

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE  
À L'OBTENTION DE LA  
MAÎTRISE EN GÉNIE DE LA PRODUCTION AUTOMATISÉE  
M. Sc. A.

PAR  
Manuel FLORES SALINAS

MÉTHODOLOGIES NOUVELLES POUR LA RÉALISATION D'ESSAIS DANS LA  
SOUFFLERIE PRICE-PAÏDOUSSIS

MONTREAL, LE 20 AOÛT 2015



Manuel Flores, 2014



Cette licence [Creative Commons](https://creativecommons.org/licenses/by-nc-nd/4.0/) signifie qu'il est permis de diffuser, d'imprimer ou de sauvegarder sur un autre support une partie ou la totalité de cette œuvre à condition de mentionner l'auteur, que ces utilisations soient faites à des fins non commerciales et que le contenu de l'œuvre n'ait pas été modifié.

**PRÉSENTATION DU JURY**  
**CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ**  
**PAR UN JURY COMPOSÉ DE :**

Mme Ruxandra Botez, directrice de mémoire  
Département de génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

M. Stéphane Hallé, président du jury  
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Guy Gauthier, membre du jury  
Département de génie de la production automatisée

**IL A FAIT L'OBJET D'UNE SOUTENANCE DEVANT JURY ET PUBLIC**

**LE 8 JUILLET 2015**

**À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE**





## **REMERCIEMENTS**

Ce mémoire a pris naissance grâce à la donation de la soufflerie subsonique Price-Païdoussis par le directeur du laboratoire de recherche en structure de fluides de l'université McGill, professeur émérite Michael Païdoussis au professeure Ruxandra Botez, qui dirige le laboratoire de recherche en commande active, avionique et en aéroserveélasticité (LARCASE) à l'École de technologie supérieure (ÉTS).

Je tiens tout d'abord à remercier Mme Ruxandra Botez, ma directrice de recherche, pour m'avoir donné cette grande opportunité de travailler sur une soufflerie de calibre universitaire et le support financier afin de réaliser ce mémoire de recherche. Un grand merci pour la confiance et l'encadrement durant ces années d'études de maîtrise. Je voudrais également remercier M. Oscar Carranza, assistant de recherche du laboratoire LARCASE, pour ses conseils et pour m'avoir fait confiance avec les multiples projets réalisés.



# **MÉTHODOLOGIES NOUVELLES POUR LA RÉALISATION D'ESSAIS DANS LA SOUFFLERIE PRICE-PAÏDOUSSIS**

Manuel FLORES SALINAS

## **RÉSUMÉ**

Le présent mémoire en génie de la production automatisée vise à décrire le travail effectué dans la soufflerie Price-Païdoussis du laboratoire LARCASE pour trouver les méthodologies expérimentales et les procédures de tests, qui seront utilisées avec les modèles d'ailes actuellement au laboratoire. Les méthodologies et procédures présentées ici vont permettre de préparer les tests en soufflerie du projet MDO-505 Architectures et technologies déformables pour l'amélioration des performances des ailes, qui se dérouleront durant l'année 2015.

D'abord, un bref historique des souffleries subsoniques sera fait. Les différentes sections de la soufflerie Price-Païdoussis seront décrites en mettant l'emphase sur leur influence dans la qualité de l'écoulement qui se retrouve dans la chambre d'essai. Ensuite, une introduction à la pression, à sa mesure lors de tests en soufflerie et les instruments utilisés pour les tests en soufflerie au laboratoire LARCASE sera présenté, en particulier le capteur piézoélectrique XCQ-062. Une attention particulière sera portée au mode de fonctionnement, à son installation, à la mesure et à la détection des fréquences et aux sources d'erreurs lorsqu'on utilise des capteurs de haute précision comme la série XCQ-062 du fournisseur Kulite. Finalement, les procédures et les méthodologies élaborées pour les tests dans la soufflerie Price-Païdoussis seront utilisées sur quatre types d'ailes différentes.

L'article New methodology for wind tunnel calibration using neural networks – EGD approach portant sur une nouvelle façon de prédire les caractéristiques de l'écoulement à l'intérieur de la soufflerie Price-Païdoussis se trouve dans l'annexe 2 de ce document. Cet article porte sur la création d'un réseau de neurones multicouche et sur l'entraînement des neurones. Ensuite, une comparaison des résultats du réseau de neurones a été faite avec des valeurs simulés avec le logiciel Fluent.

**Mots-clés :** Soufflerie subsonique, capteurs de pression, essais en soufflerie, transition laminaire/turbulente



# **NEW METHODOLOGIES FOR IMPLEMENTING TESTS IN THE PRICE-PAÏDOUSSIS WIND TUNNEL**

Manuel FLORES SALINAS

## **ABSTRACT**

The thesis aims to describe the work done in the LARCASE's wind tunnel and to find the experimental methodologies and test procedures that will be used with the wings of models currently in the laboratory. The methodologies and procedures presented here will help to prepare the wind tunnel tests of the MDO-505 project deformable Architectures and technologies for improving the performance of the wings, which will take place during 2015.

First, a brief history of subsonic wind tunnels will be made. The different sections of the Price-Païdoussis blower will be described with emphasis on their influence in the quality of the test chamber's flow. Then an introduction to pressure, its measurement in wind tunnel tests and instruments used for wind tunnel tests LARCASE laboratory will be described. Particular attention will be paid to the operation mode, the installation, the measurement and the detection of frequencies and sources of error when using high-precision Kulite sensors as the XCQ-062 series. Finally, procedures and methodologies developed for testing in the LARCASE's Price-Païdoussis wind tunnel will be used on four different types of wings.

The paper New methodology for wind tunnel calibration using neural networks - EGD approach on a new way to predict the flow characteristics inside the Price-Païdoussis blower is in Appendix 2 of this document. This paper focuses on the creation of a multilayer neural network and its training. Then, a comparison of the results of the neural network was done with simulated values with Fluent software.

**Keywords:** Subsonic Wind Tunnel, fluid dynamics, pressure sensors, wind tunnel tests, laminar to turbulent transition



## TABLE DES MATIÈRES

|                                                                    | Page |
|--------------------------------------------------------------------|------|
| INTRODUCTION .....                                                 | 23   |
| CHAPITRE 1 REVUE DE LA LITTÉRATURE .....                           | 27   |
| 1.1 Souffleries subsoniques .....                                  | 27   |
| 1.2 Historique des souffleries subsoniques .....                   | 27   |
| 1.3 Équations pour les souffleries subsoniques .....               | 30   |
| 1.3.1 Conservation de la masse .....                               | 31   |
| 1.3.2 Nombre de Reynolds .....                                     | 32   |
| 1.3.3 Équation de Bernoulli pour les fluides incompressibles ..... | 33   |
| 1.4 Étalonnage des souffleries subsoniques .....                   | 34   |
| CHAPITRE 2 CARACTÉRISATION DE LA SOUFFLERIE PRICE-PAIDOUSSIS ..... | 37   |
| 2.1 Introduction .....                                             | 37   |
| 2.2 Unité de puissance : chambre mécanique .....                   | 37   |
| 2.3 Unité de puissance : moteur .....                              | 38   |
| 2.4 Unité de puissance : ventilateur centrifuge .....              | 42   |
| 2.5 Unité de tranquillisation : diffuseur de transition .....      | 43   |
| 2.5.1 Diffuseur à grand angle .....                                | 46   |
| 2.5.2 Filtres redresseurs .....                                    | 47   |
| 2.5.2.1 Coefficient de déflexion ( $\alpha$ ) .....                | 49   |
| 2.5.2.2 Coefficient de porosité ( $\beta$ ) .....                  | 50   |
| 2.5.2.3 Nombre de Reynolds d'un fil (Rew) .....                    | 50   |
| 2.5.3 Coefficient de perte de charge (K) .....                     | 51   |
| 2.5.3.1 Méthode K Borda-Carnot .....                               | 52   |
| 2.5.3.2 Méthode K Weighardt .....                                  | 52   |
| 2.5.3.3 Méthode K Collar .....                                     | 52   |
| 2.5.3.4 Méthode K Eckert .....                                     | 53   |
| 2.5.4 Variation de vitesse .....                                   | 54   |
| 2.5.5 Variation de la turbulence .....                             | 55   |
| 2.6 Filtres de la soufflerie Price-Paidoussis .....                | 55   |
| 2.6.1 Grille métallique .....                                      | 56   |
| 2.6.2 Nids d'abeilles .....                                        | 60   |
| 2.6.3 Écrans .....                                                 | 61   |
| 2.7 Unité d'accélération : buse convergente .....                  | 65   |
| 2.8 Unité d'essai : les chambres d'essai .....                     | 66   |
| 2.9 Procédure d'étalonnage de la soufflerie Price-Paidoussis ..... | 68   |
| CHAPITRE 3 MESURE DES PARAMÈTRES AÉRODYNAMIQUE EN SOUFFLERIE ..... | 71   |
| 3.1 Introduction aux mesures en aérodynamique expérimentales ..... | 71   |
| 3.1.1 Écoulement d'un fluide .....                                 | 72   |
| 3.1.2 Pression dans un fluide .....                                | 73   |

|         |                                                                           |     |
|---------|---------------------------------------------------------------------------|-----|
| 3.1.3   | Repère de la pression .....                                               | 74  |
| 3.1.4   | Pression statique.....                                                    | 76  |
| 3.1.5   | Pression dynamique .....                                                  | 78  |
| 3.2     | Détection de la pression .....                                            | 79  |
| 3.2.1   | Mesure de la pression par capteur analogique .....                        | 79  |
| 3.2.2   | Mesure de la pression par capteur électronique.....                       | 81  |
| 3.3     | Détection de la fréquence par des capteurs de pression.....               | 88  |
| 3.3.1   | Mise en contexte .....                                                    | 88  |
| 3.3.2   | Introduction aux capteurs de pression piézoélectrique .....               | 89  |
| 3.3.3   | Capteurs de pression piézoélectrique Kulite™ .....                        | 91  |
| 3.3.3.1 | Caractéristiques du capteur XCQ-062-5D .....                              | 93  |
| 3.3.3.2 | Option sur le capteur de pression XCQ-062 .....                           | 95  |
| 3.3.3.3 | Montages possibles avec les capteurs Kulite .....                         | 96  |
| 3.3.3.4 | Sources d’erreurs dans la quantification de la pression .....             | 98  |
| 3.3.3.5 | Sources d’erreur dans la détection de la fréquence.....                   | 104 |
| 3.4     | Détection et mesure des ondes Tollmien–Schlichting en temps réel.....     | 106 |
| 3.4.1   | Méthode 1 : Détection de la transition par les coefficients de pression.. | 106 |
| 3.4.2   | Méthode 2 : Détection de la transition par l’analyse spectrale .....      | 108 |
| 3.5     | Installation des capteurs XCQ-062-5D .....                                | 109 |

#### CHAPITRE 4 MÉTHODOLOGIES DÉVELOPPÉES POUR LES TESTS DANS LA SOUFFLERIE PRICE-PAIDOUSSIS .....

|       |                                                                                                 |     |
|-------|-------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| 4.1   | Introduction.....                                                                               | 113 |
| 4.2   | Modèles d’ailes choisis pour les tests en soufflerie .....                                      | 114 |
| 4.2.1 | Clark Y14.....                                                                                  | 114 |
| 4.2.2 | ATR42.....                                                                                      | 116 |
| 4.2.3 | Ailes S2204 et NACA0012.....                                                                    | 119 |
| 4.2.4 | Aile symétrique basée sur l’ATR42 optimisé.....                                                 | 121 |
| 4.3   | Méthode de numérisation 3D des ailes .....                                                      | 123 |
| 4.4   | Méthode pour la mesure de pression des ailes lors de test à la soufflerie Price-Paidoussis..... | 126 |
| 4.5   | Résultats des tests en soufflerie .....                                                         | 134 |
| 4.5.1 | Aile Clark Y14.....                                                                             | 134 |
| 4.5.2 | Aile ATR42 Original .....                                                                       | 136 |
| 4.5.3 | Aile ATR42 Optimisé.....                                                                        | 139 |
| 4.5.4 | Aile S2204 .....                                                                                | 142 |
| 4.5.5 | Aile symétrique basée sur l’aile ATR42 Optimisée .....                                          | 143 |

#### CONCLUSION.....

#### ANNEXE I SOUFFLERIES SUBSONIQUES.....

#### ANNEXE II NEW METHODOLOGY FOR WIND TUNNEL CALIBRATION USING NEURAL NETWORKS – EGD APPROACH .....

#### LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....



## LISTE DES TABLEAUX

|                                                                                            | Page |
|--------------------------------------------------------------------------------------------|------|
| Tableau 2.1 Caractéristiques du fluide en aval du filtre grille métallique .....           | 60   |
| Tableau 2.2 Caractéristiques du fluide en aval des filtres .....                           | 65   |
| Tableau 3.1 Principales caractéristiques du manomètre analogique .....                     | 80   |
| Tableau 3.2 Principales caractéristiques du capteur de .....                               | 85   |
| Tableau 3.3 Principales caractéristiques du capteur de .....                               | 87   |
| Tableau 3.4 Caractéristiques du capteur XCQ-062 .....                                      | 95   |
| Tableau 3.5 Effet de cavité sur la fréquence.....                                          | 105  |
| Tableau 4.1 Position x/c en pourcentage de corde des ports de pression du Clark Y-14 ..... | 115  |
| Tableau 4.2 Position x/c en pourcentage de corde des ports de.....                         | 118  |
| Tableau 4.3 Position x/c en pourcentage de.....                                            | 118  |
| Tableau 4.4 Position x/c en pourcentage de corde des trois Kulites (K1, K2 et K3) .....    | 123  |
| Tableau 4.5 Conditions de la soufflerie pour une vitesse de 27 m/s.....                    | 137  |



## LISTE DES FIGURES

|                                                                                       | Page |
|---------------------------------------------------------------------------------------|------|
| Figure 1.1 Soufflerie de Thomas Smeaton .....                                         | 28   |
| Figure 1.2 Soufflerie d'Albert J. Wells .....                                         | 29   |
| Figure 1.3 Soufflerie des frères Wright .....                                         | 30   |
| Figure 1.4 Conservation de la masse dans une soufflerie .....                         | 31   |
| Figure 2.1 Chambre mécanique de la soufflerie Price-Païdoussis.....                   | 38   |
| Figure 2.2 Variation de la pression statique et de la pression dynamique.....         | 44   |
| Figure 2.3 Pertes de pression dans le diffuseur de transition.....                    | 45   |
| Figure 2.4 Angle de divergence $\Theta$ et filtre en treillis .....                   | 47   |
| Figure 2.5 Caractéristiques physiques des filtres.....                                | 51   |
| Figure 2.6 Filtres dans la soufflerie Price-Païdoussis.....                           | 56   |
| Figure 2.7 Buse convergente.....                                                      | 66   |
| Figure 2.8 Chambre d'essai aux dimensions de (0.62 x 0.915 x 1.825) mètres .....      | 67   |
| Figure 2.9 Distribution des vitesses sur la chambre d'essai .....                     | 70   |
| Figure 3.1 Types des pressions mesurées .....                                         | 76   |
| Figure 3.2 Capteur analogique pour visualisation de la distribution de pression ..... | 81   |
| Figure 3.3 Diaphragme du capteur de pression piézoélectrique 9LX.....                 | 82   |
| Figure 3.4 Capteur de pression électronique d'Aerolab™ .....                          | 83   |
| Figure 3.5 Capteur de pression multi-usage Flowkinetics.....                          | 86   |
| Figure 3.6 Pression totale et pression .....                                          | 86   |
| Figure 3.7 Dimensions en pouces (en mm) du capteur Kulite XCQ-062.....                | 93   |
| Figure 3.8 Montage Mi-chemin .....                                                    | 96   |

|                                                                                          |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figure 3.9 Montage Alignée avec la surface .....                                         | 97  |
| Figure 3.10 Montage Capteur encastré .....                                               | 98  |
| Figure 3.11 Écoulement réintroduit dans la cavité .....                                  | 99  |
| Figure 3.12 Mesure des distances d'une cavité .....                                      | 100 |
| Figure 3.13 Effet de l'orientation.....                                                  | 102 |
| Figure 3.14 Effet de la finition du trou .....                                           | 103 |
| Figure 3.15 Courbes des coefficients de pression.....                                    | 107 |
| Figure 3.16 Décollement et réattachement de la couche limite lors de la transition ..... | 107 |
| Figure 3.17 Fils des capteurs XCQ-062.....                                               | 109 |
| Figure 3.18 Capteurs kulites avec connecteur anti-bruit électromagnétique.....           | 110 |
| Figure 3.19 Assemblage final des capteurs Kulite aux câbles blindés .....                | 110 |
| Figure 3.20 Capteur installé aligné avec la surface en matériaux en composite .....      | 111 |
| Figure 3.21 Installation final des capteurs sur l'aile en composite.....                 | 111 |
| Figure 4.1 Modèle d'aile Clark Y14.....                                                  | 115 |
| Figure 4.2 Aile rigide ATR42 à profil originale .....                                    | 117 |
| Figure 4.3 Aile rigide ATR42 au profil optimisé .....                                    | 118 |
| Figure 4.4 Ailes NACA0012 à différentes longueurs de corde et d'envergure.....           | 120 |
| Figure 4.5 Aile fabriquée et dessin technique de l'aile S2204 .....                      | 121 |
| Figure 4.6 Aile symétrique basée sur l'ATR42 optimisée.....                              | 122 |
| Figure 4.7 Position des prises de pression statique sur l'aile.....                      | 123 |
| Figure 4.8 Création en temps réel du dessin 3D de l'aile métallique numérisée.....       | 124 |
| Figure 4.9 Coordonnées x, y, z des pastilles installées sur la surface de l'aile.....    | 125 |
| Figure 4.10 Profil 3D de l'aile en Catia.....                                            | 125 |
| Figure 4.11 Création des profils 2D à partir de la position des pastilles .....          | 126 |

|                                                                                               |     |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| Figure 4.12 Distribution de la pression sur l'aile Clark Y14.....                             | 127 |
| Figure 4.13 Faibles variations de la pression, de la .....                                    | 128 |
| Figure 4.14 Branchement des 19 ports de pression et des 2 ports de pression statique.....     | 129 |
| Figure 4.15 Identification des prises de pression de l'aile sur le capteur de pression PTA... | 129 |
| Figure 4.16 Tube de Pitot de référence et capteur FlowScan .....                              | 129 |
| Figure 4.17 Mesure de l'angle d'attaque .....                                                 | 130 |
| Figure 4.18 Pressions mesurées après le test en soufflerie d'un cas de vol.....               | 132 |
| Figure 4.19 Informations pertinentes mesurées lors des tests en soufflerie .....              | 133 |
| Figure 4.20 Conditions de la soufflerie pour une vitesse de 20m/s et un angle .....           | 134 |
| Figure 4.21 Cp pour la vitesse de 20 m/s et pour l'angle de 0° pour l'aile Clark Y14.....     | 135 |
| Figure 4.22 Valeurs de pression locales simulées et expérimentales .....                      | 136 |
| Figure 4.23 Cp pour la vitesse de 27 m/s et l'angle de -3° pour l'aile ATR42 Originale ....   | 138 |
| Figure 4.24 Cp pour la vitesse de 30.6 m/s et l'angle de -2° pour l'aile ATR42 Originale .    | 138 |
| Figure 4.25 Cp pour la vitesse de 20 m/s et angle de 10° pour l'aile ATR42 Optimisé.....      | 139 |
| Figure 4.26 Cp pour la vitesse de 25 m/s et angle de 10° pour l'ATR42 Optimisé .....          | 140 |
| Figure 4.27 Cp pour la vitesse de 29 m/s et angle de 10° pour l'ATR42 Optimisé .....          | 141 |
| Figure 4.28 Cp pour la vitesse de 10 m/s et les angles de 0° à 18° pour S22204.....           | 142 |
| Figure 4.29 Cp pour la vitesse de 10 m/s et l'angle de 0° pour l'aile S2204.....              | 143 |
| Figure 4.30 Cp pour angle de 6° et les vitesses de 20 m/s; de 25 m/s et de 30 m/s.....        | 144 |
| Figure 4.31 Dérivée première de la courbe du Cp expérimentale .....                           | 145 |
| Figure 4.32 Transitions pour la vitesse de 20 m/s et AoA de 6°.....                           | 145 |
| Figure 4.33 Transitions pour la vitesse de 25 m/s et AoA de 6°.....                           | 146 |
| Figure 4.34 Transitions pour la vitesse de 30 m/s et AoA de 6°.....                           | 147 |



## **LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES**

|         |                                                                                 |
|---------|---------------------------------------------------------------------------------|
| CFD     | Computational fluid dynamics                                                    |
| EGD     | Extended Great Deluge                                                           |
| ÉTS     | École de technologie supérieure                                                 |
| LARCASE | Laboratoire de recherche en commande, active, avionique et aéroserveoélasticité |
| NACA    | National Advisory Committee for Aeronautics                                     |
| SAD     | Système d'acquisition des données                                               |
| VAC     | Voltage Alternative Courant                                                     |
| 2D      | Deux dimensions                                                                 |
| 3D      | Trois dimensions                                                                |





## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

### UNITÉS

|                     |                                                                                            |
|---------------------|--------------------------------------------------------------------------------------------|
| A                   | ampère – unité qui quantifie le passage des électrons sur un fil conducteur.               |
| c                   | vitesse du son à des conditions de $P_t = 1 \text{ atm}$ et $T = 25^\circ \text{ Celsius}$ |
| $^\circ\text{C}$    | degré Celsius                                                                              |
| HP                  | Horse Power -Unité anglaise pour décrire la puissance du moteur de la soufflerie           |
| Hz                  | hertz                                                                                      |
| KHz                 | kilohertz                                                                                  |
| Ma                  | Numéro de Mach ( $Ma = V/c$ )                                                              |
| m                   | mètre                                                                                      |
| $\text{m}^2$        | mètre carré                                                                                |
| $\text{m}^3$        | mètre cube                                                                                 |
| $\text{m.s}^{-1}$   | mètres par seconde                                                                         |
| in                  | pouce                                                                                      |
| in H <sub>2</sub> O | pouce d'eau                                                                                |

### SYMBOLES

|           |                                                                                     |
|-----------|-------------------------------------------------------------------------------------|
| A         | rapport des aires d'entrée et de sortie d'un diffuseur conventionnel ou grand angle |
| $K_x$     | perte de charge des filtres de la soufflerie ( $x=\{1,2,3,4\}$ )                    |
| $K_s$     | pertes de charge singulière théorique                                               |
| K         | perte de charge théorique                                                           |
| $P_{tot}$ | pression totale ou pression de stagnation locale                                    |
| $P_{atm}$ | pression atmosphérique                                                              |

|            |                                                                         |
|------------|-------------------------------------------------------------------------|
| $P_{stat}$ | pression statique dans la chambre d'expérience #1                       |
| $q_c$      | pression dynamique ( $q_c = P_t - P_s$ )                                |
| $Re$       | nombre de Reynolds                                                      |
| $T$        | température de l'air dans la chambre d'essai #1                         |
| $U_\infty$ | vitesse de l'écoulement de l'air dans la chambre d'essai #1             |
| $\gamma$   | chaleur spécifique de l'air égal à 1,4                                  |
| $\nu$      | viscosité cinématique de l'air dans la chambre d'essai #1 à 25° Celsius |
| $x$        | longueur de l'écoulement                                                |
| $p$        | porosité du filtre                                                      |

## INTRODUCTION

À l'époque des superordinateurs et des modèles mathématiques performants en dynamique des fluides, l'utilisation des souffleries est encore très importante pour la validation des études numériques. Tous les grands avionneurs de ce monde tels Bombardier Aéronautique, Airbus, Boeing et Embraer utilisent des logiciels CDF en 3D performants, par exemple les logiciels ANSYS Fluent™ et Nastran™ pour les études aérodynamiques et aéroélastiques de leur flotte d'aéronefs. Au chapitre 1, une revue de la littérature est présentée en mettant l'accent sur la description et l'utilisation des souffleries subsoniques dans les projets du laboratoire de recherche en commande active, avionique et aéroélasticité (LARCASE).

Les souffleries sont un outil indispensable dans la recherche aérodynamique pour caractériser le comportement des fluides et leurs interactions avec diverses surfaces. Un des avantages principaux de l'utilisation des souffleries est le fait que les tests se déroulent pour des cas de vol caractérisés par la vitesse, la pression et la température du fluide qui sont contrôlées par l'opérateur. Les interactions entre les forces aérodynamiques et la structure d'un avion sont connues comme interactions « aéroélastiques » statiques ou dynamiques. L'aéroélasticité statique fait partie du domaine de l'ingénierie qui s'occupe des études des interactions entre les forces de pression provenant du déplacement d'un écoulement et la surface d'un solide, à ce stade, les forces d'inertie n'interviennent pas et on parle d'un régime stationnaire indépendant du temps. Une prochaine étape est l'étude des effets inertiels sur la structure de l'avion. Dans le cas où le temps est pris en compte dans la résolution des champs aérodynamiques et des déformations structurelles, qui permettent de modéliser le comportement vibratoire du modèle, on effectue les études des analyses aéroélastiques dynamiques des systèmes (Bisplinghoff, R. L. Aeroelasticity, 1996). Les résultats obtenus suite à la modélisation aérodynamique ou aéroélastique doivent être validés par des essais expérimentaux dans les souffleries et seront moins coûteux que des essais en vol.

Divers appareils tels qu'une balance aérodynamique, des capteurs de pression et des tubes de Pitot peuvent mesurer la réaction de l'écoulement à la surface étudiée. Les désavantages des

souffleries se trouvent dans le fait que la chambre d'essai a un volume fixe et réduit, donc les surfaces à être étudiées doivent être réduites à une fraction de leur taille réelle. Pour pallier cet inconvénient, la viscosité ou la vitesse de l'écoulement doit être changée (lors des essais en soufflerie) pour atteindre le même nombre de Reynolds qu'en conditions de vol. De plus, des facteurs de correction doivent être appliqués aux résultats obtenus en soufflerie pour tenir en compte les facteurs suivants : i) La chambre d'essai a un volume fermé (effets de paroi et de sillage); ii) Les caractéristiques de fabrication de la soufflerie (taux de turbulence, variation de la vitesse moyenne et épaisseur de la couche limite) et iii) Les filtres aux bruits électromagnétiques au niveau de la balance aérodynamique et des capteurs de pression numériques.

Au chapitre 2, la soufflerie Price-Païdoussis sera caractérisée théoriquement en utilisant la littérature scientifique sur les souffleries subsoniques comme point de départ. Les dimensions de chaque section et les principales caractéristiques de la soufflerie (perte de charge, filtres, variation de vitesse et taux de turbulence) ainsi que son design seront décrits et expliqués. À la dernière section de ce chapitre, un étalonnage de la soufflerie sera effectué pour obtenir les variations de vitesses de la chambre d'essai.

Au chapitre 3, les capteurs de pression analogiques et numériques utilisés lors des tests en soufflerie au laboratoire LARCASE, en particulier les capteurs de pression piézoélectriques Kulites™ seront décrits. Leurs modes d'opération dans la mesure de la pression et dans la détection de la transition laminaire-turbulente sera aussi expliqué. Dans ce chapitre, il sera aussi question des erreurs d'installation des capteurs de pression sur la surface d'une aile, des erreurs dans la mesure de la pression et des erreurs dans la détection des fréquences Tollmien-Schlichting, caractérisant un écoulement en phase transitoire laminaire-turbulente.

Au chapitre 4, les tests et les résultats à la soufflerie Price-Païdoussis sur différentes ailes sont décrits. Les méthodes et les procédures créées par l'auteur du document sont aussi expliquées. Les ailes qui seront testées sont, le *Clark Y14*; l'aile *ATR42 au profil original* et l'*ATR42 au profil optimisé*; l'aile *NACA 0012* et l'aile *symétrique basée sur l'ATR42*

*optimisé*. De plus, la procédure suivie pour détecter la transition laminaire-turbulente avec trois capteurs Kulites installés sur la surface de l'aile *symétrique basée sur l'ATR42 optimisée* sera expliquée.

Finalement, l'annexe II contient l'article de journal *New Methodology for wind tunnel calibration using neural networks - EGD Approach*. Cette nouvelle méthode a été développée et utilisée dans ce mémoire pour permettre de prédire numériquement les caractéristiques (pression statique, pression dynamique, vitesse et température) de l'écoulement à l'intérieur de la chambre d'essai de la soufflerie Price-Paidoussis. La méthode utilise les réseaux de neurones pour son avantage à traiter des problèmes où le domaine de solution est vaste. La procédure de recherche locale Extended Great Deluge a été couplé au réseau de neurones pour minimiser le temps de calcul vers la *meilleure solution* dans l'espace de recherche des solutions.



## **CHAPITRE 1**

### **REVUE DE LA LITTÉRATURE**

#### **1.1 Souffleries subsoniques**

Plusieurs ouvrages connus dans le domaine des essais expérimentaux en soufflerie ont servi de références pour la rédaction de ce mémoire. La littérature couvrant les aspects du design et de la fabrication des souffleries est très intéressante, riche en information et vaste en publications. Étant donné le sujet de recherche traité dans ce mémoire, l'auteur se concentre sur la littérature scientifique portant sur les souffleries de type subsonique et ensuite l'emphasis est mise sur la caractérisation de la soufflerie Price-Païdoussis et ses particularités intrinsèques. Les sections 1.2 et 1.3 portent uniquement sur les souffleries subsoniques à circuit ouvert.

#### **1.2 Historique des souffleries subsoniques**

Le premier à avoir effectué des tests aéronautiques était l'ingénieur britannique Francis H. Wenham (1824-1908). Wenham faisait des tests en vol d'un planeur, à l'extérieur, dans un environnement non contrôlé avec des variations de pression, de température et d'humidité importantes; ce qui rendait très difficile toute répétitivité dans ces tests. Un autre scientifique britannique John Smeaton (1724-1792) utilisait une méthode plus sophistiquée pour effectuer des tests aérodynamiques, montré à la figure (1.1). Il se servait d'un bras rotatif construit à l'intérieur d'un édifice pour minimiser les variations des propriétés de l'air, ce qui permettait la répétitivité des tests. Le plus grand inconvénient du bras rotatif était intrinsèque à sa nature. Ce bras rotatif, qui avait à son extrémité l'objet à étudier, parcourait toujours le même chemin et par conséquent, après le premier tour, l'écoulement de l'air n'était plus le même qu'initialement puisque tout objet qui se déplace dans un fluide crée des turbulences dans ce dernier.

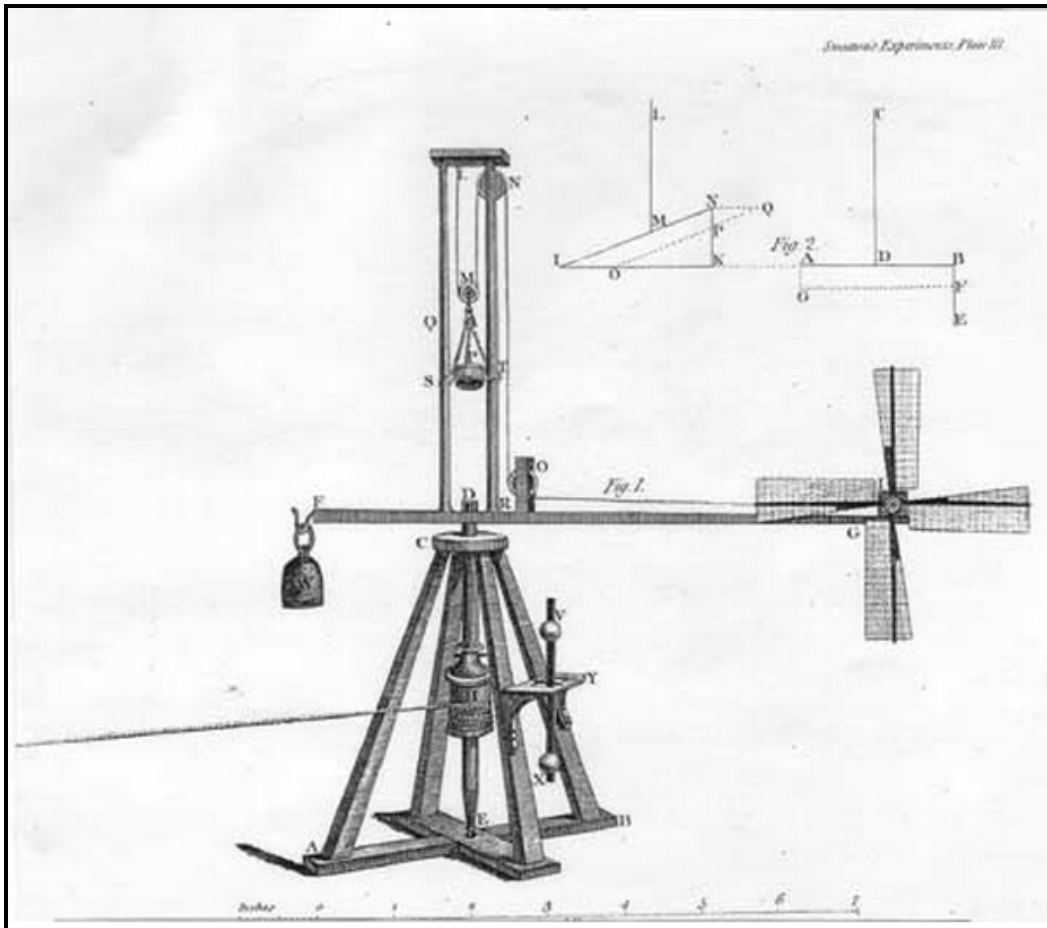


Figure 1.1 Soufflerie de Thomas Smeaton  
Tirée de Lee, James Lawrence, (2001)

La première soufflerie en Amérique du Nord a été construite par Albert J. Wells, montré à la figure (1.2) le 29 avril 1896, dans les laboratoires du Massachusetts Institute of Technology (MIT). Wells avait utilisé le système de ventilation de l'université, un tuyau vertical de 5 pieds de longueur et un autre tuyau horizontal de 13 pieds de longueur. À la sortie de sa soufflerie, Wells a placé une balance aérodynamique qui lui permettait de mesurer les forces verticales et horizontales sur les maquettes. À 500 miles de Cambridge, Massachusetts et quarante ans plus tard, dans les laboratoires du National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) dans l'état de Virginie, les deux ingénieurs David J. Biermann et Lindsey I. Turner Jr venaient de mettre au point une soufflerie de 16 pieds, capable d'atteindre des vitesses de 80 % de la vitesse du son, soit le nombre de Mach égal à 0,8. Mise en service en 1941.



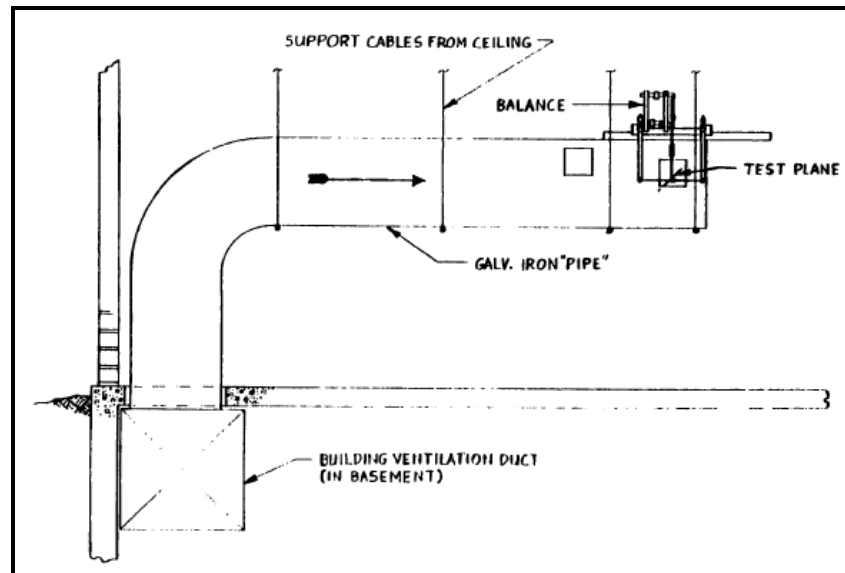


Figure 1.2 Soufflerie d'Albert J. Wells  
Tirée de Lee, James Lawrence, (2001)

À la fin des années 1901, les frères Wright avaient accumulé la plus grande base de données aérodynamiques au monde. La soufflerie développée par les fameux frères est montrée à la figure (1.3), elle était de type circuit ouvert avec un ventilateur axial à vitesse de rotation unique (une seule vitesse développée par le moteur). Le ventilateur était placé à l'entrée de la soufflerie et très près de la chambre d'essai, ce qui produisait un écoulement variable et avec des tourbillons dus aux pales du ventilateur. Les frères avaient construit deux balances aérodynamiques et une centaine de modèles d'ailes miniatures. Les résultats expérimentaux étaient obtenus en regardant la variation des forces sur la balance par la fenêtre au-dessus de la chambre de test.

Les frères Wright pouvaient mesurer la force de portance et la force de traînée de leurs modèles pour divers angles d'attaque. Durant l'année 1902, les résultats expérimentaux en soufflerie ont permis d'améliorer les performances de leur avion précédent et en 1903 leur premier avion à propulsion (moteur de 12 HP) avec une gouverne de profondeur (pour contrôler l'axe de tangage en vol) leur a permis d'obtenir une place dans l'histoire comme les inventeurs du premier avion et les premiers à réaliser un vol contrôlé.

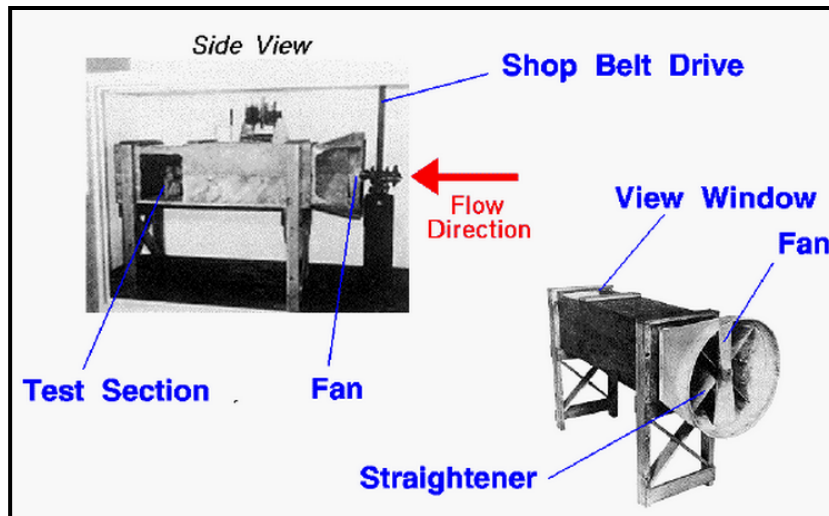


Figure 1.3 Soufflerie des frères Wright  
 Consulté le 12 octobre 2014 du site web  
<http://wright.nasa.gov/airplane/air1903.html>

### 1.3 Équations pour les souffleries subsoniques

Les souffleries sont conçues pour effectuer des expériences à des régimes de vitesses prédéterminées par les besoins des validations des résultats obtenus à la suite des simulations et modélisations numériques. La soufflerie Price-Païdoussis du laboratoire de recherche LARCASE fait partie des souffleries subsoniques ( $M < 1$ ) avec une vitesse maximale de 0,19 Mach (65 m/s) lorsque la chambre d'essai de 0,31 x 0,61 m<sup>2</sup> est utilisée, pendant que la vitesse maximale de 0,15 Mach (50 m/s) est atteinte si la chambre d'essai principale (surface de 0,61 x 0,91 m<sup>2</sup>) est utilisée. Si le contact du fluide avec le modèle à pleine échelle ou à échelle réduite d'un avion ou d'une aile se réalise à des vitesses inférieures à la vitesse du son (340 m/s), alors la masse volumique du fluide est constante. Parcontre, pour des vitesses transoniques et supersoniques, ainsi proches et supérieures au nombre de Mach ( $M > 1$ ), un échange d'énergie a lieu entre le fluide et la surface locale de contact, ce qui comprime les molécules du fluide et altère localement la masse volumique de l'écoulement. L'effet de la compressibilité s'accroît avec l'augmentation de la vitesse du fluide ( $M > 1$ ) jusqu'à produire des ondes de choc qui affectent la force de portance et la force de traînée du modèle évalué en soufflerie (Pope, 1999).

### 1.3.1 Conservation de la masse

Un des concepts fondamentaux en dynamique des fluides est la « conservation de la masse ». En effet, étant donné que la masse ne peut pas être créée ou détruite, c'est possible de calculer la masse d'un fluide en effectuant le produit de sa masse volumique avec le volume qu'il occupe. Dans le cas qui nous intéresse, le fluide utilisé dans les souffleries subsoniques est l'air et ses molécules sont accélérées (par le moteur et le ventilateur) à travers les sections de la soufflerie, comme montré à la figure (1.4). La conservation de la masse doit tenir compte de la vitesse de déplacement des molécules d'air et de la surface transversale occupée. À l'équation (1.1), le débit massique ( $\dot{m}$ ) est le produit de la masse volumique, de la vitesse de déplacement et de la surface transversale. Le débit massique reste constant dans toute la soufflerie et le fait que la densité de l'air est constante, nous pouvons calculer la vitesse des particules dans les diverses sections à condition de connaître les surfaces transversales (Pankhurst et Holder, 1968).

$$\dot{m} = \rho V A \quad (1.1)$$

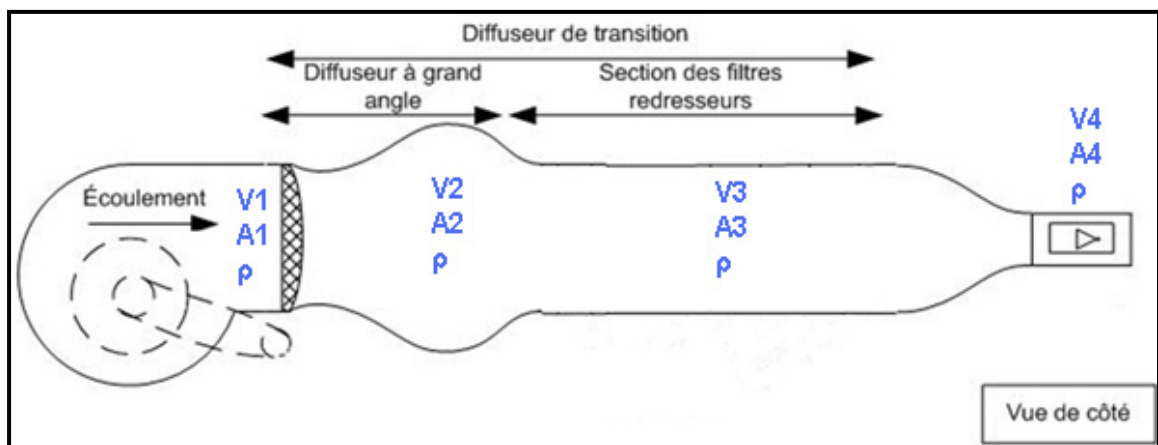


Figure 1.4 Conservation de la masse dans une soufflerie

L'équation (1.1) permet ainsi de trouver les vitesses dans les diverses sections de la soufflerie et elle est particulièrement utile lors de la phase de conception pour s'assurer que la vitesse au niveau de la chambre d'essai soit suffisamment grande pour les expériences prévues.

Le principe de conservation de la masse peut s'écrire :

$$\rho V_1 A_1 = \rho V_2 A_2 \quad (1.2)$$

Étant donné que la masse volumique de l'air reste constante  $\rho$ , alors la vitesse  $V_2$  est calculée avec l'équation suivante :

$$V_2 = \frac{V_1 A_1}{A_2} \quad (1.3)$$

À l'aide de l'équation (1.3), nous pouvons prédire la vitesse de l'écoulement  $V_2$  dans la section du diffuseur à grand angle en connaissant les surfaces transversales  $A_1$  et  $A_2$  et la vitesse à la sortie du ventilateur centrifuge  $V_1$ .

### 1.3.2 Nombre de Reynolds

Le nombre de Reynolds ( $Re$ ), exprimé par l'équation (1.4) donne un ordre de grandeur entre les forces d'inertie et les forces de viscosité dynamique. Les forces d'inerties sont exprimées par la masse volumique  $\rho$ , la vitesse du fluide  $V$  et la dimension caractéristique de la surface de contact  $L$ , alors que les forces de viscosité dynamique du fluide sont exprimées par ( $\mu$ ). Dans la mécanique des fluides,  $Re$  permet de caractériser un fluide selon la magnitude des forces considérées.

Lorsque le numérateur représentant les forces d'inertie est très faible, même négligeable, un équilibre se produit entre les forces de viscosité et les forces de pression du fluide, et l'écoulement est dit en régime de *Stokes* ( $Re < 1$ ). Un régime est dit *laminaire* ( $Re < 2000$ ) lorsque les forces de viscosité dynamique ( $\mu$ ) sont moins importantes et ainsi, le fluide développe un profil de vitesse homogène éloigné des parois (condition de non-glissement) et hors de la zone de couche limite (effets visqueux non-négligeables). À ce stade, les lignes de courant du fluide sont parallèles et régulières, et le fluide peut être analysé et modélisé comme un fluide idéal. Lorsque le nombre de  $Re$  a une magnitude importante, les forces

cinétiques caractérisées par l'accélération des particules du fluide sont très intenses par rapport aux forces de viscosité; les instabilités dans l'écoulement apparaissent, le caractère tourbillonnaire de fluide (la variation dans la taille et l'orientation des tourbillons) donne une apparence désordonnée, ainsi le comportement du fluide est imprévisible. À partir de  $Re > 3000$ , le fluide se trouve en régime turbulent. Il faut souligner qu'un écoulement ne change pas de régime instantanément, entre 2000 et 3000, le nombre de Reynolds indique que le fluide se trouve en transition de régime et ne peut pas être considéré comme entièrement laminaire ou turbulent (Mehta, 1977).

$$Re = \rho V L / \mu \quad (1.4)$$

### 1.3.3 Équation de Bernoulli pour les fluides incompressibles

Le principe de conservation de la masse permet de simplifier la formulation du théorème de Bernoulli pour des fluides incompressibles. Dans une soufflerie subsonique, les effets visqueux sont considérés négligeables (hors de la couche limite); les effets thermiques sur l'écoulement sont négligeables et l'écoulement est laminaire dans la chambre d'essai, donc considéré *idéal* à des fins de calcul. Lorsqu'une accélération se produit dans l'écoulement, une diminution de la pression locale se produit également et une version simplifiée de Bernoulli peut être utilisée pour trouver la vitesse locale par rapport à la variation de pression. L'équation (1.5) est devenue indispensable pour les expériences en soufflerie à vitesse subsoniques ( $M < 1$ ). Dans l'équation (1.5) le terme  $P_t$  représente la pression totale, le terme  $P_s$  représente la pression statique et le terme  $q_c$  représente la pression dynamique. La masse volumique du fluide et la vitesse de l'écoulement est donné respectivement par  $\rho$  et  $V$ .

$$P_t - P_s = q_c = \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (1.5)$$

## 1.4 Étalonnage des souffleries subsoniques

Après le design et la fabrication d'une soufflerie selon les directives de R. D. Mehta (1977 pages 59-120), il est primordial de mesurer les variations de l'écoulement dans le temps dans la section de la soufflerie où sera placé le modèle réduit, soit la chambre d'essai. La caractéristique la plus souvent observée et mesurée dans les souffleries concerne le mouvement des particules des fluides sur une période de temps donnée. La vitesse de l'écoulement dépend du design et de la fabrication de la soufflerie; selon Lindgren et Johanson (2002), une variation importante de la vitesse moyenne à l'intérieur de la chambre d'essai (voir la description à la section 2.5) indique que le ventilateur axial ou ventilateur centrifuge (voir la description à la section 2.2) n'a pas la bonne taille car la pression produite par les pales est faible ou que le ventilateur n'opère pas dans des plages de vitesses optimales. Si la chambre d'essai et la buse convergente (voir la description à la section 2.4) ne se trouvent pas à la distance minimale recommandée par Mehta et Bradshaw (1979), les filtres redresseurs ne peuvent pas accomplir leurs fonctions de réduire les uniformités transversales et longitudinales de l'écoulement, et la variation de la vitesse moyenne est importante à l'intérieur de la chambre d'essai. Le taux de turbulence à l'intérieur de la chambre d'essai est une autre caractéristique importante à mesurer et à réduire le plus possible. La section en amont de la chambre d'essai nommée *buse convergente* doit respecter la géométrie de fabrication démontrée dans la littérature par Mehta et Bradshaw (1979), et Rae et A. Pope (1999). La longueur doit être courte et la surface transversale de la chambre d'essai doit être entre six fois et neuf fois la surface transversale de la buse convergente car une buse convergente longue avec un changement de surface qui serait trop abrupt se traduirait par un épaissement de la couche limite et une séparation de l'écoulement sur les parois de la chambre d'essai.

L'écoulement à l'intérieur de la chambre d'essai doit correspondre avec le type de recherche effectuée dans la soufflerie. Les études des bulles de séparation et des effets sur la couche limite sont réalisées avec une variation de la vitesse et un taux de turbulence très faible, tandis que les tests sur des modèles réduits (profil d'ailes) pour un numéro de Mach inférieur

à 0,3 peuvent avoir un taux de turbulence de 1 % et une variation de la vitesse moyenne de 3 % (par rapport à la vitesse maximale de la soufflerie) dans la région comprise à l'extérieur de la couche limite. L'étalonnage d'une soufflerie consiste à mesurer et à quantifier les variations de l'écoulement dans le voisinage d'un modèle réduit, d'un profil d'aile ou d'un avion. Les quantités physiques qui peuvent être surveillées dans la chambre d'essai sont la vitesse, la pression statique et la pression dynamique, reliées par le théorème de Bernoulli qui stipule que l'accélération des particules du fluide exprimée par la pression dynamique provoque la diminution de la pression statique de ces mêmes particules. La température, l'humidité et la masse volumique du fluide sont surveillées durant les tests, par contre dans la plupart des installations où se trouvent les souffleries, la variation de la température et d'humidité sont minimales. Les souffleries à basse vitesse ( $M < 0,3$ ) font l'hypothèse que l'écoulement à l'intérieur de la soufflerie (air à la température de la pièce) reste incompressible sous la force générée par le ventilateur centrifuge; la conservation de la masse de l'air est constante dans tout le volume de la chambre d'essai (le débit rentrant est égal au débit sortant), ce qui implique que la masse volumique du fluide est considérée comme invariable pendant la durée des tests en soufflerie.

La mesure de la distribution de la vitesse du fluide à l'intérieur de toute la soufflerie pourrait prendre une centaine d'heures; cela demanderait de démonter certaines sections de la soufflerie et mesurer la vitesse à chaque section. Ceci ne serait pas conforme aux spécifications exigées par le regroupement ASHRAE. The American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers a pour principal objectif de promouvoir la diffusion et l'avancement des travaux en génie traitant du chauffage, de la ventilation, de la réfrigération et de la climatisation ainsi que d'autres technologies connexes. La norme américaine souligne que les conduits doivent être analysés selon une des deux approches dépendant de leur forme. La méthode « Log Tchebycheff » est principalement pour les volumes rectangulaires alors que la méthode « Centroids of Equal Areas » – CEA est pour les volumes sphériques. La chambre d'essai (plus de détails à la section 2.5) est par définition le conduit (faisant partie de la soufflerie) par lequel l'écoulement interagit avec le modèle réduit ou le profil d'aile. L'approche « Center for Equal Area » (AABC, 1989) s'applique

uniquement pour des conduits à surface transversale circulaire ou elliptique et sert pour analyser des modèles réduits d'aéronefs ou des profils axisymétriques. Les études effectuées par M. Gertle (1950) et par Jerome S. Parsons (1974) sur les profils qui sont identiques selon un ou plusieurs axes (axisymétriques) ont démontré qu'ils produisent un minimum de traînée en contact avec le fluide.

Les conduits à surface transversale rectangulaire comme les chambres d'essai de la soufflerie du LARCASE sont fabriqués pour répondre à la grande majorité des épreuves aérodynamiques à des vitesses subsoniques ( $M < 0,3$ ). « Log Tchebycheff » est une méthode qui permet d'obtenir les variations des vitesses locales à l'aide d'un tube de Pitot et d'un minimum de points de contrôle. « Log Tchebycheff » fait partie des méthodes ASHRAE dans la section Standard Methods for Laboratory Air-Flow Measurement (ASHRAE Standard 41.2, 1987) et depuis 2008 est une norme standardisée (ISO 3966:2008). La méthode « Log Tchebycheff » préconise de diviser le volume à analyser (dans le cas d'une soufflerie, ce volume est la chambre d'essai) en surfaces perpendiculaires à l'écoulement et ensuite chaque surface est quadrillée en un nombre fini de points. Chaque point du quadrillage correspond à la coordonnée  $(x, y, z)$  dans laquelle les pressions seront mesurées selon l'équation simplifiée de Bernoulli (équation 1.5).

À des vitesses subsoniques où l'écoulement se fait au-dessous de 0,3 Mach (104 m/s), on peut considérer certaines hypothèses pour alléger le volume des calculs en mécanique des fluides. La densité de l'air est traitée comme constante, ce qui nous permet de traiter l'air comme un fluide incompressible. Les effets visqueux dus à la friction, à la conduction thermique et à la diffusion ont peu d'impact sur l'écoulement subsonique. Les forces dynamiques obtenues par l'augmentation de la pression totale, à l'intérieur de la chambre d'essai, à la suite de l'action du moteur de la soufflerie sont les forces les plus importantes à considérer. Ainsi, l'équation simplifiée de Bernoulli (équation 1.5) est obtenue dans le but de calculer la vitesse locale d'un écoulement incompressible (L. Prandtl, 1933).



## **CHAPITRE 2**

### **CARACTÉRISATION DE LA SOUFFLERIE PRICE-PAÏDOUSSIS**

#### **2.1 Introduction**

L'objectif de ce chapitre est de décrire théoriquement la soufflerie Price-Païdoussis, en faisant ressortir les caractéristiques de design et de conception; les propriétés et les dimensions de chaque section constituant la soufflerie pour finalement arriver aux caractéristiques de l'écoulement dans la chambre d'essai. Chaque section de la soufflerie sera individuellement présentée en tenant en compte les recommandations préconisées par les principaux auteurs des articles et des livres de la littérature scientifique pour des souffleries subsoniques. En fin de chapitre, l'étalonnage de la chambre d'essai permettra de montrer les caractéristiques réelles du fluide produit par la soufflerie.

#### **2.2 Unité de puissance : chambre mécanique**

La salle mécanique a une surface de 800 cm<sup>2</sup> qui entoure complètement le ventilateur de type centrifuge et le moteur à courant continu; cette pièce est ainsi la seule entrée de l'écoulement de la soufflerie. La salle mécanique, présentée à la figure (A-I-1) possède deux parois qui sont protégées par des filtres, montrés à la figure (A-I-2) avec un maillage très dense et compact ayant comme principale fonction d'assurer que le fluide qui servira à alimenter le ventilateur centrifuge et la chambre d'essai est libre de tout débris. Les copeaux en bois ou en matériaux composites ou même de petits morceaux d'acier ou d'aluminium (par exemple des vis, des boulons ou des rondelles) pourraient endommager l'intérieur de la soufflerie ou perforer le modèle réduit qui est en train d'être analysé. Lors de tests en soufflerie au LARCASE, il est interdit d'ouvrir la porte qui donne accès à la salle mécanique car il y aurait contamination de l'écoulement, risque d'introduire des particules solides, de salir ou d'endommager les filtres de redressement (Section 2.5.2). La figure 2.1 montre la position de la salle mécanique par rapport au reste de la soufflerie; cette salle se trouve en amont de

l'écoulement et elle est indispensable pour éliminer l'introduction de la poussière ou d'objets de petite taille se trouvant à proximité des entrées d'aération.

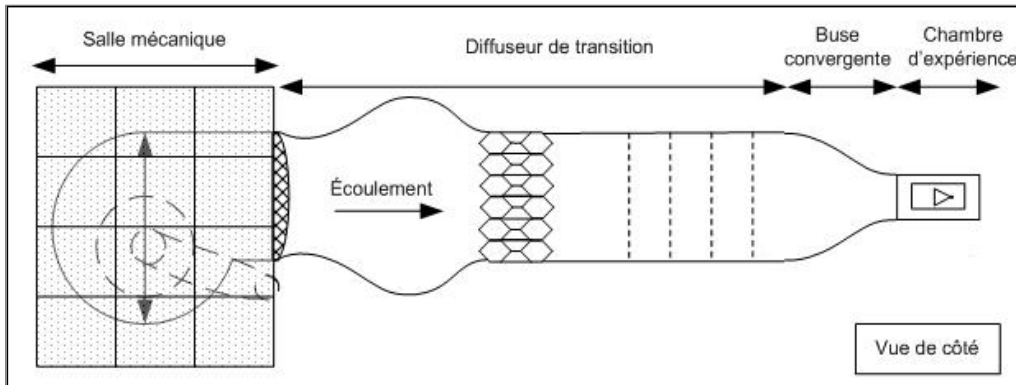


Figure 2.1 Chambre mécanique de la soufflerie Price-Paidoussis

### 2.3 Unité de puissance : moteur

Les souffleries modernes ont dans leur conception la plus simple quatre composantes de base : une entrée d'air; un diffuseur de transition (section de la soufflerie comportant les filtres), une chambre d'essai et une unité de puissance. La citation suivante explique clairement la nécessité de la dernière composante :

If there were no losses, steady flow could continue without the supply of energy from an external agency. In practice, however; losses invariably occur, kinetic energy being dissipated as heat in vorticity, eddying motion and turbulence... Since power must be supplied continuously to maintain the flow, a fourth essential component is involved, namely, some form of driving unit. (Pankhurst et Holder, p. 36)

Le moteur actuel est couplé au ventilateur par quatre courroies et peut faire tourner le rotor à 1750 tours par minute. Le moteur de 29.8 kWatt (40 HP mécanique) et 67 Ampères est fabriqué par NorthWestern Electric Co. et il est distribué par la compagnie canadienne Beel Controls™. La particularité de ce moteur est qu'il est de type SCR (Silicon-Controlled-Rectifier), ce qui permet de le brancher à une source de tension conventionnelle de 120 VAC et de convertir cette tension alternative en tension continue. Le mode de fonctionnement de l'unité de puissance concerne l'alimentation du moteur de 29.8 kWatt par une source de

tension monophasée. Cette énergie électrique est transformée en énergie mécanique grâce à la force-couple créée entre le rotor et le stator du moteur. Les courroies transmettent un mouvement contrôlé aux deux turbines du ventilateur centrifuge, ainsi l'écoulement de l'air est accéléré. L'augmentation des projets en soufflerie et la constante demande d'obtenir des résultats expérimentaux à des vitesses supérieures à 50 m/s ont poussé l'équipe du laboratoire LARCASE à changer le moteur de la soufflerie. Un nouveau « variateur de fréquence » ou « drive » de la compagnie ABB™ (ACS550-U1-052A6) permettra de faire varier la vitesse de rotation du nouveau moteur 44.7 kWatt (60 HP mécanique). Le variateur de fréquence permet l'accélération et la décélération par rampe du moteur, spécialement importante lors du démarrage et de l'arrêt de la soufflerie. Il ne faut pas oublier que les tests en soufflerie se réalisent à une vitesse précise et souvent maximale, donc une accélération contrôlée (par rampe) est primordiale pour éviter des variations de vitesse extrêmes, qui à leur tour produiraient des pointes (*pics*) de courant très importantes. La commande du nouveau moteur se réalisera par consigne analogique (valeur du courant électrique envoyé au variateur de fréquence), soit par le clavier opérateur (module externe qui permet de réguler le courant par voie de potentiomètre) ou soit par la carte de communication Labview avec une interface Graphical User Interface (GUI). Le nouveau variateur de fréquence permettra de garder l'écoulement, dans la soufflerie, à une vitesse constante peu importe les variations de charge produites par l'inertie du ventilateur centrifuge et par la variation importante des l'angle d'attaque (plus grande que  $\pm 10^\circ$ ) des modèles d'ailes de grande taille, comme l'ATR42 ou l'aile du drone UAV S4 Ethécatl appartenant au laboratoire LARCASE.

Il est connu dans la littérature qu'il est primordial de calculer le facteur de puissance ( $\lambda$ ) dans le but d'estimer la performance de la soufflerie avec d'autres souffleries du même calibre et de faire l'approximation des pertes de charge totales. Les pertes de charge de la soufflerie Price-Païdoussis sont calculées théoriquement à la section (2.5.3). Le « facteur de puissance » est exprimé par le rapport entre la puissance fournie par le moteur (en Watts) et la pression dynamique du fluide dans la chambre d'essai. Pankhurst et Holder (1968), et Jewell Barlow *et al* (1999) utilisent l'équation (2.1) pour obtenir le rapport entre l'énergie d'entrée (énergie fournie par le moteur) et l'énergie de sortie (vitesse du fluide au niveau de la chambre

d'essai) mais ne tient pas compte du facteur d'efficacité du moteur et du ventilateur utilisé. L'équation (2.1) est le facteur de puissance tel que défini par Holder (1968) et Barlow (1999). La variable  $P$  représente la puissance mécanique en Watts, la variable  $\rho$  représente la masse volumique,  $U$  est la vitesse de l'écoulement dans la chambre d'essai alors que  $A$  est l'air de la chambre d'essai.

$$\lambda = \frac{P}{0.5 \rho U^3 A} \quad (2.1)$$

Les auteurs B. Lindgren et A. V. Johanson (2002) ont modifié l'équation (2.1) pour incorporer le facteur d'efficacité du moteur ( $\eta_m$ ) qui est strictement lié au taux d'usure et au taux de détérioration du moteur. Le facteur d'efficacité d'un moteur est une valeur subjective, en pourcentage, attribuée par le technicien responsable de la maintenance du moteur ou par l'opérateur de la soufflerie. Ce facteur varie de 100 % pour un moteur qui vient d'être acquis et installé dans la soufflerie, vers 70 % pour un moteur qui est en bonne condition avec une vingtaine d'années de service, vers une valeur de 50 % pour un moteur qui a de la difficulté à démarrer, qui chauffe beaucoup et produit des bruits liés à l'usure. Les auteurs recommandent une valeur de  $\eta_m = 0.7$  pour tout moteur qui est opérationnel. L'équation (2.2) est l'équation (2.1) modifiée par Lindgren et Johanson (2002) qui permet de calculer le facteur de puissance ( $\lambda_1$ ) d'une soufflerie en tenant en compte de la performance du moteur.

$$\lambda_1 = \frac{P_m \eta_m}{q_1 U_1 A_1} \quad (2.2)$$

Le facteur de puissance  $\lambda_1$  exprimé par l'équation (2.2) est calculée par le rapport entre le produit de la puissance du moteur ( $P_m$ ) par le facteur d'efficacité du moteur ( $\eta_m$ ) et le produit de la pression dynamique du fluide à l'intérieur de la chambre d'essai ( $q_1$ ) par la vitesse du fluide à l'intérieur de la chambre d'essai ( $U_1$ ) par la surface transversale de la chambre d'essai ( $A_1$ ). Le calcul de la pression dynamique fait appel à la masse volumique de l'air pour  $T = 20^\circ\text{C}$ , correspondant dans les tableaux standard à  $\rho = 1.2 \text{ Kg/m}^3$  et à la surface transversale de la chambre d'essai de la soufflerie du LARCASE  $A = 0.57 \text{ m}^2$ . Le

dénominateur ( $q_1 U_1 A_1$ ) a comme unité finale  $Kgm^2/s^3$  une mesure de la puissance ayant comme unité le Watt. Pour les calculs suivants, 1 HP a une valeur équivalente à 745 Watts. Le moteur actuel de 29.8 kWatt (40 HP mécanique) permet d'obtenir une vitesse maximale de 50 m/s dans la chambre d'essai; ce moteur encore opérationnel a été mis en service il y a trente ans, ce qui lui confère un facteur d'efficacité de  $\eta_m = 70 \%$ . Le facteur de puissance de la soufflerie avec le moteur actuel est :

$$\lambda_1 = \frac{40 * 745 * 0.7}{0.5 * 1.2 * 50^3 * 0.57} = \frac{20.8 kWatts}{42.7 kWatts} = 0.49 \quad (2.3)$$

Les auteurs, B. Lindgren et A. V. Johanson (2002) soulignent que le facteur de puissance est une méthode théorique de quantification des pertes de pression (pertes de charge) dans le circuit de la soufflerie. Lorsque  $\lambda_1$  est assez important ( $\lambda_1 \approx 1$ ), il indique que la soufflerie contient des fuites de pression et que seulement une fraction de la pression produite par le moteur se rend à la chambre d'essai.

La valeur de  $\lambda_1 = 0.49$  calculée par l'équation (2.3) montre que la soufflerie Price-Païdoussis contient peu de pertes de pression dans son circuit (les pertes de charge actuelles de la soufflerie sont calculées à la section 2.5.2 de ce document). Les mêmes auteurs expliquent que le design de la soufflerie ainsi que le nombre et la position des filtres sont en grande partie responsables de la bonne performance d'une soufflerie. Il reste à mentionner que le nouveau moteur aura une meilleure efficacité ( $\eta_m > 90\%$ ) et une vitesse plus importante sera atteinte dans la chambre d'essai (par le seul fait que le nouveau moteur est 20 HP plus puissant que le moteur actuel), ce qui permettra d'améliorer le facteur de puissance de la soufflerie du LARCASE. Lors de l'installation et l'étalonnage du nouveau moteur par le personnel de la compagnie ABB™, la vitesse sera mesurée dans la chambre d'essai et l'équation (2.2) sera utilisée pour obtenir le nouveau facteur de puissance; l'équipe du LARCASE pourra ensuite comparer les performances de la soufflerie Price-Païdoussis avec les autres souffleries de même classe. La valeur actuelle du facteur d'efficacité  $\lambda_1 = 0,49$  permet de comparer la soufflerie de LARCASE avec les performances d'autres souffleries de

recherche. Notre soufflerie possède une trentaine d'années de construction, le diamètre de la chambre d'essai est de 0.74 m avec une surface de 0.57 m<sup>2</sup>, la puissance du moteur actuel est de 40 HP avec une vitesse maximale de 50 m/s.

## **2.4 Unité de puissance : ventilateur centrifuge**

Il existe deux classifications pour les ventilateurs selon la direction de l'écoulement qui traverse la turbine. Ces ventilateurs sont du type centrifuge ou du type axial. Dans un ventilateur centrifuge, l'écoulement du fluide s'effectue parallèlement à l'axe de rotation à l'entrée des prises d'air et perpendiculairement à l'axe de rotation à la sortie du ventilateur. Les ventilateurs centrifuges produisent une pression statique plus élevée que les ventilateurs axiaux, ce qui permet d'accélérer le fluide à de grandes vitesses. Les ventilateurs axiaux sont utilisés principalement pour analyser le déplacement de grands volumes de fluide, par exemple leur déplacement dans les systèmes de ventilation. Le ventilateur centrifuge utilisé par la soufflerie Price-Païdoussis est conçu par la compagnie Canadian Buffalo, il comporte une double prise d'air et une double ouïe, comme illustré dans la figure (A-I-3). Les prises d'air se trouvent de chaque côté du ventilateur et les deux ouïes d'aspiration se trouvent à l'intérieur de la volute. Les prises d'air ont la particularité d'avoir des registres d'entrée avec quinze vannes fixes qui permettent de créer un mouvement giratoire dans le fluide. Ce mouvement giratoire est provoqué par le changement de direction des vitesses tangentielles et radiales à l'entrée du ventilateur. À l'intérieur de la volute, on retrouve deux turbines avec vingt-quatre aubes dans chaque turbine (Figure A-I-4). Les deux turbines possèdent des aubes inclinées vers l'avant, dans la direction de l'écoulement, ces aubes ont les caractéristiques d'être de plus petite taille que les autres types d'aubes (aubes inclinées vers l'arrière, aubes radiales et aubes de type ailes d'avion). Pour une même application, les ventilateurs à aubes inclinées vers l'avant tourneront à plus basse vitesse, ce qui augmente significativement l'efficacité du système de puissance. Lors du design d'une soufflerie, Mehta et Bradshaw (1979, p. 443) recommandent l'utilisation d'un ventilateur centrifuge : « Blowers tunnels facilitate large changes in working section arrangements; to cope with the resulting large changes in operating conditions, a centrifugal fan is preferable to an axial

one. » De plus, Mehta (1979) mentionne que les ventilateurs centrifuges performant mieux que les ventilateurs de type axial sur une plus grande plage de charges, ce qui est un avantage pour les tests en soufflerie à différentes vitesses et avec différentes tailles et formes d'ailes.

Ce ventilateur possède des coussinets anti vibrations et des manchons en caoutchouc, recommandés par Barlow, Rae et Pope (1999) pour réduire les bruits et les vibrations lorsque la soufflerie est en fonctionnement. Le ventilateur centrifuge et le moteur se trouvent à l'intérieur de la chambre mécanique (section 2.2). La circulation d'air se produit par deux prises d'air situées de chaque côté de la salle mécanique, ces entrées d'air ont une surface totale de 9 mètres carrés et isolent la salle mécanique du reste du laboratoire par l'utilisation de filtres très fins et très denses au niveau du maillage, à faible porosité ( $\beta = 0,11$ ) car le diamètre moyenne de la poussière naturellement trouvée dans l'atmosphère est de  $\approx 10 \mu\text{m}$  (Gieré R. et Querol X., 2010). Le calcul détaillé de la porosité ( $\beta$ ) est montré à la section (2.5.2.2).

## **2.5 Unité de tranquillisation : diffuseur de transition**

Après que l'écoulement a été pressurisé dans l'unité de puissance, la prochaine étape est de diriger l'air d'une extrémité de la soufflerie (ventilateur centrifuge) vers la chambre d'essai en donnant des caractéristiques spécifiques au fluide selon le type de tests à réaliser avec la soufflerie (réduction des vortex, réduction de variation de la vitesse moyenne locale, réduction du taux de turbulence et contrôle de la couche limite). De plus, le diffuseur de transition doit pouvoir ralentir le fluide le plus possible et sur la plus courte distance (géométrie du diffuseur à grand angle) et ainsi maximiser la récupération de la pression (du fluide) circulant dans la soufflerie tout en réduisant les pertes de pression (les pertes de pression sont abordées à la section 2.5.3). Comme énoncé dans la section 1.2 (Équations pour les souffleries subsoniques) la masse volumique du fluide reste constante mais la variation de la surface transversale du diffuseur de transition produit une décélération des particules du fluide avec une augmentation de la pression statique locale pour ensuite accélérer le fluide (section transversale rétrécie) à travers les filtres redresseurs. La figure (2.2) illustre les

variations de vitesse locale ( $V_1$ ,  $V_2$  et  $V_3$ ) et les variations des pressions statiques locales ( $P_1$ ,  $P_2$  et  $P_3$ ) selon la dimension de la surface transversale ( $A_1$ ,  $A_2$  et  $A_3$ ).

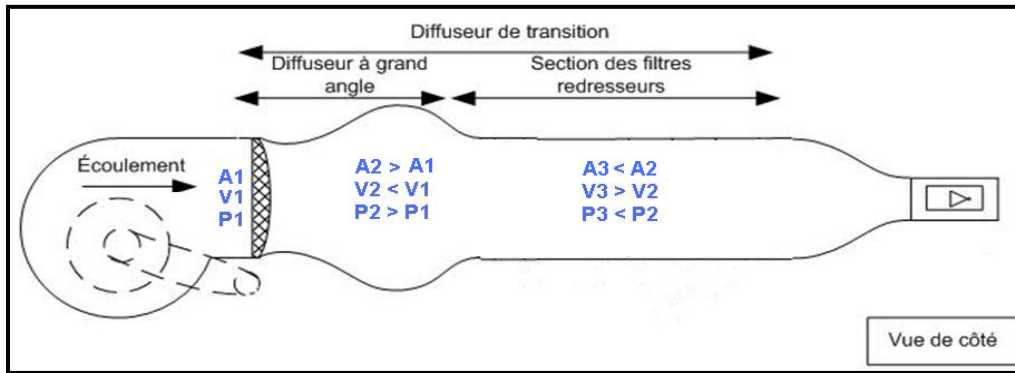


Figure 2.2 Variation de la pression statique et de la pression dynamique

Le diffuseur de transition contient une section d'expansion du fluide (diffuseur à grand angle) et une section de correction du fluide (filtres redresseurs); c'est habituellement la section la plus longue et sans doute la plus significative de toute soufflerie. En contrepartie, la relation de cause à effet entre la géométrie du diffuseur de transition et la qualité de l'écoulement au niveau de la chambre d'essai est purement empirique (Mehta et Bradshaw, 1979). Le design et la conception du diffuseur à grand angle jouent un rôle prépondérant dans le comportement de l'écoulement. Si la section en aval du moteur (le moteur de la soufflerie fournit toute la pression totale à l'intérieur de la soufflerie) cause un changement brusque, non continu et que l'écoulement ne peut pas se déployer graduellement dans la nouvelle surface, il va se produire des pertes d'énergie cinétique principalement dues au régime de turbulence local et au décollement du fluide avec la paroi interne du diffuseur de transition. Les surfaces perpendiculaires, comme les coins, provoquent un épaissement de la couche limite (fluide stationnaire) et les auteurs Lindgren et Johansson (2002) expliquent que les couches limites épaisses ont tendance à se séparer plus rapidement que les couches limites plus minces.



La figure (2.3), à l'élément 1a, montre les lignes de courant de l'écoulement à travers un diffuseur non conforme avec la littérature des souffleries; une fraction de l'écoulement reste piégée dans les coins et le décollement du fluide provoque des tourbillons locaux qui évitent que l'écoulement redevienne laminaire. Une partie de la pression totale est perdue (Figure 2.3, à l'élément 2a), dissipée en chaleur, la vitesse de l'écoulement est réduite momentanément et localement seulement par l'effet de l'augmentation de la surface transversale (plus de détails à la section 1.2). Un diffuseur de transition inexact provoque une augmentation du taux de turbulence et une diminution de la pression totale (par l'accumulation des pertes de charge) dans la soufflerie (Pankhurst et Holder, 1952). Un diffuseur qui peut transférer intégralement la pression totale fournie par le moteur à la chambre d'essai est du domaine théorique, le diffuseur idéal n'existe pas dans les souffleries subsoniques ni ailleurs. La géométrie recommandée pour les diffuseurs de transition est montrée à la figure (2.3 à l'élément 1b). Une variation graduelle de la surface transversale diminue les pertes de pression totale et permet d'avoir un meilleur rendement de la soufflerie.

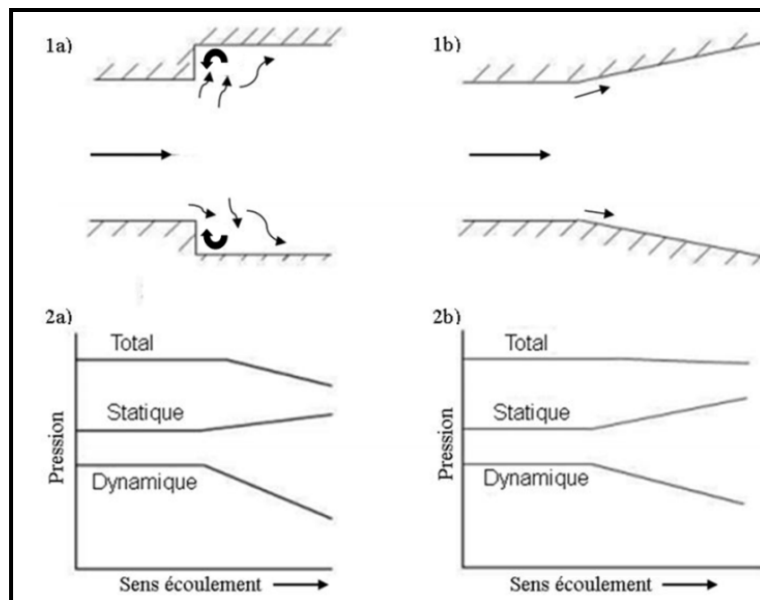


Figure 2.3 Pertes de pression dans le diffuseur de transition

### 2.5.1 Diffuseur à grand angle

Le diffuseur à grand angle est la section la plus en amont de la soufflerie (subséquente au ventilateur centrifuge) et la première mesure dans la caractérisation de l'écoulement destiné à la chambre d'essai. Les auteurs Mehta, Brandshaw, Barlow, Rae et Pope s'entendent pour dire qu'il n'existe pas un diffuseur qui va assurer que le fluide contourne bien les parois sans provoquer un décollement local (entre l'écoulement et les parois internes du diffuseur) et qui pourra transmettre toute la pression fournie par le moteur sans qu'il y ait de pertes dans le processus. Pankhurst et Holder confirment et persistent dans la même voie : « Pressure gradient along the walls of a diffuser is necessarily adverse, and it is difficult to avoid local separation or rapid thickening of the boundary layer. Thrus diffusion is never completely efficient. » (1968, p. 51) Un diffuseur avec la bonne géométrie avec un écoulement n'excédant pas la vitesse du son permet de récupérer et rétablir jusqu'à 90 % de la pression fournie par le moteur. Mehta et Bradshaw (1979) ont été les premiers à dresser les critères de conception pour des diffuseurs très efficaces et ces critères ont été déterminés après l'étude et l'analyse d'une centaine de diffuseurs réussis avec un écoulement laminaire sans séparation de la couche limite et avec des taux des turbulences faibles. Les critères suivants permettent de diminuer le volume (surface et longueur) du diffuseur à grand angle sans compromettre la qualité de l'écoulement qui se rend à la chambre d'essai.

Le premier critère est le rapport ( $A$ ) entre les surfaces transversales d'entrée et de sortie du diffuseur :  $A = \text{Surface transversale d'entrée} / \text{Surface transversale de sortie}$ . Le rapport  $A$  va déterminer le nombre de filtres à installer dans le diffuseur de transition pour maintenir attachée la couche limite. Le second critère est l'angle de divergence ( $2\theta$ ) du diffuseur; un diffuseur conventionnel possède un angle de divergence ( $2\theta$ ) très faible ( $2\theta < 4^\circ$ ) mais avec une longueur double de celle d'un diffuseur de type grand angle (Figure 2.4). La réduction de coût de fabrication (moins de matériaux utilisés) et la diminution de la longueur totale de la soufflerie (souvent la longueur de la soufflerie est limitée par l'espace disponible dans le laboratoire de recherche) font des diffuseurs à grand angle des alternatives très utilisées. Les derniers critères mentionnés par Mehta et Bradshaw (1979) sont la forme du diffuseur

(rectangulaire ou circulaire) et les matériaux utilisés pour la fabrication (rugosité des parois internes). Il faut mentionner que l'utilisation de diffuseurs à grand angle comporte un désavantage majeur par rapport aux diffuseurs conventionnels. Du fait que la surface transversale croît rapidement dans les diffuseurs à grand angle, la couche limite a tendance à se décrocher des parois; la seule façon de profiter des avantages des diffuseurs à grand angle et de contrôler la couche limite est par l'utilisation de filtres. (Pankhurst et Holder, 1968)

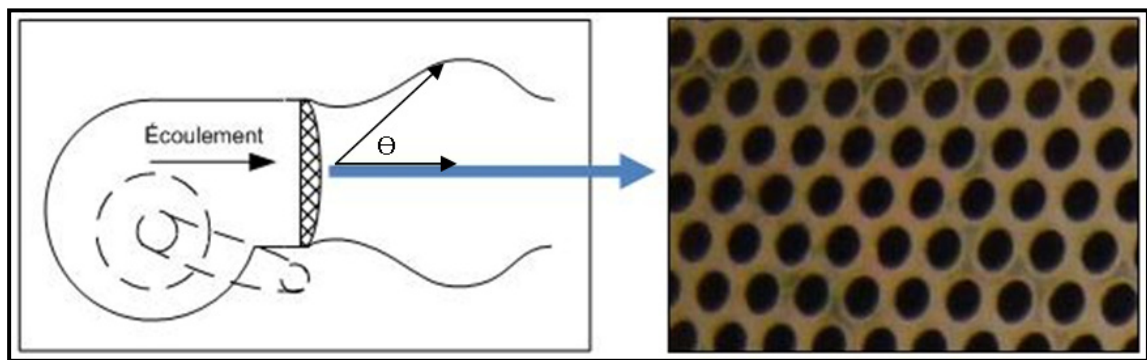


Figure 2.4 Angle de divergence  $\Theta$  et filtre en treillis

### 2.5.2 Filtres redresseurs

Depuis 1930, les filtres ont été employés pour améliorer la qualité de l'écoulement à l'intérieur des souffleries subsoniques; les travaux de Prandtl (1933) ont prouvé que les filtres permettent d'uniformiser la distribution de vitesse et les travaux de Dryden et Schubauer (1947) ont montré que les taux de turbulence sont aussi réduits. En 1949, Taylor et Batchelor ont produit une analyse détaillée sur l'effet des filtres pour réduire de faibles perturbations dans l'écoulement et leurs conclusions vont dans le même sens que les auteurs précédents; leur théorie stipule que le filtre absorbe en partie l'énergie turbulente : « [...] the effect of a screen is partly to absorb the kinetic energy of the turbulence » (1977, p. 91). Mehta (1985) indique que les filtres peuvent garder la couche limite attachée à la surface intérieure de la soufflerie. Lorsque l'écoulement traverse un filtre, le flux (streamlines flow) à la sortie est plus important qu'à l'entrée du filtre, ce qui provoque un profil de vitesse plus

dense en aval de l'écoulement et déplace légèrement la couche limite vers sa surface d'attache.

Les filtres utilisés dans les souffleries subsoniques sont faits de plusieurs types de métaux ou plastiques (principalement en acier inoxydable ou en nylon), le diamètre des fils peut varier (inférieur à 1 mm jusqu'à quelques millimètres), le treillis (fils entrecroisés) peut former des motifs spécifiques mais la plupart sont carrés ou ronds. Ces filtres sont caractérisés par leur résistance à garder leur forme originale lorsque soumis à une forte pression; le matériau du filtre doit être choisi avec attention, le plastique ne possède pas les mêmes propriétés que le métal en traction ou en compression et le module de Young du matériau (module d'élasticité longitudinale) doit être déterminé pour correspondre aux contraintes d'utilisation. Dépendant des vitesses de l'écoulement, le filtre peut former des bosses (des creux) sous la force (charge aérodynamique) du fluide et introduire des instabilités dans l'écoulement de la chambre d'essai. Mehta (1977) souligne que les filtres en nylon ou en polyester performant mieux et restent plus uniformes lorsque la soufflerie est en activité. Les filtres peuvent être installés et occuper différentes surfaces (carrées, rectangulaires ou circulaires) dépendant de la géométrie (surface transversale de la section) et de la localisation à l'intérieur de la soufflerie.

La fonction du filtre est dictée par sa localisation dans le circuit de la soufflerie, les filtres le plus en amont de l'écoulement sont là pour la protection, l'élimination des vortex et la réduction des grandes instabilités dans le fluide. Les filtres plus au centre de la soufflerie ont comme fonction principale le contrôle de la couche limite (prévention ou retard de la séparation du fluide) et les filtres les plus en aval et près de la chambre d'essai sont à cet endroit pour rendre le fluide plus laminaire et réduire le taux de turbulence. Trois paramètres permettent de définir les principales caractéristiques des filtres, soit  $\alpha$  le coefficient de déflexion du fluide,  $\beta$  le coefficient de porosité et  $K$  la perte de charge du filtre.

### 2.5.2.1 Coefficient de déflexion ( $\alpha$ )

L'écoulement traverse le filtre avec un angle incident  $\Theta$  (en  $^\circ$ ) et l'obstacle créé par les treillis. L'écoulement sort du filtre avec un angle d'émergence  $\phi$  (en  $^\circ$ ). L'angle incident et l'angle d'émergence sont mesurés selon l'axe perpendiculaire à la surface du filtre. L'auteur (Mehta, 1977) calcule le coefficient de déflexion  $\alpha$  comme le rapport de la correction entre l'angle d'émergence sur l'angle incident, autrement dit, de quel facteur de correction, l'angle sortant du filtre produit un écoulement parallèle à la soufflerie (Figure 2.4). Les filtres pour les souffleries doivent avoir un cadre robuste (la plupart du temps fait en bois) pour assurer qu'ils ne vont pas plier sous les forces aérodynamiques et ils sont installés en faisant attention que la direction de l'écoulement soit perpendiculaire à la surface de contact des filtres. Si le coefficient  $\alpha$  est non négligeable, la non-perpendicularité du filtre affecte la perte de charge  $K$ . Instinctivement on pourrait croire que plus un filtre cesse d'avoir un maillage rigide, plus la perte de charge est importante mais les travaux de Simons et Cowdrey (1949) démontrent une autre tendance. La valeur de  $K$ , mesurée expérimentalement, augmente jusqu'à atteindre un sommet pour un angle d'incidence  $\Theta = 10^\circ$  (entre le filtre et l'écoulement) pour ensuite produire une valeur de  $K$  de plus en plus faible à mesure que l'angle  $\Theta$  augmente (jusqu'à un maximum de  $60^\circ$ ). Les auteurs n'ont pas donné d'explication pour la variation singulière de  $K$  et d'autres expériences seront pertinentes.

$$\alpha = \frac{\phi}{\Theta} \quad (2.4)$$

Taylor et Batchelor (1949) ont déterminé une relation semi-empirique pour trouver le coefficient de déflexion sans mesurer les angles d'entrée et de sortie de l'écoulement; la chute de pression  $K$  provoquée par le filtre peut servir à déterminer  $\alpha$ . L'équation 2.4 donne une bonne approximation du coefficient de déflexion si les chutes de pression sont relativement faibles en aval du filtre ( $K < 0.7$ ).

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + K}} \quad (2.5)$$

### 2.5.2.2 Coefficient de porosité ( $\beta$ )

Barlow, Rae et Pope (1999) soulignent que la porosité  $\beta$  d'un filtre est en fonction du diamètre du fil ( $d_w$ ) et de la masse volumique du treillis ( $\rho_w$ ). La grande majorité des filtres ont des treillis carrés, ce qui simplifie le calcul de  $\rho_w$  à l'inverse de l'épaisseur ( $w_w$ ) d'un carré.

$$\beta = (1 - d_w \rho_w)^2 \quad \text{et} \quad \rho_w = \frac{1}{w_w} \quad (2.6)$$

Par conséquent, la porosité d'un filtre est uniquement dépendante des caractéristiques physiques et géométriques du fil qui compose le filtre.

$$\beta = \left(1 - \frac{d_w}{w_w}\right)^2 \quad (2.7)$$

La porosité permet de déterminer la densité de maillage,  $\beta = 0$  décrit un filtre avec un maillage très dense, les fils sont très collés les uns aux autres et le fluide le traverse difficilement, alors que  $\beta = 1$  détermine un filtre à maillage fin n'opposant aucun obstacle à l'écoulement. Les auteurs consultés préconisent des souffleries à basse vitesse des filtres à porosité ( $0,5 < \beta < 0,8$ ).

### 2.5.2.3 Nombre de Reynolds d'un fil ( $Re_w$ )

Eckert *et al* préconisent d'utiliser le nombre de Reynolds du fil ( $Re_w$ ) pour caractériser les filtres dans les souffleries subsoniques.  $Re_w$  est calculé en tenant en compte la masse volumique du fluide ( $\rho$ ), sa vitesse lors qu'il traverse le filtre ( $V$ ), la viscosité dynamique du fluide ( $\mu$ ) et le diamètre du fil ( $d_w$ ).  $Re_w$  permet de catégoriser les filtres selon un nombre de Reynolds par mètre ( $Re_w$ ) et différencier les filtres de sécurité ( $Re_w$  dans les milliers) avec les filtres destinés au contrôle de la turbulence ( $Re_w$  dans les centaines). Les auteurs Barlow, Rae et Pope (1999) expliquent que  $Re_w$  doit se situer à l'intérieur de la plage ( $0 \leq Re_w <$

600) parce que la perte de charge  $K$  va décroître avec l'augmentation de la vitesse jusqu'à une vitesse maximale  $\frac{\rho V d_w}{\mu} = 600$ . Mehta (1977) souligne que la perte de charge  $K$  devient indépendante de  $Re_w$  pour des valeurs  $Re_w > 600$ .

$$Re_w = \frac{\rho V d_w}{\mu} \quad (2.8)$$

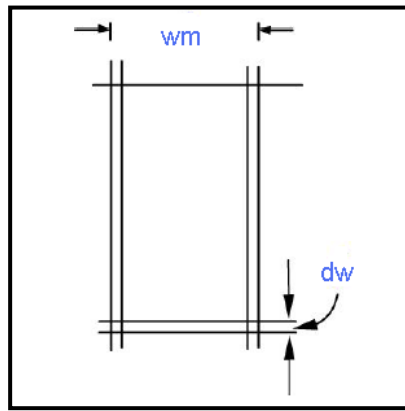


Figure 2.5 Caractéristiques physiques des filtres

La figure 2.5 permet de visualiser les dimensions physiques qui sont tenues en compte pour calculer le coefficient de porosité à l'équation (2.6) et  $Re_w$  avec l'équation (2.7). Le diamètre du fil ( $d_w$ ) et l'espace entre les fils ( $w_m$ ) sont mesurés tels que le montre l'image (2.5).

### 2.5.3 Coefficient de perte de charge (K)

Du fait que les filtres se trouvent en contact avec un fluide en mouvement, ils produisent une résistance à l'écoulement qui peut être quantifiée comme une force de traînée réduisant la pression totale de l'écoulement. Les filtres introduisent un gradient de pression entre le fluide amont au filtre et le fluide aval du filtre, et cette variation permet de définir l'efficacité du filtre en mesurant le coefficient de perte de charge ( $K$ ). L'équation 2.8 permet de mesurer expérimentalement le gradient de pression du filtre avec l'aide d'un simple tube de Pitot.  $P_1$  et  $P_2$  sont respectivement les pressions totales en amont du filtre et en aval du filtre, et  $q$  est la pression dynamique à proximité du filtre, calculé comme montré à l'équation (1.1). Le

coefficient de charge  $K$  donnée par 2.8 ne tient pas compte des caractéristiques physiques du filtre et du fil qui le compose et d'autres formulations pour  $K$  ont été avancées.

$$K = (P_1 - P_2)/q \quad (2.9)$$

#### 2.5.3.1 Méthode K Borda-Carnot

Il existe plusieurs méthodes pour calculer la valeur de  $K$ , les auteurs Pankhurst et Holder (1952) avancent que la méthode Borda-Carnot donne une bonne approximation de la chute de pression produite au voisinage du filtre et ils utilisent seulement le paramètre  $\beta$  (porosité du filtre).

$$K = (1 - \beta)/\beta^2 \quad (2.10)$$

#### 2.5.3.2 Méthode K Weighardt

En réalité, la chute de pression d'un filtre varie avec la nature de l'écoulement (nombre de Reynolds) et la vitesse du fluide sans la soufflerie. En 1953 Weighardt développe une formule qui tient compte de ces caractéristiques. Le nombre de Reynolds est calculé selon l'équation 2.7, puisque la vitesse de l'écoulement qui traverse les pores du filtre est plus significative que la vitesse moyenne du fluide. L'équation de Weighardt est limitée à des  $Re < 600$ .

$$K = 6.5 \left( \frac{Re_w}{\beta} \right)^{-0.3} \left( 1 - \frac{\beta}{\beta^2} \right) \quad (2.11)$$

#### 2.5.3.3 Méthode K Collar

Une autre méthode pour calculer le coefficient de perte de charge  $K$  est celle mise à l'avant par Collar (1939). Celui-ci avance que la perte de pression d'un filtre peut être estimée si l'on considère que la résistance du filtre est proportionnelle à la surface occupée par les fils du filtre (porosité) et au carré de la vitesse qui traverse les pores du filtre. L'équation (3.1) fait



encore référence au coefficient de porosité  $\beta$  et à la constante  $C$  trouvée par Collar. Les tests expérimentaux ont permis à Collar de donner une valeur  $C = 0.9$ . Les travaux des Simmons et Cowdrey (1949) ont trouvé que pour des filtres parfaitement parallèles avec l'écoulement, ce qui donne un coefficient de déflexion  $\alpha = 1$ , selon l'équation (2.3) une valeur de  $C=1.0$  donne une meilleure approximation des résultats. Les auteurs s'entendent pour dire que pour des vitesses d'écoulement supérieures à 10 m/s, la plage de valeur de la constante est  $0.9 < C < 1.0$ .

$$K = C(1 - \beta)/\beta^2 \quad (2.12)$$

#### 2.5.3.4 Méthode K Eckert

Pour les auteurs Eckert, Mort et Pope (1976), la mesure du coefficient de perte de pression locale (provoquée par un filtre) dans une soufflerie subsonique se fait par une série d'équations. Selon les auteurs trois paramètres sont importants pour caractériser un filtre, les deux premiers sont la porosité (équation 2.6), le nombre de Reynolds pour un fil (équation 2.7) et un nouveau paramètre est introduit dans le calcul de  $K$ , soit le facteur du filtre ( $K_{mesh}$ ). Celui-ci permet de donner une valeur selon le matériel qui compose de filtre;  $K_{mesh} = 1.0$  pour un nouveau filtre métallique avec une rugosité faible;  $K_{mesh} = 1.3$  pour des filtres circulaires métalliques perforés en activité depuis quelques années et  $K_{mesh} = 2.1$  pour des filtres au maillage dense en tissu. Les auteurs proposent le coefficient  $K_{rn}$  selon la nature de  $Re_w$ ; si le nombre de Reynolds se trouve dans la plage  $0 < Re_w \leq 400$ ,  $K_{rn}$  se calcule avec l'équation (3.2).

$$K_{rn} = (0.785 \left(1 - \frac{Re_w}{354}\right) + 1.01) \quad (2.13)$$

Si par contre, le  $Re_w$  sort de la plage de valeurs données par les auteurs, alors  $K_{rn}$  devient une constante  $K_{rn} = 1.0$  lorsque  $Re_w > 400$ . Le produit des différents coefficients est utilisé pour trouver la perte de pression locale selon l'équation (3.3).

$$K_m = K_{mesh} * K_{rn} * (1 - \beta) + (1 - \beta)^2 / \beta^2 \quad (2.14)$$

#### 2.5.4 Variation de vitesse

Taylor et Batchelor (1949) ont démontré que les paramètres  $\alpha$  (coefficient de déflexion) et  $K$  peuvent servir à calculer l'impact du filtre sur les variations de vitesse de l'écoulement. Les filtres ont comme principale fonction d'uniformiser le profil de vitesse du fluide et réduire les turbulences; l'équation (3.1) permet de comparer les variations (perturbations) du fluide avant le filtre avec les variations après le filtre.  $\Delta u_1$  et  $\Delta u_2$  sont respectivement les variations de vitesse avant et après le filtre. L'équation ci-dessous devient invalide si le filtre n'est pas adéquat pour la soufflerie et au lieu de réduire les variations de vitesse à la sortie du filtre, les instabilités du fluide augmentent (variation spatiale et temporelle) et les lignes de courant (streamlines) se regroupent aléatoirement après avoir traversé le filtre (Morgan, 1960). La littérature recommande des filtres avec un coefficient de porosité ( $\beta$ ) inférieur à 0.8 (maillage

le plus dense possible) mais il ne faut pas que les fils du filtre soient trop près les uns des autres car un maillage trop dense comporte nécessairement des imperfections de fabrication (tissage du filtre) et pourrait produire des instabilités locales dans l'écoulement, qui se traduirait par de grandes variations dans la vitesse du fluide. Il y a un certain consensus dans les articles consultés que la plage de  $\beta$  dans les souffleries subsoniques soit de  $(0.5 < \beta < 0.8)$ .

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{1 + \alpha - \alpha K}{1 + \alpha + K} \quad (2.15)$$

C'est recommandé d'utiliser  $n$  filtres placés en série (Groth 1991) plutôt qu'un seul filtre avec un coefficient  $\beta$  très faible; la recherche expérimentale de Mehta (1977) démontre qu'une quantité  $2 < n < 5$  permet de réduire les taux de turbulence à des niveaux acceptables et les variations de vitesse sont presque éliminées. L'auteur soulève l'inquiétude que les filtres doivent être nettoyés périodiquement et que l'écoulement à l'intérieur de la soufflerie doit être libre de particules de poussière qui pourrait se déposer et coller aux filtres sur une

période de temps. Les pores obstrués vont créer des chutes de pression locales non négligeables, surtout sur la surface inférieure des filtres, où la couche limite (détérioration de la vitesse vers la condition de non-glissement) et la force de gravité favorisent l'accumulation de dépôts. C'est possible d'installer des manomètres analogiques dans les diverses sections de la soufflerie (et entre les filtres aussi) pour faire le suivi de la pression et lorsque la chute de pression est relativement importante dans une section, prévoir un nettoyage des filtres.

### **2.5.5 Variation de la turbulence**

Les travaux de Prandtl et par la suite les expériences de Taylor et Batchelor ont permis de conclure que seulement les filtres de type écran (et non les nids d'abeilles) permettent de réduire l'intensité de la turbulence à des niveaux acceptables pour une soufflerie de recherche. Les auteurs mentionnent que l'usage des plusieurs filtres de type écran avec de faibles coefficients de charge ( $K \approx 1.0$ ) produit de meilleurs résultats que l'utilisation d'un seul filtre avec un  $K$  élevé. Une chute de pression importante provoque un écoulement instable en aval du filtre, les auteurs recommandent des filtres avec une faible variation de pression ( $K < 1.6$ ) pour avoir des variations maximales de 10 % dans l'écoulement, ce qui est désirable si la soufflerie est utilisée pour l'étude du contrôle de la couche limite (Morgan 1960). L'équation 3.5 présente le facteur de réduction sur la turbulence  $T_k$  démontré par Dryden et Schubauer (1947), où  $n$  est le nombre de filtres (placés en série) de type écran, expliqués en détail à la section 2.5.3.

$$T_k = 1/(1 + K)^{\frac{n}{2}} \quad (2.16)$$

## **2.6 Filtres de la soufflerie Price-Païdoussis**

La soufflerie subsonique a été fabriquée avec une quantité importante de filtres. Dans cette section l'auteur du document détaille les caractéristiques de chaque type de filtre, leurs fonctions dans le contrôle de l'écoulement et calcule le coefficient de pertes de charge locales de chaque filtre. La figure 2.6 montre la position des filtres dans le circuit de la soufflerie.

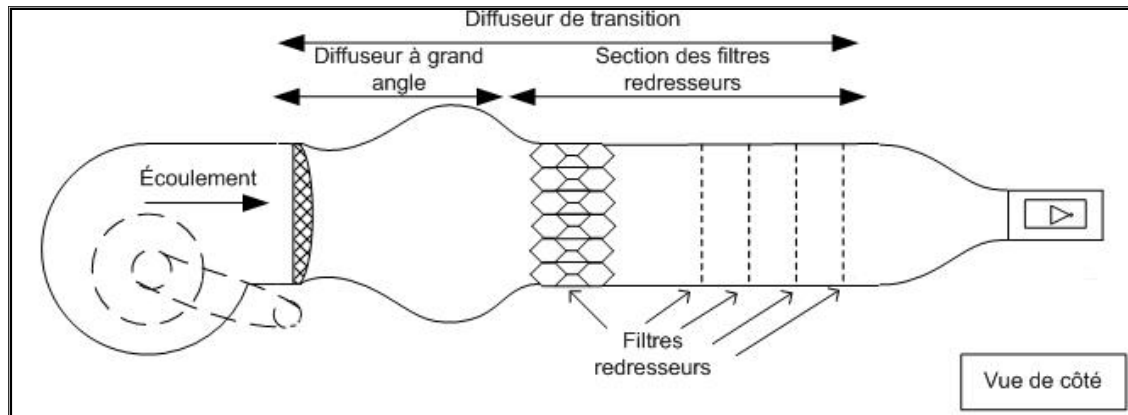


Figure 2.6 Filtres dans la soufflerie Price-Paidoussis

### 2.6.1 Grille métallique

Le premier contact entre l'écoulement et un filtre se situe tout de suite après le moteur et avant le diffuseur à grand angle, ce filtre arrondi est fabriqué en métal perforé à motif circulaire et sa fonction est d'enlever les vortex et les tourbillons importants provoqués par le mouvement du ventilateur centrifuge. La perte de charge de ce filtre est assez importante parce qu'il se trouve dans la section de la soufflerie où la vitesse est grande et le fluide turbulent. Les figures (A-I-7) et (A-I-8) montrent, respectivement, la forme convexe du filtre métallique et les dimensions du diamètre des trous perforés ainsi que leurs distances entre eux. Les trous ont un diamètre de 4.5 mm et sont distants de 1.5 mm les uns des autres. La porosité de ce filtre en utilisant l'équation 2.6 est :

$$\beta = \left(1 - \frac{1.5}{4.5}\right)^2 = 0.44 \quad (2.17)$$

Pour le nombre  $Re_w$ , nous allons utiliser la masse volumique de l'air à  $1.2 \text{ Kg/m}^3$ , la vitesse  $V = 50 \text{ m/s}$ ,  $d_w = 1.5 \times 10^{-3}$  mètres et la viscosité dynamique à  $\mu = 1.82 \times 10^{-5} \text{ Kg/ms}$ .

$$Re_w = \frac{\rho V d_w}{\mu} = 4945 \quad (2.18)$$

### Perte de charge Borda-Carnot

Avec le résultat de l'équation (2.17) et les dimensions du filtre, nous pouvons calculer le coefficient de perte de charge provoqué par ce filtre. La vitesse de l'écoulement sera la vitesse maximale de la soufflerie Price-Paidoussis (50 m/s). K1 est l'estimation des pertes de pression selon la méthode de Borda-Carnot.

$$K1 = \frac{1 - 0.44}{0.44^2} = 2.8 \quad (2.19)$$

### Perte de charge Weighardt

Cette méthode produit une perte de charge proportionnelle à la vitesse de l'écoulement.

$$K = 6.5 \left( \frac{Re_w}{\beta} \right)^{-0.3} \left( 1 - \frac{\beta}{\beta^2} \right) \quad (2.20)$$

$$K = 6.5 \left( \frac{4945}{0.44} \right)^{-0.3} \left( 1 - \frac{0.44}{0.44^2} \right) = 0.82 \quad (2.21)$$

On remarque que la valeur de  $K = 0.82$  est très faible comparée aux autres méthodes (Borda-Carnot et Eckert). Il a été souligné par Mehta (1977) que la méthode de charge K de Weighardt ne prédit pas la bonne perte K pour des valeurs de  $Re_w > 600$ . Pour une vitesse de 50 m/s, le nombre de Reynolds du fil est  $Re_w = 4945$ , ce qui explique le résultat de l'équation (2.21).

### Perte de charge Eckert

En utilisant la porosité du filtre ( $\beta$ ), le nombre Reynolds du fils ( $Re_w$ ) et le facteur de rugosité du filtre ( $K_{mesh}$ ), nous pouvons trouver le coefficient de perte selon Eckert. Étant donné que  $Re_w > 400$  alors le coefficient associé au nombre de Reynolds du fil devient  $K_{rn} = 1.0$  et du

fait que ce filtre est métallique et comporte des années d'utilisation, son coefficient de rugosité est  $K_{mesh} = 1.3$ . Le calcul du coefficient de charge se fait en additionnant tous les coefficients de la façon suivante :

$$K_m = K_{mesh} * K_{rn} * (1 - \beta) + (1 - \beta)^2 / \beta^2 \quad (2.22)$$

$$K_m = 1.3 * 1.0 * (1 - 0.44) + \frac{(1 - 0.44)^2}{0.44^2} = 2.8 \quad (2.23)$$

### Coefficient de déflexion

Les pertes de charge K permettent de trouver le facteur de correction provoqué par le filtre sur l'écoulement qui le traverse; en utilisant  $K = 2.8$  et  $K = 0.82$ , nous allons calculer le coefficient de déflexion  $\alpha$ .

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + 2.8}} = 0.6 \quad (2.24)$$

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + 0.82}} = 0.8 \quad (2.25)$$

Les valeurs trouvées indiquent que l'écoulement (après le filtre) a été corrigé de 20 % ( $1 - 0.8 = 0.2$ ) à 40 % ( $1 - 0.6 = 0.4$ ) pour le rendre plus parallèle à la surface de la soufflerie. Un écoulement avec des lignes de courant (streamlines) parallèles à la soufflerie contient de faibles variations de vitesse et un taux de turbulence réduit.

### Variation de la vitesse

C'est possible de connaître la variation de la vitesse avant de traverser la grille métallique et après celle-ci.  $\Delta u_1$  et  $\Delta u_2$  sont respectivement les variations de vitesse en amont et en aval du filtre. Les variations sont mesurées avec les résultats de méthodes K Eckert et K Borda-

Carnot ( $\alpha = 0.6$  et  $K=2.8$ ) et les résultats obtenus avec la méthode K Weighardt ( $\alpha = 0.8$  et  $K = 0.82$ ).

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{1 + 0.6 - 0.6 * 2.8}{1 + 0.6 + 2.8} = \frac{-0.08}{4.4} = \frac{0.0}{4.4} \quad (2.26)$$

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{1 + 0.8 - 0.8 * 0.82}{1 + 0.8 + 0.82} = \frac{1.2}{2.6} \quad (2.27)$$

La valeur de la vitesse  $\Delta u_2 = -0.08$  a été arrondie à zéro, puisqu'une vitesse négative n'a pas de sens physique dans les écoulements subsoniques. Le résultat des équations (2.26) et (2.27) prétendent avoir réduit (substantiellement) et voire éliminé les variations de vitesses après le passage à travers le filtre ( $\Delta u_2=1.2$  et  $\Delta u_2= 0.0$ ) mais en réalité, étant donnée la position du filtre à grille métallique, il se produit un phénomène qui invalide l'équation 3.4 de Taylor et Batchelor (1949). Les lignes de courant (streamlines) du fluide ne se séparent pas après avoir traversé le filtre mais se regroupent et forment des lignes de courant de plus grande taille, et évitent que l'écoulement devienne laminaire. Le phénomène porte le nom de Jet-Collapse et a été identifié et étudié par Baines et Petersen (1951) dans leur article *An investigation of flow through screens*. L'équation (2.16) permet de prédire le taux de turbulence selon la valeur du coefficient de perte de charge K et le nombre n de filtres utilisés ( $n = 1$ ).

$$Tk = \frac{1}{(1 + 2.8)^{\frac{1}{2}}} = 0.5 \quad (2.28)$$

$$Tk = \frac{1}{(1 + 0.82)^{\frac{1}{2}}} = 0.7 \quad (2.29)$$

Les résultats des équations (2.28) et (2.29) de Dryden et Schubauer (1947) prédisent pour un filtre de type grille métallique des variations de turbulence de 50 % à 70 %, ce qui est élevé mais réaliste puisque le filtre en question se trouve à seulement quelques centimètres du ventilateur centrifuge (tourbillons créés par le mouvement rotationnel) et dans la région (de la soufflerie Price-Païdoussis) où la pression du fluide est la plus importante et la plus

turbulente. La figure (A-I-5) permet de visualiser la position actuelle du filtre par rapport à l'entrée d'air dans la soufflerie.

Tableau 2.1 Caractéristiques du fluide en aval du filtre grille métallique

| Caractéristique du fluide               | Méthode        |                |                |
|-----------------------------------------|----------------|----------------|----------------|
|                                         | Borda-Carnot   | *Weighardt     | Eckert         |
| Coefficient de perte de charge K        | K = 2.8        | K = 0.82       | K = 2.8        |
| Coefficient de déflexion $\alpha$       | $\alpha = 0.6$ | $\alpha = 0.8$ | $\alpha = 0.6$ |
| Variation de vitesse aval du filtre (%) | Jet-Collapse   |                |                |
| Taux de turbulence Tk (%)               | Tk = 50        | Tk = 70        | Tk = 50        |

La méthode de Weighardt ne prédit pas la bonne variation de K pour des  $Re_w > 600$ , ce qui correspond à des vitesses supérieures de 15 m/s ( $Re_w = \frac{\rho V d_w}{\mu}$ ).

### 2.6.2 Nids d'abeilles

Le filtre en nid d'abeilles peut avoir différentes formes géométriques, comme illustré à la figure (A-I-9), mais celui de la soufflerie du LARCASE possède une forme hexagonale. Le filtre nid d'abeilles a comme principale fonction de réduire la composante longitudinale de la turbulence dans le but de réduire les variations dans le fluide qui pourrait atteindre la chambre d'expérience. Ce type de filtre est composé d'une centaine des tubes hexagonaux et chaque tube a une longueur de six fois son diamètre. Le filtre de type nid d'abeilles est efficace pour réduire les tourbillons à condition que l'angle de lacet de l'écoulement ne dépasse pas 10 degrés, puisque des angles de lacet plus grands que 10 font augmenter la perte de pression dans cette section de la soufflerie.



### 2.6.3 Écrans

Les filtre de type nid d'abeilles sont efficaces pour réduire les tourbillons (de taille supérieure au diamètre d'une cellule du filtre nid d'abeilles) et les variations transversales sur les composantes de la vitesse de l'écoulement mais pour réduire à son plus faible la variation de vitesse et le niveau de turbulence du fluide, sans oublier le contrôle de la couche limite, les auteurs consultés et en particulier Groth (1991) recommandent de placer en premier dans la soufflerie un filtre nid d'abeilles et en aval une cascade des filtres de type écran pour produire l'écoulement désiré dans la chambre d'essai. Les filtres de type écran, avec leurs pores de très faible diamètre réduisent davantage les tourbillons présents dans l'écoulement; mais en contrepartie, ces mêmes écrans introduisent des tourbillons de faible densité créés par le maillage des écrans. Panhurst et Holder (1977) et Mehta (1999) conseillent de laisser une distance entre les filtres équivalente à 20 % du diamètre de la section où ils sont installés. Ils s'accordent pour dire que le dernier filtre écran doit être à une distance de 20 % (du diamètre où le filtre est installé) de la prochaine section de la soufflerie (la buse convergente); si les filtres sont trop rapprochés, des interférences vont se produire entre les filtres et l'écoulement n'aura pas la distance nécessaire pour redevenir laminaire; si la section des filtres (diffuseur de transition) est trop longue alors un épaississement (et possiblement une séparation) de la couche limite est à prévoir (Mehta 1979).

La soufflerie de LARCASE possède quatre filtres de type écran fabriqués en nylon de dimensions  $2 \times 2 \text{ m}^2$  de surface totale avec des trous à motifs carrés de  $4 \text{ mm}^2$  de surface. Les différentes dimensions de la soufflerie Price-Païdoussis se trouve dans la figure (A-I-6). Ces filtres sont installés dans la dernière section du diffuseur de transition, et en amont de la buse convergente et de la chambre d'essai. Les quatre filtres sont situés respectivement à une distance de 0.36 m, 1.06 m et à 1.76 m du filtre nid d'abeilles et le dernier filtre en nylon est aussi situé après le nid d'abeilles et à 0.3 m de la buse convergente. Les quatre filtres de type écran de la soufflerie du LARCASE sont séparés d'une distance de 0,70 m entre eux ce qui représente 35 % du diamètre de 2,0 mètres du diffuseur de transition. La littérature scientifique recommande que les filtres de type écran soient séparés entre eux de 20 % du

diamètre du diffuseur. Le 35 % de distance entre les filtres de la soufflerie Price-Païdoussis peut être expliqué par sa grande longueur totale de près de 10 mètres mais cette distance de 35 % entre les filtres en nylon n'affecte pas les performances de la soufflerie ou la qualité de l'écoulement dans la chambre d'essai. Les pores des filtres écrans ont un diamètre de 0.4 mm et sont distants de 1.88 mm les uns des autres. La porosité de ce filtre se trouve en utilisant l'équation 2.7 est :

$$\beta = \left(1 - \frac{0.4}{1.88}\right)^2 = 0.62$$

Pour le nombre  $Re_w$ , nous allons utiliser la masse volumique de l'air à  $1.2 \text{ Kg/m}^3$ , la vitesse  $V = 50 \text{ m/s}$ ,  $d_w = 0.4 \times 10^{-3}$  mètres et la viscosité dynamique à  $\mu = 1.82 \times 10^{-5} \text{ Kg/ms}$ .

$$Re_w = \frac{\rho V d_w}{\mu} = 1319$$

#### Perte de charge Borda-Carnot

La vitesse de l'écoulement sera la vitesse maximale de la soufflerie (50 m/s).  $K_1$  représente l'estimation des pertes de pression selon la méthode de Borda-Carnot.

$$K_1 = \frac{1 - 0.62}{0.62^2} = 1.0$$

#### Perte de charge Weighardt

Cette méthode produit une perte de charge proportionnelle à la vitesse de l'écoulement.

$$K = 6.5 \left(\frac{Re_w}{\beta}\right)^{-0.3} \left(1 - \frac{\beta}{\beta^2}\right)$$

$$K = 6.5 \left(\frac{1319}{0.62}\right)^{-0.3} \left(1 - \frac{0.62}{0.62^2}\right) = 0.50$$

### Perte de charge Eckert

En utilisant la porosité du filtre ( $\beta$ ), le nombre Reynolds du fil ( $Re_w$ ) et le facteur de rugosité du filtre ( $K_{mesh}$ ), nous pouvons trouver le coefficient de perte de charge selon Eckert.  $K_{rn} = 1.0$  puisque la valeur de  $Re_w$  est égale à 1319 et cette valeur est supérieure à 400. Le coefficient de rugosité est  $K_{mesh} = 1.0$ . Le calcul du coefficient de charge se fait en additionnant tous les coefficients de la façon suivante :

$$Km = K_{mesh} * K_{rn} * (1 - \beta) + (1 - \beta)^2 / \beta^2 \quad (2.30)$$

$$Km = 1.0 * 1.0 * (1 - 0.62) + \frac{(1 - 0.62)^2}{0.62^2} = 0.8$$

### Coefficient de déflexion

Les pertes de charge  $K$  permettent de trouver le facteur de correction provoquée par le filtre sur l'écoulement qui le traverse; en utilisant  $K = 1.0$ ,  $K = 0.5$  et  $K = 0.8$ , nous allons calculer le coefficient de déflexion  $\alpha$ .

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + 1.0}} = 0.8$$

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + 0.5}} = 0.9$$

$$\alpha = \frac{1.1}{\sqrt{1 + 0.8}} = 0.8$$

Les valeurs trouvées indiquent que l'écoulement de la soufflerie, après avoir traversé les filtres écrans est entre 80 % et 90 % parallèles avec la surface de la section du diffuseur de transition, ce qui implique que les composantes rotationnelles (vortex) et les variations

spatiales (tourbillons) ont été réduites grandement, et il en résulte un écoulement laminaire, parallèle aux parois de la soufflerie et avec une couche limite sous contrôle. Un écoulement laminaire produit une pression uniforme et cette pression *pousse* l'écoulement uniformément vers les parois de la surface, ce qui garde la couche limite avec une épaisseur très faible et surtout attachée à la surface. Un écoulement laminaire et avec un faible taux de turbulence est un moyen efficace de contrôle de la couche limite (Pope, 1999).

### Variation de la vitesse

$\Delta u_1$  et  $\Delta u_2$  sont respectivement les variations de vitesse en amont et en aval du filtre. Les variations sont mesurées avec les résultats de K Borda-Carnot ( $\alpha = 0.8$  et  $K = 1.0$ ), les résultats obtenus avec la méthode K Weighardt ( $\alpha = 0.9$  et  $K = 0.5$ ) et la méthode de Eckert ( $\alpha = 0.8$  et  $K = 0.8$ ).

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{1 + 0.8 - 0.8 * 1.0}{1 + 0.8 + 1.0} = \frac{1.0}{2.8}$$

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{1 + 0.9 - 0.9 * 0.5}{1 + 0.9 + 0.5} = \frac{1.4}{2.4}$$

$$\frac{\Delta u_2}{\Delta u_1} = \frac{1 + 0.8 - 0.8 * 0.8}{1 + 0.8 + 0.8} = \frac{1.2}{2.6}$$

L'écoulement en aval des filtres écrans possède une variation de vitesse (estimée) de  $1.0 < \Delta u_2 < 1.4$  (unités en m/s), ce qui est considéré faible pour les souffleries de même taille. L'équation 3.5 permet de prédire le taux de turbulence selon la valeur du coefficient de perte de charge K et le nombre des filtres n utilisé. La soufflerie comporte quatre filtres de type écran ( $n = 4$ ). La valeur de K représente la perte de charge produite par les quatre filtres.

$$Tk = \frac{1}{(1 + 4 * 1.0)^{\frac{4}{2}}} = 0.04$$

$$T_k = \frac{1}{(1 + 4 * 0.5)^{\frac{4}{2}}} = 0.11$$

$$T_k = \frac{1}{(1 + 4 * 0.8)^{\frac{4}{2}}} = 0.06$$

Les taux de turbulence ont été réduits à des niveaux très faibles  $0.04 < T_k < 0.11$ .

Tableau 2.2 Caractéristiques du fluide en aval des filtres

| Caractéristique du fluide                   | Méthode de calcul  |                    |                    |
|---------------------------------------------|--------------------|--------------------|--------------------|
|                                             | Borda-Carnot       | Weighardt          | Eckert             |
| Coefficient de perte de charge K par filtre | K = 1.0            | K = 0.5            | K = 0.8            |
| Coefficient de déflexion $\alpha$           | $\alpha = 0.8$     | $\alpha = 0.9$     | $\alpha = 0.8$     |
| Variation de vitesse aval du filtre (m/s)   | $\Delta u_2 = 1.0$ | $\Delta u_2 = 1.4$ | $\Delta u_2 = 1.2$ |
| Taux de turbulence $T_k$ (n=4) (%)          | $T_k = 4$          | $T_k = 11$         | $T_k = 6$          |

Le tableau 2.2 résume les résultats obtenus pour les quatre filtres de type écran; nous remarquons que la méthode K Wighardt, qui utilise le nombre de Reynolds caractérisant le filtre, tend à sous-estimer la perte de charge provoquée par les quatre filtres, ce qui se répercute dans le contrôle de la turbulence. Il est à nouveau confirmé que la méthode de Weighardt n'a pas prédit la bonne variation de K pour des  $Re_w > 600$ . Mehta (1979) conseille d'installer des écrans ( $1 < n \leq 4$ ) avec  $K \approx 1.5$  dans la section amont de la chambre d'essai pour atteindre les niveaux de turbulence minimaux.

## 2.7 Unité d'accélération : buse convergente

La section suivante se trouvant entre le diffuseur de transition et la chambre d'expérience est la buse convergente. En tenant en compte la direction de l'écoulement dans la soufflerie, la section aval de la buse convergente a une surface de  $62,5 \times 91,5 \text{ cm}^2$ , en amont une surface

de  $200 \times 200 \text{ cm}^2$  et sa longueur est de 310 cm. La buse convergente a comme fonction d'accélérer le fluide pour atteindre la vitesse maximale de la soufflerie dans la chambre d'expérience. La buse convergente de la soufflerie a des parois ovales pour éviter que l'écoulement, se trouvant près des parois, tende à se déplacer latéralement et produire des problèmes de couche limite.

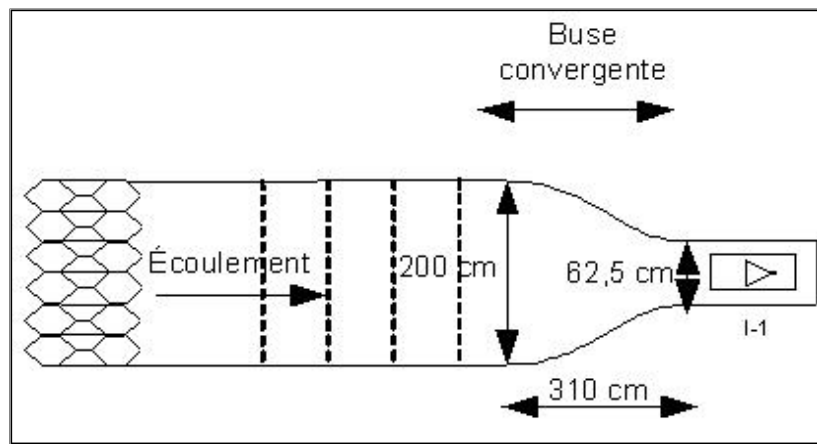


Figure 2.7 Buse convergente

## 2.8 Unité d'essai : les chambres d'essai

La chambre d'expérience est l'élément le plus important dans une soufflerie, elle doit être construite avec des dimensions maximales pour accommoder la plus grande maquette possible. Le laboratoire LARCASE possède deux chambres d'expérience, la principale, figure (2.8), avec des dimensions de 62.5 cm de haut, 91.5 cm de large et 182.5 cm de longueur. Cette chambre d'expérience possède deux fenêtres en polyméthyl méthacrylate (plexiglass™) de  $122 \times 46 \text{ cm}^2$  et de 1 cm d'épaisseur situées de chaque côté. Les parois supérieure et inférieure sont des planches de bois de 3 cm d'épaisseur, qui peuvent être retirées au besoin pour accommoder des maquettes plus volumineuses. La paroi inférieure est composée de trois parties différentes, ce qui permet d'accueillir trois maquettes en même temps. Selon Pope, cette chambre sert pour tester des modèles, par exemple les modèles ATR42 et NACA.

La deuxième chambre d'expérience possède en amont une buse convergente et en aval de l'écoulement un diffuseur. La buse convergente a une forme conique avec une entrée carrée de  $61 \times 91 \text{ cm}^2$  et à l'autre extrémité une sortie vers la chambre d'expérience de  $50 \times 60 \text{ cm}^2$ . Cette buse convergente permet d'accroître la pression dynamique à l'intérieur de la chambre et ainsi atteindre des vitesses plus élevées que dans la chambre d'expérience principale. La chambre d'expérience est de forme rectangulaire avec des dimensions de  $50 \times 50 \text{ cm}^2$  de surface et d'une longueur de 120 cm. Elle possède deux fenêtres rétractables en plexiglass™ de chaque côté pour la visualisation des expériences. Avant que l'écoulement réintègre l'atmosphère, sa vitesse doit être ralentie et pour cette raison l'écoulement doit traverser une dernière section, soit le diffuseur. Il est d'une longueur de 91 cm, de forme rectangulaire, avec une ouverture vers l'extérieure de  $31 \times 61 \text{ cm}^2$ . La maquette est placée exactement au centre de la chambre d'expérience, puisque l'écoulement de la buse convergente prend une distance de 30 cm ( $\frac{1}{2} \times$  diamètre de la dernière section) pour s'uniformiser à des niveaux acceptables.



Figure 2.8 Chambre d'essai aux dimensions de (0.62 x 0.915 x 1.825) mètres

## 2.9 Procédure d'étalonnage de la soufflerie Price-Païdoussis

La procédure utilisée pour l'étalonnage de la soufflerie Price-Païdoussis suit les recommandations des normes techniques suivantes : ASHRAE Standard 41.7-78 "Procedure for fluid flow measurement of gases"; ANSI/ASHRAE Standards 41.2P "Standard Methods for Laboratory Air Flow Measurement" et ISO 3966:2008 "Calculation of local velocities from measured differential pressures using The Log-Tchebycheff method". Dans un premier lieu, les coordonnées qui seront évaluées montrées dans la figure (A-I-11), sont trouvées avec la méthode de Log-Tchebycheff pour surface rectangulaire. Chaque point rouge représente l'endroit où sera placé le tube de Pitot mobile et ainsi connaître la vitesse locale à cet endroit. Il y a soixante points rouges, donc la distribution de la vitesse sur la surface étalonnée (surface blanche) sera définie avec soixante prises de vitesse différentes. Il y a cinq trous percés sur le haut de la chambre d'expérience afin de faire les mesures de vitesse. Chaque trou représente une des cinq colonnes de la figure (A-I-12), un tube de Pitot qui se déplacera de haut en bas sur chacun de ces cinq trous. Nous avons besoin d'un tube de Pitot de référence, qui restera toujours à la même position. Le tube de Pitot mobile se déplacera dans les cinq colonnes et dans chaque point rouge, comme à la figure A-I-11) pour évaluer la vitesse à chaque position. Les soixante positions permettront d'obtenir soixante mesures de vitesse, qui pourront être comparées avec la vitesse de référence obtenue par le tube de Pitot de référence.

C'était essentiel de fabriquer un système pour soutenir le tube de Pitot dans une position stable lors de la prise de mesure de vitesse. La figure (A-I-13) montre le système de positionnement fabriqué pour empêcher tout degré de liberté du tube. Lors de l'étalonnage, l'opérateur insère le tube de Pitot dans la barre de positionnement et le tout est placé au-dessus de la chambre d'essai, sur la paroi supérieure. C'était important de trouver une façon de garder le tube de Pitot stable dans chacune des soixante coordonnées. Durant la mesure de la vitesse, la barre de positionnement évite que le tube se déplace de gauche à droite (autour de l'axe de lacet) ou de haut en bas (autour de l'axe de tangage) figure (A-I-14). Le système de positionnement comprend une échelle graduée (en pouce) dans le but d'aider l'opérateur,



qui effectue l'étalonnage, La surface d'étalonnage comporte douze positions verticales à 1 pouce de différence pour chacune des cinq colonnes à parcourir. Pour la première mesure de vitesse, le tube de Pitot doit être placé à la coordonnée inférieure droite, rester immobile et ensuite monter de 1 pouce pour atteindre la prochaine coordonnée verticale. Ces manipulations doivent être répétées douze fois, comme montrées à la figure (A-I-15), ensuite passer à la colonne à gauche, recommencer avec les douze positions verticales et ainsi de suite jusqu'à que les cinq colonnes soient faites et que la surface à étalonner soit balayée complètement.

Après avoir effectué l'étalonnage de la chambre d'essai, nous nous retrouvons avec soixante mesures de vitesse et avec une vitesse de référence (obtenue avec le tube de Pitot de référence). À la figure (2.9), nous pouvons observer que la variation de vitesse dans la section où sera placé le profil d'aile ( $x = 6$  et  $y = 3$  à  $9$ ) est de 1.26 % par rapport à la vitesse de référence de 50 m/s. Les variations de vitesse obtenues lors des futurs tests de distribution de pression statique autour des parois d'un objet sont fiables car elles sont uniquement résultantes de l'objet lui-même et non causées par la turbulence (variation de vitesse) inhérente dans la chambre d'essai. La variation de la vitesse mesurée expérimentalement est de  $50 \text{ m/s} \pm 0.5 \text{ m/s}$  (région délimitée par le cadran noir), en excluant la région de la couche limite (près des parois de la chambre d'essai). L'étalonnage de la soufflerie donne une valeur de variation de vitesse de  $\pm 0.5 \text{ m/s}$ .

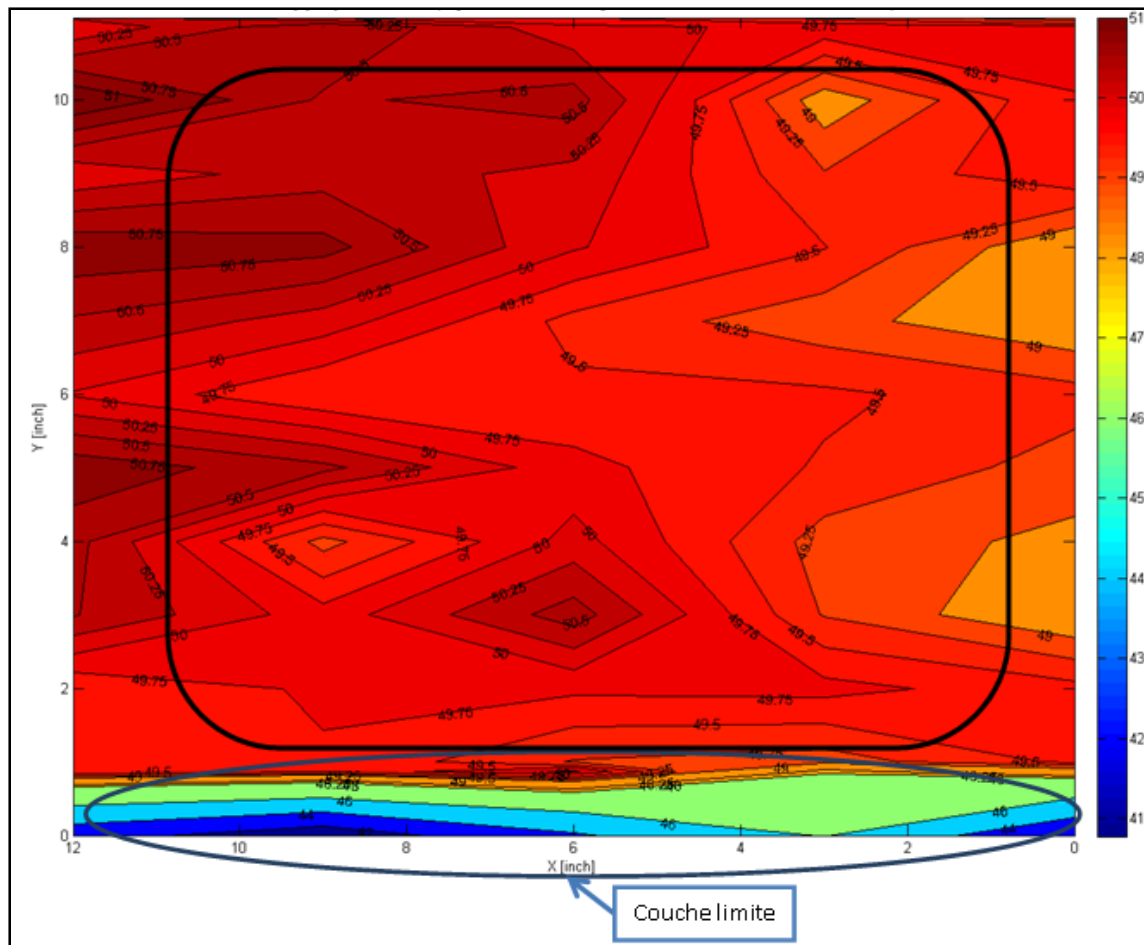


Figure 2.9 Distribution des vitesses sur la chambre d'essai

Les prédictions de variation de vitesse selon les méthodes de Barda-Carnot, Weighardt et Eckert se trouvent dans la plage de  $1.0 < \Delta u_2 < 1.4$  (Tableau 2.2) et sont très rapprochées de la variation de vitesse expérimentale (Figure 2.9). Le tableau (A-1-1) comporte les valeurs de pression mesurées avec le tube de Pitot utilisées pour la création de la figure (2.9).

## **CHAPITRE 3**

### **MESURE DES PARAMÈTRES AÉRODYNAMIQUE EN SOUFFLERIE**

#### **3.1 Introduction aux mesures en aérodynamique expérimentales**

Le présent chapitre a comme objectif principal de trouver le capteur de pression le plus adapté pour mesurer la pression statique et mesurer la transition laminaire-turbulente sur la surface d'une aile lors de tests en soufflerie. L'objectif secondaire est de trouver la façon d'installer le capteur sur la surface d'aile sans créer de perturbations dans l'écoulement, tout en évitant, les erreurs de mesure de pression et les erreurs de mesure de la fréquence de transition.

Les principaux paramètres pour décrire les conditions à l'intérieur de la chambre d'essais d'une soufflerie subsonique peuvent être résumés par la nomenclature suivante : la mesure de la pression (totale, statique et dynamique); la mesure de la température (totale et statique); la mesure de la vitesse de l'écoulement ou du nombre de Mach et finalement le rapport adimensionnel entre les forces d'inertie et les forces visqueuses ou nombre de Reynolds. Ces conditions de tests peuvent être déterminées à partir des instruments à l'intérieur de la soufflerie ou calculées à partir des équations connues en aérodynamique. Ces paramètres de base dans les tests en soufflerie sont parmi les plus importants et les plus significatifs pour mettre en place un tableau de résultats ou d'une matrice des tests (ou en anglais Test Matrix) qui contient les conditions des tests en soufflerie et permet de caractériser un écoulement et les effets de celui-ci lorsqu'on introduit un profil aérodynamique ou un modèle réduit dans la chambre de tests. Le tableau de résultats est d'importance vitale pour examiner les résultats aérodynamiques à posteriori. Afin d'éviter des erreurs d'analyse, c'est essentiel de bien comprendre comment ces paramètres de base ont été obtenus.

Dans un premier temps, deux capteurs de pression statique (tube de Pitot) sont placés en aval et en amont du diffuseur convergent précédant la chambre de tests. Ces tubes de Pitot mesurent la pression statique et la pression de stagnation ou pression totale du fluide en

mouvement. La température dans la chambre de tests est obtenue par un thermocouple (transducteur de température) de type K (plages de mesure de 0 °C à 100 °C). La variation de la pression statique (mesurée par les tubes de Pitot), et les dimensions de la surface à l'entrée et à la sortie du diffuseur convergent permettent de déterminer la pression dynamique ( $q$ ) à l'intérieur de la chambre de tests; par la suite, les paramètres de la vitesse ( $U$ ), le nombre de Mach ( $M$ ) et le nombre de Reynolds ( $Re$ ) peuvent être calculés. Ces paramètres ont des valeurs uniques pour chaque condition d'opération de la chambre de tests et sont identifiés avec le suffixe « coct » pour mettre en évidence que ces variables représentent les propriétés du fluide pour une position ponctuelle et une pression dynamique exacte dans la soufflerie subsonique. Par la suite, il est possible d'ajouter les corrections nécessaires à certaines variables, par exemple à la vitesse  $U$  de l'écoulement, pour tenir en compte le niveau de turbulence spécifique à chaque soufflerie.

### 3.1.1 Écoulement d'un fluide

Il est possible de déterminer le comportement d'un fluide en faisant appel uniquement à la vitesse du fluide  $\vec{V}(x, y, z, t)$ , à la pression du fluide  $p(x, y, z, t)$  et à sa masse volumique  $\rho(x, y, z, t)$ . Nous remarquons que contrairement à la pression et à la masse volumique qui sont des scalaires, la vitesse est un vecteur avec une direction associée à ses coordonnées de position  $x$ ,  $y$  et  $z$ . La variable de temps  $t$  représente l'instant d'observation du fluide. Nous avons établi au chapitre 1 de ce document que la masse volumique du fluide est constante (ou considérée constante) pour les écoulements à faible vitesse ( $M < 1$ ) et incompressibles; nous montrons plus loin que la pression est considérée comme uniforme à l'intérieur de fluide dans toutes les directions ( $x, y, z$ ) pour les écoulements permanents. Nous pouvons à présent utiliser cinq grandeurs pour déterminer l'état d'un fluide en mouvement, soit les composantes  $x$ ,  $y$  et  $z$  pour décrire la vitesse ainsi que  $p$  et  $\rho$  pour établir la pression du fluide et sa masse volumique. (Paraschivoiu I. *et al*, 2003)

Dans les cas des souffleries subsoniques, l'auteur Pope (1999) indique que la vitesse moyenne de l'écoulement est considérée comme indépendante du temps ( $t$ ) en expliquant que

la variation de la vitesse est plutôt une contribution du taux de turbulence qui n'a pas été suffisamment maîtrisé (pour plus des détails sur les mesures pour réduire la variation de la vitesse et le taux de turbulence, consultez la section 2.5 Les filtres de la soufflerie Price-Païdoussis). Pope fait remarquer que lorsqu'il s'agit d'exprimer des comportements du fluide en lien avec sa couche limite, la vitesse, la pression et la masse volumique sont dépendantes du temps ( $t$ ). Dans la littérature, un écoulement est dit permanent ou stationnaire lorsque sa vitesse, sa pression et sa masse volumique sont invariables dans le temps et la trajectoire des particules d'un fluide peut être représentée par des lignes de courant (Streamlines) qui coïncident dans leur trajectoire. Il existe trois autres types d'écoulements dans la littérature; les écoulements peuvent être considérés comme « permanents en moyenne » pour les cas des écoulements en phase turbulente ou écoulements « semi-permanents » dans le cas d'un fluide qui subit la force d'un piston; à condition que l'intervalle de temps soit très grand pour considérer les valeurs moyennes de la vitesse, de la pression et de la masse volumique du fluide. Le troisième est un cas particulier mentionné par Paraschivoiu I. *et al* (2003); les écoulements « bidimensionnels » décrivent l'écoulement par deux coordonnées seulement aux lieux des trois composantes  $x$ ,  $y$  et  $z$ ; un fluide en révolution autour d'un axe pourrait être représenté ainsi. L'écoulement et ses propriétés circulant à l'intérieur de la chambre d'essais d'une soufflerie subsonique sont formulés comme un écoulement de type permanent avec des molécules d'air suivant des trajectoires (lignes de courants) parallèles entre elles avec une très faible variation (écoulement laminaire). La grandeur physique, la plus souvent employée pour caractériser le fluide dans une soufflerie subsonique est la pression, puisqu'elle est facilement accessible et de plus, la pression du fluide permet de déduire la vitesse de l'écoulement.

### 3.1.2 Pression dans un fluide

La pression d'un fluide peut être simplement définie par une force exercée par un fluide sur une surface mais en termes mathématiques, la force ( $dF$ ) est la résultante de forces moléculaires agissant perpendiculairement à une surface ( $dS$ ) se trouvant au sein du fluide et

$p$  est un élément au centre de  $dS$ . Par définition, la pression  $p$  est en fonction de la force ( $dF$ ) appliquée à la surface de contact ( $dS$ ) selon l'équation 3.1.

$$p = \frac{dF}{dS} \quad (3.1)$$

Les auteurs Paraschivoiu I. *et al* (2003) démontrent que la pression sur un élément quelconque  $P_n$  (à l'intérieur du fluide) subit une pression indépendante de la forme ou de l'orientation des surfaces qui bornent le fluide; la pression de l'élément  $P_n$  d'un fluide au repos est une valeur scalaire (non dépendante de l'axe d'application) constante dans toutes les directions ( $P_n = P_x = P_y = P_z$ ). Dans la pratique, la pression de l'élément  $P_n$ , représentant la moyenne des forces exercées par les atomes du fluide (qui rebondissent) sur les parois de  $dS$ , n'est pas mesurée explicitement à différents endroits de la surface d'une paroi mais plutôt mesurée par une « force par unité de surface » (appliquée perpendiculairement à la surface  $dS$ ), qui s'applique uniformément sur toute la surface. L'unité de mesure de la pression, dans le système international, est le Pascal ( $1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2$ ) mais elle est couramment exprimée en PSI (Pound per Square Inch) dans le système impérial.

### 3.1.3 Repère de la pression

Il existe quatre manières de quantifier la pression dans la littérature scientifique :

- i) La pression absolue signale la pression mesurée par rapport à la pression au vide absolue et comprend la pression atmosphérique ajoutée à la pression effective, l'ordre de grandeur en unité internationale étant dans les millions de Pascals ( $\approx 10^6 \text{ Pa}$ ), les unités de pression telles que le bar ou le PSIA (Pounds per Square Inch Absolute) sont couramment utilisées pour exprimer sa magnitude. Il existe deux unités qui permettent l'approximation de la valeur atmosphérique au niveau de la mer, la première est l'atmosphère normale (atm) définie par le Bureau international des poids et mesure (BIPM) en 1954 et elle a la valeur de  $1 \text{ atm} = 101\,325 \text{ Pa}$  et la deuxième unité (très ancienne) est l'atmosphère technique (at) définie à  $1 \text{ at} =$

98 066,5 Pa. Les deux mesures précédentes (atm et at) ne sont pas des unités appartenant au système international mais sont couramment utilisées dans les ouvrages anglo-saxons.

- ii) La pression effective ( $P_e$ ) ou la pression manométrique et par définition la différence entre la pression absolue et la pression atmosphérique (locale ou équivalente à 1 atm), son unité est le Pascal ou le PSIG (Pounds per Square Inch Gauge). Cette mesure de pression est la plus utilisée dans les souffleries subsoniques ( $M > 1$ ) puisque la pression effective informe sur les interactions entre le profil étudié (modèle réduit dans la chambre d'essais) et l'écoulement laminaire produit par la soufflerie a un nombre de Reynolds ( $Re$ ) et un nombre de Mach ( $M$ ) précis (Pope, 1999).
- iii) La pression atmosphérique ( $p_{atm}$ ) est en fonction de l'altitude (décroît avec la distance à la surface de la Terre) et elle est constante pour deux points se trouvant au même référentiel, par exemple deux points se trouvant à la même altitude par rapport au niveau de la mer.
- iv) La pression différentielle s'emploie lorsque la pression à mesurer est comparée à une pression de référence variable. L'unité de mesure internationale est le Pascal, mais le système impérial (encore très répandu) recommande l'utilisation du PSID (Pounds per Square Inch Differential). Cette méthode de mesure est souvent utilisée lors de tests en soufflerie puisque cela permet de comparer les pressions sur la surface d'un profil d'aile (extrados et intrados) avec une référence (sur le modèle lui-même) comme la pression de stagnation du profil (située au bord d'attaque) ou une référence sur le fluide, avec la pression totale ou la pression statique dans la chambre d'essais. C'est possible d'établir et ensuite mesurer une pression plus basse que la pression de référence utilisée (atmosphérique locale ou une autre référence); la pression négative (ou pression de succion) est produite par une pompe qui aspire le fluide jusqu'à que la réaction voulue soit obtenue. Une pression de succion est utilisée comme méthode

de contrôle de la couche limite et permet d'éloigner (vers le bord de fuite d'une aile) et de retarder la séparation du fluide avec sa surface de contact (décollement de la couche limite). La figure (3.1) permet de visualiser les méthodes de mesure de la pression.

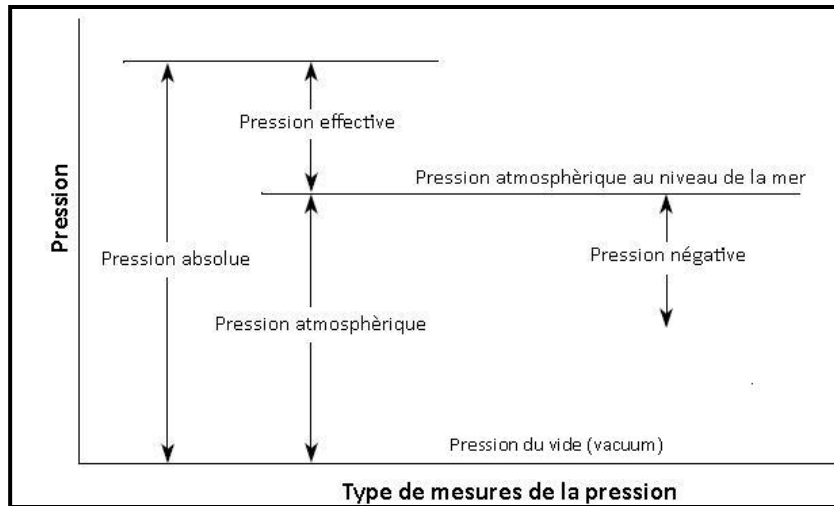


Figure 3.1 Types des pressions mesurées

### 3.1.4 Pression statique

La pression est dépendante du mouvement du fluide; les systèmes statiques, où le fluide est au repos, sont uniquement dépendants du poids du fluide (liquide ou gazeux) et indépendants de la forme qui les enveloppe (contenant). La force du fluide s'exerce également dans toutes les directions et la pression statique est uniforme dans toutes les directions. Lorsque le fluide est un liquide, la pression statique varie uniquement en raison de la profondeur du fluide. L'équation (3.2) est la forme différentielle de la relation fondamentale en hydrostatique, qui stipule que la variation de pression ( $dp$ ) entre deux points ( $dz$ ) d'un fluide en équilibre est le produit de la masse volumique du fluide ( $\rho$ ) et de la constante gravitationnelle ( $g$ ) par unité de surface  $dS$ .

$$\frac{dp}{dz} = -\rho g \quad (3.2)$$



L'équation différentielle (3.2) doit être intégrée pour obtenir la différence de pression ( $P_1$  et  $P_2$ ) entre deux hauteurs de liquide ( $z_1$  et  $z_2$ ).

$$\int_{p_1}^{p_2} dp = -\rho g \int_{z_1}^{z_2} dz$$

$$P_2 = P_1 + \rho g(z_2 - z_1) \quad (3.3)$$

Avec  $P_1$  indiquant la pression atmosphérique (atm) et la différence ( $z_2 - z_1$ ) représentée par  $h$  comme étant la distance référencée par rapport à la surface de séparation entre deux fluides (souvent l'air et un liquide de mesure comme eau H<sub>2</sub>O ou mercure Hg); l'équation 3.4 permet de trouver la pression absolue (ou pression totale), qui se traduit par la pression exercée par le fluide, selon un déplacement  $h$ , ajoutée à la pression subie par le poids de l'atmosphère (atm).

$$p_2 = atm + \rho g(h) \quad (3.4)$$

La pression effective ( $P_e$ ) ou pression hydrostatique utilisée dans la lecture de pression des manomètres liquides est définie comme étant la pression absolue ( $P_2$ ) moins la pression produite par le poids de l'air (atm). La pression  $P_e$  est seulement en fonction de la nature de fluide (masse volumique) et du déplacement  $h$  du liquide (la variable gravitationnelle  $g$  étant considérée constante sur la Terre). L'équation 3.5 s'applique uniquement aux fluides incompressibles au repos. Ces définitions se trouvent aussi dans le livre d'avionique (Botez, R, Introduction à l'avionique).

$$P_e = P_2 - atm = \rho gh \quad (3.5)$$

### 3.1.5 Pression dynamique

La pression est dépendante du mouvement du fluide dans les systèmes dynamiques; le fluide est accéléré par une force extérieure et le poids du fluide devient négligeable comparé aux pressions en jeu. Lorsque le fluide se meut, la mesure de la pression statique n'est plus suffisante et deux autres termes doivent être introduits pour définir la pression à l'intérieur de la chambre d'essais. i) La pression statique dans les écoulements animés est encore une fois la pression ressentie uniformément (même grandeur de magnitude) dans toutes les directions par les parois de la soufflerie. ii) La pression dynamique est le terme qui est associé à la vitesse de l'écoulement selon l'équation de Bernoulli (Chapitre 1) pour les écoulements subsoniques ( $M < 1$ ). Pope (1999) explique qu'un écoulement à basse vitesse peut être décrit par la répartition (variation) de sa température ( $T$ ), de sa pression statique ( $p$ ), de sa pression dynamique ( $q$ ) et par son taux de turbulence ( $Tr$ ). Si l'écoulement présente de faibles variations de  $T$ ,  $p$ ,  $q$ ,  $Tr$  (turbulence assez faible pour être rotationnelle) et une masse volumique constante (incompressible), alors la pression de l'écoulement sur une ligne de courant (Streamline) peut se prédire « constante » par la relation (équation 3.6) de la pression statique ( $p$ ) et de la pression dynamique ( $q$ ) locale. Étant donné que la somme des deux pressions est toujours constante, la pression dynamique va varier inversement proportionnelle à la pression statique et vice-versa.

$$p + \frac{1}{2}\rho V^2 = P_{stag} \quad (3.6)$$

L'équation (3.6) nous amène au dernier type de pression que l'on retrouve dans un écoulement dynamique. iii) La pression de stagnation ( $P_{stag}$ ) ou communément appelée pression totale est uniquement influencée par l'accélération du fluide provoquée par le système moteur de la soufflerie. Mesurer directement la pression dynamique (ou la vitesse) d'un écoulement en mouvement est ardu, la littérature scientifique propose une méthode qui permet de convertir l'énergie de mouvement en pression mesurable; lorsqu'un écoulement est décéléré à une vitesse de zéro ( $V = 0$  m/s) dans un procédé ne provoquant pas de perte par friction (procédé isentropique), alors toute l'énergie (qui provoquait le mouvement) peut être

mesurée ( $P_{stag}$ ) et si la pression statique ( $p$ ) est connue, alors la vitesse de l'écoulement ( $V$ ) peut être déduite par l'équation (3.6).

## **3.2 Détection de la pression**

### **3.2.1 Mesure de la pression par capteur analogique**

Une des plus anciennes méthodes dans la mesure de la pression est par la voie du manomètre en U, qui permet d'évaluer la pression différentielle (équation 3.3) entre la pression de référence (souvent la pression atmosphérique) et une pression (ou une distribution de pression) décrivant un phénomène local sur une surface (étude de la couche limite) ou sur l'extrados d'un modèle d'aile (mesure de la portance et de la traînée par la variation de la pression). Le liquide souvent utilisé dans les manomètres commerciaux est l'eau ( $H_2O$ ), qui possède une masse volumique de  $998 \text{ Kg/m}^3$  et aussi le mercure ( $Hg$ ), qui est le seul métal liquide à la température de la pièce ( $T = 20 \text{ }^\circ\text{C}$ ) avec une masse volumique de  $13\,546 \text{ Kg/m}^3$ . Le grand avantage d'utiliser le mercure au lieu de l'eau comme liquide de mesure est le fait que pour mesurer de grandes variations de pression, comme la pression atmosphérique, nous avons besoin d'un manomètre au mercure de près de 1 mètre de hauteur ( $1 \text{ atm} = 760 \text{ mm de Hg}$ ). Dans le cas de l'eau, on aurait besoin d'un manomètre de près de 10 mètres, étant donné que l'eau est beaucoup moins dense (13,5 fois moins dense) que le mercure. La lecture de pression est aussi plus commode puisque le mercure n'est pas translucide comme l'eau. Le risque d'intoxication au mercure et ses effets sur la santé sont connus et demande une attention particulière lors de la manipulation des manomètres qui en contiennent. Le manomètre en U peut mesurer une ou deux valeurs de pression en même temps, ce qui limite de beaucoup son utilisation lorsqu'il s'agit de mesurer des profils d'ailes avec au moins une dizaine de prises de pressions statiques (Pressure Taps) sur sa surface externe. Le manomètre à colonnes multiples peut être constitué de jusqu'à cent colonnes qui sont toutes reliées à la même pression différentielle ( $atm$ ) et permettent d'évaluer la distribution de pression du modèle testé en soufflerie. Lors de tests en soufflerie, deux colonnes sont toujours utilisées pour mesurer le fluide à l'intérieur de la chambre d'essais (pression statique et pression totale) et une autre colonne est toujours laissée libre (exposée à l'air ambiant) pour

déterminer la pression de référence (atm) et étalonner les autres colonnes du manomètre par rapport à  $P_{atm}$ . Le laboratoire LARCASE possède un manomètre à trente-six colonnes d'eau de la compagnie TecQuiments (Royaume-Uni) avec une échelle de gradation en millimètres. L'instrument a comme unité de pression le « mm d'eau » et sa plage de pression est de 0 mm H<sub>2</sub>O à 600 mm H<sub>2</sub>O. La plus petite valeur de pression lisible est entre deux divisions d'échelle, ce qui représente 1 mm H<sub>2</sub>O ( $\approx 10$  Pa).

Tableau 3.1 Principales caractéristiques du manomètre analogique

| Instrument de mesure de pression    | Colonne d'eau                                                   |
|-------------------------------------|-----------------------------------------------------------------|
| <b>Mode de fonctionnement</b>       | Déplacement de liquide                                          |
| <b>Type de pression mesurée</b>     | Différentielle                                                  |
| <b>Plage d'opération</b>            | 0 mmH <sub>2</sub> O - 600 mmH <sub>2</sub> O<br>0 Pa - 5884 Pa |
| <b>Résolution</b>                   | 10 Pa                                                           |
| <b>Pression maximale</b>            | 5884 Pa                                                         |
| <b>Précision</b>                    | $\pm 5$ Pa                                                      |
| <b>Nombre de prises de pression</b> | 36                                                              |
| <b>Unité</b>                        | mm d'eau                                                        |
| <b>Enregistrement des pressions</b> | Prise manuellement ou Photographie                              |
| <b>Compensation température</b>     | Non                                                             |

Le tableau (3.1) présente les principales caractéristiques du manomètre analogique telles que sa grande résolution, sa précision et son grand nombre de prises de pression; par contre, la longueur limitée des colonnes ne permet de mesurer que des pressions inférieures à 5884 Pa ou 0,85 PSI, ce qui réduit le champ d'utilisation de cet instrument à des vitesses inférieures à 25 m/s pour des angles d'attaque faibles ( $\pm 5^\circ$ ) ou à des vitesses encore plus basses (15 m/s) si le module de l'angle du profil est plus grand que  $+5^\circ$ . La figure (3.2) présente l'identification des colonnes, selon les différentes pressions impliquées lors d'une épreuve en soufflerie. L'extrados représente la surface supérieure de l'aile et la surface la plus intéressante pour

étudier la transition laminaire-turbulente; l'intrados est la partie inférieure; la pression statique et la pression totale de la chambre d'essais sont aussi mesurées par l'appareil et les colonnes d'eau non utilisées sont laissées à l'air libre pour capter la pression atmosphérique (pression de référence). Par sa précision, le manomètre multi colonnes permet de visualiser les petites variations de pression sur la surface d'un profil, en particulier sur la région de l'intrados, où les variations sont souvent imperceptibles par d'autres appareils de mesure. Dans le domaine des tests en soufflerie subsonique, 10 Pascals ou 0,00145 PSI sont très faibles puisque l'ordre de grandeur de pressions rencontrées est supérieur à 1 PSI. Ce manomètre est uniquement utilisé au LARCASE lorsqu'une grande précision est demandée ou que de très faibles pressions sont à prévoir; par exemple si la simulation (Xfoil ou Fluent) se réalise à des vitesses d'écoulement faibles ou lorsque des phénomènes de transition laminaire à turbulente ou de détection de la couche limite sur une surface sont effectués.

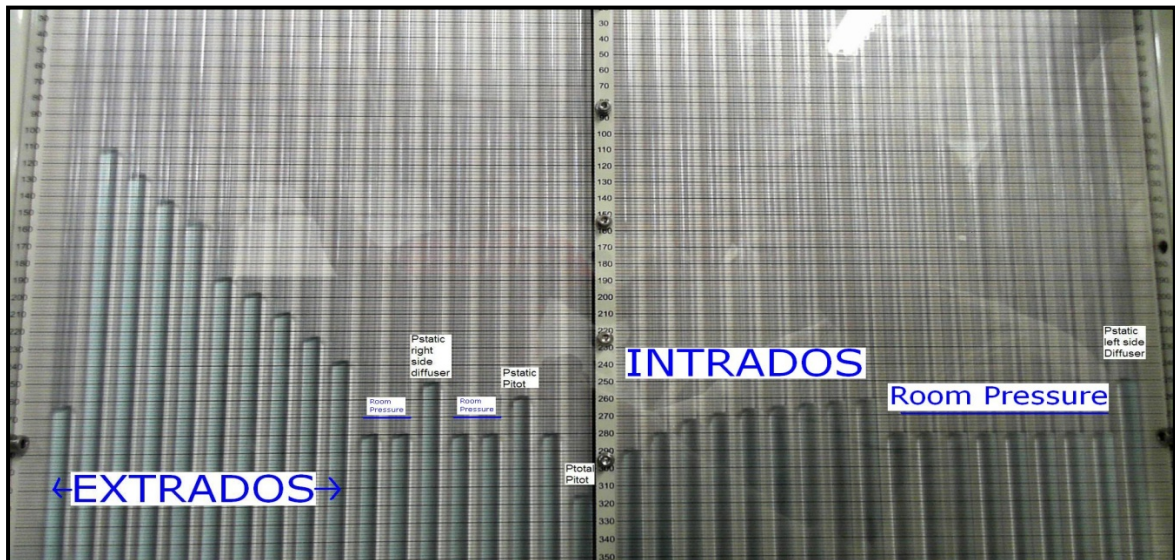


Figure 3.2 Capteur analogique pour visualisation de la distribution de pression

### 3.2.2 Mesure de la pression par capteur électronique

Le laboratoire LARCASE possède deux capteurs de pression électronique dédiés uniquement aux tests aérodynamiques de la soufflerie Price-Païdoussis. Dans la présente section est décrit de façon détaillée mais non-exhaustive la technologie impliquée, ainsi que le fonctionnement

et le mode d'opération des transducteurs de pression utilisés par LARCASE pour les épreuves aérodynamiques de leurs profils, leurs ailes et leurs modèles réduits.

### 1) Matrice de capteurs de pression PTA de la compagnie AeroLab™

La matrice de pression PTA (Pressure Transducer Array) de la compagnie AeroLab™ à la figure (3.4) est destinée à des domaines scientifiques aussi variés que l'avionique, la météorologie, le servo-contrôle, la robotique, l'hydraulique, l'ingénierie minière, métallurgique et pharmaceutique. Le PTA est composé de vingt-quatre capteurs 9LX piézoélectriques produits et fabriqués par Keller America™; toutes les pièces métalliques sont en acier inoxydable 316L et assemblées sous vide pour éviter que l'élément sensible à la pression (le diaphragme) soit contaminé par des poussières ou débris. Le capteur 9LX est composé d'une capsule métallique, d'un diaphragme en acier inoxydable hautement sensible aux déformations et d'un capteur électronique piézoélectrique immergé dans de l'huile en silicium, qui sert de « liquide de transmission » et le tout est isolé de l'environnement extérieur par des joints de soudure antifuites qui gardent le liquide de transmission à l'intérieur de la capsule métallique à la bonne pression d'opération et évite que des contaminants entrent en contact avec les éléments mobiles (cristal de silicium et diaphragme) du capteur 9LX.



Figure 3.3 Capteur de pression électronique d'Aerolab™

Les capteurs 9XL piézoélectriques de Keller America™ sont du type isolé du milieu (media-isolated) ainsi, ces capteurs utilisent le mouvement de la pièce mobile nommé «diaphragme»,

comme montré à la figure (3.3.). Durant le mode opératoire, la pression appliquée au capteur est ressentie au centre du diaphragme et celui-ci se contracte d'une variation maximale de l'ordre du 0,10 mm (0,004 pouce) toujours proportionnel à la pression ressentie. Via le liquide de transmission (huile de silicium), cette pression est envoyée au microcontrôleur piézoélectrique, qui à son tour, génère un signal électrique analogique représentant la pression originale. Les capteurs de pression électroniques ajustent le signal électrique avec des « coefficients de correction » et le signal de sortie est étalonné et linéarisé pour une plage précise de pression et de température d'opération.

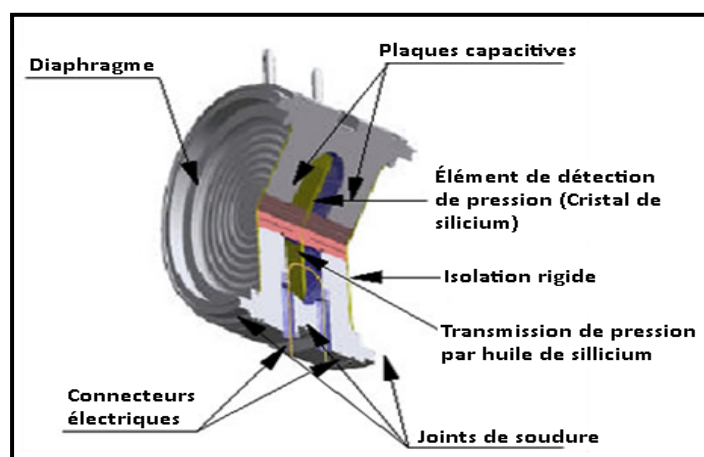


Figure 3.4 Diaphragme du capteur de pression piézoélectrique 9LX

Les capteurs 9LX utilisés dans le PTA sont de type « Low Total Error Band Pressure Sensors », ce qui implique qu'ils utilisent la technologie piézoélectrique pour produire des mesures de pression avec une grande précision. Le niveau de précision du 9LX sur la plage de température de -10 °C à 80 °C est de  $\pm 0.1$  % d'erreur totale de bande ou Total Error Band (TEB). L'erreur totale prend en compte toutes les influences externes telles que la température, la précision d'étalonnage et la déviation à long terme du signal de sortie prévu (hystérésis). Selon l'auteur Gautschi (2002), la température affecte de façon importante les caractéristiques de réponse des capteurs piézoélectriques et chaque capteur devrait être individuellement étalonné et compter un certificat détaillant tous les tests subis et la méthode utilisée pour trouver les coefficients de correction pour minimiser l'effet de la température sur la réponse des capteurs.

Les vingt-quatre capteurs 9LX à l'intérieur du PTA sont corrigés mathématiquement à l'assemblage en utilisant la mémoire du microprocesseur incorporé à chaque capteur. Lors de tests d'étalonnage, une matrice de températures et de pressions statiques est appliquée aux capteurs 9XL afin de mesurer le fonctionnement du PTA sur toute sa plage de pression. Le signal (S) est la pression détectée par les capteurs selon une température précise (T) et leur relation est emmagasinée en forme des coefficients de correction (A0 à D3) dans la mémoire EEPROM (Electrically Erasable Programmable Read-Only Memory) du microprocesseur. La technique de correction développée par Keller America™ utilise les mesures S et T pour obtenir les coefficients de correction selon l'algorithme suivant :

$$A(T) = A0*T0 + A1*T1 + A2*T2 + A3*T3$$

$$B(T) = B0*T0 + B1*T1 + B2*T2 + B3*T3$$

$$C(T) = C0*T0 + C1*T1 + C2*T2 + C3*T3$$

$$D(T) = D0*T0 + D1*T1 + D2*T2 + D3*T3$$

Ensuite, la pression de sortie P, qui est en fonction de S, T et des coefficients, est calculée selon l'équation 4.1 et cette opération est exécuté 400 fois à la seconde pour assurer une compensation efficace aux gradients de température externe.

$$P(S,T) = A(T)*S0 + B(T)*S1 + C(T)*S2 + D(T)*S3 \quad (3.7)$$

Le tableau (3.2) montre les options prises lors de l'achat du PTA sur la matrice de vingt-quatre capteurs d'Aerolab. Il y a trois types des capteurs 9LX selon la grandeur de pression à mesurer, huit capteurs pour faibles pressions inférieures à 3 Bars, huit capteurs pour pressions inférieures à 10 Bars, et huit capteurs 9LX pour de hautes pressions allant jusqu'à 30 Bars. La résolution et la précision par plage de pression sont très impressionnantes considérant que les pressions détectées sont très importantes. Ce type d'appareil ne peut pas



faire l'acquisition des vingt-quatre pressions en temps réel principalement à cause de son faible taux d'échantillonnage (400 Hz) et puisque son mode de connexion à l'ordinateur est par câble USB, ce qui implique qu'un seul signal est envoyé au microprocesseur du PTA à la fois; autrement dit, à chaque 1/400 seconde, un des vingt-quatre capteurs envoie sa pression détectée. L'option « câble réseau » permettrait au PTA d'envoyer les signaux des vingt-quatre capteurs en même temps à chaque 400 Hz. Ce capteur ne peut pas être utilisé pour la détection de la transition laminaire-turbulente puisque le taux d'échantillonnage de 400 Hz est trop faible pour mesurer les ondes Tollmien-Schlichting, qui seront abordée à la section (3.4).

Tableau 3.2 Principales caractéristiques du capteur de pression électronique d'Aerolab™

| Instrument de mesure de pression | Matrice de vingt-quatre capteurs de pression PTA                  |
|----------------------------------|-------------------------------------------------------------------|
| Mode de fonctionnement           | Capteur piézoélectrique                                           |
| Type de pression mesurée         | Absolue<br>Effective<br>Référentielle                             |
| Plage d'opération                | 0-3 Bar (300 kPa)<br>0-10 Bar (1 mPa)<br>0-30 Bar (3 mPa)         |
| Résolution                       | 3 mBar (300Pa)<br>10 mBar (1KPa)<br>60 mBar (6KPa)                |
| Pression maximale                | 2 fois plage d'opération                                          |
| Précision                        | ±0.05% Plage totale<br>±1.5 mBar (±150Pa)<br>Pour 10°C < T < 40°C |
| Temps d'échantillonnage          | 400Hz                                                             |
| Réponse du système               | 120Hz                                                             |
| Nombre de prises de pression     | 24                                                                |
| Unité                            | mBar, Bar, PSI, In H2O                                            |
| Enregistrement des pressions     | Fichier .txt ou .dat                                              |
| Compensation température         | Oui<br>-40 °C – 120 °C                                            |

## 2) Capteur de pression Multi-Usage Flowkinetics

Le capteur de pression multi-usage Flowkinetics LLC-FKT 3DP1A-0.4-1-12 permet de mesurer la pression dynamique, la température et l'humidité du fluide et calculer la vitesse de l'écoulement en temps réel. L'appareil utilisé au LARCASE comporte 3 capteurs de type différentiel pouvant mesurer des variations de pression aussi faibles que 100 Pa jusqu'à des valeurs de 3000 Pa. L'appareil comporte 1 capteur dédié uniquement à la mesure de la pression atmosphérique dans la salle où s'effectuent les tests en soufflerie.

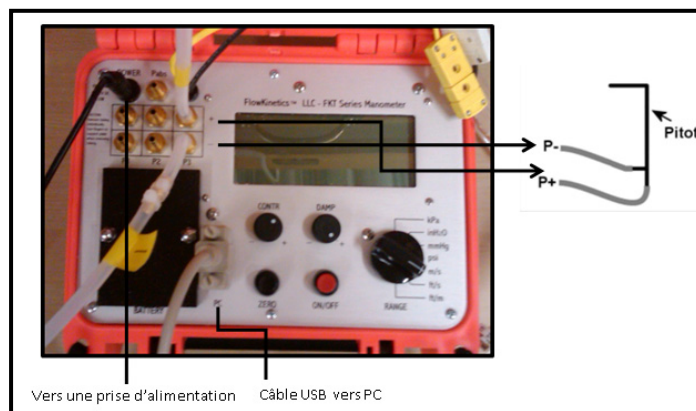


Figure 3.5 Capteur de pression multi-usage Flowkinetics

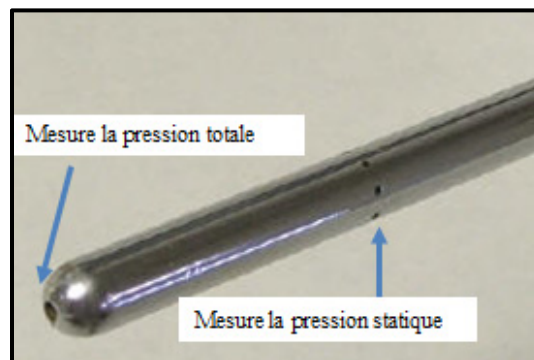


Figure 3.6 Pression totale et pression statique mesurée par tube de Pitot

Un tube de Pitot de référence est utilisé avec le système Flowkinetics et doit être branché comme illustré à la figure (3.5). Le tube de Pitot de référence permet de mesurer la pression statique et la pression totale de l'écoulement; les orifices à la surface du tube de Pitot, perpendiculaire à la direction de la vitesse, servent à mesurer la pression statique, alors que l'orifice au point d'arrêt permet de calculer la pression totale (Figure 3.6). La pression dynamique est déterminée par la différence entre la pression totale et la pression statique, ensuite le système Flowkinetics peut calculer la vitesse du fluide en tenant en compte des coefficients de correction pour la température et l'humidité. Le tableau (3.3) montre ses principales caractéristiques.

Tableau 3.3 Principales caractéristiques du capteur de pression électronique FlowKinetics™

| Instrument de mesure de pression | FlowKinetics LLC<br>FKT 3DP1A-0.4-1-12                                                                                                                          |
|----------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|
| Mode de fonctionnement           | Capteur piézoélectrique                                                                                                                                         |
| Type de pression mesurée         | Absolue<br>Effective<br>différentielle                                                                                                                          |
| Nombre de prises de pression     | 3 prises de pression<br>différentielle<br>1 prise de pression totale                                                                                            |
| Plage d'opération pression       | $\pm 0.4$ po H <sub>2</sub> O ( $\pm 100$ Pa)<br>$\pm 1.0$ po H <sub>2</sub> O ( $\pm 250$ Pa)<br>$\pm 12$ po H <sub>2</sub> O ( $\pm 3000$ Pa)<br>15 – 115 KPa |
| Plage d'opération vitesse        | 0.7–14,4 m/s ( $\pm 0.1$ m/s)<br>1.0–20,3 m/s ( $\pm 0.1$ m/s)<br>3.5–70.4 m/s ( $\pm 0.1$ m/s)                                                                 |
| Résolution                       | 0.1Pa pour pression $\leq 250$ Pa<br>1 Pa pour pression $> 250$ Pa                                                                                              |
| Pression maximale                | 2 fois plage d'opération                                                                                                                                        |
| Précision                        | $\pm 0.05\%$ Plage totale<br>$\pm 1.5$ mBar ( $\pm 150$ Pa)<br>Pour $10^\circ\text{C} < T < 40^\circ\text{C}$                                                   |
| Température                      | -200°C - 777°C                                                                                                                                                  |
| Unité                            | Bar,Pa, PSI, In H <sub>2</sub> O                                                                                                                                |
| Enregistrement des pressions     | Fichier .txt ou .dat                                                                                                                                            |

### **3.3 Détection de la fréquence par des capteurs de pression**

#### **3.3.1 Mise en contexte**

Dans ce chapitre, il est question de la détection de la transition laminaire-turbulente par l'emploi de capteurs de pression très spécialisés et dans la méthodologie développée et employée au laboratoire LARCASE, qui a acquis une grande expérience dans la simulation de la région laminaire-turbulente par des logiciels de recherche (Xfoil et Fluent) et par validation expérimentale avec la soufflerie Price-Païdoussis dans la détection i) des ondes Tollmien-Schlichting caractéristiques de la région transitoire et dans la mesure ii) des variations exponentielles des instabilités sur la couche limite de l'extrados indiquant la présence d'une bulle de séparation laminaire. Cette section porte sur les caractéristiques de ces capteurs de pression très spécialisés, sur leur mode d'utilisation et sur leur installation sur un profil d'aile.

Le laboratoire LARCASE voulait acquérir des capteurs de pression pour détecter des pressions (sur la surface supérieure d'un profil d'aile) jusqu'à 3 PSI (valeur déterminée par simulation) avec une grande résolution, permettant de lire des pressions aussi faibles que possible, de l'ordre de 0,1 PSI. La moyenne de détection de la transition choisie (par le laboratoire) est par la lecture des fréquences Tollmien-Schlichting, qui pour les épreuves de la soufflerie Price-Païdoussis, ces fréquences sont de l'ordre de 3,3 kHz. Le capteur de pression à choisir (l'auteur de ce document a participé activement à la recherche et à l'acquisition des capteurs en question) devait détecter des fréquences dans les kilos Hertz et avoir une fréquence naturelle (fréquence maximale possible du quartz) très éloignée des ondes dans la région de transition, préférablement dans l'ordre de la dizaine de kHz. Les capteurs devaient avoir une faible sensibilité aux bruits électromagnétiques puisque les tests en soufflerie sont accompagnés de beaucoup d'interférences aléatoires (bruit blanc) dues aux multiples systèmes électriques (moteurs et sources de puissance) se trouvant dans la même salle de travail sans oublier les lignes haute tension de 240 VAC ou supérieure. Le signal de sortie du capteur devait être assez important (dizaine des millivolts) pour favoriser la lecture des faibles pressions; c'était primordial que le capteur de pression et le système d'acquisition

des données du laboratoire soient compatibles. Le capteur devait mesurer la distribution de la pression sur la surface d'une aile ayant comme référence la pression atmosphérique, donc le capteur devait être du type différentiel. Physiquement, le capteur devait être miniature et d'un poids négligeable ( $\approx 1$  gramme) pour être installé sur une surface d'aile sans influencer ou contaminer la distribution de pression de l'extrados.

### **3.3.2 Introduction aux capteurs de pression piézoélectrique**

Dans sa définition la plus élémentaire, une prise de mesure est la détermination expérimentale d'un paramètre physique (une pression) comparée à une unité standardisée de mesure (Pascal) mais il faut préciser que la mesure des paramètres physiques d'un phénomène se fait en exploitant la réaction physique détectée par un appareil tel qu'une sonde, un capteur ou encore un transducteur. Souvent, ces types d'appareil ont une composante électronique qui convertit la quantité mesurée par « l'élément sensible » en un signal de sortie de diverse nature (signal électrique); et ce signal de sortie peut être étalonné par un pont de Wheatstone (compensation et filtrage des signaux non désirés), amplifié par un amplificateur opérationnel (AOP) et ensuite, ces signaux de sortie sont enregistrés pour analyse et le post-traitement.

Un appareil de mesure de pression électronique peut être de type « passif » ou « actif »; s'il n'a pas besoin d'une source de tension externe pour produire un signal de sortie, alors il est de type actif. Si par contre, le capteur change ses propriétés électriques comme sa résistance ou sa capacitance ou son inductance en réaction à un mesurande (grandeur physique) et si ces changements sont uniquement mesurables en appliquant une source externe au capteur (tension ou courant), alors il fait partie de la famille des appareils de mesure dits passifs. Les appareils de mesure de la pression ont comme principale fonction de produire un signal de sortie (souvent électrique mais peut être aussi capacitif ou résistif) proportionnel à la source de pression appliquée. Lorsqu'une force est appliquée à l'élément sensible du capteur piézoélectrique, une déformation se produit et la magnitude de la déformation pour une plage de pression précise permet de déterminer la pression à cet instant. Les capteurs de type

piézoélectrique sont souvent utilisés pour la mesure des fluides comme des liquides ou des gaz et leur mode d'opération est composé d'un élément sensible qui varie physiquement (déformation ou déplacement) et d'un élément électronique (circuit intégré) qui convertit la déformation ou le déplacement en signal de sortie capable d'être utilisé par des systèmes électroniques. Les capteurs de pression piézoélectrique produisent un signal de sortie analogique standardisé en courant continu (souvent 4-20 mA ou 0-20 mA) ou en tension continue (souvent 0-5 V, 0-10 V ou en mV) pour être utilisé directement avec les cartes d'entrée des systèmes complexes, par exemple les systèmes d'acquisition des données. (G. Gautshci, 2002) Ces capteurs peuvent être fabriqués pour lire des pressions de type absolu ou de type différentiel (plus d'information peut être trouvée à la section 3.1).

En 1856, le physicien britannique William Thomson a découvert lors d'une expérience avec le fer et le cuivre que sous une contrainte mécanique (élongation, compression ou torsion) certains matériaux produisent une variation dans leurs caractéristiques de conductivité ou de résistivité (Thomson, W. 1856). Dans une des premières expériences, William Thomson a utilisé deux fils (fer et cuivre) de même longueur et diamètre et a attaché à l'une des extrémités un poids. Ensuite, il a mesuré la variation de résistance avec un point de Wheatstone et il a conclu que pour une même distance d'élongation, deux matériaux différents avaient une variation significative dans leur mesure de la conductivité. Par la suite, les travaux d'Herbert Homlinson, Mildred Allen et Cookson John sur des matériaux cristallins a fait avancer la recherche. En 1881 l'auteur Hermann Hankel a utilisé le terme piézoélectricité et en 1935 le terme piézorésistance est apparu dans la littérature. En 1910 les expressions généralisées pour expliquer le phénomène de variation de conductivité sous l'effet d'une contrainte sont décrites par Woldemar Voigt et par Robert Hooke; celui-ci a développé une loi très utilisée en mécanique pour décrire le comportement des solides soumis à une faible déformation, connue sous le nom de Loi de Hooke (Holman J. P., 1994).

Les capteurs de pression piézoélectrique sont de type actif puisque leur élément sensible (matériel piézoélectrique) produit des charges électriques en réponse à des contraintes mécaniques. Ces charges électriques peuvent être mises en évidence en utilisant un

électroscope ou un électromètre sans la nécessité d'une source externe de tension ou de courant. Les avantages des capteurs piézoélectriques sont les suivants : 1) Très grande rigidité permettant de mesurer des déflexions de l'ordre du micromètre. 2) Grande fréquence naturelle supportant des vibrations jusqu'à 500 kHz. 3) Plage de mesure extrêmement grande pouvant mesurer des  $1 \times 10^8$  Newtons (MN) et aussi de  $1 \times 10^{-3}$  Newtons (mN) avec un même capteur piézoélectrique. 4) Grande linéarité (pente) entre le signal mesuré ou mesurande et le signal de sortie du capteur. 5) Grande stabilité dans le signal de sortie, particulièrement pour les capteurs faits d'une pièce unique de cristal (élément sensible). 6) Grande flexibilité de répétition et d'opération sur de grandes plages de température. 7) Les capteurs piézoélectriques sont insensibles aux champs électriques, aux champs magnétiques ou aux sources de radiation (Gautschi Gaustav, 2002).

L'unique désavantage des capteurs piézoélectriques comparés aux autres types de capteurs (résistifs, capacitifs ou inductifs) est leur incapacité de mesurer des pressions statiques (« Truly Static Measurements ») sur de grandes périodes de temps; cette incapacité est surtout due aux possibles « pertes de courant » pour une valeur de contrainte appliquée sur le cristal pour de très longues périodes de temps. Lorsqu'une contrainte est appliquée à un capteur piézoélectrique, une charge électrique proportionnelle est produite par le cristal (capteur de type actif) et cette charge électrique ne peut pas être « retenue » indéfiniment par le capteur piézoélectrique, la charge électrique peut rester inchangée pour des périodes variant des quelques minutes à quelques heures (mesures quasi statiques) selon l'élément sensible utilisé dans le capteur piézoélectrique. (Gautschi Gaustav, 2002)

### **3.3.3 Capteurs de pression piézoélectrique Kulite™**

Durant des expériences de mesure de la température des matériaux, le physicien britannique William Thompson, aussi connu comme étant Lord Kelvin (le terme kelvin est utilisé dans le SI comme unité de la température thermodynamique, en honneur du scientifique) a remarqué un phénomène récurrent affectant la conductibilité des métaux. Lorsqu'un métal est soumis à une tension mécanique, la contrainte produit un allongement du conducteur, et sa longueur et

son épaisseur varie inversement proportionnel (l'un de l'autre) et lorsqu'un courant est appliqué au métal allongé, le courant est forcé de parcourir une distance plus longue qu'auparavant et la valeur de la résistance du métal (mesurée en ohms) augmente. La mesure du changement de la résistivité électrique du matériau divisé par la variation de son allongement (en mécanique l'allongement relatif est désigné par  $\epsilon$ , sans unité) permet de calculer le facteur de déformation ou plus connu par son terme anglais Gauge Factor (GF). Plus un matériau produit une grande réponse pour une petite déformation mécanique, plus son facteur de déformation (GF) est important et plus ce matériau est sensible aux faibles déformations. Les matériaux métalliques (films avec micro câbles comme dans les jauges de déformations) ont un GF compris entre 2 et 4. Un cristal de Silicium (Si) de quelques micromètres d'épaisseur peut avoir un GF jusqu'à 200. Les capteurs Kulite™ utilisent de fins films de cristaux de silicium de type P (terme désignant que le silicium contient des « porteurs majoritaires positifs » qui attirent les électrons et permettent la circulation du courant dans une seule direction) pour ses grandes propriétés électriques et de déformation (GF élevé) couplées avec un élément électromécanique permettant de convertir le déplacement du silicium en un signal électrique précis, linéaire, stable et avec très peu d'hystérésis (retard entre la déformation du cristal de silicium et le signal électrique produit). L'élément électromécanique de conversion utilisé initialement par Kulite™ était apparent (microfils) et indépendant du cristal de Si mais le développement du semi-conducteur intégré en silicium (dans les années 1960 par Kulite™) a permis de relier et d'unifier la fine couche de cristal de silicium avec l'élément électromécanique de conversion en une seule pièce mobile appelée diaphragme. Autrement dit, lorsque le capteur ressent une charge de pression, le diaphragme produit une contrainte de tension qui fait réagir les jauges de déformation qui à leur tour produisent une contrainte de déformation; cette déformation est ensuite acheminée à un pont de Wheatstone et permet d'obtenir un signal de sortie électrique ( $\approx 100$  millivolts) proportionnel à la pression ressentie. La compagnie Kulite™ a développé une technique qui lui permet de lier les jauges de déformation au diagramme de silicium au niveau moléculaire pour ainsi miniaturiser davantage ses capteurs de pression. La technique porte le nom anglais de Dielectrically Isolated Silicon Strain Gauge et permet d'utiliser les capteurs de pression



dans des environnements avec des températures aussi élevées que 540 °C (A. D. Kurtz, Kulite Sensing Technologie, Handbook).

### 3.3.3.1 Caractéristiques du capteur XCQ-062-5D

La plus remarquable caractéristique des capteurs Kulite™ se trouve dans la miniaturisation de ses différents composants se trouvant à l'intérieur du capteur de 1,7 mm de diamètre et ses 9,5 mm de longueur comme montré à la figure (3.7). Le cœur du capteur XCQ-062 se trouve à l'intérieur d'une surface totale de 0.3mm<sup>2</sup> et comporte un film de cristal de Silicium, un pont de Wheatstone (à 4 résistances), un élément de linéarisation électrique du signal de sortie et une isolation électrique entre les différents éléments. De plus, son élément de détection et de mesure de la pression ressentie nommé *diaphragme*, possède une très haute fréquence de résonance et une robustesse d'opération qui permet son utilisation dans des essais en soufflerie comportant des vibrations.

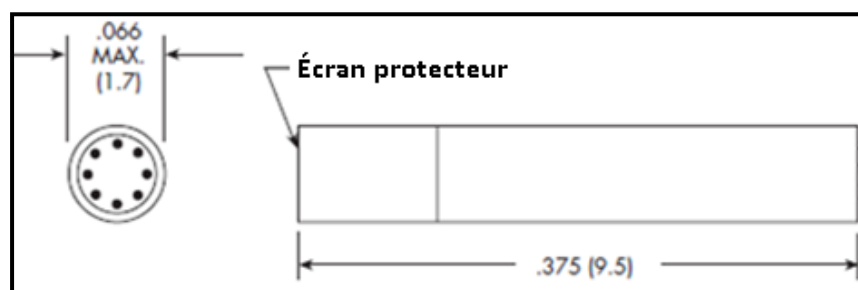


Figure 3.7 Dimensions en pouces (en mm) du capteur Kulite XCQ-062

Les capteurs de pression de la compagnie Kulite™ comporte des nombreuses propriétés énumérées au tableau (3.4) qui les distinguent des autres transducteurs, actuellement sur le marché. Leur mode d'opération dans la détection de la pression est différentielle, ce qui permet d'avoir uniquement la distribution de la pression provoqué par la surface étudiée, ce qui est normalement l'extrados sur un profil aérodynamique ou aile d'avion. Le capteur XCQ-062 donne une sortie analogique de 0 mV pour zéro pression détectée et une valeur de 100 mV pour une pression de 5 PSI, cette sortie analogique (0-100mV) à été traitée et à été linéarisée pour permettre une grande précision dans la détection de la pression. Le traitement

du signal de sortie analogique permet au capteur Kulite de n'avoir une très faible variation dû à la température (Bruit thermique de  $\pm 0.001$  PSI) et une valeur de *précision totale*, qui inclue la linéarité, la variation d'hystérésis et la répétabilité sur la lecture de pression de l'ordre de  $\pm 0.025$  PSI. La fréquence naturelle du diaphragme était un facteur important pour le choix du capteur de pression; La fréquence de détection devait être plus grande que 2 fois la fréquence du phénomène de transition à détecter pour satisfaire le théorème d'échantillonnage de Nyquist-Shannon et la fréquence naturelle du diaphragme doit être la plus grande possible pour permettre de lire des phénomènes avec des fréquences dans les milliers de Hz. Le capteur XCQ-062 peut détecter des phénomènes transitoires de jusqu'à 20 KHz et le capteur a une limite physique de 150 KHz (fréquence naturelle du diaphragme en silicium). Le capteur ne doit pas influencer d'aucune façon le comportement de l'écoulement sur la surface d'aile, donc la taille du capteur comme montré à la figure (3.7) et son poids de 0.2 grammes font du XCQ-062 le meilleur capteur existant pour les tests en soufflerie de grande précision. Compte tenu de sa petite taille, ce capteur peut s'installer sur les surfaces de façon alignée à la surface ou de façon encastré; Le sujet de l'installation des capteurs sur les surfaces sera discuté dans la prochaine section. Toutes les caractéristiques des capteurs XCQ-062 ont été regroupées dans le tableau (3.4) (A. D. Kurtz, Section 3 Kulite Performance Characteristics, Handbook).

Tableau 3.4 Caractéristiques du capteur XCQ-062

| Caractéristiques                                                                                          | XCQ-062-5D                                                                                   |
|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------|----------------------------------------------------------------------------------------------|
| Plage de pression                                                                                         | 0-5 PSI                                                                                      |
| Mode opération                                                                                            | Différentiel                                                                                 |
| Tension d'excitation                                                                                      | 10Vdc                                                                                        |
| Plage de sortie<br>(FSO : Full Scale Output)                                                              | 0-100 mV                                                                                     |
| Précision totale<br>(Non-Linearity, Hystérésis, Repeatabilité)                                            | $\pm 0.5\%$ de 5 PSI<br>= $\pm 0.025$ PSI                                                    |
| Bruit thermique<br>(en terme de pression PSI)                                                             | $\pm 0.001$ PSI                                                                              |
| *Fréquence naturelle du diaphragme en Silicium                                                            | 150 KHz                                                                                      |
| **Plage de Fréquence du capteur – avec écran protecteur<br>(Fréquence maximale)                           | 20 KHz                                                                                       |
| ***Plage de Fréquence du capteur – sans écran protecteur<br>(20% de la fréquence naturelle du diaphragme) | 30KHz                                                                                        |
| Sensibilité                                                                                               | 20mv/PSI                                                                                     |
| Poids                                                                                                     | 0.2 grammes                                                                                  |
| Type d'installations possible sur le profil d'aile                                                        | <ul style="list-style-type: none"> <li>• Alignée à la surface</li> <li>• Encastré</li> </ul> |

### 3.3.3.2 Option sur le capteur de pression XCQ-062

#### Couche de RTV511

Étant donné que les capteurs de pression XCQ-062 sont à la fine pointe de la technologie, il est possible de les commander avec certaines options comme une couche supplémentaire de silicone RTV511 sur le diaphragme du capteur pour augmenter sa protection contre la perforation ou le bris. Cette option n'a pas un coût très important, mais n'as pas été inclus

dans les capteurs XCQ-062 achetés par LARCASE car la couche supplémentaire de RTV511 diminue la fréquence de détection, de façon faible, mais ne change pas de façon significative les propriétés statiques ou dynamiques des capteurs en questions. Il a été décidé de ne pas influencer la fréquence de détection des capteurs et de ne pas appliquer aucune substance supplémentaire sur la diaphragme.

### Écran protecteur du diaphragme

Les capteurs Kulite possèdent 2 types d'écran pour protéger les diaphragmes en silicone. L'écran de type M consiste en une maille métallique de 0,005 pouces d'épaisseur, à motif circulaire uniformément répartie sur la surface exposé à l'écoulement. Les trous ont un diamètre de 0,006 pouces de diamètre. L'écran de type B est une plaque de 0,005 pouces d'épaisseur avec des trous repartis sur la circonférence du capteur. Les trous de 0,006 pouces de diamètre sont placés sur le contour de la plaque, cette configuration élimine la possibilité que le diaphragme soit percé par une particule. Les tests effectués par Kulite démontrent que l'ajout d'un écran protecteur aux capteurs ne détériore pas les performances statiques et il n'y a aucun effet sur la réponse dynamique pour des fréquences de 20Hz à 20 000 Hz. Les capteurs choisis par LARCASE ont les écrans de type B pour minimiser la possibilité que le capteur soit percé par un débris ou une particule solide lors de tests en soufflerie.

### **3.3.3.3 Montages possibles avec les capteurs Kulite**

#### 1) Montage de type Saillant avec la surface

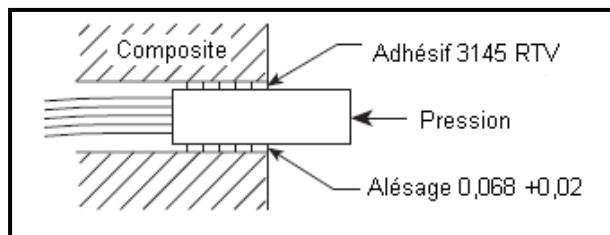


Figure 3.8 Montage saillant

Un alésage de 0,068 pouce (+0,002 pouce) est percé sur la surface où sera installée le capteur. Le capteur est perpendiculaire avec la surface de l'aile et une partie de la surface du capteur est exposé à l'écoulement du fluide. Application de l'adhésif *Dow Corning 3145 RTV MIL-A- 46146\** à température de la pièce permet de garder le capteur immobile à la position montré par la figure (3.8) Le temps de durcissement du *Dow Corning 3145 RTV* varie de 24 heures à 72 heures dépendamment de l'humidité et de la quantité d'adhésif appliquée. Il n'est pas nécessaire de chauffer l'adhésif, qui est à base de silicone et il est recommandé par les fabricant des capteurs Kulites. Cet adhésif s'applique à température de la pièce et il a une grande résistance à la déchirure et une grande capacité de revenir à sa position initiale après avoir été étiré (capacité d'élongation).

## 2) Montage de type : Aligné avec la surface

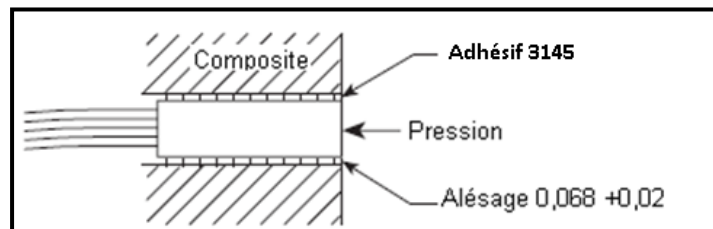


Figure 3.9 Montage Aligné avec la surface

La méthode d'installation pour le montage de type *aligné avec la surface* est semblable au montage *saillante avec la surface*. Les projets de la soufflerie Price-Païdoussis demandent que le capteur de pression utilisé soient alignés avec la surface étudiée pour réduire la perturbation du fluide par ce dernier. La distribution de pression sur la surface de l'extrados ou l'intrados doit seulement refléter l'interaction entre le fluide et la surface étudiée.

### 3) Montage de type : Encastré dans la surface

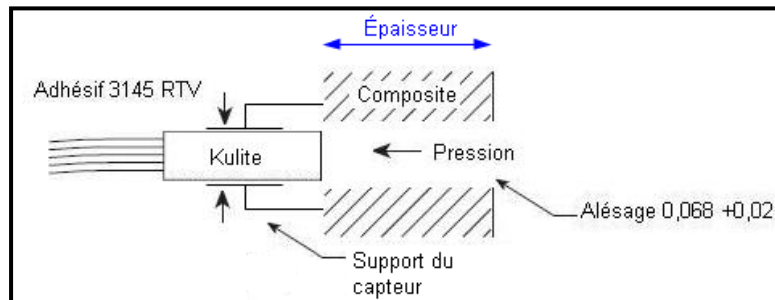


Figure 3.10 Montage Capteur encastré

Cette dernière méthode a été utilisée auparavant au LARCASE et il demande un système d'ancrage et de serrage pour assurer la position et l'immobilité du capteur à la position illustré dans la figure (3.10). Le risque de fuite entre le capteur et la peau en composite de l'aile et la fabrication des plusieurs *supports d'ancrage et de serrage* du capteur fait que cette méthode a été écartée en faveur de la *méthode alignée avec la surface*.

#### 3.3.3.4 Sources d'erreurs dans la quantification de la pression

Les travaux des Shaw R. dans «Influence of hole dimensions on static pressure measurements» ont servi de guide pour la présente section. Le type de montage utilisé pour installer le capteur de pression et les dimensions de la cavité où le capteur de pression est placé influencent la valeur de la pression mesurée par le capteur, ainsi une pression plus importante est détectée ou à l'opposé, une pression inférieure à la pression *attendue*, selon la simulation effectué en Xfoil™ ou Fluent™, est mesuré par le capteur et cette *imprécision* dans la mesure de la pression aura des effets négatifs sur la détermination de la force de portance et la force de traînée pour des laboratoires de recherche qui ne possèdent pas de balance aérodynamiques. Avant l'arrivée des balances aérodynamiques ou pour les laboratoires qui n'ont pas les moyens financiers d'investir au moins 50 000 \$CAN pour une balance 3 forces et 1 moment et au moins 100 000\$CAN pour un système complet (3 forces, 3 moments et 1 micromètre pour ajuster l'angle d'attaque) les forces aérodynamiques étaient

déterminées à partir de la distribution de pression sur l'extrados de l'aile. Cette distribution de pression était mesurée par des systèmes aussi anciens que des tubes en plastique (connu aussi par le terme anglais Pressure Taps) reliés à des capteurs de pression de type colonne d'eau, comme montré à la figure (3,3).

#### 1) Surestimation des mesures de pression statique

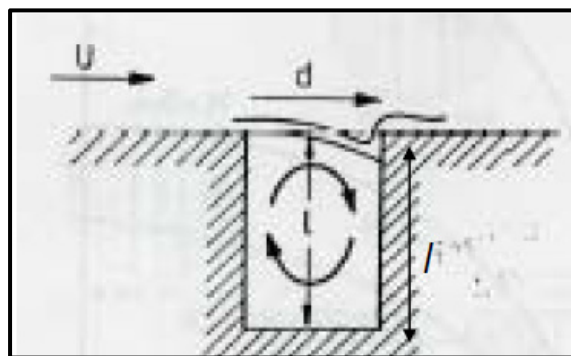


Figure 3.11 Écoulement réintroduit dans la cavité

La méthode d'installation *encastré dans la surface* produit toujours une surpression qui est mesurée par le capteur de pression. Un ajustement ou un étalonnage du capteur de pression est toujours nécessaire lorsqu'une cavité est utilisée comme dans la figure (3.17). R. Shaw (1960) explique ce phénomène par le fait que la contrainte de cisaillement (Shear Stress) de la couche limite traversant la cavité (du capteur) induit une recirculation de l'écoulement dans la cavité, ce qui résulte à une pression statique plus grande dans le passage que la pression statique sur la surface.

L'auteur Shaw (1960) a trouvé une relation empirique pour quantifier l'influence de la dimension du trou selon les contraintes générées par ce dernier. Les courbes du ratio de la longueur sur le diamètre de la cavité  $L/d$  (R. Shaw, 1960) montrent l'erreur entre la pression statique mesurée et la pression statique à la surface relative à la contrainte de cisaillement de la surface  $\tau$ . Shaw définit la variation de pression  $\Delta P$  comme la différence entre la pression

statique mesuré par le capteur de pression installé selon la méthode *encastré avec la surface* et pression statique réelle mesuré à la surface de l'aile.

$$\Delta P = P_{\text{statique\_mesuré}} - P_{\text{statique\_réelle}} \quad (3.8)$$

L'erreur est donnée en fonction du nombre de Reynolds. Pour des profondeurs de trou «  $L$  », qui ont une dimension maximale de 50% du diamètre «  $d$  » ou exprimé autrement, le rapport  $L/d = 0,5$  (le diamètre du trou est 2 fois plus grande que la profondeur du trou) la recirculation de l'air dans la cavité est limitée, comme visualisé à la figure (3.11). L'erreur est invariable pour tout ratio  $L/d \geq 1,5$  où le diamètre du trou est de 65% de la profondeur de la cavité. La figure (3.12) montre comment l'auteur Shaw mesure les dimensions «  $d$  » et «  $L$  » Selon Shaw, les expérimentations doivent se faire pour des ratios  $1.5 > L/d > 6$  pour diminuer l'erreur de pression statique dépendant du diamètre et de la profondeur de la cavité.

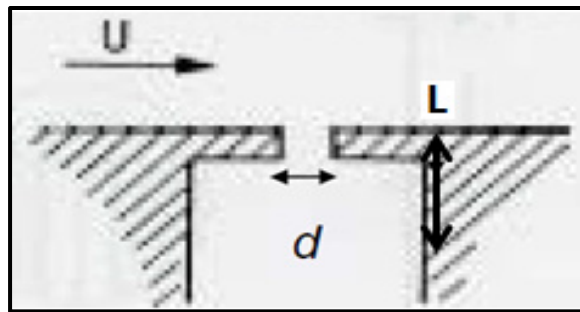


Figure 3.12 Mesure des distances d'une cavité

Pour obtenir une erreur statique minimale, il faut que le diamètre du trou soit réduit à au moins 50% de la profondeur de la cavité. Une cavité avec un diamètre très réduit et une profondeur longue, comme à la figure (3.12) sera une source d'erreur aussi et va provoquer une variation de pression  $\Delta P$  négatif ce qui voudra dire que la pression mesurée par le capteur est inférieure à pression réelle.



## 2) Formation des bavures lors de la fabrication

Le foret qui tourne autour de son axe longitudinal et que l'on presse contre la peau en composite, va produire une perforation du matériau et un excès ou un manque de matériau au bord de la cavité. Il faut dire que tous les procédés de fabrication génèrent des bavures; les bavures se forment du moment qu'il y a des arêtes dans la surface à usiner. L'opération d'usinage d'une peau en composite influence sur la formation des bavures et selon Azziz Tiabi (2010), nous pouvons trouver 4 types de situations qui peuvent se présenter au bord du matériau.

En premier il y a *déformation complète* et une partie de la matière se retrouve sur les bords du trou. La *déformation avec fracture* provoque qu'une partie de la matière se déplace vers les bords et qu'il y ait des arêtes tranchantes. Lorsque la matière usinée n'est pas assez malléable, une *fracture avec légère déformation* se produit et le matériau se dégrade. Finalement, lorsque le point de cassure est atteint, il se produit. *Fracture complète* et le matériau se défait en morceaux. Après l'opération de perçage par usinage, avec un foret, la peau en matériau composite va se déformer et créer des bavures aux bords des cavités où seront placés les capteurs de pression.

## 3) Orientation des trous sur la surface de l'aile

Les capteurs Kulites™ seront installés selon la méthode *aligné avec la surface* pour éviter les erreurs de lecture des pressions statiques sur les surfaces supérieures et inférieures d'une aile ou d'un modèle, comme mentionnées à la section (3.3.3.4). Cette section va porter sur l'impact de l'orientation du capteur de pression Kulite™ avec la cavité (trou) où le capteur est logé. Selon les recherches expérimentales faites par l'auteur Shaw (1960) l'effet de l'orientation des trous par rapport à la surface est minime. L'erreur statique trouvée par Shaw dépend de l'angle formé entre le capteur de pression et les bords du trou où le capteur est inséré. La figure (3.13) montre le pourcentage d'erreur sur la mesure de la pression statique

selon cet angle. Pour des angles inférieurs à  $30^\circ$  l'erreur sur la mesure statique est inférieure à 0.3%, pour des angles supérieurs à  $30^\circ$  et jusqu'à  $45^\circ$ , erreur maximale sur la mesure de la pression statique peut atteindre 0.4%. Shaw a trouvé que les cavités qui possèdent des chanfreins, comme montré par les deux dessins à la surface inférieure de la figure (3.21), peuvent avoir des erreurs sur la mesure allant jusqu'à 0,3%. Le signe positif sur l'erreur statique indique que la pression mesurée a été surestimée alors que le signe négatif indique une mesure de pression inférieure à la pression réelle.

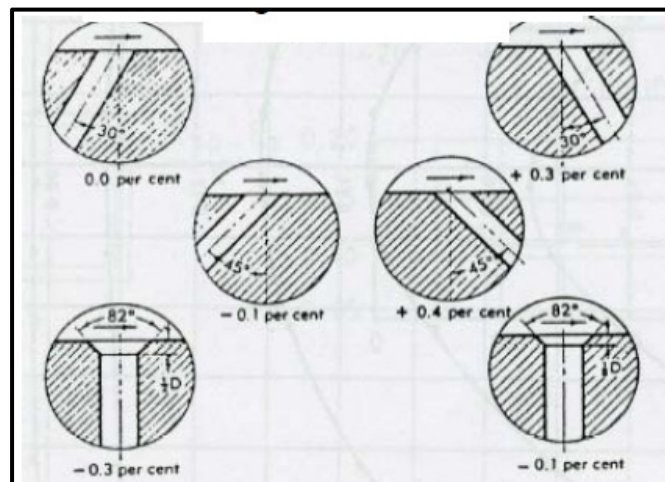


Figure 3.13 Effet de l'orientation  
Tirée de Shaw (1960)

L'auteur Shaw (1960) a poussé ses expériences jusqu'à mesurer l'interaction entre la finition de la cavité et le déplacement du fluide au-dessus de ce dernier. Lors de l'opération d'usinage d'un alésage, il est possible d'utiliser un autre foret pour donner une finition particulière aux bords du trou. Le foret utilisé pour faire la finition du trou laisse un arrondi entre la surface extérieure du trou (où s'effectue le déplacement de l'écoulement) et les parois du trou lui-même. Cet arrondi possède un rayon «R» qui caractérise la courbature de la finition et dépendant du diamètre «D» du trou, Shaw (1960) a trouvé le pourcentage d'erreur statique produit selon le rapport de grandeur entre «R» et «D». La figure (3.14) montre seulement les résultats de Shaw pour les rapports  $R=0,5D$  et  $R=D$  et se sont ces cas, qui sont le plus susceptibles à possible à être rencontrés lors de l'installation des capteurs au laboratoire LARCASE. Shaw fait remarquer que ce qui induit un pourcentage plus important d'erreur est

l'arrondi (Roundoff) aux bords de la cavité des capteurs. Dépendant si l'arrondi est dans le sens de l'écoulement ou s'oppose à celui-ci, l'erreur peut varier de 0,9% à 0,5%. Le rayon de l'arrondi  $R$  a une influence sur l'erreur, plus  $R$  est petit plus l'erreur est faible.

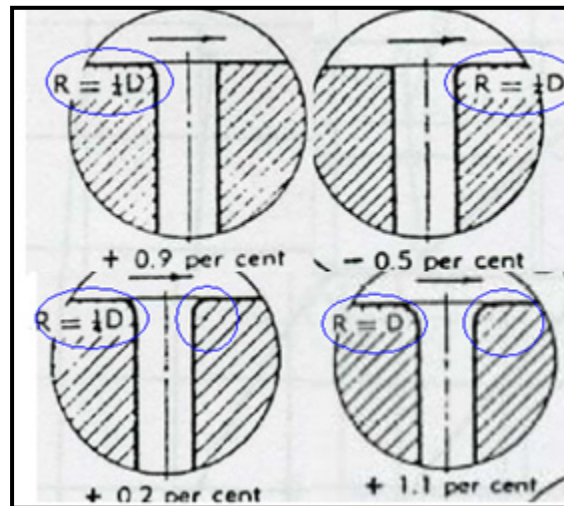


Figure 3.14 Effet de la finition du trou  
Tirée de Shaw (1960)

L'équipe de la soufflerie Price-Païdoussis a décidé, en tenant en compte les recommandations proposées par l'auteur Shaw dans son article technique «Influence of hole dimensions on static pressure measurements» les mesures suivantes : Premièrement, les capteurs de pression Kulites seront installés sur le modèle d'aile à extrados déformable fait en matériau selon la méthode *aligné avec la surface*. Les capteurs seront gardés en place avec du silicone Dow Corning 3145 RTV MIL-A- 46146 spécialement conçu et recommandé par Kulite™ pour coller les capteurs Kulites à des surfaces en composite. Deuxièmement les trous à percer sur la peau en composite seront de la dimension exacte du capteur Kulite XCQ-062, soit 1.7 mm de diamètre et 9.5 .mm de longueur, ce qui produit le rapport de Shaw  $\frac{L}{D}$  de  $\frac{9.5}{1.7} = 5.5$  et cette valeur est à l'intérieur de la plage expérimentale  $1.5 > L/d < 6$  trouvé par Shaw (1960). Troisièmement, l'opération de perçage sera effectué par un étudiant expérimenté dans la fabrication et l'usinage des matériaux en composite. La vitesse de la perceuse sera à faible vitesse et les forets utilisés seront en carbone pour éviter la formation des bavures sur la surface de l'extrados. De plus, un système de positionnement permettra de

placer le foret perpendiculaire à la surface, mais sachant que Shaw (1960) prédit qu'une erreur de perpendicularité de jusqu'à  $30^\circ$  ne fait qu'ajouter qu'une faible erreur de 0.3% dans mesure de la pression statique, alors il n'est pas essentiel que le système de positionnement soit étalonné au millimètre, car quelques degrés d'imprécision peuvent être permis.

### **3.3.3.5 Sources d'erreur dans la détection de la fréquence**

Une étape importante dans la mesure de la distribution de la pression statique sur la surface de l'extrados d'une aile est la mesure de transition laminaire-turbulente. Le phénomène de la transition de l'écoulement de la phase laminaire vers la phase turbulente sera abordé en détail à la section 3.4. Cette phase de transition possède une signature fréquentielle spécifique et peut être trouvée par simulation et validée expérimentalement en soufflerie. Pour les tests en soufflerie à effectuer par le laboratoire LARCASE auparavant, cette transition avait une signature se situant au-dessus 1000 Hz. L'article «Variations in Optical Sensor Pressure Measurements due to Temperature in Wind-Tunnel Testing» fait partie d'une multitude d'articles produits en 2009 après des tests en soufflerie par le laboratoire LARCASE. L'auteur Andrei Popov (2009) mentionne que les capteurs kulites et le système d'acquisition des données doivent être capable d'échantillonner à des fréquences près de 4000 Hz pour respecter le théorème de Shannon-Nyquist. « The turbulent waves begin to develop in the range of Tollmien-Schlichting frequency of  $\sim 1000$  Hz. Therefore, the optical sensor acquisition unit, according to the Shannon-Nyquist theorem, should have the minimum sampling rate frequency of 2000 Hz to detect the flow transition, and the optimum sampling rate should be 4000 Hz. » (Popov, 2009). L'expérience du laboratoire LARCASE dans les mesures des fréquences Tollmien-Schlichting ont permis d'éviter des instruments ou capteurs de détection de fréquences inadéquats, et on a opté pour des capteurs Kulites capable de détecter des fréquences jusqu'à 20 000 Hz et un système d'acquisition des données capable d'échantillonner les signaux des capteurs Kulites à 25 000 Hz.

L'effet de profondeur ou cavité, connu en anglais comme « Pipe Organ effect » influence énormément sur la quantité de fréquence qui sera transmise au capteur de pression Kulite. En

utilisant la figure (3.15), si le capteur de pression est trop éloigné de l'écoulement par une profondeur de cavité  $L$ , alors la fréquence sera atténué jusqu'à devenir nulle et le capteur ne détectera aucun transition laminaire-turbulente. Le tableau (3.5) donne la relation que existe entre la profondeur  $L$  et la fréquence détectable ( $F_n$ ) par le capteur; La relation utilise la vitesse du son pour trouver la fréquence maximale qui va traverser un trou de longueur  $L$ . La dernière colonne du tableau (3.5) est la fréquence réelle que le capteur kulite va ressentir. Le tableau (3.5) est calculé en valeurs impériales.

$$F_n = \frac{\text{vitesse son}}{4 * L} \quad (3.9)$$

Tableau 3.5 Effet de cavité sur la fréquence

| <b>Profondeur<br/>cavité L<br/>(mm)</b> | <b>Vitesse du<br/>son<br/>(inch/sec)</b> | <b>Profondeur<br/>cavité L<br/>(inches)</b> | <b>F<sub>n</sub><br/>(KHz)</b> | <b>Fréquence<br/>réelle 1/3*F<sub>n</sub><br/>(KHz)</b> |
|-----------------------------------------|------------------------------------------|---------------------------------------------|--------------------------------|---------------------------------------------------------|
| <b>1</b>                                | 13 512                                   | 0,039                                       | 87                             | 26                                                      |
| <b>1,5</b>                              | 13 512                                   | 0,059                                       | 57                             | 17                                                      |
| <b>2</b>                                | 13 512                                   | 0,078                                       | 43                             | 13                                                      |
| <b>2,5</b>                              | 13 512                                   | 0,098                                       | 34                             | 10                                                      |
| <b>3</b>                                | 13 512                                   | 0,118                                       | 29                             | 9                                                       |
| <b>3,5</b>                              | 13 512                                   | 0,137                                       | 25                             | 7                                                       |
| <b>4</b>                                | 13 512                                   | 0,157                                       | 22                             | 6                                                       |
| <b>4,5</b>                              | 13 512                                   | 0,170                                       | 20                             | 6                                                       |
| <b>5</b>                                | 13 512                                   | 0,196                                       | 17                             | 5                                                       |

### 3.4 Détection et mesure des ondes Tollmien–Schlichting en temps réel

Le laboratoire LARCASE a une vaste expérience dans la détection théorique de la transition laminaire-turbulente avec un logiciel 2D (Xfoil) et un logiciel 3D (Fluent), et de l'expérience expérimentale dans la soufflerie subsonique du Conseil national de recherches Canada (CNRC) avec le projet CRIAQ 7.1, se déroulant de 2006 à 2009 et plus récemment avec le projet CRIAQ MDO-505, ayant ses premiers tests à la soufflerie CNRC pendant le mois avril 2015. C'est seulement depuis 2011 que le laboratoire de recherche LARCASE a fait l'acquisition de la soufflerie subsonique Price-Païdoussis, décrite en détail dans le chapitre 2 de ce mémoire. Le fait d'avoir une soufflerie permet au laboratoire de valider des simulations de faire de prétests en soufflerie en vue de tests aérodynamiques qui seront réalisés durant l'année 2015 au CNRC. Il existe une multitude des façons de détecter le passage d'un écoulement de sa phase laminaire vers sa phase turbulente sur la surface d'une aile, par exemple les capteurs à fils chaud; les télémètres à infrarouge; les capteurs à fibre optique ; les capteurs de pression avec détection de fréquences. Dans cette section, les capteurs de pression Kulite avec détection de fréquence et le capteur de pression PTA sont utilisés pour détecter la transition laminaire-turbulente avec trois méthodes de mesure différentes.

#### 3.4.1 Méthode 1 : Détection de la transition par les coefficients de pression

Dans la section précédente de ce chapitre, il a été montré comment l'auteur de ce document mesure les pressions locales sur différents types d'ailes pour ensuite obtenir la distribution de pression sur la surface de l'aile et en utilisant l'équation (4.4) pour ensuite calculer les coefficients de pression ( $C_{p_i}$ ) sur l'extrados et sur l'intrados de l'aile. La figure (3.15) montre la courbe théorique des  $C_{p_i}$  pour le profil ATR42 et c'est possible de remarquer une variation dans la continuité des pressions locales (cercle bleu); cette variation se produit entre 40 % et 50 % de la corde et pour effectuer la détection de cette transition dans une soufflerie, il faudrait placer des capteurs de pression sur cette région de l'aile ATR42. La méthode de détection de la transition en mesurant la distribution de pression sur l'extrados permet de trouver les régions sur l'aile où la pression locale varie brusquement, provoquée par un

détachement de la couche limite et ensuite, le rattachement de la couche limite sur la surface de l'aile. La figure (3.16) montre le comportement de l'écoulement lors du passage de la phase laminaire vers la phase turbulente. La méthodologie à la section (4.3) doit être suivie et les courbes de pression comme dans le graphique (4.19) doivent être effectuées pour faire la détection de la transition par cette méthode.

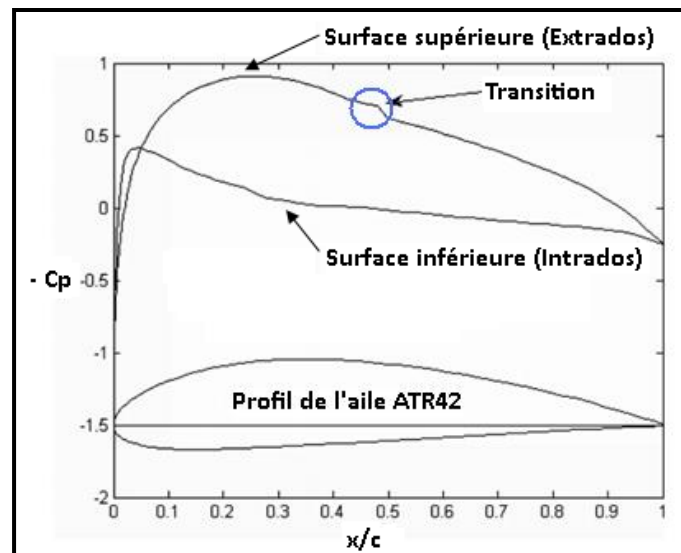


Figure 3.15 Courbes des coefficients de pression

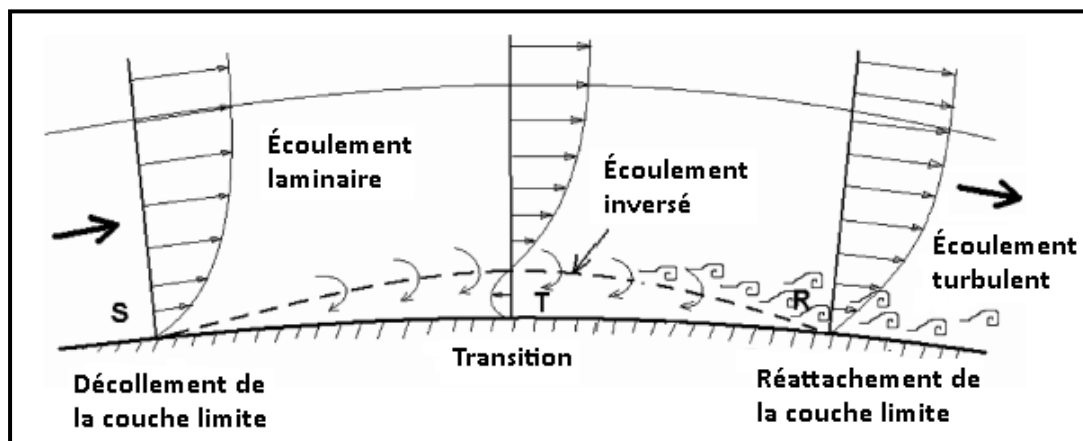


Figure 3.16 Décollement et réattachement de la couche limite lors de la transition

### Détection de la transition par la dérivée première de la courbe des coefficients de pression

Lors des expériences effectuées durant le projet CRIAQ 7.1, il a été démontré dans l'article *Transition Point Detection from the Surface Pressure Distribution for Controller Design* (Popov, 2008) que la position de la transition peut être définie par l'endroit où les vitesses des lignes de courant (Streamline) de l'écoulement sont maximales par rapport à la direction de la corde de l'aile. Ce maximum local des lignes de courant correspond aussi à la dérivée première de la courbe des coefficients de pression ( $C_{p_i}$ ), comme montré au graphique (4.31). La méthode de la dérivée première des ( $C_{p_i}$ ) permet de trouver le point d'origine du début de la transition (Popov *et al*, 2008), et a des avantages significatifs lors de test en soufflerie puisqu'il est possible d'identifier en temps réel la région de la transition sur la surface de l'aile en faisant la dérivée de la courbe des coefficients de pression.

#### **3.4.2 Méthode 2 : Détection de la transition par l'analyse spectrale**

Une autre méthode de la détection et de la mesure de la transition de la phase laminaire vers la phase turbulente d'un écoulement est par la décomposition spectrale des fluctuations de pression, à la surface de l'aile, à l'aide de l'algorithme de traitement du signal numérique Transformée de Fourier rapide ou mieux connu par ses sigles anglais FFT (Fast Fourier Transform). La transformé de Fourier rapide permet de détecter et mesurer la magnitude des fréquences dans la couche limite, produite par l'écoulement, à la surface de l'aile. Les ondes Tollmien-Schlichting, sont responsables de déclencher la transition laminaire-turbulente dans l'écoulement près de la surface de l'aile. Par simulations et par des tests en soufflerie faits durant le projet CRIAQ 7.1 les ondes Tollmien-Schlichting produisent des signaux à des amplitudes (en dB) importantes pour des plages de fréquences variant de 3KHz à 5KHz.



### 3.5 Installation des capteurs XCQ-062-5D

La dernière section du chapitre 3 comprend la procédure à suivre lors de l'installation des capteurs Kulites avant des tests en soufflerie. Dans les sections précédentes, il a été montré que la taille et le poids des capteurs XCQ-062 est un avantage significatif pour leur utilisation dans des tests en soufflerie, mais le diamètre de 0,127mm (0,005 pouces) et sa longueur de 90 cm (36 pouces) des 4 conducteurs des capteurs kulites font que leurs manipulation et leur utilisation est très difficile. La figure (3.17) montre la taille des 4 conducteurs de couleurs rouge, noir, blanc et vert comparé au câble blindé à 4 conducteurs qui sera utilisé.

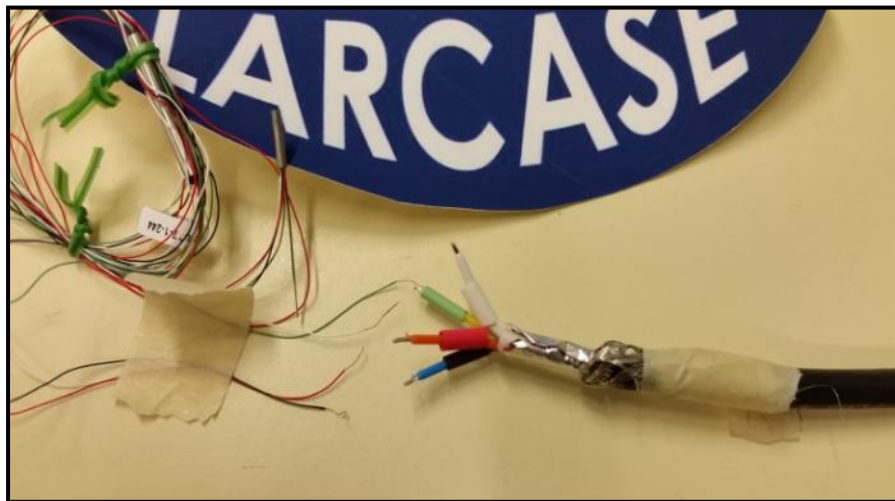


Figure 3.17 Fils des capteurs XCQ-062

Pour éviter les risques de bris des 4 fils conducteurs des capteurs XCQ-062, pour permettre leurs branchement dans le système d'acquisition des données et pour protéger les signaux des bruits électromagnétiques, chaque capteur kulite est connecté à un câble blindé et a un connecteur avec filtre incorporé contre les interférences électromagnétiques, comme montrée à la figure (3.18). Le connecteur et le câble blindé protègent les signaux transmis par les kulites au système d'acquisition des données, tout en évitant que les interférences (dûs aux moteurs et aux tension haute tensions près de la soufflerie) altèrent les signaux des kulites contenant la valeur de la pression lue. Dans la figure (3.18) on peut remarquer que les kulite

sont soudés dans une extrémité du connecteur. Le soudage des fils au connecteur a été utilisé, puisque étant donnée leur diamètre très petit, l'utilisation des raccords à serrage mécanique augmentent le risque que les petits fils des kulites se détachent dûs aux vibrations durant les tests en soufflerie.

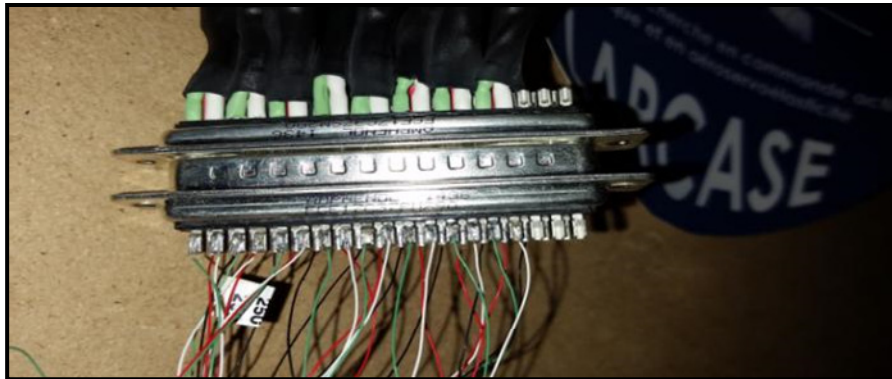


Figure 3.18 Capteurs kulites avec connecteur anti-bruit électromagnétique

La figure (3.19) montre l'assemblage final pour seulement 16 capteurs XCQ-062, mais pour les tests en soufflerie au Conseil national de recherches Canada (CNRC) en Ottawa, 32 capteurs Kulite seront assemblé en suivant la procédure indiquée dans cette section. Chaque capteur Kulite possède son propre câble blindé de 10 mètres (30 pieds) de longueur pour permettre le branchement et la communication entre l'aile, située dans la chambre d'essai et le système d'acquisition de données situé dans la salle d'opérations.



Figure 3.19 Assemblage final des capteurs Kulite aux câbles blindés

La figure (3.20) montre les tests effectués sur un morceau de composite, qui a la même épaisseur que la surface de l'extrados (de l'aile) où seront placés les 32 kulites. D'abord, en utilisant un forêt renforcé au tungstène pour le perçage des matériaux composite; ensuite, le capteur kulite est glissé jusqu'à atteindre la surface qui sera exposée à l'écoulement et l'adhésif en silicone est appliquée pour éviter que le capteur se déplace sous la force du fluide.

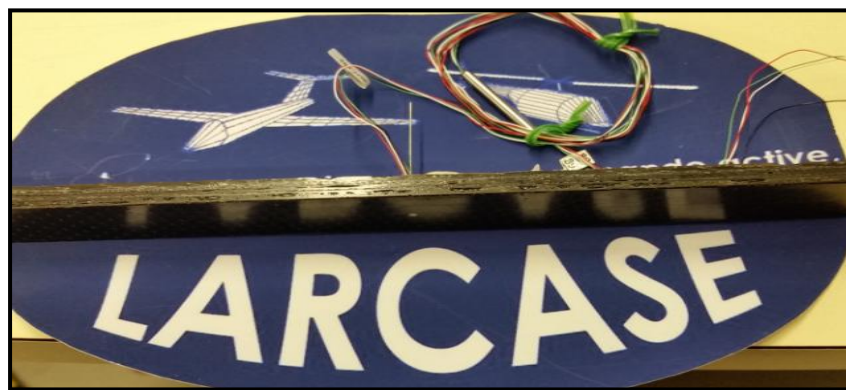


Figure 3.20 Capteur installé aligné avec la surface en matériaux en composite

La figure (3.21) montre l'installation des quelques capteurs sur l'aile en composite. On peut remarquer l'adhésif transparent appliqué, à l'intérieur de l'aile, pour éviter tout déplacement des capteurs durant les tests.

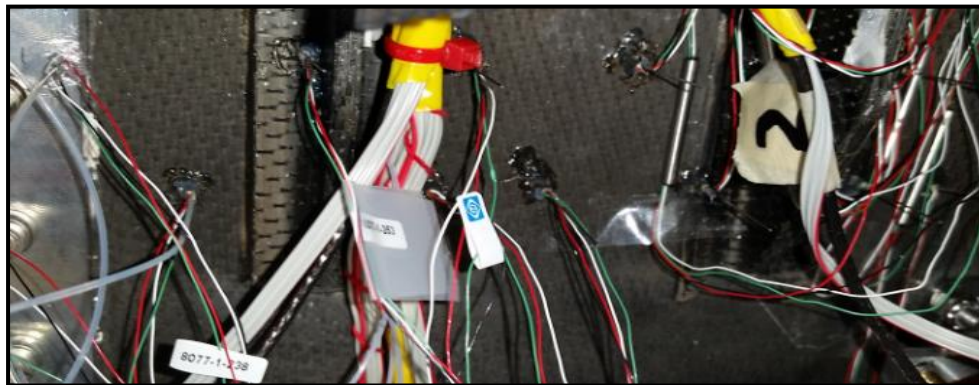


Figure 3.21 Installation finale des capteurs sur l'aile en composite



## CHAPITRE 4

### MÉTHODOLOGIES DÉVELOPPÉES POUR LES TESTS DANS LA SOUFFLERIE PRICE-PAIDOUSSIS

#### 4.1 Introduction

En 2005 est paru un article (Kozo Fujii, Progress and future prospects of CFD in aerospace-Wind tunnel and beyond) sur les dernières techniques de simulation dans le domaine de la dynamique des fluides, simulations tenues au centre de recherche japonais, mieux connu par ses sigles ISTA/JAXA (Institute of Space Technology and Aeronautics/Japan Aerospace Exploration Agency). Les résultats du décrochage sur trois types d'ailes (NACA63-018, NACA63-012 et NACA64A006) ont été présentés avec des simulations utilisant des modèles RANS (Reynolds-Averaged Navier-Stokes). Lors de la validation en soufflerie des simulations, le modèle a été incapable de prédire correctement le moment de décrochage de l'aile à profil très mince du NACA64A006. L'auteur de l'article, Professor Kozo Fujii mentionne deux autres exemples où les méthodes en CFD ne peuvent pas encore prédire des résultats satisfaisants et mentionne : « CFD researchers know that CDF is a powerful tool but not a magic tool that solves any problem [...] there are left many physical problems that look simple but difficult to simulate ». C'est très important d'effectuer des tests en soufflerie avec rigueur, avec des méthodologies reconnues dans le domaine de l'aéronautique et avec la plus grande précision possible puisque pour le moment les souffleries sont les moyens les plus abordables pour étudier certains phénomènes physiques dans un environnement contrôlé.

La motivation principale du dernier chapitre de ce mémoire intitulé *Méthodologies nouvelles pour la réalisation d'essais dans la soufflerie Price-Païdoussis* est d'énumérer et de détailler les différentes méthodologies qui ont été mises en place par l'auteur de ce document pour réaliser des tests en soufflerie au laboratoire LARCASE. Dans ce dernier chapitre, il est question des ailes utilisées pour les tests en soufflerie; de la méthode développée par l'auteur et un étudiant stagiaire pour numériser en 3D des ailes au laboratoire; de la méthodologie

développée par l'auteur pour faire la mesure des pressions sur la surface des ailes et de la méthode développée par l'auteur de ce document pour détecter expérimentalement et pour mesurer dans le domaine fréquentiel par l'utilisation des capteurs Kulite les ondes Tollmien-Schlichting dans un écoulement subsonique lors de la transition de la phase laminaire vers la phase turbulente. Les méthodes expliquées dans ce chapitre mettent l'accent sur les techniques développées pour la mesure de pression dans la soufflerie subsonique Price-Païdoussis ainsi que sur la technique employée pour la détection des phénomènes se produisant pour des valeurs faible et moyenne du nombre de Reynolds, comme la bulle laminaire, le détachement de la couche limite et la transition laminaire-turbulente. Ces techniques ont été utilisées avec succès, ceci avec les modèles d'ailes du laboratoire LARCASE et seront d'une importance significative pour guider les tests en soufflerie du projet d'aile à extradors déformable en matériaux composites qui sera réalisé au milieu de l'année 2015.

## **4.2 Modèles d'ailes choisis pour les tests en soufflerie**

Le choix des modèles d'ailes qui ont été testés pour ce chapitre dépend principalement de leurs différences en largeur de corde et en longueur d'envergure; de leurs variations de poids de quelques grammes pour les ailes S2204 et NACA0012 à 12 Kg pour les ailes ATR42 et finalement de leurs différences dans les caractéristiques aérodynamiques lors de tests en soufflerie. Certaines ailes, comme la Clark Y14 sont connues pour provoquer des bulles laminaires sur la surface supérieure (extrados) alors que les ailes de type ATR42 sont capables de garder un écoulement laminaire sans détachement de la couche limite pour des variations importantes d'angles d'attaque et des vitesses d'écoulement.

### **4.2.1 Clark Y14**

Le profil Clark Y14 a été créé par le Colonel Virginius Evans Clark en 1922 (Clark Y. Airfoil – A historical retrospective, Piccirillo, A., 2000) et fait partie des profils les plus étudiés en aérodynamique et les plus utilisés en design des avions monoplans à usage multiple comme le Lockheed Vega. Pour beaucoup d'applications aéronautiques, le Clark Y

donne des résultats satisfaisants en particulier sur la finesse aérodynamique, qui est le rapport entre la portance et la trainée ainsi que sur ses propriétés antidécrochage à de grands angles d'incidence. Le profil Clark Y a la surface de l'intrados plane à partir de 30 % de la corde, ce qui simplifie la mesure d'angle dans les hélices des hélicoptères et des hélices de ventilateurs industriels mais la caractéristique de l'intrados plat n'est pas optimale du point de vue aérodynamique et rarement en usage lors du design des avions modernes. La cambrure de l'extrados est très prononcée par rapport à celle de l'intrados, ce qui améliore les performances de finesse du profil.

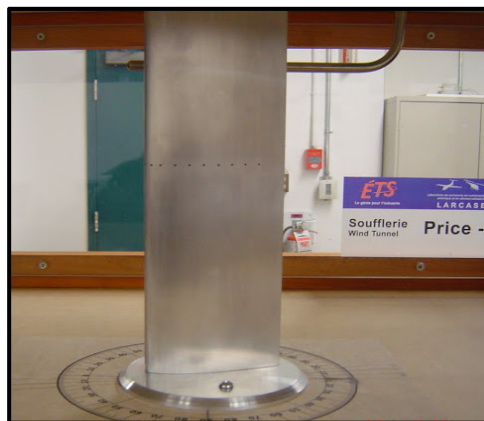


Figure 4.1 Modèle d'aile Clark Y14

La figure (4.1) montre l'aile Clark Y14, appartenant au LARCASE, installée dans la soufflerie subsonique du laboratoire lors de tests aérodynamiques. Cette aile possède 19 ports de pression qui font le tour du profil dans le sens de la corde et permettent de lire la distribution de pression statique sur la surface du profil. Le Clark Y14 a une envergure de 30,5 cm et une corde de 8,9 cm, et sa fabrication est en acier inoxydable.

Tableau 4.1 Position  $x/c$  en pourcentage de corde des ports de pression du Clark Y-14

| Prise de pression | 1 | 2 | 3  | 4  | 5  | 6  | 7  | 8  | 9  | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 | 16 | 17 | 18 | 19 |
|-------------------|---|---|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| $x/c$ (%)         | 0 | 5 | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 | 5  | 10 | 20 | 30 | 40 | 50 | 60 | 70 | 80 |

Il est important en aérodynamique expérimentale de connaître les positions des prises de pression en pourcentage de corde, donc un tableau tel que le tableau (4.1) accompagne l'aile Clark Y14 de la figure (4.1). La couleur bleu foncé permet d'identifier la surface supérieure de l'aile ou extradados, alors que la couleur vert olive fait référence à l'intrados de l'aile. Cette convention des couleurs est respectée pour tous les tableaux qui suivent.

#### 4.2.2 ATR42

En 2012 le laboratoire LARCASE a entrepris un projet de design, de fabrication et de tests aérodynamiques dans la soufflerie Price-Païdoussis des trois ailes ATR42 en matériaux composites. Ce projet intervient entre la fin du projet CRIAQ 7.1 et en préparation du projet CRIAQ MDO 505 – *Architectures et technologies déformables pour l'amélioration des performances des ailes*. Le premier but du projet ATR42 est de concevoir et de fabriquer deux modèles d'ailes à extradados rigide (profil original et profil optimisé) en matériaux composites et un modèle d'aile motorisée à extradados déformable en matériaux composites également. Les trois modèles ont été entièrement faits au LARCASE par ses propres étudiants. Le deuxième but du projet ATR42 se situe dans le champ des simulations Xfoil™ et des tests aéronautiques dans la soufflerie Price-Païdoussis. Les résultats en soufflerie de ce chapitre portent uniquement sur les deux profils ATR42 rigides et consistent à mesurer expérimentalement la distribution de pression sur la surface de l'extrados pour obtenir la courbe du coefficient de pression  $C_p$ .





Figure 4.2 Aile rigide ATR42 à profil originale

L'aile ATR42 aux coordonnées géométriques originales est illustrée à la figure (4.2) et la figure (4.3) montre l'aile ATR42 *Optimisé*, pour laquelle les coordonnées géométriques ont été obtenues par simulation numérique afin d'optimiser l'apparition d'un écoulement de transition laminaire vers turbulente sur une région bien précise de l'extrados de l'aile. Les coordonnées de l'aile ATR42 original du tableau (4.2) et les coordonnées de l'ATR42 optimisé du tableau (4.3) donnent les positions des prises de pression en pourcentage de corde où la pression statique locale sur la surface de l'aile a été mesurée lors de tests en soufflerie.

Tableau 4.2 Position x/c en pourcentage de corde des ports de pression de l'ATR42 originale

| Position (mm) | Numéro Port de pression du ATR42 Original | Position des prises de pression x/ (%) |
|---------------|-------------------------------------------|----------------------------------------|
| 247.04        |                                           | 100%                                   |
| 187.29        | Port 14                                   | 75.8%                                  |
| 149.95        | Port 13                                   | 60.7%                                  |
| 125.00        | Port 12                                   | 50.6%                                  |
| 113.50        | Port 11                                   | 45.9%                                  |
| 100.00        | Port 10                                   | 40.5%                                  |
| 94.14         | Port 9                                    | 38.1%                                  |
| 87.50         | Port 8                                    | 35.4%                                  |
| 82.50         | Port 7                                    | 33.4%                                  |
| 76.00         | Port 6                                    | 30.8%                                  |
| 64.50         | Port 5                                    | 26.1%                                  |
| 52.00         | Port 4                                    | 21.0%                                  |
| 40.00         | Port 3                                    | 16.2%                                  |
| 27.50         | Port 2                                    | 11.1%                                  |
| 14.00         | Port 1                                    | 5.7%                                   |
| 9.78          | Port 1                                    | 4.0%                                   |
| 27.94         | port 2                                    | 11.3%                                  |
| 51.72         | port 3                                    | 20.9%                                  |
| 100.13        | port 4                                    | 40.5%                                  |
| 150.00        | port 5                                    | 60.7%                                  |
| 198.15        | port 6                                    | 80.2%                                  |



Figure 4.3 Aile rigide ATR42 au profil optimisé  
Tableau 4.3 Position x/c en pourcentage de corde des ports de pression de l'ATR42 optimisée

| Position (mm) | Port de pression sur ATR42 Optimise | Position des prises de pression x/c (%) |
|---------------|-------------------------------------|-----------------------------------------|
| 258.80        |                                     | 100%                                    |
| 208.11        | Port 16                             | 80.4%                                   |
| 195.25        | Port 15                             | 75.4%                                   |
| 183.16        | Port 14                             | 70.8%                                   |
| 171.11        | Port 13                             | 66.1%                                   |
| 160.00        | Port 12                             | 61.8%                                   |
| 146.37        | Port 11                             | 56.6%                                   |
| 134.40        | Port 10                             | 51.9%                                   |
| 122.00        | Port 9                              | 47.1%                                   |
| 110.22        | Port 8                              | 42.6%                                   |
| 97.94         | Port 7                              | 37.8%                                   |
| 85.91         | Port 6                              | 33.2%                                   |
| 74.92         | Port 5                              | 28.9%                                   |
| 62.95         | Port 4                              | 24.3%                                   |
| 38.79         | Port 3                              | 15.0%                                   |
| 26.60         | Port 2                              | 10.3%                                   |
| 13.75         | Port 1                              | 5.3%                                    |
| 9.87          | Port 1                              | 3.8%                                    |
| 26.61         | port 2                              | 10.3%                                   |
| 51.21         | port 3                              | 19.8%                                   |
| 75.01         | port 4                              | 29.0%                                   |

#### 4.2.3 Ailes S2204 et NACA0012

Les modèles d'ailes NACA 0012 et S2204 sont principalement utilisés là où les conditions d'écoulement sont à faible nombre de Reynolds ( $100\,000 \leq Re \leq 1\,000\,000$ ) comme dans les drones, les avions de petite taille, les ventilateurs centrifuges et axiaux, les pales d'hélicoptère et les véhicules à propulsion humaine. (Réf. 1) Les ailes opérant à faible nombre de Reynolds sont exposées à des problèmes de formation de bulles laminares sur la surface de l'extrados modifiant ainsi le profil de l'aile et supprimant tout avantage de la forme optimisée du profil trouvé par simulation ou par résultats empiriques. Des problèmes de séparation de couche limite (avec et sans rattachement de l'écoulement sur le profil) provoquent dans certains cas le décrochage de l'aile et des problèmes de transition prématurée (située entre 15 % et 50 % de la corde) de l'écoulement laminaire vers l'écoulement turbulent. Richard Eppler (Réf. 1) précise qu'une couche limite en phase

turbulente produit plus de friction avec la surface de l'aile qu'une couche limite laminaire mais en contrepartie, la couche limite turbulente va supporter de plus importants gradients de pression avant de se séparer de la surface de l'aile. L'auteur conseille d'empêcher une augmentation très prononcée de la pression statique (gradient de pression adverse) sur le bord de fuite et d'utiliser des méthodes pour retarder la transition laminaire-turbulente afin d'éviter la séparation de la couche limite du fluide avec la surface de contact des ailes à faible numéro de Reynolds (Réf. 2). Il existe des modèles mathématiques permettant de simuler les conditions de vol à différents régimes mais étant donné que les profils opérant à faible numéro de Reynolds sont très sensibles à la vitesse du fluide les entourant et aux perturbations générées par la surface, les études expérimentales en soufflerie sont toujours déterminantes pour connaître le comportement réel de ces profils. Les tests en soufflerie de ce type d'ailes sont particulièrement importants au LARCASE puisque le laboratoire possède un drone et que des tests en soufflerie pour des modèles d'ailes pour ce drone sont prévus dans un futur très proche.

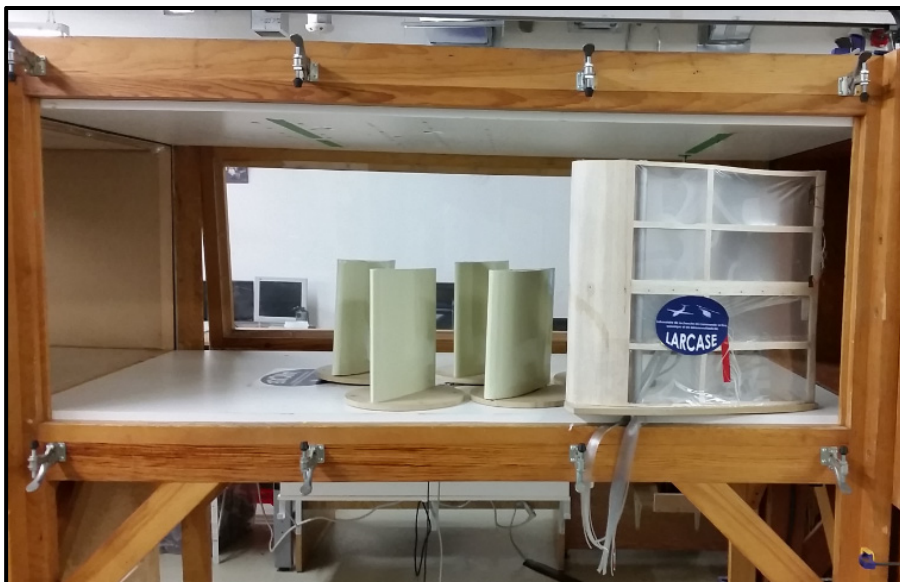


Figure 4.4 Ailes NACA0012 à différentes longueurs de corde et d'envergure

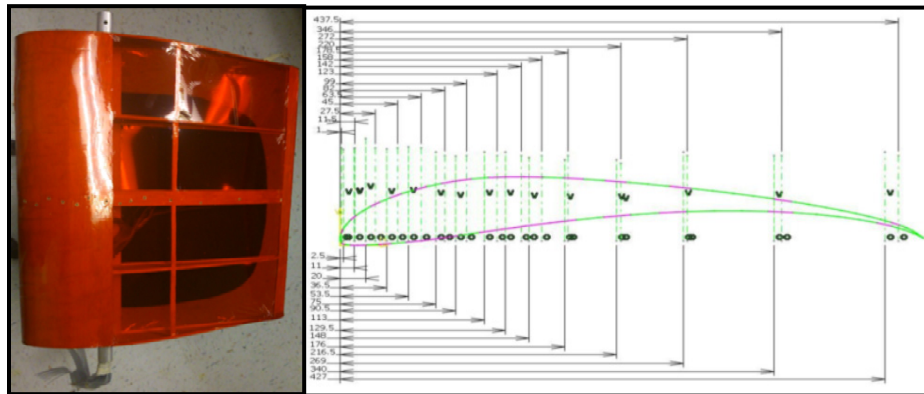


Figure 4.5 Aile fabriquée et dessin technique de l'aile S2204

Le design et la fabrication des ailes NACA 0012 et S2204 ont été faits en utilisant des méthodes développées au laboratoire LARCASE. La figure (4.4) montre les différentes tailles d'ailes NACA 0012 qui ont été construites et utilisées pour les tests en soufflerie. La figure (4.5) montre l'aile S2204 fabriquée et la position des prises de pression sur toute la surface de l'aile avec les distances de chaque prise par rapport au bord d'attaque de l'aile.

#### 4.2.4 Aile symétrique basée sur l'ATR42 optimisé

Un quatrième modèle d'aile est utilisé pour la mesure et la détection du passage d'un écoulement laminaire à un écoulement turbulent dans la couche limite à la surface de l'aile. Ce modèle symétrique, montré à la figure (4.6) a été fabriqué sur la base de l'ATR42 optimisé et des régions de transition laminaire-turbulente sur l'extrados de ce quatrième modèle d'aile ont été détectées par simulation à l'aide du logiciel Xfoil. Ensuite, ces régions de transition laminaire-turbulente ont été validées dans la soufflerie Price-Païdoussis pour différents couples d'angles d'attaque et de vitesse d'écoulement.

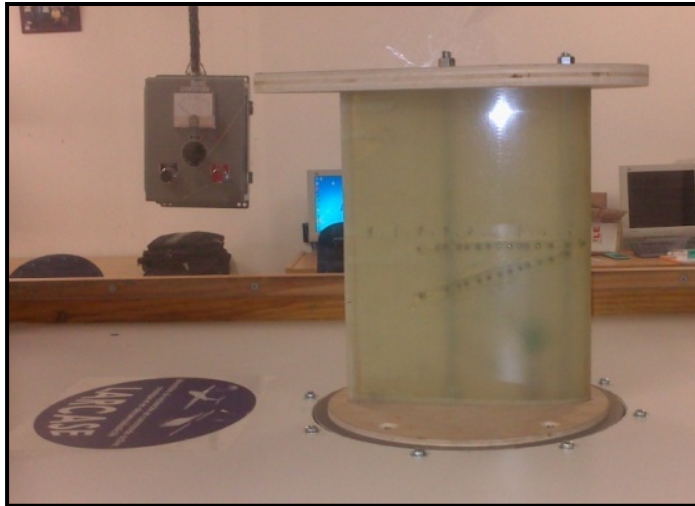


Figure 4.6 Aile symétrique basée sur l'ATR42 optimisée

Les ondes Tollmien-Schlichting, qui sont des tourbillons initialement bidimensionnels apparaissent dans la couche limite laminaire sur la paroi de l'aile et sont situées à une certaine distance du bord de fuite de cette dernière. Ces tourbillons se déstabilisent et créent un déficit de vitesse locale et une forte instabilité dans le gradient de pression, favorise le décollement du fluide, pour finalement aboutir à un écoulement pleinement turbulent. L'aile symétrique utilisée pour la détection expérimentale de la transition est un profil d'extrados optimisé de l'ATR42, sa cambrure permet de provoquer des décollements et des transitions laminaires-turbulentes de la couche limite sur la surface de l'aile. L'aile est formée de deux surfaces d'extrados optimisés et comporte quinze prises de pression statique réparties sur l'extrados supérieur. La simulation avec le logiciel Xfoil a permis de trouver les régions où la transition apparaît selon différentes conditions de vitesse d'écoulement et d'angle d'attaque de l'aile. La figure (4.7) montre la position de prise de pression sur la surface de l'aile. Le tableau (4.4) donne les coordonnées en pourcentage de corde où la pression locale statique est évaluée.

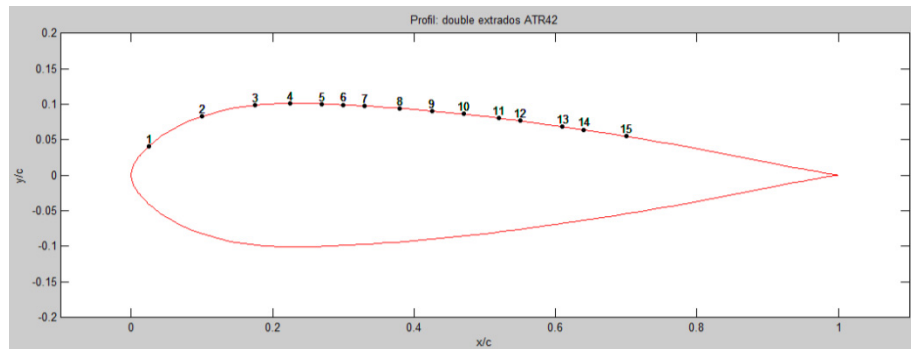


Figure 4.7 Position des prises de pression statique sur l'aile symétrique basée sur l'ATR42 optimisée

Tableau 4.4 Position  $x/c$  en pourcentage de corde des trois Kulites (K1, K2 et K3) et des ports de pression de l'aile symétrique basée sur l'ATR42 optimisée

| Prise de pression | 1   | 2  | 3  | 4  | 5  | 6  | 7  | 8  | 9  | 10 | 11 | 12 | 13 | 14 | 15 |
|-------------------|-----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| Capteurs Kulite   |     |    |    |    | K1 | K2 | K3 |    |    |    |    |    |    |    |    |
| $x/c$ (%)         | 2.5 | 10 | 17 | 22 | 27 | 30 | 34 | 38 | 42 | 47 | 51 | 55 | 61 | 64 | 70 |

### 4.3 Méthode de numérisation 3D des ailes

La méthode de numérisation 3D des ailes développée au laboratoire LARCASE utilise le scanneur à main portable, le 3D HandyScan employé par l'industrie aéronautique principalement pour le contrôle de la qualité et l'inspection non destructive des pièces aéronautiques de moyenne et de grande taille. Ce scanneur portatif à haute résolution permet aussi de faire de la rétro-ingénierie et d'obtenir un dessin 3D de l'objet numérisé. Le scanneur 3D HandyScan est employé au laboratoire LARCASE pour extraire les profils 2D des ailes conçues et fabriquées au laboratoire. La méthode « in-house » développée par l'auteur de ce document et l'étudiant stagiaire Olivier Guillemette permet de trouver les courbes représentant des sections précises des ailes. Cette méthode est aussi utilisée avec les ailes à extrados déformable pour mesurer leurs différentes variations de forme. Les coordonnées 2D obtenues après l'utilisation du scanneur portatif et la méthode « in-house » sont enregistrées dans des fichiers textes avec l'extension « .dat » et utilisées avec des



logiciels de simulation comme Xfoil ou Fluent pour prédire le comportement de l'aile avant les tests en soufflerie.

#### Utilisation du scanner 3D HandyScan

La précision de performance volumétrique du numériseur 3D HandyScan (jumelé avec l'appareil de photométrie MaxShot 3D) est de 0.020 mm. La figure (4.8) montre l'auteur en train de numériser une aile métallique installée sur un banc d'essai mais la même procédure a été utilisée pour les ailes fabriquées au LARCASE. L'opérateur doit balayer toute la surface de l'aile métallique et le logiciel recrée un dessin 3D de la surface numérisée, comme montré à gauche de la figure (4.9), la surface balayée est numérisée en 3D en quelques minutes.



Figure 4.8 Création en temps réel du dessin 3D de l'aile métallique numérisée

Lorsque le logiciel a recréé la surface 3D de l'aile, l'opérateur demande au logiciel les coordonnées géométriques  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , des pastilles (points blancs) collées sur la surface. La figure (4.9) montre à gauche la surface avec les pastilles et à droite on peut voir la représentation 3D de la surface avec la position de ces mêmes pastilles. Les coordonnées des pastilles sont ensuite transférées au logiciel Catia et c'est alors possible de relier les coordonnées des pastilles avec une courbe de type Spline, et ainsi trouver la forme de l'aile à différentes sections.



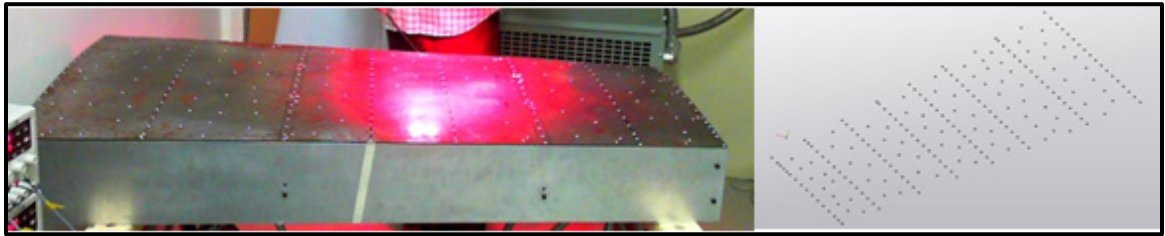


Figure 4.9 Coordonnées x, y, z des pastilles installées sur la surface de l'aile

La figure (4.10) montre le dessin 3D de la numérisation de l'aile NACA 0012 selon la méthode mentionnée dans cette section. Le scanneur est exporté dans le logiciel Catia et c'est ensuite possible de demander à ce logiciel de découper l'aile NACA 0012 en plusieurs plans de coupe qui permettent d'extraire les profils 2D d'une section précise de l'aile.

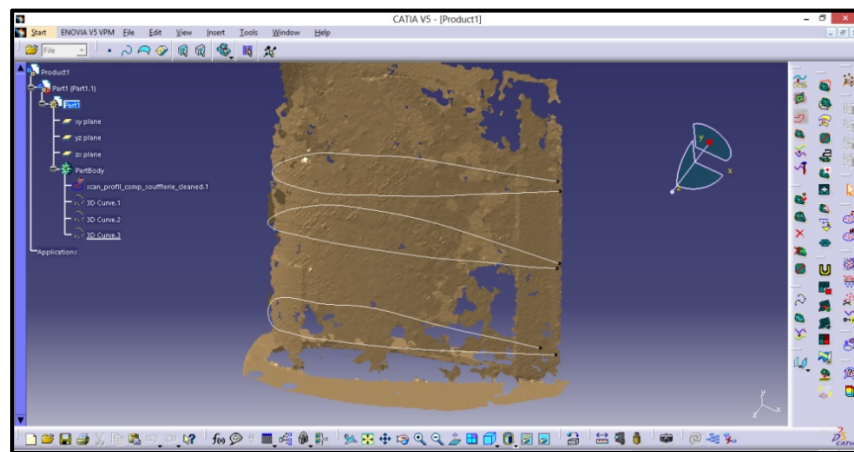


Figure 4.10 Profil 3D de l'aile en Catia

Les profils 2D, comme montrés à la figure (4.11), sont ensuite enregistrés dans un fichier « .dat » et permettent d'utiliser des logiciels comme Xfoil et Fluent pour simuler le comportement de l'écoulement autour de l'aile.

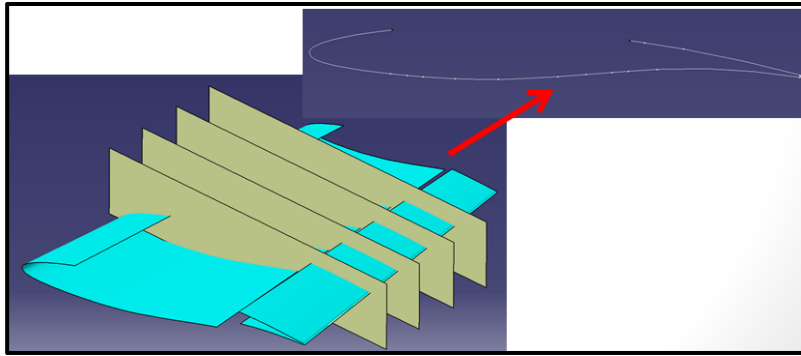


Figure 4.11 Création des profils 2D à partir de la position des pastilles

#### 4.4 Méthode pour la mesure de pression des ailes lors de test à la soufflerie Price-Païdoussis

La méthodologie décrite dans cette section a été adaptée par l'auteur de ce document selon les procédures utilisées dans d'autres souffleries et selon les recommandations des auteurs Barlow, Rae et Pope (1999). Avant les tests en soufflerie, le modèle d'aile est installé dans la chambre de test de la soufflerie Price-Païdoussis. Il est fixé et vissé au plancher par quatre écrous pour les modèles de petite taille (corde et envergure inférieure à 15 cm) et de poids inférieur à 3 Kg comme les modèles Clark Y14, NACA 0012 et l'aile S2204. Pour les modèles d'ailes plus robustes supportant des charges aérodynamiques jusqu'à 10 Newtons dans les trois axes ( $F_x$ ,  $F_y$  et  $F_z$ ) et les trois moments ( $M_x$ ,  $M_y$  et  $M_z$ ) et avec un poids moyen de 14.6 Kg et une envergure de 55 cm, comme les deux modèles en composite conçus et fabriqués au LARCASE, soit l'ATR42 à profil original et à profil optimisé. Ces modèles ont six points d'ancrage (quatre écrous et deux tiges d'acier fileté de 0,5 pouce avec boulon de serrage) à la chambre de test de la soufflerie.

Lors de tests en soufflerie, nous utilisons deux appareils, le premier est le capteur de pression FlowScan; Cet appareil est connecté au tube de Pitot de référence et permet de connaître la vitesse en temps réel de l'écoulement. Le deuxième appareil est le capteur de pression PTA (Pressure Transducer Array) à 24 ports de pression; son logiciel permet de connaître la distribution de pression locale sur la surface d'aile et d'avoir une visualisation en temps réel. Le taux d'échantillonnage des 24 ports de pression est de 1KHz, l'appareil comporte une

compensation pour les variations de température et le capteur PTA permet de visualiser les données échantillonnées en mode « colonne eau » comme illustré à la figure (4.12). Le capteur de pression PTA permet une précision dans les valeurs échantillonnées de  $\pm 0.2$  m/s pour la vitesse, de  $\pm 0.04$  °C pour la température et de  $\pm 0.005$  PSI pour la pression. La figure (4.13) montre les faibles variations de pression, de température de vitesse lors d'un test en soufflerie à 41 m/s.

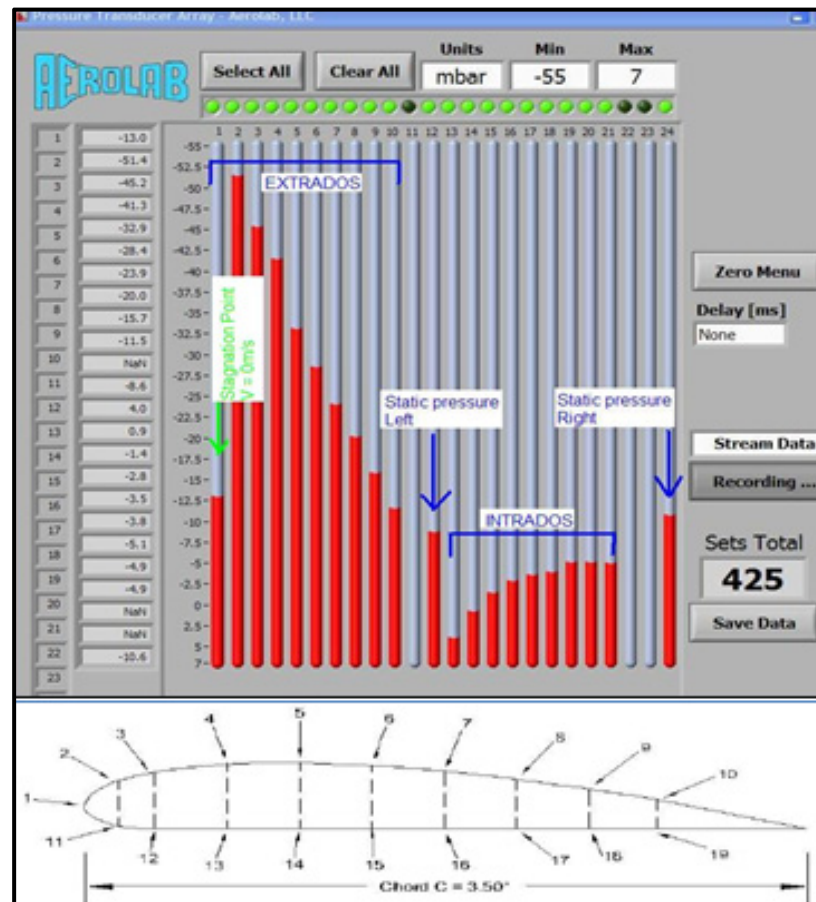


Figure 4.12 Distribution de la pression sur l'aile Clark Y14

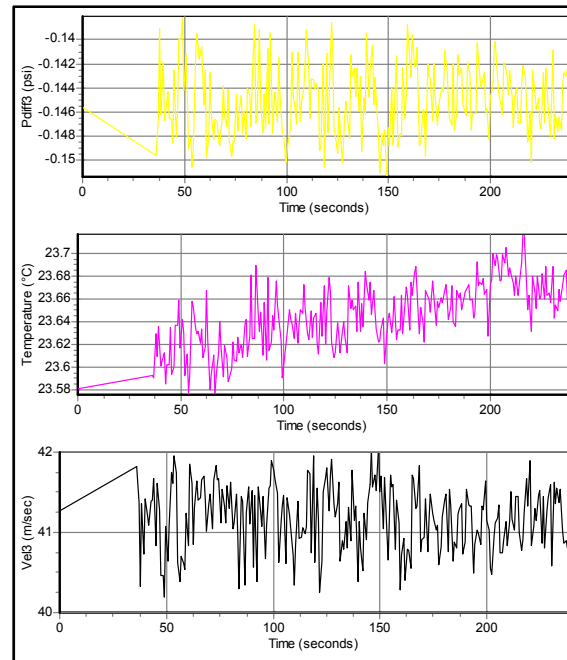


Figure 4.13 Faibles variations de la pression, de la température et de la vitesse lors de tests en soufflerie

La figure (4.14) montre la configuration adoptée lors des tests en soufflerie; les ports de pression de l'aile et les pressions statiques de la soufflerie sont mesurés par le capteur de pression PTA. La pression de stagnation de l'aile se trouvant au bord d'attaque est mesurée et échantillonnée par le port #1 du capteur PTA, la surface de l'extrados est mesurée et échantillonnée par les ports #2 jusqu'à #10 et l'intrados ou surface inférieure de l'aile est mesurée et échantillonnée par les ports #13 au #21. La figure (4.15) montre la disposition des ports de pression sur le capteur de pression PTA.

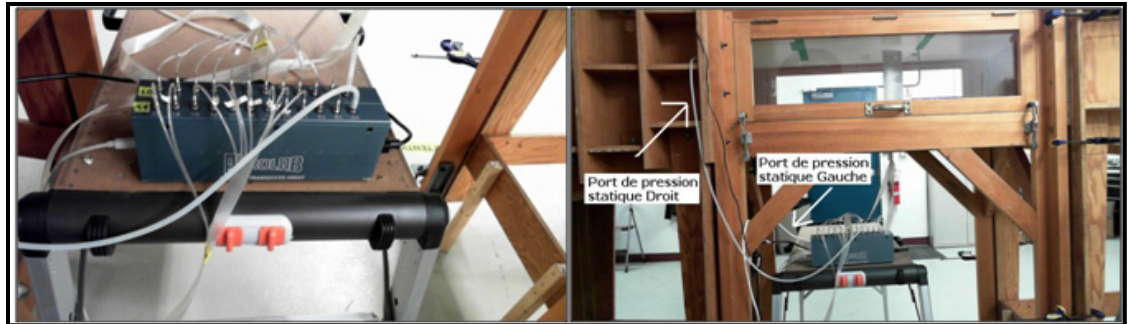


Figure 4.14 Branchement des 19 ports de pression et des 2 ports de pression statique

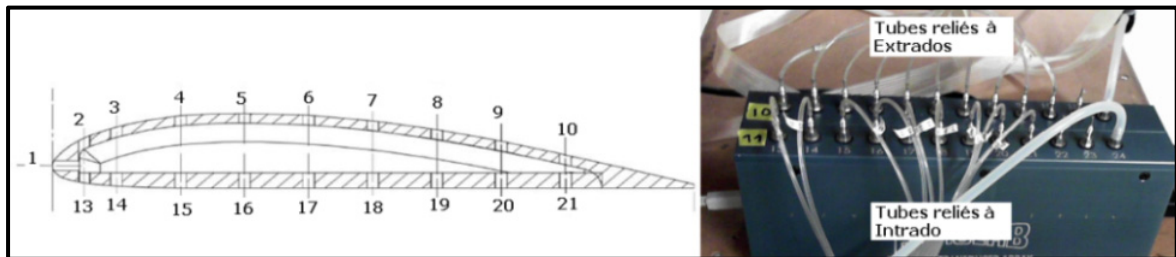


Figure 4.15 Identification des prises de pression de l'aile sur le capteur de pression PTA

Le tube de Pitot de référence comme montré à la figure (4.16) permet d'avoir la pression statique, la pression totale et la vitesse en temps réel à l'intérieur de la chambre de test. Le tube de Pitot est connecté au capteur de pression FlowScan, qui est capable de mesurer trois pressions différentielles et une pression absolue indépendamment les uns des autres. Le capteur peut afficher la température, l'humidité et la vitesse de l'écoulement par l'entremise de ses différents capteurs incorporés.

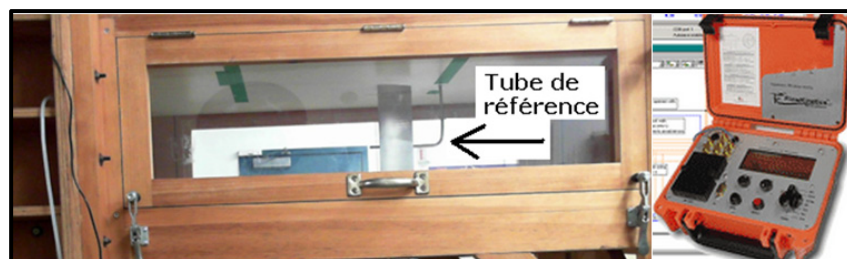


Figure 4.16 Tube de Pitot de référence et capteur FlowScan

La mesure de l'angle entre le bord d'attaque de l'aile et la direction de l'écoulement se fait manuellement par l'entremise d'un cadran gradué et d'un faisceau lumineux, comme montré à la figure (4.17). L'angle  $0^\circ$  indique que le bord d'attaque de l'aile est aligné avec la direction de déplacement de l'écoulement à l'intérieur de la chambre de test. Cette technique de mesure d'angle d'attaque a permis d'avoir une précision d'angle de  $0,5^\circ$  et de valider beaucoup plus de cas de vol (variation d'angle d'attaque et variation de vitesse d'écoulement) qu'auparavant.

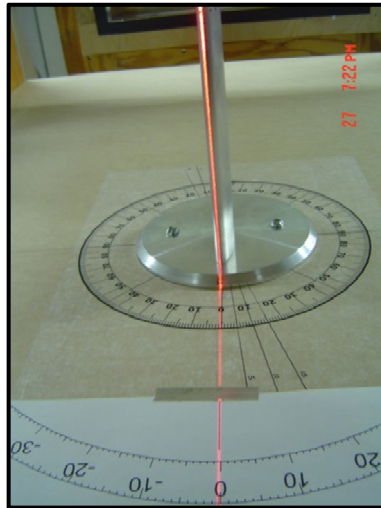


Figure 4.17 Mesure de l'angle d'attaque

Pour chaque variation d'angle d'attaque et de vitesse d'écoulement, les pressions statiques sur la surface de l'aile sont prises selon leur position par rapport à la longueur de la corde. Le coefficient de pression ( $C_p$ ) est calculé pour les valeurs expérimentales en soufflerie et le  $C_p$  théorique l'est en utilisant le logiciel de simulation Xfoil. La pression dynamique, équation (4.1) du fluide, à l'intérieur de la chambre de test de la soufflerie, est obtenue en faisant la différence entre la pression totale et la pression statique, ainsi la vitesse de l'écoulement peut être trouvée avec l'équation (4.2) et le nombre de Reynolds est calculé avec l'équation (4.3).

La valeur 1.19 est la masse volumique de l'air alors que la valeur  $1.83 \times 10^{-5}$  est la viscosité de l'air pour une température de 22 °C.

$$P_{\text{dynamique}} = \frac{1}{2} \rho U^2 \quad (4.1)$$

$$U = \sqrt{2 * \frac{P_{\text{dynamique}}}{1.19}} \quad (4.2)$$

$$Re = \frac{U * 1.19 * \text{corde}}{1.83E-5} \quad (4.3)$$

Le coefficient de pression sans dimension  $C_p$  se calcule pour chaque port de pression sur l'aile en faisant la différence entre la pression statique locale  $P_i$  et la pression statique dans la chambre de test ( $P_{\text{statique}}$ ) divisé par la pression dynamique. Il faut préciser que le capteur de pression numérique PTA donne des milliers de valeurs de  $P_i$  et de  $P_{\text{statique}}$  ainsi qu'une moyenne est effectuée avant de calculer le coefficient de pression selon l'équation (4.4).

$$C_{p_i} = \frac{P_i - P_{\text{statique}}}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (4.4)$$

Les pressions mesurées pour un type d'aile donné sont recueillies lors de tests en soufflerie et sont inscrites dans un tableau comme celui montré à la figure (4.18). Ce sont les positions de prise de pression (orifices sur la surface de l'aile); le numéro du port sur l'extrados et l'intrados; la position de ces prises par rapport à la corde; les pressions mesurées expérimentalement par le capteur numérique PTA et le capteur de pression à colonne d'eau durant le test en soufflerie; les calculs des  $C_p$  pour le PTA et  $CP$  pour la colonne d'eau et finalement les valeurs de  $C_p$  simulées par Xfoil.

Les conditions dans lesquelles les tests en soufflerie ont été faits sont enregistrées dans un tableau comme celui de la figure (4.19). Les trois pressions (statique, dynamique et totale)



dans la chambre de tests sont inscrites; la température, l'humidité et la vitesse (en m/s et en nombre de Mach) dans la chambre de test sont aussi enregistrées.

| **Position<br>(mm) | Numéro<br>Port de<br>pression<br>du<br>ATR42<br>Original | Position<br>des prises<br>de<br>pression<br>x/c<br>(%) | Expérimentale Soufflerie       |                      |  |                                          | Calcul théorique<br>XFOIL |                                  |
|--------------------|----------------------------------------------------------|--------------------------------------------------------|--------------------------------|----------------------|--|------------------------------------------|---------------------------|----------------------------------|
|                    |                                                          |                                                        | Pression<br>AeroLab<br>PTA(Pa) | CP<br>AeroLab<br>PTA |  | Capteur de<br>pression<br>Colonne<br>eau | CP<br>Colonne<br>eau      | Cp Xfoil AoA +0,5<br>27m/s n=4,4 |
| 247.04             |                                                          | 1                                                      |                                |                      |  |                                          |                           | 1 0.227448                       |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.995102 0.212969                |
| 187.29             | Port 14                                                  | 75.8%                                                  | -201.74                        | -0.156               |  | -176.40                                  | -0.119                    | 0.987184 0.200496                |
| 149.95             | Port 13                                                  | 60.7%                                                  | -261.94                        | -0.300               |  | -245.00                                  | -0.286                    | 0.978517 0.188202                |
| 125.00             | Port 12                                                  | 50.6%                                                  | -311.03                        | -0.417               |  | -294.00                                  | -0.405                    | 0.969072 0.175646                |
| 113.50             | Port 11                                                  | 45.9%                                                  | -317.70                        | -0.433               |  | -313.60                                  | -0.452                    | 0.95891 0.162609                 |
| 100.00             | Port 10                                                  | 40.5%                                                  | -341.35                        | -0.430               |  | -323.40                                  | -0.476                    | 0.948183 0.148996                |
| 94.14              | Port 9                                                   | 38.1%                                                  | -348.11                        | -0.506               |  | -313.60                                  | -0.452                    | 0.937035 0.13454                 |
| 87.50              | Port 8                                                   | 35.4%                                                  | -391.83                        | -0.611               |  | -333.20                                  | -0.500                    | 0.925532 0.118906                |
| 82.50              | Port 7                                                   | 33.4%                                                  | -383.01                        | -0.589               |  | -372.40                                  | -0.595                    | 0.913711 0.102189                |
| 76.00              | Port 6                                                   | 30.8%                                                  | -489.49                        | -0.644               |  | -460.60                                  | -0.810                    | 0.901629 0.084484                |
| 64.50              | Port 5                                                   | 26.1%                                                  | -528.33                        | -0.937               |  | -490.00                                  | -0.881                    | 0.889351 0.065803                |
| 52.00              | Port 4                                                   | 21.0%                                                  | -583.08                        | -1.068               |  | -539.00                                  | -1.000                    | 0.876932 0.046362                |
| 40.00              | Port 3                                                   | 16.2%                                                  | -654.83                        | -1.240               |  | -617.40                                  | -1.190                    | 0.864419 0.026408                |
| 27.50              | Port 2                                                   | 11.1%                                                  | -629.10                        | -1.178               |  | -588.00                                  | -1.119                    | 0.85186 0.006399                 |
| 14.00              | Port 1                                                   | 5.7%                                                   | -502.36                        | -0.875               |  | -431.20                                  | -0.738                    | 0.839297 -0.013309               |
| 9.78               | Port 1*                                                  | 4.0%                                                   | NsN                            | NsN                  |  | NsN                                      | NsN                       | 0.826762 -0.032596               |
| 27.94              | port 2                                                   | 11.3%                                                  | -175.37                        | -0.093               |  | -215.6                                   | -0.214                    | 0.814272 -0.051343               |
| 51.72              | port 3                                                   | 20.9%                                                  | -258.30                        | -0.291               |  | -191.1                                   | -0.155                    | 0.801818 -0.06899                |
| 100.13             | port 4                                                   | 40.5%                                                  | -223.07                        | -0.207               |  | -196.0                                   | -0.167                    | 0.78937 -0.085197                |
| 150.00             | port 5                                                   | 60.7%                                                  | -109.96                        | 0.064                |  | -176.4                                   | -0.119                    | 0.776903 -0.10025                |
| 198.15             | port 6                                                   | 80.2%                                                  | -433.52                        | -0.710               |  | -137.20                                  | -0.024                    | 0.764409 -0.11437                |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.751884 -0.12777                |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.739322 -0.140433               |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.726721 -0.152761               |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.714088 -0.165111               |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.701436 -0.177569               |
|                    |                                                          |                                                        |                                |                      |  |                                          |                           | 0.688781 -0.190305               |

Device used:  
Contour gauge  
with steel pins  
\*Not working

Figure 4.18 Pressions mesurées après le test en soufflerie d'un cas de vol

Les caractéristiques de l'air, comme sa viscosité et sa masse volumique ainsi que la longueur de la corde de l'aile sont utilisées pour calculer le nombre de Reynolds de l'écoulement lors du test en soufflerie. Ensuite, les courbes de Cp sont utilisées pour représenter la distribution de pression sur la surface de l'aile. Les pressions de l'aile sont aussi prises avec un capteur analogique de type colonne d'eau afin de vérifier à la phase d'étalonnage les pressions mesurées par le capteur de pression numérique PTA. Étant donné que le capteur de type colonne d'eau n'est composé que de l'eau et que le simple déplacement du liquide donne la pression mesurée, alors il y a très peu de risque d'avoir de fausse lecture de pression. La colonne d'eau est le capteur de référence pour tous les autres capteurs numériques du laboratoire LARCASE. La figure (4.19) contient toutes les informations pertinentes des tests en soufflerie, permettant de faire la validation des simulations dans la phase post-traitement.





4.5 Résultats des tests en soufflerie

4.5.1 Aile Clark Y14

La première aile, de la section (4.2), a être testé est la Clark Y14; La méthodologie de la section (4.4) a été respectée et l’aile Clark Y14 a été soumise à différentes vitesses d’écoulement et à différents angles d’attaque. Les résultats suivants sont représentatifs des *effets aérodynamiques* rencontrés lors de tests en soufflerie. Cette section va seulement présenter le cas de vol du Clark Y14 pour une vitesse de 20m/s et pour un angle d’attaque de 0°. La figure (4.20) montre les informations pertinentes sur les conditions de la soufflerie lors de tests. Les figures (4.21) et (4.22) présentent les valeurs de pression obtenues durant le test en soufflerie. La simulation en Xfoil, pour le même cas de vol, ne donne pas les mêmes résultats que le coefficient de pression (Cp) obtenus expérimentalement, il a une importante variation de pression, mais l’allure de la forme de la courbe du Cp théorique (Xfoil) est respecté par les mesures mesure expérimentales.

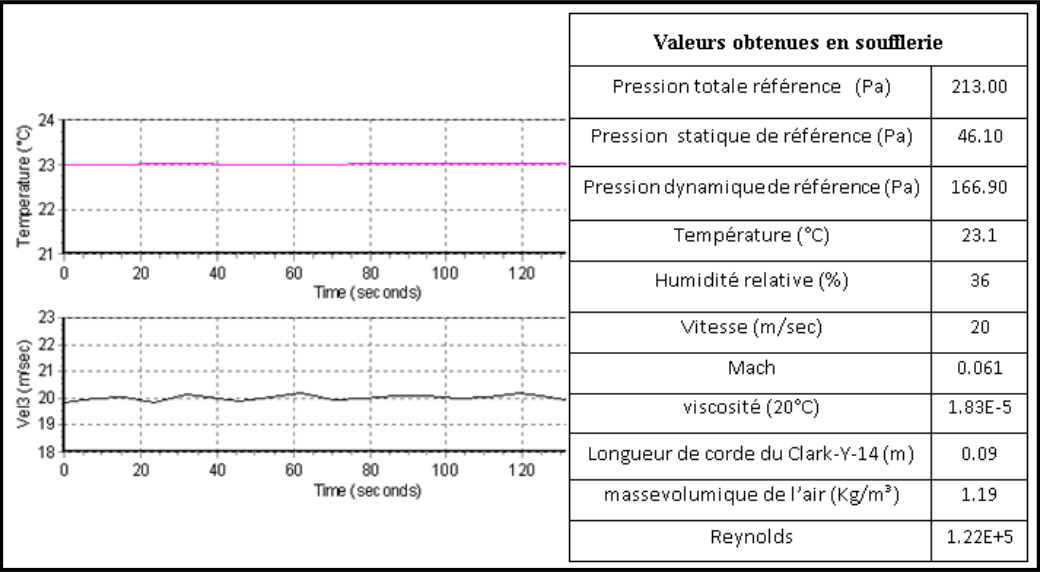


Figure 4.20 Conditions de la soufflerie pour une vitesse de 20m/s et un angle d’attaque de 0° pour l’aile Clark Y14

Les coordonnées des prises de pression statique (Pressure Taps) données par le fabricant de l'aile Clark Y14 sont décalées, voir cercles dans la figure (4.24); Par exemple, la prise de pression à la position  $x/c = 0,2$  mesure la pression locale à  $x/c = 0,25$  et il est plus évident que la prise de pression à la position  $x/c = 0,7$  mesure la pression locale située à  $x/c = 0,8$ .

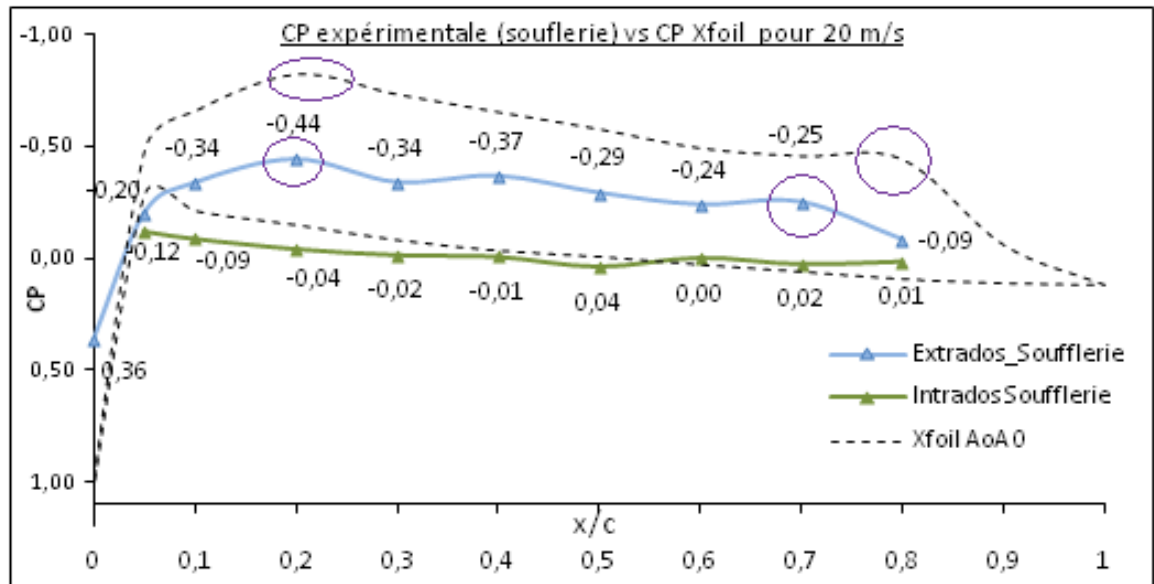


Figure 4.21  $C_p$  pour la vitesse de 20 m/s et pour l'angle de  $0^\circ$  pour l'aile Clark Y14

| Extrados                 |                           | Intrados                 |                       |               |                        |                |                           |  |  |  |  |  |  |                                                             |  |
|--------------------------|---------------------------|--------------------------|-----------------------|---------------|------------------------|----------------|---------------------------|--|--|--|--|--|--|-------------------------------------------------------------|--|
|                          |                           | Expérimentale Soufflerie |                       |               | Calcul théorique XFOIL |                |                           |  |  |  |  |  |  |                                                             |  |
| Capteurs de pression PTA | Position des capteurs x/c | Pression capteur (mBar)  | Pression capteur (Pa) | CP soufflerie |                        | Cp Xfoil AoA 0 | Xfoil Pression Local (Pa) |  |  |  |  |  |  | Erreur relative ΔPression XFOIL vs ΔPression soufflerie (%) |  |
|                          | 1                         |                          |                       |               |                        | 0.12           | -26.36                    |  |  |  |  |  |  |                                                             |  |
|                          | 0.9                       |                          |                       |               |                        | -0.06          | -55.99                    |  |  |  |  |  |  |                                                             |  |
| Port 10                  | 0.8                       | -0.684                   | -68.40                | -0.09         |                        | -0.44          | -119.67                   |  |  |  |  |  |  | -74.96                                                      |  |
| Port 9                   | 0.7                       | -1.114                   | -111.40               | -0.25         |                        | -0.46          | -122.10                   |  |  |  |  |  |  | -9.61                                                       |  |
| Port 8                   | 0.6                       | -1.082                   | -108.20               | -0.24         |                        | -0.49          | -127.96                   |  |  |  |  |  |  | -18.26                                                      |  |
| Port 7                   | 0.5                       | -1.220                   | -122.00               | -0.29         |                        | -0.58          | -142.12                   |  |  |  |  |  |  | -16.49                                                      |  |
| Port 6                   | 0.4                       | -1.415                   | -141.50               | -0.37         |                        | -0.65          | -154.83                   |  |  |  |  |  |  | -9.42                                                       |  |
| Port 5                   | 0.3                       | -1.340                   | -134.00               | -0.34         |                        | -0.73          | -167.97                   |  |  |  |  |  |  | -25.35                                                      |  |
| Port 4                   | 0.2                       | -1.606                   | -160.60               | -0.44         |                        | -0.82          | -182.83                   |  |  |  |  |  |  | -13.84                                                      |  |
| Port 3                   | 0.1                       | -1.333                   | -133.30               | -0.34         |                        | -0.66          | -155.71                   |  |  |  |  |  |  | -16.81                                                      |  |
| Port 2                   | 0.05                      | -0.977                   | -97.70                | -0.20         |                        | -0.49          | -127.14                   |  |  |  |  |  |  | -30.13                                                      |  |
| Port 1                   | 0                         | 0.481                    | 48.10                 | 0.36          |                        | 1.00           | 120.94                    |  |  |  |  |  |  | -151.44                                                     |  |
| Port 13                  | 0.05                      | -0.771                   | -77.10                | -0.12         |                        | -0.29          | -94.04                    |  |  |  |  |  |  | -21.98                                                      |  |
| Port 14                  | 0.1                       | -0.688                   | -68.80                | -0.09         |                        | -0.21          | -81.34                    |  |  |  |  |  |  | -18.22                                                      |  |
| Port 15                  | 0.2                       | -0.571                   | -57.10                | -0.04         |                        | -0.15          | -70.92                    |  |  |  |  |  |  | -24.20                                                      |  |
| Port 16                  | 0.3                       | -0.500                   | -50.00                | -0.02         |                        | -0.08          | -59.77                    |  |  |  |  |  |  | -19.54                                                      |  |
| Port 17                  | 0.4                       | -0.482                   | -48.20                | -0.01         |                        | -0.03          | -51.88                    |  |  |  |  |  |  | -7.64                                                       |  |
| port 18                  | 0.5                       | -0.367                   | -36.70                | 0.04          |                        | -0.01          | -47.41                    |  |  |  |  |  |  | -29.20                                                      |  |
| port 19                  | 0.6                       | -0.471                   | -47.10                | 0.00          |                        | 0.03           | -41.43                    |  |  |  |  |  |  | 12.04                                                       |  |
| port 20                  | 0.7                       | -0.397                   | -39.70                | 0.02          |                        | 0.06           | -36.22                    |  |  |  |  |  |  | 8.76                                                        |  |
| port 21                  | 0.8                       | -0.426                   | -42.60                | 0.01          |                        | 0.09           | -30.80                    |  |  |  |  |  |  | 27.70                                                       |  |
|                          | 0.9                       |                          |                       |               |                        | 0.11           | -27.67                    |  |  |  |  |  |  |                                                             |  |
|                          | 1                         |                          |                       |               |                        | 0.12           | -26.36                    |  |  |  |  |  |  |                                                             |  |

Figure 4.22 Valeurs de pression locales simulées et expérimentales pour le cas de vol  $U = 20$  m/s et  $AoA = 0^\circ$  pour l'aile Clark Y14

#### 4.5.2 Aile ATR42 Original

Les ailes ATR42 ont été testées à multiple reprises, étant donnée qu'elles avaient été construites spécialement pour la soufflerie Price-Païdoussis. Les deux ATR42 ont été testés pour des plages d'angles d'attaque de  $-3^\circ$  à  $+3^\circ$  avec un pas de  $0.5^\circ$  et pour trois vitesses bien précises (27 m/s, 30.6 m/s et 34 m/s). Ces ailes sont connues pour garder un écoulement laminaire sur des grandes variations d'angles d'attaque. Cette section va présenter uniquement les résultats de l'ATR42 Originale pour l'angle d'attaque de  $-3^\circ$  et l'angle d'attaque  $-2^\circ$  et les vitesses 27 m/s et 30.6 m/s. Le tableau 4.5 montre les conditions dans lesquelles les tests en soufflerie ont été faits pour le cas de vol de 27 m/s et  $AoA = -3^\circ$ . Le comportement de l'ATR42 Originale est identique à la simulation en Xfoil pour tous les tests effectués en soufflerie. Une bulle

laminaire est toujours présente entre les coordonnées  $x/c = 0.3$  et  $x/c = 0.4$  et cette variation de pression est détectée et mesurée par deux capteurs de pression différents, soit le capteur analogique à colonne d'eau et le capteur numérique piézoélectrique PTA, donc le phénomène de bulle laminaire est présente dans l'ATR42 Originale est la simulation Xfoil est inexacte à ce sujet. Il est possible de remarquer la similitude des courbes du  $C_p$  des deux capteur de pression et la détection de la bulle laminaire dans la figure (4.23) et la figure (4.24).

Tableau 4.5 Conditions de la soufflerie pour une vitesse de 27 m/s et un angle d'attaque de  $-3^\circ$  pour l'aile ATR42 Originale

| <b>Valeurs obtenus expérimentalement</b> |           |
|------------------------------------------|-----------|
| Pression totale référence (Pa)           | 209.3     |
| Pression statique référence (Pa)         | -225.8    |
| Pression dynamique reference (Pa)        | 435.0     |
| Temperature ( $^\circ\text{C}$ )         | 22.7      |
| Relative Humidity (%)                    | 18        |
| Vitesse (m/sec)                          | 27.0      |
| Mach                                     | 0.0787    |
| *viscosité (24 $^\circ\text{C}$ )        | 2.03E-05  |
| Longueur corde ATR42 (m)                 | 2.47E-01  |
| Rho air                                  | 1.19      |
| Reynolds                                 | 3.925E+05 |

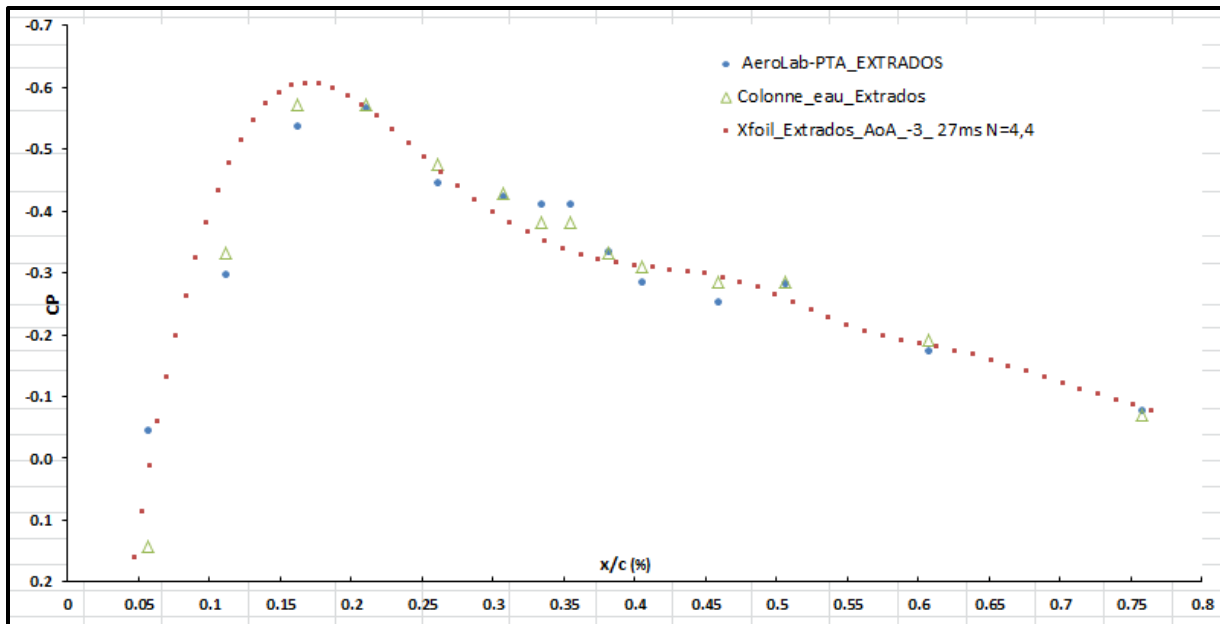


Figure 4.23  $C_p$  pour la vitesse de 27 m/s et l'angle de  $-3^\circ$  pour l'aile ATR42 Originale

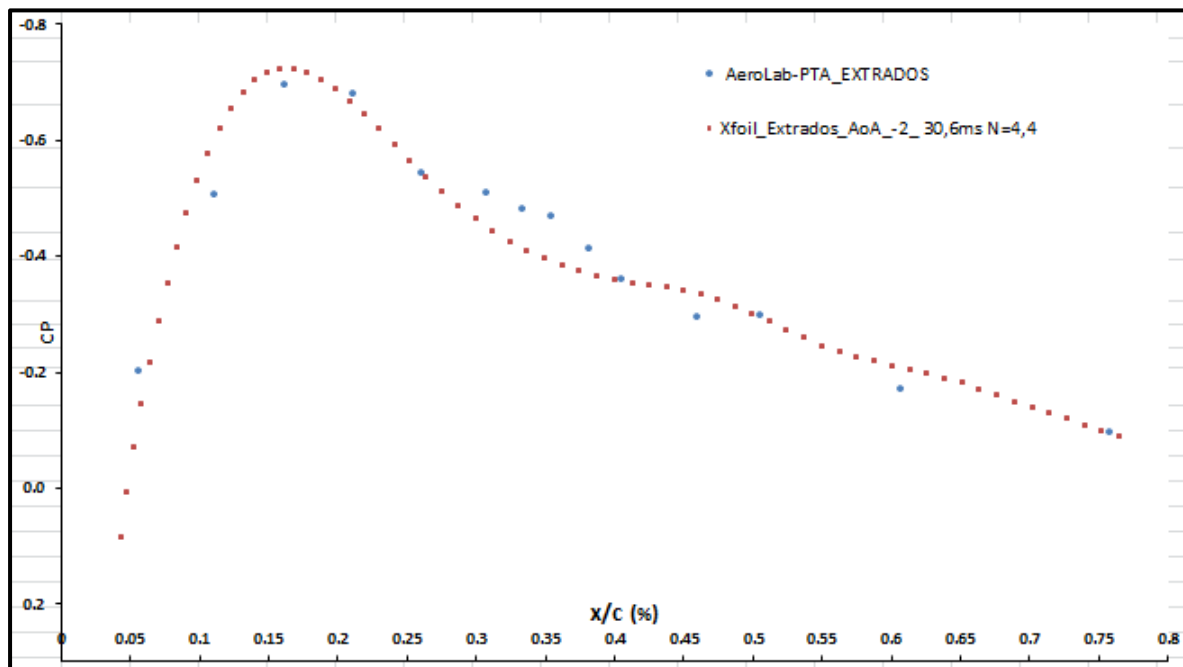


Figure 4.24  $C_p$  pour la vitesse de 30.6 m/s et l'angle de  $-2^\circ$  pour l'aile ATR42 Originale

### 4.5.3 Aile ATR42 Optimisé

Les tests en soufflerie sur ATR42 Optimisé ont démontrés une bulle laminaire présente entre les positions  $x/c = 0.2$  et  $x/c = 0.5$ , qui n'est pas simulé avec précision par le logiciel Xfoil. Pour ces tests, 2 types des capteur de pression sont utilisés, soit la colonne d'eau et le PTA et les deux capteurs mesurent la même pression local, comme montré par les courbes des  $C_p$  des figures (4.25), (4.26) et (4.27) pour trois vitesses d'écoulement différentes et pour un même angle d'attaque de  $10^\circ$ . Les pression locales sont mesurées uniquement sur la surface supérieure de l'aile, puisque c'est dans cette surface que l'écoulement provoque le plus d'interactions avec l'aile; la surface inférieur ou intrados de l'aile produit une variation de pression locale très faible, ce qui produit une courbe de  $C_p$  presque horizontale. Les figures suivantes montrent uniquement les variations de pression sur la surface supérieure de l'aile ou extrados.

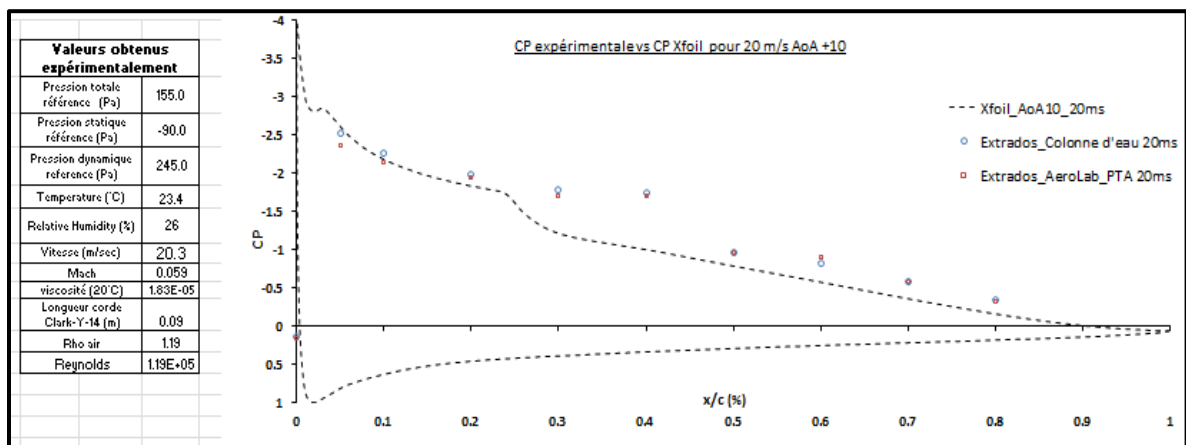


Figure 4.25  $C_p$  pour la vitesse de 20 m/s et angle de  $10^\circ$  pour l'aile ATR42 Optimisé

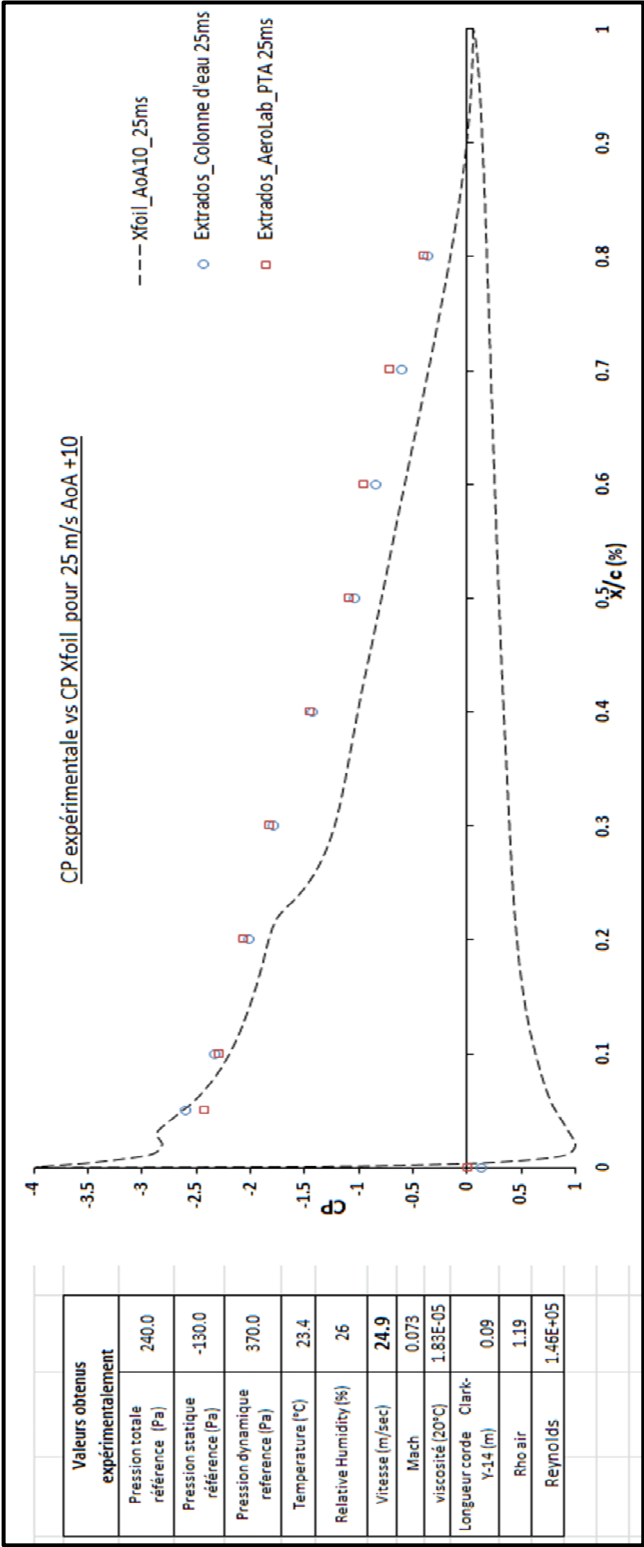


Figure 4.26 Cp pour la vitesse de 25 m/s et angle de 10° pour l’ATR42 Optimisé



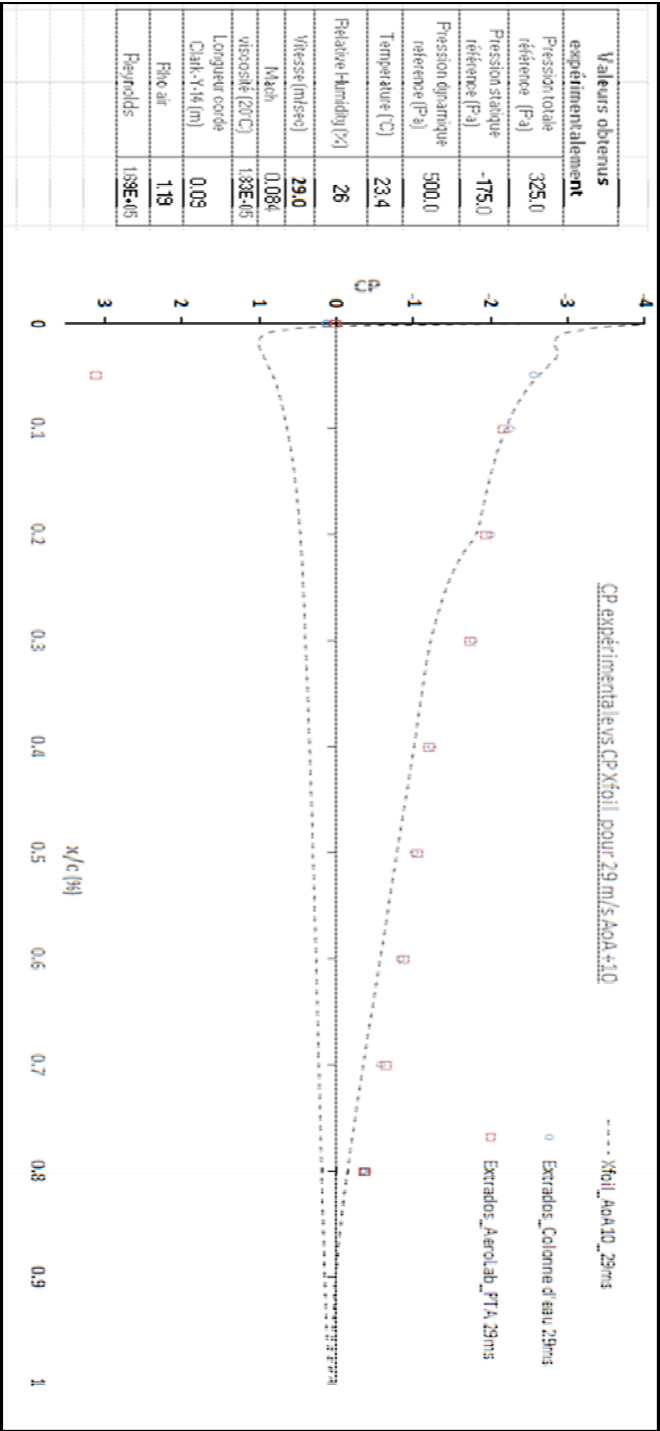


Figure 4.27 Cp pour la vitesse de 29 m/s et angle de 10° pour l'ATR42 Optimisé

#### 4.5.4 Aile S2204

L'aile S2204 a été construite entièrement au LARCASE, ce qui a permis d'installer une grande quantité de prises de pression statiques sur la surface de l'aile; 15 prises de pression par surface pour un total de 30 prises de pression. C'est un type d'aile utilisée principalement par des petits avions et des drones pour des faibles vitesses de croisière (inférieur à 15 m/s). À des faibles vitesses, l'écoulement tend à être turbulent autour de la surface des ailes. La figure (4.28) montre les valeurs du coefficient de pression obtenus en soufflerie pour une plage d'angle d'attaque de  $0^\circ$  jusqu'à  $18^\circ$  et pour une vitesse unique de 10 m/s.

|                 | longueur<br>total profil<br>463mm | Cp selon angles AoA de Zero à 18 degres |        |        |        |        |        |        |        |        |        |        |
|-----------------|-----------------------------------|-----------------------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
|                 |                                   | 0                                       | 1      | 2      | 3      | 6      | 9      | 12     | 13     | 14     | 15     | 18     |
| <b>EXTRADOS</b> | Position<br>Port (mm)             |                                         |        |        |        |        |        |        |        |        |        |        |
|                 | 437.5                             | -0.192                                  | -0.192 | -0.251 | -0.255 | -0.242 | -0.150 | -0.193 | -0.165 | -0.180 | -0.219 | -0.457 |
|                 | 346                               | -0.351                                  | -0.351 | -0.409 | -0.433 | -0.462 | -0.454 | -0.519 | -0.502 | -0.383 | -0.436 | -0.482 |
|                 | 272                               | -0.335                                  | -0.335 | -0.398 | -0.410 | -0.439 | -0.524 | -0.619 | -0.648 | -0.587 | -0.633 | -0.453 |
|                 | 220                               | -0.528                                  | -0.528 | -0.537 | -0.676 | -0.611 | -0.711 | -0.863 | -0.958 | -0.831 | -0.936 | -0.709 |
|                 | 178.5                             | -0.680                                  | -0.680 | -0.799 | -0.850 | -0.902 | -1.015 | -1.156 | -1.237 | -1.137 | -1.228 | -0.979 |
|                 | 158                               | -0.871                                  | -0.871 | -0.981 | -1.094 | -1.184 | -1.366 | -1.597 | -1.662 | -1.524 | -1.672 | -1.308 |
|                 | 142                               | -0.846                                  | -0.846 | -1.055 | -1.153 | -1.228 | -1.333 | -1.522 | -1.534 | -1.503 | -1.596 | -1.389 |
|                 | 123                               | -1.062                                  | -1.062 | -1.274 | -1.393 | -1.499 | -1.733 | -2.064 | -2.188 | -2.075 | -2.217 | -2.033 |
|                 | 99                                | -0.950                                  | -0.950 | -1.155 | -1.270 | -1.426 | -1.678 | -2.063 | -2.168 | -2.070 | -2.249 | -2.209 |
|                 | 82                                | -1.037                                  | -1.037 | -1.266 | -1.372 | -1.652 | -1.914 | -2.288 | -2.516 | -2.302 | -2.521 | -2.495 |
|                 | 63.5                              | -0.717                                  | -0.717 | -0.919 | -1.090 | -1.328 | -1.624 | -2.020 | -2.221 | -2.206 | -2.390 | -2.478 |
|                 | 45                                | -0.289                                  | -0.289 | -0.542 | -0.734 | -1.054 | -1.361 | -1.929 | -2.104 | -2.154 | -2.324 | -2.470 |
| <b>INTRADOS</b> | 27.5                              | -0.179                                  | -0.179 | -0.319 | -0.551 | -0.953 | -1.448 | -2.106 | -2.364 | -2.379 | -2.651 | -2.945 |
|                 | 11.5                              | 0.628                                   | 0.628  | 0.495  | 0.301  | -0.182 | -0.768 | -1.614 | -1.945 | -2.144 | -2.431 | -2.922 |
|                 | 1                                 | -0.192                                  | -0.192 | -0.251 | -0.255 | -0.242 | -0.150 | -0.193 | -0.165 | -0.180 | -0.219 | -0.457 |
|                 | 2.5                               | -0.478                                  | -0.895 | -1.064 | -0.918 | 0.079  | 0.512  | 0.801  | 0.863  | 0.866  | 0.864  | 0.883  |
|                 | 11                                | -0.411                                  | -0.788 | -0.927 | -0.743 | 0.186  | 1.052  | 1.245  | 1.222  | 1.110  | 1.002  | 0.745  |
|                 | 20                                | -0.179                                  | 0.109  | 0.166  | 0.343  | 0.386  | 0.451  | 0.517  | 0.500  | 0.475  | 0.432  | 0.532  |
|                 | 36.5                              | -0.369                                  | -0.023 | -0.046 | 0.222  | 0.248  | 0.323  | 0.403  | 0.425  | 0.431  | 0.318  | 0.418  |
|                 | 53.5                              | -0.450                                  | -0.042 | 0.010  | 0.272  | 0.282  | 0.415  | 0.470  | 0.492  | 0.477  | 0.440  | 0.418  |
|                 | 75                                | -0.618                                  | -0.237 | -0.182 | 0.005  | 0.030  | 0.248  | 0.327  | 0.341  | 0.299  | 0.365  | 0.372  |
|                 | 90.5                              | -0.540                                  | -0.144 | -0.121 | 0.058  | 0.162  | 0.362  | 0.460  | 0.464  | 0.476  | 0.496  | 0.535  |
|                 | 113                               | -0.772                                  | -0.560 | -0.263 | -0.026 | 0.016  | 0.233  | 0.384  | 0.378  | 0.404  | 0.427  | 0.495  |
|                 | 129.5                             | -0.619                                  | -0.781 | -0.157 | 0.042  | 0.190  | 0.435  | 0.569  | 0.673  | 0.670  | 0.621  | 0.690  |
|                 | 148                               | -0.655                                  | -1.031 | -0.864 | -0.482 | 0.096  | 0.504  | 0.587  | 0.666  | 0.700  | 0.660  | 0.777  |
|                 | 176                               | -0.088                                  | 0.173  | 0.211  | 0.430  | 0.439  | 0.487  | 0.498  | 0.517  | 0.510  | 0.419  | 0.488  |
|                 | 216.5                             | -0.002                                  | 0.161  | 0.168  | 0.436  | 0.363  | 0.477  | 0.516  | 0.501  | 0.491  | 0.488  | 0.441  |
|                 | 269                               | 0.277                                   | 0.378  | 0.490  | 0.640  | 0.623  | 0.687  | 0.757  | 0.750  | 0.708  | 0.659  | 0.621  |
|                 | 340                               | 0.109                                   | 0.228  | 0.291  | 0.557  | 0.544  | 0.505  | 0.565  | 0.457  | 0.459  | 0.412  | 0.392  |
|                 | 427                               | 0.095                                   | 0.135  | 0.176  | 0.351  | 0.345  | 0.349  | 0.267  | 0.294  | 0.272  | 0.202  | 0.146  |

Figure 4.28 Cp pour la vitesse de 10 m/s et les angles de  $0^\circ$  à  $18^\circ$  pour S22204

La figure (4.29) présente uniquement la courbe du Cp pour le cas de vol pour un angle d'attaque de  $0^\circ$  et une vitesse de 10 m/s. Les variations entre les pression locales théoriques (Xfoil) et les pressions locales mesurées en soufflerie peuvent être dues aux variations entre les coordonnées théoriques de l'aile utilisées pour la simulation et aux coordonnées réels,

après fabrication, de l'aile S2204. Les points de couleur bleu indiquent les pressions locales sur la surface supérieure de l'aile, alors que les points vert représentent les pression sur la surface inférieure.

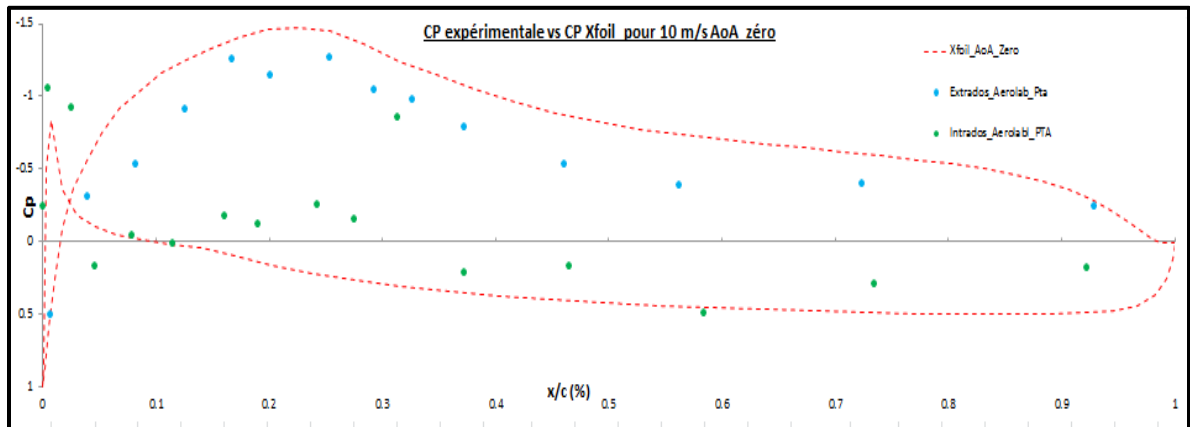


Figure 4.29  $C_p$  pour la vitesse de 10 m/s et l'angle de  $0^\circ$  pour l'aile S2204

#### 4.5.5 Aile symétrique basée sur l'aile ATR42 Optimisée

Les résultats présentés, dans cette section, sur l'aile symétrique basée sur l'ATR42 Optimisé porteront uniquement sur la détection de la transition laminaire/turbulente pour l'angle d'attaque de  $6^\circ$  et pour les vitesses de 20 m/s, 25 m/s et 30 m/s. Cette aile a été fabriquée spécialement pour faire des mesures avec trois capteurs Kulites et détecter et mesurer les ondes Tollmien-Schlichting, qui sont responsables de déclencher la transition laminaire/turbulente dans l'écoulement de la couche limite. La figure (4.30) montre les 15 valeurs de  $C_p$  du capteur PTA (cercle bleu) obtenus en soufflerie par les prises de pression sur l'aile; les 3 valeurs de  $C_p$  des capteurs Kulites (points rouges) obtenus en soufflerie et la courbe du  $C_p$  obtenue en simulation (Xfoil). Dans un premier temps, les pressions locales des trois Kulite sont identiques que les trois pressions locales correspondantes mesurées par le capteur PTA, ce qui confirme, encore une fois, que le capteur de pression numérique PTA donne des mesures de pression aussi précises que les capteurs beaucoup plus performants comme les trois Kulites utilisés. Dans un seconde temps, les capteurs ont détectés une transition localisée entre les points  $x/c = 0.25$  et  $x/c = 0.35$  sur la corde de l'aile.

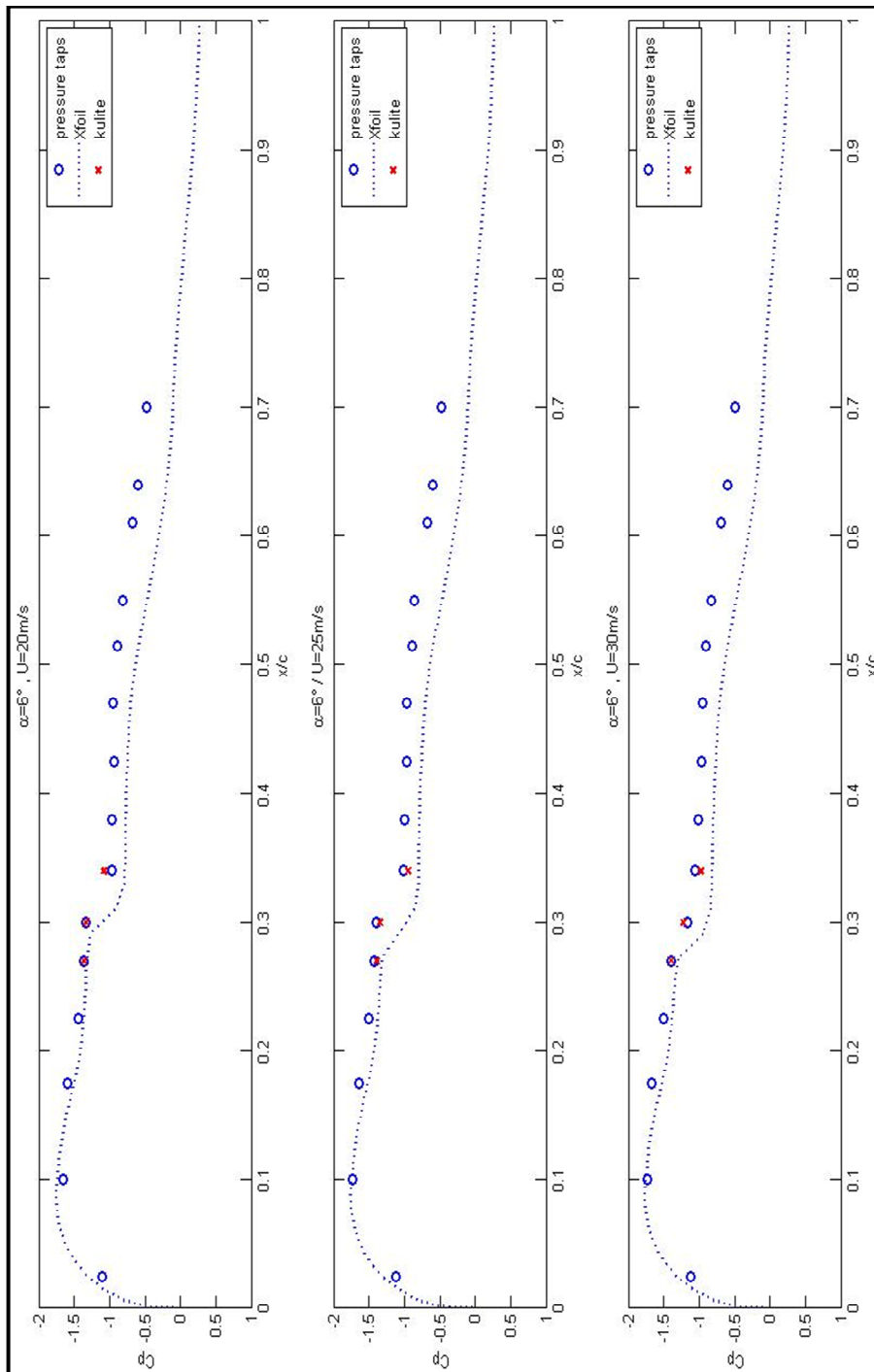


Figure 4.30  $C_p$  pour angle de  $6^\circ$  et les vitesses de 20 m/s; de 25 m/s et de 30 m/s

La figure (4.31) monte le point d'origine de la transition, en calculant la dérivée première de la courbe du  $C_p$  (figure 4.30), avec la méthode présentée dans la section (3.4.1). Dans cette

même figure (4.31) il est montré que pour une vitesse de 20 m/s et de 25 m/s, la transition se produit à la position  $x/c = 0.3$  de la corde, alors que pour une vitesse de 30 m/s, la transition se déclenche à  $x/c \approx 0.27$  de la corde de l'aile.

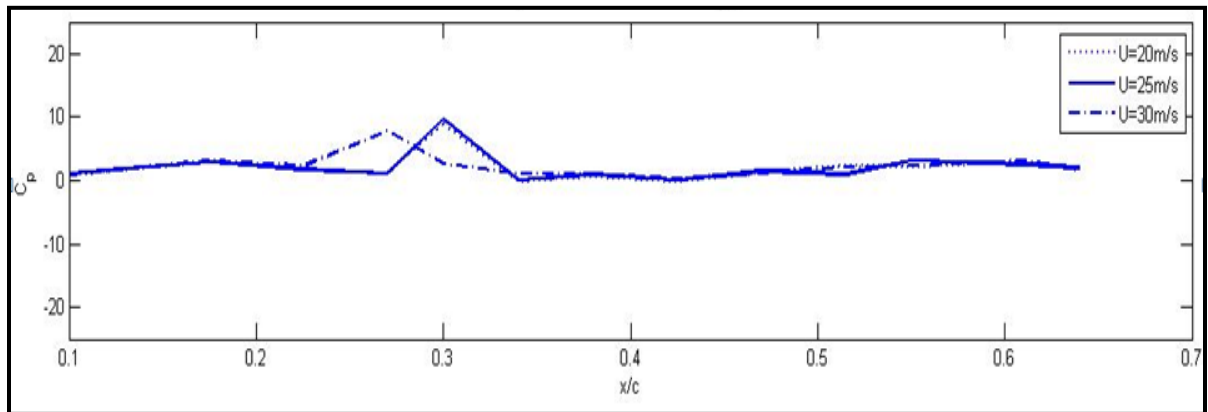


Figure 4.31 Dérivée première de la courbe du  $C_p$  expérimentale

La figure (4.32) et la figure (4.33) montrent que le point d'origine de la transition se situant à  $x/c = 0.3$  pour un  $AoA = 6^\circ$  et pour les vitesses de 20 m/s et 25 m/s. Le Kulite #2 (courbe en vert) détecte les ondes caractéristiques de la transition à une fréquence près de 3 KHz. Le tableau (4.4) indique le kulite # 2 est situé à exactement  $x/c = 0.3$  de la corde de l'aile. Le kulite #1 situé à  $x/c = 0.27$  et le kulite #3 situé à  $x/c = 0.34$  ne détectent aucune transition.

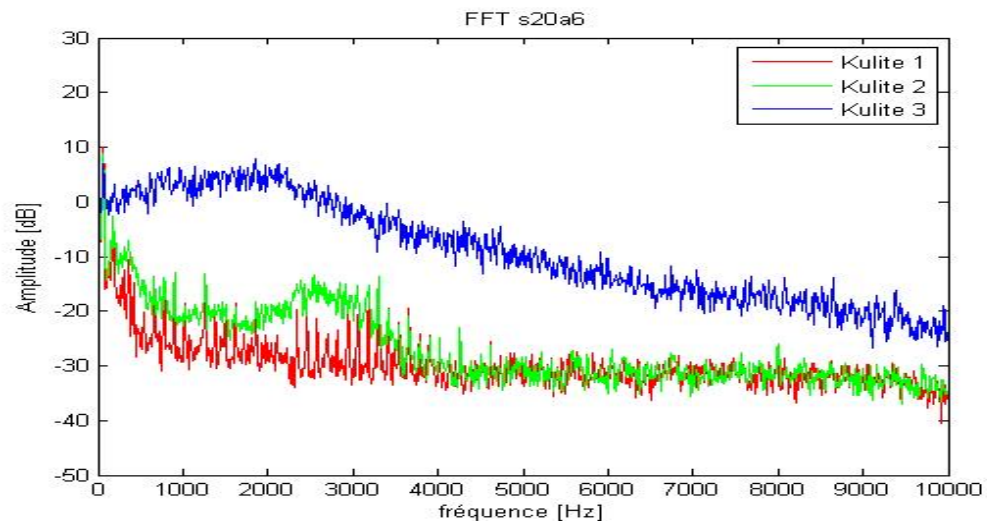


Figure 4.32 Transitions pour la vitesse de 20 m/s et  $AoA$  de  $6^\circ$

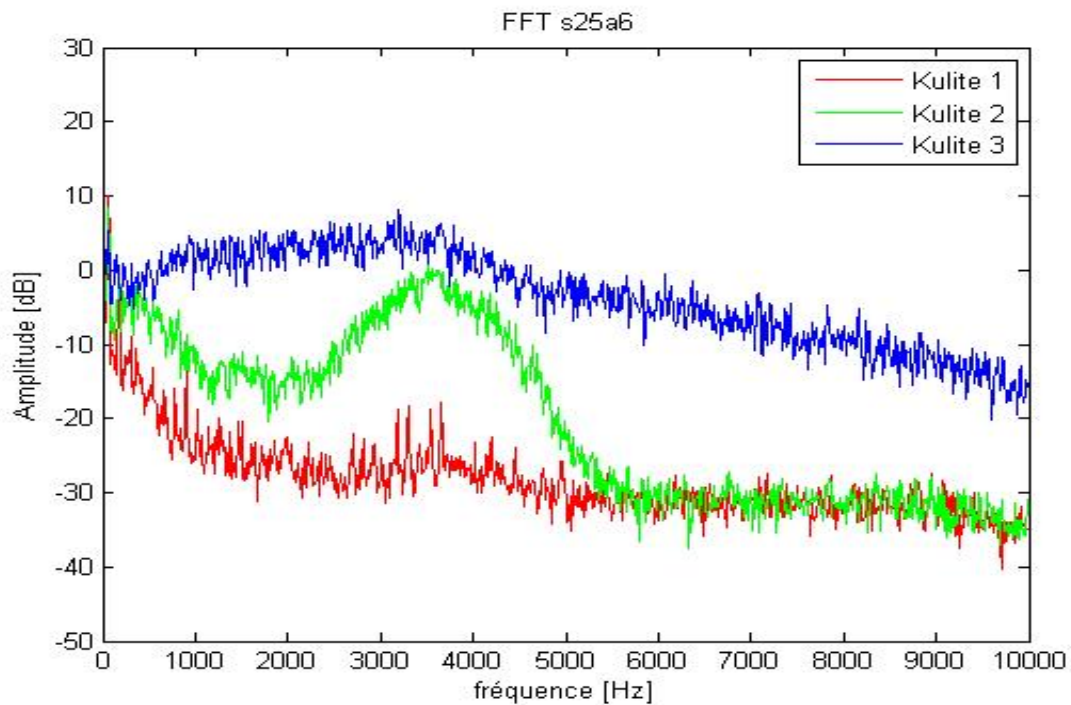


Figure 4.33 Transitions pour la vitesse de 25 m/s et AoA de 6°

Le graphique (4.34) montre que la transition est détectée, à même temps, par les trois Kulites à une fréquence entre 4 KHz et 5 KHz. À une vitesse de 30 m/s, la transition commence à  $x/c = 0.27$  et elle est encore présente jusqu'à la position  $x/c = 0.34$ .

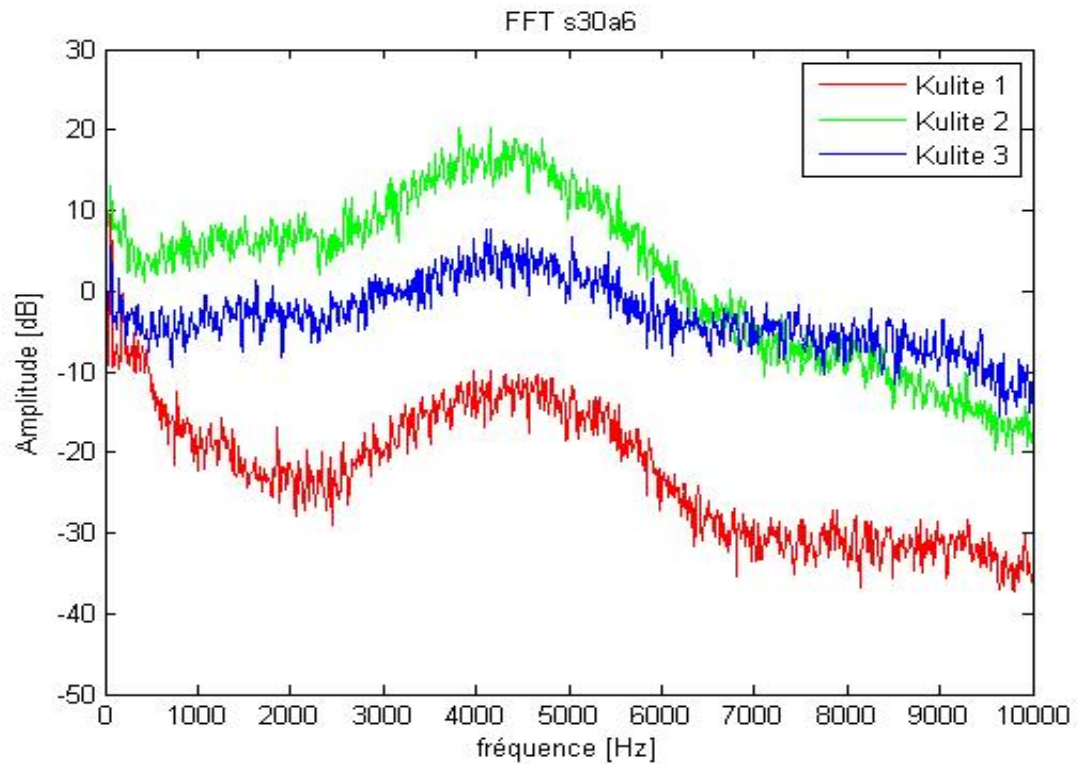


Figure 4.34 Transitions pour la vitesse de 30 m/s et AoA de  $6^\circ$

Les résultats obtenues dans le chapitre 4 montrent que la méthode par les coefficients de pressions et la méthode par analyse spectrale sont complémentaires et peuvent être utilisées pour valider d'autres méthodes de détection de la transition et des simulations en Xfoil ou Fluent à la soufflerie Price-Paidoussis.





## CONCLUSION

Ce mémoire décrit le travail effectué dans la soufflerie Price-Païdoussis du laboratoire LARCASE pour trouver les méthodologies expérimentales et les procédures de tests, qui seront utilisées avec les modèles d'ailes actuellement au laboratoire. Les méthodologies et procédures présentées ici vont permettre de préparer les tests en soufflerie du projet MDO-505 Architectures et technologies déformables pour l'amélioration des performances des ailes, qui se dérouleront durant l'année 2015.

Le premier chapitre, portant sur la revue de la littérature, a permis d'informer le lecteur sur les premiers tests aérodynamiques à l'aide des premières souffleries construite depuis le XVI<sup>e</sup> siècle. Les principales équations utilisées pour décrire l'écoulement subsonique a l'intérieur d'une soufflerie, comme la conservation de la masse, le nombre de Reynolds et l'équation de Bernoulli sont présentés.

Le deuxième chapitre, nommé Caractérisation de la soufflerie Price-Païdoussis fait une énumération détaillée des différentes sections qui composent la soufflerie du laboratoire LARCASE. Le moteur qui alimente en puissance la soufflerie et le ventilateur centrifuge qui transmet l'écoulement jusqu'à la chambre d'essai sont décrits. L'auteur de ce document recommande que le moteur d'origine de la soufflerie soit remplacé, comme prévu, puisque le nouveau moteur permettra atteindre un facteur de puissance plus grande, actuellement le facteur de puissance de la soufflerie est de 49%. Une partie importante du chapitre deux est consacré aux sections de la soufflerie responsables pour caractériser la laminarité de l'écoulement, soient le diffuseur de transition et les filtres dans la soufflerie. Les concepteurs de la soufflerie Price-Païdoussis ont suivis, à la lettre, les recommandations de Mehta et Bradshaw (1979) et Rae et Pope (1999) sur la longueur et la courbature du Diffuseur à grand angle, sur la position et le nombre des filtres à utiliser et sur les dimensions à respecter pour la chambre d'essai. L'étalonnage de la soufflerie, montre que les variations de vitesses ( $\pm 0,5$  m/s) sont assez faibles dans la chambre d'essai pour permettre des études aérodynamiques

sur le contrôle de la couche limite et sur la détection et la mesure de la transition laminaire-turbulente sur différents types de profils d'ailes.

Le troisième chapitre porte uniquement sur les types de pressions et leurs mesure dans la soufflerie subsonique du LARCASE. Une description détaillée des différentes types de capteurs de pression statique et de pression dynamique est fait, en mettant l'emphasis sur le capteur de pression piézoélectrique XCQ-062-5D de la compagnie Kulite, qui peut mesurer des pressions jusqu'à 5 PSI avec une variation de  $\pm 0.025$  PSI et qui peut détecter les fréquences des ondes Tollmien-Schlichting jusqu'à 20 KHz. Les dimensions physique des capteurs Kulite, avec une longueur de 10mm et un diamètre de 1.7 mm avec un poids de 0.2 grammes font de ce capteur le choix unique pour certains études, comme la mesure et la détection de la transition laminaire-turbulente sur la surface d'une aile. Les modes d'installation et les sources d'erreurs pour les mesures en soufflerie lorsqu'on utilise un capteur miniature, comme la série XCQ-062 est aussi décrite dans ce chapitre et répondent aux objectifs fixés en début de chapitre.

Le dernier chapitre de ce mémoire porte uniquement sur les tests en soufflerie réalisés par l'auteur de ce document. Une procédure pour les tests à la soufflerie Price-Païdoussis a été développée et expliquée en détail. Quatre types d'ailes ont été utilisées dans cette section. L'aile Clark Y14 a eu les résultats en soufflerie le plus différents que la prédiction de la simulation et ceci est dû, en partie, au fait que ce profil d'aile est le plus petit des quatre profils testés. Les tests en soufflerie sur les deux ailes ATR42, avec le profil originale et le profil optimisée, construits spécialement pour cette soufflerie, ont donné des résultats très similaires aux prédictions du logiciel Xfoil. Les résultats de l'aile avec le profil S2204 n'ont pas été très concluants et les courbes du  $C_p$  expérimentales et du  $C_p$  simulé sont assez différentes. La méthode de fabrication rapide (en moins d'une journée) et le matériau utilisé pour la structure interne était le *bois pressé* et pour la surface supérieure et la surface inférieure était des pellicules de plastique. Une possible explication de la divergence des résultats est dû à la rigidité de ces matériaux, qui n'a pas été assez grand pour garder la forme originale de l'aile durant les tests en soufflerie. Les tests en soufflerie de l'aile *symétrique*

*basée sur l'aile ATR42 optimisée* a permis la détection de la transition laminaire-turbulente, avec trois capteurs Kulite et ainsi, de valider la méthode d'installation des Kulite sur une surface d'aile et de valider la procédure, décrite dans le chapitre 3, pour mesurer des pressions et des fréquences avec les capteurs miniatures XCQ-062. La méthodologie utilisée et développé par LARCASE pour numériser des ailes avec un scanner portatif est aussi décrite dans ce chapitre.

L'auteur et le co-auteur de l'article *New methodology for wind tunnel calibration using neural networks – EGD approach* porte sur une nouvelle façon de prédire les caractéristiques de l'écoulement à l'intérieur de la soufflerie Price-Païdoussis se trouve dans l'annexe 2 de ce document. Cet article porte sur la création d'un réseau de neurones multicouche et sur son entraînement. Finalement, une comparaison des résultats du réseau de neurones a été fait avec des valeurs simulés avec le logiciel Fluent.



## ANNEXE I

### SOUFFLERIES SUBSONIQUES



Figure-A-I-1 Extérieur de la salle mécanique



Figure-A-I-2 Filtre protecteurs à l'intérieur de salle mécanique

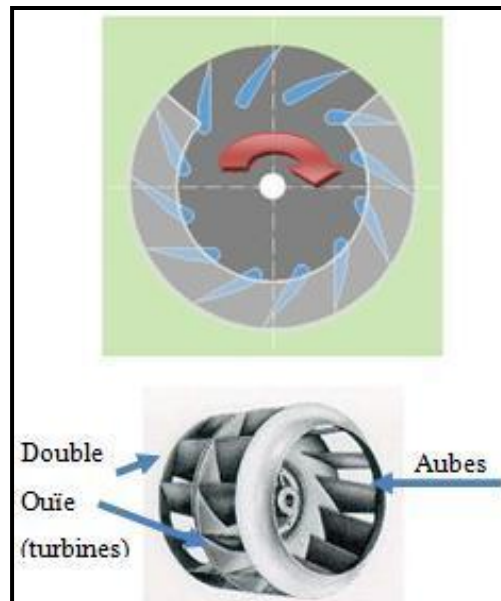


Figure-A I-3 Centrifuge à aubes inclinées vers l'avant



Figure-A-I-4 Ventilateur centrifuge à double turbine

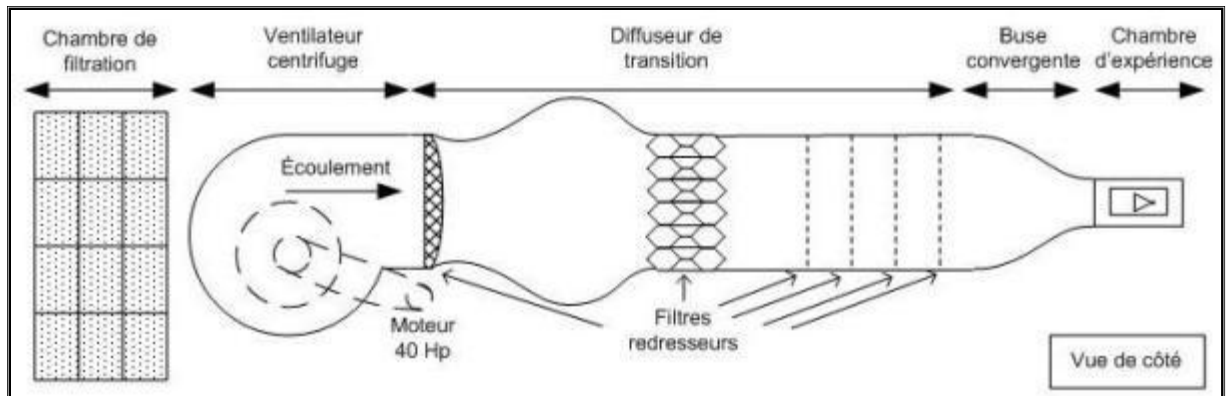


Figure-A-I-5 Schéma de la soufflerie Price-Païdoussis

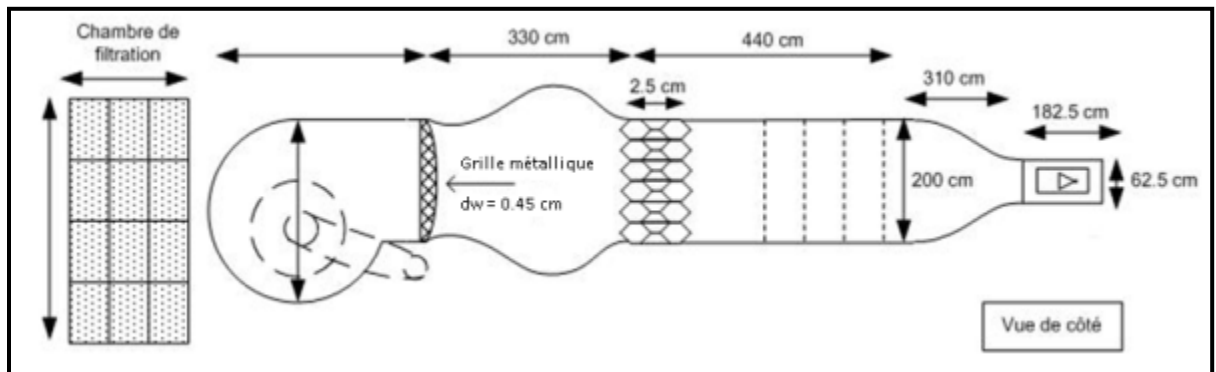


Figure-A-I-6 Mesures de la soufflerie Price-Païdoussis



Figure-A-I-7 Filtre métallique perforé de la soufflerie Price-Païdoussis en aval du moteur.



Figure-A-I-8 Dimensions du filtre métallique perforé de la soufflerie Price-Paidoussis ( $d_w=4.5\text{mm}$  et  $W_m=1.5\text{mm}$ )

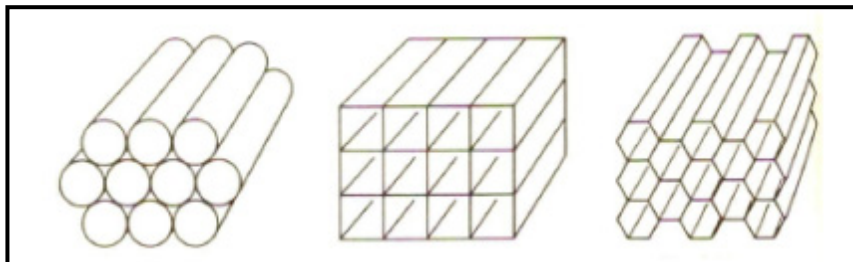


Figure-A-I-9 Les filtre de type Nid d'abeille



Figure-A-I-10 Dimension des filtres redresseur de la soufflerie Price-Paidoussis ( $d=0.4\text{mm}$  et  $w=1.88\text{mm}$ )



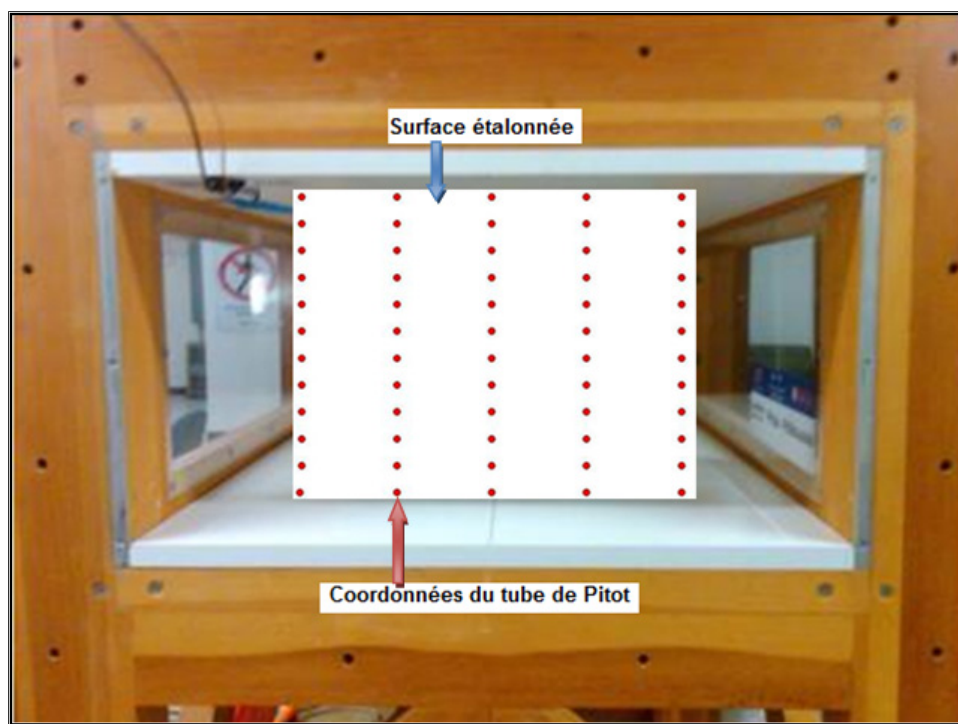


Figure-A-I-11 Positions sur la surface d'étalonnage

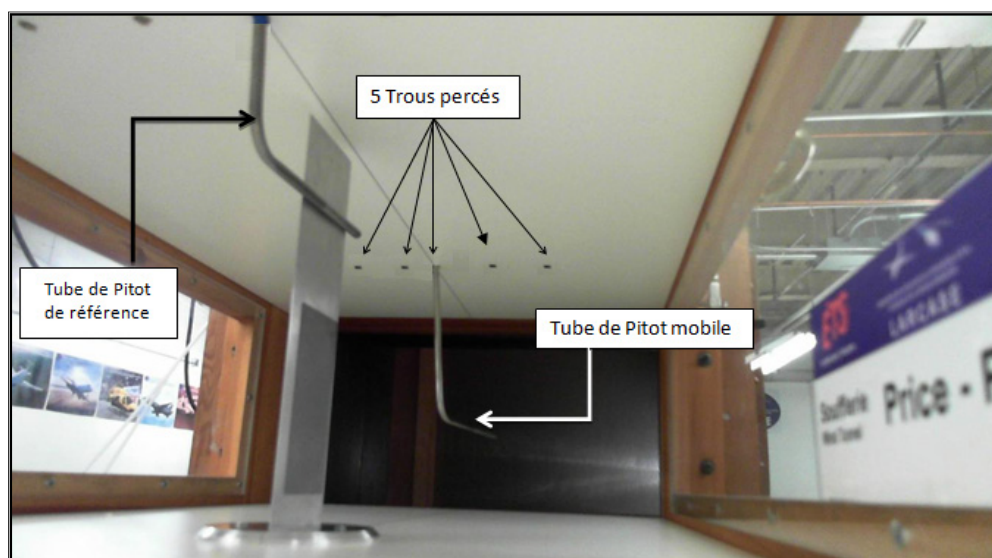


Figure-A-I-12 Chambre d'essai de la soufflerie

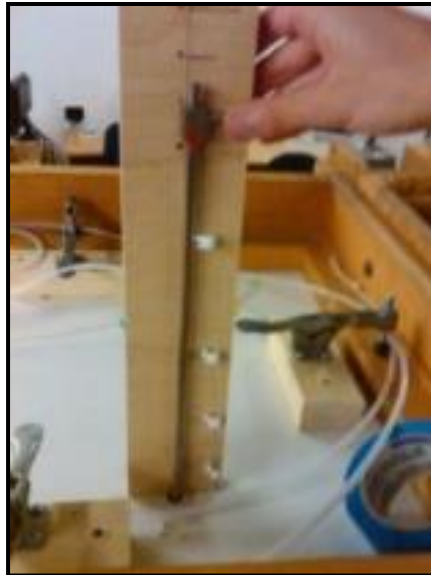


Figure-A-I-13 Système de positionnement



Figure-A-I-14 Degrés de mouvement du tube de Pitot

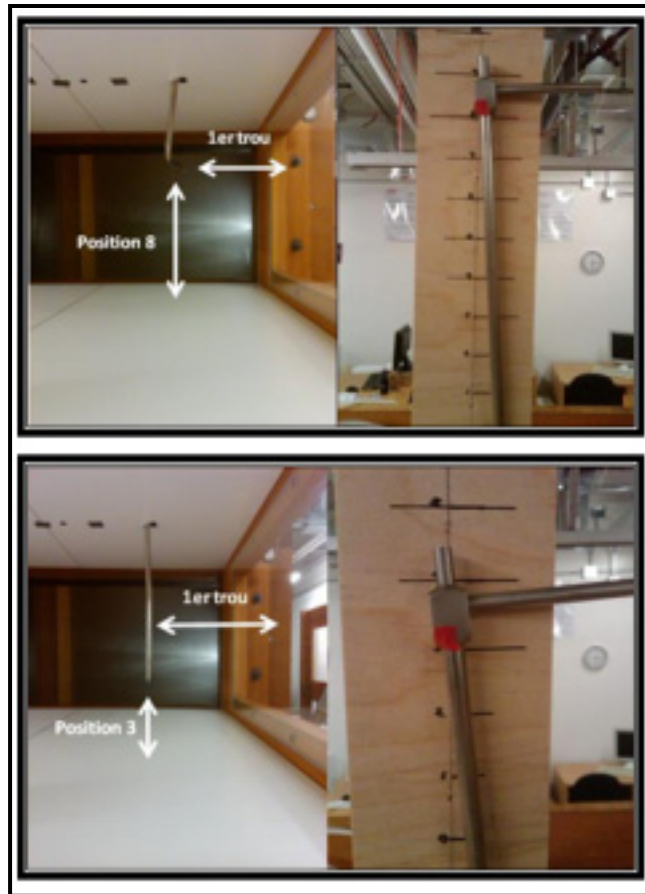


Figure-A-I-15 Déplacement possible du tube de Pitot

Tableau-A-I-1 Valeurs de pressions obtenues par étalonnage

| Vol Flow Rate=                    |          | 9.32                | m³/sec    |            |           |           |                 |        |
|-----------------------------------|----------|---------------------|-----------|------------|-----------|-----------|-----------------|--------|
| Mass Flow Rate=                   |          | 10.87               | kg/sec    |            |           |           |                 |        |
| Rectangular Duct                  |          | Size =0.61 mx0.31 m |           |            |           |           |                 |        |
| Integration type: Log-Chebyscheff |          |                     |           |            |           |           |                 |        |
| Pressure port used: P3            |          |                     |           |            |           |           |                 |        |
| Survey Date: September 23, 2013   |          |                     |           |            |           |           |                 |        |
| Survey Time: 11:11:14 AM          |          |                     |           |            |           |           |                 |        |
| No.                               | Y (inch) | X (inch)            | V (m/sec) | Pdiff (Pa) | Pabs (Pa) | Temp (°C) | Density (kg/m³) | RH (%) |
| 1                                 | 0        | 0                   | 42.1      | 1039.5     | 100912.6  | 26.4      | 1.169           | 32.2   |
| 2                                 | 0.875    | 0                   | 48.75     | 1397.3     | 100914.8  | 26.1      | 1.17            | 32.4   |
| 3                                 | 1        | 0                   | 49.56     | 1443.9     | 100911.4  | 26.1      | 1.17            | 32.2   |
| 4                                 | 2        | 0                   | 49.59     | 1445.7     | 100910.5  | 26.2      | 1.17            | 32     |
| 5                                 | 3        | 0                   | 48.73     | 1395.6     | 100913.5  | 26.2      | 1.169           | 32     |
| 6                                 | 4        | 0                   | 48.93     | 1407       | 100915.1  | 26.3      | 1.169           | 32     |
| 7                                 | 5        | 0                   | 49.14     | 1419.1     | 100911.5  | 26.3      | 1.169           | 32     |
| 8                                 | 6        | 0                   | 49.35     | 1431.4     | 100914    | 26.3      | 1.169           | 32.1   |
| 9                                 | 7        | 0                   | 48.76     | 1396.9     | 100918.1  | 26.3      | 1.169           | 31.9   |
| 10                                | 8        | 0                   | 48.73     | 1395       | 100920    | 26.3      | 1.169           | 31.9   |
| 11                                | 9        | 0                   | 49.71     | 1452.1     | 100913.9  | 26.3      | 1.169           | 31.9   |
| 12                                | 10       | 0                   | 49.74     | 1453.8     | 100916.2  | 26.3      | 1.169           | 31.7   |
| 13                                | 11       | 0                   | 49.82     | 1458.5     | 100919.5  | 26.3      | 1.169           | 31.9   |
| 14                                | 11.125   | 0                   | 49        | 1410.2     | 100920.5  | 26.4      | 1.169           | 31.7   |
| 15                                | 0        | 3                   | 46.06     | 1243.9     | 100918    | 26.7      | 1.168           | 31.6   |
| 16                                | 0.875    | 3                   | 48.08     | 1356.9     | 100915.6  | 26.6      | 1.168           | 31.4   |
| 17                                | 1        | 3                   | 49.12     | 1416.6     | 100912    | 26.5      | 1.168           | 31.6   |
| 18                                | 2        | 3                   | 49.84     | 1458.5     | 100912.6  | 26.5      | 1.168           | 31.4   |
| 19                                | 3        | 3                   | 49.23     | 1423       | 100917    | 26.6      | 1.168           | 31.4   |
| 20                                | 4        | 3                   | 49.14     | 1417.1     | 100914.1  | 26.6      | 1.168           | 31.6   |
| 21                                | 5        | 3                   | 49.47     | 1436.5     | 100910.1  | 26.6      | 1.168           | 31.4   |
| 22                                | 6        | 3                   | 49.55     | 1441.1     | 100910.3  | 26.6      | 1.168           | 31.3   |
| 23                                | 7        | 3                   | 49.09     | 1413.8     | 100917.3  | 26.7      | 1.168           | 31.4   |
| 24                                | 8        | 3                   | 49.51     | 1438.8     | 100912.1  | 26.7      | 1.168           | 31.3   |
| 25                                | 9        | 3                   | 49.27     | 1424.4     | 100913.4  | 26.7      | 1.168           | 31.3   |
| 26                                | 10       | 3                   | 48.83     | 1398.9     | 100912.7  | 26.7      | 1.168           | 31.4   |
| 27                                | 11       | 3                   | 49.93     | 1463.3     | 100914.6  | 26.7      | 1.168           | 31.3   |
| 28                                | 11.125   | 3                   | 49.42     | 1432.7     | 100911.5  | 26.8      | 1.167           | 31.3   |

|    |        |    |              |        |          |      |       |      |
|----|--------|----|--------------|--------|----------|------|-------|------|
| 29 | 0      | 6  | <b>43.76</b> | 1120.3 | 100908.4 | 27.2 | 1.166 | 31   |
| 30 | 0.875  | 6  | <b>50.05</b> | 1469.2 | 100907.7 | 26.9 | 1.167 | 30.8 |
| 31 | 1      | 6  | <b>49.23</b> | 1421.2 | 100909.4 | 26.9 | 1.167 | 30.8 |
| 32 | 2      | 6  | <b>49.8</b>  | 1454.1 | 100905.8 | 26.9 | 1.167 | 31   |
| 33 | 3      | 6  | <b>50.63</b> | 1503.3 | 100907.8 | 26.9 | 1.167 | 30.8 |
| 34 | 4      | 6  | <b>50.1</b>  | 1472   | 100909.3 | 26.9 | 1.167 | 30.8 |
| 35 | 5      | 6  | <b>49.83</b> | 1455.7 | 100906.7 | 27   | 1.167 | 30.8 |
| 36 | 6      | 6  | <b>49.55</b> | 1439.2 | 100907.8 | 27   | 1.167 | 30.8 |
| 37 | 7      | 6  | <b>49.42</b> | 1431.4 | 100907.8 | 27   | 1.166 | 30.8 |
| 38 | 8      | 6  | <b>50.03</b> | 1467.4 | 100906.6 | 27   | 1.166 | 30.8 |
| 39 | 9      | 6  | <b>50.17</b> | 1475.6 | 100905.2 | 27   | 1.167 | 30.8 |
| 40 | 10     | 6  | <b>50.62</b> | 1502.9 | 100907.4 | 26.9 | 1.167 | 30.8 |
| 41 | 11     | 6  | <b>50.08</b> | 1470.1 | 100904.8 | 27   | 1.167 | 30.8 |
| 42 | 11.125 | 6  | <b>49.75</b> | 1450.8 | 100905.2 | 27   | 1.166 | 30.8 |
| 43 | 0      | 9  | <b>40.78</b> | 971.5  | 100907.4 | 27.5 | 1.164 | 30.7 |
| 44 | 0.875  | 9  | <b>49.58</b> | 1440.1 | 100904.4 | 27.1 | 1.166 | 30.5 |
| 45 | 1      | 9  | <b>49.72</b> | 1448.3 | 100906.7 | 27.2 | 1.166 | 30.5 |
| 46 | 2      | 9  | <b>49.79</b> | 1452.3 | 100901.5 | 27.2 | 1.166 | 30.5 |
| 47 | 3      | 9  | <b>49.86</b> | 1456.5 | 100903.3 | 27.2 | 1.166 | 30.7 |
| 48 | 4      | 9  | <b>49.16</b> | 1415.7 | 100908.7 | 27.2 | 1.166 | 30.5 |
| 49 | 5      | 9  | <b>50.57</b> | 1498.9 | 100904   | 27.1 | 1.166 | 30.5 |
| 50 | 6      | 9  | <b>49.51</b> | 1436.2 | 100905.4 | 27.2 | 1.166 | 30.5 |
| 51 | 7      | 9  | <b>50.13</b> | 1472.3 | 100905.3 | 27.2 | 1.166 | 30.5 |
| 52 | 8      | 9  | <b>50.84</b> | 1514.8 | 100908.9 | 27.1 | 1.166 | 30.5 |
| 53 | 9      | 9  | <b>50.39</b> | 1487.9 | 100907.1 | 27.2 | 1.166 | 30.4 |
| 54 | 10     | 9  | <b>50.46</b> | 1492.4 | 100906   | 27.1 | 1.166 | 30.5 |
| 55 | 11     | 9  | <b>50.75</b> | 1509.4 | 100908.1 | 27.2 | 1.166 | 30.4 |
| 56 | 11.125 | 9  | <b>49.98</b> | 1463.3 | 100907.8 | 27.2 | 1.166 | 30.4 |
| 57 | 0      | 12 | <b>42.71</b> | 1065   | 100919.9 | 27.8 | 1.163 | 30.2 |
| 58 | 0.875  | 12 | <b>49.75</b> | 1448.4 | 100920.9 | 27.5 | 1.164 | 30.1 |
| 59 | 1      | 12 | <b>49.61</b> | 1439.8 | 100922.3 | 27.6 | 1.164 | 30.2 |
| 60 | 2      | 12 | <b>49.54</b> | 1435.9 | 100920.6 | 27.6 | 1.164 | 30.1 |



## **ANNEXE II**

### **NEW METHODOLOGY FOR WIND TUNNEL CALIBRATION USING NEURAL NETWORKS – EGD APPROACH**

Abdallah Ben Mosbah, Manuel Flores Salinas, Ruxandra Mihaela Botez, and Thien-My Dao.  
École de Technologie Supérieure, Montréal, Quebec H3C 1K3 Canada

This article was published in the SAE International Journal of Aerospace. Vol.6 No.2:761-766, 2013. DOI:10.4271/2013-01-2285.

This article was also published in the SAE Aerospace & Defense Technology, Engineer's guide to Design & Manufacturing Advances, April 2014 : 35-36.

#### **Abstract**

One of the hardest tasks involving wind tunnel characterization is to determine the air-flow condition inside the test section. The Log-Tchebycheff method and the Equal Area method allow calculation of local velocities from measured differential pressures on rectangular and circular ducts. However, these two standard methods for air flow measurement are limited by the number of accurate pressure readings by the Pitot tube. In this paper, a new approach is presented for wind tunnel calibrations. This approach is based on a limited number of dynamic pressure measurements and a predictive technique using Neural Network (NN). To optimize the NN, the extended great deluge (EGD) algorithm is used. Wind tunnel testing involves a large number of variables such as wind direction, velocity, rate flow, turbulence characteristics, temperature variation and pressure distribution on airfoils. NN has the advantage that multilayer perceptron neural networks can describe a 3D flow area with a small amount of experimental data, fewer numbers of iterations and less computation time per iteration. The Fluent results are used to train and optimize the proposed NN approach. The validation of this new approach is achieved by experimental tests using LARCASE's Price-Paidoussis Wind Tunnel. This wind tunnel has two test chambers. The main chamber

with a section Height, Width and Length equal to 0.62 x 0.91 x 1.83 meter respectively that provides a speed ranging from 0 to 30 m/s and a second chamber test with a section Height, Width and Length equal to 0.31 x 0.61 x 1.22 meters respectively that provides a speed from 0 to 60 m/s.

## **Introduction**

In recent years, the Research Laboratory in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity (LARCASE) has acquired two pieces of equipment, making it a total of three State-of-the-art research apparatus: A Research Flight Simulator Cessna Citation X, an Open Return Subsonic Wind Tunnel and a Flight Autonomous System (UAV). LARCASE is one of the few multidisciplinary research laboratories in Canada with a wide range of equipment with the capabilities of simulating aircraft models, especially airfoils, and validating the models with experimental data collected on the ground (Wind Tunnel) and in-flight (UAV). The Open Return Subsonic Wind Tunnel will be described and its calibration will be shown in details with the method developed by the authors. From the way to keep the Prandtl tube parallel to the fluid stream reducing this way induced errors by yaw and pitch angle effect to the Log-Tchebycheff method variation used with the 0.62 x 0.91 x 1.83 meter test section.

The main purpose of this article is developing a new approach for wind tunnel calibrations using a limited number of dynamic pressure measurements and a predictive technique based on Artificial Neural Network (ANN). Linear interpolation is simple to use but not suited for multivariate nonlinear modeling; Regression Polynomial is a very common method to obtain an empirical equation that predicts observed results in a fluid dynamics applications. Wind tunnel testing involves a large number of variables such as wind direction, velocity, rate flow, turbulence characteristics, temperature variation and pressure distribution on airfoils. It is very time-consuming and difficult to develop an empirical generalization to fit the experimental data by means of Regression Polynomial. Complementing the development of an ANN model, a further objective of the research was to investigate an optimal method for determining local flow characteristics by means of X, Y and Z coordinates. Using a



minimum of data collected from the wind tunnel calibration for training, the ANN model would generate the proper pressure for any given 3D coordinate inside the test section. The neural networks were created using the Matlab neural network toolbox and trained using EGD back propagation algorithm. The application of ANN to solve wind engineering problems has received increasing interest in recent years by its ability to learn and generalize a complex, multivariate, multidimensional and nonlinear relationships by training with sample data containing noisy or incomplete information. ANN has the advantage that a multilayer perceptron neural network can describe a 3D flow area with a small amount of experimental data, fewer numbers of iterations and less computation time per iteration.

### **Extended Great Deluge Technique**

In this work, an optimization algorithm based on the meta-heuristic Extended Great Deluge (EGD) is used. This algorithm was recently presented by Burke and al. [9], and was tested for a timetabling problem, and the experiments confirmed its high effectiveness. The EGD algorithm was also used to optimize a manufacturing cell formation and group scheduling problems by Abdallah and Dao [10, 11]. In these problems, this algorithm has shown good performance and good results. In addition to its performance, the EGD algorithm has never been used in aerospace problems.

As explained by Burke and al. [4], the EGD is a local search procedure introduced by Dueck [12]. This algorithm works as simulated annealing (SA) but it accepts worse solutions than SA for outputting the local minimum.

The worse solution is accepted if the value of its objective function is less or equal to an upper limit given "B". The value of "B" does not depend on the current solution. In the beginning, "B" is equal to the initial cost and for each iteration is reduced by " $\Delta B$ " value. The only input parameter for this technique is " $\Delta B$ " value.

As shown in figure 8 presented by Abdallah and Dao [13]. The first step of the algorithm is to initialize  $\Delta B$  and the initial solution randomly (S); then, the efficiency  $\alpha$  of S is calculated, and the result is assigned to B; next, define the neighborhood  $N(S)$  and a neighboring

solution  $S^*$  being randomly selected from the set  $N$ ; then compare the new solution  $N(S^*)$  with the old solution  $N(S)$  and  $B$ . If two conditions ( $\alpha(S^*) \leq \alpha(S)$  and  $B$ ) are not satisfied, return to select a new neighboring solution  $S$ ; if one of these conditions is true, the solution is accepted and we recalculate  $B = B - \Delta B$ . Finally, if the criterion arrest is reached, we have therefore reached the end of the algorithm. Otherwise, return to select a new neighboring solution  $S$  [13].

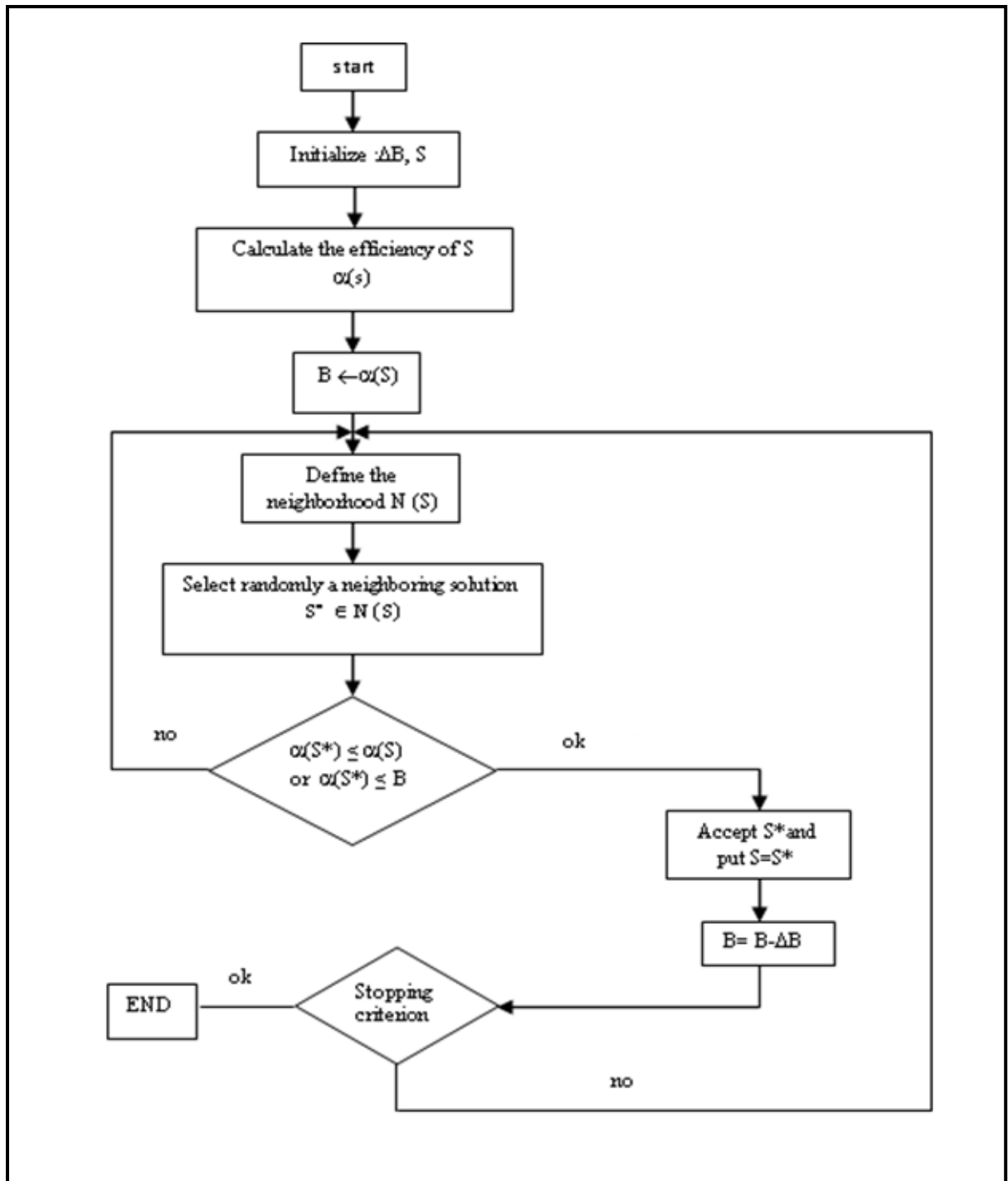


Figure-A-II-1 General flowchart of the EDG [13]

### Neural network approach

In this work, we used the EGD algorithm in hybridization with the neural networks to find the predicted pressure inside of the test chamber of the Price-Païdoussis wind tunnel available at the LARCASE Laboratory. The hybrid NN-EGD method is proposed to control the pressure distribution, by varying the coordinates of the point inside the test chamber, wing speed and temperature. The EGD algorithm is used to obtain the optimal network configuration such that the error is as small as possible. The different steps of the approach are presented in figure 1. In our study, qualitative performance measures are used that describe the learning abilities of a given trained neural networks. Training error is defined as the mean sum of residuals (*Error*) (1) of the training data as follows [10]:

$$Erreur = \frac{1}{N} \sum_{i \in N} (t_i - y_i) \quad (1)$$

Where  $t_i$  is the original value and  $y_i$  is the estimated output of the recurrent neural networks.  $N$  is the number of data points used by the training set. Our approach is validated on the ATR42 airfoil using Fluent and experimental tests on the Price-Païdoussis wind tunnel available at the LARCASE Laboratory. The chart of the proposed approach is presented in Figure A-II-2

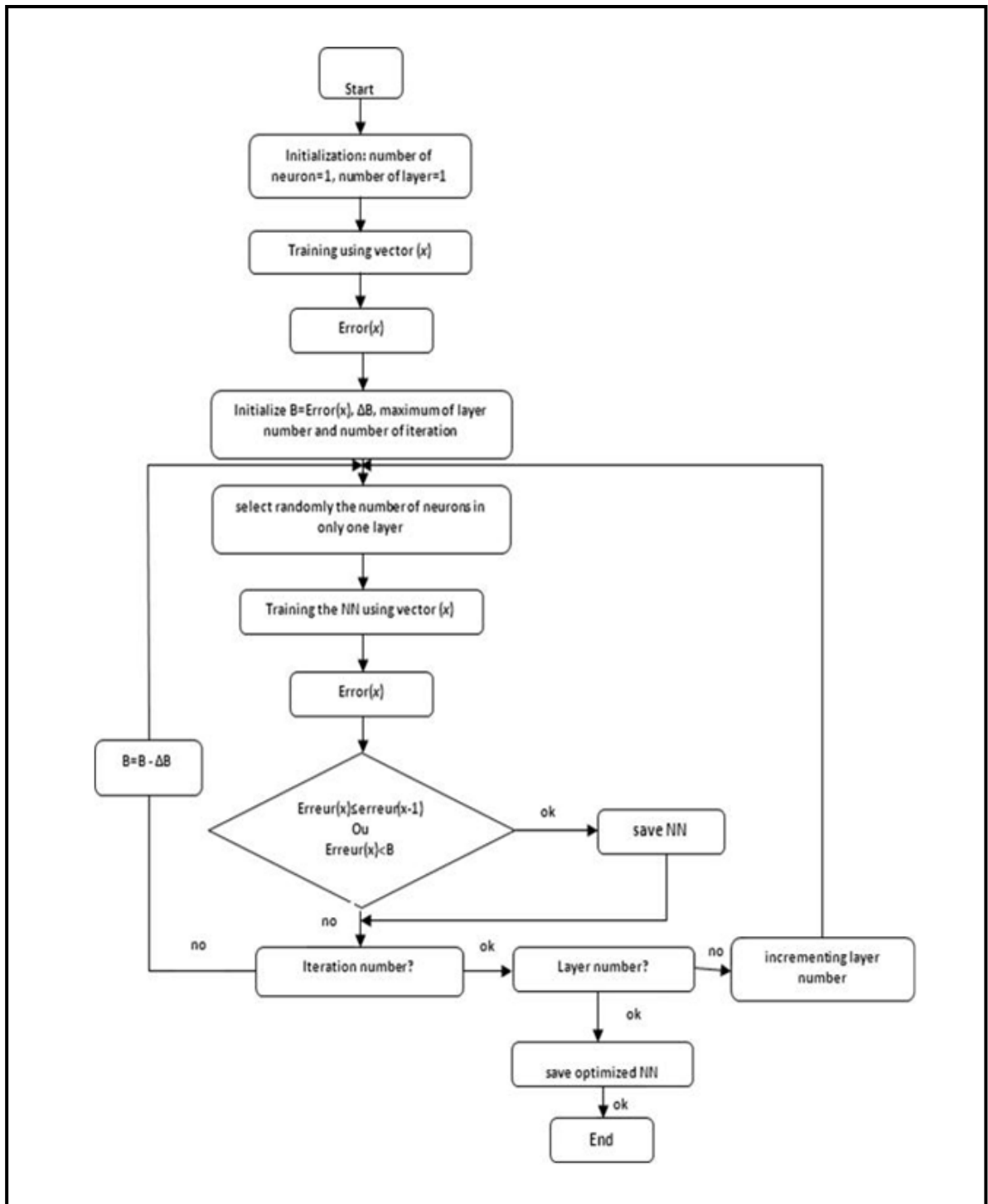


Figure-A-II-2 Neural Approach Chart

### Implementation of neural networks and preliminary results

To train and test the NN, Fluent software is used to determine the pressure values inside the test chamber. The coordinate (x, y, z), the wind velocity (V) and the temperature (T) of the test chamber represent the inputs of the model, the outputs is the pressure. 81628 points are used, to train, validate and test NN-EGD. The validation data represent 15 % of the dataset, 15% of the dataset to test the approach and the rest to train NN. These points are selected randomly. Using EGD algorithm, many architectures are tested. The objective was to obtain the simplest configuration to give the best results in a short time of compilation. After randomly trying different combinations of numbers of neurons and layers, the best results are obtained using a NN architecture composed of 4 layers feed-forward network, The number of neurons in each layer is 12, 15, 10 and 1 respectively, as shown figure 9. The NN inputs are x, y, z, V and T. The output is the pressure.

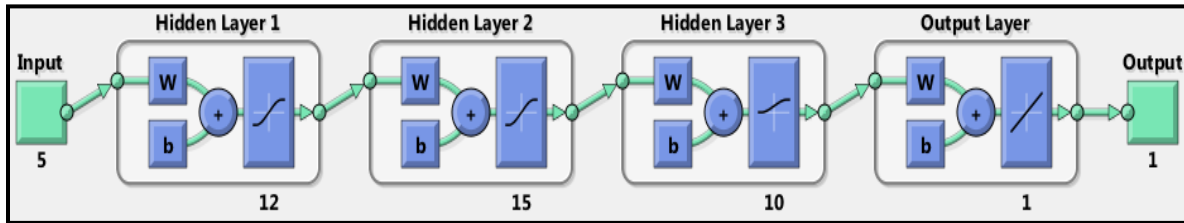


Figure-A-II-3 Configuration of used NN taken from Matlab

The transfer functions used in the first layer is hyperbolic tangent sigmoid. In the second and third layer, the transfer function that is used is logarithmic sigmoid. In the last layer, the transfer function is linear. The hyperbolic tangent sigmoid function is as follows (2):

$$f(net) = \frac{2}{1 + \exp(-2 * net)} - 1 \quad (2)$$

Where:  $net = \text{inputs}_i * W_i + b$

i is the number of layer

and the logarithmic sigmoid function is follows (3):

$$f(net) = \frac{1}{1 + \exp(-net)} \quad (3)$$

The optimal architecture obtained using the EGD algorithm and obtaining the best results is composed of 4 layers feed-forward network. The NN-EGD are implemented in Matlab.

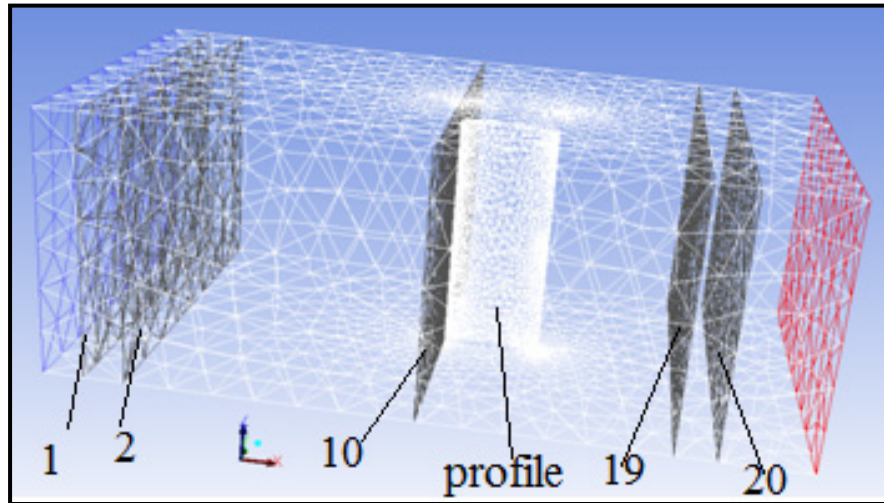


Figure-A-II-4 Full mesh of ATR42 profile

To test the approach, we used 14440 points, the figure 11 to figure 13 presents an example of pressure value for measuring points in the plane 1, 2 and 10 shown in figure 10. The average error of the obtained results in plans 1 is equal to 7.22 %. In the plane 2, the error is 4.42% and the error in the plane 10 is equal to 3.16 % of the theoretical pressure.

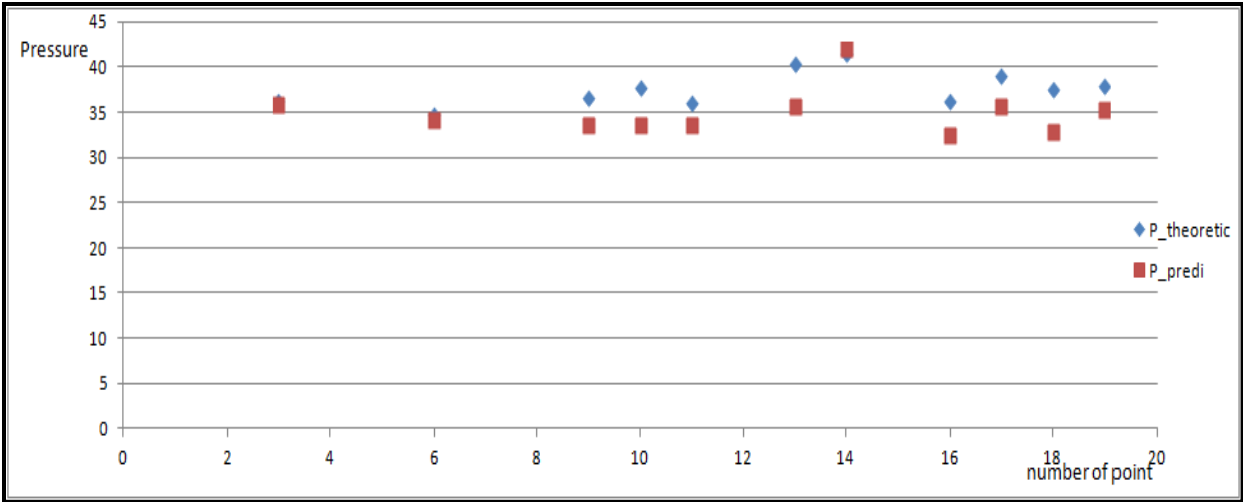


Figure-A-II-5 Comparison of theoretical pressure (Pa) and pressure predict (Pa) for plane 1

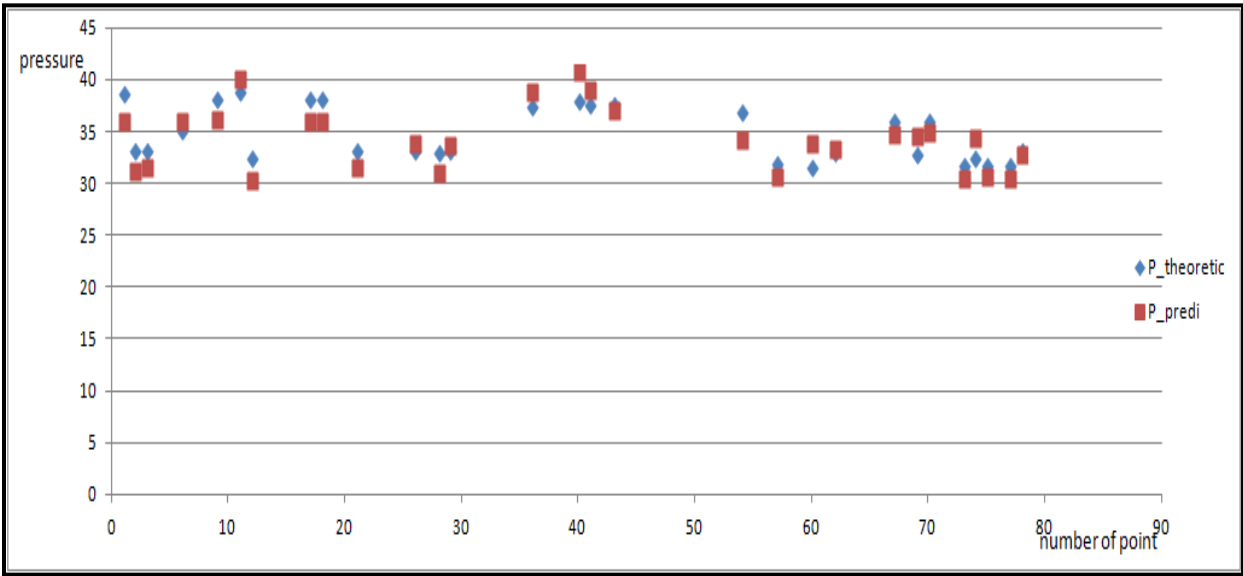


Figure-A-II-6 Comparison of theoretical pressure (Pa) and pressure predict (Pa) for plane 2



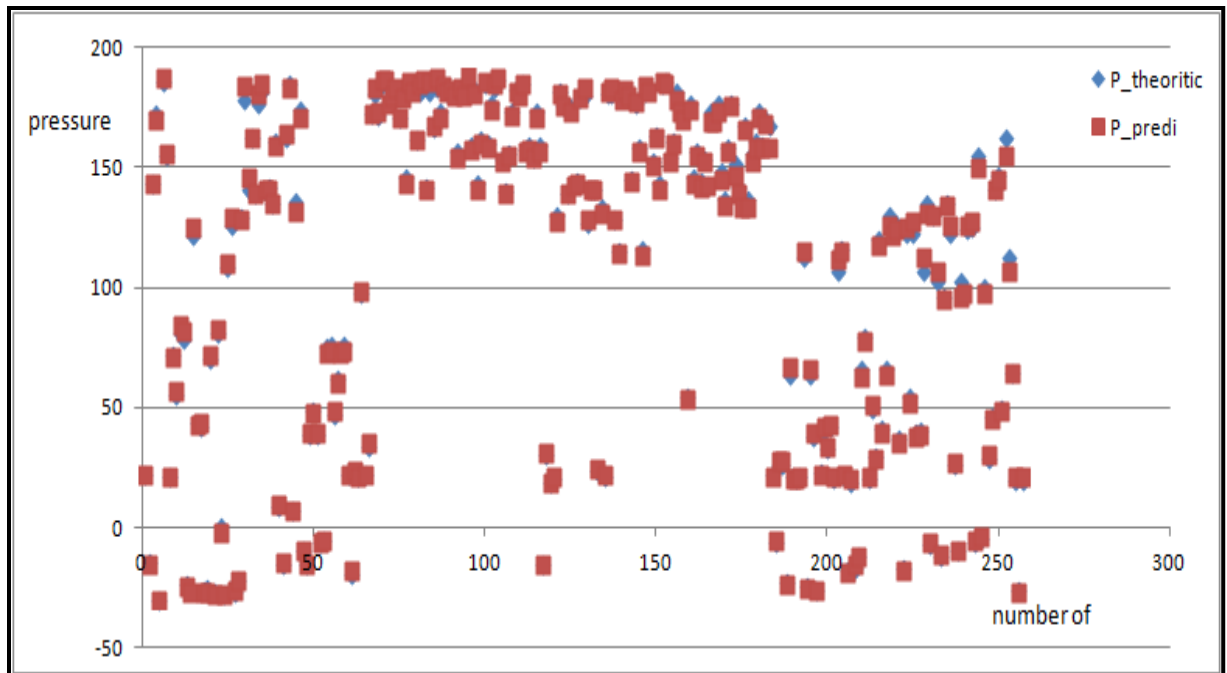


Figure-A-II-7 Comparison of theoretical pressure (Pa) and pressure predict (Pa)  
for plane 10

## Conclusion

In this work, a new optimization algorithm was used to optimize the number of neurons used in our network prediction. A dataset of 14440 points chosen randomly from the total dataset obtained using Fluent software. By using this approach we can successfully obtain the value of the pressure in each point of the dataset according to the coordinates of each point, the wind speed and temperature of the test chamber.

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Carpenter, E. L. Houghton, 1993. Aerodynamics for engineering students, 1er éd. New York Wiley and Sons, 786 p.
- Culham, Ralph, G. 2001. "Fan Reference Guide", 4e éd. Canada, p. 3-32.
- Angele, K. 2000 PIV measurements in a separating turbulent APG boundary layer. TRITA-MEK 2000:15. Lic. Thesis, Department of Mechanics, KTH.
- Baines, W. D. & Petersen, E. G. 1951 An investigation of ow through screens. Trans. ASME 73, 467-480.
- Batchelor, G. K. 1976 The theory of homogeneous turbulence. Camebridge University Press.
- Borger, G. G. 1976 The optimization of wind tunnel contractions for the subsonic range. Tech. Rep. TTF 16899. NASA.
- Bradshaw, P. & Pankhurst, R. C. 1964 The design of low-speed wind tunnels. Progress in aeronautical sciences 6, P.1-69.
- Cabuk, H. & Modi, V. 1992 Optimum plane di\_users in laminar ow. J. Fluid Mech. 237, 373-393.
- Collar, A. R. 1936 Some experiments with cascades of aerofoils. A.R.C. Technical Report 1768. Aeronautical research committee.
- Downie, J. H., Jordinson, R. & Barnes, F. H. 1984 On the design of threedimensional wind tunnel contractions. J. Royal Aeronautical Society pp. 287-295.
- Ganesan, V., Suzuki, K., Narayana, P. A. & Chithambaran, V. K. 1991 Investigations of mean and turbulent ow characteristics of a two dimensional plane diffuser. Experiments in Fluids 10, 205-212.
- Gautschi, G. 2002, Piezoelectric Sensors : Force, Strain, Pressure, Acceleration and Acoustic Emission Sensors, Material and Amplifiers, Springer Science & Business, 2002, 264 pages.
- Groth, J. 1991 On the modelling of homogeneous turbulence. Tech. Rep.. Dep. Of Mechanics, KTH, SE-100 44 Stckholm.
- Groth, J. & Johansson, A. V. 1988 Turbulence reduction by screens. J. Fluid Mech 197, 139-155.

- Johansson, A. V. 1992 A low speed wind-tunnel with extreme flow quality-design and tests. Proc. the 18:th ICAS Congress pp. 1603-1611.
- Laws, E. & Livesey, J. 1978 Flow through screens. *Ann rev Fluid Mech.* 10, 247-266.
- Lee, James Lawrence. 2001. « Into the wind : A history of the American wind tunnel, 1896-1941 ». Thèse de doctorat, Alabama, Auburn University, 306 p
- Loehrke, R. I. & Nagib, H. M. 1976 Control of free-stream turbulence by means of honeycombs: A balance between suppression and generation. *J. Fluids Engineering* pp. 342-353.
- Mehta, R. D. & Hoffmann, P. H. 1987 Boundary layer two-dimensionality in wind tunnels. *Experiments in Fluids* 5, 358-360.
- Mehta, R. D. 1977. "Aerodynamic Design of blower Tunnels with Wide\_Angle-Diffusers" Department of Aeroautics, Imperial College, London, p. 59-120
- Mehta, R. D. et Bradshaw P. 1979. "Design rules for small low speed wind tunnels". *The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society*, novembre, p. 443-449
- Matsumoto, Joji. 2000. "Design and testing of a subscale supersonic aeropropulsion wind tunnel". Mémoire de maîtrise en aérodynamique, Arlington, University of Texas at Arlington, 44 p.
- Mikhail, M. N. & Rainbird, W. J. 1978 Optimum design of wind tunnel contractions, paper 78-819. In AIAA 10th Aerodynamic Testing Conference.
- Nash, E. C., Lowson, M. V. & McAlpine, A. 1999 Boundary-layer instability noise on airfoils. *J. Fluid Mech.* 382, 27-61.
- Rae, W. H. & Pope, A. 1984 Low-speed wind tunnel testing., 2nd edn. John Wiley & sons.
- Popov, A.V., L.T. Grigorie, R. Botez, M. Mamou et Y. Mébarki. 2010. « Real time morphing wing optimization validation using wind-tunnel tests ». *Journal of Aircraft*, vol. 47, no 4, p. 1346-1355.
- Popov, Andrei. 2010. « Conception d'un contrôleur actif pour le retard de la transition de l'écoulement laminaire au turbulent sur une aile a géométrie du profil variable dans le tunnel a vent ». Thèse de doctorat en génie de la production automatisée. Montréal, École de technologie supérieure, 241 p.
- Paraschivoiu, I., Prud'homme, M., Robillard, L., Vasseur, P. (2003). *Mécanique des fluides*. Montréal: Presses internationales Polytechnique. 450 p.

- Rebuffet, Pierre, 1966. *Aérodynamique expérimentale*, 1er éd. Paris : Paris Dunod, 566 p
- Reneau, L. R., Johnson, J. P. & Kline, S. J. 1976 Performance and design of straight, two-dimensional diffusers. *Trans. ASME, J. Basic Engineering* 89,141-156.
- Scheiman, J. & Brooks, J. D. 1981 Comparison of experimental and theoretical turbulence reduction from screens, honeycomb and honeycomb-screen combinations. *JAS* 18, 638-643.
- Seidel, M. 1982 Construction 1976-1980. design, manufacturing, calibration of the German-Dutch wind tunnel (DNW). Tech. Rep.. Duits-Nederlandse Windtunnel
- Shaw, R. 1960 The influence of hole dimensions on static pressure measurements. *J. Fluid Mech.* 7, 550.
- Taylor, G. & Batchelor, G. K. 1949 The effect of wire gauze on small disturbances in a uniform stream. *Quart. J. Mech. and App. Math.* 2, part 1,1.
- Wolf, S. 1969 Effects of nonuniform inlet velocity profiles on low regimes and performance in two-dimensional diffusers. *Trans. ASME, J. Basic Engineering* 91, 462-474.
- Wittwer, Adrian R., et Sergio V. Möller. 2000. « Characteristics of the low-speed wind tunnel of the UNNE ». *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, vol. 84, no 3, p. 307-32