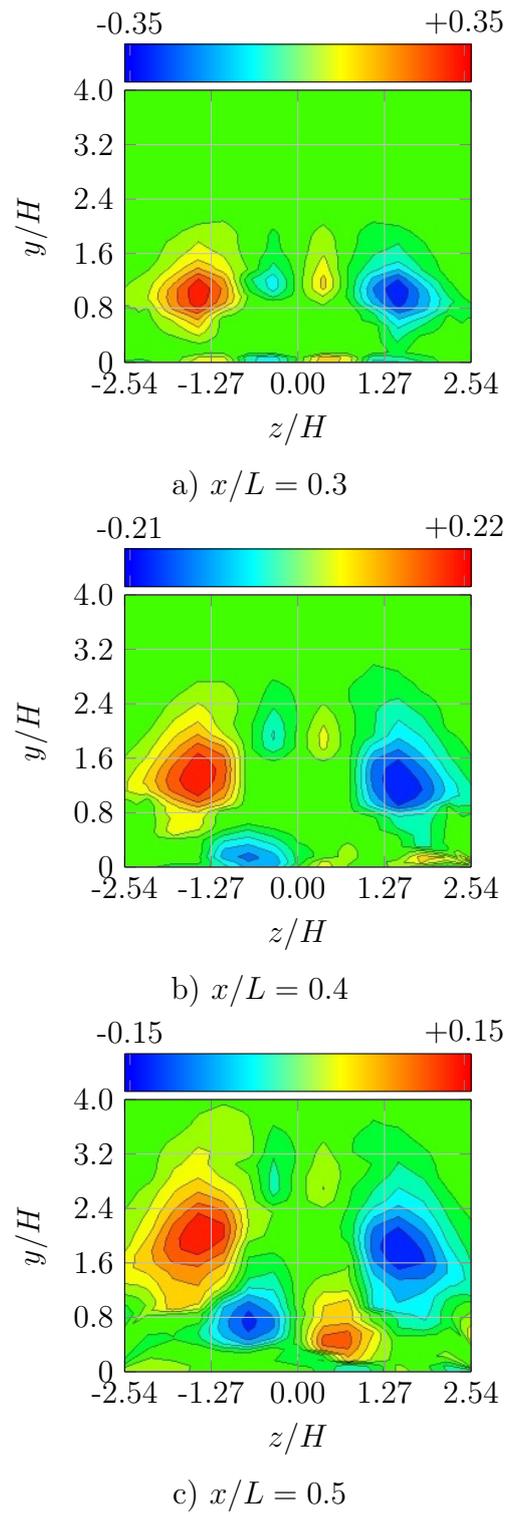


FIGURE 5.17 – Cartographies du critère de vorticité adimensionné par  $\omega_x / (U_\infty / H)$ , configuration (a),  $\alpha = 16^\circ$ .

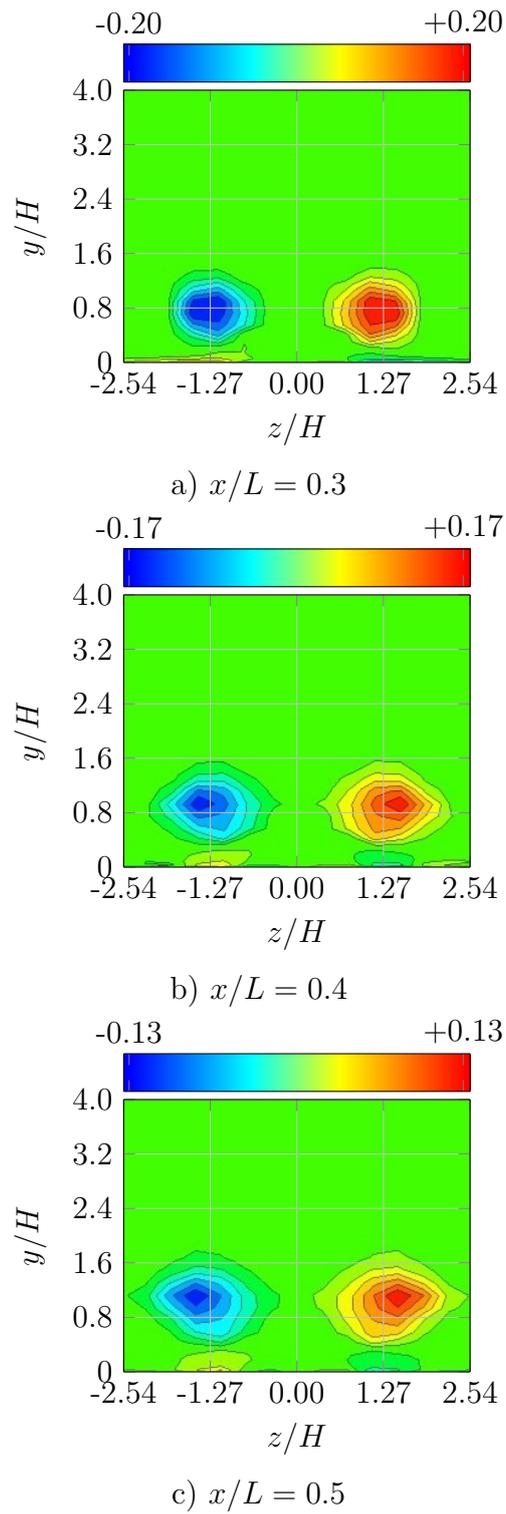


FIGURE 5.18 – Cartographies du critère de vorticité adimensionné par  $\omega_x / (U_\infty / H)$ , configuration (b),  $\alpha = 16^\circ$ .

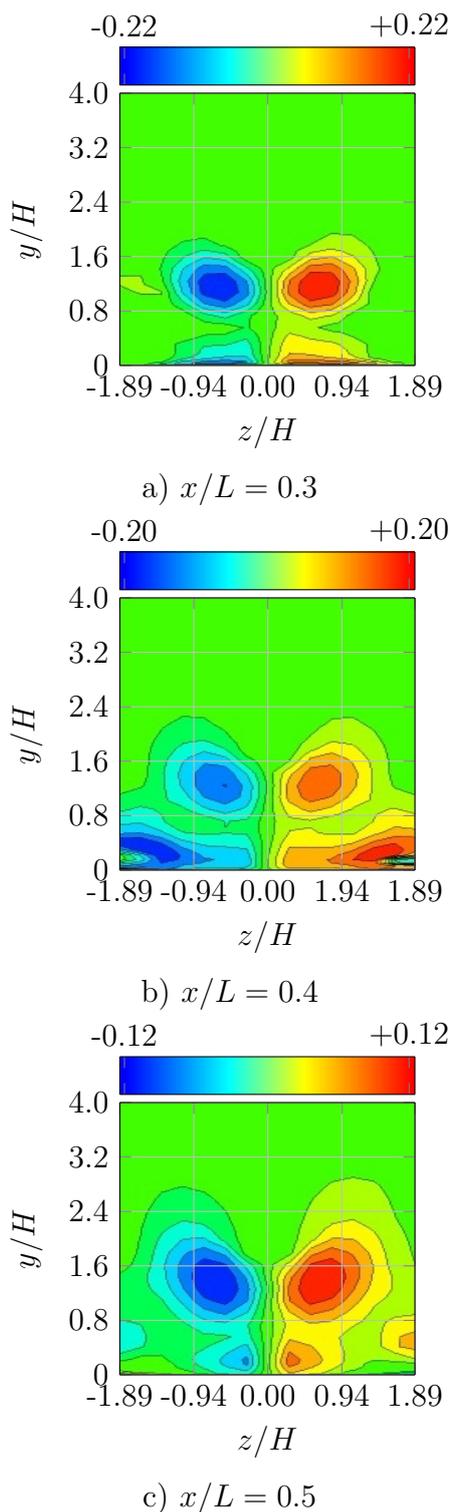


FIGURE 5.19 – Cartographies du critère de vorticité adimensionné par  $\omega_x / (U_\infty / H)$ , configuration (c),  $\alpha = 16^\circ$ .

La figure 5.20 ci-dessous montre le développement longitudinal de la vorticité adimensionnée à travers  $\omega_{x_{max}} / (U_\infty / H)$ . Pour les trois configurations testées, positionnées à 10% de la corde du profil NACA 0015, un pic de vorticité est observé pour l'ensemble des VGs à environ  $x/L = 0.2$ . La valeur maximale enregistrée est obtenue à l'aide de la configura-

tion **(b)**, suivie de **(a)** puis de la configuration **(c)**.

Les courbes de la vorticité prennent des valeurs significatives à compter de  $x/L = 0.1$  à l'exception de la configuration **(a)** pour laquelle la vorticité est naissante à partir du bord d'attaque du profil. Ceci signifie que ce type de Générateurs de Tourbillons affectent l'écoulement même à l'amont de ces derniers, comme montré à travers la distribution du coefficient de la pression pariétale (section 4.5.1).

Après le passage du fluide sur les actionneurs passifs, on constate une chute brutale de l'intensité des tourbillons créés, effleurant tous presque la même valeur excepté encore une fois la configuration **(a)** qui connaît une redynamisation graduelle à compter de  $x/L \approx 0.6$ . Cette décroissance de la vorticité à l'aval des VGs a été constaté auparavant par plusieurs auteurs tels que [122] et [123].

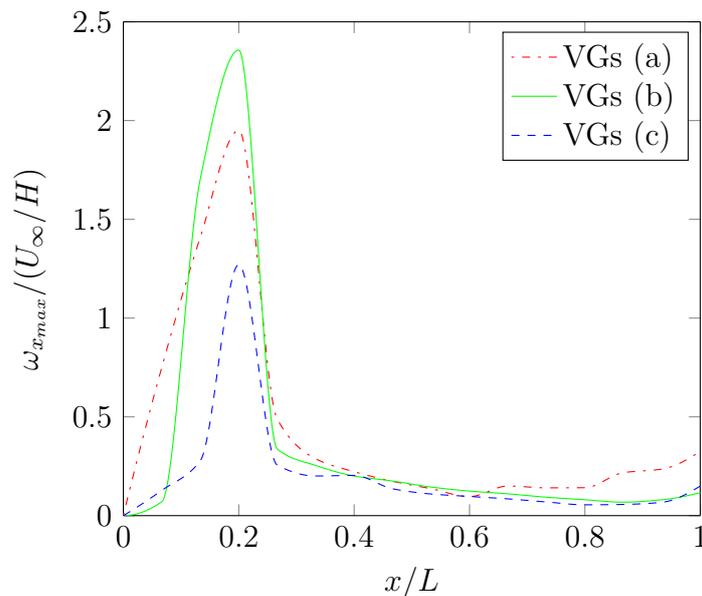


FIGURE 5.20 – Distribution de la vorticité maximale le long de la corde.

## 5.4 Conclusion

Dans ce qui précède, nous avons simulé l'écoulement tridimensionnel de trois différentes configurations de Générateurs de Tourbillons appliquées sur les profils NACA. Nous avons comparé les efforts aérodynamiques issus des calculs numériques CFD avec leurs homologues mesurés expérimentalement. Cette comparaison montre une bonne concordance. L'exploration à différentes positions de la corde ( $x/L = 0.3$ ,  $x/L = 0.4$  et  $x/L = 0.5$ ) de l'aspect qualitatif et quantitatif des structures tourbillonnaires est marquée par la production de deux paires de tourbillons contrarotatives attribuées à la configuration de Lin modifiée engendrant respectivement une amélioration du pic de la vorticité maximum d'environ (75%, 29% et 15%) comparée à la configuration de base de Lin. En outre, la nouvelle géométrie de VGs proposée en forme d'aile Delta ouvre de nouvelles perspectives quant au contrôle du décollement à l'extrados des profils puisque elle contribue avec une amélioration de la portance de l'ordre de 27%.

# Conclusion

LES objectifs envisagés dans cette thèse sont axés principalement sur la proposition de nouvelles configurations de Générateurs de Tourbillons en mesure de réduire, voire même éliminer le décollement naissant à l'extrados des profils NACA dans le but d'améliorer leurs coefficients aérodynamiques. Cette étude est principalement basée sur l'investigation expérimentale complétée par des simulations numériques à l'aide d'un code de calcul CFD.

A travers la synthèse bibliographique effectuée autour de la thématique du contrôle du décollement, il ressort la difficulté de la mise en œuvre des techniques actives mais aussi l'intérêt des méthodes passives qui restent prometteuses au regard de leur simplicité et de la qualité des résultats qu'elles permettent d'obtenir.

Ainsi, trois configurations de Générateurs de Tourbillons passifs (*Lin*, *Lin modifiée* et *ailé Delta*) ont été investiguées pour contrôler la séparation de l'écoulement turbulent autour de profils NACA sur une large gamme d'angles d'attaque. L'optimisation des paramètres géométriques des trois configurations de VGs est effectuée par la mise en place d'une stratégie basée sur les plans d'expériences ou par voie simplifiée. Ces paramètres géométriques incluent l'espacement entre une paire de VGs, la hauteur, l'angle d'ouverture, l'angle d'apex et l'inclinaison relative s'agissant des VGs en forme de Delta ainsi que l'influence de la position de la ligne de VGs par rapport à la corde du profil.

Le contrôle de la couche limite au moyen des Générateurs de Tourbillons a permis de mettre en évidence de meilleures performances aérodynamiques qui se traduisent par une amélioration de la traînée et de la portance ainsi que l'augmentation de l'angle du décrochage. Les principaux résultats obtenus par cette contribution peuvent être résumés comme suit :

- L'étude graphique représentée dans le paragraphe 4.3.3 a souligné l'importance du facteur "C" représentant la hauteur des VGs. Cet élément est considéré comme étant le facteur le plus influent avec un taux de contribution de 33.9% et 46.9% respectivement à  $\alpha = 16^\circ$  et  $\alpha = 17^\circ$  (incidences en post-décrochage). L'analyse des résultats relatifs aux effets de la hauteur a permis de mettre en évidence une géométrie optimale de VGs (configuration de *Lin modifiée*) produisant des améliorations d'environ 17% de portance et -16% de réduction de la traînée.
- L'étude comparative réalisée a montré une meilleure efficacité du contrôle lorsque les Générateurs de Tourbillons sont équipés du facteur "B" (*Lin modifiée*) relativement au cas sans le facteur "B" (*Lin*); ceci est confirmé à travers la valeur des efforts de portance et de la distribution de la pression tridimensionnelle.
- Le contrôle à l'aide d'ailerons Delta permet d'atteindre 20% de gain de portance pour un profil cambré, 27% pour un profil symétrique accompagné d'une réduction de la

- traînée de l'ordre de  $-30\%$  et d'un retard de deux degrés au décrochage.
- L'effet du nombre de Reynolds est également analysé ; il est montré que le contrôle aux forts nombres de Reynolds est beaucoup plus efficace pour l'amélioration de la finesse.
  - L'étude comparative effectuée entre les trois configurations de Générateurs de Tourbillons a permis la mise en évidence de la configuration de *Lin modifiée* qui se distingue à fortes incidences par une amélioration notable de la finesse. En outre, le rendement des VGs de la configuration en aile *Delta* marque en plus du gain de la portance, une réduction significative de la traînée aux fortes incidences.
  - Les relevés de l'évolution du coefficient de pression  $C_p$  à différentes positions de l'envergure du profil des trois configurations de VGs étudiées (Figures 4.44, 4.45 et 4.46) ont montré des résultats intéressants. En effet, concernant l'ensemble des formes expérimentées, il a été constaté que la distribution de  $C_p$  est affectée à l'aval comme à l'amont par l'implantation des lignes de Générateurs de Tourbillons à l'extrados des profils NACA. Un fort pic de dépression atteignant environ  $C_p \approx -4.5$  est enregistré juste au niveau du bord d'attaque concernant les deux configurations (a) et (b) et qui décroît jusqu'à atteindre environ 35% de la corde. A compter de ce seuil, les courbes de  $C_p$  de la forme (a) marque une forte disparité comparativement à la forme (b) où l'évolution longitudinale de la pression est quasi-semblable pour l'ensemble des sections de mesure.

La variation de la répartition du coefficient de pression de la configuration (c) varie peu en envergure. Une amélioration significative de ce coefficient est observée sur une large plage de la corde jusqu'au voisinage de 70%. Ainsi, à l'amont des  $\Delta$ -VGs on remarque une forte dépression ( $C_p \approx -3.5$ ) alors que dans le cas de l'écoulement non contrôlé, cette valeur est d'environ de 40% supérieure ( $C_p \approx -2$ ).

Les résultats expérimentaux obtenus ont été complétés par une approche numérique exprimée à travers l'exploration qualitative et quantitative des structures cohérentes tridimensionnelles responsables du recollement du fluide. Une bonne corrélation entre les deux approches a été montrée à travers la superposition des courbes des polaires ainsi que celles du coefficient de pression pariétale.

L'analyse des différents résultats numériques permet de formuler les conclusions suivantes :

- L'aspect qualitatif des structures cohérentes produites par les VGs a mis en évidence le caractère contra-rotatif des tourbillons, et ce pour l'ensemble des configurations simulées.
- L'analyse quantitative des effets du contrôle de la couche limite a montré l'efficacité des structures tourbillonnaire au recollement de l'écoulement séparé de la paroi. La valorisation de cette contribution est décelable à travers la comparaison des paramètres caractéristiques de la couche limite des cas contrôlés et non contrôlés. En effet, dans le cas du profil NACA 4412, le contrôle par les  $\Delta$ -VGs permet une nette réduction du facteur de forme le long de la corde avec en particulier un taux de 44.6% à  $x/L = 0.4$  sur la médiane des  $\Delta$ -VGs.
- L'évolution longitudinale de la vorticité adimensionnée a révélé que la valeur maximale enregistrée est obtenue à l'aide de la configuration (b), suivie de (a) puis de la configuration (c). En effet, la configuration de Lin modifiée (b) est marquée par la production de deux paires de tourbillons contrarotatives engendrant une amélioration du pic de la vorticité maximum d'environ 75%, 29% et 15% respectivement à  $x/L = 0.3$ ,  $x/L = 0.4$  et  $x/L = 0.5$ .

Le contrôle des décollements par les moyens passifs proposés dans cette thèse constitue une solution simple d'utilisation, la moins coûteuse avec des résultats prometteurs. Dès lors, il est intéressant de compléter le présent travail par :

- Des mesures des champs de vitesse par le moyen d'un dispositif PIV (Particle Image Velocimetry) afin de confirmer les résultats de la simulation numérique.
- Visualisation des structures tourbillonnaires et comparaison avec leur évolution obtenue numériquement.
- Analyse instationnaire via des études expérimentales et numériques de la mécanique du recollement induit par la présence des Générateurs de Tourbillons développés dans cette thèse.
- Envisager davantage de champs d'application pour le contrôle d'écoulements par ce type de VGs incluant, entre autres, l'amélioration du rendement des échangeurs de chaleur, l'efficacité des éoliennes ou le contrôle de l'écoulement au niveau de la lunette arrière de véhicules automobiles.

# Bibliographie

- [1] Herrmann SCHLICHTING : *Boundary-Layer Theory*. McGraw-Hill, New York, 1979.
- [2] Mohamed Gad-el HAK : Flow control : The future. *Journal of Aircraft*, 38(3):402–418, 2001.
- [3] David GREENBLATT et Israel J WYGNANSKI : The control of flow separation by periodic excitation. *Progress in Aerospace Sciences*, 36(7):487–545, 2000.
- [4] MA KARIM et Mukund ACHARYA : Suppression of dynamic-stall vortices over pitching airfoils by leading-edge suction. *AIAA journal*, 32(8):1647–1655, 1994.
- [5] VJ MODI : Moving surface boundary-layer control : A review. *Journal of Fluids and Structures*, 11(6):627–663, 1997.
- [6] HD TAYLOR : The elimination of diffuser separation by vortex generators. *United Aircraft Corporation Connecticut, Research Department Report No R-4012-3*, 1947.
- [7] Hocine TEBBICHE et Mohamed S BOUTOUDJ : Vortex generators contribution to the enhancement of the aerodynamic performances. *Advanced Materials Research*, 950:268–274, 2014.
- [8] Hocine TEBBICHE et Mohammed S BOUTOUDJ : Passive control on the naca 4412 airfoil and effects on the lift. In *Design and Modeling of Mechanical Systems-II*, pages 775–781. Springer, 2015.
- [9] John C LIN : Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators. *AIAA paper*, 3404, 1999.
- [10] Ludwig PRANDTL : Uber flussigkeits bewegung bei sehr kleiner reibung. *Verhaldlg III Int. Math. Kong*, pages 484–491, 1904.
- [11] K GERSTEN : Hermann schlichting and the boundary-layer theory. In *Hermann Schlichting–100 Years*, pages 3–17. Springer, 2009.
- [12] Osborne REYNOLDS : An experimental investigation of the circumstances which determine whether the motion of water shall be direct or sinuous, and of the law of resistance in parallel channels. *Proceedings of the royal society of London*, 35(224-226):84–99, 1883.
- [13] H BLASIUS : Grenzsichten in flussigkeiten mit kleiner reibung. *Z. Math. u. Phys*, 56:1–37, 1908.
- [14] R. COMOLET et J. P. RENAUDEAUX : *Mécanique expérimentale des fluides. T II*. Masson, Paris, 1994.
- [15] K TÖPFER : Bemerkung zu dem aufsatz von h. blasius : Grenzsichten in flüssigkeiten mit kleiner reibung. *Z. Math. Phys*, 60:397–398, 1912.
- [16] Johann NIKURADSE : *Laminare Reibungsschichten an der längs angeströmten Platte : e. Beitrag zur Prandtlschen Grenzsichttheorie*. Oldenbourg Kommiss.-Verl, 1942.

- [17] F X WORTMANN : *In AGARD Conf Proc*, numéro 224, page 12, 1977.
- [18] Frederick H ABERNATHY : Film notes for fundamentals of boundary layers. 1970.
- [19] Jean Leonard POISEUILLE : *Recherches expérimentales sur le mouvement des liquides dans les tubes de très-petits diamètres*. Imprimerie Royale, 1844.
- [20] Leslie HOWARTH : On the solution of the laminar boundary layer equations. *In Proceedings of the Royal Society of London A : Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, volume 164, pages 547–579. The Royal Society, 1938.
- [21] Bryan THWAITES : *Approximate calculation of the laminar boundary layer*. Royal Aeronautical Society, 1949.
- [22] JM BURGERS : The motion of a fluid in the boundary layer along a plane smooth surface. *Proc. First International Congress for Applied Mechanics*, pages 113–128, 1924.
- [23] Bernard Gerard Van der HEGGE ZIJNEN : *Measurements of the velocity distribution in the boundary layer along a plane surface*. Thèse de doctorat, TU Delft, Delft University of Technology, 1924.
- [24] Michael HANSEN : Die geschwindigkeitsverteilung in der grenzschicht an einer eingetauchten platte. *ZAMM-Journal of Applied Mathematics and Mechanics/Zeitschrift für Angewandte Mathematik und Mechanik*, 8(3):185–199, 1928.
- [25] Frank M WHITE : *Viscous fluid flow*. McGraw-Hill, New York, 1974.
- [26] H WERLÉ : Transition and separation : visualizations in the onera water tunnel. *In its La Rech. Aerospatiale, Bimonthly Bull. No. 1980-5 (ESA-TT-673) p 35-49 (SEE N81-26008 16-99) Transl. into ENGLISH of La Rech. Aerospastiale, Bull. Bimestriel (Paris), no. 1980-5, Sep.-Oct. 1980 p 331-345, 1:35–49, 1981.*
- [27] Brian CANTWELL, Donald COLES et Paul DIMOTAKIS : Structure and entrainment in the plane of symmetry of a turbulent spot. *Journal of Fluid Mechanics*, 87(04): 641–672, 1978.
- [28] Th KARMAN : von : Mechanische ähnlichkeit und turbulenz. nachr. ges. wiss. göttingen, math.-phys. kl.(1930) 58–76. *Proc. 3. Int. Cong. Appl. Mech*, pages 322–346, 1930.
- [29] Francis H CLAUSER : The turbulent boundary layer. *Advances in applied mechanics*, 4:1–51, 1956.
- [30] D BETTERMANN : Contribution à l'étude de la convection forcée turbulente le long de plaques rugueuses. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 9(3):153–164, 1966.
- [31] G BRUNELLO : Contribution à l'étude de la convection forcée. *PST du Ministère de l'Air, No. 332*, 1957.
- [32] F R HAMA : Boundary layer characteristics for smooth and rough surfaces. *Trans. Sot. Nav. Archit. Mar. Engrs*, 62:353–58, 1954.
- [33] Ira Herbert ABBOTT et Albert E von DOENHOFF : *Theory of wing sections including a summary of airfoil data*. Dover Publications, New York, 1949.
- [34] VA SANDBORN et SJ KLINE : Flow models in boundary layer stall inception. *Journal of Basic Engineering, Trans. ASME, Series D*, 83(3):317–327, 1961.
- [35] SJ KLINE, RC STRAWN et JG BARDINA : Correlation of the detachment of two-dimensional turbulent boundary layers. *AIAA Journal*, 21(1):68–73, 1983.

- [36] Roger L SIMPSON, JH STRICKLAND et PW BARR : Laser and hot-film anemometer measurements in a separating turbulent boundary layer. *NASA STI/Recon Technical Report N*, 75:17631, 1974.
- [37] Peter BRADSHAW : *The response of a constant pressure turbulent boundary layer to the sudden application of an adverse pressure gradient*. HM Stationery Office, 1969.
- [38] John J BERTIN et Michael L SMITH : *Aerodynamics for engineers*, volume 2. Prentice Hall Englewood Cliffs, 1989.
- [39] H WERLE : Le tunnel hydrodynamique au service de la recherche aérospatiale, publication no 156. *ONERA, Office National d'Etudes et de Recherches Aéropaciales*, 1974.
- [40] Milton VAN DYKE : An album of fluid motion. 1982.
- [41] A ABBAS, J DE VICENTE et E VALERO : Aerodynamic technologies to improve aircraft performance. *Aerospace Science and Technology*, 28(1):100–132, 2013.
- [42] P POISSON-QUINTON : Le rôle de l'aérodynamique dans le contrôle actif de l'avion. *Revue française de mécanique*, 2, 1995.
- [43] Gilles GODARD et Michel STANISLAS : Control of a decelerating boundary layer. part 1 : Optimization of passive vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 10(3):181–191, 2006.
- [44] S Scott COLLIS, Ronald D JOSLIN, Avi SEIFERT et Vassilis THEOFILIS : Issues in active flow control : theory, control, simulation, and experiment. *Progress in Aerospace Sciences*, 40(4):237–289, 2004.
- [45] Xuanhong AN, Lou GRIMAUD et David R WILLIAMS : Feedforward control of lift hysteresis during periodic and random pitching maneuvers. *In Active Flow and Combustion Control 2014*, pages 55–69. Springer, 2015.
- [46] Parviz MOIN et Thomas BEWLEY : Feedback control of turbulence. *Applied mechanics reviews*, 47(6S):S3–S13, 1994.
- [47] Nadine AUBRY, Philip HOLMES, John L LUMLEY et Emily STONE : The dynamics of coherent structures in the wall region of a turbulent boundary layer. *Journal of Fluid Mechanics*, 192:115–173, 1988.
- [48] Haecheon CHOI, Parviz MOIN et John KIM : Active turbulence control for drag reduction in wall-bounded flows. *Journal of Fluid Mechanics*, 262:75–110, 1994.
- [49] Rolf ISERMANN, Karl-Heinz LACHMANN et Drago MATKO : *Adaptive control systems*. Prentice Hall, New York, 1992.
- [50] Michael J WALSH : Riblets as a viscous drag reduction technique. *AIAA journal*, 21(4):485–486, 1983.
- [51] Galen Brandt SCHUBAUER et WG SPANGENBERG : Forced mixing in boundary layers. *Journal of Fluid Mechanics*, 8(01):10–32, 1960.
- [52] Clara Marika VELTE, Martin Otto Laver HANSEN et Dalibor CAVAR : Flow analysis of vortex generators on wing sections by stereoscopic particle image velocimetry measurements. *Environmental Research Letters*, 3(1):015006, 2008.
- [53] JD NICKERSON : A study of vortex generators at low reynolds numbers. *AIAA Paper*, 155:1986, 1986.
- [54] AC BROWN, HF NAWROCKI et PN PALEY : Subsonic diffusers designed integrally with vortex generators. *Journal of Aircraft*, 5(3):221–229, 1968.

- [55] Calarese W, Crisler W et Gustafson G : *Afterbody drag reduction by vortex generators*. Aerospace Sciences Meetings. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1985.
- [56] DM RAO et TT KARIYA : Boundary-layer submerged vortex generators for separation control-an exploratory study. *AIAA paper*, 3546:839–846, 1988.
- [57] AM KUETHE : Boundary layer control of flow separation and heat exchange. U. S. Patent Nos. 3516264 (1971) and 3741285 (1973).
- [58] John C LIN, FG HOWARD et GV SELBY : Turbulent flow separation control through passive techniques. *In AIAA, 2nd Shear Flow Conference*, volume 1, 1989.
- [59] JG BETTERTON, KC HACKETT, PR ASHILL, MJ WILSON, IJ WOODCOCK, CP TILMAN et KJ LANGAN : Laser doppler anemometry investigation on sub boundary layer vortex generators for flow control. *In Tenth International Symposium on Applications of Laser Techniques to Fluid Mechanics*, pages 10–13, 2000.
- [60] L JENKINS, S Althoff GORTON et S ANDERS : Flow control device evaluation for an internal flow with an adverse pressure gradient. *AIAA paper*, 266(2002):0–03, 2002.
- [61] John C LIN : Review of research on low-profile vortex generators to control boundary-layer separation. *Progress in Aerospace Sciences*, 38(4):389–420, 2002.
- [62] Yong-Gang LEI, Ya-Ling HE, Li-Ting TIAN, Pan CHU et Wen-Quan TAO : Hydrodynamics and heat transfer characteristics of a novel heat exchanger with delta-winglet vortex generators. *Chemical Engineering Science*, 65(5):1551–1562, 2010.
- [63] Hua SHAN, Li JIANG, Chaoqun LIU, Michael LOVE et Brant MAINES : Numerical study of passive and active flow separation control over a naca0012 airfoil. *Computers & Fluids*, 37(8):975–992, 2008.
- [64] Takaaki SHIZAWA et Yoshiyuki MIZUSAKI : Response of phase-averaged flowfield of longitudinal vortices to the height of active vortex generators pair. *AIAA Paper*, 4885, 2005.
- [65] Hua SHAN, Li JIANG, Chaoqun LIU, Michael LOVE et Brant MAINES : Numerical simulation of time-dependent flow behind a pair of active vortex generators. *AIAA Paper*, 5018, 2005.
- [66] U ANAND, Y SUDHAKAR, R THILEEPANRAGU, V T GOPINATHAN et R RAJASEKAR : Passive flow control over naca 0012 aerofoil using vortex generators. *In Proceedings of the 37th National and 4th International Conference on Fluid Mechanics and Fluid Power*, 2010.
- [67] Clara M VELTE et Martin OL HANSEN : Investigation of flow behind vortex generators by stereo particle image velocimetry on a thick airfoil near stall. *Wind Energy*, 16(5):775–785, 2013.
- [68] Hocine TEBBICHE et Mohamed S BOUTOUDJ : Optimized vortex generators in the flow separation control around a naca 0015 profile. *In Proceedings of the IX International Conference on Structural Dynamics, EUROODYN2014*, pages 3219–3226, July 2014.
- [69] H WERLÉ : Méthodes de visualisation des écoulements hydrauliques. *La houille blanche*, (5):587–595, 1963.
- [70] Johannes OEFFNER et George V LAUDER : The hydrodynamic function of shark skin and two biomimetic applications. *The Journal of experimental biology*, 215(5):785–795, 2012.

- [71] Yong Chae JUNG et Bharat BHUSHAN : Biomimetic structures for fluid drag reduction in laminar and turbulent flows. *Journal of Physics : Condensed Matter*, 22(3):035104, 2010.
- [72] Sébastien BOURGOIS : *Etude expérimentale du décollement sur profils d'aile : analyse et contrôle*. Thèse de doctorat, Université de Poitiers, France, 2006.
- [73] BL SMITH et A GLEZER : Vectoring of a high aspect ratio rectangular air jet using a zero net mass flux control jet. *Bull. Am. Phys. Soc*, 39:1894, 1994.
- [74] Uno INGARD : On the theory and design of acoustic resonators. *The Journal of the acoustical society of America*, 25(6):1037–1061, 1953.
- [75] A SEIFERT, T BACHAR, D KOSS, M SHEPSHELOVICH et I WYGNANSKIL : Oscillatory blowing : a tool to delay boundary-layer separation. *AIAA journal*, 31(11):2052–2060, 1993.
- [76] Barton L SMITH et Ari GLEZER : The formation and evolution of synthetic jets. *Physics of Fluids (1994-present)*, 10(9):2281–2297, 1998.
- [77] Grégory HERNANDEZ : *Contrôle actif des instabilités hydrodynamiques des écoulements subsoniques compressibles*. Thèse de doctorat, 1996.
- [78] D. MCCORMICK : *Boundary layer separation control with directed synthetic jets*. Aerospace Sciences Meetings. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2000.
- [79] JL GILARRANZ, LW TRAUB et OK REDINIOTIS : Characterization of a compact, high power synthetic jet actuator for flow separation control. *AIAA paper*, 127(2002):12, 2002.
- [80] WL SIAW et JP BONNET : Poitiers : European forum on flow control ii : Part 1 : Collaborative studies on flow separation control. In *IUTAM Symposium on Flow Control and MEMS. London, UK, September*, pages 19–22, 2006.
- [81] Cédric LECLERC, Eugénie LEVALLOIS, Quentin GALLAS, Patrick GILLIÉRON et Azeddine KOURTA : Phase locked analysis of a simplified car geometry wake flow control using synthetic jet. In *ASME 2006 2nd Joint US-European Fluids Engineering Summer Meeting Collocated With the 14th International Conference on Nuclear Engineering*, pages 725–730. American Society of Mechanical Engineers, 2006.
- [82] J. M. WU, A. D. VAKILI et F. M. YU : Investigation of the interacting flow of nonsymmetric jets in crossflow. *AIAA Journal*, 26(8):940–947, 1988.
- [83] J. C. HERMANSON, A. WAHBA et H. JOHARI : Duty-cycle effects on penetration of fully modulated, turbulent jets in crossflow. *AIAA Journal*, 36(10):1935–1937, 1998.
- [84] Jean-Christophe BÉRA, Geneviève COMTE-BELLOT et Michel SUNYACH : Contrôle par jet pulsé du décollement d'une couche limite turbulente. *Comptes Rendus de l'Académie des Sciences-Series IIB-Mechanics-Physics-Astronomy*, 326(12):859–865, 1998.
- [85] Muhammad A. KAMRAN et James J. MCGUIRK : Subsonic jet mixing via active control using steady and pulsed control jets. *AIAA Journal*, 49(4):712–724, 2011.
- [86] Hafsteinsson HAUKUR, Eriksson LARS-ERIK, Cuppoletti DANIEL, Gutmark EPHRAIM et Prisell ERIK : *Active Suppression of Supersonic Jet Noise Using Pulsating Micro-Jets*. Aerospace Sciences Meetings. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.

- [87] BN STEELE et MH HARDING : *The Application of Rotating Cylinders to Ship Manoeuvring*. National Physical Laboratory, 1970.
- [88] DR CICHY, JW HARRIS et JK MACKAY : Flight tests of a rotating cylinder flap on a north american rockwell yov-10 aircraft. Rapport technique, North American Rockwell Corp. ; Aircraft Div. ; Columbus, OH, United States, 1972.
- [89] JAMES D IVERSEN : Correlation of magnus force data for slender spinning cylinders. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 10(4):268–272, 1973.
- [90] WL COOK, DH HICKEY et HC QUIGLEY : Aerodynamics of jet flap and rotating cylinder flap stol concepts. Rapport technique, NASA Ames Research Center ; Moffett Field, CA, United States, 1974.
- [91] Bryan THWAITES : Incompressible aerodynamics. 1960.
- [92] G MAGNUS : Ueber die verdichtung der gase an der oberfläche glatter körper. *Annalen der Physik*, 165(8):604–610, 1853.
- [93] Sydney GOLDSTEIN : *Modern developments in fluid dynamics : an account of theory and experiment relating to boundary layers, turbulent motion and wakes*, volume 1. Clarendon Press, 1938.
- [94] Alexandre FAVRE : *Contribution à l'étude expérimentale des mouvements hydrodynamiques à deux dimensions*, volume 137. E. Blondel La Rougery, 1938.
- [95] Alberto ALVAREZ-CALDERON et Frank R ARNOLD : *Study of the Aerodynamic Characteristics of a High Lift Device Based on a Rotating Cylinder and Flap*. Stanford University, Thermosciences Division Department of Mechanical Engineering, 1961.
- [96] John D BROOKS : The effect of a rotating cylinder at the leading and trailing edges of a hydrofoil. Rapport technique, DTIC Document, 1963.
- [97] VJ MODI, F MOKHTARIAN et T YOKOMIZO : Effect of moving surfaces on the airfoil boundary-layer control. *Journal of Aircraft*, 27(1):42–50, 1990.
- [98] Roth J REECE, Sherman DANIEL M et Wilkinson STEPHEN P : Boundary layer flow control with a one atmosphere uniform glow discharge surface plasma. 1998.
- [99] J Reece ROTH, Daniel M SHERMAN et Stephen P WILKINSON : Electrohydrodynamic flow control with a glow-discharge surface plasma. *AIAA journal*, 38(7):1166–1172, 2000.
- [100] Jamey JACOB, Richard RIVIR, Cam CARTER et Jordi ESTEVADEORDAL : Boundary layer flow control using ac discharge plasma actuators. *AIAA Paper*, 2128:2004, 2004.
- [101] Eric MOREAU, Luc LÉGER et Gérard TOUCHARD : Effect of a dc surface-corona discharge on a flat plate boundary layer for air flow velocity up to 25m/s. *Journal of electrostatics*, 64(3):215–225, 2006.
- [102] Flint O THOMAS, Alexey KOZLOV et Thomas C CORKE : Plasma actuators for cylinder flow control and noise reduction. *AIAA journal*, 46(8):1921–1931, 2008.
- [103] Roberto SOSA, Guillermo ARTANA, Eric MOREAU et Gérard TOUCHARD : Stall control at high angle of attack with plasma sheet actuators. *Experiments in fluids*, 42(1):143–167, 2007.
- [104] Chuan HE, Thomas C CORKE et Mehul P PATEL : Plasma flaps and slats : an application of weakly ionized plasma actuators. *Journal of Aircraft*, 46(3):864–873, 2009.

- [105] Luc LÉGER : *Contrôle actif d'un écoulement d'air par un plasma froid surfacique*. Thèse de doctorat, Poitiers, 2003.
- [106] J Reece ROTH : Aerodynamic flow acceleration using paraelectric and peristaltic electrohydrodynamic effects of a one atmosphere uniform glow discharge plasma. *Physics of Plasmas (1994-present)*, 10(5):2117–2126, 2003.
- [107] Douglas C MONTGOMERY : *Design and analysis of experiments*. John Wiley & Sons, 2008.
- [108] Aleskey GERASIMOV : Modeling turbulent flows with fluent. *Ansys Inc, Sheffield, UK*, 2006.
- [109] Bryan THWAITES : *Incompressible aerodynamics : an account of the theory and observation of the steady flow of incompressible fluid past aerofoils, wings, and other bodies*. 1987.
- [110] Gilles SADO et Marie-Christine SADO : *Les plans d'expériences : de l'expérimentation à l'assurance qualité*. Afnor, 2000.
- [111] Vilfredo PARETO : *Cours d'économie politique*. Librairie Droz, 1964.
- [112] Joseph M JURAN : Universals in management planning and controlling. *Management Review*, 43(11):748–761, 1954.
- [113] Jacques GOUPY : *La méthode des plans d'expériences : optimisation du choix des essais & de l'interprétation des résultats*. Dunod, 1988.
- [114] Torbjörn LUNDSTEDT, Elisabeth SEIFERT, Lisbeth ABRAMO, Bernt THELIN, Åsa NYSTRÖM, Jarle PETTERSEN et Rolf BERGMAN : Experimental design and optimization. *Chemometrics and Intelligent Laboratory Systems*, 42(1):3–40, 1998.
- [115] Michel LE RAY : Dialogue du physicien et de l'esthète. *Communication et langages*, 45(1):49–69, 1980.
- [116] H WERLÉ : Sur l'éclatement des tourbillons d'apex d'une aile delta aux faibles vitesses. *La Recherche Aeronautique*, 74:23–30, 1960.
- [117] Robert M PINKERTON : The variation with reynolds number of pressure distribution over an airfoil section. Rapport technique, NACA n°613, 1938.
- [118] M LE RAY, JP DEROYON, MJ DEROYON et C MINAIR : Critères angulaires de stabilité d'un tourbillon hélicoïdal ou d'un couple de tourbillons rectilignes, rôle des angles privilégiés dans l'optimisation des ailes, voiles, coques des avions et des navires. *Bulletin de l'Association technique maritime et aéronautique*, pages 511–529, 1985.
- [119] Fluent VERSION : 6.2. 16 & gambit version 2.2. 30. *Fluent Inc., Fluent User's Manual*, 2005.
- [120] Florian R MENTER : Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications. *AIAA journal*, 32(8):1598–1605, 1994.
- [121] Roger C STRAWN, David N KENWRIGHT et Jasim AHMAD : Computer visualization of vortex wake systems. *AIAA journal*, 37(4):511–512, 1999.
- [122] KP ANGELE et F GREWE : Instantaneous behavior of streamwise vortices for turbulent boundary layer separation control. *Journal of Fluids Engineering*, 129(2): 226–235, 2007.

- [123] Clara Marika VELTE, Martin Otto Laver HANSEN et K JØNCK : Experimental and numerical investigation of the performance of vortex generators on separation control. *In Journal of Physics : Conference Series*, volume 75, page 012030. IOP Publishing, 2007.

## Résumé

LE décollement de la couche limite à l'extrados des profils NACA engendre la chute de leurs performances aérodynamiques accompagnée de vibrations et de nuisances sonores. Le contrôle passif par le biais de Générateurs de Tourbillons contra-rotatifs (VGs) est la solution la plus simple et la moins coûteuse qui permet de retarder, voire même éliminer la séparation du fluide de la paroi. Le travail effectué dans le cadre de cette thèse concerne l'optimisation de différentes géométries de Générateurs de Tourbillons destinées à l'amélioration des coefficients aérodynamiques de profils NACA. Plusieurs configurations de VGs ont été étudiées en soufflerie en tenant compte de la variation de leurs différents paramètres géométriques tels que la hauteur, l'espacement, l'angle d'ouverture, l'angle d'apex et l'inclinaison relative s'agissant de la forme en aile Delta ainsi que l'influence de leur position le long de la corde du profil. Cette étude paramétrique a révélé l'efficacité de trois configurations optimales de VGs : la configuration de *Lin modifiée*, la configuration originale en *aile Delta* ainsi que la configuration en "V" destinée à la réduction de la traînée.

Les principaux résultats obtenus par le moyen de ces VGs permettent d'atteindre des gains de portance de 27% ainsi qu'une réduction de traînée avoisinant les 30%.

La confrontation des résultats issus de l'approche numérique 3D-RANS avec leurs homologues mesurés expérimentalement a montré une bonne concordance. Les résultats de l'étude numérique ont aussi permis de quantifier la vorticité de l'écoulement contrôlé autour du profil.

**Mots-clés :** *Profil NACA, coefficients aérodynamiques, couche limite, contrôle, VGs, CFD.*

## Abstract

THE boundary layer separation on the upper surface of airfoils results in a decrease of the aerodynamic performances accompanied by vibrations and noise. Passive control using Vortex Generators (VGs) with counter-rotating vortices is the simplest and the quickest solution to implement which allows to delay or eliminate the flow separation. The purpose of the investigations undertaken in the framework of the thesis is to provide an optimized various Vortex Generators shape in order to improve the aerodynamic performances of NACA airfoils. A miscellaneous Vortex Generators configuration where screened in wind tunnel taking into account the influences of the geometrical parameters such as the VG height, spanwise, aperture angle, relative incidence and apex angle in the case of the Delta shape, and the influence of their position according to the chord length. The parametrical study provides three different optimal configurations of VGs : the configuration of *Lin-modified*, the original *Delta wing* configuration and the *V-shaped* one associated to drag reduction.

The main results obtained by means of the VGs make possible to achieve lift profit around to 27% accompanied approximately by 30% of drag reduction.

The comparaison between 3D-RANS numerical results with their counterparts measured experimentally showed good agreement. Using the numerical approach, it was possible to investigate qualitatively and quantitatively the coherent structures which are originally responsible of the flow reattachment.

**Keywords :** *NACA airfoils, aerodynamic coefficients, boundary layer, control, VGs, CFD.*