

STEVE JULIEN

**NOUVELLE APPROCHE EXPÉRIMENTALE  
POUR L'ÉTUDE DE COUCHES LIMITES  
DÉCOLLÉES**

Mémoire présenté  
à la Faculté des études supérieures de l'Université Laval  
dans le cadre du programme de maîtrise en génie mécanique  
pour l'obtention du grade de maître ès sciences (M.Sc.)

FACULTÉ DES SCIENCES ET DE GÉNIE  
UNIVERSITÉ LAVAL  
QUÉBEC

JUIN 2004

*À mes parents*

# Résumé

Ce mémoire présente les résultats de la première étape d'une étude sur l'analyse et le contrôle passif d'une couche limite décollée. Ces travaux, réalisés de septembre 1998 à octobre 2000, ont mené au développement d'une nouvelle approche expérimentale pour l'étude des couches limites décollées. Suite à des modélisations numériques, une soufflerie à couche limite du Laboratoire de Mécanique des Fluides de l'Université Laval a été modifiée par l'ajout d'un plafond déformé et d'une bosse au plancher, reproduisant des conditions d'écoulement voisines de celles à l'extrados d'un profil d'aile à forte incidence. L'étude du décollement de la couche limite à un nombre de Reynolds de  $2.5 \times 10^6$ , basé sur une corde effective de 2.5 m, est réalisée avec cette installation. Diverses techniques de visualisation du décollement et de mesure du frottement ont été utilisées. Le caractère tridimensionnel du décollement nécessitera l'ajout d'un système de contrôle des couches limites latérales lors d'études futures.

# Avant-propos

La réalisation de ce projet de maîtrise est le fruit des nombreux encouragements et de l'appui inconditionnel de ma famille depuis le début de mon cheminement académique. Pour la confiance qu'ils ont su me donner afin d'accomplir tous mes projets, je tiens à exprimer mon amour et ma reconnaissance à mes parents et à ma soeur.

La qualité de l'encadrement exercé par mon directeur, le professeur Yvan Maciel, lors de mes travaux sous sa supervision a été exceptionnelle. Je me considère privilégié d'avoir pu bénéficier de sa grande disponibilité, de son désir de partager ses connaissances et de ses qualités de pédagogue. Je le remercie pour sa rigueur, sa patience et sa grande ouverture d'esprit. C'est aussi lui qui m'a offert ma première chance en ingénierie et en recherche par un stage d'été au laboratoire et je l'en remercie sincèrement.

Je tiens également à exprimer ma gratitude envers mes co-directeurs, messieurs Guy Dumas et Jean Lemay : leur dynamisme, leurs judicieux conseils et leur habileté à transmettre leur passion pour la mécanique des fluides ont contribué de façon significative à la réalisation de ce projet. Je remercie de plus chaleureusement mes collègues du groupe de fluides, en particulier Étienne Couture, Jean-Sébastien Blais, Martin Deslauriers et Donald Picard pour leur aide précieuse, Louis Dufresne pour son appui, ses réponses à mes nombreuses questions et ses savoureux cafés, de même que Jean Ruel pour ses conseils et les nombreuses réflexions qu'il a su faire germer dans mon esprit.

Je ne pourrais passer sous silence l'excellent travail du personnel de l'atelier ainsi que les nombreuses fois où Hélène, Sylvie, Lise et Dominique m'ont évité des complications administratives pour les remplacer par de gentils sourires. Merci pour tout !

Je remercie également le *Conseil de recherche en sciences naturelles et en génie du Canada (CRNSG)*, le *Canadien National* ainsi que les professeurs Maciel et Dumas pour leur appui financier.

Et à celle que j'aime, ma belle Mélanie, milles mercis pour chaque seconde...

# Table des matières

Résumé	iii
Avant-propos	iv
Table des matières	v
Liste des tableaux	ix
Liste des figures	x
<b>1 Introduction</b>	<b>1</b>
1.1 Effets du décollement de la couche limite . . . . .	1
1.2 Essais en soufflerie . . . . .	3
1.3 Objectifs de l'étude . . . . .	4
<b>2 Gradient de pression, riblets et décollement</b>	<b>5</b>
2.1 Couches limites avec gradient de pression adverse . . . . .	5
2.1.1 Génération de vorticit�� . . . . .	6
2.1.2 Effets sur l'��coulement moyen . . . . .	6
2.1.3 Processus de s��paration . . . . .	8
2.1.4 Effets sur la turbulence . . . . .	10
2.2 Riblets . . . . .	11
2.2.1 Effet sur la tra��n��e . . . . .	12
2.2.2 Effets sur la transition . . . . .	13
2.2.3 Effet sur la structure de la couche limite . . . . .	13
2.2.4 Mod��les propos��s . . . . .	14
2.3 Effet des riblets sur le d��collement . . . . .	15
<b>3 Choix du type de montage exp��rimental</b>	<b>17</b>
3.1 Revue de montages exp��rimentaux . . . . .	17
3.1.1 Bord d'attaque agrandi . . . . .	17
3.1.2 Profil souffl�� et cylindre poreux . . . . .	18
3.1.3 Plafond d��form�� . . . . .	19

3.1.4	Retrait de masse . . . . .	21
3.2	Choix de l'installation . . . . .	21
3.2.1	Avantages . . . . .	22
3.2.2	Inconvénients . . . . .	23
<b>4</b>	<b>Design de la section d'essai modifiée</b>	<b>25</b>
4.1	Profil de référence . . . . .	25
4.2	Lignes directrices du design de la veine modifiée . . . . .	27
4.2.1	Plafond . . . . .	28
4.2.2	Plancher . . . . .	31
4.3	Solveur potentiel . . . . .	32
4.4	Calcul de couches limites . . . . .	34
4.5	Paramètres de similitude . . . . .	40
4.6	Critères de décollement . . . . .	43
<b>5</b>	<b>Installations, instrumentation et techniques de visualisation</b>	<b>45</b>
5.1	Installations . . . . .	45
5.1.1	Soufflerie . . . . .	45
5.1.2	Section d'essai avant l'ajout de la bosse . . . . .	47
5.1.3	Section d'essai modifiée . . . . .	48
5.1.4	Système de déplacement . . . . .	52
5.1.5	Supports de sondes . . . . .	53
5.2	Instrumentation . . . . .	54
5.2.1	Système d'acquisition de données . . . . .	54
5.2.2	Mesures de température . . . . .	57
5.2.3	Mesures de pression . . . . .	58
5.2.4	Mesures de vitesse au Pitot . . . . .	62
5.2.5	Anémométrie à fil chaud . . . . .	62
5.2.6	Mesures de frottement . . . . .	64
5.2.7	Calcul des paramètres de couches limites . . . . .	65
5.3	Techniques de visualisation . . . . .	66
5.3.1	Visualisation par sublimation . . . . .	66
5.3.2	Visualisation par fils . . . . .	67
5.3.3	Visualisation par huile pigmentée . . . . .	68
5.3.4	Visualisation par arc électrique . . . . .	69
<b>6</b>	<b>Essais en veine libre</b>	<b>71</b>
6.1	Préparatifs . . . . .	71
6.2	Étalonnage du convergent . . . . .	72
6.3	Stabilité temporelle . . . . .	73
6.3.1	Détail des tests de tendance . . . . .	73

6.3.2	Ancien contrôleur de moteur . . . . .	74
6.3.3	Contrôleur <i>Reliance Electric GV300/SE</i> . . . . .	75
6.4	Taux de turbulence . . . . .	77
6.4.1	Approche temporelle . . . . .	77
6.4.2	Approche fréquentielle . . . . .	78
6.5	Uniformité spatiale de l'écoulement potentiel . . . . .	80
6.5.1	Uniformité de vitesse en hauteur $\frac{\partial U}{\partial y}$ . . . . .	81
6.5.2	Uniformité de pression longitudinale $\frac{\partial p}{\partial x}$ . . . . .	82
6.5.3	Uniformité de température en hauteur $\frac{\partial T}{\partial y}$ . . . . .	84
6.6	Zones visqueuses . . . . .	85
6.6.1	Profils de couches limites à l'entrée de la veine . . . . .	85
6.6.2	Profils de couches limites à la position 63.5 cm (25 po) . . . . .	90
<b>7</b>	<b>Essais avec la veine modifiée</b> . . . . .	<b>96</b>
7.1	Vitesse de référence . . . . .	96
7.2	Distribution de pression longitudinale . . . . .	98
7.3	Décollement de la couche limite . . . . .	99
7.4	Non-uniformités en envergure . . . . .	100
<b>8</b>	<b>Conclusion</b> . . . . .	<b>104</b>
8.1	Discussion . . . . .	104
8.2	Recommandations . . . . .	105
8.2.1	Amélioration de la bidimensionnalité du décollement . . . . .	105
8.2.2	Modifications au montage . . . . .	106
8.2.3	Épaisseur des couches limites . . . . .	106
8.2.4	Reprise de certains essais . . . . .	107
	<b>Bibliographie</b> . . . . .	<b>108</b>
<b>A</b>	<b>Détails du solveur potentiel</b> . . . . .	<b>111</b>
<b>B</b>	<b>Détails de la méthode intégrale de calcul de couches limites</b> . . . . .	<b>113</b>
<b>C</b>	<b>Plans</b> . . . . .	<b>116</b>
<b>D</b>	<b>Validation des gains du système d'acquisition de données</b> . . . . .	<b>123</b>
D.1	Calibration de la carte d'acquisition de données . . . . .	124
D.1.1	Par défaut . . . . .	124
D.1.2	Auto-calibration . . . . .	125
D.1.3	Calibration externe . . . . .	125
D.2	Calibration des modules SCXI . . . . .	126
D.3	Conversion des lectures binaires en tension . . . . .	126

D.4 Analyse des résultats . . . . .	127
D.5 Recommandations . . . . .	127

# Liste des tableaux

4.1	Position $s$ (m) prédite du décollement. . . . .	44
6.1	Intervalle de confiance des tests de tendance. . . . .	75
6.2	Paramètres de couche limite à l'entrée de la veine (épaisseurs intégrales en mm). . . . .	87
6.3	Paramètres de couche limite à 63.5 cm (25 po) de l'entrée de la veine (épaisseurs intégrales en mm), la largeur de la veine $l$ est de 60.96 cm (24 po). . . . .	90
6.4	Paramètres des grillages du convergent. . . . .	92
6.5	Effet de l'imprécision sur la position de départ : variation des paramètres de couche limite. . . . .	93
6.6	Effet de l'imprécision sur la position de départ : écart relatif (%) par rapport au cas sans décalage. . . . .	93
6.7	Répétabilité des mesures à la position <i>Nord 4</i> (épaisseurs intégrales en mm). . . . .	94
6.8	Répétabilité des mesures à la position <i>Nord 4</i> ; écart relatif (%) par rapport à l'essai <i>Nord 4a</i> . . . . .	94

# Liste des figures

1.1	Coefficient de portance $C_L$ selon l'angle d'incidence $\alpha$ . . . . .	2
1.2	Effet du décollement sur la distribution de pression : a) couche limite attachée, b) séparation au bord de fuite, c) séparation au bord d'attaque, tirée de Thwaites 1960. . . . .	2
2.1	Profils de vitesse moyens en situation de gradient de pression adverse avec $p^+ = \nu(dP/dx)/\rho u_\tau^3$ , $Re_\theta$ variable entre 1290 et 3350, tirée de Nagano <i>et al.</i> 1998. . . . .	8
2.2	Processus de séparation de la couche limite, tirée de Simpson 1989. . .	9
2.3	Intensité des fluctuations de vitesse longitudinale, $p^+ = \nu(dP/dx)/\rho u_\tau^3$ , $Re_\theta$ variable entre 1290 et 3350, tirée de Nagano <i>et al.</i> 1998. . . . .	10
2.4	Bilan d'énergie cinétique de turbulence pour une couche limite d'équilibre avec gradient de pression adverse important ; $\bullet$ : convection, $\circ$ : production, $\Delta$ : diffusion, $\diamond$ (symboles vides et pleins) et trait continu : dissipation selon différentes méthodes de calcul, tirée de Skåre et Krogstad 1994. . . . .	11
2.5	Riblets triangulaires alignés avec l'écoulement. . . . .	11
2.6	Effet des riblets sur les tourbillons longitudinaux : a) $s^+ \approx 40$ , b) $s^+ \approx 20$ , d'après Choi <i>et al.</i> 1993. . . . .	15
3.1	Technique du bord d'attaque agrandi, tirée de ref. ONERA. . . . .	18
3.2	a) Technique du profil soufflé, b) technique du cylindre poreux, d'après ref. ONERA . . . . .	19
3.3	Veine d'essai modifiée, le sens de l'écoulement est de la gauche vers la droite (dimensions en cm). . . . .	22
4.1	Profil NACA 2412 (trait continu), profil NACA 66-009 (trait discontinu). . . . .	26
4.2	Géométrie de la veine modifiée; estimé initial avec NACA 66-009 (trait pointillé), forme finale (trait continu). . . . .	27
4.3	Design de convergent, d'après Fang 1997. . . . .	29
4.4	Profils des convergents étudiés; L50X5 (trait pointillé), L60X3 (trait continu), L60X5 (simple tiret), L60X7 (double tiret). . . . .	31

4.5	Effet de la bosse sur la distribution de pression au plancher ; plancher lisse (trait continu), bosse au plancher (trait discontinu). . . . .	32
4.6	Distribution de pression ; calculs potentiels au plancher de la veine modifiée (trait continu), extrados d'un NACA 2412 de 2.5 m de corde (trait discontinu). . . . .	33
4.7	Profil de vitesse ; calcul potentiel au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul potentiel avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 (simple tiret). . . . .	36
4.8	Gradient de pression ; calcul potentiel au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul potentiel avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 (simple tiret). . . . .	37
4.9	Epaisseur de déplacement $\delta^*$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret). . . . .	38
4.10	Epaisseur de quantité de mouvement $\theta$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret). . . . .	38
4.11	Coefficient de frottement $C_f$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret). . . . .	39
4.12	Paramètre de forme $H$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret). . . . .	39
4.13	Paramètre de Clauser $\beta$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret). . . . .	41
4.14	$Re_\theta$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret). . . . .	42
4.15	Paramètre de relaminarisation $K$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 (simple tiret). . . . .	42
5.1	Soufflerie à couche limite du LMF, le sens de l'écoulement est de la droite vers la gauche. . . . .	46

5.2	Veine d'essai et sa structure. . . . .	47
5.3	Principe de fixation des plaques du plancher. . . . .	49
5.4	Partie convergente du plafond installée dans la veine d'essais et système de coordonnées. . . . .	51
5.5	Support de sonde pour mesures en envergure. . . . .	54
5.6	Test de convergence statistique à 15 m/s; a) évolution de la pression dynamique pendant l'essai, b) écart relatif à la moyenne globale de la moyenne de l'échantillon. . . . .	56
5.7	Scanivalves reliés au <i>MKS Baratron Type 223 BD</i> . . . . .	59
5.8	Géométrie des prises de pression pariétales. . . . .	60
5.9	Erreur sur la mesure de pression adimensionnalisée en fonction du nombre de Reynolds selon différentes profondeurs de trous, tirée de Paradis 1973. . . . .	61
5.10	Erreur sur la mesure de pression adimensionnalisée selon différentes hauteurs de bavures, tirée de Paradis 1973. . . . .	61
5.11	Effet de la forme et de l'orientation des prises de pression pariétales, l'erreur est en pourcentage de la pression dynamique, tirée de Paradis 1973. . . . .	62
5.12	Visualisation par huile pigmentée (le sens de l'écoulement est de la droite vers la gauche). . . . .	69
6.1	Étalonnage du convergent, $\diamond$ : essai 1, $\square$ : essai 2, $\triangle$ : essai 3; a) loi d'étalonnage, b) écarts relatifs à la mesure du Pitot. . . . .	73
6.2	Écart relatif à la valeur médiane pour le deuxième essai de stabilité temporelle à environ 5 m/s ( <i>essai 5-b</i> ); a) échantillon 0-15 minutes, b) échantillon 15-30 minutes. . . . .	76
6.3	Spectres en fréquence de $u'$ ; a) échelle logarithmique, b) échelle semi-logarithmique. . . . .	79
6.4	Spectre en fréquence de $u'$ : mesuré dans l'écoulement potentiel (trait continu); avec lissage des pics à 23, 45 et 60 Hz (trait pointillé). . . . .	80
6.5	Uniformité en hauteur de la vitesse dans la veine, $\diamond$ : essai 1, $\square$ : essai 2, $\triangle$ : essai 3, $\circ$ : essai 4. . . . .	81
6.6	Calculs potentiels de l'uniformité spatiale de la vitesse en hauteur dans la veine à 15 cm (6 po) de l'entrée. . . . .	82
6.7	Distribution de pression au plancher de la veine; a) comparaison avec la référence, b) gradient de pression longitudinal. . . . .	83
6.8	Distribution de température selon la hauteur dans la veine, $\diamond$ : essais 1 et 2, $\square$ : essais 3 et 4, $\triangle$ : essais 5 et 6, les symboles pleins représentent le deuxième essai de chaque série. . . . .	84

6.9	Profils normalisés de couche limite à l'entrée de la veine, $\diamond$ : plafond, $\square$ : nord, $\triangle$ : sud, les symboles pleins représentent les essais avec bandes de rugosités ; a) vitesse, b) taux de turbulence, c) coefficient de dissymétrie, d) coefficient d'aplatissement. . . . .	86
6.10	Profils de vitesse normalisés en variables de paroi à l'entrée de la veine sans bandes de rugosités, $\diamond$ : plafond, $\square$ : nord, $\triangle$ : sud, trait pointillé : loi logarithmique, trait continu : Spalart (1988). . . . .	87
6.11	Profils de vitesse normalisés en variables de paroi à l'entrée de la veine sur la paroi sud, a) échelle linéaire, b) échelle semi-logarithmique ; symboles vides : sans bande de rugosité, symboles pleins : avec bandes de rugosités, trait pointillé : loi logarithmique, trait solide : Spalart 1988. . . . .	89
6.12	Variations en envergure des épaisseurs intégrales au plancher de la veine libre, $x = 63.5$ cm (25 po), $\diamond$ : $\delta^*$ , $\square$ : $\theta$ . . . . .	91
6.13	Variations en envergure du paramètre de forme $H$ au plancher de la veine libre, $x = 63.5$ cm (25 po). . . . .	91
6.14	Variations en envergure du coefficient de frottement $C_f$ . . . . .	91
6.15	Comparaison des profils de vitesse normalisés à la position <i>Nord 4</i> , $\diamond$ : essai 1, $\square$ : essai 2, $\triangle$ : essai 3. . . . .	95
7.1	Étalonnage du convergent, $\diamond$ : essai 1, $\square$ : essai 2, $\triangle$ : essai 3 ; a) loi d'étalonnage, b) écarts relatifs à la mesure du Pitot. . . . .	97
7.2	Distribution de pression ; mesures expérimentales ( $\triangle$ ) ; calcul sans couplage visqueux (simple tiret), calcul avec couplage visqueux partiel (double tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (trait continu). . . . .	99
7.3	Mesures de la sonde de frottement au centre de la veine ; symboles ouverts : coefficient de frottement pariétal moyen $\overline{C_f}$ , symboles pleins : fraction de l'écoulement se dirigeant vers l'aval $\gamma_{pu}$ . . . . .	100
7.4	Visualisation par huile pigmentée, le sens de l'écoulement est indiqué par la grande flèche, les petites flèches indiquent les fronts de séparation, seulement la demi largeur de la veine est visible. . . . .	101
7.5	Visualisation par huile pigmentée, portion latérale de la veine, seulement la demi largeur de la veine est visible. . . . .	102
7.6	Visualisation par huile pigmentée, portion centrale de la veine. . . . .	102
7.7	Visualisation par huile pigmentée avec une simple bande d'huile. . . . .	103

# Chapitre 1

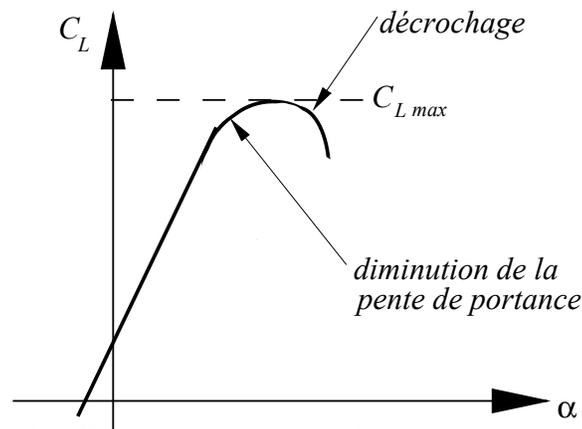
## Introduction

### 1.1 Effets du décollement de la couche limite

L'étude des mécanismes conduisant au décollement de la couche limite représente un défi important et une meilleure compréhension physique en est essentielle, tant au point de vue scientifique qu'industriel. La diminution des performances que le décollement entraîne, comme par exemple l'augmentation de la traînée et la perte de portance d'une aile ou encore la diminution du recouvrement de pression dans un diffuseur, justifie le besoin de bien en saisir les fondements. Cependant, malgré l'existence de divers critères et méthodes pour tenter de prédire l'occurrence et la position du décollement, l'état des connaissances dans ce domaine qui implique des couches limites très instationnaires et sensibles aux perturbations reste encore limité.

La figure 1.1 démontre bien l'effet néfaste que le décollement engendre sur le profil en situation de décrochage. En effet, malgré l'augmentation de l'angle d'incidence  $\alpha$  du profil, la pente du coefficient de portance  $C_L$  diminue et devient même négative. L'épaississement dramatique des zones visqueuses au bord de fuite sur l'extrados du profil, tel que schématisé à la figure 1.2 b), cause une augmentation du corps effectif perçu par l'écoulement. Cet obstacle diminue la courbure des lignes de courant de telle sorte que la distribution de pression du profil est modifiée, venant ainsi atténuer l'importance de la dépression sur l'extrados même au niveau du pic de dépression du bord d'attaque.

Comme le démontre la figure 1.2, le décollement entraîne la création d'un plateau de pression au bord de fuite du profil. La pression en aval du profil est donc plus faible que la pression en amont de celui-ci, ce qui cause une force de traînée de pression

FIG. 1.1 – Coefficient de portance  $C_L$  selon l'angle d'incidence  $\alpha$ .

plus grande. Ainsi la traînée de forme, généralement faible pour un corps profilé en comparaison avec la traînée de frottement, devient de plus en plus importante et peut même devenir dominante.

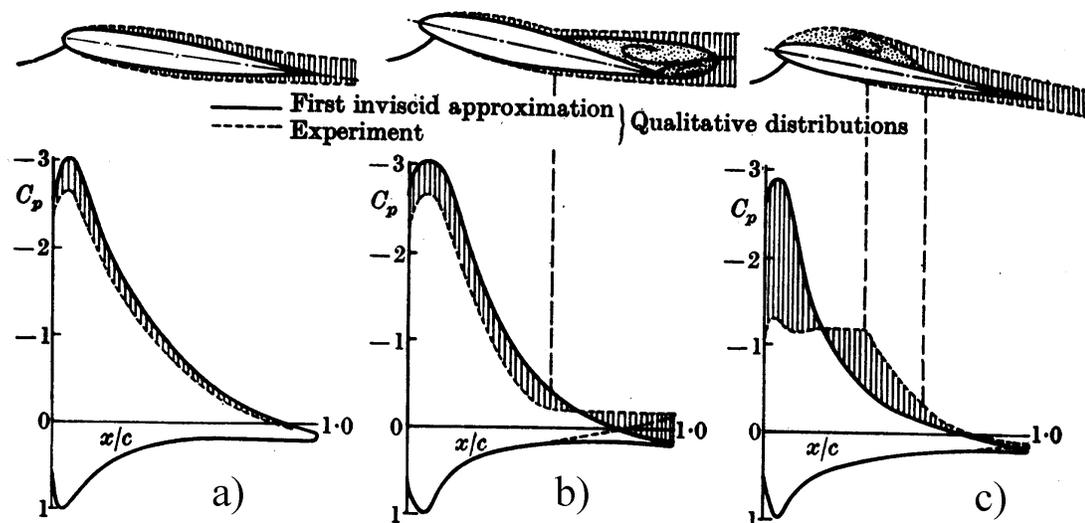


FIG. 1.2 – Effet du décollement sur la distribution de pression : a) couche limite attachée, b) séparation au bord de fuite, c) séparation au bord d'attaque, tirée de Thwaites 1960.

Pour tenter de minimiser ou encore d'enrayer le décollement, différentes méthodes de contrôle de la couche limite peuvent être utilisées. Parmi celles-ci on retrouve entre autre le déclenchement de la transition, l'utilisation de parois en mouvement ou de géométrie variable, les générateurs de tourbillons, l'aspiration et le soufflage (Dumas 1996). La plupart de ces méthodes sont cependant difficilement applicables dans la réalité aérodynamique pour des raisons de nature technique ou encore économique. La majorité sont dites actives car elles nécessitent un apport énergétique externe. Le développement de méthodes de contrôle passif pour limiter les conséquences négatives du décollement s'avère donc un sujet d'étude prometteur.

## 1.2 Essais en soufflerie

Malgré toutes les précautions prises par l'expérimentateur, les essais en soufflerie ne représentent pas exactement le cas d'application réel. En plus des différences possibles relativement à certains paramètres de similitudes, comme par exemple les nombres de Reynolds  $Re$  et de Mach  $Ma$ , la présence de parois solides qui confinent l'écoulement modifient le comportement de l'écoulement autour du corps testé.

Dans le cas d'essais sur des profils bidimensionnels dans une section d'essais fermée, la présence des parois génère plus particulièrement des effets de flottaison, de blocage solide dû à la présence du corps, de blocage par la présence du sillage et de redressement des lignes de courant (Rae et Pope 1984). Ces divers effets modifient entre autre l'angle d'incidence  $\alpha$  perçu par le profil, les coefficients de portance  $C_L$  et de traînée  $C_D$ , de même que le nombre de Reynolds  $Re_c$ . Les dimensions du profil sont ainsi limitées par les dimensions de la veine. Puisque le décollement sur un profil se produit pour des angles d'incidence  $\alpha$  élevés, les essais sur profil avec décollement important présentent une problématique encore plus grande. Le corps effectif perçu par l'écoulement devient beaucoup plus important et augmente l'importance des effets précédemment nommés, limitant encore davantage les dimensions du profil pouvant être testé. De plus, le redressement des lignes de courant entraîne une modification de la distribution de pression sur le corps et peut ainsi affecter le comportement réel du profil au décollement.

La section d'essais actuelle de la soufflerie aérodynamique du LMF<sup>1</sup> permet des essais aérodynamiques standards à des  $Re_c$  d'environ 370 000, ce qui est caractéristique des avions modèles réduits et des éoliennes (Lamontagne 2000). Cette valeur de  $Re_c$  est cependant faible pour des études de décollement de couches limites turbulentes, particulièrement à cause des conditions de transition moins stables.

Des mesures détaillées des couches limites sur le profil sont difficilement réalisables dans cette veine, les dimensions admissibles du profil étant petites (corde maximale d'environ 22.9 cm, soit 9 po). Cet élément empêche de plus l'utilisation d'un système de sondages situées à l'intérieur du profil et nécessite donc l'emploi d'un système de positionnement situé à l'intérieur de la veine, plus massif, qui perturberait davantage l'écoulement. Finalement, le profil étant monté de façon verticale dans la veine d'essais, l'utilisation de techniques de visualisation pariétale par enduit d'huile est aussi limitée.

---

<sup>1</sup>LMF : Laboratoire de Mécanique des Fluides de l'Université Laval

## 1.3 Objectifs de l'étude

Ce projet de maîtrise se veut la première étape d'une étude visant à repousser à plus grand angle d'attaque la perte de portance associée au décrochage sur des profils d'aile. Cette étude cherche à tester l'efficacité de divers mécanismes et la combinaison de ceux-ci, en particulier les riblets et les rugosités, en vue de retarder le décollement de la couche limite. Une meilleure compréhension physique de la séparation, par l'étude de la structure de la couche limite turbulente avant le décollement et dans la zone décollée, est aussi visée.

L'objectif spécifique de ce projet de maîtrise est de concevoir et de tester un montage expérimental permettant l'étude du décollement bidimensionnel de couches limites turbulentes dans les installations du LMF. Les conditions d'écoulement externe visées sont voisines de celles rencontrées par des ailes à grand angle d'attaque avec décollement important. L'utilisation d'un plafond déformé dans une des souffleries à couche limite du LMF permet l'atteinte de ces conditions, en modifiant la distribution de pression au plancher de la veine d'essai.

Ce mémoire présente en premier lieu des résultats d'études sur la structure des couches limites turbulentes en présence de gradient de pression adverse et sur les connaissances actuelles entourant l'utilisation des riblets. Le chapitre 3 présente ensuite divers types d'installations employées pour l'étude du décollement des couches limites et justifie le choix de la veine avec plafond déformé, alors que le développement de la dite veine est abordé au chapitre 4. La soufflerie avant et après modifications, l'instrumentation et les diverses techniques de mesure sont présentées au chapitre 5. Viennent ensuite aux chapitres 6 et 7 les mesures effectuées dans la veine avant et après modification. Des recommandations sont finalement présentées en conclusion.

Il est à noter que ce mémoire présente les résultats de travaux effectués entre les mois de septembre 1998 et octobre 2000. D'autres travaux (Venisse 2004) ont par la suite été réalisés concernant principalement l'amélioration de la bidimensionnalité de l'écoulement, l'ajout de plaques séparatrices en situation de veine modifiée et l'utilisation de la technique de mesure PIV pour les mesures. Le lecteur est invité à consulter aussi le mémoire de M. Venisse pour avoir une vision complète de l'avancement de l'étude.

# Chapitre 2

## Gradient de pression, riblets et décollement

Malgré les nombreuses études concernant l'effet de réduction du frottement pariétal sur une surface munie de riblets, peu d'études ont eu cours pour tenter de déterminer leur effet sur le décollement d'une couche limite turbulente. Un effet est cependant prévisible vu l'impact de la présence des riblets sur la structure de la couche limite turbulente. Afin d'aborder l'interaction complexe que les riblets auraient avec la couche limite en situation de décollement, des résultats d'études de couches limites avec gradient de pression adverse sont d'abord présentés, suivi de résultats d'études diverses sur les riblets.

### 2.1 Couches limites avec gradient de pression adverse

Conséquemment à la forte accélération subie par l'écoulement du bord d'attaque jusqu'au pic de dépression, une longue zone de décélération est présente sur l'extrados d'un profil d'aile. Cette décélération de l'écoulement à l'extérieur de la couche limite se traduit, par l'équation d'Euler (2.1), en une zone de gradient de pression adverse.

$$\mathbf{u} \cdot \nabla \mathbf{u} = -\frac{1}{\rho} \nabla p \quad (2.1)$$

Ce gradient de pression affecte l'écoulement dans toute l'épaisseur de la couche limite, jusqu'à la paroi.

### 2.1.1 Génération de vorticité

L'équation 2.2 représente l'expression de l'équation de transport de Navier-Stokes sous forme rotationnelle. Le terme  $\boldsymbol{\omega}$  représente le vecteur vorticité.

$$\frac{\partial \mathbf{u}}{\partial t} + \boldsymbol{\omega} \times \mathbf{u} = -\nabla \left( \frac{1}{2} u^2 + \frac{p}{\rho} \right) - \nu \nabla \times \boldsymbol{\omega} \quad (2.2)$$

En évaluant cette équation à la paroi, on peut éliminer les termes de vitesse puisque toutes les composantes du vecteur sont alors nulles ( $\mathbf{u} = 0$ ). Il en résulte un équilibre entre le gradient de pression et les effets visqueux. En développant ces deux termes selon  $x$  pour le cas d'une couche limite incompressible, le gradient de pression longitudinal est alors responsable d'un flux de vorticité à la paroi (Panton 1996) comme le montre l'équation 2.3.

$$\frac{\partial p}{\partial x} = -\mu \frac{\partial \omega_z}{\partial y} \quad (2.3)$$

Ainsi, dans le cas d'une couche limite en gradient de pression adverse ( $\frac{\partial p}{\partial x} > 0$ ), un flux de vorticité positive est produit à la paroi et celle-ci agit ainsi comme une source de vorticité positive, ou encore un puit de vorticité négative. Cet apport de vorticité de signe opposé à celle de la couche limite qui s'est développée depuis l'amont a pour effet de modifier la forme du profil de vitesse en diminuant la vitesse près de la paroi ; conséquemment le frottement diminue de même que la production de turbulence, tel que présenté à la section 2.1.4.

### 2.1.2 Effets sur l'écoulement moyen

La traînée totale  $D$  sur un corps peut s'exprimer en fonction de l'épaisseur de quantité de mouvement au bord de fuite  $\theta$  par la relation 2.4, où  $b$  représente une unité de mesure de la profondeur.

$$D = \rho b U^2 \theta \quad (2.4)$$

L'équation globale de quantité de mouvement (2.5), aussi appelée équation de Von Karman, nous montre que 2 termes contribuent à la traînée totale, soit un terme de traînée de frottement et un terme de traînée de pression.

$$\frac{d\theta}{dx} = \frac{C_f}{2} - (2 + H) \frac{\theta}{U_e} \frac{dU_e}{dx} \quad (2.5)$$

Pour le cas avec gradient de pression adverse, le paramètre de forme  $H$  augmente puisque la vitesse près de la paroi est de plus en plus faible et que le profil de vitesse se creuse. Le gradient de vitesse étant négatif, il en résulte donc une augmentation de la traînée de pression. Ainsi, malgré la diminution du terme de frottement pariétal  $\frac{C_f}{2}$ , la traînée totale peut augmenter car  $\frac{d\theta}{dx}$  est positif.

Une autre particularité des couches limites se développant en situation de gradient de pression adverse concerne la loi logarithmique (2.6), aussi appelé loi de recouvrement.

$$U^+ = \frac{1}{\chi} \ln y^+ + C \quad (2.6)$$

Pour le cas sans gradient de pression, les valeurs des constantes de l'équation 2.6 généralement utilisées sont 0.41 pour  $\chi$  (aussi appelée constante de Von Karman) et 5 pour  $C$ , bien qu'il existe des désaccords entre les auteurs. Toujours pour le cas sans gradient de pression, la loi de recouvrement est valide entre des valeurs de  $y^+$  de 40 à  $0.15\delta^+$  environ, ce qui correspond approximativement à  $y^+$  de 150 pour un  $Re_\theta$  de 1500. Cependant, comme le démontre la figure 2.1, le profil de vitesse se retrouve en dessous de la loi logarithmique standard en présence de gradient de pression adverse, c'est-à-dire que la vitesse  $U^+$  mesurée est inférieure à celle prédite par la loi. La loi logarithmique perd ainsi de sa validité.

Ces modifications du comportement de la couche limite en situation de gradient de pression adverse peuvent nécessiter certains ajustements lors de l'expérimentation. Par exemple, l'usage de tubes de Preston peut être à proscrire dans certaines régions de l'écoulement.

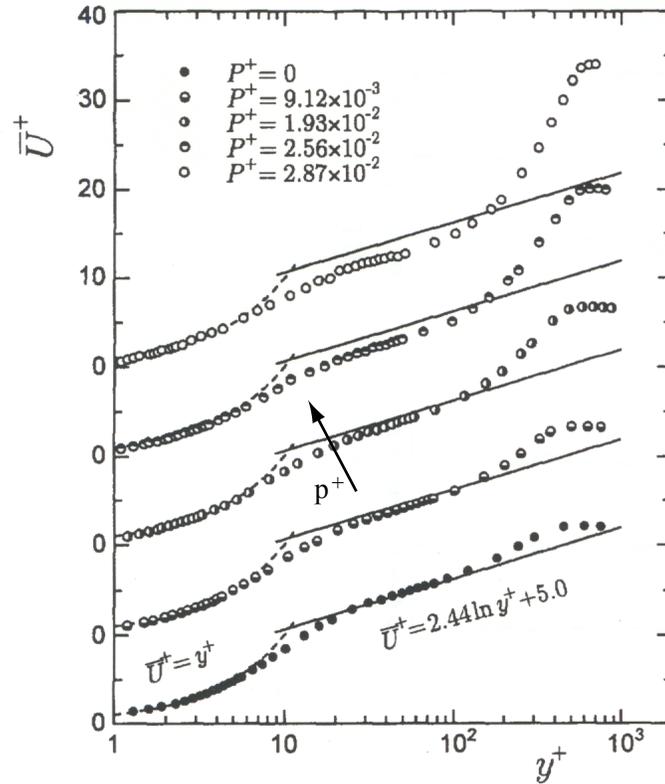


FIG. 2.1 – Profils de vitesse moyens en situation de gradient de pression adverse avec  $p^+ = \nu(dP/dx)/\rho u_\tau^3$ ,  $Re_\theta$  variable entre 1290 et 3350, tirée de Nagano *et al.* 1998.

### 2.1.3 Processus de séparation

Lorsque le gradient de pression adverse est assez fort ou encore si il est maintenu assez longtemps, la couche limite entre dans le processus de séparation qui conduit au décollement.

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

Le *décollement naissant ID (Incipient Detachment)* est ainsi défini comme étant la position pour laquelle l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 1% du temps ( $\gamma_{pu} = 0.99$ ), le *décollement transitoire intermittent ITD (Intermittent Transitory Detachment)* lorsque l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 20% du temps ( $\gamma_{pu} = 0.80$ ) et le *décollement transitoire TD (Transitory Detachment)* lorsque l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 50% du temps ( $\gamma_{pu} = 0.50$ ). Quant

au *décollement*  $D$ , il représente l'annulation du frottement pariétal moyen ( $\bar{\tau}_w = 0$ ). La figure 2.2 montre l'évolution de ces divers paramètres. Les données actuelles montrent que  $TD$  et  $D$  se produisent au même endroit.

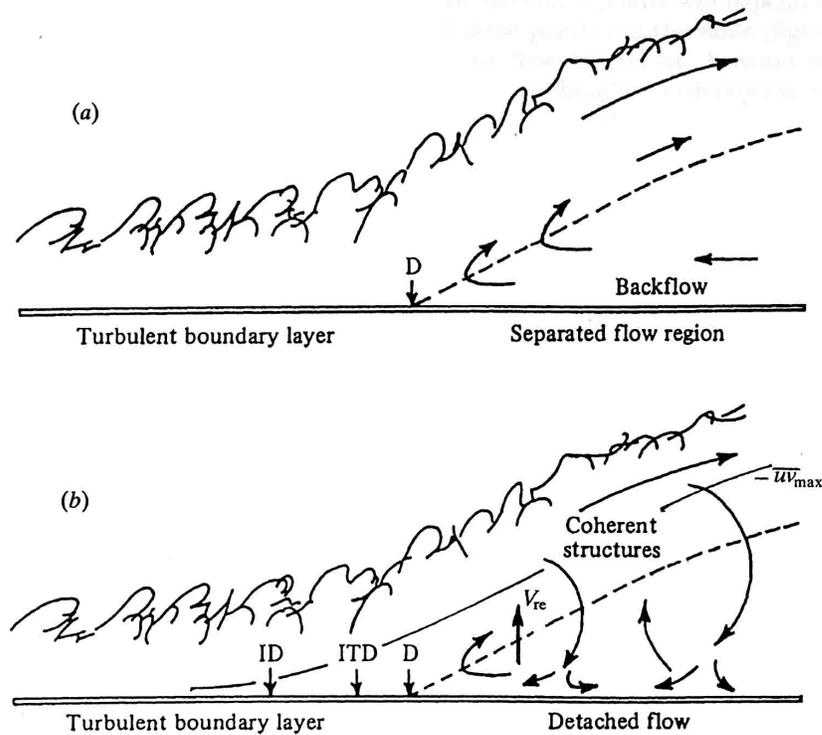


FIG. 2.2 – Processus de séparation de la couche limite, tirée de Simpson 1989.

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

L'information sur l'annulation du frottement pariétal n'étant pas toujours disponible ou encore difficile à calculer, plusieurs critères ont été développés pour tenter de prédire la position du décollement. Certains de ces critères sont présentés à la section 4.6.

### 2.1.4 Effets sur la turbulence

Les termes de production dans les équations de transport des termes du tenseur de Reynolds s'écrivent :

$$P_{ij} = - \left( \overline{u'_i u'_k} \frac{\partial \overline{U}_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \frac{\partial \overline{U}_i}{\partial x_k} \right) \quad (2.7)$$

Ainsi, la diminution à la paroi du gradient de vitesse  $\frac{\partial \overline{U}}{\partial y}$  entraîne la diminution du terme  $P_{11}$ , le terme de production de l'équation de transport de  $\overline{u'^2}$ . Conséquemment la production d'énergie cinétique turbulente  $k$  diminue aussi. La figure 2.3 démontre l'effet du gradient de pression défavorable sur l'intensité turbulente de  $\overline{u'^2}$ , qui diminue alors à la paroi. Il en résulte alors que le maximum de production de turbulence se déplace de la région interne jusqu'aux environs de  $y/\delta \approx .5$ , selon l'intensité du gradient de pression.

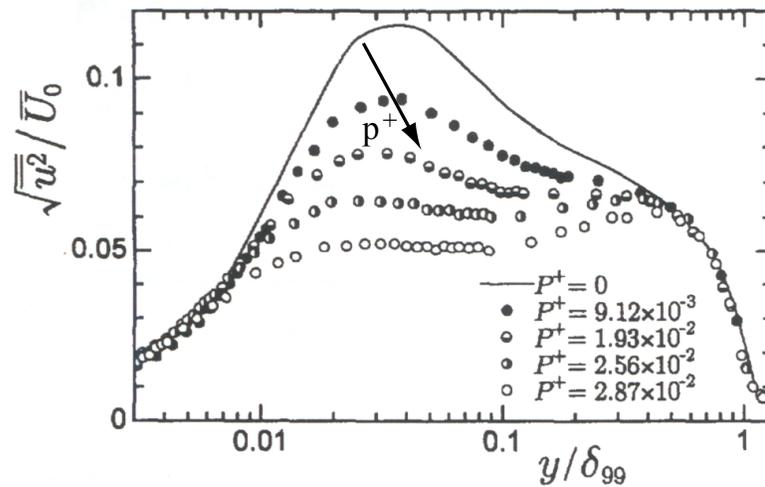


FIG. 2.3 – Intensité des fluctuations de vitesse longitudinale,  $p^+ = \nu(dP/dx)/\rho u_\tau^3$ ,  $Re_\theta$  variable entre 1290 et 3350, tirée de Nagano *et al.* 1998.

De plus, contrairement au cas sans gradient de pression, le terme de diffusion dans l'équation de transport de  $k$  provoque un gain pour  $y/\delta < .2$  (Skåre et Krogstad 1994). Ce transfert diffusif d'énergie cinétique de turbulence du centre de la couche limite vers la paroi résulte de la diminution du terme de production près de la paroi et, comme le montre la figure 2.4, entraîne un déséquilibre entre la production et la dissipation.

L'analyse des coefficients de dissymétrie  $S$  et d'aplatissement  $F$  (Skåre et Krogstad 1994) et la décomposition par quadrants (Krogstad et Skåre 1995) montrent aussi un

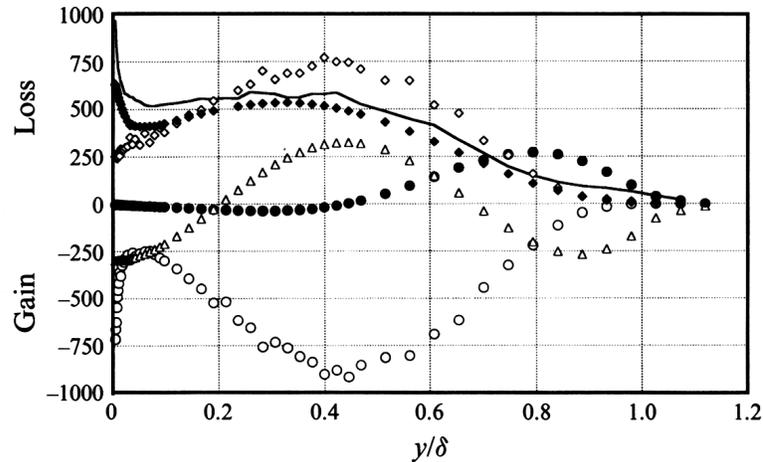


FIG. 2.4 – Bilan d'énergie cinétique de turbulence pour une couche limite d'équilibre avec gradient de pression adverse important ; ● : convection, ○ : production, △ : diffusion, ◇ (symboles vides et pleins) et trait continu : dissipation selon différentes méthodes de calcul, tirée de Skåre et Krogstad 1994.

changement de comportement en situation de gradient de pression adverse. En effet, les mouvements d'éjection ( $Q2$ ) près de la paroi, dominant en situation de gradient de pression nul, fait maintenant place à des événements de balayage ( $Q4$ ) de forte intensité.

## 2.2 Riblets

Bien que son mode d'action ne soit pas encore parfaitement compris, un mécanisme de contrôle passif de la couche limite fait l'objet de plusieurs études, en particulier pour sa capacité de réduction de la traînée : ce sont les riblets, des micro-rainures alignées dans le sens de l'écoulement (Fig. 2.5). Bien qu'il en existe de géométries diverses, la forme de riblets la plus souvent employée est triangulaire.

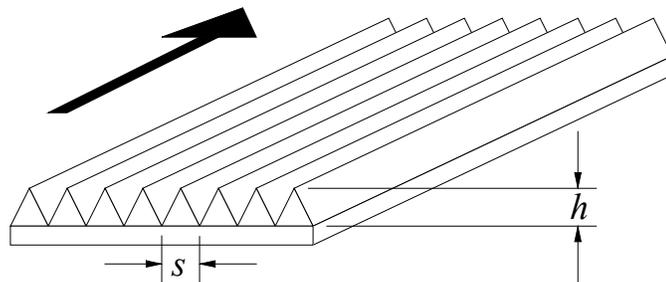


FIG. 2.5 – Riblets triangulaires alignés avec l'écoulement.

Cependant bien peu d'études quant à l'effet des riblets sur le décollement de la couche limite ont été effectuées. À notre connaissance, les seules études relatives à ce sujet ont eu cours au *Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, Ohio*.

Une étude de Wieck (1989) indique un effet bénéfique des riblets sur le décollement. La position du point de décollement est en effet retardée de  $5.5^\circ$  pour un cylindre, alors que les riblets semblent aussi retarder le décollement sur un profil d'aile. Par contre, les petites dimensions des corps utilisés (diamètre du cylindre de 6.35 cm, corde du profil d'aile de 6.22 cm) combiné à l'usage de méthodes visuelles de détection du décollement (gouttelettes d'huile et brins de laine) introduisent beaucoup d'incertitudes quant à la mesure de la position du décollement. Il est de plus probable que les brins de laines, fixés à l'aide d'un ruban adhésif, ont eu un impact sur le processus de séparation ou encore sur le mécanisme d'action des riblets. Aussi le caractère turbulent des couches limites est incertain vu les faibles nombres de Reynolds (de l'ordre de  $10^4$  à  $10^5$ ) lors de l'étude.

Une étude subséquente de Reagan (1990) pour un diffuseur plan conclue aussi à l'efficacité des riblets pour retarder le décollement, ce qui augmente l'efficacité du diffuseur relativement au recouvrement de pression. Cependant, le caractère turbulent de la couche limite est encore une fois incertain et il est possible que les riblets aient plutôt agit comme déclencheurs de transition, améliorant ainsi l'efficacité du diffuseur de la même façon que l'auraient fait des rugosités de surface.

Certains résultats d'autres études sur les riblets sont présentés dans les sous-sections qui suivent. Cette partie du mémoire ne se veut pas à une revue complète de la littérature entourant les riblets et leur usage, mais plutôt une présentation de divers résultats permettant de démontrer que les riblets devraient avoir un effet sur le décollement des couches limites turbulentes.

### 2.2.1 Effet sur la traînée

Les premières études poussées sur les riblets concernaient leur capacité à diminuer la traînée. Malgré qu'il soit intuitif de penser que le frottement pariétal soit minimal dans le cas d'une paroi lisse, on constate qu'il est plus faible dans le cas d'une surface constituée de riblets de faibles dimensions, du moins dans le cas d'une couche limite turbulente.

Plusieurs études concernant ce phénomène ont eu cours. Bien qu'il ne semble pas y avoir d'entente entre les auteurs pour le cas des couches limites laminares, les données

indiquent que le frottement pariétal diminue de 7 à 8 % pour des valeurs de  $h^+$  de 10 à 15 (Cousteix 1994), pour une couche limite turbulente sans gradient de pression. En présence d'un gradient de pression adverse, Debisschop et Nieuwstadt (1996) rapportent que la diminution de la traînée est toujours présente et même que l'effet bénéfique de la présence des riblets devient encore plus important, mesurant des diminutions de traînée allant jusqu'à 13%.

## 2.2.2 Effets sur la transition

Diverses études concernant l'effet des riblets sur la transition de la couche limite laminaire ont aussi été effectuées et une certaine controverse existe entre les auteurs, venant du fait que l'effet des riblets est différent selon les diverses étapes du phénomène de transition.

Ladd *et al* (1993) rapportent que les riblets semblent promouvoir la transition. La présence des rainures fait en sorte que la zone de transition est plus courte et se produit plus tôt. L'effet des riblets semble ainsi quelque peu similaire à la présence de rugosités. Cependant, la valeur critique  $Re_k$  au dessus de laquelle l'écoulement est affecté par la modification de la surface est beaucoup plus faible dans le cas des riblets ( $Re_k = 6$ ) que pour des grains de sables ( $Re_k = 120$ ). Il semble que la structure organisée des riblets affecte de façon plus prononcée l'écoulement que les grains de sable, en supposant que ces résultats peuvent être directement comparés.

L'analyse de stabilité linéaire avec riblets démontre que l'instabilité primaire apparaît plus tôt ( $Re$  critique plus faible) que pour le cas avec surface lisse (Ehrenstein 1996). En ce sens, Grek *et al* (1996) notent l'amplification accrue des ondes de Tollmien-Schlichting par la présence des riblets. Ils constatent cependant que la présence des riblets retardent le développement des tourbillons  $\Lambda$  en spots turbulents, que ce soit pour un seul tourbillon  $\Lambda$  ou encore pour un groupe qui se présente sous la forme d'instabilité de type K, soit le régime de Klebanoff. Ces deux dernières études ne présentant malheureusement pas d'information quant à la longueur de la zone de transition.

## 2.2.3 Effet sur la structure de la couche limite

Les riblets modifient de façon importante le comportement de la couche limite quant au frottement pariétal et le développement des instabilités secondaires.

Malgré la réduction de vitesse très près de la paroi, les riblets ne semblent pas altérer l'écoulement dans la zone extérieure de la couche limite (Nieuwstadt *et al.* 1993, Choi *et al.* 1993). Ainsi, mis à part dans la zone très près de la paroi, le profil de vitesse demeure le même et donc les épaisseurs intégrales  $\delta^*$  et  $\theta$  ne sont pas modifiées. De ce fait, les riblets diminuent la traînée de frottement mais n'influencent pas directement la traînée de pression (Nieuwstadt *et al.* 1993) (voir équation 2.5).

Suite à des simulations numériques directes, Choi propose le concept d'une *origine virtuelle*, qui se définit comme la position  $y$  qu'aurait l'origine d'une plaque plane ayant la même traînée et le même profil de vitesse (Choi *et al.* 1993). L'utilisation d'une *origine virtuelle* est incitée par le fait que la présence des riblets est constatée seulement dans la zone très près de la paroi.

Pour les cas avec réduction de traînée et en tenant compte de l'origine virtuelle des riblets, la loi logarithmique de paroi commence à être valide pour des  $y^+$  plus élevés en comparaison avec le cas d'une surface lisse, suggérant ainsi un épaissement de la sous-couche visqueuse (Choi *et al.* 1993). De plus, toujours en comparaison avec le cas lisse, on constate que le frottement est plus faible dans les vallées des riblets et plus important sur les sommets.

Il a aussi été constaté (Cousteix 1994) que les riblets ont un effet contraignant sur les lanières à faible vitesse, limitant leur déplacement selon l'envergure. L'espacement entre les lanières est aussi plus grand que pour le cas lisse.

Un autre effet restrictif des riblets concerne les tourbillons longitudinaux. L'analyse des fluctuations rms des ces tourbillons  $\overline{\omega'_x}$  démontre une diminution de leur intensité et donc une diminution des événements  $Q2$  et  $Q4$  près de la paroi (Choi *et al.* 1993).

## 2.2.4 Modèles proposés

Le mécanisme d'action des riblets est donc complexe et il serait illusoire de croire être en mesure d'expliquer globalement ces divers effets. Certains ont cependant proposé divers modèles.

Selon Goldstein *et al.* (1995), la plupart des effets bénéfiques liés à l'usage des riblets seraient dus à l'atténuation des mouvements transversaux. En restreignant ainsi la position des tourbillons longitudinaux, ceux-ci ne peuvent apporter du fluide à haute vitesse dans les vallées des riblets, d'où un effet bénéfique sur la traînée (Choi *et al.* 1993). Les vallées sont donc associées à des zones de faible vitesse, donc de faible

cisaillement, alors que les sommets sont associés à des zones de haute vitesse, donc de fort cisaillement.

Un certain espacement des riblets diminue le frottement visqueux intense en le limitant aux sommets des riblets (fig 2.6b). Le diamètre moyen des tourbillons  $d^+$  étant de 30 environ, l'espacement entre les riblets ne doit pas être trop élevé car sinon les tourbillons peuvent se retrouver à l'intérieur des vallées, tel que démontré à la figure 2.6a.

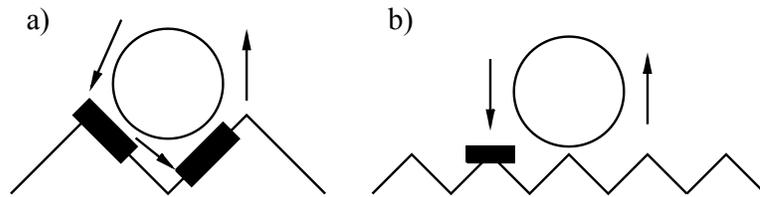


FIG. 2.6 – Effet des riblets sur les tourbillons longitudinaux : a)  $s^+ \approx 40$ , b)  $s^+ \approx 20$ , d'après Choi *et al.* 1993.

L'inhibition de l'écoulement latéral près de la surface est aussi responsable, selon Grek *et al.* (1996), de la réduction de l'éjection de fluide à faible vitesse à la paroi. Ainsi, les tourbillons  $\Lambda$  sont éjectés plus tardivement et de ce fait provoquent moins de spots turbulents.

## 2.3 Effet des riblets sur le décollement

En générant de la vorticité positive, la couche limite turbulente en gradient de pression adverse voit sa production et son intensité de turbulence à la paroi diminuer. Un transfert d'énergie cinétique de turbulence par diffusion s'effectue alors du centre de la couche limite vers la paroi et les phénomènes de balayage  $Q4$  deviennent plus importants. Aussi, la vitesse près de la paroi diminue et le profil de vitesse dévie de la loi logarithmique de paroi.

Il semble que les riblets, en minimisant les mouvements transversaux, diminuent le transport de quantité de mouvement et restreignent la position des tourbillons longitudinaux. Ils limitent le développement des spots turbulents et provoquent, en situation de réduction de traînée, l'épaississement de la sous-couche visqueuse.

Le fait d'utiliser des riblets lors du développement d'une couche limite turbulente en situation de gradient de pression adverse laisse supposer une interaction entre les divers mécanismes relatifs aux deux phénomènes. Comme plusieurs mécanismes complexes sont en cause, il est difficile de prévoir l'effet réel de cette combinaison mais une forte interaction entre ces divers mécanismes est malgré tout prévisible.

Ainsi, l'effet des riblets sur le décollement d'une couche limite turbulente demeure obscur à cette étape : un effet est cependant prévisible, bien qu'il soit audacieux de prétendre avec certitude que cet effet sera bénéfique. La réalisation d'études sur ce sujet est donc justifiée et devrait permettre de vérifier l'impact de la présence des riblets sur le développement de la couche limite turbulente en situation de décollement.

# Chapitre 3

## Choix du type de montage expérimental

La soufflerie aérodynamique du LMF présente de nombreuses limitations pour la tenue d'essais de décollement de couche limite sur un profil d'aile. Le choix de l'installation étant crucial et délicat, plusieurs types de montages expérimentaux sont considérés afin de tenter de reproduire le comportement de l'écoulement désiré. Le montage retenu consiste en un plafond déformé installé dans la section d'essai de la soufflerie à couches limites du LMF : la couche limite au plancher se développe alors sous l'effet d'un gradient de pression typique de conditions aérodynamiques de profil d'aile avec un nombre de Reynolds  $Re_c$  élevé.

### 3.1 Revue de montages expérimentaux

Le choix du type d'installation étant critique pour cette étude, plusieurs possibilités autres que des tests sur des profils d'aile complets ont été considérées. Cette section présente sommairement diverses installations utilisées précédemment pour des études de couches limites en gradient de pression adverse ou encore des études de décollement.

#### 3.1.1 Bord d'attaque agrandi

La technique du bord d'attaque agrandi (ref. ONERA) a été utilisée principalement pour des études sur la transition de la couche limite sur des profils d'ailerons, en par-

ticulier pour l'étude des bulbes transitionnels. Cette technique consiste à réaliser un modèle reproduisant uniquement le nez d'un profil : il est ainsi possible d'augmenter les dimensions de celui-ci dans la veine (voir la figure 3.1). Une portion d'environ 15% du profil est représentée, ce qui permet de tester un modèle ayant une corde effective beaucoup plus grande.

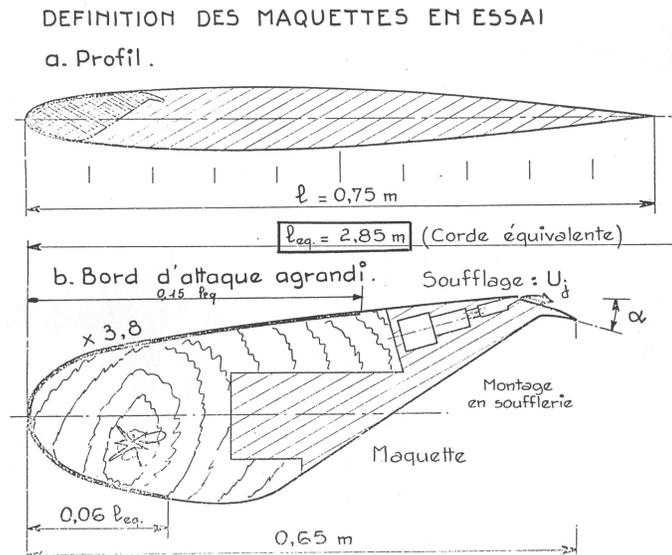


FIG. 3.1 – Technique du bord d'attaque agrandi, tirée de ref. ONERA.

Cependant, malgré la définition rigoureuse de la géométrie, des méthodes additionnelles doivent être employées afin de bien représenter la distribution de pression sur le bord d'attaque. L'usage d'un volet derrière le bord d'attaque ou du soufflage, ou même des deux méthodes combinées, permettent de respecter les conditions de circulation et de pression. Dans le cas présenté à la figure 3.1, la faible taille du volet nécessite beaucoup de soufflage, ce qui peut être un facteur limitatif.

Puisque cette technique permet l'utilisation d'une corde effective beaucoup plus grande, les essais sont réalisés à des valeurs de  $Re_c$  plus élevées. Elle semble cependant difficilement applicable dans le cadre d'une étude sur le contrôle du décollement puisque seulement le nez du profil est représenté.

### 3.1.2 Profil soufflé et cylindre poreux

Des études de décollement sur plaque plane ont été réalisées au *Queen Mary College, Londres, Angleterre* (ref. ONERA), en utilisant un profil d'aile inversé ou encore un cylindre poreux positionné au-dessus d'une plaque montée dans la veine, tel que

représentés à la figure 3.2. Un gradient de pression adverse est alors généré sur la plaque.

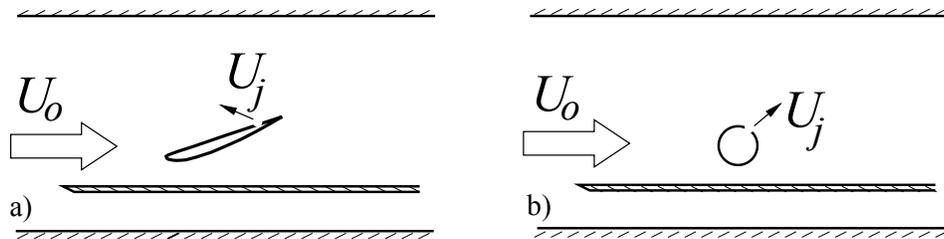


FIG. 3.2 – a) Technique du profil soufflé, b) technique du cylindre poreux, d’après ref. ONERA

La technique du profil soufflé est appelée ainsi car un jet émanant du profil permet de créer la circulation nécessaire autour de celui-ci, en vue de générer le gradient de pression adverse désiré sur la plaque. Quant au cylindre poreux, un jet permet aussi de générer un gradient de pression au plancher. Afin d’éliminer le décollement sur le cylindre ce dernier est poreux, permettant ainsi l’aspiration de sa couche limite.

La technique du cylindre poreux a été reprise par Dianat et Castro (1989) pour l’étude de couches limites décollées. Un gradient de pression favorable puis adverse est ainsi généré au plancher et un coefficient de pression  $C_p$  de l’ordre de  $-3.5$  est atteint. Afin de minimiser l’effet des couches limites des parois latérales, des disques poreux sont employés à la jonction du cylindre et des parois de la veine d’essai.

Le gradient de pression étant généré sur une plaque plane, les explorations de la couche limite deviennent plus facile à réaliser que sur un profil réel. L’utilisation de méthodes de visualisation est aussi simplifiée. La couche limite se développe cependant sans effets de courbure de la surface. La technique du cylindre poreux semble cependant restreinte quant à la distribution de pression réalisable sur la plaque, alors que la technique du profil soufflé présente beaucoup de paramètres à ajuster.

### 3.1.3 Plafond déformé

Dans le cadre de plusieurs études dans diverses souffleries, un gradient de pression adverse au plancher a été obtenu grâce à l’utilisation d’un plafond divergent.

Un plafond déformé, constitué d’une bosse ajustable en polycarbonate, a été employé par Gustavsson (1998) pour l’étude de couches limites turbulentes en situation

de gradient de pression adverse, de bulbe de décollement et de décollement complet. La section d'essai utilisée pour cette étude mesure  $0.4 \text{ m} \times 0.5 \text{ m}$ , pour une longueur de  $1.15 \text{ m}$  : ces dimensions sont du même ordre de celles de la soufflerie à couches limites du LMF, soit de  $0.61 \text{ m} \times 0.46 \text{ m}$ , pour une longueur de  $3.66 \text{ m}$ . La couche limite se développe sur un faux plancher, constitué d'une plaque de plexiglass montée à l'intérieur de la veine. Pour éviter le décollement de la couche limite se développant au plafond, 2 chambres servant à l'aspiration de celle-ci sont utilisées, permettant le retrait de masse de l'ordre de 10% de l'écoulement amont. Cette configuration permet l'obtention de  $C_p$  d'environ  $-1$ .

Les travaux de Debisschop et Nieuwstadt (1996) sur l'effet bénéfique des riblets sur la traînée en situation de gradient de pression adverse ont aussi été réalisés en utilisant un plafond déformé. Celui-ci est constitué d'une zone convergente droite suivie d'un divergent droit. La transition entre ces deux zones se fait par un grand arc de cercle. La couche limite se développe encore une fois sur un faux plancher, constitué d'une plaque plane située à l'intérieur de la veine et ayant un volet ajustable à son bord de fuite, braqué vers l'intérieur de la veine. Ce volet a pour but de prévenir le décollement au bord d'attaque de la plaque. Le coefficient de pression  $C_p$  le plus faible est alors de  $-0.2$ .

Un montage avec plafond déformé a été utilisé par Spalart et Watmuff (1993) dans le cadre de comparaison de résultats expérimentaux et numériques. Skåre et Krogstad (1994) utilisèrent aussi un plafond déformé pour créer une longue zone de gradient de pression adverse d'environ 3 mètres pour l'étude de couches limites d'équilibre.

La technique du plafond déformé supporte de nombreuses distributions de pression. Cependant, les valeurs de  $C_p$  obtenues lors des études précédentes sont trop faibles et de ce fait ne représentent pas une couche limite typique sur un profil d'aile en situation de décollement. Dans le cas d'une étude de décollement, il est aussi possible que la couche limite qui se développe au plafond décolle avant celle au plancher, nécessitant alors le contrôle de la première, par de l'aspiration par exemple, tel qu'employé par Gustavsson (1998).

Un autre point à noter sur la technique du plafond déformé concerne l'effet des murs latéraux, qui risquent d'avoir une forte influence sur le caractère bidimensionnel de l'écoulement. L'effet des murs latéraux s'explique par la présence des couches limites sur ces surfaces et leur épaissement dû au gradient de pression adverse. Pour des études classiques sur un profil d'aile en soufflerie, la zone sur laquelle se développe le gradient de pression est relativement courte et ainsi le ratio corde/envergure demeure assez faible ; cependant, l'effet des murs latéraux est davantage senti lors d'essais avec

un plafond déformé car la zone de gradient de pression adverse est beaucoup longue et le ratio corde effective/envergure devient élevé. Conséquemment, la zone centrale risque davantage d'être affectée par la présence des parois.

### 3.1.4 Retrait de masse

Bien que l'aspiration de la couche limite du plafond ait été utilisée par Gustavsson (1998) afin de maintenir cette dernière attachée, l'aspiration présente l'avantage additionnel d'accroître le développement du gradient de pression adverse puisqu'elle implique le retrait de masse.

Dengel et Fernholtz (1990) ont exploité cette propriété dans une soufflerie de type soufflante. L'écoulement dans la veine d'essai étant alors en surpression par rapport à la pression ambiante, des parois perforées ont été employées afin de retirer une partie de l'écoulement de la veine et ainsi générer le gradient de pression désiré. Cette étude portait sur l'analyse de couches limites turbulentes à la limite du décollement.

Une autre particularité du montage de Dengel et Fernholtz est l'utilisation d'une soufflerie axisymétrique, constituée de deux cylindres concentriques. La couche limite étudiée se développant le long du cylindre intérieur, elle n'est donc pas sensible à la présence de parois latérales.

## 3.2 Choix de l'installation

Le but de l'étude actuelle, tel que présenté à la section 1.3, est de concevoir et tester un montage expérimental permettant l'étude du décollement bidimensionnel de couches limites turbulentes dans les installations du LMF, pour des conditions d'écoulement externe voisines de celles rencontrées par une aile à grand angle d'attaque avec décollement important. Puisque le décollement se produit à l'extrados, c'est cette portion du profil qui nous intéresse davantage.

Les installations présentées précédemment permettent des études de décollement avec des distributions de pression diverses, mais elles sont limitées quant au coefficient de pression  $C_p$  minimum atteignable et restreignent ainsi l'étude de couches limites sous des conditions aérodynamiques typiques.

L'installation choisie pour la tenue de l'étude fut la soufflerie à couche limite du LMF, telle que décrite à la section 5.1.2. La veine d'essai a été modifiée par l'ajout d'un plafond déformé, cependant une légère bosse au plancher suivie d'une section droite distingue l'installation actuelle des études présentées précédemment. Ces diverses modifications permettent le développement d'une couche limite sous des conditions s'apparentant aux conditions existantes sur l'extrados d'un profil à forte incidence. Cette soufflerie est de type aspirante, ce qui rend difficile l'utilisation de la technique du retrait de masse. La veine d'essai modifiée est présentée à la figure 3.3.

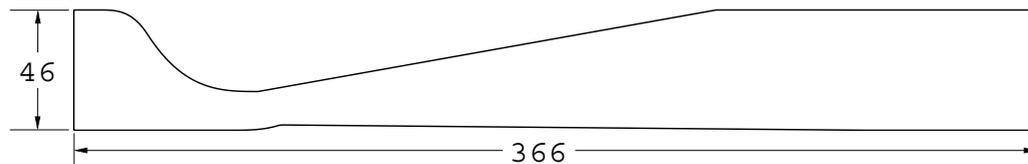


FIG. 3.3 – Veine d'essai modifiée, le sens de l'écoulement est de la gauche vers la droite (dimensions en cm).

Les diverses étapes du développement de la veine d'essai sont présentées au chapitre suivant.

### 3.2.1 Avantages

L'avantage principal de l'utilisation de la veine modifiée est le développement de la couche limite sur une surface beaucoup plus longue en comparaison avec un profil réel, puisque la presque totalité de la longueur de la section d'essai est employée. Malgré les limitations en vitesse de la soufflerie, la tenue d'essais à des  $Re_c$  effectifs de l'ordre de  $2.5 \times 10^6$  est ainsi possible, ce qui s'approche davantage des cas d'application visés par cette étude.

Le profil virtuel reproduit dans la veine possède une corde effective d'environ 2.5 mètres, ce qui conduit à une couche limite beaucoup plus épaisse que dans le cas d'essais en soufflerie sur un profil réel et facilite ainsi les sondages dans la couche limite. De plus, ces mesures peuvent être effectuées à partir d'un système de déplacement positionné sous le plancher de la veine d'essai, en conséquence beaucoup moins perturbant pour l'écoulement qu'un système de positionnement placé dans l'écoulement. Par ailleurs, la surface sur laquelle se développe la couche limite étudiée est plane et quasi-horizontale et les parois latérales de la veine sont en verre et en plexiglas, ce qui facilite l'utilisation de techniques de visualisation.

La déformation du plafond de la veine permet une accélération assez rapide et une longue zone de gradient de pression adverse. L'ajout de la bosse au plancher sert à reproduire en partie le comportement associé à la forte courbure au bord d'attaque. L'installation permet ainsi de générer une distribution de pression typique de conditions aérodynamiques, soit un gradient de pression favorable très intense jusqu'à l'atteinte d'un  $C_p$  de -15 au pic de dépression, suivi d'une longue zone de gradient de pression adverse conduisant au décollement. La distribution de pression dans la veine est présentée à la figure 4.6 de la section 4.4, telle que calculée avec un solveur potentiel.

Mise à part la bosse, le plancher est constitué de plaques planes en aluminium. De ce fait, l'usinage requis pour permettre l'étude de l'effet des riblets et de rugosités est simplifié et les coûts réduits.

Finalement, l'installation s'avère très polyvalente, dans l'éventualité où d'autres types d'études sur le décollement et le contrôle de la couche limite seraient envisagés.

### 3.2.2 Inconvénients

L'inconvénient principal du choix de la veine modifiée pour l'étude du décollement vient du fait que la couche limite se développant sur le plancher de la veine ne correspond pas exactement à une couche limite qui se développerait sur un profil d'aile. En effet, l'installation choisie ne prend pas en compte les effets de courbure réels présents sur un profil. Également la modification de la position du point de décollement sur un profil d'aile aura pour effet de modifier le corps effectif perçu par l'écoulement, ce qui a des répercussions sur la distribution de pression globale de l'ensemble du profil y compris sur l'intrados et l'installation choisie ne permet pas de représenter fidèlement cet effet. De même, le caractère parabolique des équations de couche limite implique que l'origine de celle-ci, qui provient dans notre cas du convergent de la veine plutôt que d'un point d'arrêt sur un profil réel, peut avoir des répercussions sur l'ensemble du développement de la couche limite.

Outre cela, puisque le gradient de pression défavorable est principalement généré par le plafond de la veine, l'éventualité que le décollement se produise à cet endroit au lieu de se produire sur le plancher doit être envisagée, ce qui entraînerait un recours à l'aspiration de la couche limite au plafond. Des effets tridimensionnels découlant de la présence des couches limites sur les parois latérales sont aussi à prévoir et pour contrer ceux-ci, l'aspiration de ces couches limites ou l'utilisation de murs séparateurs pourrait s'avérer nécessaire.

Finalement, la forte accélération subie par l'écoulement dans la région de la bosse au plancher entraîne le risque de relaminarisation de la couche limite à cet endroit. Cette modification du comportement de la couche limite pourrait entraîner des comportements tridimensionnels.

Les deux derniers effets présentés, soit l'effet des murs latéraux et le risque de relaminarisation, seraient cependant aussi présents dans le cas d'essais aérodynamiques standards, c'est-à-dire des essais avec un profil d'aile installé dans une soufflerie à section d'essai fermée.

# Chapitre 4

## Design de la section d'essai modifiée

La forme du plafond déformé est critique pour l'étude de l'effet des riblets sur le décollement de la couche limite et c'est pourquoi des outils de simulation numérique sont développés pour la conception de cette géométrie, tout en portant une attention particulière afin d'éviter le décollement de la couche limite du plafond. Les calculs prédisent un décollement de la couche limite au plancher et un comportement représentatif d'une couche limite d'aile. Ces calculs ne représentent cependant pas de façon exacte la réalité du laboratoire et des modifications à la géométrie peuvent être à envisager lors des essais.

### 4.1 Profil de référence

L'objectif de l'étude dans laquelle ce projet s'inscrit est de limiter le décollement de la couche limite sur un profil d'aile et c'est pourquoi la couche limite qui se développe sur le plancher de la veine modifiée se doit d'être typique de celle se développant sur l'extrados d'un profil. Ainsi, la géométrie de la veine modifiée doit être déterminée de façon à reproduire le plus fidèlement possible ce comportement.

Le profil de référence choisi initialement est un profil dit laminaire, soit le NACA 66-009, présenté à la figure 4.1. Les profils laminaires se caractérisent par la position de leur point d'épaisseur maximale qui est reculée (dans le cas du NACA 66-009 cette position correspond à  $x/c = 0.5$ ). Ils sont très intéressants pour la conception d'ailes car ils présentent, pour les angles d'incidence faibles, une longue zone de gradient de pression favorable durant laquelle la couche limite demeure laminaire, ce qui maintient la

traînée à des niveaux plus bas. Cependant lorsque l'angle d'incidence devient important, un profil laminaire présente un gradient de pression adverse très intense sur une courte portion au début du profil, en raison de son bord d'attaque mince et effilé avec un faible rayon de courbure.

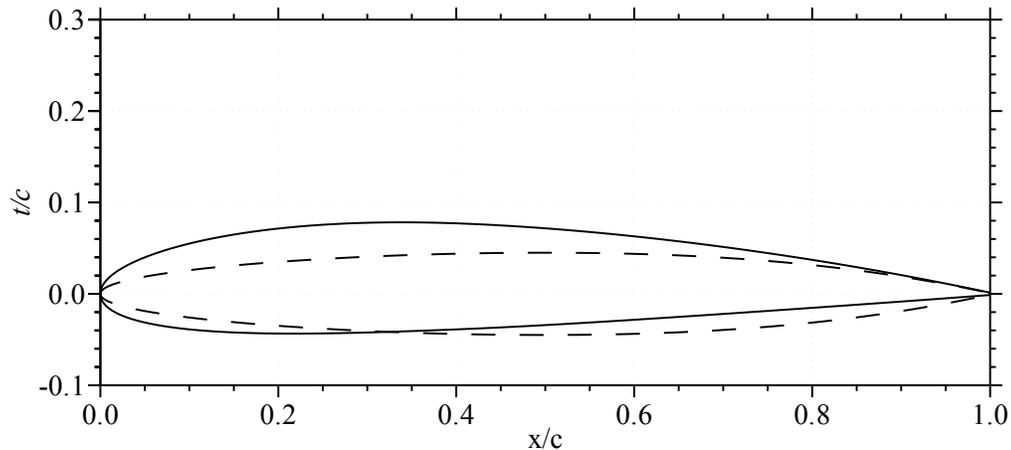


FIG. 4.1 – Profil NACA 2412 (trait continu), profil NACA 66-009 (trait discontinu).

Le profil NACA 66-009 a par la suite été rejeté. Le but de cette étude étant de quantifier l'effet des riblets sur le décollement, il est nécessaire de savoir si les riblets retardent ou devancent la position du point de décollement et de quelle distance. Ce type de quantification aurait été beaucoup plus ardu avec un profil laminaire vu la très forte intensité du gradient de pression adverse en situation de décollement et ainsi il est raisonnable de penser que l'effet des riblets aurait été soit d'éliminer totalement le décollement, soit de le déclencher précipitamment, sans nécessairement pouvoir quantifier la modification de la position du point de décollement.

Le choix du profil de référence pour le développement de la veine s'est ainsi porté vers un profil dit conventionnel et c'est le profil NACA 2412, à  $18^\circ$  d'incidence et à un nombre de Reynolds  $Re_c$  de  $2.5 \times 10^6$ , qui a été retenu. Ce profil a été choisi car le point de décollement progresse lentement à partir du bord de fuite vers le bord d'attaque lorsque l'angle d'incidence augmente. Dans les conditions mentionnées précédemment le décollement se produit à  $x = 0.6c$  environ. Le gradient de pression adverse demeure important mais agit sur une zone plus longue en comparaison avec le NACA 66-009, ce qui permettra de bien voir l'impact de méthodes de contrôle du décollement.

Il n'est cependant pas nécessaire que la veine modifiée reproduise exactement le même comportement que le profil NACA 2412, bien qu'il est souhaitable que la distribution de pression et l'état de la couche limite s'approchent du profil de référence : l'objectif de l'étude est de reproduire une couche limite se développant sous des con-

ditions typiques de conditions aérodynamiques et en ce sens le profil de référence est utilisé à titre indicatif.

Les calculs sur le profil NACA 2412 ont été réalisés à l'aide du logiciel XFOIL, qui est basé sur une méthode de panneaux couplée à une méthode intégrale à 2 équations (Drela 1996). Un critère de transition  $e^n$  est utilisé.

## 4.2 Lignes directrices du design de la veine modifiée

La section d'essai originale de la soufflerie à couche limite est décrite à la section 5.1.2. Elle est robuste et stable, offre une très bonne visibilité à l'intérieur de la veine et permet beaucoup d'accès pour la prise de mesures. Le design de la veine modifiée est réalisé en tentant de conserver la même philosophie tout en préservant le maximum d'éléments de la veine avant modifications. Un minimum de formes complexes et un maximum de sections droites sont aussi ciblés afin de réduire les coûts de fabrication. Les couches limites sont considérées turbulentes sur toutes les parois de la veine.

Le premier pas du processus de développement de la veine modifiée à l'aide des outils numériques s'est fait en considérant un rapport de section dans la veine modifiée équivalent au rapport de vitesse du profil NACA 66-009. Cette géométrie, de même que la géométrie finale, sont présentées à la figure 4.2. Il est avantageux de positionner le début de la section modifiée le plus près possible de la sortie du convergent de la soufflerie pour deux raisons. Premièrement, puisque la couche limite dans la veine ne provient pas d'un point d'arrêt mais plutôt du convergent de la soufflerie, il est préférable que cette couche limite soit la plus mince possible avant d'être soumise aux conditions de gradient de pression. De plus, pour faciliter les mesures et les visualisations, la longueur de développement maximale dans la veine d'essai se doit d'être utilisée.

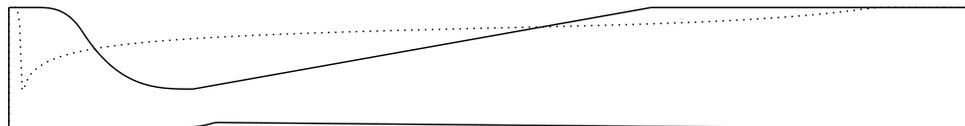


FIG. 4.2 – Géométrie de la veine modifiée ; estimé initial avec NACA 66-009 (trait pointillé), forme finale (trait continu).

Les sections qui suivent décrivent les points importants concernant le plafond et le plancher de la veine modifiée. Il est à noter que les parois latérales de la veine originale, faites de vitres et de plaques de plexiglass, sont conservées afin de simplifier

l'utilisation de techniques de visualisation ; en conséquence l'emploi de murs séparateurs pour contrôler l'incidence des couches limites latérales a pour le moment été proscrit.

### 4.2.1 Plafond

Le plafond de la veine modifiée est composé de 3 sections, rencontrées successivement par l'écoulement : 1) la portion convergente, 2) le divergent droit et 3) la zone droite. Les plans du plafond peuvent être consultés au besoin à l'annexe C.

Il est dans notre intérêt de garder le convergent le plus court possible afin de bénéficier de la longueur maximale pour la portion du divergent droit, qui génère le gradient de pression adverse. Un arc de cercle de grand rayon permet une transition douce entre la portion convergente et le divergent droit. La portion divergente du plafond, initialement composée de nombreuses zones concaves de faible courbure, est finalement droite puisque l'effet de courbure de la paroi du plafond est amorti à travers la veine et produit un effet moins important au plancher, d'où l'inutilité de ces faibles courbures successives.

Comme leurs longueurs sont similaires, la troisième plaque d'aluminium du plafond de la veine avant modification pourrait être utilisée pour la zone droite si la fabrication d'un plafond en aluminium était envisagée. De plus, il est intéressant de noter que la section droite agit de façon similaire à un volet contre-braqué, prévenant en partie la séparation sur le divergent droit en amont (Debisschopp 1996).

#### Forme de la portion convergente

La géométrie initiale de la première section du plafond (voir la figure 4.2) est typique d'une marche avant. Pour éviter la présence d'une forte zone décollée à cet endroit, cette portion a été travaillée afin de produire la forme d'un convergent bidimensionnel.

L'équation 4.1, tirée de Morel (1975) et de Fang (1997), est employée pour établir la forme de la portion convergente. La forme est déterminée par deux polynômes cubiques ayant une continuité d'ordre 1 qui se joignent à un point d'inflexion  $x_m$ , tel que montré à la figure 4.3. Le paramètre  $X$  représente le ratio  $x_m/L$ , soit la position du point d'inflexion normalisée par la longueur du convergent. La géométrie du convergent est donc déterminée par la longueur  $L$ , la différence de hauteur entre l'entrée et la sortie ( $h_1 - h_2$ ), la hauteur de sortie  $h_2$  ainsi que la position relative du point d'inflexion  $X$ .

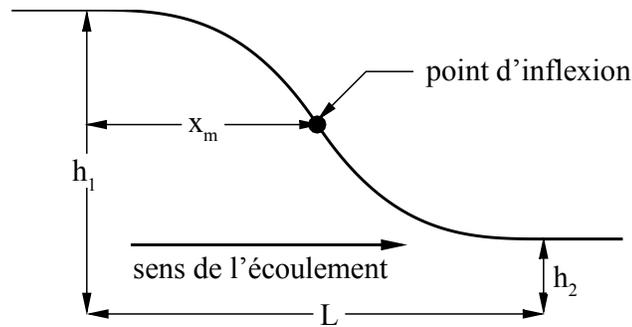


FIG. 4.3 – Design de convergent, d'après Fang 1997.

$$y = \begin{cases} (h_1 - h_2) \left[ 1 - \frac{1}{X^2} \left( \frac{x}{L} \right)^3 \right] + h_2, & x < x_m; \\ \frac{(h_1 - h_2)}{(1 - X)^2} \left( 1 - \frac{x}{L} \right)^3 + h_2, & x > x_m. \end{cases} \quad (4.1)$$

Bien que le gradient de pression moyen dans le convergent soit favorable, le gradient de pression à la paroi du convergent est adverse, puis favorable, pour ensuite être adverse de nouveau : ces deux zones de gradient de pression adverse constituent des régions où le décollement de la couche limite est possible. Dans la présente étude le convergent est suivi d'une zone de gradient de pression adverse importante associé au divergent droit de la veine modifiée, c'est pourquoi il importe que la géométrie du convergent minimise les risques de décollement au plafond dans le divergent droit. La géométrie de la portion convergente est de plus responsable de l'uniformité verticale de la vitesse à l'étranglement.

A titre exploratoire, une première bosse est réalisée et testée afin de vérifier la présence ou non de décollement, sans égards à l'uniformité de vitesse à l'étranglement. Cette bosse, désignée L50X5, a un ratio  $X$  de 0.5 pour une longueur de 0.50 m. Elle est positionnée dans la section centrale de la soufflerie et est suivie d'un divergent droit. Une zone décollée est observée à l'aide de petits fils de coton dans la première portion de la bosse (zone concave), ce que des calculs subséquents de l'évolution des couches limites effectués à l'aide du solveur potentiel et de la méthode de calcul de couches limites ont eux aussi prédit.

Ces tests en laboratoire ont permis de démontrer l'effet important des couches limites se développant sur les parois latérales. Suite à la déformation des structures turbulentes de la couche limite résultant de l'accélération non-uniforme sur les parois latérales, combiné à de probables effets de coins, une zone décollée est constatée sur ces parois. Des essais sont par la suite effectués avec la même géométrie mais en ajoutant des murs séparateurs débutant un peu avant l'étranglement. Dans ce dernier cas aucun

décollement n'est constaté sur les parois latérales mais il y a décollement dès le début du divergent droit.

La géométrie L50X5 est beaucoup trop agressive puisqu'elle provoque un décollement dans la partie amont du convergent, un décollement au début du divergent droit et une distorsion importante de l'écoulement. Il est malgré tout possible que les résultats soient différents en positionnant la bosse en début de veine, puisque les couches limites sont plus minces à cet endroit et supportent donc mieux le gradient de pression adverse.

Afin de tenter d'éviter le décollement de la couche limite du plafond à la fin du convergent, il importe que le rayon de courbure  $y$  soit le plus grand possible afin d'y minimiser le gradient de pression adverse, ce qu'on obtient en gardant le paramètre  $X$  faible. Un grand rayon de courbure à la fin du convergent présente l'avantage additionnel de rendre plus uniforme la distribution de vitesse selon  $y$  à l'étranglement et ainsi de présenter un gradient de vitesse  $\frac{\partial U}{\partial y}$  plus faible. Cet avantage a un double impact. Premièrement, comme le gradient de vitesse est plus faible, le gradient de pression  $\frac{\partial p}{\partial y}$  est réduit et ainsi pour une certaine dépression visée au plancher, le niveau de dépression nécessaire au plafond est plus faible puisque l'écart qui découle du  $\frac{\partial p}{\partial y}$  est réduit. Deuxièmement, la réduction de  $\frac{\partial U}{\partial y}$  dans l'étranglement limite sur les parois latérales la génération de vorticité  $\omega_x$ , qui crée des tourbillons longitudinaux et augmente les risques de séparation.

Cependant, la réduction du paramètre  $X$  augmente le risque de séparation dans la portion concave du convergent avec gradient de pression adverse. Divers coefficients sont utilisés par Morel et Fang pour déterminer l'occurrence du décollement dans le convergent. Bien que ces paramètres aient été employés afin de définir certaines tendances, leurs niveaux absolus n'ont cependant pas été utilisés car ils ont été développés pour des convergents axisymétriques (Morel 1975) ou encore carrés (Fang 1997).

D'autres configurations sont ainsi modélisées à l'aide des outils numériques. Des convergents d'une longueur de 0.60 m sont modélisés numériquement, avec des points d'inflexion situés à  $X = 0.3$  (L60X3),  $X = 0.5$  (L60X5) et  $X = 0.7$  (L60X7). Ces diverses formes sont présentées à la figure 4.4. Pour ces trois cas les calculs numériques ne prédisent aucun décollement, bien que le cas L60X3 soit sur la limite du décollement selon les divers critères présentés à la section 4.6. Les géométries L60X5 et L60X3 sont par la suite testées en soufflerie, en les positionnant au début de la veine d'essai. Comme aucun décollement n'est constaté avec les fils de coton pour les deux configurations, la configuration L60X3 est retenue car elle présente le plus grand rayon de courbure à la sortie du convergent, donc le gradient de pression adverse le moins prononcé et le gradient de vitesse  $\frac{\partial U}{\partial y}$  le plus faible.

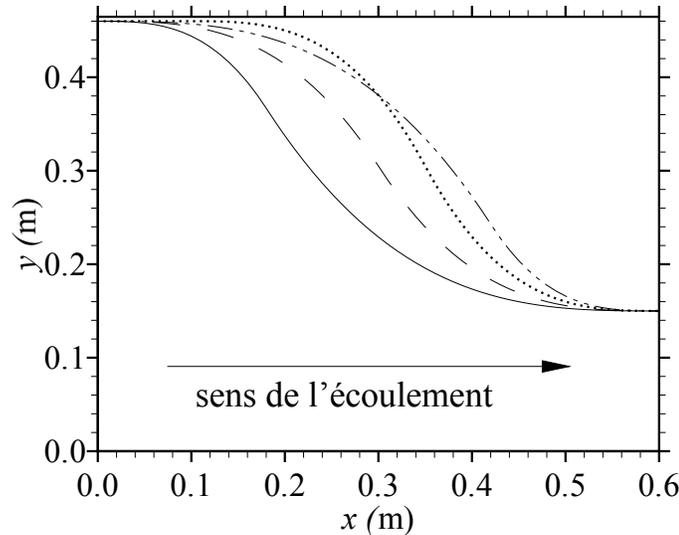


FIG. 4.4 – Profils des convergents étudiés ; L50X5 (trait pointillé), L60X3 (trait continu), L60X5 (simple tiret), L60X7 (double tiret).

### 4.2.2 Plancher

Le plancher de la veine d'essai est constitué d'une section droite horizontale, puis d'une légère bosse, vient ensuite une longue zone droite faiblement divergente et finalement une dernière section droite horizontale. La longueur des sections droites horizontales est déterminée de façon à pouvoir réutiliser les plaques constituant le plancher de la veine avant modifications.

Au départ aucune modification n'était envisagée au plancher de la veine, cependant la légère bosse s'est avérée nécessaire pour créer une zone de courbure importante afin de reproduire la forte accélération présente sur le nez d'un profil. Le design de cette forme est aussi inspiré de Morel (1975) et de Fang (1997). L'utilisation de la bosse au plancher introduit la présence d'un gradient de pression adverse, tel que décrit à la section 4.2.1.

La hauteur de la bosse est fixée à 2.0 cm, de façon à ne pas être gommée par la couche limite mais sans toutefois limiter l'utilisation de techniques de visualisation dans la zone faiblement divergente. L'épaisseur de la couche limite  $\delta$  et l'épaisseur de déplacement  $\delta^*$  à l'entrée de la veine sont de 1.2 cm et 0.25 cm, selon des mesures expérimentales effectuées en veine libre ; puisque ces deux épaisseurs diminueront suite à l'effet d'accélération dans le convergent, leur effet sur la bosse du plancher est considéré minime. L'angle résultant pour la zone droite divergente est de  $0.52^\circ$ , ce qui est négligeable en regard à l'utilisation de techniques de visualisations pariétales.

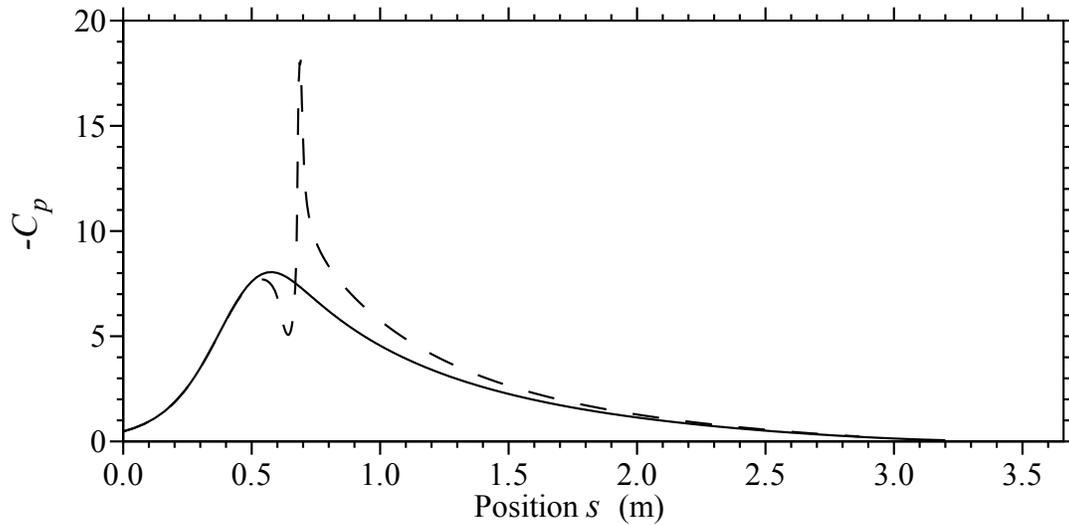


FIG. 4.5 – Effet de la bosse sur la distribution de pression au plancher ; plancher lisse (trait continu), bosse au plancher (trait discontinu).

L'effet de la présence de la bosse au plancher semble assez dissocié du gradient de pression généré par le plafond, en ce sens que l'accélération causée par la bosse au plancher est locale et se superpose à la distribution de pression générée par le plafond (voir la figure 4.5). Ainsi la position relative des bosses est ajustée de façon à tenter de minimiser la décélération produite par le gradient de pression adverse de la bosse du plancher, en alignant davantage le creux de la bosse du plancher avec le point de vitesse maximale du cas avec un plancher lisse.

### 4.3 Solveur potentiel

Le module *Thermal* du logiciel *ProMechanica* a été utilisé à titre de solveur potentiel. En effet, un parallèle direct existe entre l'équation de Laplace pour la température  $T$ , telle que résolu par le solveur, et l'équation de Laplace du potentiel de vitesse  $\phi$ .

$$\nabla^2 T = 0 \Leftrightarrow \nabla^2 \phi = 0 \quad (4.2)$$

La vitesse s'exprime selon le gradient du potentiel de vitesse. En imposant la conductivité thermique  $k$  égale à 1, le vecteur flux de chaleur surfacique est alors équivalent au vecteur vitesse :

$$\mathbf{q}'' = -k \nabla T \Leftrightarrow \mathbf{U} = \nabla \phi \quad (4.3)$$

Les calculs sont effectués pour les différentes géométries de la veine d'essai en définissant un modèle bidimensionnel. Les diverses étapes de la réalisation des calculs sont présentées à l'annexe A. Une zone de 1.00 m de longueur est ajoutée à l'entrée et à la sortie de la veine afin de ne pas imposer les conditions limites directement à ces deux endroits et ainsi laisser davantage de flexibilité à l'écoulement.

Les conditions limites de température (condition de Dirichlet) ou encore de flux (condition de Neumann) sont imposées sur les courbes extérieures du domaine de calcul. Ainsi un flux nul est imposé sur toutes les courbes extérieures du domaine de calcul sauf à la sortie où la température  $T = 0$  est imposée. Afin de représenter l'écoulement amont, une source uniforme est de plus positionnée sur l'entrée ; la valeur de cette source (*Heat/Time per unit area*) est fixée à 15, pour représenter une vitesse à l'entrée de la veine de 15 m/s.

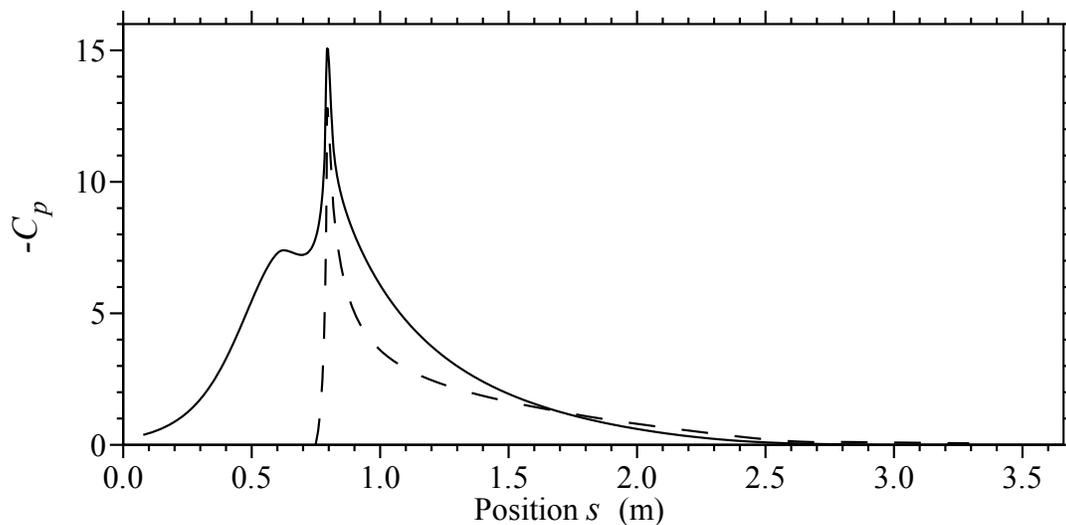


FIG. 4.6 – Distribution de pression ; calculs potentiels au plancher de la veine modifiée (trait continu), extrados d'un NACA 2412 de 2.5 m de corde (trait discontinu).

La figure 4.6 représente l'évolution du coefficient de pression  $C_p$  au plancher de la veine modifiée calculée par le solveur potentiel. La zone de gradient de pression adverse causée par la présence de la petite bosse au plancher est visible entre  $s = 0.62$  m et  $s = 0.68$  m.

La figure 4.6 permet aussi de comparer la distribution de  $C_p$  au plancher de la veine modifiée avec la distribution de  $C_p$  à l'extrados du profil de référence. Ces valeurs sont

présentées en considérant la position selon  $s$  et non  $x$ , où  $s$  est la distance longitudinale perçue par l'écoulement au plancher de la veine, prenant ainsi en compte l'épaisseur de la bosse au plancher. Pour le profil NACA 2412, la position longitudinale a été décalée de 0.634 m afin de faire coïncider la position du pic de dépression avec celui de la veine modifiée. Les calculs pour la veine modifiée montrent que le pic de dépression est moins pointu, plus évasé, mais plus élevé. Malgré que les résultats diffèrent du cas de référence, les principaux objectifs sont atteints, soit une accélération rapide, un pic de dépression élevé et localisé puis une longue zone de gradient de pression adverse modéré, tel que rencontré sur un profil d'aile typique.

Les résultats des calculs potentiels sont par la suite utilisés comme données d'entrée pour la méthode de calcul de couches limites.

## 4.4 Calcul de couches limites

La méthode de calcul utilisée dans le cadre de ce travail est une méthode intégrale utilisant deux équations globales, soit les équations de continuité (4.4) et de quantité de mouvement (4.5) (Cousteix 1989).

$$\frac{d}{ds}(\delta - \delta^*) = C_E - \frac{\delta - \delta^*}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \quad (4.4)$$

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{C_f}{2} - \theta \frac{H + 2}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \quad (4.5)$$

Les calculs sont effectués en considérant la position selon  $s$  et non  $x$ , où  $s$  est la coordonnée longitudinale telle que perçue par l'écoulement au plancher de la veine. La méthode ne prend cependant pas en compte les effets de courbure, ce qui ne permet pas de complètement simuler l'effet de la bosse du plancher.

Les relations de fermeture de Head (équations B.4 et B.5) sont utilisées afin de déterminer les valeurs du paramètre de forme  $H$  et du coefficient d'entraînement  $C_E$ . La loi de frottement de Ludwig-Tillman (équation B.3) est aussi utilisée, pour calculer le coefficient de frottement  $C_f$ . Ces relations générales et simples sont reconnues pour permettre d'obtenir de bons estimés des effets de couches limites. La méthode est présenté en détails à l'annexe B.

Les calculs sont réalisés en considérant la couche limite complètement turbulente : cette hypothèse est justifiée par l'utilisation de bandes de rugosités à l'entrée de la veine, qui imposent le caractère turbulent de la couche limite. Les conditions initiales près de l'entrée de la veine ( $s = 0.067$  m) pour la couche limite proviennent de mesures expérimentales effectuées en condition de veine libre, soit  $\delta = 1.18$  cm,  $\delta^* = 0.249$  cm et  $\theta = 0.163$  cm.

La vitesse de transpiration à travers la paroi  $V_p$  représentant l'effet de déplacement de la couche limite a de plus été calculée. Ce flux à travers la paroi permet de modéliser numériquement l'effet de la présence des couches limites dans la veine modifiée lors du calcul avec le solveur potentiel. Cependant une seule itération de couplage en mode direct a été effectuée et les résultats de ce couplage très partiel n'ont pas été concluants : l'épaisseur de déplacement prédite par le calcul lors du décollement de la couche limite est surestimée et l'effet de blocage massif ainsi créé augmente de façon dramatique la vitesse dans la veine. Davantage de cycles de couplage auraient été nécessaires pour prendre en compte adéquatement l'effet de déplacement de la zone décollée, ce qui n'a pas été jugé nécessaire à cette étape du projet.

Les figures qui suivent montrent l'évolution de la vitesse  $U_e$  et du gradient de pression  $\frac{\partial p}{\partial s}$  obtenus par calculs potentiels, de même que les paramètres  $\delta^*$ ,  $\theta$ ,  $H$  et  $C_f$  obtenus avec la méthode de calcul de couches limites. Ces diverses quantités sont représentées pour le cas du plancher de la veine de la soufflerie sans couplage et après une itération avec la technique du couplage direct.

A titre comparatif les résultats pour le profil de référence sont aussi présentés dans les diverses figures pour des calculs effectués avec le logiciel XFOIL et avec le solveur de couches limites, mais en utilisant dans ce dernier cas la distribution de vitesse  $U_e(s)$  calculée par XFOIL. Comme mentionné précédemment, les valeurs obtenues avec XFOIL pour le NACA 2412 ont été décalées afin de faire coïncider les pics de dépression, en augmentant les valeurs  $s$  de 0.634 m. Les calculs effectués avec le solveur à partir de la distribution de vitesse de XFOIL débutent après le pic de dépression, soit à  $s = 0.828$  m, en employant comme paramètres initiaux les valeurs de  $\delta^*$  et  $\theta$  calculées par XFOIL à cette position. Ces calculs n'ont pas été entamés à  $s = 0.634$  m car dans ce cas la solution divergeait : en plus du fait que la couche limite est laminaire et très mince, l'intensité du gradient de pression adverse cause un bulbe transitionnel selon les calculs de XFOIL, ce qui peut avoir surpassé les capacités de la méthode intégrale utilisée.

La figure 4.7 montre que le profil de vitesse dans la veine obtenu par le calcul potentiel représente assez bien celui du NACA 2412, alors que le calcul avec vitesse de transpiration (couplage visqueux) présente des résultats moins concluants. Dans ce

dernier cas, la zone décollée modélisée est beaucoup trop importante car elle ne subit pas d'effet de confinement de la paroi supérieure puisqu'un seul cycle de couplage direct a été effectué; l'effet de blocage massif qui en résulte est irréaliste, ce qui provoque une forte accélération de l'écoulement dans la dernière portion de la veine. La situation réelle attendue dans la veine devrait se situer entre ces deux cas extrêmes.

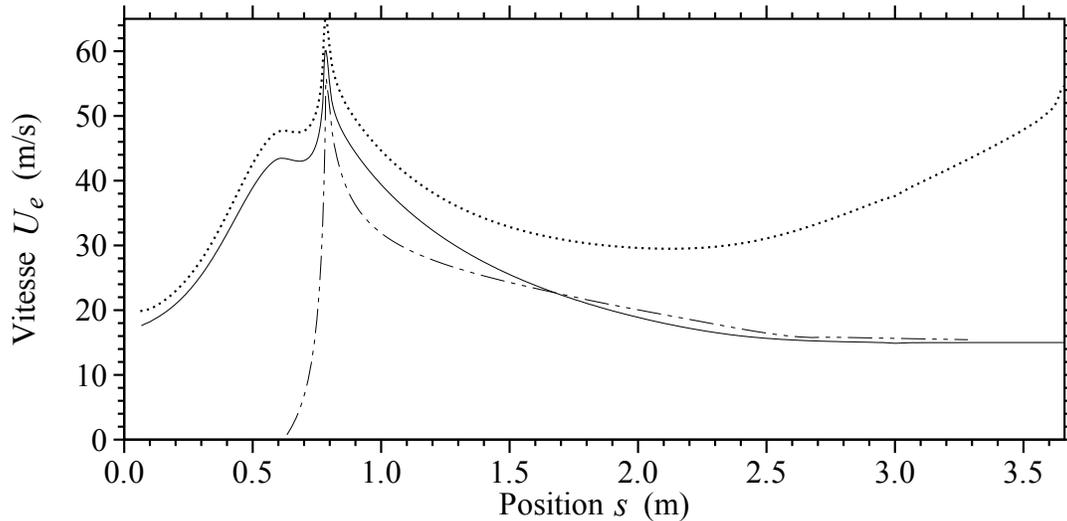


FIG. 4.7 – Profil de vitesse; calcul potentiel au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul potentiel avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 (simple tiret).

L'évolution du gradient de pression, tel que gouverné par l'équation d'Euler ( $\frac{\partial p}{\partial s} = -\rho U_e \frac{\partial U_e}{\partial s}$ ), est présentée à la figure 4.8. Pour le NACA 2412, la zone de gradient de pression favorable ( $\frac{\partial p}{\partial s}$  négatif) est plus intense et plus courte puisque l'origine n'est pas située à l'entrée de la veine. La veine modifiée présente un gradient de pression favorable moins prononcé accompagné d'une très légère zone de gradient de pression adverse ( $\frac{\partial p}{\partial s}$  positif) entre  $s = 0.621$  m et  $s = 0.675$  m, qui correspond à une zone de gradient de pression adverse associée à la forme de la bosse du plancher. Quant à la zone étendue de gradient de pression adverse de la portion divergente, elle revient plus rapidement à des niveaux moins prononcés mais qui sont maintenus plus longtemps pour la veine modifiée que pour le NACA 2412 et conséquemment le gradient de pression adverse y est plus uniforme après le pic de dépression. Il est à noter que le cas avec couplage présente une zone de gradient de pression favorable dans la dernière portion de la veine, puisque  $\frac{\partial p}{\partial s}$  redevient négatif à partir de  $s = 2.114$  m, résultant de l'épaisseur irréaliste de la zone décollée estimée par l'unique phase de couplage visqueux.

Les résultats du NACA 2142 permettent de comparer les calculs effectués par XFOIL et par le solveur de couches limites. Avec les figures 4.9 et 4.10, on constate que l'évolution des épaisseurs intégrales de couche limite est semblable bien que les valeurs

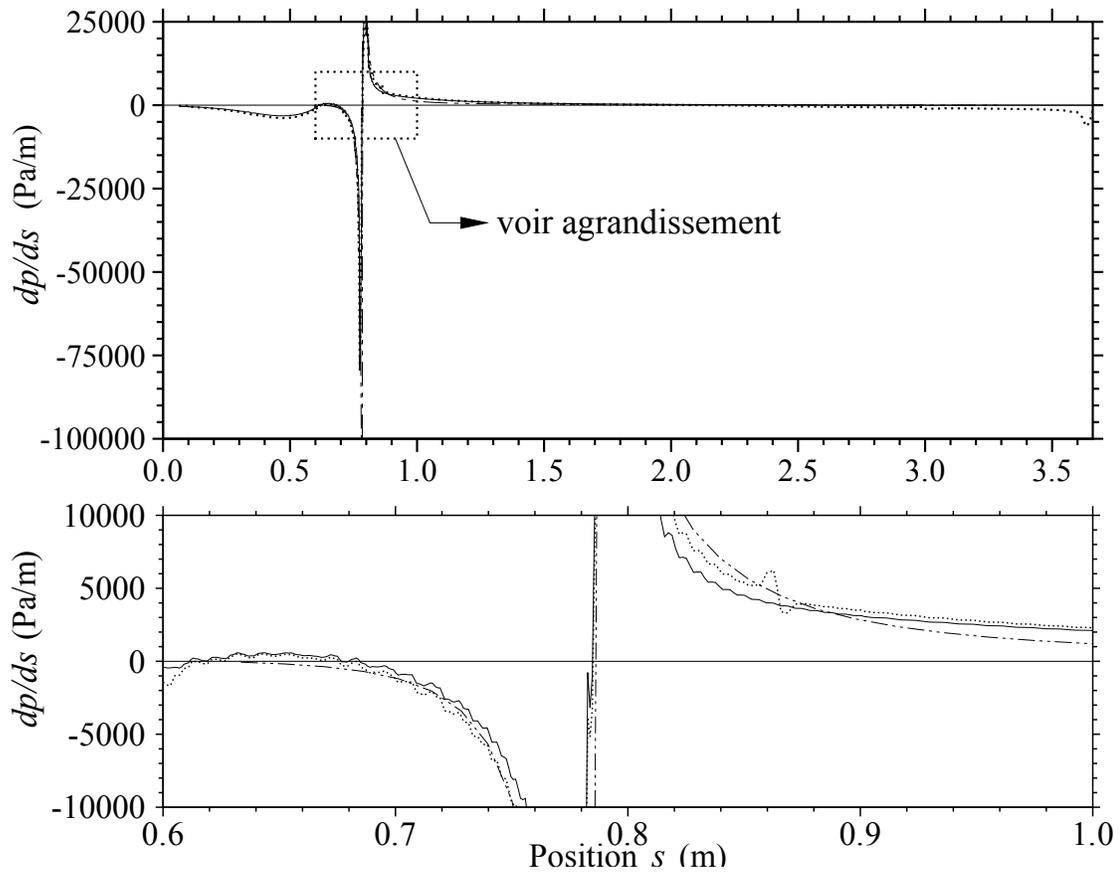


FIG. 4.8 – Gradient de pression ; calcul potentiel au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul potentiel avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 (simple tiret).

soient un peu plus élevées dans le cas des calculs effectués avec le solveur, en particulier pour  $\delta^*$ . La figure 4.12 nous montre que l'évolution du paramètre de forme  $H$  est aussi semblable, bien que les valeurs soient encore une fois plus élevées ; il semble cependant que les valeurs initiales de  $H$  ne soient pas des conditions naturelles pour le calcul puisqu'on constate que ce paramètre évolue rapidement en début de calcul, passant rapidement de 1.45 ( $s = 0.828$  m) à 1.65 ( $s = 0.954$  m). La figure 4.11 nous montre par contre que la distribution du coefficient de frottement  $C_f$  est fort différente lorsque l'on compare les résultats provenant de XFOIL et ceux du solveur qui donne des résultats beaucoup plus faibles. La méthode de calcul de couche limite modélisée dans cette étude semble différente de celle employée par XFOIL bien qu'il s'agisse d'une méthode intégrale dans les 2 cas. Malgré que les valeurs prédites de  $\delta^*$  et  $\theta$  soient satisfaisantes, les valeurs calculées par les deux méthodes sont différentes, en particulier  $C_f$  qui dans notre cas est calculé à partir de la loi de Ludwig-Tillman (équation B.3). Il apparaît donc plus approprié d'utiliser comme référence les valeurs calculées par le solveur de couche limites afin de qualifier la veine modifiée.

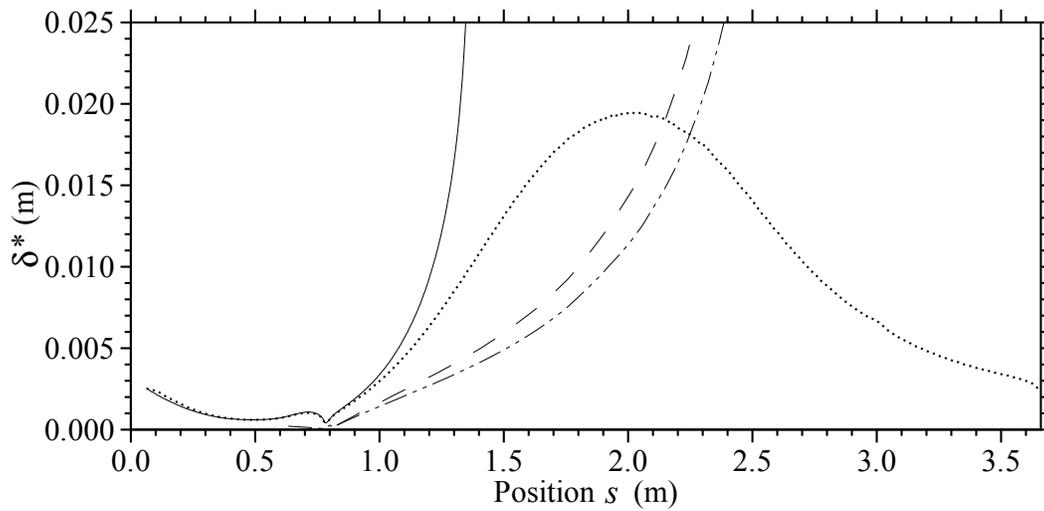


FIG. 4.9 – Epaisseur de déplacement  $\delta^*$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret).

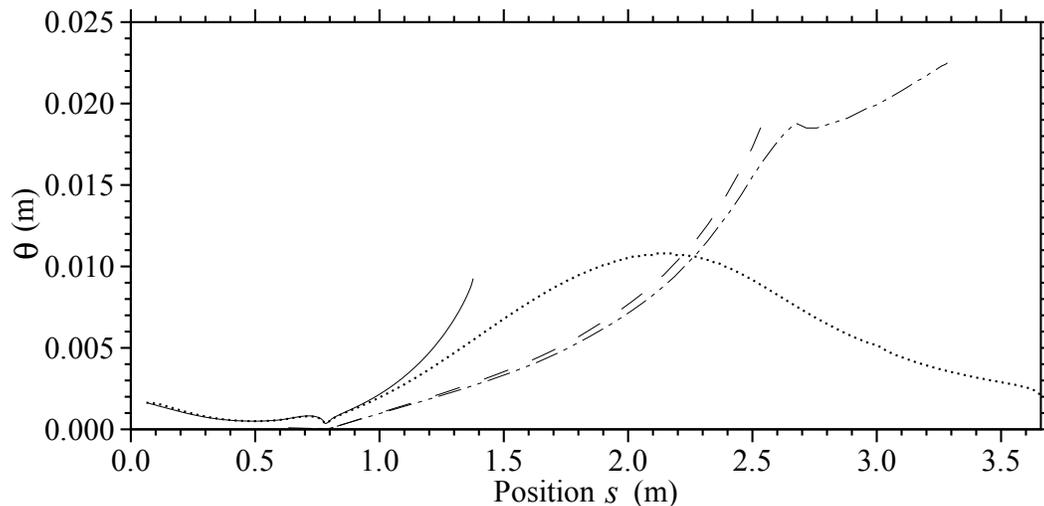


FIG. 4.10 – Epaisseur de quantité de mouvement  $\theta$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret).

La comparaison des épaisseurs intégrales (figures 4.9 et 4.10) pour la veine modifiée et celles du NACA 2412 calculées avec le solveur de couches limites permet de constater que les valeurs initiales sont plus importantes dans le premier cas. Aussi, l'augmentation de ces valeurs selon  $s$  est plus prononcée pour la veine modifiée, ce qui s'explique par les

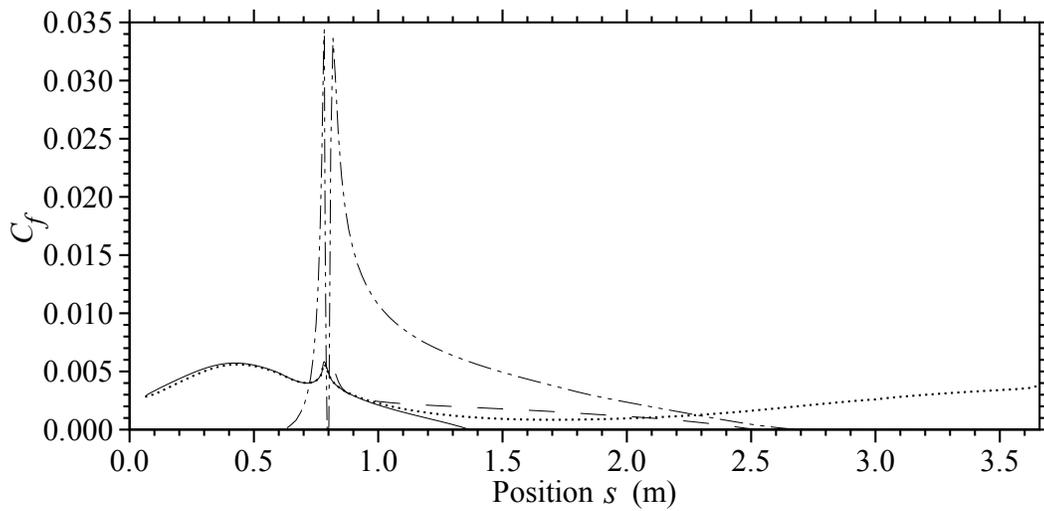


FIG. 4.11 – Coefficient de frottement  $C_f$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret).

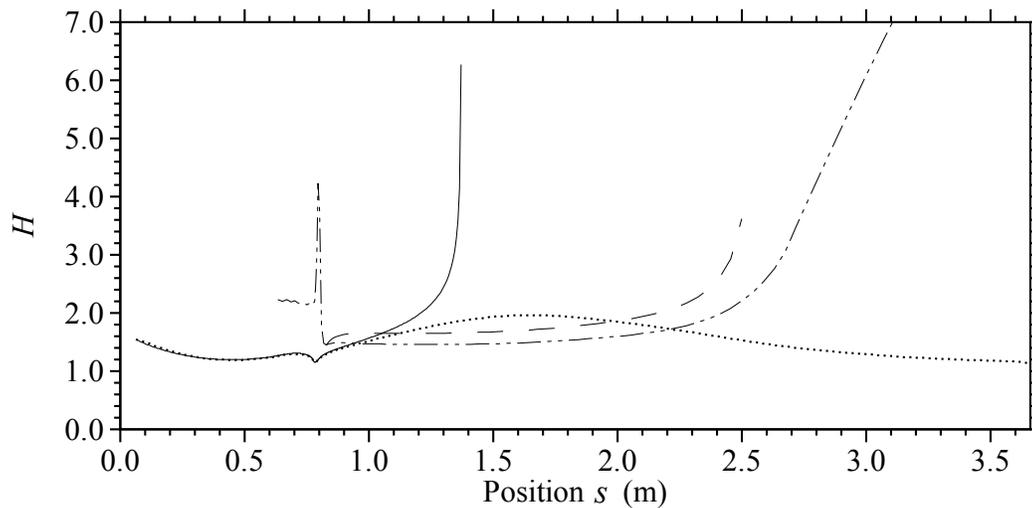


FIG. 4.12 – Paramètre de forme  $H$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret).

équations 4.4 et 4.5 puisque les dérivées selon  $s$  des épaisseurs intégrales sont fonction des valeurs de  $\delta^*$  et  $\theta$ . L'aspiration de la couche limite à l'entrée de la veine permettrait donc de rapprocher les courbes du cas de référence. Malgré tout, les évolutions des épaisseurs intégrales sont considérées satisfaisantes.

Pour le coefficient de frottement  $C_f$  (figure 4.11), les niveaux sont semblables bien que l'annulation de  $C_f$  ne se produise pas aux mêmes positions. Quant à l'évolution du paramètre de forme  $H$  (figure 4.12), elle n'est pas très représentative et est davantage approfondie à la section qui suit.

## 4.5 Paramètres de similitude

Divers paramètres adimensionnels existent pour qualifier le développement d'une couche limite et l'importance du gradient de pression. Certains de ces paramètres de similitude ont été employés dans le cadre du développement de la veine modifiée :

- paramètre de forme :  $H$
- paramètre de gradient de pression de Clauser :  $\beta \equiv \frac{\delta^*}{\tau_w} \frac{\partial p}{\partial s} = \frac{H}{C_f/2} \frac{\theta}{U_e} \frac{-1}{\partial s} \frac{\partial U_e}{\partial s}$
- nombre de Reynolds basé sur l'épaisseur de quantité de mouvement :  $Re_\theta$
- paramètre de relaminarisation :  $K \equiv \frac{\nu}{U_e^2} \frac{\partial U_e}{\partial s}$

L'évolution du paramètre de forme  $H$  (figure 4.12) nous montre des différences importantes entre le comportement dans la veine modifiée et sur le profil NACA 2412. La couche limite qui se développe dans la veine subit une accélération dans la portion convergente, puis une décélération suivie d'une accélération rapide au niveau de la bosse du plancher. Ces phénomènes s'observent par le comportement de  $H$  qui, à partir de 1.54, diminue graduellement jusqu'à 1.20 ( $s = 0.448$  m), puis augmente légèrement à 1.31 ( $s = 0.708$  m) pour ensuite décroître rapidement jusqu'à 1.15 au pic de dépression ( $s = 0.783$  m). Cette couche limite subit ensuite l'effet du gradient de pression adverse et  $H$  augmente alors de façon plus ou moins rapide, dépendant si les effets visqueux ne sont pas pris en compte (cas sans couplage) ou s'ils le sont partiellement (cas avec couplage visqueux).

Le cas du NACA 2412 est tout autre. Les calculs effectués avec XFOIL démontrent que  $H$  est initialement égal à 2.23 (au point d'arrêt) et diminue à 2.14 ( $s = 0.750$  m) sous l'effet d'accélération subie au bord d'attaque du profil. Puis le comportement de  $H$ , qui augmente subitement pour retomber à 1.45 ( $s = 0.828$  m), combiné à  $C_f$  qui devient nul (voir figure 4.11), laisse supposer la présence d'un bulbe transitionnel. Le paramètre de forme remonte ensuite légèrement à 1.49 ( $s = 0.882$  m), puis redescend à 1.46 ( $s = 1.241$  m) pour ensuite augmenter progressivement sous l'effet du gradient de pression adverse. Les calculs effectués avec le solveur montre un comportement différent, alors que  $H$  semble s'ajuster en début de calcul, passant rapidement de 1.45 ( $s = 0.828$  m) à 1.65 ( $s = 0.954$  m).

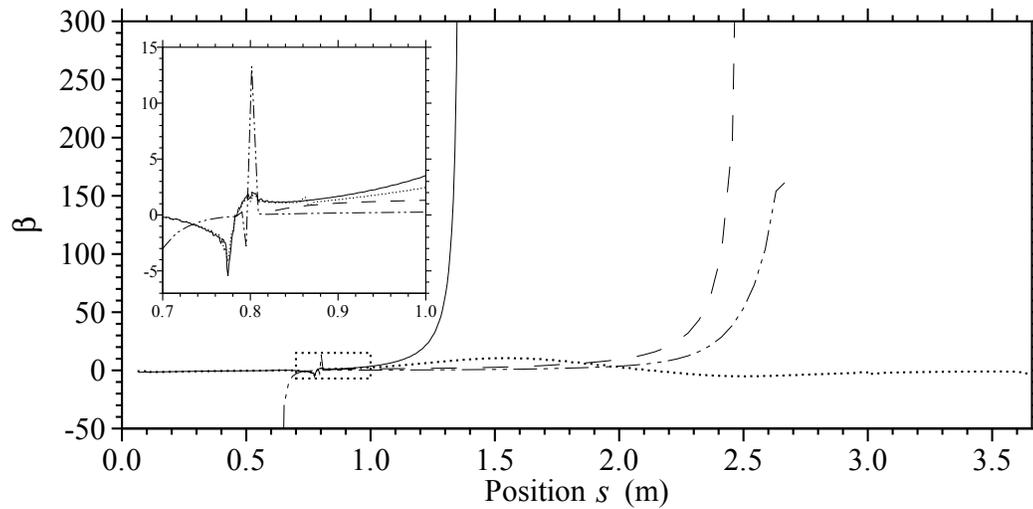


FIG. 4.13 – Paramètre de Clauser  $\beta$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret).

Lorsque le paramètre de gradient de pression de Clauser  $\beta$  est maintenu constant, il est établi que des profils de couches limites théoriquement auto-similaires sont générés dans la région externe selon la représentation en vitesse déficitaire standard (couches limites d'équilibre). L'évolution de  $\beta$  calculée au plancher de la veine modifiée est différente des résultats du profil de référence (figure 4.13), alors que  $\beta$  augmente de façon beaucoup plus prononcée dans le premier cas. Cet écart est causé par les niveaux de frottement pariétal différents puisque  $\beta$  tends vers l'infini lorsque  $C_f$  devient nul. Cependant aux environs de  $s = 0.88$  m, on constate que les niveaux de  $\beta$  pour la veine et les calculs du NACA 2412 effectués avec le solveur sont du même ordre, bien que les valeurs pour la veine soient un peu supérieures dû à la couche limite plus épaisse.

La figure 4.14 montre que pour la zone de gradient de pression adverse, l'évolution de  $Re_\theta$  est semblable pour la veine modifiée et pour le profil NACA 2412, bien que les valeurs soient plus élevées pour la veine, encore une fois en raison de la couche limite plus épaisse ( $\theta$  plus élevé).

Le paramètre de relaminarisation  $K$  est appelé ainsi car, dans le cas d'une couche limite turbulente se développant en gradient de pression favorable, ce paramètre peut être utilisé pour indiquer un retour vers un état de couche limite laminaire. Le profil de vitesse et le coefficient de frottement  $C_f$  s'approchent alors des valeurs d'une couche limite laminaire, sous l'effet stabilisant de l'accélération du champ de vitesse (White 1991), d'où le nom "relaminarisation". Les valeurs généralement acceptées sont

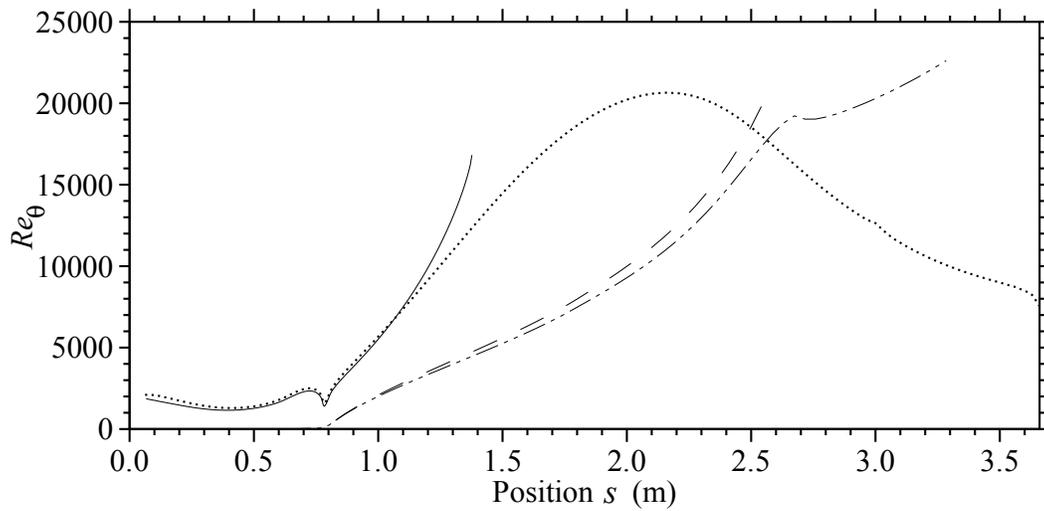


FIG. 4.14 –  $Re_\theta$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 avec solveur de couches limites (simple tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (double tiret).

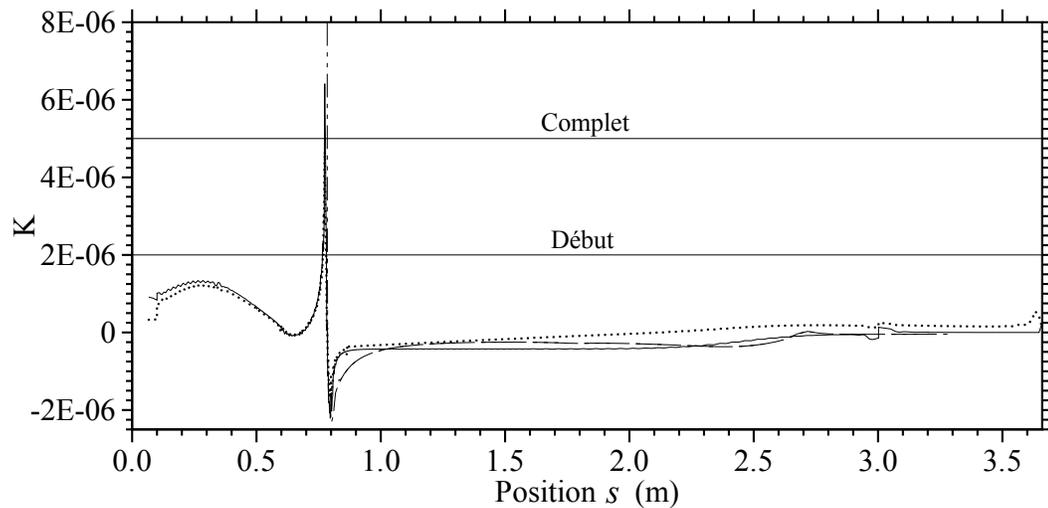


FIG. 4.15 – Paramètre de relaminarisation  $K$ ; calcul au plancher de la veine modifiée (trait continu), calcul avec couplage visqueux (trait pointillé), extrados d'un NACA 2412 (simple tiret).

$K = 2 \times 10^{-6}$  pour le début de la relaminarisation et  $K = 5 \times 10^{-6}$  pour la relaminarisation complète (Bruin 1988). Il est à noter que le paramètre de relaminarisation ne contient pas de paramètres de couche limite. La figure 4.15 démontre la possibilité d'une relaminarisation pour la veine modifiée, alors que le début de la relaminarisation se produit à  $s = 0.765$  m et que la relaminarisation est complète à  $s = 0.773$  m. Quant

aux calculs sur le profil NACA, ils démontrent que  $K$  est au départ à des niveaux très élevés (non visible sur la figure 4.15) et chute ensuite lorsque  $s = 0.787$  m.

L'évolution des paramètres de couche limite est plus rapide dans le cas de la veine modifiée que pour le profil NACA 2412, bien que les effets visqueux dans la soufflerie devraient conduire à un comportement qui se rapproche un peu plus de celui du profil de référence. De plus, comme on pouvait s'y attendre, la longue zone de développement de la couche limite de la veine, qui prend son origine dans le convergent de la soufflerie, occasionne des couches limites beaucoup plus épaisses que ce qui est souhaité. Afin de mieux représenter le cas d'un profil d'aile, l'aspiration de la couche limite à la sortie du convergent doit être envisagée pour les études subséquentes.

Une couche limite plus mince serait moins sensible aux gradients de pression, ainsi  $H$  diminuerait moins sous l'effet du gradient de pression favorable et son niveau serait plus proche de celui du profil NACA 2412 au début de la zone de décélération. L'aspiration et les effets visqueux vont aussi être favorable pour la similitude en  $\beta$ , en diminuant l'épaisseur de déplacement  $\delta^*$  et en augmentant le niveau du coefficient de frottement  $C_f$ . L'aspiration améliorerait aussi la similitude sur  $Re_\theta$ , en réduisant l'épaisseur de quantité de mouvement  $\theta$ . Notons toutefois que nous ne cherchons pas à reproduire le comportement exact de l'écoulement autour du profil NACA 2412, mais plutôt un comportement typique de conditions aérodynamiques, tel que décrit à la section 4.1.

## 4.6 Critères de décollement

De nombreux critères existent pour tenter de prédire l'occurrence du décollement de la couche limite. Dans le cadre de ce travail, certains de ces paramètres sont employés afin d'estimer la présence d'une zone décollée sur une portion importante du plancher de la veine.

- Annulation du frottement pariétal  $C_f = 0$
- Critère de couches limites d'équilibre asymptotique  $-\frac{\theta}{U_e} \frac{\partial U_e}{\partial s} = 0.0035$
- Critère de Raithby  $\frac{\delta^*}{\delta} = 0.41$
- Critère de Sajben-Liao  $H^* = 3.732$

Ces critères proviennent de sources diverses. L'annulation du frottement pariétal ( $C_f = 0$ ) correspond à la définition du décollement bidimensionnel, telle que décrit à la section 2.1.3. Le critère de couches limites d'équilibre asymptotique est formé en développant les équations de couches limites d'équilibre lorsque  $C_f$  tends vers 0

(Cousteix 1989). Le critère de Raithby (Ashrafizaadeh 1999) provient de calculs pour des diffuseurs alors que le critère de Sajben-Liao provient d'analyse de résultats empiriques (Sajben 1995).

L'évolution du coefficient de friction  $C_f$  est présenté à la figure 4.11. Le tableau 4.1 présente les positions prédites du décollement selon les divers critères précédemment mentionnée. Les valeurs de la veine modifiée correspondent au cas sans vitesse de transpiration.

CRITÈRE	Veine modifiée	NACA 2412 Solveur	NACA 2412 Xfoil
$C_f = 0$	1.377	2.499	2.759
$\frac{\theta}{U_e} \frac{\partial U_e}{\partial s} = -0.0035$	1.139	2.144	2.188
$\frac{\delta^*}{\delta} = 0.41$	1.308	2.411	non disponible
$H^* = 3.732$	1.283	2.322	non disponible

TAB. 4.1 – Position  $s$  (m) prédite du décollement.

Dans le cas du NACA 2412, les deux premiers critères du tableau 4.1 prédisent un décollement plus rapide pour les calculs effectués avec le solveur de couches limites comparativement aux résultats de XFOIL. Les valeurs nécessaires pour le calcul des deux derniers critères de décollement ne sont pas fournis par XFOIL.

Pour l'ensemble des critères de décollement, on note que la position du décollement est beaucoup plus hâtive que pour les calculs effectués avec le NACA 2412. Cependant lors des calculs effectués avec un cycle de couplage visqueux en mode direct, aucun décollement n'était prédit et il est donc à prévoir que lors des tests expérimentaux avec la veine modifiée le décollement se produira plus tard que ce qui est prédit par les données du tableau 4.1. Malgré tout, dans l'éventualité où aucun décollement ne se serait produit, ce qui ne fût pas le cas, des modifications à la géométrie du plafond ou encore l'aspiration de couche limite se développant au plafond de la veine étaient envisagées. Il est à noter que l'aspiration de la couche limite, mentionnée aux sections précédentes, aurait pour effet de rendre la couche limite plus énergétique et donc plus résistante au décollement, retardant la position de celui-ci.

# Chapitre 5

## Installations, instrumentation et techniques de visualisation

La soufflerie à couche limite utilisée pour ce projet est munie d'une section d'essai pouvant facilement être adaptée pour les tests avec un plafond déformé et un plancher modifié. Des difficultés sont cependant rencontrées lors de l'ajustement des plaques du plancher et pourraient éventuellement abîmer certains appareils de mesure. Afin de bien qualifier l'écoulement dans la veine, plusieurs techniques de mesure et de visualisation sont employées, dont certaines pour la première fois au LMF.

### 5.1 Installations

La soufflerie utilisée pour les essais est une soufflerie à couche limite du LMF. Bien que certains tests préliminaires furent effectués dans l'ancienne section d'essai faite de bois, les résultats présentés dans ce mémoire proviennent d'essais réalisés dans une toute nouvelle veine d'essai faite d'aluminium, de verre et de plexiglas, le tout soutenu par une structure en acier.

#### 5.1.1 Soufflerie

La soufflerie utilisée pour les essais est une soufflerie à couche limite de type aspirante. La figure 5.1 montre une vue générale de la soufflerie. Celle-ci fonctionne en circuit ouvert et sa section d'essai est fermée.

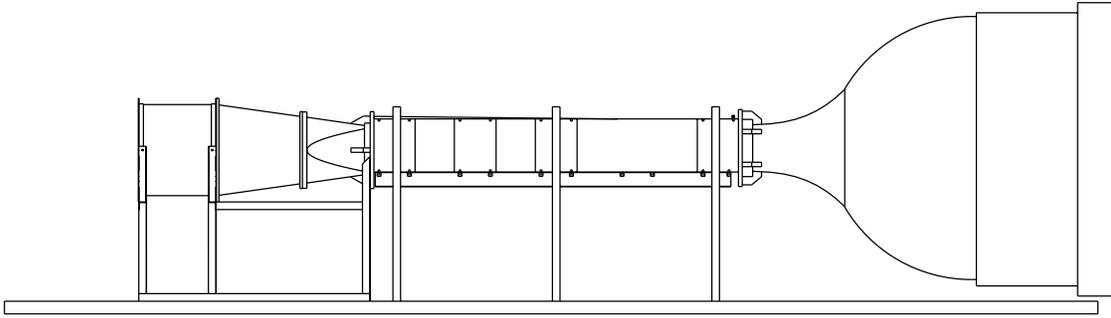


FIG. 5.1 – Soufflerie à couche limite du LMF, le sens de l'écoulement est de la droite vers la gauche.

Avant d'atteindre la section d'essai, l'écoulement franchit successivement des filtres imbibés d'huile, une chambre de tranquillisation ( $2.29 \text{ m} \times 0.61 \text{ m} \times 0.97 \text{ m}$  ( $90 \text{ po} \times 24 \text{ po} \times 38 \text{ po}$ )) munie d'un *nid d'abeille* et 4 grillages servant à briser les structures turbulentes puis une section convergente. Puisqu'ils étaient encrassés au début du projet, les filtres ont été changés et les grillages nettoyés avant le début des essais.

Le convergent de la soufflerie est bidimensionnel, ce qui signifie que les surfaces latérales, distantes de  $0.61 \text{ m}$  ( $24 \text{ po}$ ), sont parallèles alors que les parois supérieure et inférieure sont convergentes. L'entrée du convergent a une hauteur de  $2.29 \text{ m}$  ( $90 \text{ po}$ ) alors que celle sa sortie fait  $0.46 \text{ m}$  ( $18 \text{ po}$ ), pour un rapport de contraction bidimensionnel de  $5 : 1$ . La longueur du convergent est de  $2.34 \text{ m}$  ( $92 \text{ po}$ ).

Les bandes de rugosités situées à la jonction du convergent et de la section d'essai sont conservées même si leur effet sur la bidimensionnalité est minime puisque les couches limites se développant sur les quatre surfaces de la section d'essai sont turbulentes (voir section 6.6.1). La section d'essai avant et après modifications est présentée aux sections 5.1.2 et 5.1.3 respectivement.

Un joint fait de mousse est situé à la fin de la section d'essais pour éviter la transmission de vibrations provenant du moteur. Vient ensuite une section de transition puis une section divergente. La section de transition, longue de  $0.66 \text{ m}$  ( $26 \text{ po}$ ), permet le passage de la section rectangulaire de la veine à la section circulaire de l'hélice. La section divergente est quant à elle longue de  $0.91 \text{ m}$  ( $36 \text{ po}$ ) et permet de réduire la vitesse de l'écoulement en avant de l'hélice. Un cône métallique est placé au niveau du moyeu de l'hélice pour éviter une zone de stagnation de l'écoulement à cet endroit. Une plaque métallique est positionnée entre ce cône et les parois de la section divergente afin de séparer le divergent en 2 sections, réduisant ainsi les risques de décollement à cet endroit.

Un moteur électrique *TECO-Westinghouse* de 5.5 kW (7.5 HP) permet d'entraîner l'hélice servant à aspirer l'air dans la soufflerie. Ce moteur est alimenté par le biais d'un variateur de fréquence (*AC Drive*) *Reliance Electric GV300/SE*, qui peut être contrôlée de façon manuelle ou encore via le port série d'un ordinateur. La vitesse maximale pouvant ainsi être atteinte à l'intérieur de la section d'essai est d'environ 20 m/s.

### 5.1.2 Section d'essai avant l'ajout de la bosse

Les dimensions de la section d'essai sont, à la sortie du convergent, de 0.61 m (24 po) de large par 0.46 m (18 po) de haut, pour un rapport  $b/h$  de 1.33, alors que sa longueur est de 3.66 m (144 po). L'angle du plafond de la section d'essai est ajustable, permettant ainsi d'annuler l'effet de convergence créé par l'épaississement des couches limites. Une mince plaque de plexiglas flexible permet de faire une jonction lisse entre la fin du plafond et l'entrée de la section de transition.

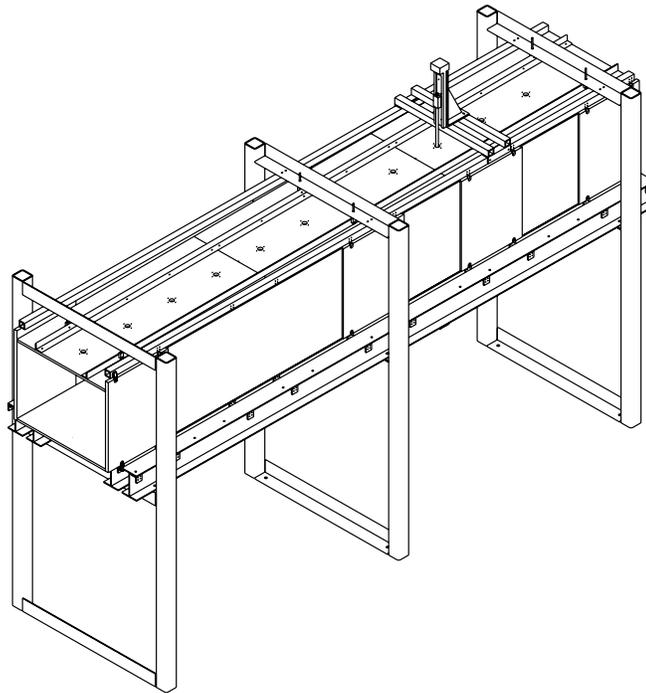


FIG. 5.2 – Veine d'essai et sa structure.

La figure 5.2 présente une vue générale de la veine d'essai. 3 montants en acier, composés chacun de 2 tubes carrés verticaux et de 3 profilés en L horizontaux, servent à supporter l'ensemble de la veine. Sur les profilés centraux sont déposées 2 poutres d'acier en I (une seule est visible sur la figure) faisant toute la longueur de la veine : le plancher de la veine repose sur ces 2 poutres. Quant au plafond, il est fixé à 2 profilés

en L longitudinaux qui sont suspendus à la partie supérieure des montants d'acier à l'aide de tiges filetées. Ce sont ces tiges filetées qui permettent l'ajustement de l'angle du plafond de la veine d'essai.

Le plancher et le plafond de la veine sont constitués respectivement de 5 et de 3 plaques d'aluminium polies. Un épaulement permet aux plaques de s'appuyer l'une sur l'autre afin d'éviter que l'écoulement ne perçoive une marche. Les plaques centrales du plancher peuvent être interverties au besoin. Afin de permettre de positionner des sondes à l'intérieur de la veine, des trous de 2.54 cm (1 po) de diamètre sont usinés dans certaines des plaques et des bouchons de laiton permettent de sceller ces trous lorsqu'ils ne sont pas utilisés. Les plaques du plancher sont de plus munies de 12 prises de pression pariétale.

Les parois latérales de la veine d'essai sont constituées de plaques de verre et de plaques de plexiglas, qui sont maintenues appuyées fermement sur l'extrémité des plaques du plancher et du plafond à l'aide de clips.

### 5.1.3 Section d'essai modifiée

La section d'essai originale permet une très bonne visibilité à l'intérieur de la veine et beaucoup d'accès pour la prise de mesures, tout en étant simple et en permettant d'intervertir les plaques du plancher. Le design de la veine modifiée est réalisé en tentant de conserver la même philosophie, de préserver le maximum d'éléments de la veine et de minimiser les coûts de fabrication. Cette section présente les particularités mécaniques de la section d'essai modifiée, dont les lignes directrices de la conception sont guidées en considérant l'écoulement décrit à la section 4.2.

#### Plancher

Le plancher de la veine d'essai est constitué d'une section droite horizontale puis d'une légère bosse suivie d'une longue zone droite faiblement divergente et finalement d'une dernière section droite horizontale. Des plans détaillés du plancher sont fournis à l'annexe C. Les sections droites du plancher sont fabriquées à partir de plaques d'aluminium tandis que la bosse est usinée à partir d'un bloc d'aluminium. Comme pour la section d'essai avant modifications, les plaques d'aluminium de même que la bosse sont pourvues d'un épaulement afin que la transition entre les diverses composantes se fasse de façon lisse, sans marche.

La légère bosse, dont la forme est décrite par l'équation de deux polynômes cubiques, a pour but de créer une zone de courbure afin de reproduire la forte accélération présente sur le nez d'un profil d'aile. La longueur de cette bosse est de 20.6 cm (8.12 po) et elle pénètre à l'intérieur de la veine de 2.0 cm (0.79 po), ce qui occasionne un angle de  $0.52^\circ$  au niveau de la section divergente du plancher. La différence de hauteur nécessite l'emploi de cales entre les plaques d'aluminium de la zone divergente et les poutres d'acier, mais ce léger angle ne remet pas en question l'utilisation des méthodes de visualisations pariétales.

Les première et dernière plaques du plancher sont les mêmes que celles utilisées dans la section d'essai avant modifications. Quant à la section faiblement divergente, elle est constituée de 3 plaques, soit deux de 61.60 cm (24.25 po) et une de 102.56 cm (40.38 po). Les deux plaques de 61.60 cm sont de la même longueur que les plaques centrales de la veine avant modifications et sont aussi interchangeables, mais 4 nouvelles plaques sont tout de même usinées pour plus de flexibilité lors des mesures, soit :

- une plaque constituée de 32 prises de pression pariétale, pour vérifier l'uniformité en envergure et mesurer de façon plus fine près du pic de dépression ;
- une plaque constituée de 12 prises de pression pariétales espacées également ;
- une plaque constituée de 10 bouchons, pour positionner des sondes à l'intérieur de la veine ;
- une plaque lisse, pour les visualisations.

La méthode de fixation des plaques centrales n'est pas la même que pour la veine avant modifications. Dans le cas de la veine avant modifications, les plaques reposent directement sur les poutres d'acier et y sont fixées à l'aide de vis alors que pour la veine modifiée des profilés en L transverses sont appuyés à l'intérieur des poutres d'acier et maintiennent en place les plaques par des vis, comme le montre la figure 5.3. Cette modification s'est avérée nécessaire puisque les plaques ne reposent plus directement sur les poutres d'acier mais sont plutôt appuyées sur des cales déposées sur les poutres. Ce système comporte cependant de grandes faiblesses qui devraient être corrigées.

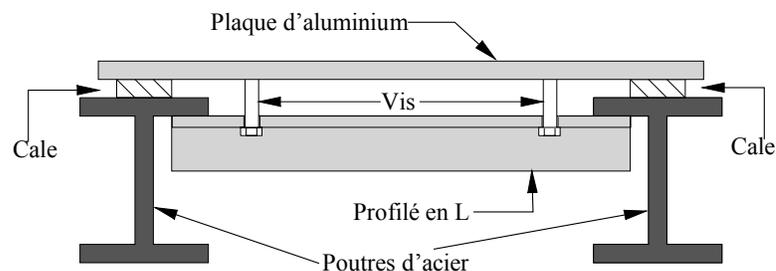


FIG. 5.3 – Principe de fixation des plaques du plancher.

Actuellement, les plaques doivent être ajustées individuellement en hauteur à l'aide des cales et d'un niveau, ce dernier étant nécessaire pour l'ajustement en envergure. Cette étape est longue et fastidieuse puisque l'ajustement d'une plaque modifie la position des autres. De plus, des problèmes de gondolage des plaques sont presque inévitables puisque, en serrant les vis, les plaques se déforment légèrement dû au fait qu'elles ne sont pas appuyées sur toute leur largeur. Ainsi il est nécessaire d'employer du mastic entre chaque plaque afin que tous les joints soient lisses, ce qui nécessite par la suite de nettoyer les prises de pression avec une petite mèche afin de s'assurer qu'elles ne sont pas obstruées et qu'elles sont exemptes de bavures pouvant fausser les lectures, ce qui limite la flexibilité de l'installation et augmente le temps nécessaire pour intervertir les plaques. L'utilisation répétitive du mastic présente le risque que de la poudre de mastic se retrouve à l'intérieur des tubes de mesure de pression et abîme les capteurs ou les scanivalves, en plus de risquer de fausser les lectures.

Une solution possible pour régler ce problème est de fixer les trois plaques sur des profilés en L longitudinaux, d'une façon similaire au système de fixation des plaques du plafond de la veine avant modifications. Les trois plaques seraient donc solidaires et leur positionnement en hauteur serait grandement simplifié, minimisant du même coup l'utilisation de mastic aux joints des plaques. Cependant il est possible que l'accès à certaines prises de pression ou certains bouchons soit compromis par ce système pour des raisons d'encombrement.

Une autre solution est de permettre l'ajustement en hauteur du support du moteur de la soufflerie, qui supporte aussi la section de transition et le divergent. Ainsi les quatre plaques situées derrière la bosse pourraient être horizontales et des cales d'épaisseur uniforme de 2.0 cm (hauteur de la bosse) seraient alors positionnées transversalement sous les plaques pour permettre de les supporter sur toute leur largeur. Afin de permettre l'accès à toutes les stations de mesure, il suffirait simplement de positionner les cales de façon à ne pas encombrer les prises de pression et les bouchons.

## **Plafond**

Les calculs numériques sans couplage visqueux prédisent un décollement de la couche limite au plancher alors que le couplage partiel, qui exagère les effets visqueux, n'en prédit pas (voir section 4.6). Il est donc possible que la géométrie du plafond doive être modifiée advenant le cas où il n'y aurait pas eu de décollement de la couche limite se développant au plancher de la veine. Des modifications à la géométrie du plafond sont ainsi à envisager lors des tests en soufflerie, soit pour accentuer le gradient de pression adverse dans la veine ou encore pour permettre l'aspiration de la couche limite.

Par ailleurs, pour cette étape du projet, les seules mesures envisagées au plafond de la veine sont des visualisations avec fils afin de détecter le décollement de la couche limite, ce qui n'implique aucune exigence particulière pour la fabrication du plafond. Conséquemment, le plafond de la veine a été fabriqué en utilisant des panneaux de bois et des feuilles d'aluminium : des modifications peuvent donc être effectuées plus rapidement et plus simplement en cas de besoin, d'autant plus que la fabrication ne nécessite pas d'avoir recours aux techniciens de l'atelier pour l'usinage des pièces.

La partie convergente est faite à partir de trois plaques de contreplaqué de bois, orientées dans le sens de l'écoulement et dans un plan normal au plancher de la veine. Ces trois plaques sont assemblées grâce à une structure de bois les unissant l'une à l'autre. Elles ont la forme de la partie convergente et servent de gabarit pour une feuille d'aluminium de 0.031 cm (1/32 po) d'épaisseur et de 0.61 m (24 po) de largeur, qui définit la surface vue par l'écoulement. Le tout forme un ensemble solidaire qui est fixé aux poutres en L à l'aide de tiges filetées. La figure 5.4 montre une vue d'ensemble de la partie convergente installée dans la veine d'essais.

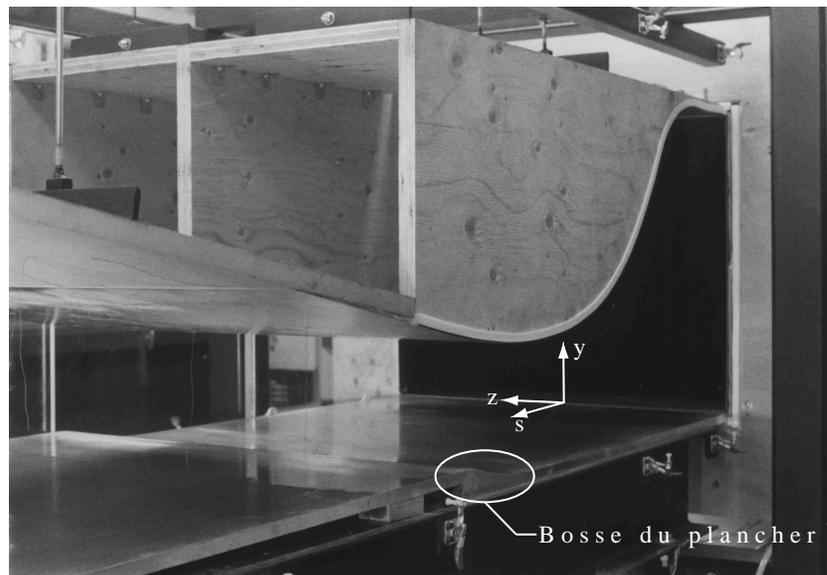


FIG. 5.4 – Partie convergente du plafond installée dans la veine d'essais et système de coordonnées.

La fixation de la feuille d'aluminium à la structure de bois présente de nombreuses difficultés. Afin de ne pas perturber le développement de la couche limite se développant sur la surface de la bosse, il a été convenu de fixer la feuille d'aluminium par l'intérieur de la structure et non par l'extérieur. De petites équerres en L sont donc fixées à l'aide de colle à la surface de la feuille d'aluminium puis l'ensemble est vissé à la structure de bois.

La feuille d'aluminium est préalablement roulée mais la forme exacte de la portion convergente ne peut être atteinte de cette façon. La feuille subit alors des contraintes et tend à se décoller des équerres lorsqu'elle est fixée à la structure, s'éloignant de la forme que l'on désire lui imposer et comme l'intérieur de la veine est en dépression par rapport à l'air ambiant, la force de pression tend aussi à séparer l'ensemble. Malgré l'utilisation de divers produits industriels pour unir efficacement les équerres à la feuille, plusieurs joints ont décollé avec le temps. La partie convergente est donc un peu différente de la géométrie désirée et la bidimensionnalité n'est pas parfaite. Ce point devra être amélioré pour les études subséquentes.

Il pourrait être envisagé de fixer les équerres à la feuille d'aluminium en les soudant. Ceci risque cependant de déformer localement la feuille d'aluminium vu son épaisseur et les contraintes résiduelles à la soudure pourraient entraîner des fissures sous l'action combinée des forces de tension et de pression. Il serait aussi possible de percer des trous chambrés dans la plaque afin d'utiliser des vis pour unir la plaque à la structure et d'appliquer du mastic afin d'éliminer la cavité créée par la vis.

La fabrication des deux dernières portions du plafond est beaucoup plus simple, puisqu'il s'agit de section droites. Des panneaux d'aggloméré de pin ont été utilisés car ils permettent d'avoir une surface lisse. Ils sont ensuite fixés aux montants d'acier à l'aide de tiges filetées et de profilés en L, ces derniers étant vissés sur les panneaux d'aggloméré de pin. Tel que décrit à la section 4.2.1, la longueur de la troisième plaque est similaire à celle de la dernière plaque d'aluminium du plafond utilisée dans la veine avant modification. Cette dernière pourrait ainsi être reprise si l'utilisation d'un plafond en aluminium était envisagée.

## Parois latérales

Les parois latérales en verre et en plexiglass de la veine originale sont conservées sans aucune modifications. Une plaque d'acier comprenant un bouchon est cependant usinée afin de permettre certaines mesures sur les parois latérales à l'entrée de la veine.

### 5.1.4 Système de déplacement

Deux systèmes sont employés pour déplacer les sondes à l'intérieur de la veine, soit un système permettant de balayer la veine en hauteur et un second pour les sondages de couches limites avec les sondes à fil chaud.

Le premier système utilise le chariot que l'on peut voir sur le dessus de la veine d'essai à la figure 5.2. Ce chariot peut être positionné sur le dessus ou au dessous de la veine, bien qu'il soit utilisé exclusivement sur le dessus de la veine dans le cadre des travaux actuels. Une traverse linéaire permettant un déplacement de 25.4 cm (10 po) est installée sur le chariot et couplée à un moteur pas-à-pas.

Le second système consiste en un bouchon de laiton de 2.54 cm (1 po) de diamètre adapté de façon à permettre l'installation d'une traverse linéaire permettant un déplacement de 3.8 cm (1.5 po) avec un moteur pas-à-pas. Ce bouchon peut ensuite être installé sur les divers trous des plaques de la veine d'essai.

La précision des moteurs pas-à-pas est de 400 divisions par tour, alors qu'un tour correspond à un déplacement de 1 mm sur les traverses, soit une précision de 0.0025 mm sur les déplacements. Le déplacement des sondes s'effectue de façon automatique, les moteurs pas-à-pas étant contrôlés par le système d'acquisition de données.

### 5.1.5 Supports de sondes

Les différentes sondes et supports utilisés sont choisis de façon à minimiser les perturbations de l'écoulement dans la veine.

Le système de déplacement utilisant le chariot (section 5.1.4) est utilisé en y fixant une tige profilée verticale de 0.476 cm (0.188 po) d'épaisseur par 2.44 cm (0.96 po) de largeur. Cette tige descend dans la veine par les trous de 2.54 cm (1 po). La tige est de longueur suffisante (112 cm, 44 po) pour traverser la veine d'essai de haut en bas et est guidée par des rouleaux au niveau des plaques du plancher et du plafond pour minimiser les vibrations.

Un support profilé à angle est alors fixé à la tige afin de déporter la sonde vers l'avant pour minimiser les effets d'interférence avec la tige verticale. Le support mesure 21.6 cm (8.5 po) de longueur, 1.91 cm (0.75 po) de largeur et 0.476 cm (0.188 po) d'épaisseur et son montage avec un angle de 45° permet de déporter la sonde d'environ 15 cm (6 po) vers l'amont. Le support à angle peut être positionné vers le haut ou encore vers le bas dépendant si c'est la portion supérieure ou inférieure de la veine qui est sondée.

Les différentes positions latérales sont atteintes en ajoutant une tige profilée horizontale à la tige verticale, de même dimension que la tige verticale sauf sa longueur qui est de 55.88 cm (22 po). L'ensemble forme alors une croix sur laquelle le support à angle est maintenant fixé. La tige horizontale comporte 4 positions de chaque côté de

la position centrale, pour un total de 9 stations de mesure en envergure. Le montage est présenté à la figure 5.5. Le support à angle permet d'installer un tube de Pitot, un thermistor linéarisé ou encore les deux : le thermistor est alors positionné en retrait du tube de Pitot afin de ne pas fausser la lecture de celui-ci.



FIG. 5.5 – Support de sonde pour mesures en envergure.

Quant au système de déplacement sur le bouchon de laiton, il consiste tout simplement en un tube de laiton vide de 0.32 cm (0.125 po) de diamètre, au bout duquel un petit bloc d'aluminium est fixé avec de la colle epoxy. Un trou fileté est usiné dans le bloc d'aluminium pour permettre d'y fixer la sonde à fil chaud et d'ajuster l'angle de la sonde relativement au plancher de la veine. L'utilisation d'un tube vide permet d'y faire passer les fils de la sonde.

## 5.2 Instrumentation

Cette section présente le système d'acquisition des signaux, les différents capteurs et sondes employés pour les mesures, ainsi que des méthodes de calcul employées pour déterminer certains paramètres de couche limite qui sont étudiées dans les chapitres suivants.

### 5.2.1 Système d'acquisition de données

L'ordinateur utilisé est un PC Pentium II muni d'un processeur *Intel*, fonctionnant avec le système d'exploitation *Microsoft Windows NT 4.0*. L'ordinateur permet

de contrôler l'utilisation du scanivalve et des moteurs pas-à-pas. Les programmes d'acquisition sont réalisés avec le logiciel *Microsoft Visual Basic 5.0*.

A l'intérieur de l'ordinateur se trouve une carte d'acquisition PCI-MIO-16E-4, de *National Instruments*, qui possède 8 entrées analogiques différentielles et un convertisseur analogique-numérique de 12 bits. La fréquence d'acquisition maximale est de 500 kHz en acquisition sur une seule voie; cependant, lors de l'échantillonnage sur plusieurs voies, la fréquence d'acquisition diminue à 250 kHz au total.

La carte d'acquisition est reliée via un câble SCXI à un module de conditionnement de signaux SCXI, qui comprend un châssis SCXI-1000, 2 modules d'amplificateurs-filtres SCXI-1141 et 2 blocs terminaux SCXI-1325. Les modules SCXI-1141 possèdent chacun 8 entrées différentielles, leurs gains sont ajustables et leurs filtres sont de type elliptique du 8<sup>e</sup> ordre passe-bas, avec une fréquence de coupure ajustable de 10 Hz à 25 kHz. Le châssis SCXI-1000 possède son propre multiplexeur permettant l'échantillonnage sélectif sur toutes les entrées différentielles des modules de conditionnement, soit 16 dans notre cas, à une fréquence maximale de 330 kHz. Le multiplexeur du châssis et non celui de la carte d'acquisition est donc utilisé dans le cadre de cette étude afin de permettre l'accès aux 16 voies en cas de besoin : la carte d'acquisition échantillonne alors tous les signaux sur une seule voie, permettant alors d'effectuer l'échantillonnage à 330 kHz.

## Essais de convergence statistique

Des essais de convergence statistique de la pression dynamique sont réalisés en comparant la lecture d'un tube de Pitot au centre de la veine et la pression statique à la paroi avec un capteur *Schaevitz* pour des vitesses d'environ 5, 10, 15 et 20 m/s.

La durée des essais est de 6 minutes et la fréquence d'acquisition est de 100 Hz (36 000 points). Un programme *MatLab* permet ensuite de séparer l'ensemble des points en plusieurs échantillons successifs d'une durée déterminée (1, 2, 3, 4, 5, 6, 10, 12, 15, 20 ou encore 30 secondes). Pour les échantillons de durée autre que 1 seconde, on simule des fréquences d'acquisition moins élevées en conservant seulement une partie des 36 000 points, ce qui permet de maintenir la taille de chaque échantillon à 100 points. La moyenne est alors calculée pour chacun de ces échantillons et la moyenne globale est soustraite de cette valeur, pour ne conserver que les fluctuations autour de la moyenne.

Un exemple de ces tests est présenté à la figure 5.6. Les calculs effectués sur des échantillons de 10 secondes montrent que les variations maximales de la pression dynamique sont de  $\pm 0.70\%$  et ainsi les variations de vitesse sont de  $\pm 0.35\%$  : ce niveau de

précision est suffisant et il n'est donc pas justifié de calculer sur de plus longs intervalles pour évaluer les valeurs moyennes. Ce cas correspond à une fréquence d'acquisition de 10 Hz.

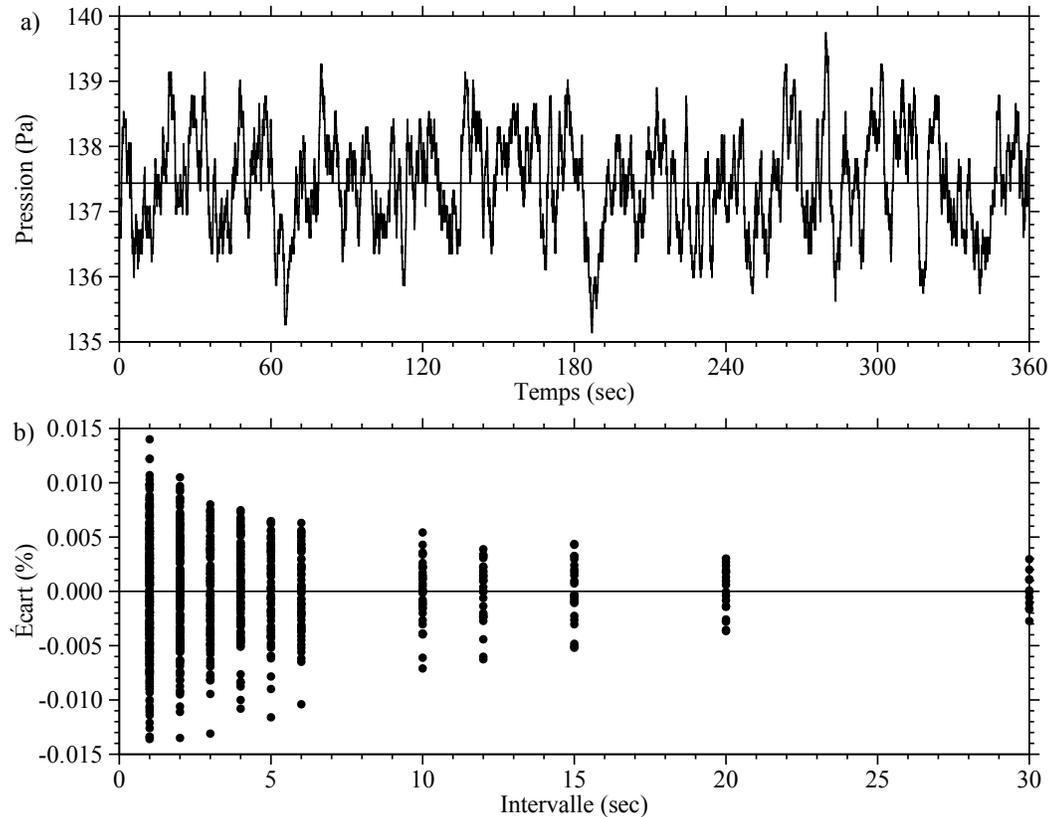


FIG. 5.6 – Test de convergence statistique à 15 m/s; a) évolution de la pression dynamique pendant l'essai, b) écart relatif à la moyenne globale de la moyenne de l'échantillon.

Les gains de la carte d'acquisition et des modules SCXI ont été validés avant le début des essais. La procédure de validation est présentée à l'annexe [D](#).

### Structure des programmes

Les programmes d'acquisition comportent les étapes suivantes :

- initialisation des paramètres d'acquisition ;
- configuration des paramètres d'acquisition ;
- configuration des appareils (si nécessaire) ;
- acquisition des données ;
- sauvegarde des données.

L'initialisation consiste à remettre la carte d'acquisition et les modules SCXI à leurs valeurs par défaut, à désactiver le *dither* (bruit blanc de 0.5 LSB), à imposer à la carte le mode DMA (*Direct Memory Access*), à procéder à l'auto-calibration de la carte et à imposer l'utilisation du multiplexeur du châssis SCXI-1000 plutôt que celui de la carte d'acquisition.

La configuration des paramètres d'acquisition consiste à imposer le mode différentiel aux entrées de la carte d'acquisition et à ajuster les gains et les filtres des modules SCXI.

La configuration des appareils est utilisée pour ajuster les paramètres des moteurs pas-à-pas et du scanivalve. Cette étape s'applique seulement à certains essais.

L'acquisition consiste à sélectionner les canaux d'acquisition, à configurer le multiplexeur, à réaliser l'acquisition proprement dite et à convertir les données binaires en tension. L'acquisition est effectuée en premier lieu pour la prise des offsets et ensuite répétée pour la prise de mesures.

La sauvegarde des données s'effectue en format ASCII dans des fichiers structurés de façon à pouvoir être lus directement par le logiciel *Tecplot*.

## 5.2.2 Mesures de température

Les mesures de température dans la veine sont effectuées avec un thermistor linéarisé *Omega Thermistor Composite 44018*. Ce capteur nécessite une alimentation en tension et agit comme diviseur de tension. Suivant les spécifications du fabricant, l'équation 5.1 est utilisée comme loi d'étalonnage :

$$T = -147.13 \frac{E_{out}}{E_{in}} + 95.79 \quad (5.1)$$

La température  $T$  est en °C alors que les tensions d'alimentation  $E_{in}$  et de sortie  $E_{out}$  sont en Volts. Il est à noter que ce capteur nécessite l'emploi de deux canaux sur le système d'acquisition. La précision sur la lecture, selon les spécifications du fabricant, est de  $\pm 0.15$  °C.

Le capteur est positionné à l'intérieur du convergent avant les grillages, affleurant à la surface.

### 5.2.3 Mesures de pression

La pression atmosphérique est mesurée avec un baromètre au mercure de type Fortin de marque *Princo*, pour lequel une correction est effectuée pour prendre en compte les effets de température et de gravité. Cette mesure est effectuée de façon manuelle par l'opérateur. Elle est nécessaire pour calculer la masse volumique de l'air.

Les mesures de pression différentielle sont effectuées avec 3 différents capteurs, soit :

- capteur *Ashcroft*, gamme 0-10 po H<sub>2</sub>O (0-2 491 Pa), précision  $\pm 0.5\%$  ;
- capteurs *Schaevitz P-3061*, gamme 0-5 po H<sub>2</sub>O (0-1 246 Pa), précision  $\pm 0.5\%$  de la gamme totale ;
- capteurs *MKS Baratron Type 223 BD*, gamme  $\pm 1$  po H<sub>2</sub>O ( $\pm 249$  Pa), précision  $\pm 0.5\%$  de la gamme totale.

Les capteurs de pression *Ashcroft* et *Schaevitz* sont calibrés au début du projet selon la procédure standard utilisée au LMF avec le manomètre Betz, sans mouillage de la colonne. Le capteur *Ashcroft* est calibré en employant une loi d'étalonnage du 2<sup>e</sup> degré à 3 coefficients ( $y = a_2x^2 + a_1x + a_0$ ,  $x = E - E_o$ ). Ce capteur est employé pour mesurer l'évolution de la pression pariétale près du pic de dépression. Les capteurs *Schaevitz* sont pour leur part calibrés en employant une loi d'étalonnage du 3<sup>e</sup> degré à 3 coefficients ( $y = a_3x^3 + a_2x^2 + a_1x$ ,  $x = E - E_o$ ) : la précision est alors inférieure à  $\pm 0.1\%$  de la gamme totale, mais peut être élevée en pourcentage de la lecture pour les valeurs inférieures à 0.5 po H<sub>2</sub>O. Ces capteurs ont été employés pour la plupart des mesures de pression en début de projet, soit les mesures de convergence statistique, de stabilité temporelle et pour les mesures de couches limites à l'entrée de la veine avec le fil chaud.

Les capteurs *MKS Baratron Type 223 BD*, plus précis, ont été achetés en cours de projet afin d'augmenter la précision de la lecture pour les faibles pressions. Ces capteurs sont utilisés en premier lieu selon les spécifications du fabricant, puis leur étalonnage est effectué au laboratoire en employant comme références le capteur de pression différentiel *MKS Baratron Type 120* et le manomètre à colonne d'eau *Betz*. Ces capteurs sont employés pour la majorité des mesures de pression de ce projet.

Les scanivalves servent à relier diverses prises de pression à un capteur unique. Ils sont constitués d'une rondelle comportant plusieurs entrées et une sortie. En faisant tourner le disque central de la roulette, contrôlable via le port GPIB de l'ordinateur, une entrée spécifique et unique est orientée avec la sortie de la roulette. Le système actuel est constitué d'un premier scanivalve comprenant 5 rondelles ayant chacune 24 entrées et d'un second scanivalve comprenant une seule rondelle ayant 12 entrées. En reliant les sorties des 5 rondelles du premier scanivalve aux entrées du second, il est

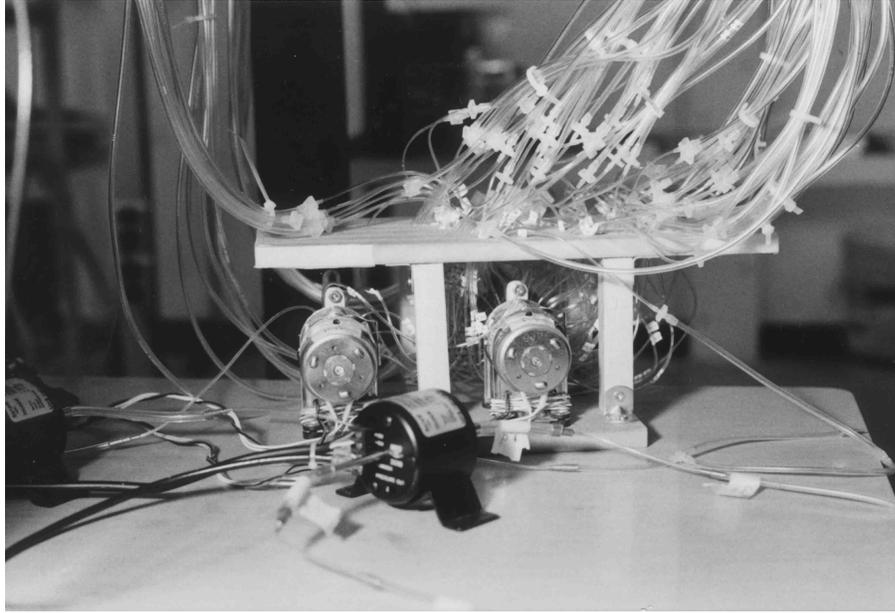


FIG. 5.7 – Scanivalves reliés au *MKS Baratron Type 223 BD*.

possible de brancher un maximum de 120 prises de pression à un seul capteur. La figure 5.7 montre l'utilisation des deux scanivalves reliés à un capteur de pression pour mesurer la distribution de pression au plancher de la veine (101 prises de pressions pariétales au total). Un petit délai, fixé à 10 secondes, est nécessaire lors de l'utilisation du scanivalve pour permettre l'équilibre des pressions étant donné les faibles volumes dans les tubes et à l'intérieur des rondelles.

### Géométrie des prises de pression pariétales

Des prises de pression pariétales sont usinées sur les plaques et la bosse constituant le plancher de la veine. Le nombre et la position des prises de pression pariétales varient selon les différentes plaques fabriquées. Les mêmes dimensions que les prises de pression pariétales de la veine avant modifications sont reprises, selon les dimensions présentées à la figure 5.8. Un petit cylindre de laiton est installé à l'intérieur du grand diamètre et fixé avec de la colle epoxy, ce qui permet de sceller la prise. Un tube tygon est par la suite fixé sur le tube de laiton et se rend au capteur de pression ou encore au scanivalve. Les prises de pression situées sur la bosse du plancher de la veine d'essai sont similaires, mis à part le fait que l'épaisseur du matériel peut être plus grande : la profondeur du trou de petit diamètre (0.318 cm, 0.125 po) demeure alors constante et c'est la profondeur du grand trou qui augmente.

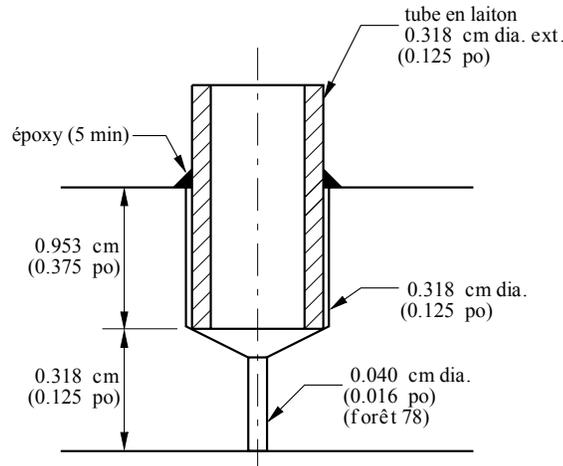


FIG. 5.8 – Géométrie des prises de pression pariétales.

Afin que la mesure de la pression soit adéquate, il est essentiel que le mur soit droit et lisse dans le voisinage du trou. Afin d'éviter les erreurs dues aux faibles variations de l'état de la surface au voisinage de la prise de pression pariétale, Alving et Fernholtz (1995) utilisèrent pour l'ensemble de leurs mesures une prise unique sur un bouchon qu'ils déplaçaient. Cette procédure est cependant jugée peu pratique et un peu excessive donc elle n'est pas utilisée pour cette étude.

L'erreur sur la lecture de pression statique adimensionnée  $\frac{\Delta P_s}{\tau}$  varie en fonction du diamètre adimensionné du trou  $d^* = \frac{d U_\tau}{\nu}$  et selon le ratio entre la profondeur adimensionnée du petit diamètre  $\frac{h}{d}$ . Ainsi le trou extérieur de la prise de pression doit idéalement être infiniment petit et de faible hauteur. Dans l'application actuelle le ratio  $\frac{h}{d}$  est de 7.9 et en se basant sur les simulations numériques (section 4.4) on obtient que la valeur maximale de  $d^*$  se situe au pic de dépression et est égale à 90, ce qui correspond à une erreur  $\frac{\Delta P_s}{\tau}$  inférieure à 0.4 (voir figure 5.9). L'erreur maximale attribuée à la géométrie de la prise est donc de 5 Pa (0.02 po H<sub>2</sub>O). Comme le montre la figure 4.11,  $C_f$  diminue rapidement en s'éloignant du pic de dépression et on conclue donc que l'erreur due à la géométrie de la prise est négligeable.

La présence de bavures autour du trou crée aussi une imprécision sur la mesure de pression et cet effet fausse davantage la mesure pour des trous plus petits, puisque l'erreur augmente selon le rapport entre la dimension des bavures sur le diamètre du trou  $\frac{\varepsilon}{d}$  tel que le démontre la figure 5.10. La présence de poussières près des trous produit probablement des effets similaires aux bavures (Paradis 1973). Le diamètre des trous étant petit dans l'étude actuelle (0.04 cm, 0.016 po), une attention particulière doit donc être apportée à la fabrication et à la manipulation des prises, en particulier lors des manipulations fréquentes avec du mastic tel que décrit à la section 5.1.3.

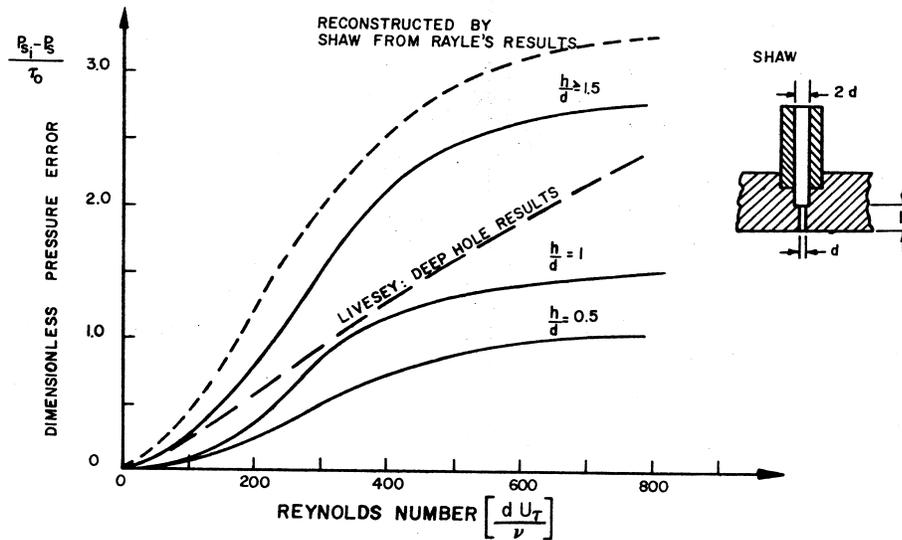


FIG. 5.9 – Erreur sur la mesure de pression adimensionnée en fonction du nombre de Reynolds selon différentes profondeurs de trous, tirée de Paradis 1973.

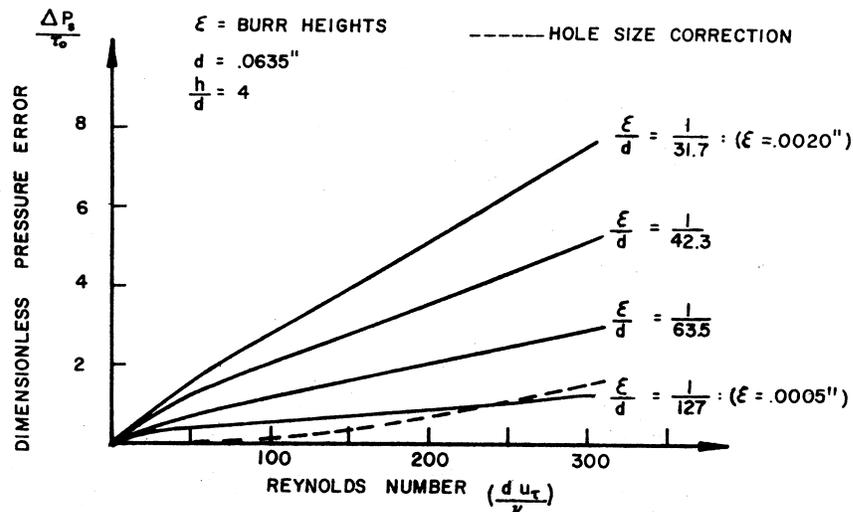


FIG. 5.10 – Erreur sur la mesure de pression adimensionnée selon différentes hauteurs de bavures, tirée de Paradis 1973.

L'orientation de la prise a aussi de l'importance, comme le montre la figure 5.11. Pour faciliter l'usinage, les trous des prises de pression sont percés de façon perpendiculaire à la base de la pièce et non perpendiculaire à la surface perçue par l'écoulement. Ainsi dans le cas de la bosse certains trous sont inclinés de sorte que le trou pointe vers l'aval, avec un angle maximal de  $16^\circ$ . Cette situation est donc un intermédiaire entre le cas de référence et le cas marqué d'une étoile de la figure 5.11 ; conséquemment l'erreur due à l'orientation des prises de pression est nulle.

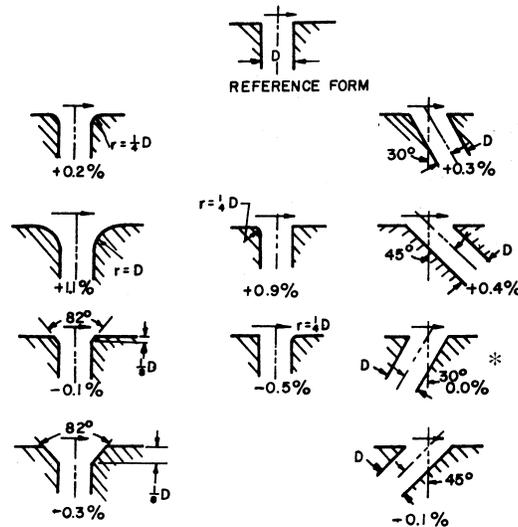


FIG. 5.11 – Effet de la forme et de l’orientation des prises de pression pariétales, l’erreur est en pourcentage de la pression dynamique, tirée de Paradis 1973.

### 5.2.4 Mesures de vitesse au Pitot

Les mesures de vitesse moyenne à l’intérieur de la veine sont effectuées à partir de mesures de pression dynamique, en comparant la pression totale mesurée avec le tube de Pitot et la pression statique mesurée sur une prise de pression pariétale au plancher. La vitesse de référence dans la veine est quant à elle déterminée par mesure de la différence de pression statique dans le convergent suite à un étalonnage de celui-ci (voir la description de la méthode à la section 6.2).

Un tube de Pitot régulier est employé pour les mesures à l’intérieur de la zone d’écoulement potentiel de la veine alors que pour les sondages de couche limite, c’est un tube de Pitot en forme de col de cygne qui est utilisé.

### 5.2.5 Anémométrie à fil chaud

Les mesures instantanées de vitesse sont effectuées par anémométrie à fil chaud droit, en utilisant des anémomètres à température constante *TSI 1750*. La sonde est de marque *Auspex* et le fil est un fil de tungstène recuit de  $5\mu\text{m}$ , monté perpendiculairement à l’écoulement. Le support de la sonde *Auspex* est muni d’une broche métallique qui permet de positionner la sonde près de la paroi. L’anémométrie à fil chaud est utilisée pour effectuer des sondages de couche limite dans la veine avant et après modifications de même que pour calculer le taux de turbulence dans la veine avant modifications.

Les fils sont soudés au LMF et vieillis dans un écoulement avant leur étalonnage. Il est à noter que de nombreux problèmes ont été rencontrés avec les circuits électroniques des anémomètres, ce qui a entraîné l'usure prématurée de nombreuses sondes et ainsi nécessité des soudures de fils répétées et inutiles.

### Détails sur l'étalonnage

Pour les mesures dans la veine avant modifications, l'étalonnage des fils est réalisé dans la veine en utilisant comme vitesse de référence le calcul provenant de l'étalonnage du convergent. Pour les mesures dans la veine modifiée, la sonde est étalonnée dans le jet d'étalonnage du LMF puis déplacée dans la veine d'essai. Les étalonnages ont été effectués en employant la loi de King :

$$E^2 = (A + BU^n) \times C_t \quad (5.2)$$

Avec :

$$C_t = \left( \frac{T_{fil} - T_{amb}}{T_{fil} - T_o} \right) \quad (5.3)$$

Le paramètre de correction pour la température  $C_t$  prend en compte l'effet de la différence entre la température ambiante  $T_{amb}$  et la température lors de l'étalonnage  $T_o$ . La température du fil  $T_{fil}$  est déterminée par le coefficient de surchauffe  $S_{urc}$  et le coefficient de température de la résistivité  $\alpha$  du fil selon l'équation 5.4.

$$T_{fil} = \frac{S_{urc} - 1}{\alpha} + T_o \quad (5.4)$$

$S_{urc}$  est fixée à 2 et puisque  $\alpha$  est égal à  $0.0048 \frac{\Omega}{\Omega/^{\circ}C}$  pour le tungstène recuit, la température du fil est voisine de 230 °C. Par régression non-linéaire, il est alors possible de déterminer les coefficients  $A$ ,  $B$  et  $n$  permettant de déterminer la vitesse de l'écoulement  $U$  à partir de la tension de l'anémomètre  $E$  (équation 5.2). Aucune correction n'est faite pour tenir compte de l'effet de paroi. Quant au gradient thermique dans la veine (voir section 6.5.3), son effet est annulé pour les essais avec veine libre en étalonnant les sondes à fil chaud directement dans la veine d'essais, à l'extérieur des zones visqueuses ; le gradient thermique présent n'est cependant pas considéré pour les essais avec la veine modifiée.

## 5.2.6 Mesures de frottement

Le frottement pariétal est évalué de deux façon, soit 1) à partir des profils de couche limite et 2) en employant une sonde de mesure de frottement à fils chauds.

### Calcul basé sur les profils de couche limite

Le frottement pariétal est déterminé à partir des profils de couches limites en employant un programme *Fortran* développé par le professeur Yvan Maciel. En utilisant les points du profil de vitesse que l'utilisateur considère comme étant dans la zone de validité de la loi logarithmique, le programme effectue un calcul itératif pour déterminer le coefficient  $C_f$  de frottement à partir de la loi logarithmique (équation 5.5). Le profil de vitesse est défini selon les variables de parois  $y^+(i)$  et  $U^+(i)$ .

$$\frac{U}{U_e} = \gamma \left( \frac{1}{\chi} \ln \left( \frac{y U_e}{\nu} \gamma \right) + C \right) \quad (5.5)$$

Avec :

$$\gamma = \left( \frac{C_f}{2} \right)^{\frac{1}{2}} = \frac{U_\tau}{U_e} ; \quad \chi = 0.41 ; \quad C = 5 \quad (5.6)$$

Le programme offre une résolution numérique de  $\Delta C_f \simeq 1E - 7$ .

Cependant, tel que mentionné à la section 2.1.2, l'invalidité de la loi logarithmique en présence de gradient de pression adverse de forte intensité ne permet pas l'utilisation de cette méthode basée sur les profils de vitesse. Pour les mesures dans la veine modifiée l'emploi d'une autre méthode de mesure du frottement pariétal s'avère donc nécessaire.

### Sonde de frottement

Une sonde de frottement a été fabriquée en se basant sur les travaux de Spazzini *et al* (1999). Cette sonde consiste en un bouchon de plexiglass comportant une cavité au-dessus de laquelle, au même niveau que la surface du bouchon, deux fils chauds sont installés de façon perpendiculaire à l'écoulement. La recirculation à l'intérieur de la cavité crée une légère vitesse qui permet une lecture au niveau des fils. Un étalonnage

adéquat permet de relier la tension du fil chaud au frottement pariétal. Le fil aval étant dans le sillage thermique du fil amont, son signal est plus faible et ainsi le sens de l'écoulement peut être déterminé.

L'étalonnage de la sonde est effectué dans la zone pleinement développée d'un canal bidimensionnel de faible hauteur. Le frottement pariétal est alors déduit avec la variation de la pression statique à l'intérieur du conduit  $\tau_w = \Delta p \frac{h}{l}$ , où  $\Delta p$  est calculé par régression linéaire sur 3 prises,  $h$  représente la hauteur du canal et  $l$  la distance entre les prises de pression amont et aval.

### 5.2.7 Calcul des paramètres de couches limites

Le calcul des paramètres de couches limites est basé sur deux programmes *Fortran* développés par le professeur Yvan Maciel qui permettent : 1) de déterminer le coefficient de frottement  $C_f$  à partir de la loi logarithmique et 2) de calculer les paramètres globaux de couche limite. Le programme de calcul de  $C_f$ , présenté à la section 5.2.6, doit être exécuté en premier afin de déterminer la vitesse de frottement  $U_\tau$ .

Les données d'entrée du programme de calcul des paramètres de couches limites sont :

- $y(i)$  : distance à la paroi (en ordre croissant) ;
- $U(i)$  : vitesse en m/s ;
- $U_{fp}(i)$  : vitesse fluide parfait au  $y$  donné ;
- $U_{fp0}$  : vitesse fluide parfait à la paroi ;
- $n$  : nombre de points ;
- $U_\tau$  : vitesse de frottement de référence ;
- $\nu$  : viscosité cinématique de référence.

L'utilisateur doit fournir seulement les points considérés valides près de la paroi. Afin d'améliorer la définition du profil près de la paroi, le programme ajoute des points dans la région interne jusqu'à  $y^+ = 53.4$ . Les données ajoutées proviennent des études de simulation directe de la couche limite turbulente sur plaque plane réalisées par Spalart (1988) à  $Re_\theta = 1410$ .

Puisque la vitesse de référence pour le calcul est la vitesse fluide parfait local (à la position  $y$  considérée), le programme peut prendre en compte la courbure et tout  $\frac{\partial p}{\partial y}$ . Le profil de la vitesse de référence est assumé linéaire entre la paroi et le premier point défini par l'utilisateur.

C'est par intégration numérique que le programme effectue ensuite le calcul des épaisseurs intégrales  $\delta^*$  et  $\theta$ , puis calcule finalement  $Re_\theta$  et  $H$ . Quant à l'épaisseur de la couche limite  $\delta$ , elle est déterminée par l'utilisateur en estimant la position à laquelle la vitesse de l'écoulement est égale à 99% de la vitesse  $U_{fp}(y)$ .

## 5.3 Techniques de visualisation

### 5.3.1 Visualisation par sublimation

La technique de la visualisation par sublimation est employée dans ce projet pour détecter la transition de la couche limite à l'intérieur du convergent de la soufflerie et la nécessité d'utiliser des bandes de rugosité. Rězníček (Yang 1989) mentionne que cette technique de visualisation se base sur le fait qu'une substance recouvrant une surface sublime plus rapidement dans la région turbulente que dans la région laminaire de l'écoulement sous l'effet du frottement plus intense. L'hexachloroéthane ( $\text{Cl}_3\text{CCCl}_3$ ) en solution à 10% est conseillé pour les investigations rapides en laboratoire.

L'hexachloroéthane est approprié dans notre cas car il consiste en une poudre cristalline de couleur blanche, bien visible sur l'intérieur du convergent qui est de couleur noire. L'hexachloroéthane est d'abord dissout dans l'acétone, puis la solution est appliquée sur la surface à l'aide d'un vaporisateur. L'acétone s'évapore rapidement et il reste alors une fine poudre d'hexachloroéthane. Une solution à 5% s'est avérée plus appropriée car elle permet de créer un film plus uniforme d'hexachloroéthane. Une fois la soufflerie en marche, la sublimation débute après environ une trentaine de secondes et tout l'hexachloroéthane sublime après quelques minutes.

Dans le cas d'une couche limite se développant sur une aile, la transition fait généralement suite à des perturbations fortes (gradient de pression adverse très intense) et se produit sur une courte distance, comme le démontrent les images de Rězníček (Yang 1989). Dans le cas du convergent de la soufflerie, la transition semble par contre être davantage de type plaque plane puisque les perturbations sont plus faibles (gradient de pression modéré) et ainsi l'évolution est graduelle entre la zone laminaire (frottement moins important) et la zone turbulente (frottement plus intense). Par conséquent la sublimation de l'hexachloroéthane se fait de façon presque continue de l'aval vers l'amont avec le temps, ce qui rend l'interprétation des résultats difficile dans notre cas puisqu'il n'y a pas de distinction nette entre les zones de faible et de fort frottement.

Cette technique a comme inconvénient que les mesures doivent être effectuées rapidement avant la sublimation de l'hexachloroéthane et que les divers produits chimiques (acétone et hexachloroéthane), bien qu'ils présentent peu d'effets nocifs pour la santé, sont tout de même rejetés dans l'air du laboratoire. Cette technique présente cependant l'avantage d'être très facile à mettre en application et elle a permis de constater que la transition a lieu au début de la zone de gradient de pression adverse à la fin du convergent.

### 5.3.2 Visualisation par fils

La technique de visualisation par fils est employée à plusieurs reprises dans le but de comprendre le comportement de l'écoulement à la paroi. Tel que décrit par J.P. Crowder (Yang 1989), le diamètre du fil utilisé est principalement dictée par la distance à laquelle se situe l'observateur, le fil devant être suffisamment gros pour être visible. La rigidité du fil, qui augmente avec le diamètre de ce dernier, impose cependant une longueur minimale afin que le comportement du fil soit le plus possible libre de ses contraintes internes. De plus le mode de fixation du fil peut perturber le comportement de l'écoulement.

Puisque la soufflerie permet beaucoup de visibilité à l'intérieur de la veine d'essai, la distance entre l'expérimentateur est réduite et donc un fil très fin peut être employé. Des bouts de fil à coudre en coton de couleur foncée sont utilisés, ayant des longueurs variant de 2.5 à 15.2 cm (1 à 6 po) dépendant si le phénomène observé est davantage local ou global. Bien que de légères gouttes de colle auraient encore moins perturbé l'écoulement, les fils sont fixés à la paroi avec du ruban adhésif transparent *Magic Tape Scotch* afin de pouvoir être enlevés par la suite. Les fils sont positionnés en conservant entre eux une distance égale à environ deux fois leur longueur de façon à ne pas s'emmêler avec les fils de leur voisinage. Pour bien visualiser la séparation et les zones décollées, certains bouts de fils sont positionnés non pas de façon longitudinale mais de façon perpendiculaire au sens de l'écoulement, dans le but de minimiser leur inertie dans le sens de l'écoulement principal pour ainsi mieux réagir à l'écoulement de retour.

La technique de visualisation avec brins de laine est très simple de mise en application et fournit rapidement de l'information très pertinente sur l'écoulement. Cependant, comme l'information qu'elle transmet s'avère subjective lors du processus de séparation, les résultats qu'elle fournit demeurent qualitatifs et elle ne permet pas de déterminer avec précision la position du décollement.

### 5.3.3 Visualisation par huile pigmentée

Une autre technique de visualisation de surface est employée dans le cadre de ce projet, soit la technique de visualisation par huile pigmentée. Cette méthode consiste à mélanger un pigment à une huile qui, entraînée par l'écoulement, se déplace pour indiquer la direction de l'écoulement.

Cette technique est appropriée pour avoir une idée de la position du décollement mais la comparaison des visualisations avec des mesures de frottement (section 7.4) démontre que la position du décollement prédite est en amont de la réalité dû à un seuil limite de frottement nécessaire pour entraîner l'huile. La technique de visualisation par huile pigmentée demeure donc qualitative.

Puisque cette technique est employée sur les plaques d'aluminium du plancher, de la poudre de charbon, une poudre très fine de couleur noire, est utilisée comme pigment alors que le Bayol a été utilisé comme huile, selon les recommandations du personnel du CNRC<sup>1</sup>. De l'acide oléique ( $C_{18}H_{34}O_2$ ) est ajouté afin d'éviter la coagulation des pigments. Divers essais sont réalisés afin de trouver les proportions adéquates de ces trois espèces et, bien que Rězníček (Yang 1989) propose un ratio pigment-huile plus élevé, les quantités suivantes sont retenues :

- 120 ml de Bayol ;
- 20 ml de poudre de charbon ;
- 6 ml d'acide oléique  $C_{18}H_{34}O_2$ .

La figure 5.12 montre bien les divers fronts de séparation de l'écoulement. Quant elle vient d'être appliquée sur la plaque, l'huile a une allure semblable à celle dans la zone décollée (portion supérieure gauche de l'image). La jonction en mastic entre les plaques est aussi bien visible sur la figure.

Le mélange est appliqué sur la surface à l'aide d'un petit rouleau, qui ne doit pas appuyer fortement sur la surface mais doit plutôt être soutenu pour toucher à peine à la paroi, dans le but d'éviter de faire de lisières d'huile aux extrémités du rouleau. Il est préférable d'appliquer le mélange sur une bonne partie en amont de la zone sur laquelle on veut visualiser l'écoulement, ce qui fait en sorte qu'il y a davantage d'huile pigmentée qui est amenée jusqu'aux fronts de séparation et de cette façon ceux-ci sont plus faciles à distinguer.

---

<sup>1</sup>Bernard Tanguay, chef de groupe U-70, Centre National de Recherche du Canada, Uplands, Ottawa



FIG. 5.12 – Visualisation par huile pigmentée (le sens de l'écoulement est de la droite vers la gauche).

Lorsque la durée de l'essai est prolongée, des accumulations d'huile se produisent dans les pointes qui, par diffusion, s'insèrent dans les zones décollées et progressent jusque dans des zones où des écoulements de retour sont plus intenses. Certaines zones d'écoulement de retour sont alors visibles, ce qui occasionne plus de difficultés pour distinguer les fronts de séparation.

Il est nécessaire d'ajouter des sources d'éclairage pour bien distinguer les divers phénomènes dans la veine d'essai. En travaillant avec minutie lors de l'application de l'huile, la technique de l'huile pigmentée est simple d'utilisation et permet de bien voir les fronts de séparation lors d'essais de plus courte durée, alors que des essais plus longs permettent de distinguer certaines zones d'écoulement de retour. Cette technique présente cependant le désavantage d'être très salissante et de nécessiter beaucoup de temps pour le nettoyage des plaques afin d'enlever l'huile et les pigments de charbon.

### 5.3.4 Visualisation par arc électrique

La méthode de visualisation par arcs électriques, décrite par Nakayama (Yang 1989) consiste à générer une série de lignes de temps (*timelines*) en créant des arcs électriques à l'aide d'un générateur de tension élevée à haute fréquence et de deux électrodes. Lorsque le premier arc est généré, les particules d'air par lesquelles il circule s'ionisent pour une courte période de temps (0.1 à 1 ms). En générant un second arc rapidement,

celui-ci circule à travers les particules précédemment ionisées car elles constituent le chemin ayant la résistance électrique la plus faible. Puisque les particules ionisées se déplacent avec l'écoulement, les lignes de temps peuvent ainsi être vues en recueillant l'information avec un système photographique.

Bien que cette méthode de visualisation n'ait pas été appliquée dans le cadre de ce travail, il s'avère pertinent de la mentionner puisque la problématique de la détection du décollement en présence de riblets a suscité de nombreux questionnements dans le cadre de ce projet. En effet, la plupart des méthodes de détection quantitatives du décollement ne peuvent s'appliquer sur des surfaces irrégulières comme des riblets, alors que la méthode de l'arc électrique remédie à ce problème. Une étude préliminaire sur l'application de cette technique a d'ailleurs été réalisée au LMF (Mérat 1998) et a démontré les possibilités d'application de cette méthode au cas des riblets.

# Chapitre 6

## Essais en veine libre

La qualification de la veine s'est avérée nécessaire en début de projet vu l'installation d'une nouvelle section d'essai. En plus d'établir la nécessité de changer le variateur de fréquence, ce qui fut fait, ces tests indiquent entre autres un taux de turbulence relativement élevé dans la veine, des non-uniformités selon la hauteur pour la vitesse et la température ainsi que des variations en envergure des paramètres de couches limites.

### 6.1 Préparatifs

Avant le début des essais, les filtres à l'entrée de la soufflerie ont été changés et les grillages de la chambre de tranquillisation nettoyés. De plus les tables situées près de l'entrée du convergent ont été enlevées afin d'éviter de perturber l'écoulement entrant dans la soufflerie.

Les essais de convergence statistique, de stabilité temporelle, les étalonnages du convergent et les tests d'uniformité spatiale (non présentés) ont d'abord été effectués avec l'ancien contrôleur du moteur de la soufflerie. Les essais de stabilité temporelle ayant démontré de nombreuses limitations quant aux plages de vitesses pouvant être utilisées de façon adéquate dans la veine, un nouveau variateur de fréquence a été installé et ces divers essais ont été repris.

## 6.2 Étalonnage du convergent

L'étalonnage du convergent permet de déterminer la pression dynamique à l'intérieur de la veine d'essai  $q_{veine}$  selon la différence de pression statique entre 2 stations du convergent  $\Delta P_s$ . Cette méthode évite d'installer un tube de Pitot à l'intérieur de la veine, ce qui causerait un léger sillage en plus de créer de l'encombrement pour des sondes additionnelles. Selon la procédure décrite par Rae et Pope (1984),  $q_{veine}$  varie de façon linéaire avec  $\Delta P_s$  selon l'équation 6.1, où les constantes  $K_1$ ,  $K_2$  et  $K_3$  représentent des paramètres géométriques.

$$q_{veine} = \left( \frac{K_3}{1 - K_1 - K_2} \right) \Delta P_s = m \Delta P_s \quad (6.1)$$

La procédure d'étalonnage du convergent consiste à positionner un tube Pitot-statique au centre de la veine d'essai. Cette sonde est reliée à un capteur de pression différentielle permettant ainsi de calculer la pression dynamique  $q_{veine}$ . Un second capteur mesure la différence de pression statique  $\Delta P_s$  entre deux points le long de l'axe central du convergent.

Les essais d'étalonnage ont d'abord été réalisés avec les capteurs *Schaevitz*, puis les capteurs *MKS Baratron Type 223 BD*, plus précis, ont été achetés. 3 nouveaux essais ont alors été effectués avec ces capteurs, soit 2 essais en procédant avec des vitesses croissantes et un dernier en inversant les deux capteurs et avec des vitesses décroissantes, pour vérifier la présence d'un effet d'hystérésis. La figure 6.1 représente les résultats de l'étalonnage et les écarts relatifs entre les valeurs mesurées et la loi d'étalonnage pour ces 3 essais.

La comparaison de ces trois essais démontre une très bonne répétabilité et l'absence d'effet d'hystérésis. La loi d'étalonnage est obtenue en effectuant une régression des moindres carrés sur l'ensemble des points des 3 essais, ce qui engendre des écarts entre les valeurs mesurées et calculées inférieurs à  $\pm 1$  Pa. Les écarts relatifs (figure 6.1 b) pour les deux premiers essais sont inférieurs à  $\pm 0.65$  %, mais deviennent supérieurs à 1 % pour les faibles pressions lors de l'essai 3 : cet effet est attribué à une erreur sur la valeur à zéro (*offset*), négligeable pour les pressions élevées mais qui devient plus importante dans le bas de la gamme. Dans l'éventualité où des essais à faible vitesse seraient effectués, comme par exemple à 5 m/s (15 Pa), il serait avantageux de faire un étalonnage du convergent spécifique à cette plage. L'étalonnage actuel couvre bien les vitesses supérieures à 8 m/s (40 Pa).

En traçant les écarts un léger phénomène du troisième ordre est observé, auquel aucune explication rationnelle n'a été trouvée. La relation du premier ordre (équation 6.1) est donc conservée puisqu'elle représente la réalité physique de l'étalonnage et que le phénomène du troisième ordre est de faible importance.

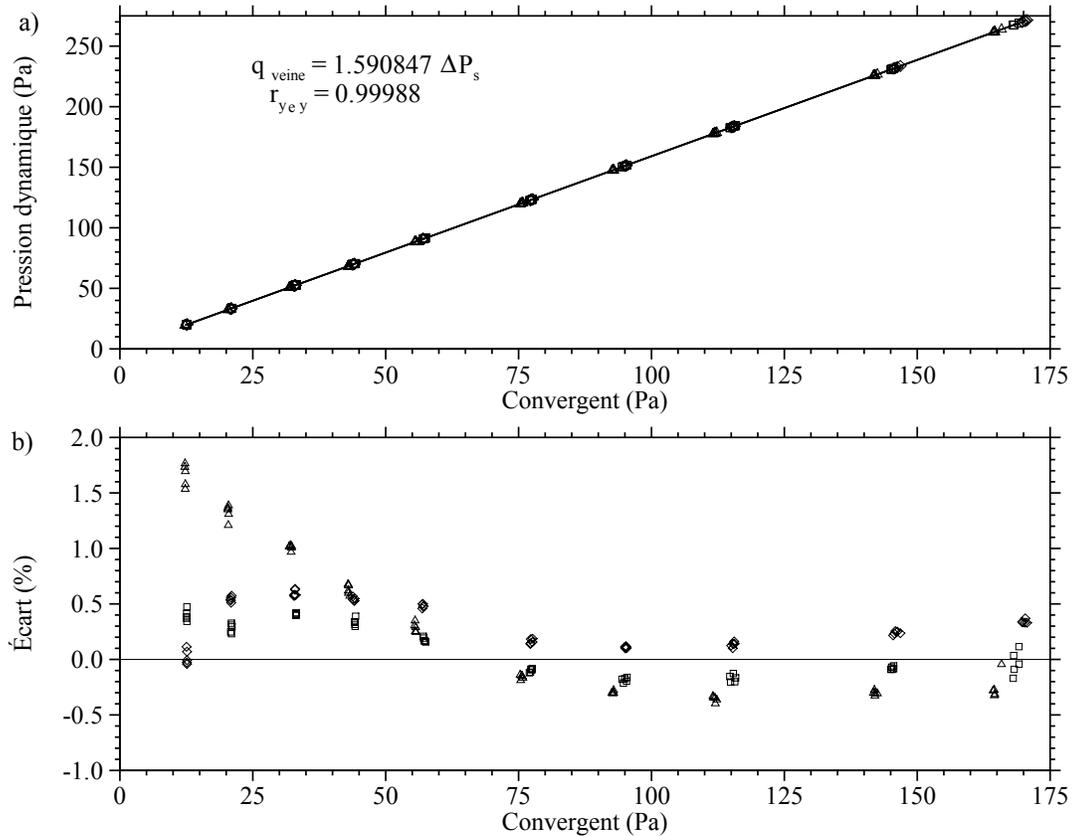


FIG. 6.1 – Étalonage du convergent,  $\diamond$  : essai 1,  $\square$  : essai 2,  $\triangle$  : essai 3 ; a) loi d'étalonnage, b) écarts relatifs à la mesure du Pitot.

## 6.3 Stabilité temporelle

### 6.3.1 Détail des tests de tendance

Les essais de stabilité temporelle visent à s'assurer que, à une fréquence d'alimentation donnée, le moteur de la soufflerie permet de maintenir une vitesse constante, exempte de tendance, afin de créer et de maintenir des conditions d'opération stables dans la soufflerie pour la durée d'un essai.

Ces essais sont réalisés sur des périodes de 30 minutes. La pression dynamique dans la veine est mesurée en comparant la lecture du tube de Pitot et d'une prise de pression pariétale avec un capteur *Schaevitz*. Le programme d'acquisition est démarré ( $f_{acq} = 100$  Hz par canal) puis la soufflerie est mise en marche.

Le dépouillement des données est réalisé avec le logiciel *MatLab*, en effectuant les étapes suivantes :

- retrait des gains des amplificateurs sur les tensions mesurées ;
- séparation des données en deux échantillons de 15 minutes ;
- calcul des moyennes sur 10 secondes, en conformité avec les résultats des tests de convergence statique (section 5.2.1) ;
- calcul des tests de tendances *Run Test* et *Reverse Arrangement Test* ;
- sauvegarde des valeurs moyennes.

Le *Run Test* consiste à vérifier chacune des valeurs de l'échantillon et à déterminer si elle est supérieure (+) ou inférieure (-) à la valeur médiane. On calcule ensuite de façon chronologique le nombre de changement de signe lors du test (passage de + à - ou l'inverse), ce qui correspond au paramètre  $r$ . Ce paramètre est ensuite comparé à des tables normalisées afin de déterminer l'intervalle de confiance du test.

Le *Reverse Arrangement Test* est un autre test de tendance. Il consiste à déterminer pour chacune des valeurs de l'échantillon le paramètre  $AA$ , soit le nombre de valeurs de l'échantillon suivant la valeur évaluée qui lui sont supérieures. La somme de l'ensemble des paramètres  $AA$  est ensuite calculée et aussi comparée à des tables normalisées afin de déterminer l'intervalle de confiance du test.

Ces calculs sont réalisés sur les données en tension et non sur la pression dynamique, ce qui n'influence pas les résultats des tests de tendance vu leur nature.

### 6.3.2 Ancien contrôleur de moteur

Des essais avec l'ancien contrôleur du moteur de la soufflerie ont été réalisés à environ 5, 10 et 15 m/s. Bien que l'essai à 15 m/s ait été concluant, les essais à 5 et 10 m/s n'ont pas été satisfaisants : lors de ces essais les niveaux étaient relativement stables puis variaient de l'ordre de  $\pm 5\%$ . Il a donc été recommandé de changer l'alimentation du moteur afin de pouvoir utiliser la soufflerie sur plusieurs plages de vitesses.

### 6.3.3 Contrôleur *Reliance Electric GV300/SE*

Des essais avec le nouveau variateur de fréquence sont effectués à environ 5, 10, 15 et 20 m/s, la plage de vitesse atteignable étant plus élevée avec le nouveau contrôleur. Ces valeurs correspondent à une alimentation électrique du moteur à 410, 675, 925 et 1170 rpm respectivement.

Pour chacune des vitesses deux essais successifs (*a* et *b*) sont effectués. Les quatre conditions d'essais sont testées à des jours différents, de sorte que la soufflerie est arrêtée depuis plusieurs heures avant le début de chacun des essais *a*. La soufflerie est ensuite arrêtée quelques minutes avant le début de l'essai *b*. La condition 5 m/s est un peu différente car un troisième essai (*essai 5\_c*) est réalisé immédiatement à la suite de l'essai *5\_b*, sans arrêter la soufflerie. Les résultats des tests sont présentés au tableau 6.1. Les intervalles de confiance plus faibles (95%) sont plus restrictifs que les plus élevés (99%).

Échantillon	0 à 15 minutes		15 à 30 minutes	
	<i>Run Test</i>	<i>Rev. Arr. Test</i>	<i>Run Test</i>	<i>Rev. Arr. Test</i>
<i>essai 5_a</i>	échec	échec	échec	échec
<i>essai 5_b</i>	échec	échec	échec	échec
<i>essai 5_c</i>	échec	échec	échec	échec
<i>essai 10_a</i>	95%	97.5%	95%	95%
<i>essai 10_b</i>	95%	95%	99%	95%
<i>essai 15_a</i>	95%	échec	95%	95%
<i>essai 15_b</i>	95%	95%	95%	99%
<i>essai 20_a</i>	95%	95%	95%	95%
<i>essai 20_b</i>	95%	échec	95%	échec

TAB. 6.1 – Intervalle de confiance des tests de tendance.

Le tableau 6.1 montre que les essais à 5 m/s, soit environ 15 Pa (0.06 po H<sub>2</sub>O) ont tous échoué. Pour le premier essai de la journée (*essai5\_a*), le signal augmente de façon continue durant les 30 minutes de l'essai. Cette tendance est aussi notée durant les 15 premières minutes du second essai (voir figure 6.2 a). Cette tendance montre que pour les très faibles vitesses un temps de réchauffement d'au moins 15 minutes est nécessaire et que ce délai doit être encore plus grand (supérieur à 45 minutes mais non déterminé de façon exacte) s'il s'agit du premier essai de la journée ou encore si la soufflerie est arrêtée depuis une longue période. L'échec du second échantillon de l'essai *5\_b* et des deux échantillons de l'essai *5\_c* sont attribués au faible niveau des signaux, puisque aucune tendance majeure ne peut être déterminée avec les graphiques et que les variations de tension sont de seulement 3 bits à la carte d'acquisition. Il est

à noter que ces tests ont été réalisés avec les capteurs *Schaevitz* et que des essais avec les capteurs *MKS*, non disponibles à cette époque, donneraient peut-être des résultats différents vu leur plus grande précision. Dans l'éventualité où des essais à 5 m/s seraient envisagés, il est recommandé de reprendre les essais de stabilité temporelle avec les capteurs *MKS* pour déterminer le temps de stabilisation nécessaire pour cette plage de vitesse.

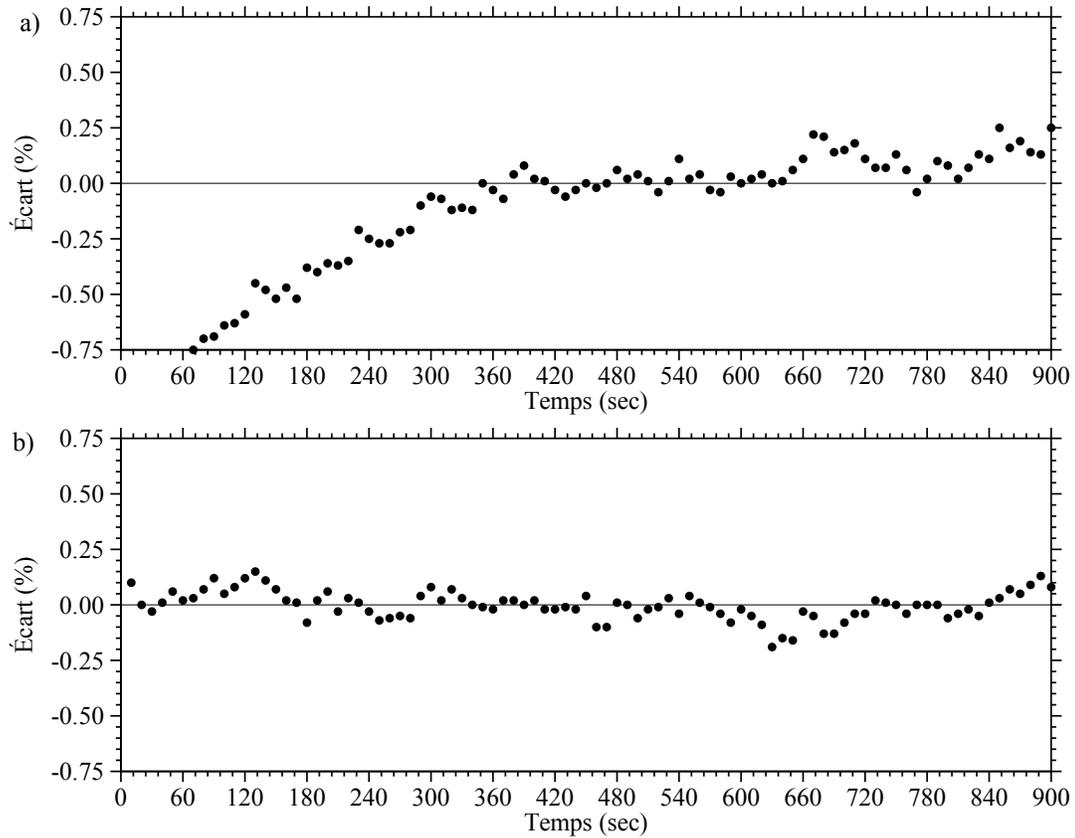


FIG. 6.2 – Écart relatif à la valeur médiane pour le deuxième essai de stabilité temporelle à environ 5 m/s (*essai 5\_b*) ; a) échantillon 0-15 minutes, b) échantillon 15-30 minutes.

L'analyse des résultats des essais à environ 10, 15 et 20 m/s (tableau 6.1) démontre que le *Reverse Arrangement Test* semble plus sévère que le *Run Test*, puisque certains essais ont satisfait le *Run Test* avec le critère le plus sévère (95%) mais ont échoué le *Reverse Arrangement Test*. Les résultats du *Run Test* s'avèrent positifs, ce test étant réussi avec un intervalle de confiance de 95% dans tous les cas sauf un, qui a été passé avec un intervalle de confiance de 99%. Les écarts sur les tensions lues sont contenus principalement dans une plage de  $\pm 0.70\%$ , ce qui représente des variations de vitesse de  $\pm 0.35\%$ , c'est-à-dire le niveau de précision obtenu lors des essais de convergence statistique (section 5.2.1).

Contrairement aux essais à environ 5 m/s, les résultats montrent que le temps de réchauffement nécessaire de la soufflerie est inférieur à une minute, ce qui est raisonnable. Des vibrations du tube de Pitot sont constatées de façon visuelle pour les essais à environ 20 m/s, ce qui n'a pas semblé affecter les résultats.

## 6.4 Taux de turbulence

Les mesures du taux de turbulence dans l'écoulement potentiel sont réalisées avec un anémomètre à fil chaud droit. La sonde est positionnée à 63.5 cm (25 po) de l'entrée de la veine, à l'extérieur de la couche limite dans la zone d'écoulement potentiel. La vitesse dans la veine est de 15 m/s.

Lors de l'acquisition, 65 536 données en tension ( $2^{16}$ ) sont mesurées à une fréquence d'acquisition de 6 000 Hz puis converties en mesures de vitesse instantanée, pour près de 11 secondes d'acquisition. La vitesse moyenne est ensuite calculée puis retranchée aux mesures de vitesse instantanées pour établir les fluctuations de vitesse  $u'$ . Basé sur ces valeurs le taux de turbulence est calculé en utilisant deux méthodes, soit une approche temporelle et une approche fréquentielle. Bien que la seconde approche ne soit pas une méthode classique pour déterminer le taux de turbulence, elle est tout de même employée puisqu'elle permet de connaître le contenu fréquentiel du signal, qui est par la suite corrigé.

### 6.4.1 Approche temporelle

Le taux de turbulence, le coefficient de dissymétrie  $S$  (*Skewness Factor*) et le coefficient d'aplatissement  $K$  (*Flatness Factor* ou *Kurtosis*) sont déterminés à partir des fluctuations de vitesse  $u'$ . Ces divers paramètres sont définis à l'aide des formules suivantes :

- taux de turbulence :  $\frac{\sqrt{\overline{u'^2}}}{U}$
- coefficient de dissymétrie  $S = \frac{\overline{u'^3}}{\overline{u'^2}^{3/2}}$
- coefficient d'aplatissement  $K = \frac{\overline{u'^4}}{\overline{u'^2}^2}$

Le taux de turbulence calculé par cette méthode est alors de 0.54%, ce qui est relativement élevé pour une soufflerie dans laquelle des essais de décollement de couche

limite seront effectués. Le calcul des coefficients  $S$  et  $K$  nous donne des valeurs respectives de 0.057 et 2.94. On note que ces résultats s'approchent beaucoup des valeurs d'une densité de probabilités Gaussienne ( $S = 0$  et  $K = 3$ ) : la valeur de  $S$  démontre que les fluctuations de vitesse positives sont plus marquées alors que  $K$  indique que les valeurs de vitesse instantanées s'éloignent moins de la moyenne que dans le cas de la loi normale.

## 6.4.2 Approche fréquentielle

Afin de déterminer le contenu fréquentiel du signal pour pouvoir corriger le taux de turbulence mesuré dans la veine, des mesures au fil chaud sont effectuées 1) à l'extérieur de la couche limite dans la zone d'écoulement potentiel, 2) à l'intérieur de la couche limite et 3) à l'extérieur de la veine d'essai alors que la soufflerie est en marche. Ces mesures ont permis d'obtenir la fluctuation de la vitesse instantanée  $u'$  pour chacun des 3 cas.

Le spectre en fréquence est par la suite calculé avec *Visual Basic* en utilisant la fonction *CWDSP.AutoPowerSpectrum*, qui effectue le calcul suivant :

$$\frac{FFT(x) \times FFT^*(x)}{n^2} \quad (6.2)$$

L'algorithme de FFT est appliqué au signal  $u'$ . Le symbole \* représente la fonction complexe conjuguée et le terme  $n$  représente le nombre de points dans l'échantillon. Le résultat du calcul de la fonction *CWDSP.AutoPowerSpectrum* doit par la suite être divisée par l'intervalle de fréquence  $\Delta f$ .

La figure 6.3 permet de comparer les spectres en fréquence pour les 3 cas. Les spectres ne sont pas normalisés afin de bien distinguer l'énergie associée à chacun de ceux-ci.

Les mesures à l'intérieur de la couche limite montrent un spectre vaste pour lequel les fréquences plus élevées sont de moins en moins énergétiques. L'effet des filtres du système d'acquisition de données, dont la fréquence de coupure est réglée à 2 000 Hz, est bien visible sur la figure 6.3.

Le spectre de l'écoulement potentiel présente un pic d'énergie à 60 Hz de même que des pics aux environs de 23 et de 45 Hz et un autre pic beaucoup plus étendu à 220 Hz.

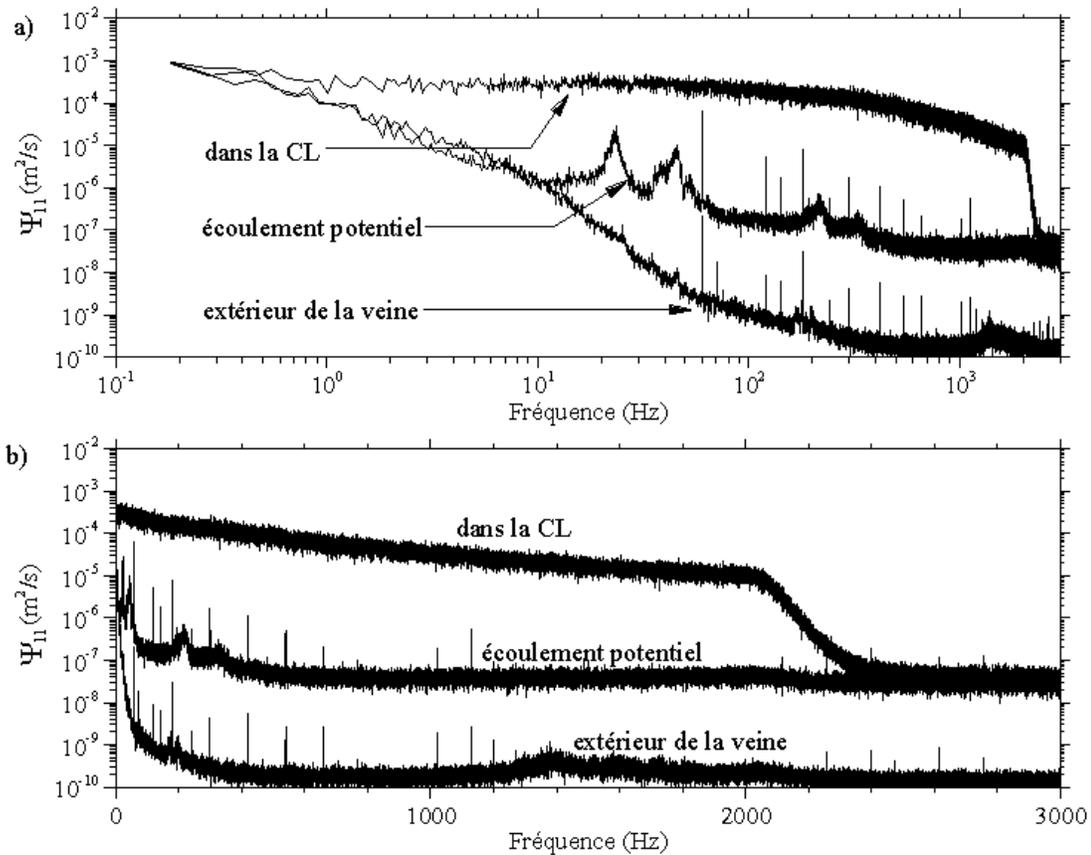


FIG. 6.3 – Spectres en fréquence de  $u'$ ; a) échelle logarithmique, b) échelle semi-logarithmique.

Ces trois premiers pics ne sont pas caractéristiques d'un spectre turbulent mais sont plutôt associées à l'alimentation électrique des appareils et à des vibrations possibles du support de sonde : l'énergie associée à ces pics est donc retranchée en effectuant un lissage de la courbe (voir figure 6.4). Aucune explication logique n'est trouvée pour le pic à 220 Hz et il n'est pas lissé vu son niveau énergétique faible. L'intégration numérique de la courbe lissée donne alors un taux de turbulence  $\frac{\sqrt{u'^2}}{U}$  égal à 0.48%. Il est à noter que 90% de l'énergie du spectre est associée à des basses fréquences et se retrouve entre 0 et 5 Hz.

Quant au spectre mesuré à l'extérieur de la veine d'essais, en condition de convection naturelle, on remarque que son énergie chute rapidement. Cependant, pour les fréquences inférieures à 10 Hz, son comportement est similaire aux mesures prises dans l'écoulement potentiel : ce phénomène ne peut être expliqué pour l'instant et des investigations plus poussées seraient nécessaires pour éclaircir cet effet puisqu'il correspond à la plus forte portion de l'énergie associée au taux de turbulence.

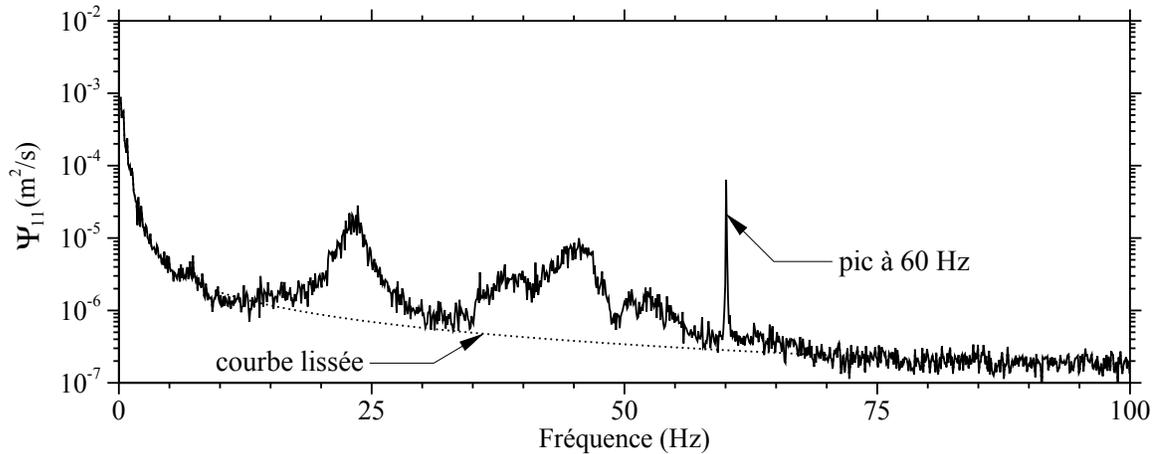


FIG. 6.4 – Spectre en fréquence de  $u'$  : mesuré dans l'écoulement potentiel (trait continu) ; avec lissage des pics à 23, 45 et 60 Hz (trait pointillé).

L'analyse fréquentielle fournit une information plus complète que l'analyse temporelle car elle permet de retrancher des fréquences autres que celles associées à la turbulence, réduisant ainsi l'intensité turbulente de 0.54% à 0.48%. Cette approche est cependant plus lourde et plus complexe que l'approche temporelle classique.

## 6.5 Uniformité spatiale de l'écoulement potentiel

Dans cette section sont présentés les résultats de mesure d'uniformité spatiale dans la zone d'écoulement potentiel de la veine d'essai tandis que les mesures effectuées dans les couches limites sont plutôt présentées à la section suivante.

Les essais de la présente section sont effectués en utilisant les capteurs de pression différentielle *MKS Baratron Type 223 BD*. Pour obtenir la pression dynamique dans la veine, la pression totale est mesurée par un tube de Pitot et la pression statique par une prise de pression pariétale située sur le plancher à  $x = 69$  cm (27 po), au centre de la veine d'essai. Le tube de Pitot est installé à 66 cm (26 po) de l'entrée de la veine sur le support à angle décrit à la section 5.1.5, alors que les mesures de température sont effectuées en ajoutant un thermistor linéarisé sur ce même support. Le système de coordonnées utilisé est présenté à la figure 5.4.

### 6.5.1 Uniformité de vitesse en hauteur $\frac{\partial U}{\partial y}$

Des mesures de l'uniformité de vitesse selon la hauteur à l'intérieur de la veine sont effectuées à 15 m/s. 2 traverses de la veine sont effectuées au cours d'un total de 4 essais, chacun couvrant un peu plus de la moitié de la hauteur de la veine. Les vitesses ainsi mesurées sont comparées avec la vitesse de référence calculée à partir de la lecture de la pression différentielle au convergent.

Les variations de vitesse obtenues sont présentées en écarts relatifs à la référence à la figure 6.5. On constate que la vitesse est plus élevée aux parois qu'au centre de la veine, que la distribution n'est pas symétrique et que la survitesse est plus importante dans la portion inférieure de la veine.

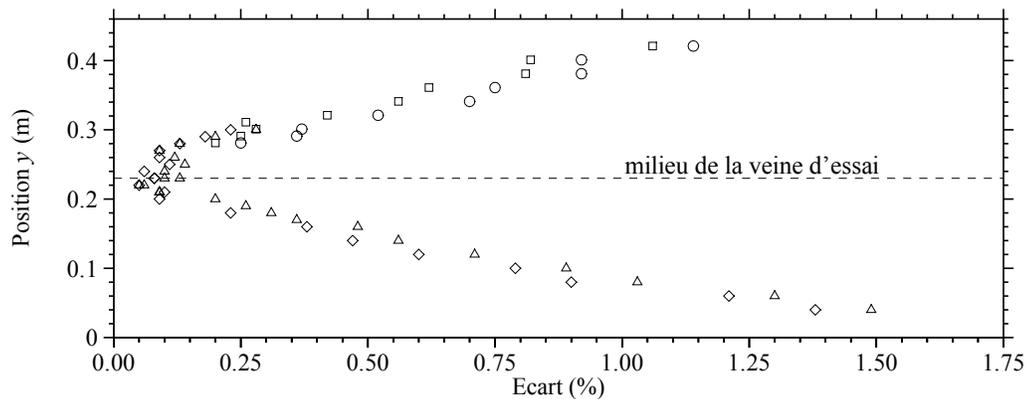


FIG. 6.5 – Uniformité en hauteur de la vitesse dans la veine, ◇ : essai 1, □ : essai 2, △ : essai 3, ○ : essai 4.

Afin de vérifier l'impact de la distribution de la vitesse à la sortie du convergent sur la non uniformité, des simulations numériques sont effectuées en modélisant le convergent avec le solveur potentiel présenté à la section 4.3 sans effets visqueux. Ces simulations démontrent elles aussi une survitesse aux parois mais son intensité est beaucoup moindre : immédiatement à l'entrée de la veine la survitesse à la paroi est de 4.2%, puis elle diminue rapidement à 1.5% à 5 cm (2 po) et à 0.3% à 15 cm (6 po). Le profil de vitesse à cette dernière position est présenté à la figure 6.6.

La comparaison des résultats des simulations numériques et des essais en laboratoire démontre que l'accélération bidimensionnelle causée par le convergent ne permet donc pas d'expliquer totalement la survitesse dans la veine d'essais. Des mesures subséquentes des composantes de vitesse  $v$  et  $w$  effectuées dans la veine (Venisse 2004) ont fait ressortir la présence d'écoulements secondaires importants dans les coins, qui contribuent à maintenir l'effet du convergent sur une plus grande distance que dans le cas des simu-

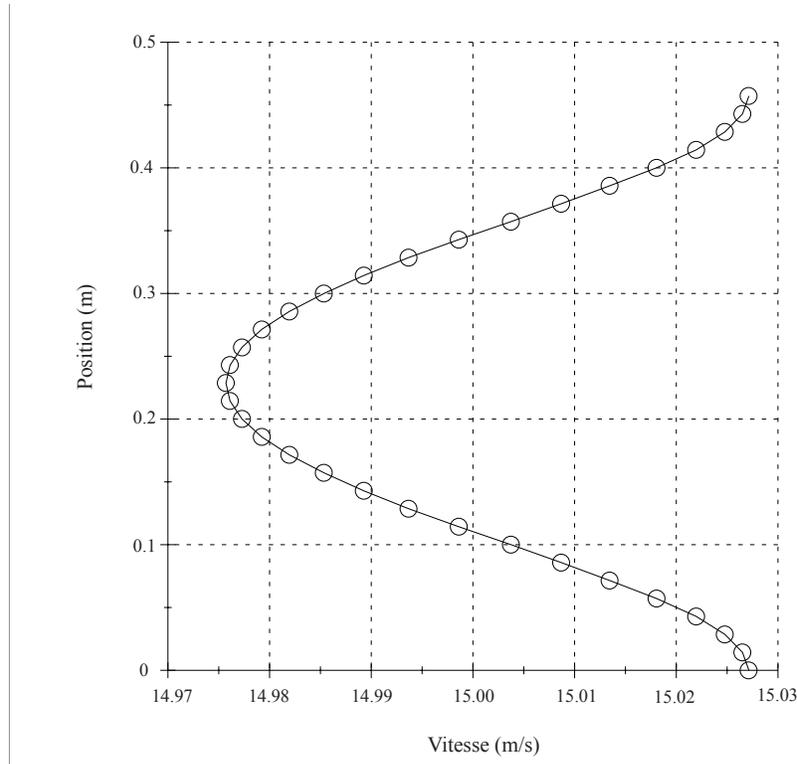


FIG. 6.6 – Calculs potentiels de l’uniformité spatiale de la vitesse en hauteur dans la veine à 15 cm (6 po) de l’entrée.

lations numériques. Il est aussi possible que la proximité entre le tube de Pitot et la prise de pression statique ait perturbé les lectures de cette dernière pour les mesures effectuées près du plancher et ait ainsi accentué l’effet de dissymétrie.

### 6.5.2 Uniformité de pression longitudinale $\frac{\partial p}{\partial x}$

Afin d’évaluer l’ajustement du plafond inclinable, la distribution de pression au plancher de la veine est mesurée à 15 m/s, en comparant la pression de chaque prise de pression pariétale avec la prise située à 66 cm (26 po) de l’entrée de la veine. Le gradient de pression longitudinal est ensuite calculé par différence centrée.

La figure 6.7 b) montre qu’il existe un gradient de pression positif d’un peu plus de 1.5 Pa/m dans la portion centrale de la veine, ce qui signifie que la pression statique augmente et donc que l’angle d’ouverture du plafond est un peu trop important. Cet écart cause une diminution de la vitesse dans la veine d’environ 0.5%, qui est considérée minimale et ne justifie pas le réajustement du plafond.

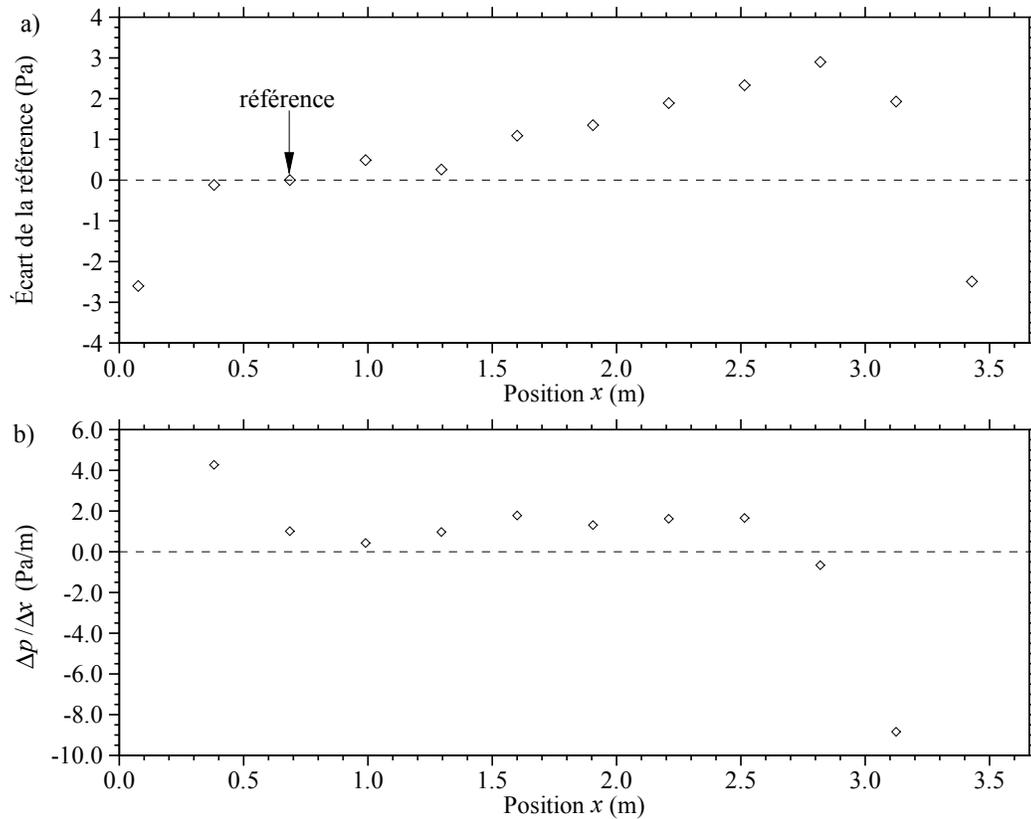


FIG. 6.7 – Distribution de pression au plancher de la veine ; a) comparaison avec la référence, b) gradient de pression longitudinal.

Un effet de décélération (gradient de pression positif) à l'entrée de la veine est visible sur la figure 6.7. Cet effet peut s'expliquer par la survitesse au plancher de la veine qui s'affaiblit, tel que démontré par les simulations numériques de l'écoulement dans le convergent présentées à la section 6.5.1.

On note de plus sur la figure 6.7 un gradient de pression négatif à la sortie de la veine d'essais. Ce gradient provient de la réduction de section à la fin de la veine causée par l'entrée dans la section de transition (section 5.1.2), qui cause une accélération de l'écoulement. Ce gradient de pression favorable aura pour effet de diminuer l'intensité de la zone décollée à la fin de la veine d'essai en favorisant le ré-attachement de la couche limite lors des essais avec la veine modifiée.

### 6.5.3 Uniformité de température en hauteur $\frac{\partial T}{\partial y}$

Des essais d'uniformité de la température selon la hauteur sont effectués à 15 m/s. 6 essais sont réalisés sur 3 jours différents, soit 1 essai pour la portion supérieure de la veine et 1 autre pour la portion inférieure à chacun des trois jours.

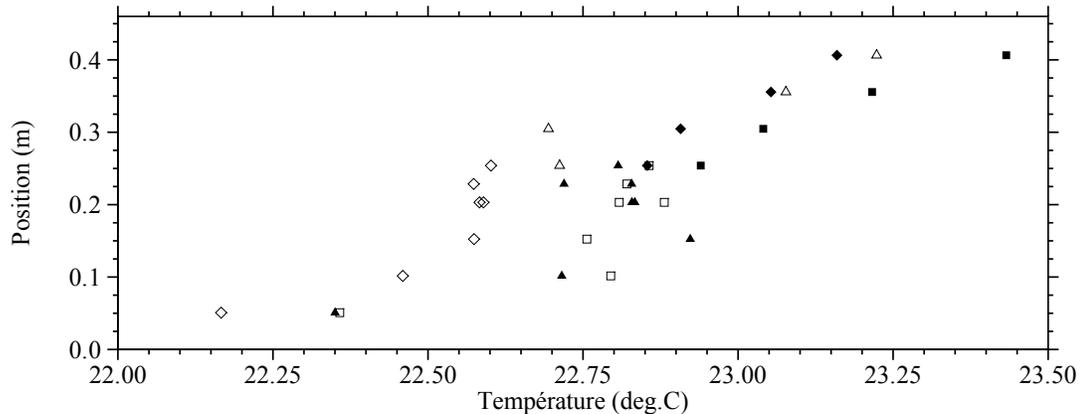


FIG. 6.8 – Distribution de température selon la hauteur dans la veine,  $\diamond$  : essais 1 et 2,  $\square$  : essais 3 et 4,  $\triangle$  : essais 5 et 6, les symboles pleins représentent le deuxième essai de chaque série.

La figure 6.8 montre clairement la présence d'un gradient de température de plus de 1 degré Celsius dans la veine. Cet écart ne peut être associé à des fluctuations temporelles puisqu'une sonde RTD fixe (valeurs non présentées) a été employée pour les essais 3, 4, 5 et 6 et n'a pas démontré de telles variations.

Il est à noter que ces divers essais ont été effectués au mois de décembre et qu'il est possible que le gradient de température soit encore plus grand durant l'été. Ce gradient de température provient probablement d'un effet de stratification de l'air dans le laboratoire, bien que cette hypothèse n'ait pas été confirmée : l'ajout de ventilateurs permettrait de diminuer cet effet.

Le gradient de température peut avoir un impact sur les mesures de vitesse effectuées avec les sondes anémométriques à fil chaud. En effet une correction est effectuée pour prendre en compte l'effet de la différence de température entre le moment de l'étalonnage et celui de l'utilisation de la sonde (équation 5.3). Puisque la température de référence dans la veine est mesurée sur l'axe central du convergent (section 5.2.2), un biais est causé par la différence entre la mesure du thermistor linéarisé et la température locale réelle au niveau du fil. Ce problème peut cependant être évité en étalonnant directement dans la veine d'essais les sondes anémométriques à fil chaud, ce qui a été fait dans le

cas de la veine avant modifications mais qui n'est malheureusement pas possible pour la veine d'essai modifiée.

## 6.6 Zones visqueuses

Cette section présente les résultats des mesures effectuées à l'intérieur des couches limites de la veine. Ces mesures sont effectuées soit avec la sonde anémométrique à fil chaud droit *Auspex* montée sur le système de déplacement sur le bouchon de laiton ou encore avec un tube de Pitot en forme de col de cygne et les capteurs *MKS Baratron Type 223 BD*, à des vitesses d'environ 15 m/s. Les paramètres de couche limite ont été calculés selon la méthode présentée à la section 5.2.7.

Les murs latéraux sont identifiés *Nord* et *Sud*, c'est-à-dire les côtés droit et gauche de la veine en regardant vers l'aval. Le système de coordonnées utilisé est présenté à la figure 5.4.

### 6.6.1 Profils de couches limites à l'entrée de la veine

Les couches limites au plafond de même que sur les parois latérales à l'entrée de la veine sont mesurées en utilisant la sonde anémométrique à fil chaud droit, avec et sans bandes de rugosités. La sonde est positionnée à 6.4 cm (2.5 po) de l'entrée de la veine, soit tout juste après la jonction entre le convergent et le début de la section d'essai, derrière les bandes de rugosités. Ces données sont comparées avec les résultats de simulations directes de la couche limite turbulente sur plaque plane réalisées par Spalart (1988) à  $Re_\theta = 1410$ .

La figure 6.9 et le tableau 6.2 nous montrent que, pour les cas lisses et rugueux, les résultats obtenus sur les parois latérales concordent adéquatement entre eux, bien que les épaisseurs intégrales ( $\delta^*$ ,  $\theta$ ) soient un peu plus importantes sur la paroi sud. Les résultats des mesures effectuées sans les bandes de rugosité sont de plus cohérents avec les résultats des simulations directes de Spalart.

Les résultats des sondages au plafond diffèrent des résultats obtenus sur les parois latérales, les profils de vitesse au plafond présentant un déficit de vitesse plus important, un coefficient de frottement réduit et des épaisseurs intégrales et un paramètre de forme plus grands. La figure 6.10 montre de plus que, pour le cas lisse au plafond, la loi

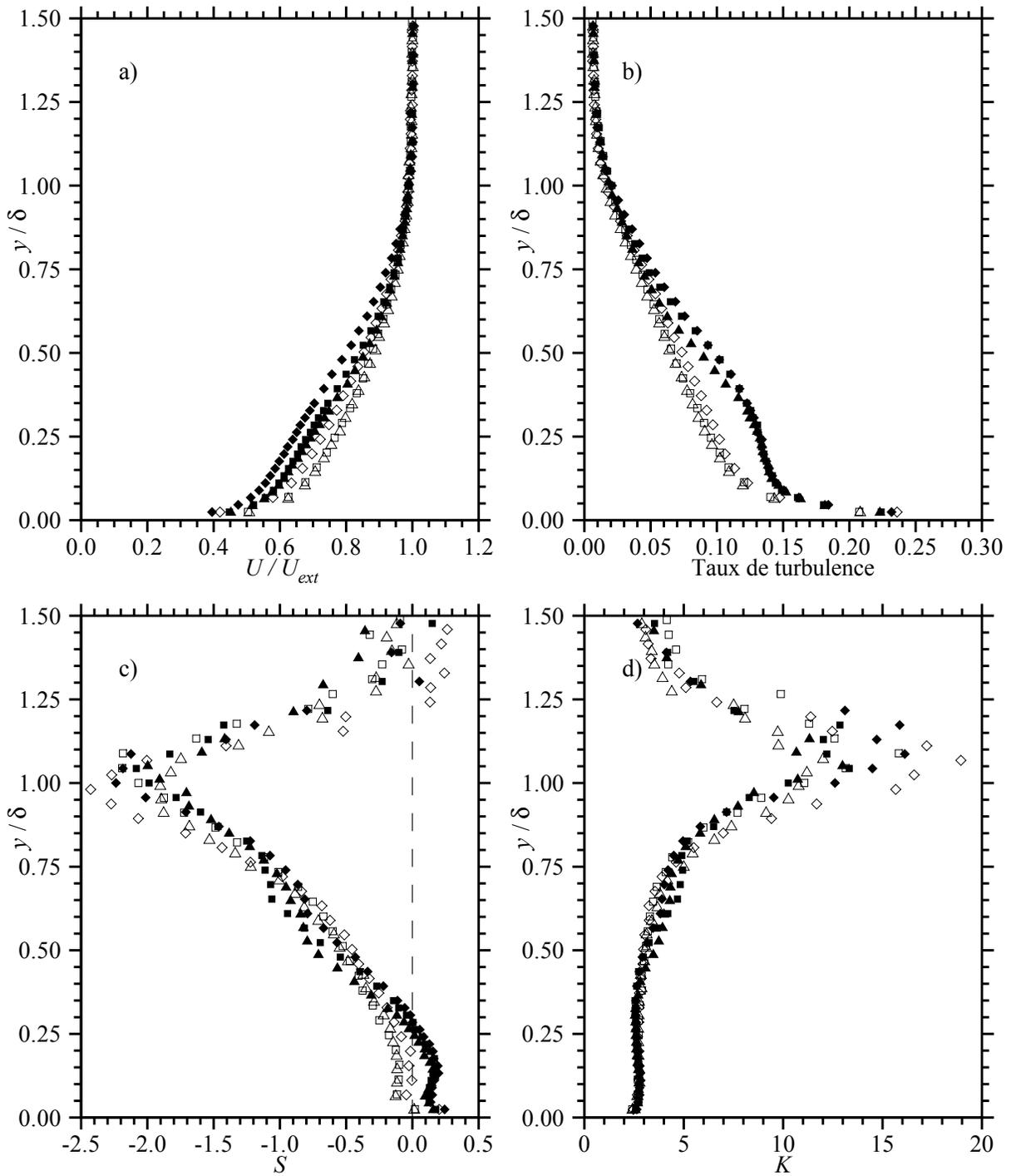


FIG. 6.9 – Profils normalisés de couche limite à l’entrée de la veine,  $\diamond$  : plafond,  $\square$  : nord,  $\triangle$  : sud, les symboles pleins représentent les essais avec bandes de rugosités ; a) vitesse, b) taux de turbulence, c) coefficient de dissymétrie, d) coefficient d’aplatissement.

Essai	$C_f$	$\delta^*$	$\theta$	$H$	$Re_\theta$	$\delta$
lisse - plafond	3.59E-3	2.14	1.45	1.48	1573	11.5
lisse - nord	4.08E-3	1.82	1.28	1.42	1338	11.3
lisse - sud	4.04E-3	1.95	1.39	1.41	1449	12.4
rugosités - plafond	2.85E-3	2.73	1.75	1.56	1981	11.5
rugosités - nord	3.27E-3	2.32	1.52	1.52	1641	11.5
rugosités - sud	3.24E-3	2.42	1.61	1.50	1707	12.4
Spalart (1988)	4.11E-3	-	-	1.42	1410	-

TAB. 6.2 – Paramètres de couche limite à l’entrée de la veine (épaisseurs intégrales en mm).

logarithmique s’applique sur une portion plus courte que pour les murs latéraux et que le profil ne suit plus les résultats de Spalart pour la région externe de la couche limite : ces constatations sont conformes aux conclusions de Spalart et Watmuff (1993) pour une couche limite en gradient de pression adverse, ce qui concorde avec les données de l’amortissement de la survitesse à la paroi créée par le convergent (section 6.5.1).

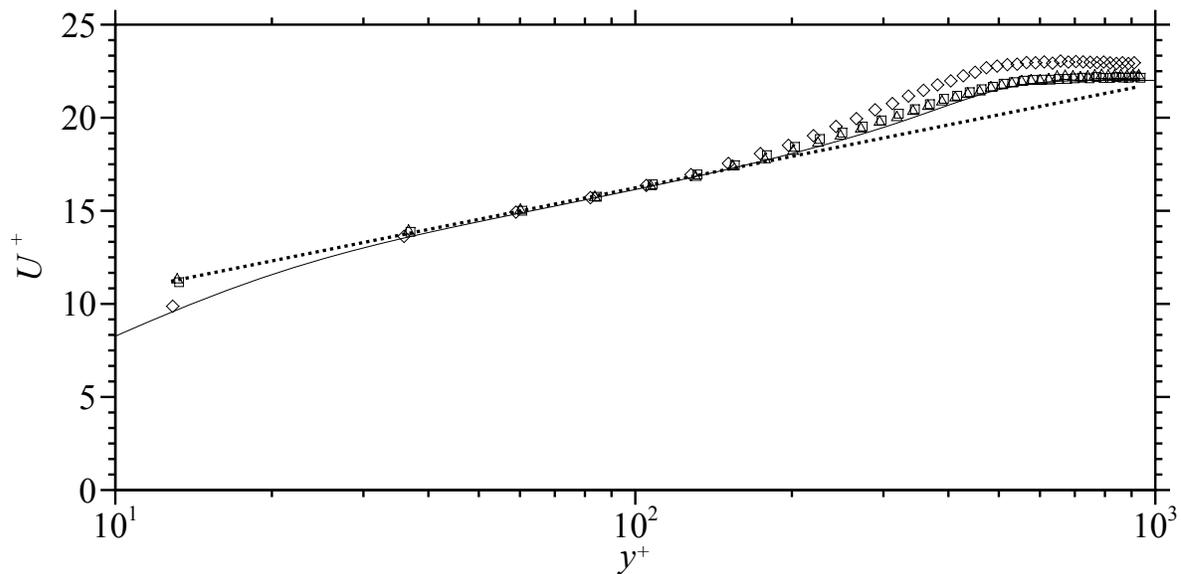


FIG. 6.10 – Profils de vitesse normalisés en variables de paroi à l’entrée de la veine sans bandes de rugosités,  $\diamond$  : plafond,  $\square$  : nord,  $\triangle$  : sud, trait pointillé : loi logarithmique, trait continu : Spalart (1988).

La comparaison des valeurs de  $C_f$  (tableau 6.2) montre que le frottement pariétal est plus faible pour les cas avec les bandes de rugosité alors que ce devrait être l’inverse. En citant les travaux de Nikuradse sur l’effet des rugosités de paroi sur la couche limite

turbulente, Cousteix (1989) mentionne que la structure interne de la couche limite est modifiée et qu'un terme de décalage  $\Delta U^+$  doit être ajoutée à la loi logarithmique :

$$U^+ = \frac{1}{\chi} \ln y^+ + C - \Delta U^+ \quad (6.3)$$

L'équation 6.3 peut être écrite pour mettre en évidence l'effet du terme de décalage sur le calcul du frottement pariétal :

$$\sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \left[ \ln \left( \frac{y \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}}}{\nu} \right) + \chi C \right] = \chi (U + \Delta U) \quad (6.4)$$

L'estimation de  $\tau_w$  et donc de  $C_f$  sans ce terme de décalage  $\Delta U$  sous-estime donc le frottement réel. Cette mauvaise évaluation du frottement fait que l'on sur-estime  $U^+$  et sous-estime  $y^+$ , ce qui entraîne que le profil de vitesse ne suit plus les résultats de Spalart lorsqu'il est tracé en variable de paroi (figure 6.11). L'effet de la présence des rugosités est aussi notable à la figure 6.9 sur le profil de vitesse (déficit de vitesse), sur le taux de turbulence local (intensité turbulente plus élevée) et sur  $S$  (fluctuations positives plus intenses).

Les figures 6.10 et 6.11 montrent de plus que, pour les points situés près de la paroi (sous-couche visqueuse et zone tampon), les vitesses mesurées sont supérieures aux valeurs calculées lors des simulations directes effectuées par Spalart (1988). Ces écarts sont explicables par le fait qu'aucune correction n'est appliquée pour les mesures près des parois. Dans le cas de l'anémométrie à fil chaud, une erreur sera donc présente sur le paramètre de correction pour la température  $C_t$  (équation 5.3) : le fil étant refroidi par la conduction avec la paroi du plancher en aluminium, sa température  $T_{fil}$  diminue ce qui réduit la valeur de  $C_t$ . La vitesse perçue alors par le fil est donc plus élevée que la vitesse locale réelle.

## État des couches limites

Les résultats de la section précédente permettent d'établir que les couches limites sont turbulentes à l'entrée de la veine. Ces mesures confirment les visualisations par sublimation effectuées dans le convergent décrites à la section 5.3.1. Tel que mentionné précédemment, les bandes de rugosité sont tout de même conservées à la jonction du

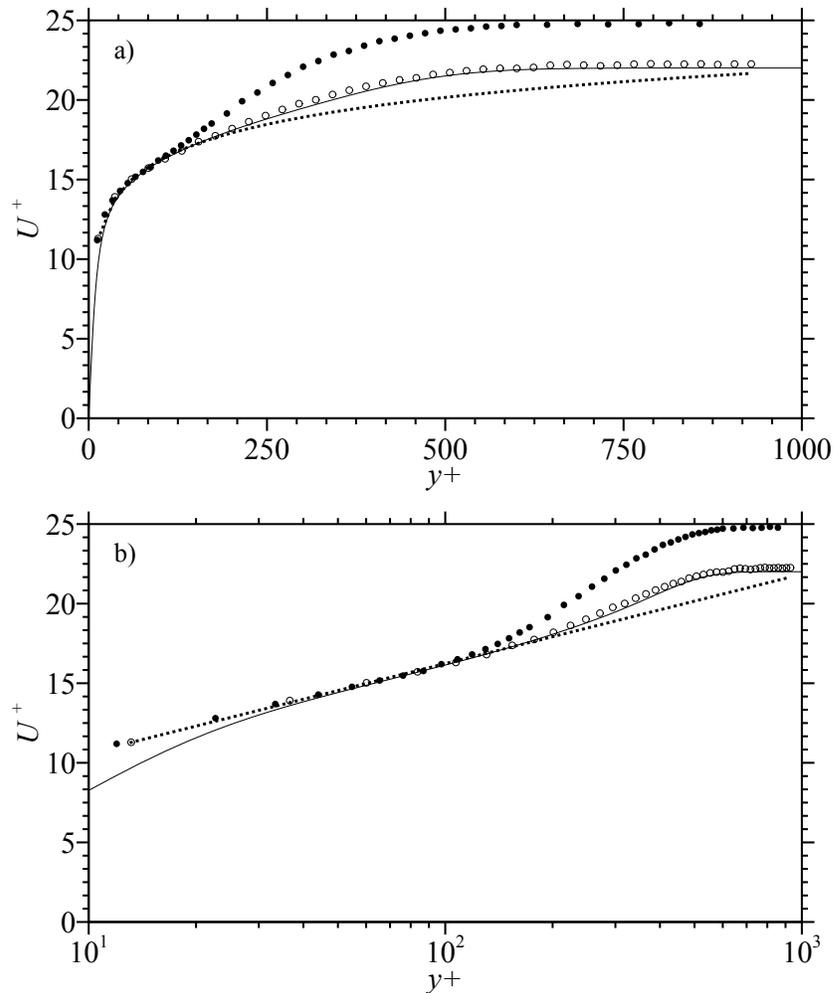


FIG. 6.11 – Profils de vitesse normalisés en variables de paroi à l’entrée de la veine sur la paroi sud, a) échelle linéaire, b) échelle semi-logarithmique ; symboles vides : sans bande de rugosité, symboles pleins : avec bandes de rugosités, trait pointillé : loi logarithmique, trait solide : Spalart 1988.

convergent et de la section d’essai même si leur effet sur la bidimensionnalité est minime puisque les couches limites sont déjà turbulentes.

Pour le déclenchement de la transition à l’aide de bandes de carborundum, Cousteix (1989) mentionne que le déclenchement est assuré au voisinage de la bande dès que  $\frac{U_e k}{\nu}$  est supérieur à 500 pour une largeur de bande de  $10 \delta^*$ , avec  $\delta^*$  calculé sans la présence des rugosités.  $k$  représente la hauteur de rugosité.

Basé sur ces informations, une bande de papier sablé de grade 36 (36 grains au pouce) de 2.54 cm (1 po) a été appliquée, soit une valeur  $k$  de 0.71 mm. Pour le mur sud à 16 m/s, le paramètre  $\frac{U_e k}{\nu}$  est de 773 et la bande a une largeur de  $13 \delta^*$ .

### 6.6.2 Profils de couches limites à la position 63.5 cm (25 po)

C'est avec un tube de Pitot en col de cygne que les couches limites à 63.5 cm (25 po) de l'entrée de la veine sont mesurées. Le support de sonde présenté à la figure 5.5 est utilisé de façon à couvrir 9 positions sur la largeur de la veine.

Le tableau 6.3 présente les paramètres de couche limite obtenus pour ces sondages. Afin de mieux évaluer les fluctuations en envergure des divers paramètres, les épaisseurs intégrales  $\delta^*$  et  $\theta$ , le paramètre de forme  $H$  et le coefficient de frottement  $C_f$  sont tracés aux figures 6.12, 6.13 et 6.14 respectivement, où les positions de signe  $z$  négatif représentent le coté *Sud* de la soufflerie, c'est-à-dire le coté gauche tel que perçu par l'écoulement dans la veine.

Essai	$z$ (m)	$\frac{z}{l/2}$	$C_f$	$\delta^*$	$\theta$	$H$	$Re_\theta$	$\delta$
<i>Nord 4</i>	0.260	0.85	3.09E-3	5.08	3.62	1.40	3777	28.8
<i>Nord 3</i>	0.193	0.63	2.89E-3	5.41	3.79	1.43	3999	28.3
<i>Nord 2</i>	0.126	0.41	3.39E-3	3.95	2.86	1.38	3015	23.3
<i>Nord 1</i>	0.060	0.20	3.50E-3	3.77	2.75	1.37	2897	22.8
<i>Centre</i>	-0.007	-0.02	3.33E-3	3.87	2.77	1.40	2913	23.0
<i>Sud 1</i>	-0.074	-0.24	3.33E-3	4.01	2.89	1.39	3137	23.8
<i>Sud 2</i>	-0.140	-0.46	3.14E-3	4.71	3.38	1.40	3647	26.5
<i>Sud 3</i>	-0.207	-0.68	3.26E-3	4.49	3.26	1.38	3510	27.3
<i>Sud 4</i>	-0.274	-0.90	3.60E-3	3.86	2.90	1.33	3043	27.0

TAB. 6.3 – Paramètres de couche limite à 63.5 cm (25 po) de l'entrée de la veine (épaisseurs intégrales en mm), la largeur de la veine  $l$  est de 60.96 cm (24 po).

Il est à noter que la vitesse de référence, obtenue à partir de la différence de pression dans le convergent, est inférieure à la vitesse des points des profils situés dans la zone d'écoulement potentiel. Cette observation satisfait encore une fois les mesures d'une survitesse au plancher de la veine puisque la vitesse de référence correspond à la vitesse au centre de la veine, l'étalonnage du convergent étant effectué en utilisant un tube Pitot-statique positionné à cet endroit. Ce n'est donc pas la vitesse de référence qui a été employée pour le calcul des paramètres de couches limites mais plutôt la vitesse fluide parfait locale, qui est déterminée en estimant de quelle façon le profil de vitesse se prolongerait jusqu'à la paroi en l'absence d'effets visqueux.

On constate qu'à la position *Sud 4*, qui est la station de mesure située la plus près des murs latéraux (3.1 cm (1.2 po) de la paroi), la valeur de  $C_f$  est la plus élevée, ce qui peut laisser supposer des effets de coins; cet effet n'est pas observé à la position

*Nord 4*, située à 4.5 cm (1.8 po) de l'autre paroi. Les effets de coins semblent donc à première vue être limités mais des investigations plus poussées seraient nécessaires pour déterminer leur effet de façon plus précise.

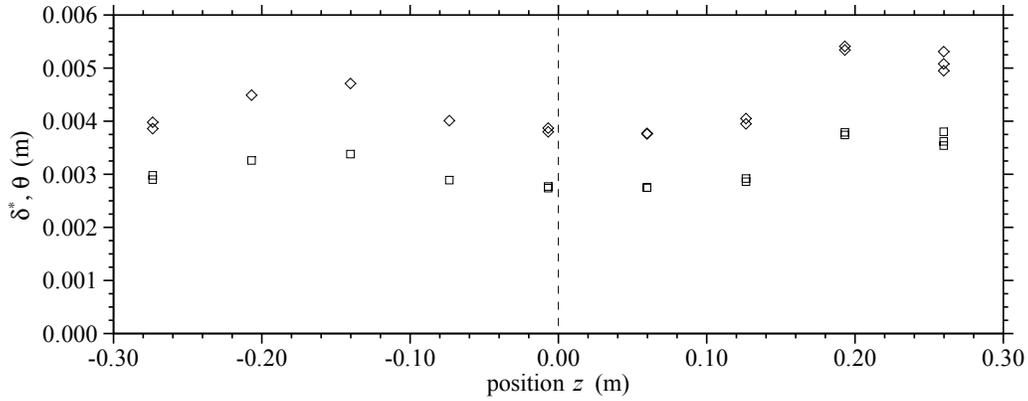


FIG. 6.12 – Variations en envergure des épaisseurs intégrales au plancher de la veine libre,  $x = 63.5$  cm (25 po),  $\diamond$  :  $\delta^*$ ,  $\square$  :  $\theta$ .

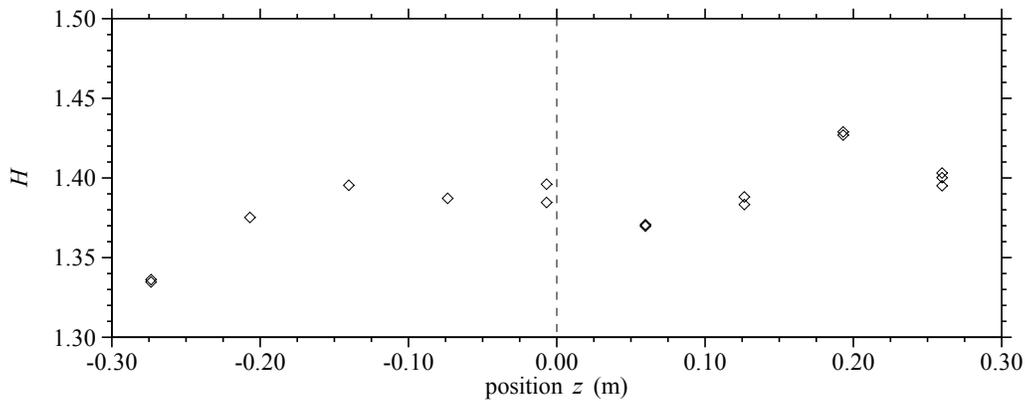


FIG. 6.13 – Variations en envergure du paramètre de forme  $H$  au plancher de la veine libre,  $x = 63.5$  cm (25 po).

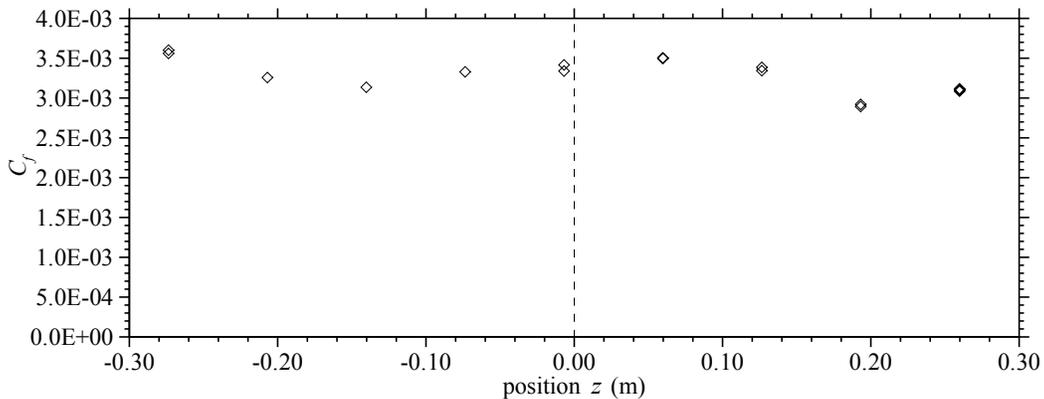


FIG. 6.14 – Variations en envergure du coefficient de frottement  $C_f$ .

Les données du tableau et des figures démontrent des fluctuations importantes des divers paramètres de couche limite selon l'envergure, l'écart entre les valeurs extrêmes de  $C_f$  atteignant même 21.8%. Ces fluctuations ne peuvent s'expliquer par l'incertitude sur la position de départ du profil ou la non-répétabilité des essais. Aucune tendance ne peut être décelée. Il est assumé que les non-uniformités de la couche limite originent soit du début de son développement dans le convergent ou encore de sa transition de l'état laminaire à turbulent.

Mehta et Hoffmann (1987) expliquent que des instabilités ayant la forme de faibles tourbillons longitudinaux persistants sont générés par des grillages ayant un facteur de surface ouverte  $\beta$  inférieur à 0.57. De plus ils mentionnent qu'un grillage ayant un  $Re_{fil}$  supérieur à 50 (basé sur le diamètre du grillage) devrait être évité pour prévenir le lâcher de tourbillons. Le tableau 6.4 présente ces paramètres pour la chambre de tranquillisation de la soufflerie utilisée pour les essais, basé sur une vitesse d'écoulement de 15 m/s dans la veine.

Grillage	$\beta$	$Re_{fil}$
A	0.75	39
B	0.54	67
C	0.63	48
D	0.61	53

TAB. 6.4 – Paramètres des grillages du convergent.

Le grillage B permet le développement des deux types de perturbations. Il est recommandé de changer ce grillage pour améliorer l'uniformité de la couche limite. Dans leur étude, effectuée dans 2 souffleries différentes, Mehta et Hoffmann mentionnent des réductions de non-uniformités de  $C_f$  de 18% à 10% et de 19% à 11% en remplaçant le dernier grillage de chacune des souffleries.

Des investigations plus poussées sur le développement des couches limites dans le convergent seraient donc nécessaires et des modifications au convergent ou des changements de grillages pourraient être à envisager pour améliorer l'uniformité des couches limites.

### Imprécision sur la position du premier point du profil

Pour les mesures des profils de vitesse avec le tube de Pitot, la position de départ est déterminée en déplaçant celui-ci lentement jusqu'à ce que l'utilisateur observe de

façon visuelle un contact avec la paroi. La position de départ est alors établie comme étant la demi-épaisseur de l'extrémité du tube de Pitot, c'est-à-dire 0.35 mm (0.0013 po). La méthode du contact électrique, employée pour les sondages de couches limites effectués avec la sonde anémométrique à fil chaud, ne peut être utilisée puisque le tube constituant le corps du tube de Pitot est conducteur.

Dans le but d'évaluer l'effet de biais causé par l'imprécision sur la position initiale du profil, des calculs des différents paramètres de couches limites sont effectués sur un profil de vitesse mesuré au Pitot puis ces calculs sont repris en décalant les positions  $y$  des profils de +0.2, +0.1, -0.1 et -0.2 mm. Les résultats de ces calculs sont présentés aux tableaux 6.5 et 6.6.

Décalage	$C_f$	$\delta^*$	$\theta$	$H$	$Re_\theta$	$\delta$
+0.2 mm	3.03E-3	5.20	3.67	1.42	3827	29.0
+0.1 mm	3.06E-3	5.14	3.65	1.41	3802	28.9
référence	3.09E-3	5.08	3.62	1.40	3777	28.8
-0.1 mm	3.12E-3	5.02	3.60	1.39	3753	28.7
-0.2 mm	3.15E-3	4.94	3.58	1.38	3732	28.6

TAB. 6.5 – Effet de l'imprécision sur la position de départ : variation des paramètres de couche limite.

Décalage	$C_f$	$\delta^*$	$\theta$	$H$	$Re_\theta$	$\delta$
+0.2 mm	-1.98	2.26	1.33	0.92	1.32	0.70
+0.1 mm	-1.00	1.18	0.66	0.51	0.66	0.35
référence	-	-	-	-	-	-
-0.1 mm	1.07	-1.26	-0.64	-0.65	-0.64	-0.35
-0.2 mm	2.20	-2.68	-1.19	-1.52	-1.19	-0.70

TAB. 6.6 – Effet de l'imprécision sur la position de départ : écart relatif (%) par rapport au cas sans décalage.

Le tableau 6.6 nous montre que les variations des diverses épaisseurs sont de même signe que le sens du décalage, alors que  $C_f$  varie de façon inverse. Une erreur de positionnement positive (valeur indiquée plus grande que la position réelle de la sonde) créera donc l'illusion que le déficit de vitesse est plus important dans le profil, entraînant ainsi des épaisseurs intégrales plus grandes. Cette même erreur augmente de plus la valeur de  $H$  et diminue  $C_f$ , donnant l'impression d'une couche limite moins énergétique qu'elle ne l'est en réalité.

Des écarts de  $\pm 0.2$  mm sur le positionnement du tube de Pitot sont considérés probables vu la méthode visuelle de positionnement employée. La fabrication d'un bouchon de plexiglas permettrait d'utiliser la technique du contact électrique, qui serait sûrement plus précise.

## Répétabilité

Afin d'évaluer l'effet de la répétabilité sur les mesures, des essais sont repris à certaines des positions en envergure. Les tableaux 6.7 et 6.8 comparent les résultats obtenus lors de 3 essais effectués à la position *Nord 4*. Les essais *a* et *b* sont effectués le même jour et l'essai *c* la semaine suivante. Les profils de vitesse normalisés correspondant à ces 3 essais sont présentés à la figure 6.15.

Essai	$C_f$	$\delta^*$	$\theta$	$H$	$Re_\theta$	$\delta$	$U_e$ (m/s)
<i>Nord 4a</i>	3.09E-3	5.08	3.62	1.40	3777	28.8	16.28
<i>Nord 4b</i>	3.12E-3	5.31	3.80	1.40	3972	29.3	16.32
<i>Nord 4c</i>	3.10E-3	4.95	3.54	1.40	3736	28.3	16.11

TAB. 6.7 – Répétabilité des mesures à la position *Nord 4* (épaisseurs intégrales en mm).

Essai	$C_f$	$\delta^*$	$\theta$	$H$	$Re_\theta$	$\delta$	$U_e$
<i>Nord 4a</i>	-	-	-	-	-	-	-
<i>Nord 4b</i>	0.97	4.47	5.05	-0.57	5.16	1.74	0.24
<i>Nord 4c</i>	0.55	-2.48	-2.29	-0.21	-1.09	-1.74	-1.06

TAB. 6.8 – Répétabilité des mesures à la position *Nord 4* ; écart relatif (%) par rapport à l'essai *Nord 4a*.

Les écarts sur le paramètre  $C_f$  peuvent s'expliquer par l'incertitude sur la position de départ lors de la mesure du profil (section 6.6.2), alors que les écarts sur les épaisseurs intégrales sont un peu plus élevés. La répétabilité entre ces divers essais est cependant jugée satisfaisante.

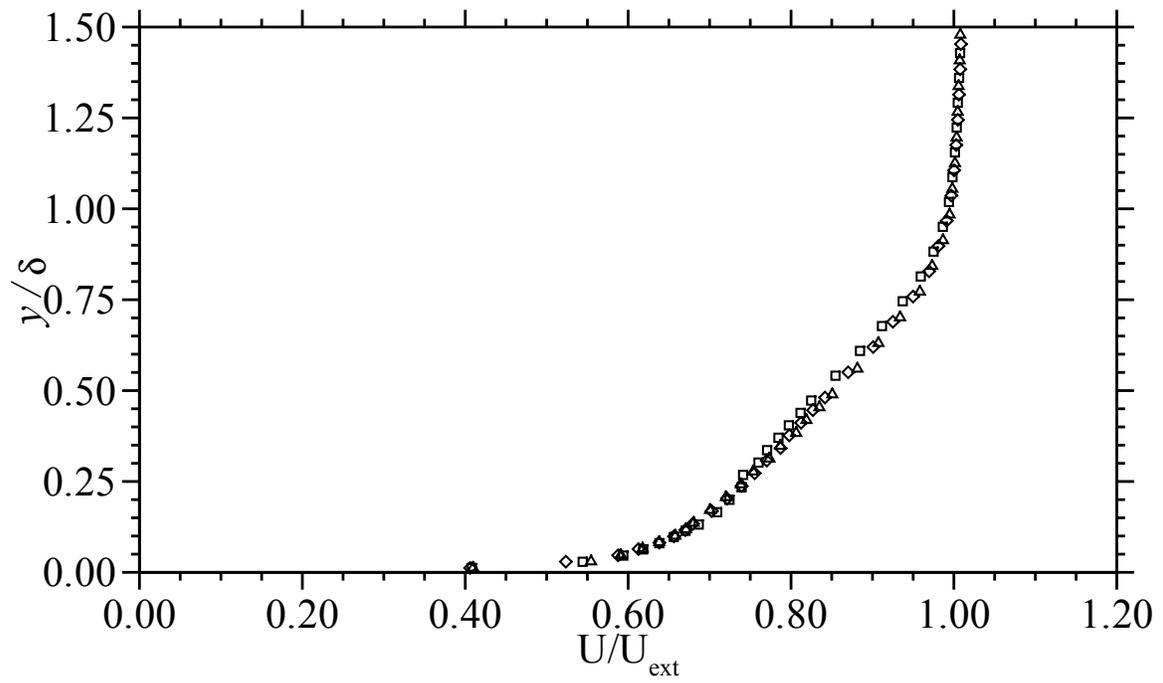


FIG. 6.15 – Comparaison des profils de vitesse normalisés à la position *Nord 4*,  $\diamond$  : essai 1,  $\square$  : essai 2,  $\triangle$  : essai 3.

# Chapitre 7

## Essais avec la veine modifiée

Les mesures réalisées dans la veine modifiée montrent qu'elle répond en partie aux critères de conceptions initiaux, c'est-à-dire de reproduire une distribution de pression typique d'un profil d'aile et d'entraîner le décollement de la couche limite se développant au plancher. Des effets tridimensionnels importants sont constatés ce qui fait en sorte que l'installation ne peut être utilisée dans son état actuel pour l'étude de mécanismes de contrôle du décollement de la couche limite.

### 7.1 Vitesse de référence

L'étalonnage du convergent est repris pour la veine modifiée selon la même procédure qu'à la section 6.2, sauf que la pression dynamique dans la veine est déterminée dans ce cas-ci par la différence entre la pression totale lue par un tube de Pitot, positionné à l'entrée de la veine sur un des mur latéraux, et la pression statique de la première prise de pression pariétale au plancher de la veine, à 15.2 cm (6 po) de l'entrée. 3 étalonnages sont effectués, soit deux avec des vitesses croissantes et un avec des vitesses décroissantes. Les résultats sont présentés à la figure 7.1. La régression linéaire fournissant la loi d'étalonnage est appliquée seulement sur les vitesses de 12 à 17 m/s. Les écarts sont inférieurs à 1.5% sur la gamme retenue, aucun effet d'hystérésis n'est noté et la répétabilité est excellente.

On définit pour un profil d'aile la pression dynamique de référence  $q_\infty$  comme étant la pression dynamique de l'écoulement non perturbé par la présence du corps. La pression dynamique obtenue à partir de l'étalonnage avec la veine modifiée ne peut donc pas

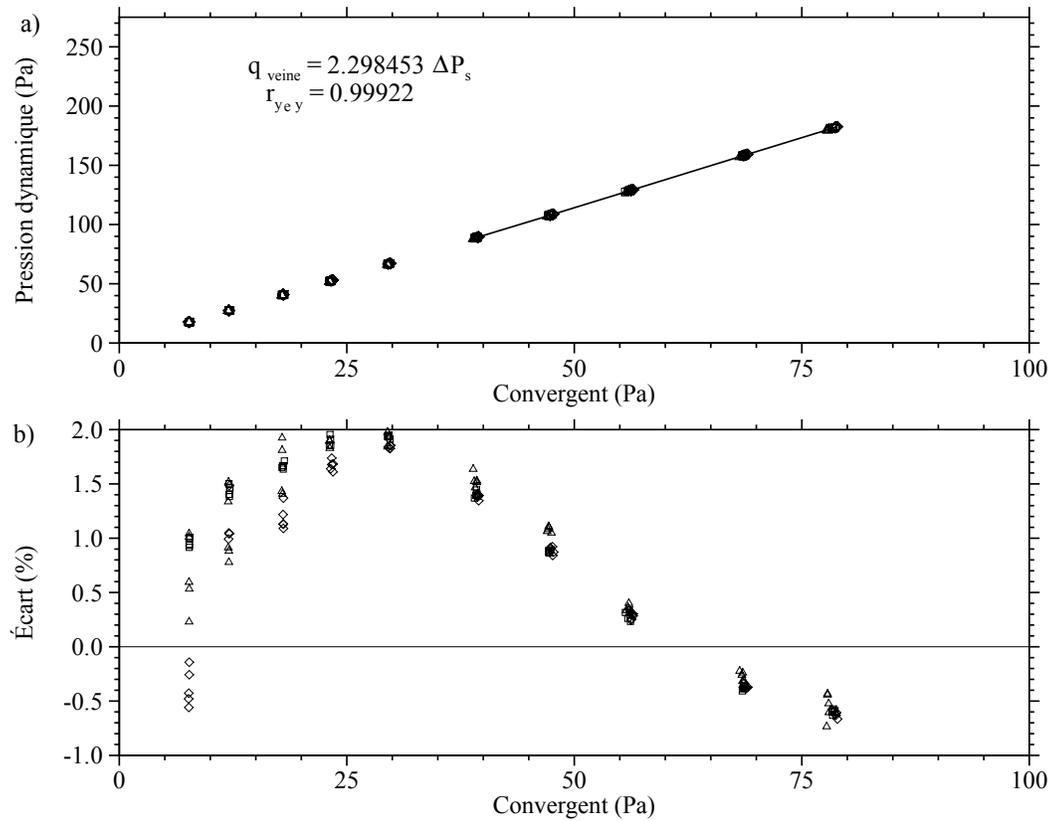


FIG. 7.1 – Étalonage du convergent,  $\diamond$  : essai 1,  $\square$  : essai 2,  $\triangle$  : essai 3; a) loi d'étalonnage, b) écarts relatifs à la mesure du Pitot.

être considérée comme étant la pression de référence puisqu'on constate qu'elle subit l'effet de la présence de la bosse au plafond : la pente de la loi d'étalonnage est en effet plus élevée pour la veine modifiée (2.2984) que pour la veine libre (1.5908, section 6.2), ce qui signifie que la pression dynamique est plus importante dû à l'effet d'accélération créé par la bosse.

Dans notre cas la pression de référence représente plutôt la pression dynamique dans la veine libre. La relation entre le coefficient de pression  $C_{p \text{ mes}}$  mesuré dans la veine modifiée et le coefficient de pression réel  $C_p$  s'obtient en développant l'équation suivante :

$$\frac{C_p}{C_{p \text{ mes}}} = \frac{\frac{p - p_\infty}{q_\infty}}{\frac{p - p_{\text{mes}}}{q_{\text{mes}}}} = \frac{1 - \frac{q}{q_\infty}}{1 - \frac{q}{q_{\text{mes}}}} \quad (7.1)$$

L'équation 7.1 se réécrit alors :

$$-C_p = -C_{p \text{ mes}} \frac{q_\infty}{q_{\text{mes}}} - 1 + \frac{q_\infty}{q_{\text{mes}}} \quad (7.2)$$

Puisque la pression dynamique est obtenue par l'étalonnage du convergent, le terme  $\frac{q_\infty}{q_{\text{mes}}}$  représente le ratio des pentes des deux lois d'étalonnage, qui est  $\frac{2.2984}{1.5908} = 1.4447$  dans la présente étude. Cette méthode de calcul de la pression de référence introduit cependant la propagation des erreurs des deux étalonnages sur la mesure de  $C_p$ .

## 7.2 Distribution de pression longitudinale

La distribution de pression dans la veine modifiée est obtenue à l'aide des prises de pression pariétales au plancher de la veine. 3 essais sont effectués et démontrent une excellente répétabilité. Au pic de dépression, le coefficient de pression  $C_p$  atteint -15.9. La figure 7.2 permet de voir l'évolution de  $C_p$  dans la veine et de comparer les mesures expérimentales avec les prédictions numériques du chapitre 4 ainsi qu'avec le cas de référence.

La distribution de pression mesurée se situe entre les prédictions sans couplage visqueux et avec couplage visqueux partiel, tel que l'on s'y attendait puisque ces cas représentent les deux extrêmes (voir section 4.3). De plus on ne retrouve pas de plateau de pression, ce qui est contraire à l'aérodynamique classique des profils d'aile en situation de décollement : cette situation peut s'expliquer par la présence du mur supérieur divergent qui force le recouvrement de la pression statique. Ce recouvrement de pression n'est cependant pas complet dû au développement des couches limites sur les divers parois de la veine, ce qui explique que la courbe de  $C_p \infty$  mesurée expérimentalement ne revienne pas à zéro, contrairement aux calculs sans couplage visqueux. Des effets tridimensionnels non négligeables sont aussi possibles.

Ainsi comme aucun plateau de pression ne peut être détecté, les mesures de pression ne permettent pas de prédire l'occurrence ou non d'un décollement de la couche limite au plancher de la veine.

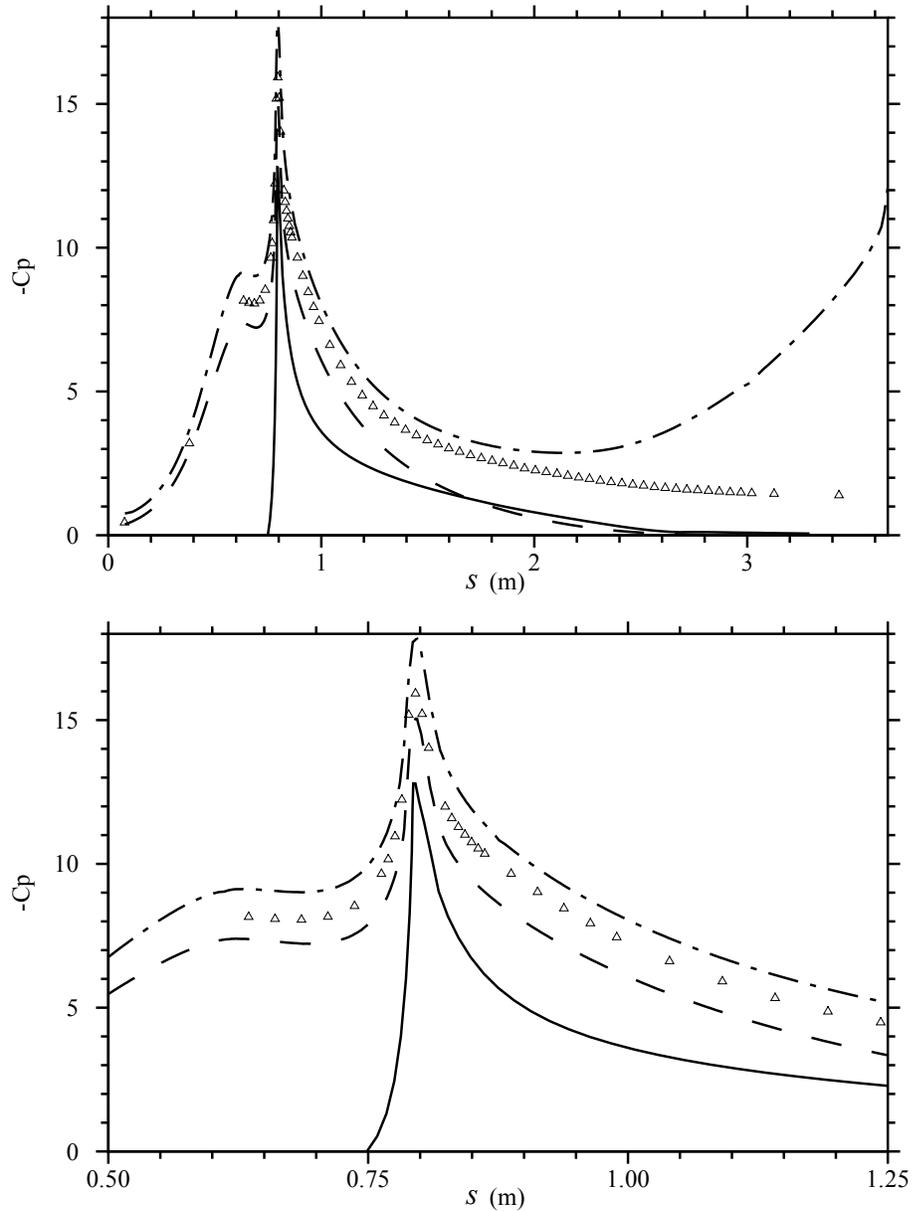


FIG. 7.2 – Distribution de pression ; mesures expérimentales ( $\Delta$ ) ; calcul sans couplage visqueux (simple tiret), calcul avec couplage visqueux partiel (double tiret), extrados d'un NACA 2412 avec XFOIL (trait continu).

### 7.3 Décollement de la couche limite

La sonde de frottement est employée pour détecter la position du décollement de la couche limite au plancher de la veine. La sonde est positionnée aux positions des bouchons, au centre de la veine selon l'envergure.

La figure 7.3 montre les résultats des mesures effectuées avec la sonde de frottement. Le décollement de la couche limite au plancher de la veine est détecté selon deux critères décrits à la section 2.1.3, soit le *décollement transitoire TD* (*Transitory Detachment*), qui se produit lorsque l'écoulement instantané est vers l'amont pendant 50% du temps ( $\gamma_{pu} = 0.50$ ), et le *décollement D*, qui représente l'annulation du frottement pariétal moyen ( $\bar{\tau}_w = 0$ ). Par régression linéaire, on trouve que les positions  $s_{TD}$  et  $s_D$  sont 1.913 m et 1.932 m respectivement. L'écart entre ces deux positions est attribué à l'imprécision sur les mesures et sur la régression. La comparaison des valeurs mesurées  $s_{TD}$  et  $s_D$  avec les prédictions numériques de la position du décollement (tableau 4.1) montre que le décollement réel dans la veine se produit en aval du cas sans couplage visqueux ( $C_f = 0$  à  $s = 1.377$  m) et en amont du cas de référence ( $C_f = 0$  à  $s = 2.499$  m).

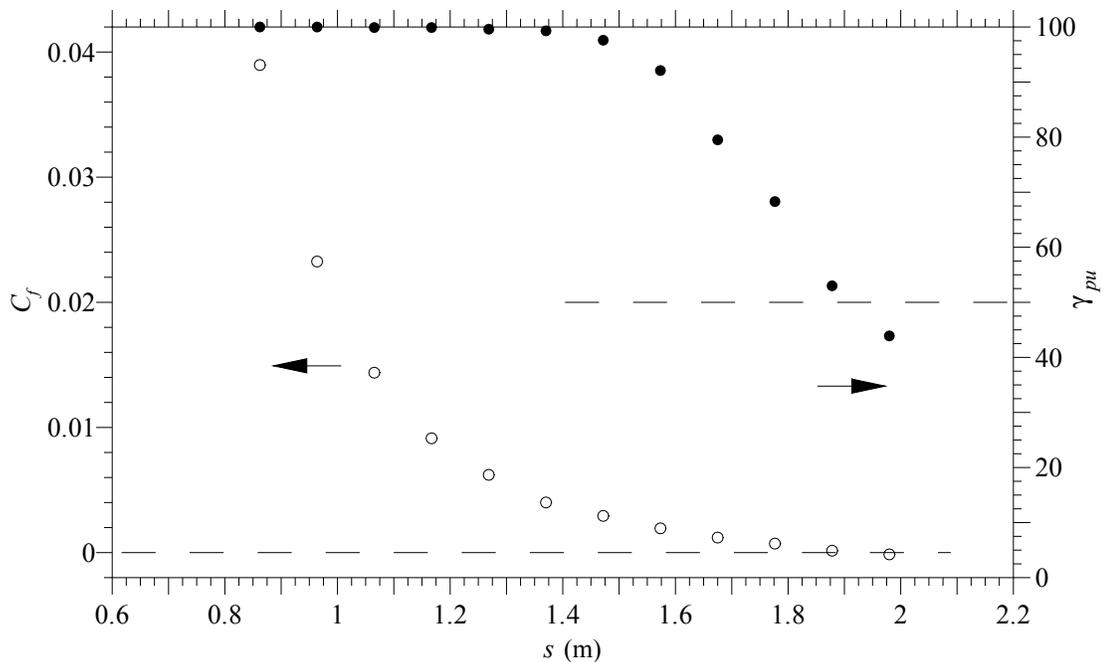


FIG. 7.3 – Mesures de la sonde de frottement au centre de la veine ; symboles ouverts : coefficient de frottement pariétal moyen  $\bar{C}_f$ , symboles pleins : fraction de l'écoulement se dirigeant vers l'aval  $\gamma_{pu}$ .

Le décollement de la couche limite est aussi détecté de façon visuelle avec la méthode de visualisation par huile pigmentée. Les résultats sont discutés à la section suivante.

## 7.4 Non-uniformités en envergure

Les visualisations réalisées avec l'huile pigmentée permettent de constater la présence d'une zone décollée importante et fortement tridimensionnelle. Après l'arrêt de la souff-

flerie, les parois latérales sont enlevées et le plancher de la veine est photographié. Il importe de se rappeler que ces visualisations représentent une image moyenne d'un phénomène fortement instationnaire.

Les figures 7.4, 7.5 et 7.6 permettent de distinguer la zone décollée de la zone où la couche limite reste attachée. On constate que la zone décollée se situe au centre de la veine et n'atteint pas les parois latérales. Deux pointes, relativement symétriques par rapport au centre de la veine, remontent vers l'amont et sont positionnées environ au quart de l'envergure de la veine. L'écoulement accélère de façon importante près des parois latérales et la couche limite au plancher demeure attachée dans cette zone.

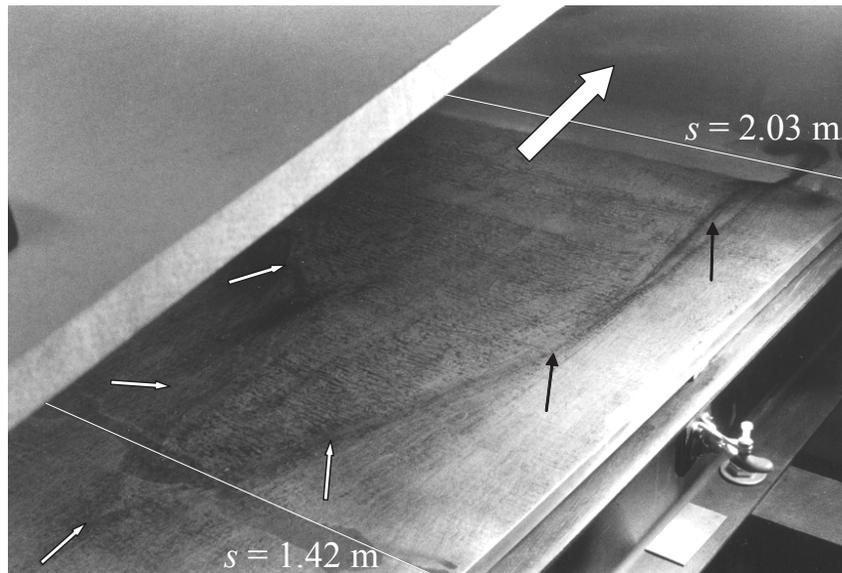


FIG. 7.4 – Visualisation par huile pigmentée, le sens de l'écoulement est indiqué par la grande flèche, les petites flèches indiquent les fronts de séparation, seulement la demi largeur de la veine est visible.

La relative symétrie du décollement et le comportement près des parois semblent indiquer un effet important des parois latérales, ce dont on s'attendait vu le faible ratio envergure/corde de l'installation. Le contrôle des couches limites des parois latérales permettrait de corriger en partie cet effet.

Alors qu'un écoulement de retour est présent dans la zone décollée, celui-ci n'est pas visible sur les figures puisque l'huile demeure dans le même état que lors de son application. On en déduit donc que le niveau de frottement minimal pour que l'huile soit entraînée par l'écoulement est supérieur au frottement dans la zone décollée. En évaluant sur la figure 7.4 la position du front de séparation au centre de la veine ( $s \approx 1.7$  m), on constate que celui-ci est en amont de la position prédite par les mesures de la sonde de frottement ( $s = 1.93$  m) : cette inconsistance entre les visualisations et les mesures est

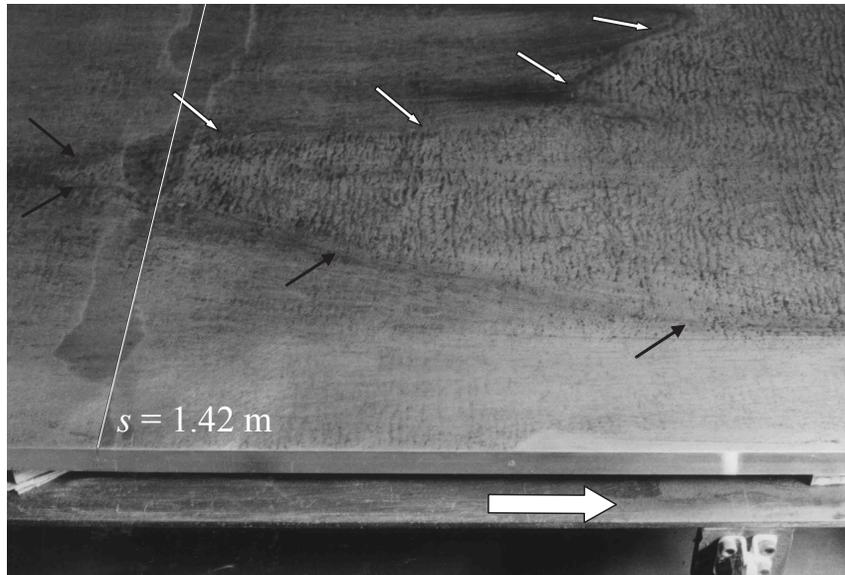


FIG. 7.5 – Visualisation par huile pigmentée, portion latérale de la veine, seulement la demi largeur de la veine est visible.

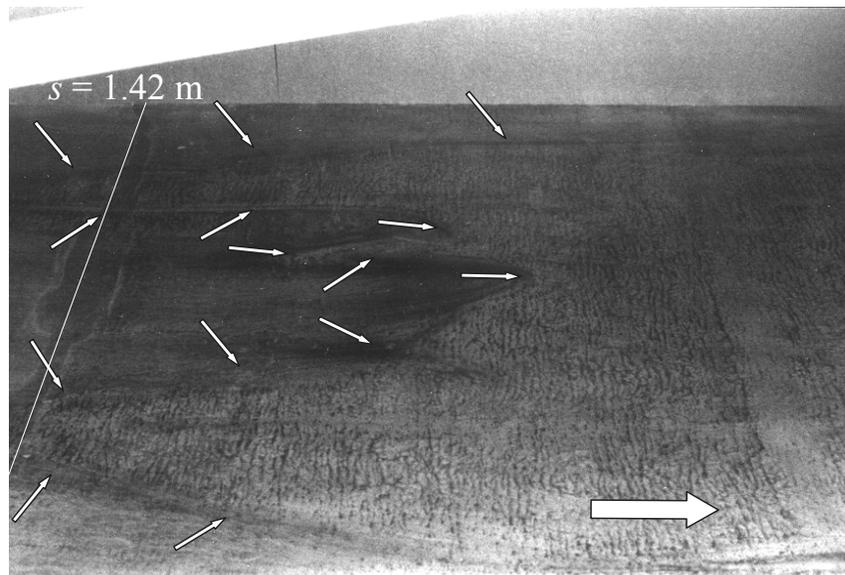


FIG. 7.6 – Visualisation par huile pigmentée, portion centrale de la veine.

aussi attribuée à ce seuil minimal de frottement. On en conclue donc que la méthode de visualisation par huile pigmentée fournit une information devant être interprétée correctement quant à la position du décollement et que cette méthode doit demeurer qualitative et non quantitative.

La figure 7.7 est obtenue en appliquant seulement une bande d'huile pigmentée en amont de la zone d'intérêt. L'huile et ses pigments de charbon est alors entraînée de

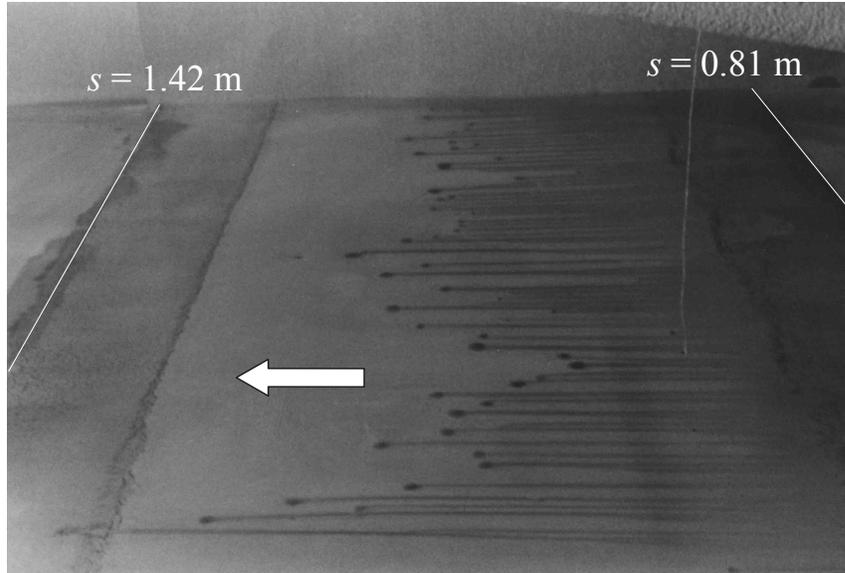


FIG. 7.7 – Visualisation par huile pigmentée avec une simple bande d'huile.

façon plus ou moins rapide par frottement pariétal et forme alors des coulisses bien visibles. La distribution non-uniforme de ces coulisses témoigne du caractère tridimensionnel de l'écoulement. La trace des deux pointes mentionnées précédemment est aussi visible sur cette figure. Les visualisations avec l'huile pigmentée montrent que le décollement se produit plus loin au centre de la veine que sur les portions latérales dû aux non-uniformités en envergure. Dans le cas où le décollement serait bidimensionnel la position mesurée par la sonde serait probablement différente des mesures actuelles.

Des mesures selon l'envergure (non présentées) du coefficient de pression (stations  $s = 0.99$  et  $s = 1.60$ ) et de frottement avec la sonde à deux fils (stations  $s = 0.86$  et  $s = 1.47$ ) confirment aussi le caractère tridimensionnel de l'écoulement. Des non-uniformités importantes selon l'envergure sont de plus détectées avec des mesures au fil chaud droit, cependant des problèmes liés à l'instrumentation lors de ces essais sèment des doutes importants dans l'interprétation des résultats et ceux-ci ne sont pas présentés.

Suite à ces travaux, de nombreuses améliorations ont été apportées à l'installation visant à améliorer la bidimensionnalité de l'écoulement. Le lecteur peut se référer au mémoire de Venisse (2004) pour des informations plus récentes sur cet aspect.

# Chapitre 8

## Conclusion

### 8.1 Discussion

L'accroissement des connaissances entourant le phénomène de décollement de la couche limite turbulente s'avère important vu son rôle considérable en mécanique des fluides appliquée. Les nombreux phénomènes impliqués dans le mécanisme d'action des riblets laissent présager de nombreuses interactions avec la structure de la couche limite turbulente en processus de séparation. Les riblets pourraient ainsi constituer une méthode de contrôle passive avantageuse.

Les installations du LMF ne permettaient pas la tenue d'études de décollement de couche limites sur des profils à haut  $Re_c$ . Une soufflerie à couche limite de type aspirante a été modifiée pour reproduire l'extrados d'un tel profil, en s'inspirant de plusieurs montages ayant démontré des avantages importants pour l'étude expérimentale de profils ou encore de couches limites en situation de gradient de pression adverse.

Le montage actuel est original et unique. Caractérisé par un plafond déformé et une légère bosse au plancher, il permet de reproduire une corde effective de 2.5 m et d'atteindre un  $C_{pmin}$  de -16 pour un nombre de Reynolds  $Re_c$  de  $2.5 \times 10^6$ . L'installation offre les avantages additionnels de faciliter les visualisations et les sondages de couches limites. Elle a cependant comme inconvénients d'engendrer des effets de courbure différents d'un profil véritable, d'avoir une couche limite qui n'origine pas d'un point d'arrêt, en plus de présenter un ratio envergure/corde faible.

Le développement du montage a été réalisé avec des outils de modélisation numérique. Un soin particulier a été apporté afin de minimiser le risque de décollement de la couche

limite du plafond. Bien que les conditions exactes du profil de référence ne soient pas reproduites, en particulier les couches limites sont plus épaisses dans le cas présent, des conditions typiques d'un décollement aérodynamique sont prédites et confirmées par les mesures expérimentales.

De nombreuses techniques sont employées ou proposées pour mesurer le frottement pariétal et déterminer la position du point de décollement, soient le calcul du frottement à partir des profils de couches limites, l'utilisation d'une sonde de frottement à deux fils chauds, des visualisations par fils, par huile pigmentée et par arcs électriques. Ces diverses techniques ont permis d'établir qu'il y a décollement de la couche limite au plancher de la veine modifiée, malgré que ce décollement soit tridimensionnel. Le faible ratio envergure/corde de l'installation entraîne un effet certain des parois latérales sur la zone décollée.

Des non-uniformités en envergure sont présentes pour l'écoulement en veine libre, sans bosse au plafond et au plancher. Des variations importantes des paramètres de couches limites sont mesurées en envergure, bien qu'aucune tendance notable ne soit constatée. Des variations en hauteur sont aussi constatées dans l'écoulement, alors qu'une survitesse aux parois est mesurée en plus d'un gradient thermique.

Des travaux subséquents (Venisse 2004) ont permis d'améliorer significativement la bidimensionnalité de l'écoulement dans la veine.

## 8.2 Recommandations

Les travaux actuels ayant démontré la possibilité de produire une distribution de pression caractéristique d'un profil à forte incidence et prouvé la faisabilité d'obtenir un décollement de la couche limite au plancher de la veine, il est donc recommandé de poursuivre le développement de l'installation vu les contributions importantes qu'elle peut apporter tant au point de vue scientifique qu'industriel.

### 8.2.1 Amélioration de la bidimensionnalité du décollement

Le caractère fortement tridimensionnel du décollement devra être corrigé. 2 sources potentielles peuvent être à l'origine de ce phénomène, soient le faible ratio envergure/corde de l'installation et les non-uniformités de l'écoulement en veine libre. Le

contrôle des couches limites sur les parois latérales permettrait de corriger en partie l'effet de proximité des parois latérales.

### 8.2.2 Modifications au montage

Afin d'améliorer la fonctionnalité de l'installation et la précision des mesures, il est proposé :

- de modifier le mode de fixation des plaques du plancher de la veine modifiée, soit en les fixant sur des profilés en L longitudinaux permettant de les unir les unes aux autres, soit en permettant l'ajustement en hauteur du support du ventilateur de la soufflerie ;
- de fixer de façon adéquate la feuille d'aluminium sur la structure de la bosse au plafond, en soudant la feuille aux équerres la supportant ou en perçant la feuille pour permettre de la visser à la structure ;
- de fabriquer un bouchon en plexiglas pour permettre de positionner le tube de Pitot avec le contact électrique lors des sondages de couches limites ;
- de changer le deuxième grillage de la chambre de tranquillisation pour améliorer l'uniformité des couches limites.

### 8.2.3 Épaisseur des couches limites

Afin de s'approcher davantage des conditions rencontrées sur l'extrados d'un profil à  $Re_c$  élevé, il est proposé de réduire l'épaisseur des couches limites.

Plusieurs études considérées lors du choix du montage font état d'essais sur un faux plancher ou encore d'aspiration de la couche limite. L'utilisation d'une de ces techniques permettrait de réduire les épaisseurs intégrales et de s'approcher davantage du cas de référence relativement aux paramètres de similitude. L'amincissement des couches limites retarderait de plus le décollement pour se rapprocher du cas de référence.

Des couches limites plus minces auraient cependant comme inconvénient d'offrir une résolution spatiale moins bonne lors des mesures.

## 8.2.4 Reprise de certains essais

Il est recommandé de reprendre certaines mesures effectuées dans le cadre de la présente étude :

- vérifier le comportement de l'écoulement lors des essais de stabilité temporelle à 5 m/s avec les capteurs *MKS Baratron Type 223 BD* ;
- faire un étalonnage du convergent spécifique pour les faibles vitesses ;
- expliquer pourquoi le même comportement est présent entre 0 et 10 Hz pour les spectres à l'extérieur de la veine et dans l'écoulement potentiel et établir le taux de turbulence selon ces résultats.

Suite aux travaux de Venisse (2004), il est de plus conseillé de reprendre les mesures d'uniformité de vitesse et de température en hauteur dans la veine et, si nécessaire, ajouter des ventilateurs pour éliminer l'effet de stratification de l'air dans le laboratoire.

# Bibliographie

- [1] Ashrafizaadeh, A., Raithby, G. D. 1999 Prediction of Efficient Shapes for Nozzles and Diffusers., *46e conférence annuelle de la CASI*, 3-5 mai 1999, Montréal, Québec.
- [2] Bruin, A. C. 1988 Laminar and turbulent boundary layer calculations on a thick swept wing including the leading edge region. *Rapport technique Garteur AD(AG07) WP-05*.
- [3] Choi, H., Moin, P., Kim, J. 1993 Direct numerical simulation of turbulent flow over riblets. *J. of Fluid Mech*, vol. 255, pp.503-539.
- [4] Cousteix, J. 1989 *Turbulence et couche limite*, Cepadues-editions.
- [5] Cousteix, J. 1994 Turbulence Management. *2nd European Computational Fluid Dynamics Conference, "Transition, Turbulence and Control of Flows"*, Germany
- [6] Debisschop, J. R., Nieuwstadt F. T. M. 1996 Turbulent Boundary Layer in an Adverse Pressure Gradient : Effectiveness of Riblets. *AIAA Journal*, vol. 34, no. 5, pp.932-937.
- [7] Dengel, P., Fernholtz, H. H. 1990 An experimental investigation of an incompressible turbulent boundary layer in the vicinity of separation. *J. of Fluid Mech*, vol. 212, pp.615-636.
- [8] Dianat, M., Castro, I. P. 1989 Measurements in a Separating Boundary Layer. *AIAA Journal*, vol. 27, pp.719-724.
- [9] Drela, M. 1996 *XFOIL v6.8, User Primer*. Departement of Aeronautics and Astronautics, Massachusetts Institute of Technology, Etats-Unis.
- [10] Dumas, G. 1996 *Introduction à l'Aérodynamique, Document d'accompagnement et exercices*, version 2a. Département de génie mécanique, Université Laval, Québec, Canada.
- [11] Ehrenstein, U. 1996 On the linear stability of channel flow over riblets. *Phys. Fluids*, vol. 8, no. 11, pp.3194-3196.
- [12] Fang, F.-M. 1997 A Design Method for Contractions With Square End Sections. *ASME J. of Fluids Eng.*, June 1997, pp.454-458

- [13] Goldstein, D., Handler, R., Sirovich, L. 1995 Direct numerical simulation of turbulent flow over a modelled riblet covered surface. *J. of Fluid Mech.*, vol. 302, pp.333-376.
- [14] Grek, G. R., Kozlov, V. V., Titarenko, S. V. 1996 An experimental study of the influence of riblets on transition. *J. of Fluid Mech.*, vol. 315, pp. 31-49.
- [15] Gustavsson, J. 1998 *Experiments on turbulent flow separation*. Master's Thesis, Departement of Mechanics, Royal Institute of Technology, Stockholm, Suède.
- [16] Krogstad, P.-Å., Skåre, P. E. 1995 Influence of a strong adverse pressure gradient on the turbulent structure in a boundary layer. *Phys. Fluids*, vol. 7, no. 8, pp. 932-937.
- [17] Ladd, D. M., Rohr, J. J., Reidy, L. W., Hendricks, E. W. 1993 The effects of riblets on laminar to turbulent transition. *Exp. Fluids*, vol. 14, pp.1-9.
- [18] Lamontagne, L. 2000 *Méthodologie expérimentale pour la mesure des coefficients aérodynamiques 2-D des ailes à faibles Re*. Mémoire de maîtrise, Département de génie mécanique, Université Laval, Québec, Canada.
- [19] Mérat, S. 1998 *Méthodes de visualisation pour la détection du décollement de la couche limite se développant sur un corps aérodynamique*. Rapport de projet de fin d'études, Département de génie mécanique, Université Laval, Québec, Canada.
- [20] Mehta, R. D., Hoffmann, P.H. 1987 Boundary layer two-dimensionality in wind tunnels. *Exp. Fluids*, vol. 5, pp.358-360.
- [21] Morel, T. 1975 Comprehensive Design of Axisymmetric Wind Tunnel Contractions. *ASME J. of Fluids Eng.*, June 1975, pp.225-233.
- [22] Nagano, Y., Tsuji, T., Houra, T. 1998 Structure of turbulent boundary layer subjected to adverse pressure gradient. *Int. J. of Heat and Fluid Flow*, vol. 19, pp.563-572.
- [23] Nieuwstadt, F. T. M., Wolthers, W., Leijdens, H., Krishna Prasad, K., Schwarzvan Manen, A. 1993 The reduction of skin friction by riblets under the influence of an adverse pressure gradient. *Exp. Fluids*, vol. 15, pp.17-26.
- [24] ONERA *Document sur les bords d'attaque agrandis*, date et source inconnus.
- [25] Panton, R. L. 1996 *Incompressible Flow*, 2nd edn. Wiley-Interscience.
- [26] Paradis, M. A. 1973 *A monogram on Pressure and Velocity Measurements in Subsonic Flow.*, Septembre 1973, Département de génie mécanique, Université Laval, Québec, Canada.
- [27] Rae, W. H. Jr., Pope, A. 1984 *Low-Speed Wind Tunnel Testing*, 2nd edn. Wiley-Interscience.
- [28] Reagan, M. K. 1990 *Effect of riblets on pressure recovery in a straight-walled diffuser*. Mémoire de maîtrise, Faculty of the School of Engineering, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, Ohio, Etats-Unis.

- [29] Sajben, M., Liao, Y. 1995 A Criterion for the Detachment of Laminar and Turbulent Boundary Layer *AIAA 95-2152 26th AIAA Fluid Dynamics Conference*, June 19-22, 1995, San Diego, Californie, Etats-Unis.
- [30] Spalart, P. R., 1988 Direct simulation of a turbulent boundary layer up to  $R_\theta = 1410$ . *J. of Fluid Mech.*, vol. 187, pp. 61-98.
- [31] Spalart, P. R., Wattmuff, J. H. 1993 Experimental and numerical study of a turbulent boundary layer with pressure gradient. *J. of Fluid Mech.*, vol. 249, pp. 337-371.
- [32] Simpson, R. L. 1985 Two-dimensional turbulent separated flow. *AGARDograph 287*, Vol. 1.
- [33] Simpson, R. L. 1989 Turbulent boundary-layer separation. *Ann. Rev. Fluid Mech.*, vol. 21, pp. 205-234.
- [34] Skåre, P. E., Krogstad, P.-Å 1994 A turbulent equilibrium boundary layer near separation. *J. of Fluid Mech.*, vol. 272, pp. 319-348.
- [35] Spazzini, G., Iuso, G., Onorato, M., Zurlo, N. 1999 Design, test and validation of a probe for time-resolved measurement of skin-friction. *Meas. Sci. Technol.*, vol. 10, pp. 631-639.
- [36] Thwaites, B. 1960 *Incompressible Aerodynamics.*, Dover.
- [37] Venisse, A. 2004 *Suppression des non-uniformités dans une couche limite en gradient de pression adverse conduisant au décollement*. Mémoire de maîtrise, Département de génie mécanique, Université Laval, Québec, Canada.
- [38] White, F. M. 1991 *Viscous Fluid Flow*, 2nd edn., McGraw-Hill.
- [39] Wieck, T. D. 1989 *Effect of riblets on flow separation from a cylinder and an airfoil in subsonic flow*. Mémoire de maîtrise, Faculty of the School of Engineering, Air Force Institute of Technology, Wright-Patterson AFB, Ohio, Etats-Unis.
- [40] Yang, W.J. 1989 *Handbook of flow visualization.*, Taylor & Francis.

# Annexe A

## Détails du solveur potentiel

Les diverses étapes pour la réalisation des calculs potentiels avec le module *Thermal* du logiciel *ProMechanica* sont les suivantes :

1. définition de la géométrie (contour) ;
2. définition des surfaces à l'intérieur de la géométrie ;
3. définition des points sur les surfaces ;
4. sélection du mode *2D Unith Depth* ;
5. création du maillage ;
6. désignation des propriétés thermiques du matériel ( $k = 1$ ) ;
7. imposition des conditions limites de température (condition de Dirichlet) ;
8. imposition des conditions limites de flux (condition de Neumann) ;
9. imposition de la source thermique ;
10. définition du type d'analyse ;
11. calculs ;
12. interprétation des résultats.

Les calculs sont effectués en définissant le modèle selon "*2D Unith Depth*", c'est-à-dire que le modèle est considéré infini selon l'épaisseur et donc bidimensionnel.

L'étape de la génération du maillage est simplifiée par l'utilisation de la fonction "*AUTOGEM*" qui, en prenant soin de désactiver la commande "*Move or Delete Existing Points*", génère le maillage automatiquement à partir de points prédéfinis. Une

vérification du maillage est cependant importante et il peut s'avérer nécessaire de le raffiner en ajoutant des points dans les zones d'intérêt.

La température  $T = 0$  est imposée à la sortie (condition de Dirichlet), alors qu'un flux nul est imposé sur toutes les autres courbes extérieures (condition de Neumann). Pour représenter l'écoulement infini en amont, un flux thermique uniforme est positionné sur la courbe située à l'entrée. La valeur "*Heat/Time per unit area*" est fixée à 15, pour représenter une vitesse amont de 15 m/s.

Lors de l'analyse des résultats, l'option "*Generate Reports*" permet d'écrire les points d'un graphique dans un fichier. Cette option s'est avérée très utile afin de comparer l'évolution de la vitesse au plancher de la veine avec le cas de référence.

Pour ne pas avoir à reprendre tout le maillage lors de la redéfinition de la géométrie, l'intérieur de la veine modifié est morcelé en plusieurs petites surfaces et ainsi le maillage est repris seulement sur les surfaces modifiées. Les calculs nécessitent cependant d'être repris sur l'ensemble de la nouvelle géométrie. L'étape de calcul est cependant assez rapide et dure environ 5 minutes.

# Annexe B

## Détails de la méthode intégrale de calcul de couches limites

La méthode de calcul de couche limite est une méthode intégrale basée sur deux équations globales, soit les équations de continuité (B.1) et de quantité de mouvement (B.2). Les calculs sont effectués en considérant la position selon  $s$  et non  $x$ , où  $s$  est la coordonnée longitudinale incluant la longueur de la bosse au plancher et correspond ainsi à la distance perçue par l'écoulement au plancher de la veine. La méthode ne prend cependant pas en compte les effets de courbure, qui peuvent être importants au niveau de la bosse du plancher.

$$\frac{d}{ds}(\delta - \delta^*) = C_E - \frac{\delta - \delta^*}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \quad (\text{B.1})$$

$$\frac{d\theta}{ds} = \frac{C_f}{2} - \theta \frac{H + 2}{U_e} \frac{dU_e}{ds} \quad (\text{B.2})$$

Le coefficient de frottement  $C_f$  est déterminé avec la loi de Ludwig-Tillman (B.3), qui implique  $H$  et de  $Re_\theta$  :

$$C_f = 0.246 \times 10^{-0.678 H} Re_\theta^{-0.268} \quad (\text{B.3})$$

Pour les valeurs du paramètre de forme  $H$  et du coefficient d'entraînement  $C_E$ , les relations de fermeture de Head sont utilisées. Ces relations sont les suivantes :

$$H^* = 1.535 (H - 0.7)^{-2.715} + 3.3 \quad (\text{B.4})$$

$$C_E = 0.0306 (H^* - 3)^{-0.653} \quad (\text{B.5})$$

Avec

$$H^* = \frac{\delta - \delta^*}{\theta} \quad (\text{B.6})$$

Les diverses équations précédemment mentionnées sont implantées dans un chiffrier électronique, soit *Microsoft Excel*. Les valeurs à fournir pour permettre le calcul sont l'évolution de vitesse externe  $U_e$  aux différentes positions selon  $s$ , de même que la viscosité cinématique de l'air  $\nu$  et les paramètres initiaux de couche limite, soit  $(\delta - \delta^*)$  et  $\theta$ . Le calcul s'effectue alors à chaque position  $s$  selon les étapes suivantes :

1. calcul de  $\frac{dU_e}{ds}$  par différence centrée ;
2. calcul de  $(\delta - \delta^*)$  par différence arrière (hormis la position initiale où  $(\delta - \delta^*)$  est connu) ;
3. calcul de  $\theta$  par différence arrière (hormis la position initiale où  $\theta$  est connu) ;
4. calcul de  $H^*$  par l'équation [B.6](#) ;
5. calcul de  $C_E$  par la relation de Head ([B.5](#)) ;
6. calcul de  $\frac{d(\delta - \delta^*)}{ds}$  par l'équation de quantité de continuité ([B.1](#)) ;
7. calcul de  $H$  par la relation de Head ([B.4](#)) ;
8. calcul de  $Re_\theta$  ;
9. calcul de  $C_f$  par relation de Ludwig-Tillman ([B.3](#)) ;
10. calcul de  $\frac{d\theta}{ds}$  par l'équation de quantité de mouvement ([B.2](#)) ;
11. reprise des calculs à la position  $s$  suivante.

Les valeurs de  $s$  et de  $U_e$  utilisées pour le calcul correspondent aux valeurs obtenues avec le solveur potentiel au plancher de la veine modifiée. Quant aux valeurs initiales de  $\theta$  et de  $(\delta^* - \delta)$ , elles correspondent aux valeurs mesurées expérimentalement à l'entrée de la veine d'essai avant modifications ( $s = 0.067$  m), soit  $\delta = 1.18$  cm,  $\delta^* = 0.249$  cm et  $\theta = 0.163$  cm.

La vitesse de transpiration à travers la paroi  $V_p$  est calculée par l'équation B.7. Ce flux à travers la paroi correspond à l'effet de déplacement associé à la couche limite et est obtenu par différence centrée.

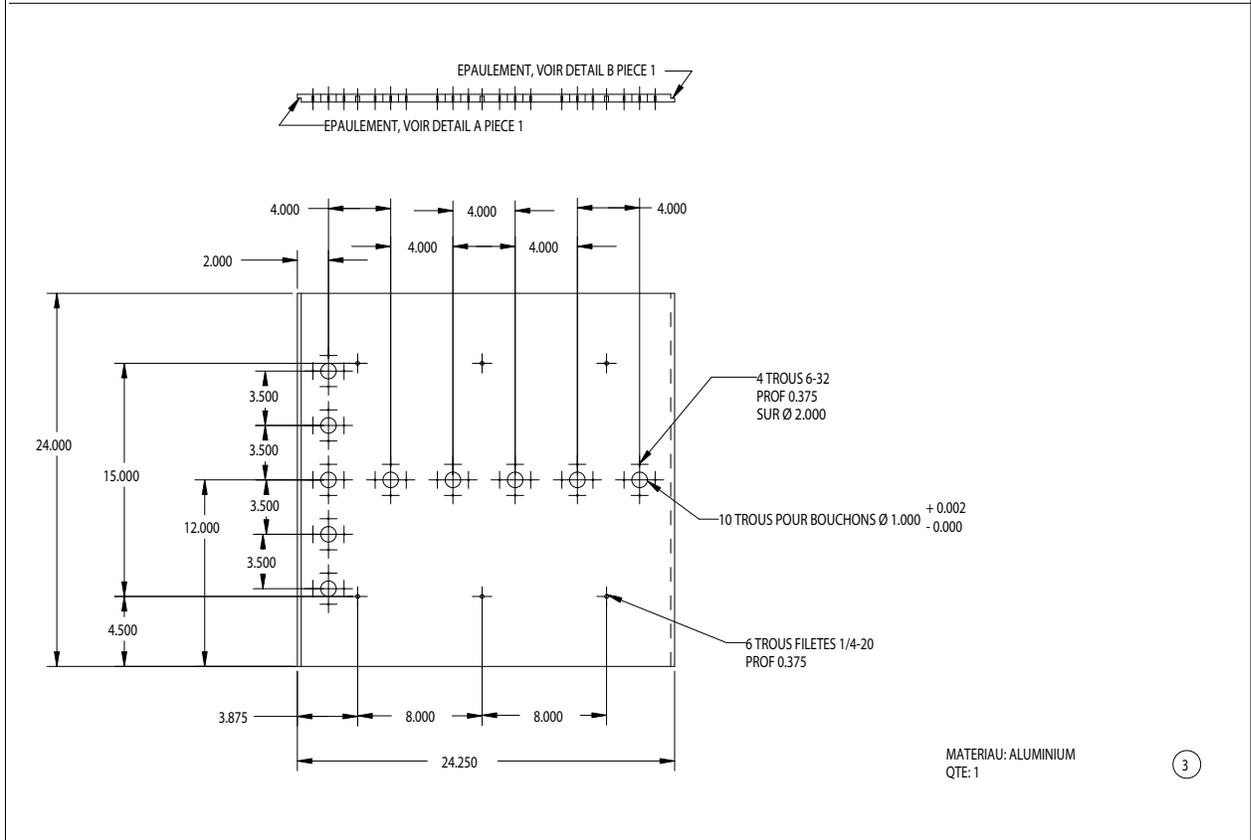
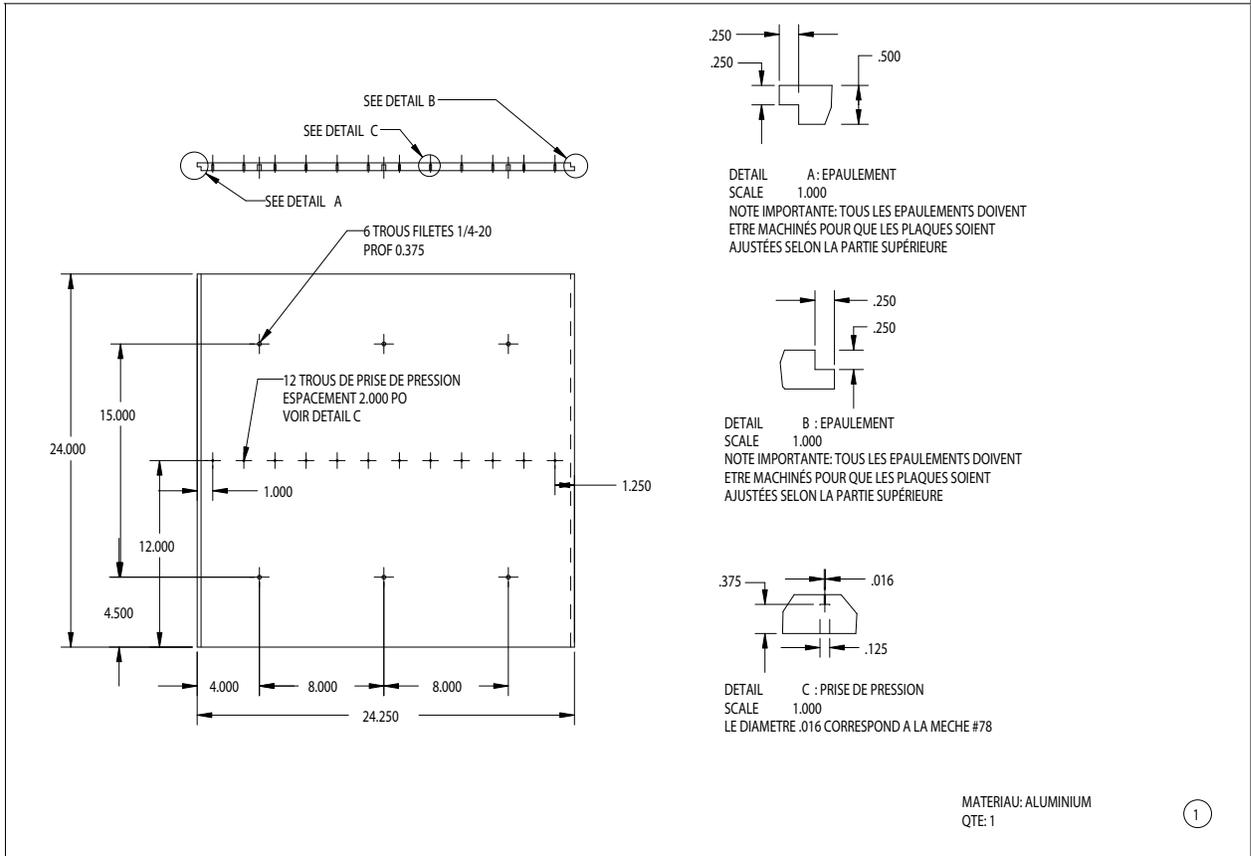
$$V_p = \frac{d(U_e \delta^*)}{ds} \quad (\text{B.7})$$

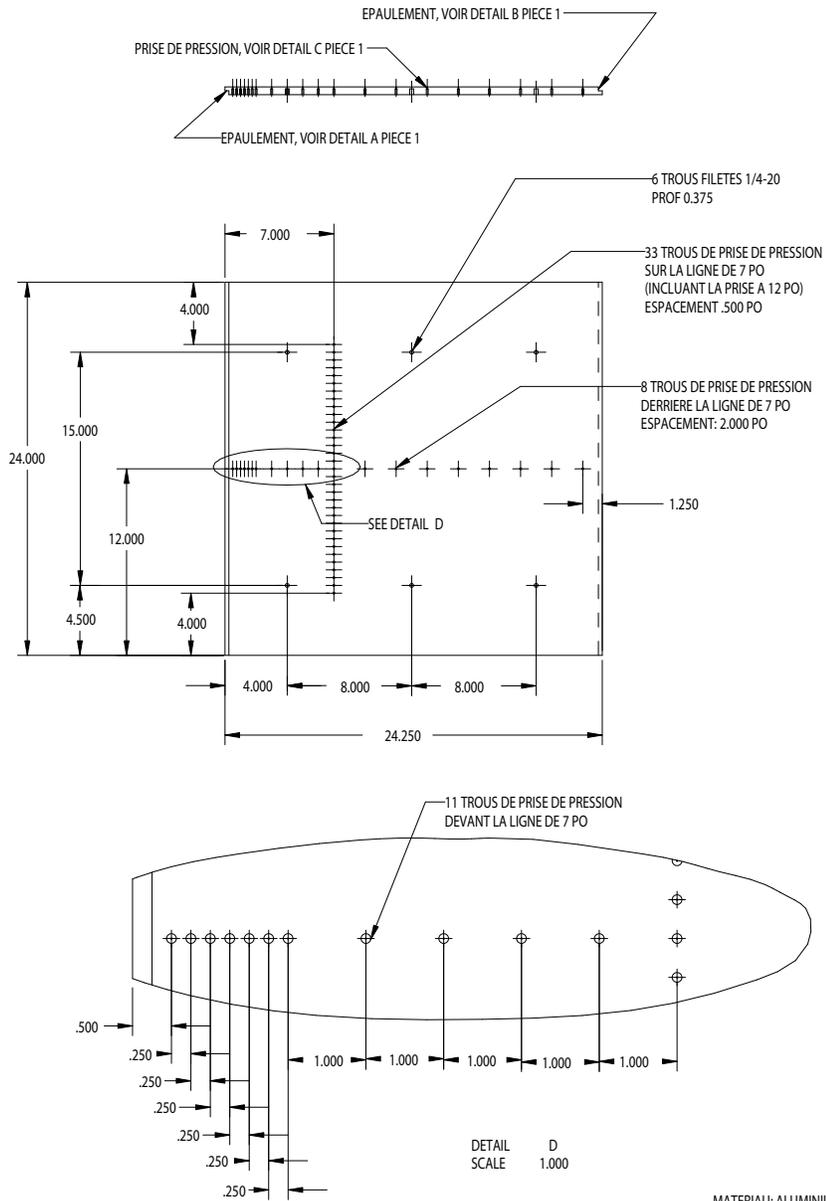
Ce calcul est effectué afin de modéliser l'effet de la présence des couches limites dans la veine modifiée lors des calculs avec le solveur potentiel. Cependant une seule itération de couplage direct a été effectuée et les résultats n'ont pas été très concluants : l'épaisseur de déplacement prédite par le calcul lors du décollement de la couche limite est très importante et l'effet de blocage massif ainsi créé augmente de façon dramatique la vitesse dans la veine. Il faudrait entreprendre plusieurs cycles de couplage afin d'obtenir une solution du calcul potentiel prenant en compte adéquatement l'effet des couches limites, ce qui n'a pas été réalisé dû à la complexité de ce processus fastidieux. Il est recommandé d'envisager l'utilisation d'outils numériques permettant directement le couplage si cette avenue est envisagée, bien que cette étape ne soit pas jugée nécessaire pour l'instant.

# Annexe C

## Plans

Les plans présentés dans les pages suivantes ont été à l'origine produits en format A1. Leur échelle a été modifiée et chacun d'eux est reproduit sur deux pages pour pouvoir être inclus dans cette annexe. L'échelle indiquée n'est donc pas valide. Il est à noter que les dimensions indiquées sont en pouces.



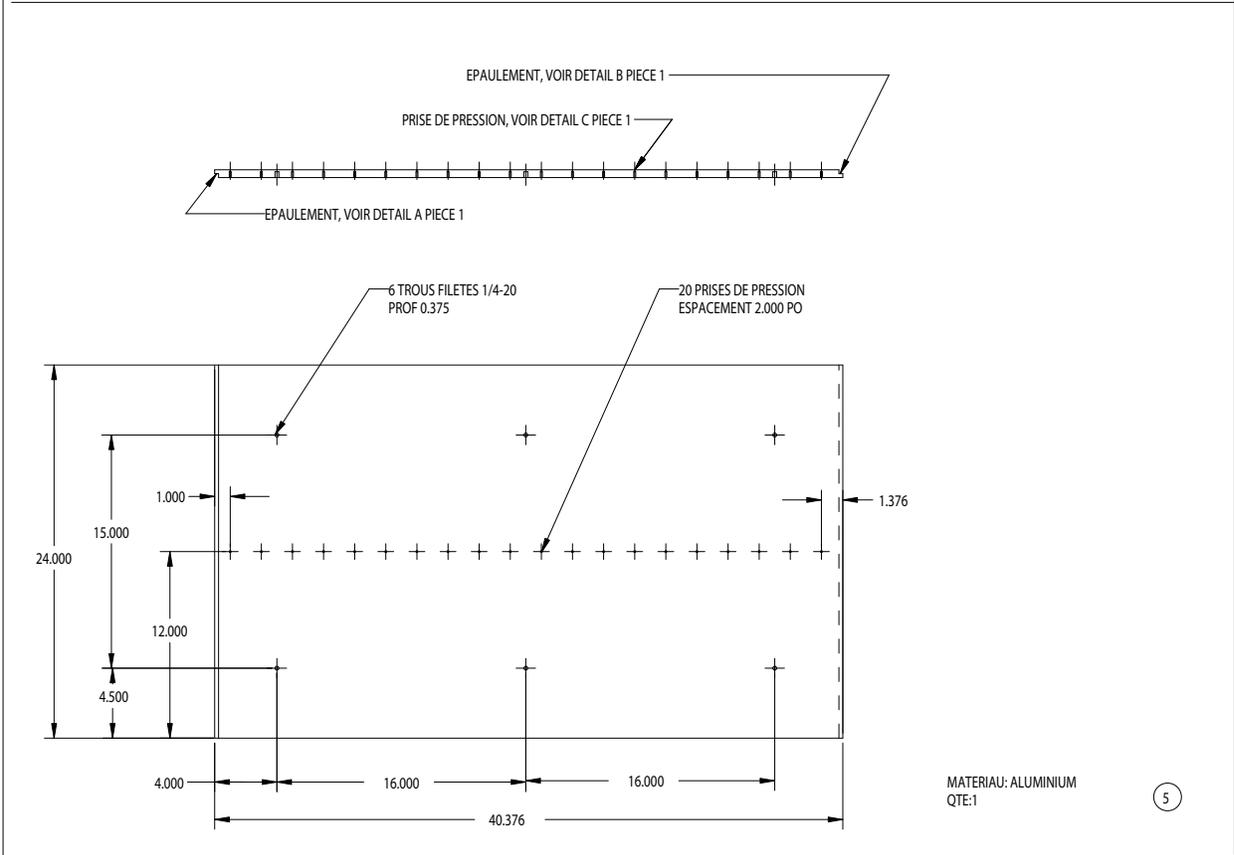
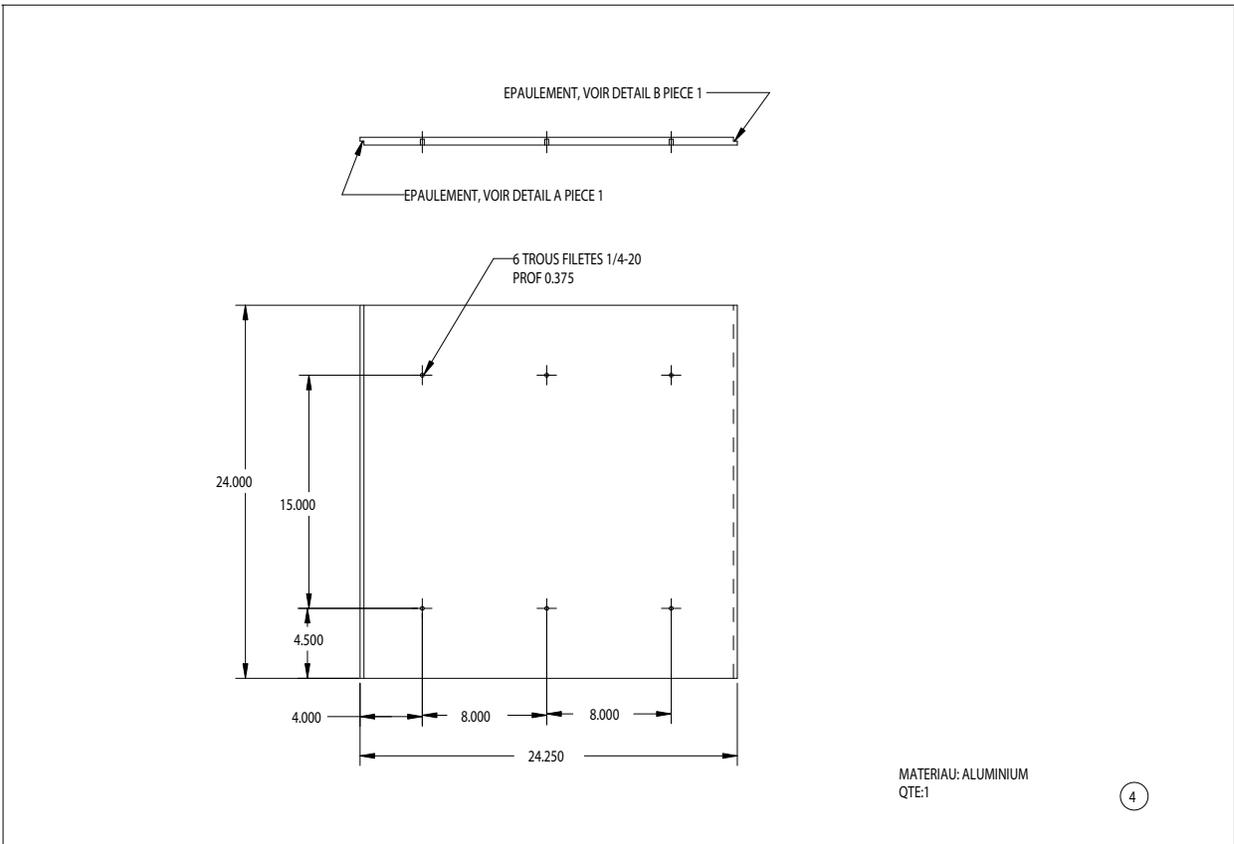


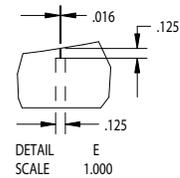
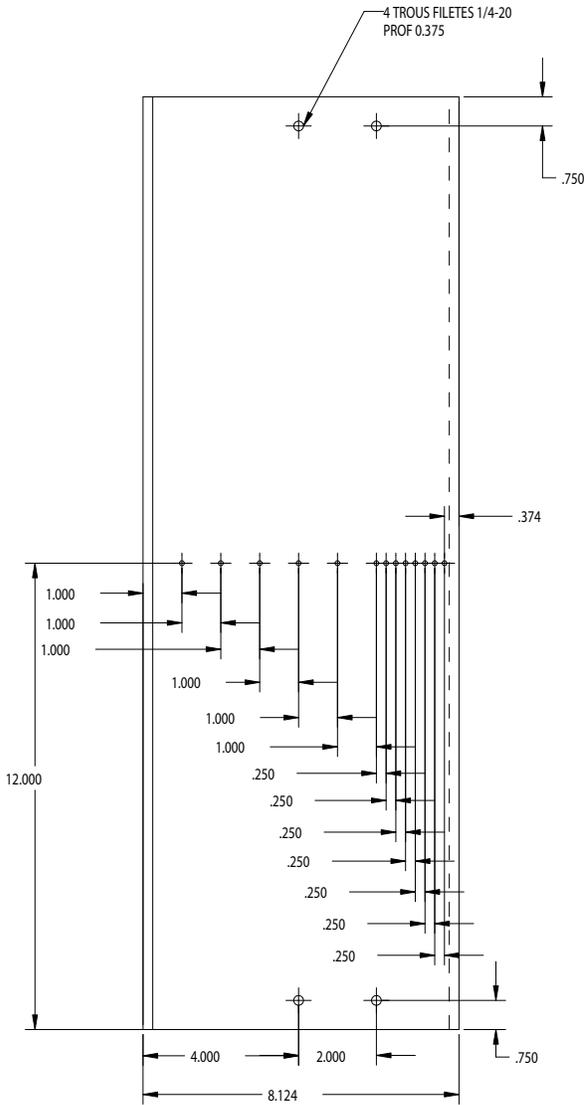
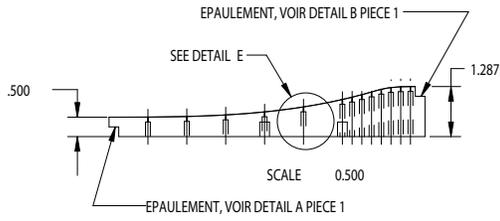
MATERIAU: ALUMINIUM  
 QTE: 1

2

NOTE: MANIPULER AVEC PRECAUTION LES PLAQUES  
 POUR NE PAS GRAFIGNER LA PARTIE SUPERIEURE  
  
 LES EPAULEMENTS DOIVENT ETRE USINES  
 POUR QUE LES PARTIES SUPERIEURES  
 DES PLAQUES SOIENT AJUSTEES  
  
 CHOISIR LE PLUS BEAU COTE DES  
 PLAQUES POUR LE DESSUS

UNIVERSITE LAVAL			Faculté des sciences et de génie Département de génie mécanique	
	NOM	DATE	<b>SOUFFLERIE MODIFIÉE                  DETAILS</b>	
DESSINÉ PAR	Steve Julien	28-05-00		
VÉRIFIÉ PAR				
APPROUVÉ PAR				
TOLERANCES sauf indication				
Système métrique	±			
Système impérial	±	.010 sauf indic.		
Angle	±		Dessin de référence	
Fin de surface			Copyright UNIVERSITE LAVAL, Quebec, Canada.	
Échelle	1:5 sauf indic.			
Unité de mesure	in		DESSIN NO.	01





LA PROFONDEUR DU TROU Ø.125  
VARIE AVEC LA POSITION  
SELON LE TABLEAU SUIVANT

POSIT	PROF
1.000	0.377
2.000	0.392
3.000	0.432
4.000	0.510
5.000	0.638
6.000	0.830
6.250	0.889
6.500	0.954
6.750	1.023
7.000	1.093
7.250	1.137
7.500	1.157
7.750	1.162

MATERIAU: ALUMINIUM  
QTE:1

ECHELLE 1:2

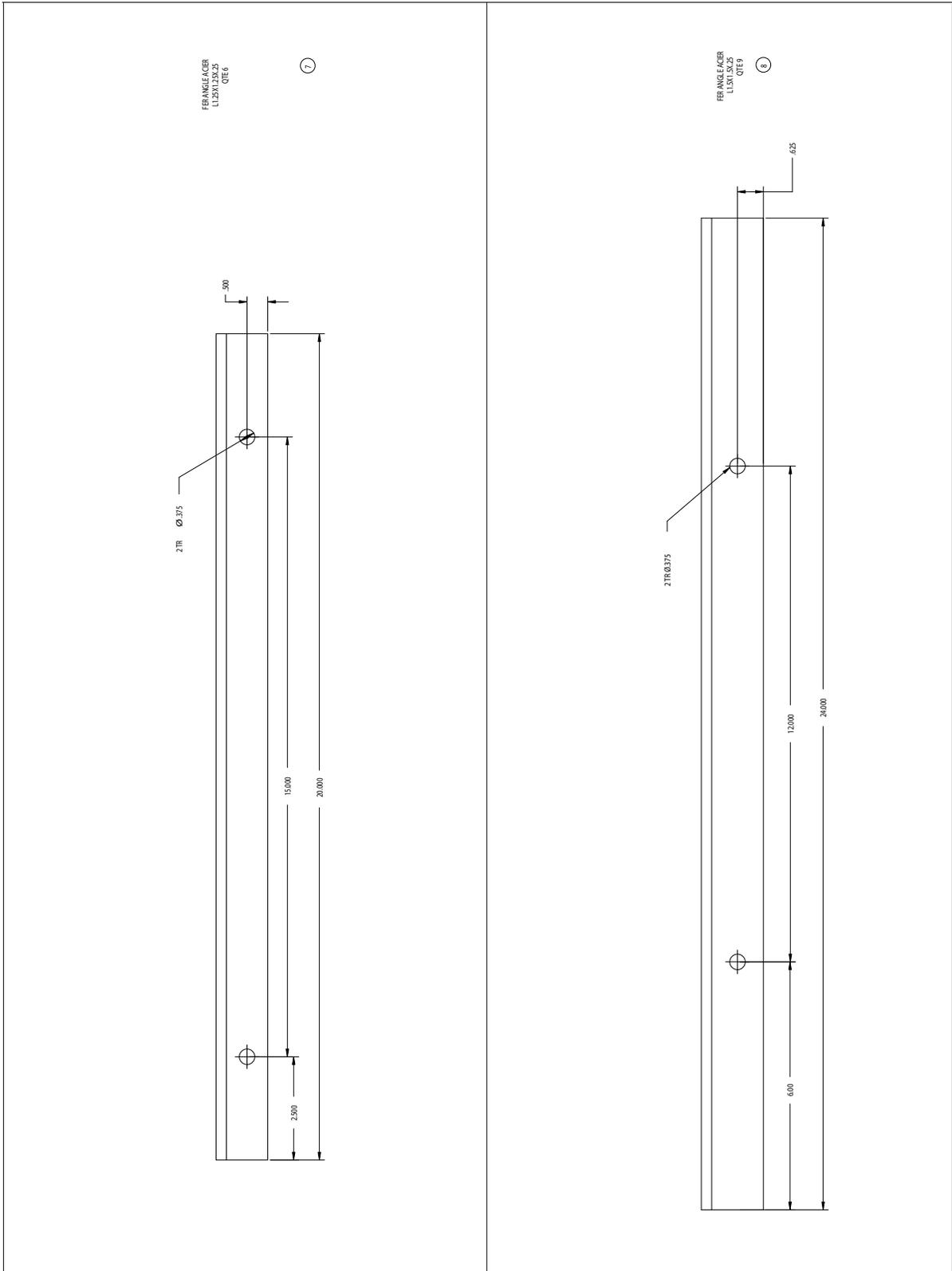
6

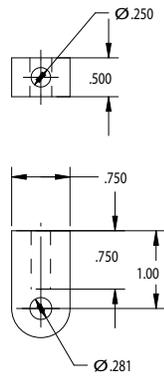
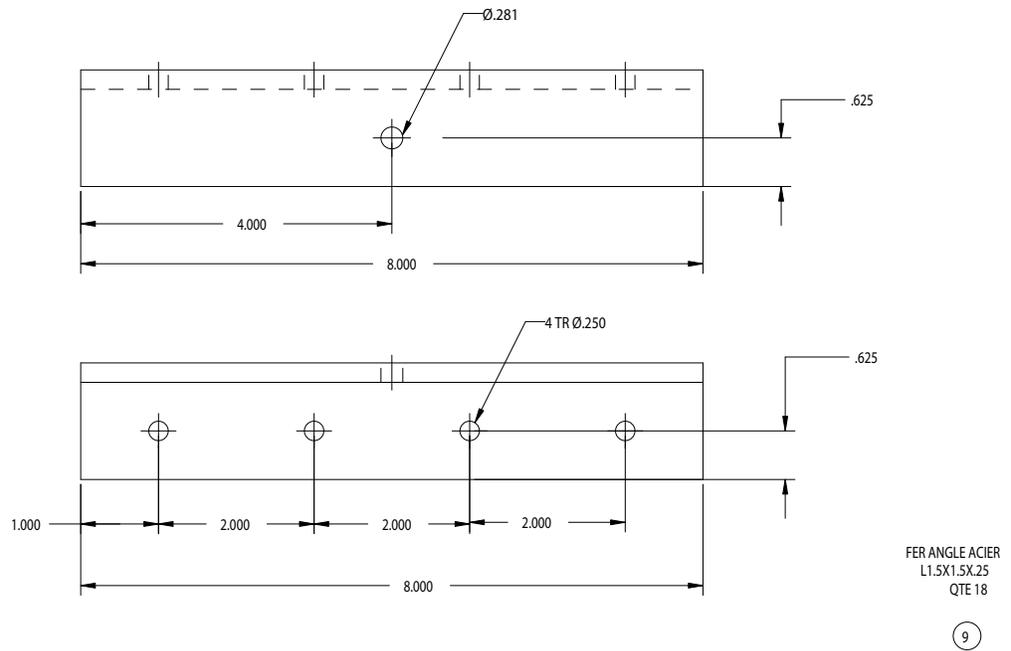
NOTE: MANIPULER AVEC PRECAUTION LES PLAQUES  
POUR NE PAS GRAFIGNER LA PARTIE SUPERIEURE

LES EPAULEMENTS DOIVENT ETRE USINES  
POUR QUE LES PARTIES SUPERIEURES  
DES PLAQUES SOIENT AJUSTEES

CHOISIR LE PLUS BEAU COTE DES  
PLAQUES POUR LE DESSUS

UNIVERSITE LAVAL		Faculté des sciences et de génie Département de génie mécanique	
DESSEIN PAR	NOM	DATE	SOUFFLERIE MODIFIEE DETAILS
VERIFIE PAR	Steve Julien	29-05-00	
APPROUVE PAR			
TOLERANCES sauf indication			
Système métrique	±		
Système impérial	± .010 sauf indic.		
Angle	±		
Fait de surface	Dessin de référence		
Échelle	Copyright UNIVERSITE LAVAL, Québec, Canada.		
Unité de mesure	1:5 sauf indic.		DESSIN NO. 02
	in		





<b>UNIVERSITE LAVAL</b>			Faculté des sciences et de génie Département de génie mécanique									
<table border="1"> <thead> <tr> <th>NOM</th> <th>DATE</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>DESSINÉ PAR: Steve Julien</td> <td>29-05-00</td> </tr> <tr> <td>VÉRIFIÉ PAR:</td> <td></td> </tr> <tr> <td>APPROUVÉ PAR:</td> <td></td> </tr> </tbody> </table>					NOM	DATE	DESSINÉ PAR: Steve Julien	29-05-00	VÉRIFIÉ PAR:		APPROUVÉ PAR:	
NOM	DATE											
DESSINÉ PAR: Steve Julien	29-05-00											
VÉRIFIÉ PAR:												
APPROUVÉ PAR:												
<b>TOLERANCES</b> sauf indication			<b>SOUFFLERIE MODIFIEE DETAILS</b>									
Système métrique	±											
Système impérial	± 0.010											
Angle	±											
Fin de surface												
Échelle: 1:1			Dessin de référence									
Unité de mesure: in			Copyright UNIVERSITE LAVAL, Quebec, Canada.									
			<b>DESSIN NO. 03</b>									

# Annexe D

## Validation des gains du système d'acquisition de données

Lors de la prise de mesures avec la carte d'acquisition, nous sommes soumis à une incertitude sur la lecture due, entre autre, à la résolution de la carte, à la valeur réelle du gain des divers amplificateurs de la carte d'acquisition et des modules SCXI de même qu'au décalage à zéro ("offset") de ceux-ci.

La gamme de la carte d'acquisition PCI-MIO-16E-4 est de 0 à 10 Volts en mode unipolaire et de -5 à +5 Volts en mode bipolaire. Comme le convertisseur analogique-numérique code sur 12 bits, la résolution de la carte est alors :

$$Q = \frac{10}{2^{12}} = 2.44mV$$

Cependant, l'incertitude sur la résolution peut être minimisée en moyennant sur plusieurs valeurs.

Des essais ont été effectués afin de déterminer l'incertitude sur le gain des amplificateurs du module 1 (module "B1") du châssis SCXI (châssis "B", no. série : A8688C) relié à l'ordinateur LMFNPC3, ainsi que les valeurs des offsets sur chacune de ces voies. L'acquisition se faisait en mode multiplexé au niveau du châssis, donc seul le canal 0 de la carte d'acquisition était utilisé. Ces essais ont été réalisés pour chacun des gains disponibles sur le module, soit 1, 2, 5, 10, 20, 50 et 100, tout en conservant le gain de la carte à 1.

Les 8 entrées du module étaient reliées à une source de tension, qui était en fait composée d'une batterie et d'un potentiomètre agissant comme diviseur de tension, dans

le but de couvrir toute la plage bipolaire de la carte selon le gain choisi. L'acquisition se faisait à une fréquence de 500 Hz par canal pendant 2 secondes (moyenne sur 1000 points) pour les divers canaux. La tension de référence était lue au multimètre et notée à la main, puisque cette valeur était très stable. La conversion binaire-volts a été effectuée avec deux commandes différentes pour fin de comparaison (voir section D.3).

Une vingtaine de valeurs moyennes a été mesurée pour chaque valeur de gain et une régression linéaire de type  $y = mx + b$  a été effectuée sur chaque série de valeurs.

## D.1 Calibration de la carte d'acquisition de données

La carte d'acquisition est munie d'une mémoire non-volatile EEPROM (*Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory*), qui contient 2 espaces : un espace par défaut, qui ne peut pas être modifié par programmation, et un espace usager. La calibration permet de déterminer des constantes de type numérique-analogique, stockées dans la mémoire EEPROM. Ces constantes sont utilisées par NI-DAQ pour faire un ajustement fin des amplificateurs de la carte de façon électronique.

Il existe 3 niveaux de calibration de la carte d'acquisition soit par défaut, par auto-calibration et par calibration externe. Cette étape s'effectue à l'aide de la commande *Calibrate\_E\_Series* dans Visual Basic. Il est à noter que la carte ne risque pas de s'abîmer par des calibration successives.

### D.1.1 Par défaut

L'espace par défaut de la mémoire EEPROM contient les constantes obtenues lors de la calibration de la carte par le fabricant. Ces constantes sont appelées automatiquement en utilisant les programmes NI-DAQ.

Cette méthode ne tient pas compte du fait que l'erreur sur la mesure de la carte et la tension de sortie varient avec le temps et la température et s'avère donc la moins précise.

### D.1.2 Auto-calibration

La carte est munie d'une source de tension de 5,000 V ( $\pm 2,5$  mV) et utilise celle-ci pour effectuer une procédure d'auto-calibration.

Cette procédure permet de minimiser les effets d'offset, de gain et de dérive de linéarité. La seule erreur significative résiduelle de la calibration est alors l'erreur de gain due à la dérive de temps ou de température sur la tension de référence. On peut la minimiser en utilisant la calibration externe.

La procédure d'auto-calibration devrait être effectuée juste avant la prise de mesure mais après le temps de préchauffe recommandé de 15 minutes minimum. Elle dure environ 1 minute.

C'est cette méthode qui est utilisée au début de chaque programme en appelant la commande *Calibrate\_E\_Series* (*DAQDeviceNumber*, *calOp*, *setOfCalConst*, *calRefVolts*), avec :

- *DAQDeviceNumber* : 1 ;
- *CalOp* : *ND\_SELF\_CALIBRATE* ;
- *SetOfCalConst* : *ND\_USER\_EEPROM\_AREA* ;
- *CalRefVolts* : 0 (utilisé seulement avec la calibration externe).

### D.1.3 Calibration externe

Cette méthode est la plus précise mais aussi la plus longue. Elle est recommandée si la carte est employée dans des températures extrêmes ou encore si la référence interne n'a pas été mesurée depuis plus d'un an.

Ce processus consiste à calibrer la carte avec une référence externe connue plutôt que d'utiliser la référence de la carte. Ce processus permet de recalculer la valeur de la référence et de la stocker dans la mémoire EEPROM. Ainsi, la calibration avec référence externe n'a pas besoin d'être effectuée très souvent. La référence employée doit être connue de façon très précise, plus précise que la carte elle-même.

## D.2 Calibration des modules SCXI

Les amplificateurs ont des erreurs intrinsèques dans leurs gains et introduisent des décalages de tension (offsets). Pour compenser ces erreurs, les constantes de calibration sont stockées, pour chaque gain et chaque canal, dans la mémoire EEPROM du module SCXI. Contrairement au fonctionnement de la carte d'acquisition, les constantes de la mémoire EEPROM du module SCXI n'ajustent pas électroniquement le gain des amplificateurs mais servent à effectuer une correction à posteriori pour compenser les écarts sur les gains des différents canaux (voir section [D.3](#)).

La correction pour le gain s'effectue à l'aide des constantes de la mémoire EEPROM, selon la calibration du fabricant. Cependant, une nouvelle calibration peut être effectuée à l'aide de la fonction *SCXI\_Cal\_Constants*, en suivant la procédure du manuel SCXI-1141 à la page 5-2.

## D.3 Conversion des lectures binaires en tension

Deux commandes National Instruments sont disponibles pour effectuer la conversion entre les valeurs binaires provenant de la carte d'acquisition et les tensions lues et peuvent être appelées par Visual Basic. Ces deux commandes sont *DAQ\_VScale* et *SCXI\_Scale*.

Il semble que la commande *SCXI\_Scale* lise automatiquement les constantes stockées dans la mémoire EEPROM du module SCXI et applique le facteur de correction approprié pour le gain lors de la conversion en tension. La commande *DAQ\_VScale* ne tiendrait pas compte de ce facteur de correction puisqu'elle ne fait aucunement référence au module SCXI.

Si l'utilisateur désire appliquer un facteur de correction supplémentaire, il est possible de le faire directement avec la commande *DAQ\_VScale* avec le paramètre *GainAdjust*. Cette opération peut être effectuée indirectement avec la commande *SCXI\_Scale* par le paramètre *TBGain* (*Terminal Bloc Gain*). Ces paramètres n'ont cependant pas été employés lors des présents essais.

## D.4 Analyse des résultats

L'utilisation de la commande *SCXI\_Scale*, qui paraissait plus appropriée à première vue, présente des écarts importants relativement aux gains utilisés, allant jusqu'à près de 4% dans certains cas.

La commande *DAQ\_VScale* apparaît donc plus appropriée, mais certains canaux présentent tout de même des écarts. Ainsi, on note des écarts supérieurs à 0.1% pour les cas suivants :

- canal 0 : gains supérieurs à 2 ;
- canal 1 : gains de 10 et plus ;
- canal 3 : gains de 50 et 100 ;
- canal 5 : gain de 100.

Ces écarts sont tout de même faible (écart maximal de 0.28%) mais devraient être pris en compte pour effectuer des mesures de précision.

L'offset est généralement faible, mais peut atteindre jusqu'à 7 mV. Il n'y a pas de différence notable concernant l'offset entre les résultats obtenus en utilisant les commandes *DAQ\_VScale* et *SCXI\_Scale*.

## D.5 Recommandations

À la lumière des présentes informations, il est donc recommandé d'utiliser la fonction d'auto-calibration de la carte d'acquisition de manière systématique avant chaque série de mesure. Les résultats actuels ne justifient pas une analyse plus poussée, ni la nécessité de procéder à la calibration externe de la carte.

Quant au module SCXI utilisé, il apparaît que les constantes de calibration des amplificateurs stockées dans la mémoire EEPROM sont inexactes. La calibration des constantes des modules pourrait être envisagée mais, vu la justesse des résultats lors de l'utilisation de la commande *DAQ\_VScale*, elle ne s'avère pas pertinente. Ainsi, pour effectuer adéquatement la conversion binaire-volts, l'utilisation de la commande *DAQ\_VScale* plutôt que *SCXI\_Scale* est recommandée.

Concernant l'imprécision présente pour divers gains sur certains canaux, deux solutions sont envisageables :

- l'utilisation d'un facteur de correction pour le gain ;
- la planification de la prise de mesure en tenant compte de la précision des canaux.

La première solution ne peut être utilisée directement lors de la conversion binaire-volts si l'acquisition s'effectue en mode multiplexé sur plus d'un canal. De plus, elle risque d'être une source d'erreur additionnelle. La seconde solution est donc fortement recommandée. Elle est simple et n'alourdit pas les programmes d'acquisition ou de dépouillement, puisque le canal de début d'acquisition n'est pas imposé au canal 0 et peut être déterminé aisément lors de l'exécution des programmes d'acquisition. De plus, les écarts les plus importants furent constatés pour les gains élevés et ceux-ci sont moins utilisés.

Quant à l'effet de l'offset, celui-ci pourra être minimisé en effectuant une mesure du zéro des capteurs en début de chaque acquisition et en retranchant systématiquement cette valeur des mesures subséquentes lors de l'analyse des résultats.