TABLE DES MATIÈRES

Page

INTRODUCTION 1

CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE 3
1.1 Les avions et les ailes adaptables 3
1.1.1 Définition de "l'adaptable" 3
1.1.2 Historique 4
1.1.3 Principes de "l'adaptable" 7
1.1.3.1 Déformation dans le plan de l'aile 7
1.1.3.2 Déformation hors du plan de l'aile 9
1.1.3.3 Déformation du profil d'aile 10
1.2 Systèmes d'actionnement d'aileron 12
1.3 Essais structuraux en aéronautique 16
1.3.1 Les essais structuraux 16
1.3.2 Déformations et contraintes 17
1.3.3 Théorie du pont de Wheatstone 20
1.4 Couche limite et méthode de détection de la transition 23
1.4.1 Description de la couche limite 23
1.4.2 Description qualitative de la transition 24
1.4.3 Méthode d'identification semi-empirique e^N 26
1.4.4 Méthodes d'identification expérimentale de la transition 27
1.4.4.1 Visualisation par flux d'huile 27
1.4.4.2 Méthode par cristaux liquides 28
1.4.4.3 Méthode de vélocimétrie par image de particules 29
1.4.4.4 Utilisation de fils chauds 29
1.4.4.5 Méthode par infrarouges 30
1.4.4.6 Dérivée seconde du Coefficient de pression 31
1.4.4.7 Analyse fréquentielle du coefficient de pression 33
1.5 Présentation du projet d'aile adaptable CRIAQ MDO-505 34
1.5.1 Configuration d'aile adaptable adoptée 34
1.5.2 Les partenaires du projet 36
1.5.3 Présentation technique 38
1.5.3.1 Peau adaptable et structure de l'aile 38
1.5.3.2 Présentation des actionneurs de l'aile adaptable 39

CHAPITRE 2 DÉVELOPPEMENT D'UNE SOLUTION D'ACTIONNEMENT POUR L'AILERON RIGIDE DE L'AILE ADAPTABLE 41
2.1 Contrainte de conception 41
2.2 Solution d'actionnement 43
2.2.1 Système mécanique 44
2.2.1.1 Cinématique d'actionnement 44

2.2.1.2 Détails des éléments qui constituent le système 48
2.2.2 Système électrique 51
2.2.3 Principe de commande 54
2.3 Résultat et validation expérimentale 56
2.3.1 Mise en place de la table de correspondance 57
2.3.2 Validation de l'angle de braquage par comparaison de pression 58
2.3.3 Validation de la contrainte de battement 61

CHAPITRE 3 PRÉDICTION NUMÉRIQUE DE LA TRANSITION DE COUCHE LIMITE POUR LA CARACTÉRISATION DE CAPTEUR DE PRESSION 67
3.1 Mise en contexte de la caractérisation des capteurs 67
3.2 Étude numérique de la position de la transition 68
3.2.1 Profil, conditions d'écoulement utilisées et paramètres de la simulation 68
3.2.2 Approche et méthode de résolution 70
3.3 Assemblage mécanique utilisé pour la validation expérimentale 74
3.3.1 Présentation de la soufflerie Price-Païdoussis 74
3.3.2 Analyse fonctionnelle de l'assemblage 75
3.3.3 Analyse statique 78
3.4 installation des capteurs de pression 80
3.4.1 Prise de pression statique 80
3.4.2 Capteur haute sensibilité 82
3.5 Validation expérimentale de la détection de la transition 84
3.5.1 Plan de test 84
3.5.2 Correction de l'angle d'incidence α 85
3.5.3 Résultats pour les capteurs de pression faible sensibilité 86
3.5.4 Résultats pour les capteurs de pression haute sensibilité 92
3.5.5 Comparaison et interprétation des résultats expérimentaux et théoriques pour les capteurs haute sensibilités 94
3.5.5.1 Coefficient de pression Cp 94
3.5.5.2 Transformer de fourrier et signaux fréquentiel 97
3.6 Discutions des résultats obtenues 99
3.7 Perspectives et remise en contexte dans le projet global 100

CHAPITRE 4 DÉVELOPPEMENT D'UN ENVIRONNEMENT DE MESURE ET DE CONTRÔLE DE L'AILE ADAPTABLE POUR DES TESTS STRUCTURELS. 101
4.1 Présentation des essais de chargement structurel 101
4.1.1 Mise en contexte des essais 101
4.1.2 Installation de l'aile pour les essais statiques 102
4.2 Capteurs installés pour le test 104
4.2.1 Jauges de déformation uni-axiale 104
4.2.2 Jauge de déformation « rosette » 107

4.2.3 Scanner de surface 108
4.2.4 Cellule de charge 109
4.3 Procédure de test 110
4.4 Système de contrôle et d'acquisition 111
4.4.1 Architecture matérielle 112
4.4.1.1 Présentation générale 112
4.4.1.2 Équipements de mesure de l'aile adaptable 114
4.4.1.3 Équipements de contrôle des actionneurs de l'aile adaptable 115
4.4.2 Architecture logicielle 117
4.4.2.1 Architecture logicielle générale 117
4.4.2.2 Architecture logicielle de l'unité centrale 118
4.4.2.3 Architecture logicielle de l'ordinateur de contrôle 121
4.4.3 Interface de visualisation des paramètres et de contrôle de l'aile adaptable 124
4.5 Résultats obtenus 128
4.5.1 Validation pour un capteur unitaire 128
4.5.2 Aile adaptable complète 130

CONCLUSION 139

ANNEXE I FICHES TECHNIQUE DE L'ACTIONNEUR LINÉAIRE 141

ANNEXE II FICHES TECHNIQUE DU MOTEUR DE L'ACTIONNEUR LINÉAIRE 143

ANNEXE III FICHES TECHNIQUE DE LA DRIVE DE L'ACTIONNEUR LINÉAIRE 145

ANNEXE IV ARTICLE DE CONFÉRENCE 147

LISTE DE RÉFÉRENCES 167

LISTE DES TABLEAUX

Page

Tableau 2.1 Liste des éléments mécaniques constituant le système 44

Tableau 2.2 Valeur des paramètres de l'actionneur linéaire..... 51

Tableau 2.3 Table de correspondance entre l'angle de l'aileron et le déplacement linéaire du vérin..... 58

Tableau 3.1 Conditions d'écoulement prises pour l'étude numérique Xfoil 70

Tableau 3.2 Identification des fonctions de l'analyse fonctionnelle 76

Tableau 3.3 Position des capteurs de pression..... 80

Tableau 3.4 Détails des conditions de test 84

Tableau 3.5 Incidence corrigée 86

Tableau 3.6 Comparaison position transition numérique et expérimental..... 91

Tableau 3.7 Interprétation de la position de transition en se basant sur l'analyse fréquentielle..... 98

Tableau 4.1 Syntaxe du nom des fichiers d'enregistrement.....124

LISTE DES FIGURES

Page

Figure 1.1 Gauchissement de l'avion des frères Wright. 4

Figure 1.2 MAK 123. 5

Figure 1.3 Aéronef à angle de flèche variable, (a) Grumman F-14, (b) Bell X-5, (c) Mikoyan-Gourevitch MiG-23. 6

Figure 1.4 Organisation des types de configurations adaptables. 7

Figure 1.5 Concept "Agile Hunter". 8

Figure 1.6 Vue de face simplifiée du XB-70. 10

Figure 1.7 Principe de fonctionnement projet CRIAQ 7.1. 12

Figure 1.8 Diagramme de fonctionnement d'un actionneur EBHA 13

Figure 1.9 Diagramme d'un actionneur EMA. 14

Figure 1.10 Carénage de volet sur Airbus A300. 15

Figure 1.11 Surface de contrôle actionnée par FMC. 15

Figure 1.12 Schéma des modèles de déformation standard, (a) modèle de traction-compression, (b) modèle de cisaillement 18

Figure 1.13 Rosette rectangulaire. 19

Figure 1.14 Pont de Wheatstone général. 21

Figure 1.15 Configuration quart de pont avec rallonge de fil. 22

Figure 1.16 Configuration pont complet avec rallonge de fil. 23

Figure 1.17 Profil de vitesse d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux sur une plaque plane. 24

Figure 1.18 Les étapes de la transition sur une plaque plane sans incidence schéma. 25

Figure 1.19 Distribution de pression pour un profil NACA 4415 à un nombre de Mach = 0.19, nombre de Reynolds = 2e6 et angle d'attaque = 0° 32

Rapport-Gratuit.com

Figure 1.20 Deuxième dérivée de la distribution de pression suivant la corde pour un profil NACA 4415 au nombre de Mach = 0.19, nombre de Reynolds = 2e6 et angle d'attaque = 0°. 33

Figure 1.21 Section d'aile adaptable au niveau d'une ligne d'actionnement 36

Figure 1.22 Position des longerons et des nervures..... 38

Figure 1.23 Vue en coupe d'un actionneur de la peau adaptable..... 40

Figure 2.1 Espace disponible sous le plancher de la soufflerie 42

Figure 2.2 Vue générale du système d'actionnement 44

Figure 2.3 Diagramme des liaisons mécaniques..... 45

Figure 2.4 Schéma cinématique de la solution 46

Figure 2.5 Coupe simplifiée de l'actionneur linéaire..... 50

Figure 2.6 Plan électrique d'installation de la drive du moteur de l'actionneur linéaire de l'aileron rigide 52

Figure 2.7 Activation de l'étage de puissance 53

Figure 2.8 Architecture matérielle de contrôle de l'actionneur de l'aileron 54

Figure 2.9 Diagramme de commande de l'aileron 56

Figure 2.10 Position de l'encodeur 58

Figure 2.11 Cp pour des conditions d'angle de braquage négatif..... 60

Figure 2.12 Cp pour des conditions d'angle de braquage positif 61

Figure 2.13 Orientation des accéléromètres installés sur le démonstrateur..... 62

Figure 2.14 Accélérations suivant les trois axes de l'aileron pour un braquage de -6° 63

Figure 2.15 Accélérations suivant les trois axes de l'aileron pour un braquage de +6° 64

Figure 2.16 Transformée de Fourier des accélérations pour chaque axe, pour des conditions de braquage nulle, positive, négative. 65

Figure 3.1 Profile symétrique double extrados ATR-42. 69

Figure 3.2 Position de la transition en fonction de la vitesse et de l'incidence..... 72

Figure 3.3 Densité de probabilité de la transition en fonction de la vitesse et de l'incidence..... 74

Figure 3.4 Vue de côté (side view) de la soufflerie Price-Païdoussis. 75

Figure 3.5 Diagramme pieuvre. 77

Figure 3.6 Vue isométrique du support d'assemblage..... 78

Figure 3.7 Positions des prises de pression. 81

Figure 3.8 Détails capteur de pression. 82

Figure 3.9 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par des capteurs de pression statique et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 4\ ^{\circ}$..... 87

Figure 3.10 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par des capteurs de pression statique et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 6\ ^{\circ}$..... 88

Figure 3.11 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par des capteurs de pression statique et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 8\ ^{\circ}$..... 89

Figure 3.12 Dérivées secondes de la distribution du coefficient de pression C_p 90

Figure 3.13 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par les capteurs Kulite et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 4\ ^{\circ}$..... 92

Figure 3.14 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par les capteurs Kulite et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 6\ ^{\circ}$..... 93

Figure 3.15 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par les capteurs Kulite et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 8\ ^{\circ}$..... 94

Figure 3.16 Spectre fréquentiel de référence. 95

Figure 3.17 Transformée de Fourier des signaux de Kulite pour les conditions de 1 à 3. 95

Figure 3.18 Transformée de Fourier des signaux de Kulite pour les conditions de 4 à 6. 96

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Figure 3.19 Transformée de Fourier des signaux de Kulite pour les conditions de 7 à 9. 96

Figure 4.1 Banc de test statique avec l'aile installée. 103

Figure 4.2 Jauge de déformation 105

Figure 4.3 Schéma de position des jauges de déformation. 106

Figure 4.4 Actionneur installé dans la machine de traction. 106

Figure 4.5 Jauge de déformation «rosette» 107

Figure 4.6 Schéma de position des jauges de déformation «rosette». 108

Figure 4.7 Matériel utilisé pour scanner. 109

Figure 4.8 Vérin d'actionnement avec cellule de charge. 110

Figure 4.9 Architecture matérielle du système de contrôle et d'acquisition. 113

Figure 4.10 Architecture matérielle de mesure. 115

Figure 4.11 Architecture matérielle permettant le contrôle des actionneurs. 116

Figure 4.12 Synthèse de l'architecture logicielle. 118

Figure 4.13 Architecture interne du moteur Veristand. 120

Figure 4.14 Organisation du programme de l'ordinateur de contrôle. 123

Figure 4.15 Interface principale de test. 125

Figure 4.16 Onglet de configuration sur l'ordinateur de contrôle. 126

Figure 4.17 Interface de contrôle de test. 127

Figure 4.18 Schéma de validation unitaire pour un capteur sur une poutre encastrée. 129

Figure 4.19 Photographie de l'aile adaptable sous chargement maximal (1G) et sans chargement (0G). 131

Figure 4.20 Nuage de points de déformation pour $4/20$ du chargement. 132

Figure 4.21 Fichier d'enregistrement de résultat. 133

Figure 4.22 Déformations en fonction du chargement pour les jauges 1 à 4. 134

Figure 4.23 Microdéformations en fonction du chargement pour les rosettes 1 à 4 suivant l'axe *x*. 135

Figure 4.24 Microdéformations en fonction du chargement pour les rosettes 1 à 4 suivant l'axe *y*. 136

Figure 4.25 Déformation de cisaillement en fonction du chargement pour les rosettes 1 à 4.....137

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

ACTE	Adaptive Compliant Trailing Edge
CFD	Computational fluid dynamics, Mécanique des fluides numérique
CMM	Machine à Mesurer des Coordonnées
CNRC	Conseil national de recherches du Canada
CRIAQ	Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec
DAQ	Acquisition de données
EBHA	Electrical Backup Hydraulic Actuator
ÉTS	École de technologie supérieure
EHA	Electro-Hydrostatic Actuators
EMA	Electro-Mechanical Actuators
FFT	Fast fourier transfert, transformé de fourier rapide
FMC	Composites à Matrice Flexible
IRA-CNRC	Institut de recherche en aérospatiale du CNRC
KULITE	Marque commerciale de capteurs de pression
LARCASE	Laboratoire de recherche en commande active, avionique et en aéroservoélasticité de l'ÉTS
LVDT	Linear Variable differential transformer, Capteur électrique passif de déplacements linéaires.
MDO	Optimisation multidisciplinaire
NACA	National Advisory Committee for Aeronautics
NI	National instrument
ONERA	Office National d'Etudes et de Recherches Aérospaciales
PCHIP	Piecewise Cubic Hermite Interpolating Polynomial
PCI	Peripheral component interconnect

PEPS	Premier entré premier sorti
PTA	Réseau de transducteurs de pression
RMS	Root mean square, Moyenne quadratique
TS	Ondes de Tollmien-Schlichting
Xfoil	Code d'analyse de l'écoulement et de conception de profils aérodynamiques

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

α	Angle d'incidence du profil
α_c	Angle d'incidence corrigé
α_g	Angle d'incidence géométrique
α_{up}	Angle d'incidence upflow
α_w	Corresction d'angle d'incidence pour les effets de la parois
β	Angle de braquage de l'aileron rigide
γ	Coefficient adiabatique sans dimension
γ_{xy}	Angle de glissement entre l'axe x et l'axe y
δ	Épaisseur de la couche limite
δ_1	Épaisseur de la couche limite avant la transition
δ_2	Épaisseur de la couche limite aprés la transition
ΔL	Variation de longueur sous charge
ΔR_x	Variation de la résistance électrique lors d'une déformation mécanique
ε	Déformation uni-axiale
ε_1	Déformation suivant la jauge 1 d'une rosette
ε_2	Déformation suivant la jauge 2 d'une rosette
ε_3	Déformation suivant la jauge 3 d'une rosette
ε_{xx}	Déformation suivant l'axe x
ε_{yy}	Déformation suivant l'axe y
ε_{zz}	Déformation suivant l'axe z
η	Rendement mécanique
θ_c	Angle de commande du moteur
θ_r	Angle du moteur fournis par l'encodeur

λ	Taux de reduction entre l'axe moteur et l'arbre intérieur
μ	Viscosité dynamique en $kg.m^{-1}.s^{-1}$
ν	Coefficient de poisson d'un matériau
ρ	Masse volumique en $kg.m^{-3}$
σ	Contrainte mécanique
σ_α	Écart type de l'abscisse de transition par rapport à α
σ_U	Écart type de l'abscisse de transition par rapport à U
σ_{xx}	Contrainte mécanique suivant l'axe x
σ_{yy}	Contrainte mécanique suivant l'axe y
σ_{zz}	Contrainte mécanique suivant l'axe z
τ_{xy}	Contrainte de cisaillement dans lle plan x, y
ϕ	Densité de probabilité
Ω_m	Vitesse de rotation du moteur
Ω_{vis}	Vitesse de rotation de l'arbre intérieur
a	Vitesse du son dans l'aire
a_1	Angle entre l'axe de corde de l'aile et l'actionneur linéaire
a_2	Angle entre l'axe de l'actionneur linéaire et l'axe du bras de levier
a_3	Angle entre l'axe du bras de levier et l'axe de corde de l'aile
A_0	Amplitude de l'onde au point d'abscisse x_0
b	Épaisseur de la plaque
c	Corde aérodynamique d'un profil
$c1$	Angle entre l'axe du bras de levier et l'axe de l'aileron
C	Section de la veine d'essai
C_D	Coefficient de trainée dans le repère aérodynamique
C_L	Coefficient de portance dans le repère aérodynamique

Cp	Coefficient de pression
C_x	Coefficient de trainée dans le repère de la soufflerie
C_y	Coefficient de portance dans le repère de la soufflerie
d	Distance entre le point d'application de la masse et le centre de jauge de déformation
E	Module de Young
f	Fréquence d'onde
F	Force appliquée
F_{tr}	Force appliquée au niveau de l'actionneur
F_x	Force aérodynamique suivant x
F_y	Force aérodynamique suivant y
g	Accélération de la pesanteur
G	Module de rigidité d'un matériau
H	Épaisseur relative de la couche limite
I	Moment d'inertie de surface
l	Largeur de la plaque
L_0	Longueur initiale de la jauge
L_1	Longueur du bras de levier de l'actionnement de l'aileron
L_2	Longueur entre le point d'attache de l'aile adaptable et l'axe de rotation de l'aileron
L_3	Longueur de l'actionneur de l'aileron
L_x	Longueur entre le point d'attache du vérin d'actionnement de l'aileron sur le support et le point d'actionnement sur le bras de levier
m	masse
m_α	Abscisse de transition moyenne par rapport à α

Rapport-Gratuit.com

m_U	Abscisse de transition moyenne par rapport à U
M	Nombre de mach
M_x	Moment de flexion suivant l'axe x
N	Facteur de l'évolution des ondes de couche limite
$N_{critique}$	Valeur de N la plus grande possible pour la simulation
P	Pression
P_m	Puissance mécanique généré par le moteur
P_{tr}	Puissance mécanique de translation
r	Résistance linéique
R	Constante spécifique de l'air en $kg^{-1}.K^{-1}$
R_x	Valeur de la résistance électrique
S_{ref}	Surface de référence
T	Température
Tu	Taux de turbulence de l'écoulement
$T_{aileron}$	Couple mécanique au niveau de l'axe de l'aileron
T_m	Couple mécanique généré par le moteur
T_{vis}	Couple mécanique appliquée sur l'arbre intérieur
U	Vitesse de l'écoulement
V_{tr}	Vitesse linéaire du vérin
x	Élongation du vérin linéaire d'actionnement de l'aileron
x/c	Position d'un point le long de la corde normalisée par rapport à la corde
X_{tr}	Position de la transition

INTRODUCTION

L'industrie aéronautique actuelle tend de plus en plus à limiter l'impact énergétique et environnemental des aéronefs qu'elle produit. Ces limitations sont imposées par des organisations internationales telles que l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale (OACI) mais également par des États ou groupements d'États par des accords comme le protocole de Kyoto. Ces accords politiques ont de fortes retombées sur l'industrie aéronautique, aussi bien au niveau de l'exploitation des avions qu'au niveau de leur conception.

Dans le cadre de cette diminution d'impact énergétique, l'optimisation de la consommation en carburant constitue un très grand défi. Cette diminution de consommation passe par une réduction des forces aérodynamiques de traînée. La solution proposée dans le projet d'optimisation multidisciplinaire CRIAQ-505, où CRIAQ est le Consortium de Recherche et d'Innovation en Aérospatiale du Québec, consiste à réduire la traînée aérodynamique par déformation de la partie supérieure de la voilure. Cette déformation a pour effet d'augmenter la zone d'écoulement laminaire au détriment de la zone turbulente. Une zone turbulente trop étendue augmente de façon importante les forces de traînée de la voilure, réduisant ainsi les performances de l'avion, alors qu'une zone laminaire étendue va augmenter les performances de l'avion.

Dans le cadre de ce projet, un démonstrateur a été conçu, fabriqué et testé en soufflerie. Ce démonstrateur est une extrémité d'aile équipée d'un aileron permettant le contrôle de l'avion. Le démonstrateur sera testé dans un premier temps avec un aileron conventionnel, puis il sera équipé d'un aileron dit « adaptable » qui présente une double courbure. Afin de pouvoir réduire la zone où l'écoulement autour de l'aile devient turbulent, il est indispensable d'identifier la zone où l'écoulement passe de l'état laminaire à l'état turbulent. Pour ce faire, le démonstrateur est équipé de capteurs de pression le long de son profil. Le démonstrateur a été conçu dans le but d'être représentatif d'une structure déformable certifiable, ainsi sa rigidité est donc importante.

L'objectif de la recherche présentée dans ce mémoire est de faire en sorte qu'avec le démonstrateur adaptable, on puisse réaliser les essais en soufflerie en toute sécurité et obtenir des résultats exploitables. Pour cela, il est nécessaire de s'assurer que l'aileron soit capable de tourner

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

et d'être commandé. Mais également que les capteurs soient en mesure de déterminer la zone de transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent. De plus, il est nécessaire de s'assurer que le démonstrateur résiste aux forces aérodynamiques générées par la soufflerie.

La recherche présentée ici se limite à la présentation et la validation du système d'actionnement de l'aileron rigide, la validation du maintien en position mais également du maintien au battement. Pour s'assurer que les capteurs puissent identifier la transition d'écoulement laminaire en écoulement turbulent, nous avons réalisé une étude de caractérisation en installant trois capteurs sur un profil au comportement à priori connu. L'étude présente une comparaison entre la position de transition déterminée par calcul numérique et la position mesurée expérimentalement par les capteurs. Le travail sur la démonstration de résistance mécanique se limite à la mise en place du système d'acquisition des capteurs de microdéformations installés dans le démonstrateur adaptable dans le but de permettre la visualisation et l'enregistrement des microdéformations de la structure. Une proposition de revue de littérature est fournie au début de mémoire afin que le lecteur dispose des outils nécessaires à la compréhension des trois sujets présentés.

CHAPITRE 1

REVUE DE LITTÉRATURE

1.1 Les avions et les ailes adaptables

La section suivante proposera une définition de « adaptable », ainsi qu'un bref historique des principales réalisations de « adaptable ». Puis, les différentes configurations d'adaptable seront présentées et pour finir, nous nous attarderons sur les technologies permettant de mener à bien les configurations adaptables.

1.1.1 Définition de "l'adaptable"

Le principe de l'adaptable se base sur le mot anglais « morphing » traduisible littéralement par « morphable ». L'agence americaine des projets de recherche en défense avancée (DARPA) définit une structure « morphable » comme une structure variant dans un court laps de temps et dont ces changements de géométrie influence les performances aérodynamiques. University (2004)

Le « morphing » permet de limiter les compromis liés au choix d'une configuration d'avion. L'avion étant conçu pour une mission, il sera donc optimal pour cette mission particulière et plus ou moins bien adapté au reste des missions. Partant de ce constat, les solutions « d'adaptable » ont principalement fait leur apparition dans le domaine militaire. Ce domaine a la particularité d'être appliqué à un champ de missions très large, pouvant aller du vol d'observation très long et à très haute altitude, jusqu'aux missions d'interception au sol nécessitant beaucoup de manœuvrabilité et de vitesse à des faibles altitudes, comme décrit par Weisshaar (2006).

Il est donc facile de concevoir que le transport civil, vu le type de sa mission, ait suscité moins d'intérêt pour ce type de configuration. Toutefois, les objectifs de consommation imposés par l'association internationale du transport aérien (IATA), visent une réduction de la consomma-

tion de 1.5% par an à partir de 2009 et jusqu'à 2020. « L'adaptable » devient une solution prometteuse en terme de réduction de consommation, IATA (2013).

1.1.2 Historique

Avant même d'avoir réussi à voler au moyen d'un objet plus lourd que l'air, l'idée de « morphing » était déjà présente en se basant sur des observations du vol des oiseaux ainsi que des chauves-souris. Les premiers concepts mettant en évidence ces observations ont été ceux de Clément Ader et son projet Eole en 1890. Son idée était de construire un aéronef se basant sur le vol d'une chauve-souris, ainsi celui-ci « battait des ailes » à la façon d'une chauve-souris.

Le premier vol contrôlé et motorisé de l'histoire a été réalisé par les frères Wright à bord de leur Flyer en 1903. Cet avion présentait un gauchissement des ailes permettant le contrôle de l'avion. Ce gauchissement était contrôlé par le « balancement » du pilote. La Figure 1.1 présente le principe de gauchissement utilisé sur le Flyer.

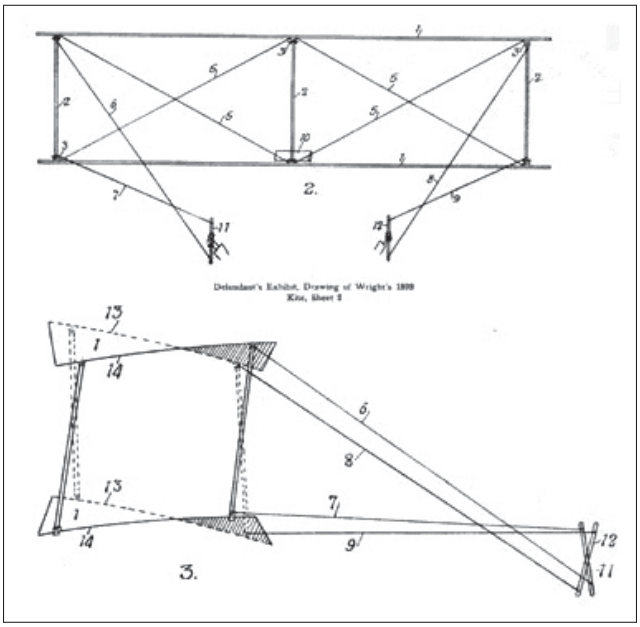


Figure 1.1 Gauchissement de l'avion des frères Wright
tirée de Wright (1920).

Avec l'augmentation des masses et des charges utiles embarquées par les avions, les structures à base de bois et de toile ont disparus au profit de structures plus rigides à base métallique. Les structures étant de plus en plus rigides, il était devenu impossible de les déformer de façon importante et bien contrôlée. L'adaptable était orienté donc pendant les années 1930 vers des configurations à géométrie variable, telles que les MAK-10 et MAK-123 disposant d'ailes à élongation variable ; ce principe est présenté sur la Figure 1.2.

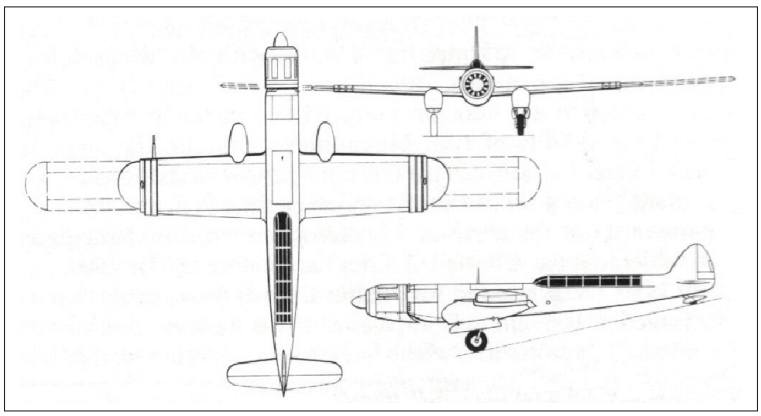


Figure 1.2 MAK 123
adaptée de Wikimedia (2012).

Le changement d'élongation et ainsi de finesse, permet des performances accrues lors des phases de décollage et d'atterrissage, tout en maintenant une bonne manœuvrabilité en vol.

Le premier passage du mur du son en octobre 1947 a entraîné l'essor du vol supersonique. Cette vitesse de vol a conduit à l'apparition des ondes de choc sur les surfaces mouillées de l'avion. Le passage en vitesse supersonique entraîne un déplacement du point d'application des forces aérodynamiques pouvant entraîner la perte de l'aéronef si celui-ci n'etait pas équilibré, tel que montré par Shortal et Maggin (1946) Afin d'avoir un avion à la fois performant pour les vitesses subsoniques et les vitesses supersoniques, il a été nécessaire d'ajuster l'angle de flèche de l'aéronef en fonction de la condition de vol. C'est ainsi que dès 1951 et le premier vol du Bell X-5, ce type de configuration a été adopté, permettant d'accroître la polyvalence des avions de combat.

Ces avions peuvent réaliser des missions comportant des phases de vol aussi diverses que :

- Croisière subsonique pour des longues distances et endurance ;
- Interception supersonique et frappe à basse altitude en vol transsonique ;
- Opérable à partir de courtes pistes d'atterrissage comme celle d'un porte-avion.

La Figure 1.3 présente quelques avions à angle de flèche variable, parmi les plus représentatifs.

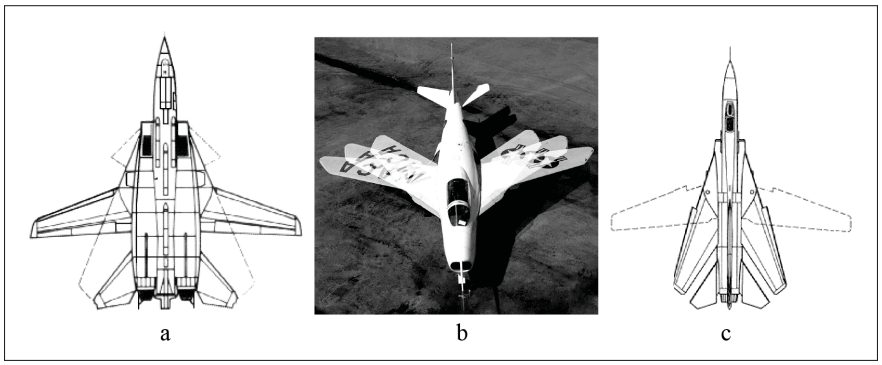


Figure 1.3 Aéronef à angle de flèche variable, (a) Grumman F-14, (b) Bell X-5, (c) Mikoyan-Gourevitch MiG-23 adaptée de Wikimedia (2006a), Wikimedia (2006b) et Wikimedia (1970).

Le niveau de complexité de conception de ce type d'architecture ainsi que leur coût, a conduit à une limitation d'utilisation. Il est devenu plus intéressant de chercher à optimiser une structure d'angle de flèche fixe au profit d'un « morphing » portant uniquement sur les surfaces portantes, les ailes principalement.

C'est ainsi que les projets portants sur la cambrure de l'aile ont fait leur apparition, comme présenté dans Weisshaar (2006) La cambrure de l'aile n'est pas un paramètre de dimensionnement basique, comme peuvent l'être l'envergure ou l'angle de flèche, mais la cambrure contrôle grandement les performances aérodynamiques d'un profil, telles que les performances à basse vitesse ou la traînée en régime transsonique. La cambrure peut être contrôlée au moyen de

dispositifs hyper sustentateurs tels que les becs et les volets. Lorsque le terme « aile adaptable » est mentionné, il est couramment assumé que ce type de « morphing » porte sur la cambrure de l'aile. Cependant plusieurs autres types de « morphing » ont été étudiés et mis en place.

1.1.3 Principes de "l'adaptable"

Certaines technologies adaptables ont été développées depuis les débuts de l'aéronautique mais elles portent sur des éléments différents des aéronefs, nous nous attarderons ici à présenter les types de structures adaptables existantes. D'après Barbarino *et al.* (2011) les structures adaptables peuvent être classées en trois groupes principaux, la Figure 1.4 montre ces groupes ainsi que les sous-groupes associées.

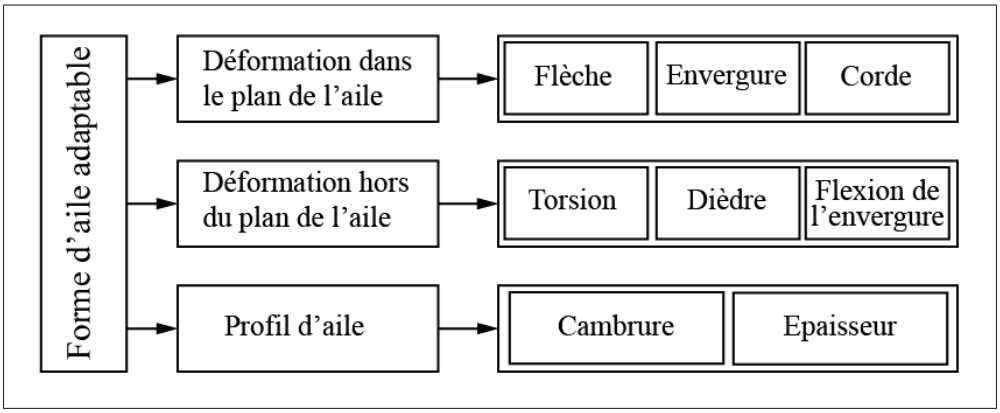


Figure 1.4 Organisation des types de configurations adaptables adaptée de Barbarino *et al.* (2011) p.4.

Cette étude se base principalement sur les travaux de Barbarino *et al.* (2011)

1.1.3.1 Déformation dans le plan de l'aile

Quelques configurations à angle de flèche variable ainsi que leur principaux avantages ont été présentés dans la Section 1.1.2.

Généralement, les avions avec une aile à envergure importante présentent une bonne autonomie et une consommation réduite, par contre ils manquent de manœuvrabilité et doivent voler à basse vitesse. En revanche, un avion avec une envergure faible présente de bonnes capacités de manœuvrabilité et pourra voler plus vite, mais avec une efficacité énergétique réduite, McCormick *et al.* (1995).

Le design d'une structure à envergure variable peut potentiellement permettre de combiner le gain des deux configurations mentionnées dans le paragraphe ci-dessus. Le premier avion intégrant ce concept est l'avion MAK-10 présenté précédemment sur la Figure 1.2. Le mécanisme d'élongation et de rétractation de l'aile était pneumatique. L'inconvénient majeur de ce type de « morphing » sur des avions trop grands est la variation importante de moments de flexion au niveau de l'emplanture de l'aile. Les applications sur des avions plus petits, comme celles décrites par Blondeau *et al.* (2003) utilisant une structure gonflable en trois parties. L'un des projets les plus ambitieux portant sur le concept d'envergure variable est le « Agile-Hunter » qui a été développé par la compagnie Lockheed Martin. Ce concept consiste à replier les ailes au dessus du fuselage comme présenté sur la Figure 1.5, où les polymères à mémoire de forme au niveau des plis des ailes ont été utilisés. Davantage d'informations sur ce concept sont disponibles dans Bye et McClure (2007) et Ivanco *et al.* (2007)

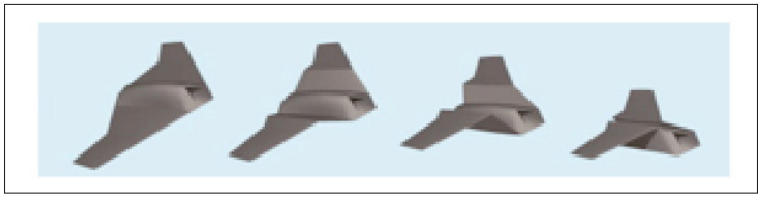


Figure 1.5 Concept "Agile Hunter"
adaptée de University de Bath (2011).

Les dispositifs permettant de faire varier la corde sur les avions conventionnels sont très bien connus. Il s'agit des becs de bords d'attaque et des volets de bords de fuite. Il n'existe que très peu de nouveaux concepts, principalement à cause des contraintes structurelles d'une aile. Toutefois une application basée sur une mousse à module dynamique (DMF) a tenté d'aug-

menter la corde d'une aile par chauffage de cette mousse. Une partie des travaux de ce projet est présentée par Perkins *et al.* (2004).

1.1.3.2 Déformation hors du plan de l'aile

Les déformations possibles en dehors du plan de l'aile sont la torsion de l'aile, le changement d'angle de dièdre et la flexion de l'aile.

Le principe de déformation par torsion est apparu dès les débuts de l'aviation, comme montré précédemment avec le Flyer des frères Wright. Le développement de nouvelles techniques d'actionnement utilisant des actionneurs piézoélectriques ou encore des nouveaux matériaux à mémoire de forme, a fait émerger de nouvelles applications de « morphing ».

Les actionneurs piézoélectriques se basent sur le principe suivant : sous l'action d'un champ électrique, le matériau se déforme suivant une direction. Un bon exemple d'application a été montré dans les travaux de Barrett *et al.* (1997) qui a présenté un design de surface de contrôle adaptable appelé « Flexspar ».

Une maquette d'aile réalisant un mouvement de torsion en utilisant des alliages à mémoire de forme a été réalisée par Martin *et al.* (1998). Cette application a consisté en une torsion de l'aile par son centre en utilisant des arbres en SMA (Shape-Memory Alloy, SMA) capables de générer un couple de torsion.

Les ailes à dièdre variable présentent un grand intérêt surtout si le dièdre varie de façon asymétrique. C'est ce que Cuji et Garcia (2008) ont montrés. L'utilisation d'un dièdre asymétrique entraîne une augmentation des performances en virage sans perdre la capacité de roulis de l'appareil. Une autre application utilisant une variation du dièdre est le bombardier supersonique XB-70 qui permet un contrôle sur le ratio portance-traînée en vol subsonique, mais également en vol supersonique. La Figure 1.6 présente cet aéronef.

Une étude de concept a été réalisée par Sofla *et al.* (2010). Celle-ci montre que la « flexion en envergure » peut avoir un impact positif sur l'efficacité énergétique d'un modèle réduit de type

Rapport-Gratuit.com

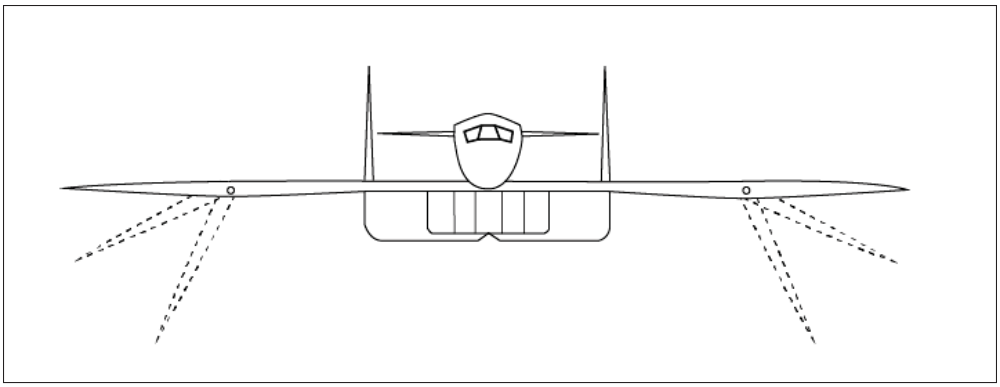


Figure 1.6 Vue de face simplifiée du XB-70
adaptée de Aviation (2002).

drone. Ce concept utilise des alliages à mémoire de forme. L'auteur a conclu que pour qu'un design adaptable soit viable, il est nécessaire d'utiliser ce type de matériau.

1.1.3.3 Déformation du profil d'aile

L'utilisation de changement de cambrure sur les ailes d'avion permet de faire varier le ratio entre la portance et la trainée. Les changements dans ce ratio permettent d'ajuster les performances de l'aile en fonction de la condition de vol. Lors de la phase d'atterrissage, il est nécessaire d'avoir une portance élevée à une faible vitesse, c'est pourquoi le profil se doit d'être très cambré. En revanche, lors de la croisière, il est préférable pour un niveau de forte portance donné d'obtenir une force de traînée la plus faible possible, diminuant ainsi la consommation en carburant. On cherche donc à maximiser le ratio portance / traînée. Cette maximisation passe par une réduction de la cambrure, Bolonkin et Gilyard (1999).

Lors d'un vol typique, le profil d'aile doit donc passer par des changements de cambrure très importants. De façon conventionnelle, nous utilisons des dispositifs hyper sustentateurs : les volets et les bords d'attaque. Leur inconvénient majeur est qu'en raison des fortes contraintes mécaniques qui sont appliquées sur ces surfaces, les actionneurs qui mettent en mouvement ces surfaces, sont très imposants et dépassent de l'intrados de l'aile.

De nouvelles architectures adaptables ont donc été proposées. Certains designs utilisent des systèmes d'actionnement dits « conventionnels ». En se basant sur le fractionnement de l'aile dans le sens de la corde, on actionne les portions de corde séparément l'une par rapport à l'autre, Monner *et al.* (1998).

De nouveaux designs utilisent des matériaux piézoélectriques. Bien que cette technologie soit prometteuse, les faibles déformations générées par ce type de matériaux limitent grandement les angles de cambrure possible. Avec un maximum de 5˚de déflection obtenu par Lim *et al.* (2005) ce résultat a été obtenu avec une structure extrêmement légère sur un profil de moins de 5 cm.

L'utilisation d'alliage à mémoire de forme permet d'obtenir de plus grands angles de déformation, comme présenté par Berton (2006), seulement ce type de système d'actionnement ne permet pas de faible temps de réponse dans les déplacements. En outre, l'utilisation de SMA pose des problèmes de température de fonctionnement, car l'élongation ou la contraction de ce type de matériaux est basée sur les changements de température.

Il a été démontré par Sainmont *et al.* (2009) dans le cadre du projet CRIAQ 7.1 que la déformation de l'épaisseur de l'aile pourrait permettre une réduction de 17% de la traînée aérodynamique de l'aile. Cette amélioration des performances passe par une augmentation de la région laminaire au niveau de l'extrados de l'aile. Ce résultat a pu être obtenu par déformation de la peau supérieure d'un profil d'aile, En utilisant des actionneurs de type SMA composant un système de glissière permettant de convertir le mouvement horizontal des SMA en mouvement vertical de la peau supérieure. La Figure 1.7 présente une vue de coté de l'aile schématisée contenant le principe d'actionnement.

Austin *et al.* (1994) avaient également expérimenté la déformation de l'épaisseur d'un profil au moyen d'actionnement mécanique linéaire. Les actionneurs étaient agencés de façon diagonale le long de la corde. L'objectif principal était la réduction des chocs aérodynamiques apparaissant pour des écoulements transsoniques (Mach > 0.75). Cette solution a permis d'obtenir des variations d'épaisseur positive et aussi négative. L'avantage de ce type d'actionnement dans le

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

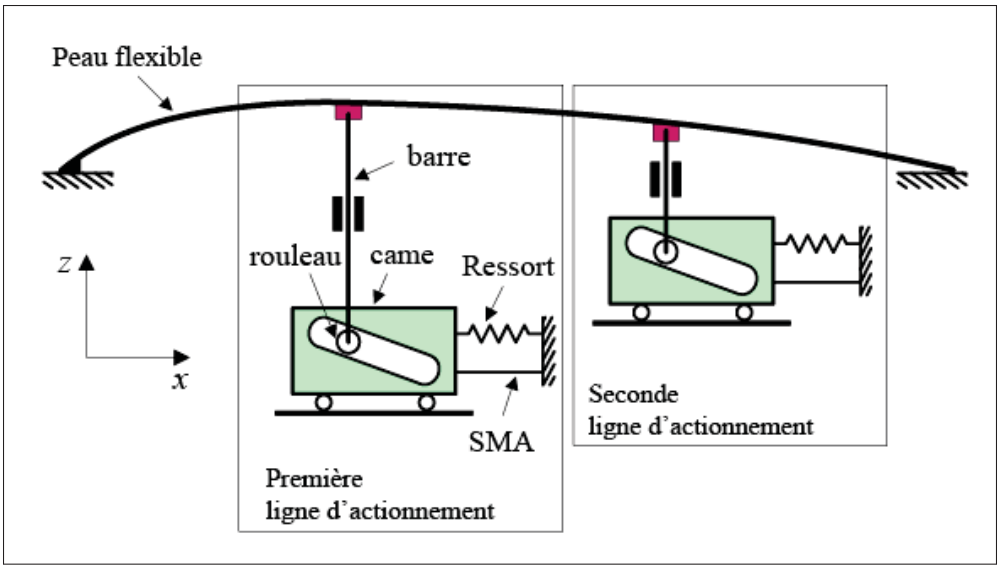


Figure 1.7 Principe de fonctionnement projet CRIAQ 7.1
adaptée de Popov *et al.* (2010).

régime d'écoulement transsonique est que des petites variations d'épaisseur de 1 mm ont une grande influence sur la position de l'onde de choc dans ce régime.

1.2 Systèmes d'actionnement d'aileron

Traditionnellement, les systèmes d'actionnement des surfaces de contrôle sont équipés d'actionneurs tirant leur puissance de systèmes hydrauliques. Cette technologie permet de délivrer de grands efforts, sans être trop lourde (bon ratio de puissance par rapport au poids). Par contre, ce type d'actionneur présente de gros inconvénients d'entretien principalement en raison des fuites de liquide hydraulique. Comme dit par Chakraborty *et al.* (2015) la fiabilité de la fonction d'actionnement est obtenue grâce à une multiplication du nombre d'actionneurs augmentant ainsi le poids du système d'actionnement.

La tendance actuelle avec l'apparition des avions à commande de vol électrique est de se tourner vers des systèmes d'actionnement de plus en plus électriques. Cette migration de technologie ne peut pas s'effectuer du jour au lendemain mais progressivement, surtout en raison des contraintes de certification, mais également des contraintes techniques. La densité d'éner-

gie fournie par des actionneurs électriques a fortement augmenté, comme présenté par Cronin (1990) et Jones (2002). Cette augmentation a permis l'émergence des actionneurs électro-hydrauliques. La fonction d'actionnement principal était effectuée au moyen de la puissance hydraulique, alors que la fonction dégradée (en cas de panne) était accomplie par une puissance électrique. Cette partie électrique convertit la puissance électrique en puissance hydraulique au moyen d'un circuit hydraulique localisé. Une telle architecture permet une réduction du nombre de circuit hydraulique. Cette puissance est alors utilisée pour actionner la surface de contrôle. Il s'agit d'actionneur dit EBHA pour Electric Backup Hydraulic Actuator, Moir et Seabridge (2011). La Figure 1.8 présente ce type d'architecture.

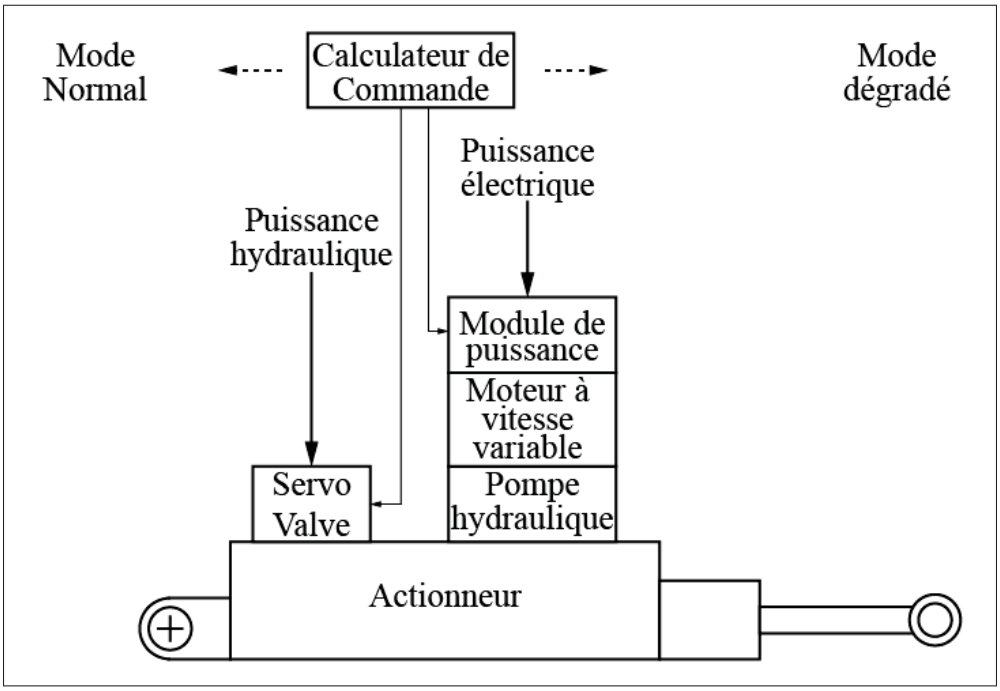


Figure 1.8 Diagramme de fonctionnement d'un actionneur EBHA adaptée de Moir et Seabridge (2011) p.44.

Peu à peu, la fonction primaire et la fonction de secours ont été inversées. Le système hydraulique ayant été relégué à la fonction de secours, ces actionneurs sont dits EHA.

L'amélioration de performance des systèmes entièrement électriques ainsi que leur excellente fiabilité a conduit progressivement à un actionnement tout électrique. C'est-à-dire que la conversion de puissance électrique en puissance hydraulique a été remplacée par une conversion de la puissance électrique en puissance mécanique. Cette dernière conversion est reliée directement à la surface de contrôle. On parle alors d'actionneur EMA. Le principe de ce type d'actionneur est présenté sur la Figure 1.9.

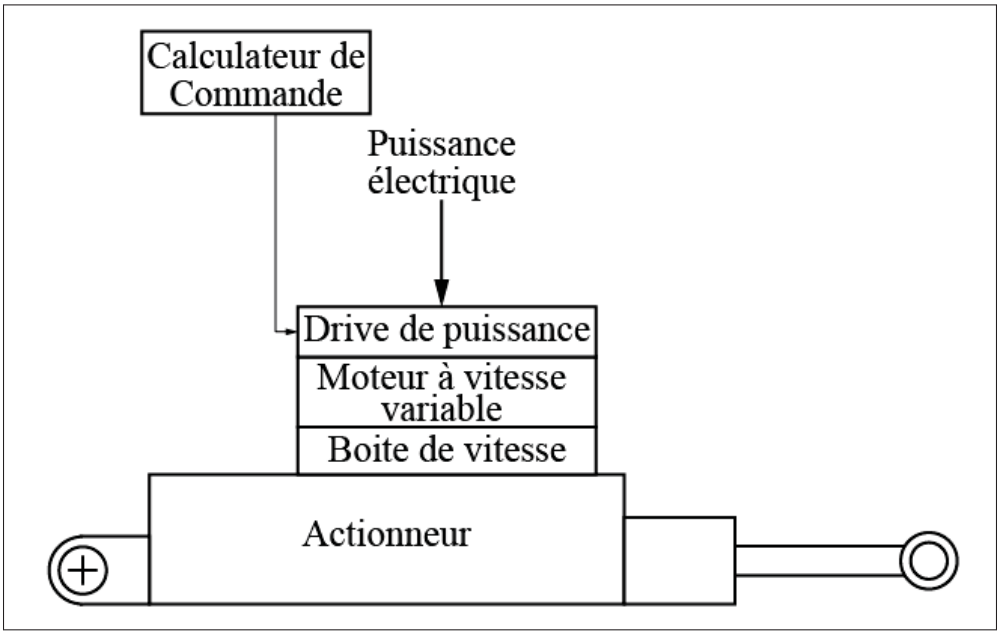


Figure 1.9 Diagramme d'un actionneur EMA
adaptée de Moir et Seabridge (2011) p.33.

Tous ces actionneurs sont toutefois installés dans l'aile ou près de la surface à contrôler, pouvant nécessiter l'utilisation de carénage extérieur à l'aile, tel qu'entouré sur la Figure 1.10. De tels carénages réduisent les performances aérodynamiques de l'aile.

C'est pour cette raison que des recherches proposent de nouvelles solutions permettant de rendre ces surfaces adaptables, en faisant en sorte que le bord de fuite de l'aile se déforme en absence d'actionneur visible sous la voilure.

Figure 1.10 Carénage de volet sur
Airbus A300
adaptée de Pingstone (2003).

Certains de ces projets de surface adaptable utilisent des composites à matrice flexible ou FMC pour Flexible Matrice Composite. Il s'agit de tubes déformables à actionnement hydraulique tels que ceux présentés par Doepke *et al.* (2015). La Figure 1.11 présente la déflection d'une surface de contrôle utilisant des FMC.

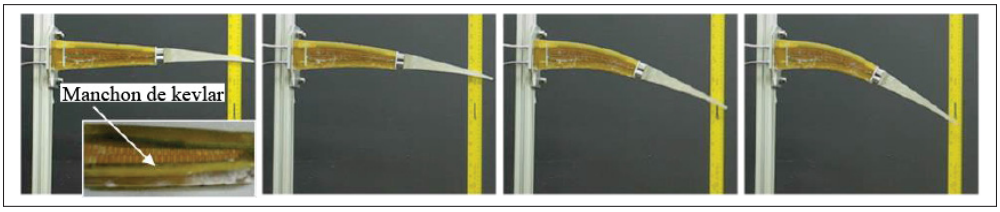


Figure 1.11 Surface de contrôle actionnée par FMC
tirée de Doepke *et al.* (2015).

Plus récemment dans le cadre de son programme d'aviation responsable vis-à-vis de l'environnement (ERA), la NASA a testé en vol un avion à bord de fuite adaptatif intitulé ACTE pour Adaptive Compliant Trailing Edge, NASA (2014). Le bord de fuite adaptatif utilise une technologie brevetée par la compagnie FlexSys® qui permet d'obtenir des déflections pouvant aller jusqu'à 30°.

1.3 Essais structuraux en aéronautique

1.3.1 Les essais structuraux

En aéronautique, la contrainte de certification est très forte, d'autant plus pour l'aviation civile. La certification est gérée par des autorités de certification. En Europe, il s'agit de l'agence européenne de la sécurité aérienne (EASA) et aux États-Unis il s'agit de la « Federal Aviation Administration » (FAA). Ces autorités imposent au constructeur d'aéronef le respect de règles dans la conception, la fabrication et la validation des aéronefs.

Les tests mécaniques structuraux prennent place au niveau de l'étape de validation et permettent à l'avionneur de démontrer que la structure mécanique qu'il a développée, satisfait aux critères des autorités de certification. Ces critères peuvent porter sur la résistance statique, la résistance dynamique ou encore la résistance en fatigue.

La résistance statique consiste à appliquer la charge maximale que va être capable de supporter la structure avant sa rupture. Ce type de test est réalisé sur des portions de structure, telles que les ailes ou le fuselage mais également sur la structure intégrale de l'avion. Les objectifs principaux de ce type de test tels que mentionnés par Rosenfeld (1972) sont les suivants :

- S'assurer que le design structurel respecte les charges maximales requises.
- Obtenir les déformations structurelles nécessaires pour la validation des modèles numériques.
- Valider les performances de l'aéronef et étudier aussi ses possibles améliorations futures.
- Alléger et prévenir les futures difficultés de maintenance.

Les tests de résistance dynamique servent à valider la position des modes propres de la structure ainsi que l'absence de couplage destructeur entre ces modes.

La résistance en fatigue est quant à elle démontrée par des tests souvent très longs (plusieurs mois), lors desquels la structure est sollicitée par des chargements périodiques d'une faible intensité. Par exemple, d'après Airbus (2014) les tests statiques de l'A380 d'Airbus ont duré 26 mois ; durant cette période, la structure a reçu 2.5 fois le chargement qu'elle verrait lors d'un vol commercial. Les essais ont permis d'accumuler un total de 47500 cycles de vol, soit 2.5 fois le nombre de vols que l'avion fera pendant ses 25 ans d'opération.

D'une façon générale, la structure est installée de façon à être maintenue en place en utilisant les interfaces structurelles qui seront utilisées pour l'assembler sur l'avion réel. La charge est appliquée de la façon la plus réaliste possible sur la surface où elle sera appliquée sur l'avion final. Initialement le chargement est créé à partir de poids mort, comme des sacs de grenaille de plomb. La charge peut aussi être appliquée en utilisant des vérins hydrauliques à commande numérique afin de pouvoir reproduire l'intégralité des conditions de vol que connaîtra l'aéronef au cours de sa vie.

Lors d'un test statique à chargement maximal, la structure voit 1.5 fois le chargement limite que l'avion pourra rencontrer. Une fois que ce chargement est atteint, l'avion a réussi le test statique.

La conception du banc d'essai ayant servi aux essais structuraux de la section d'aile de notre projet a été réalisée par Massé (2015).

1.3.2 Déformations et contraintes

Les informations présentées dans cette section sont issues de Bazergui (2002) et Fanchon (2007). Ces informations sont utiles car elles démontrent la manière selon laquelle les déformations et les contraintes ont été mesurées et calculées dans ce projet.

Une déformation apparaît sur une pièce lorsque une force est appliquée sur celle-ci. Les déformations mesurées par des capteurs de déformation ont lieu dans le domaine élastique du matériau considéré. L'élasticité d'un matériau est exprimée par sa capacité à retrouver sa forme d'origine après avoir subi une déformation. Le domaine élastique est réversible car c'est le domaine de déformation dans lequel le matériau déformé retrouve sa forme d'origine.

Le domaine élastique est opposé au domaine plastique. Ce domaine apparaît lorsque la déformation du matériau est non-réversible. La modélisation des déformations élastiques s'effectue pour la traction-compression et pour le cisaillement. Ces deux déformations, ainsi que la force F qui est appliquée sont présentées sur la Figure 1.12.

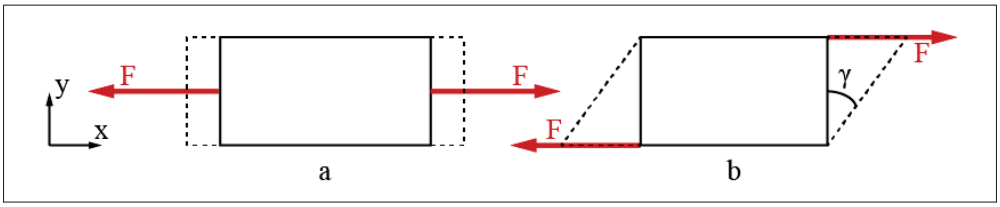


Figure 1.12 Schéma des modèles de déformation standard,
(a) modèle de traction-compression, (b) modèle de cisaillement

Une jauge de déformation est un capteur permettant de mesurer localement de faibles déformations. Dans le cas d'une déformation uni-axiale, la jauge de déformation mesure une élongation correspondant au modèle de traction-compression. Pour faire la différence entre la traction et la compression, on regarde le signe de l'élongation. La déformation uni-axiale ε est définie par l'équation 1.1, où ΔL est la variation de longueur sous charge et L_0 est la longueur initiale de la jauge. Cette équation n'est vraie qu'uniquement dans le cas de petites déformations.

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L_0} \tag{1.1}$$

En connaissant la déformation de la pièce ε ainsi que le module de Young E du matériau de la pièce, il est possible de calculer la contrainte normale à la pièce au niveau de la jauge de déformation. Une contrainte correspond à une force appliquée par unité de surface, il s'agit

donc d'une pression. Le module de Young caractérise le comportement du matériau et correspond à la contrainte mécanique qu'il faudrait appliquer au matériau pour que celui-ci double de longueur. L'équation 1.2 montre la relation entre la contrainte σ et la déformation ε dans le cas d'une jauge de déformation uni-axiale pour un matériau de module de Young E connu.

$$\sigma = E.\varepsilon \tag{1.2}$$

Il est possible d'associer 3 jauges de déformation uni-axiale pour former une rosette. La rosette est donc constituée de 3 jauges de déformation associées dans le même plan mais pas suivant la même direction. La Figure 1.13 présente un schéma de la disposition des jauges de déformation dans une rosette.

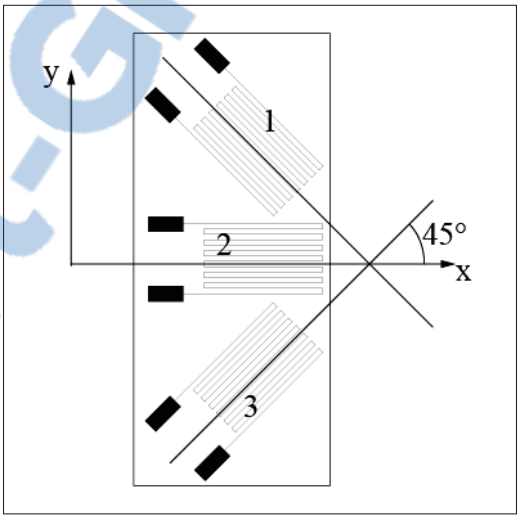


Figure 1.13 Rosette rectangulaire.

La rosette présentée sur la Figure 1.13 permet de calculer la déformation ε_{xx} suivant l'axe x, la déformation ε_{yy} suivant l'axe y et l'angle de glissement γ_{xy} entre les axes x et y après déformation Les Équations 1.3 présentent la façon de calculer les déformations ε_{xx}, ε_{yy} et γ_{xy} à

Rapport-Gratuit.com

partir des déformations ε_1, ε_2 et ε_3 issues des 3 jauges de déformation de la rosette.

$$\begin{cases} \varepsilon_{xx} = \varepsilon_2 \\ \varepsilon_{yy} = \varepsilon_1 - \varepsilon_2 + \varepsilon_3 \\ \gamma_{xy} = \varepsilon_3 - \varepsilon_1 \end{cases} \tag{1.3}$$

Si la déformation principale à lieu suivant l'axe longitudinal x, le coefficient de poisson υ est défini comme le rapport des déformations transversales (y,z) à la déformation longitudinale x. Le module de rigidité G pour un matériau isotrope est exprimé par l'équation 1.4.

$$G = \frac{E}{2(1+\upsilon} \tag{1.4}$$

Pour le calcul de l'état de contraintes dans le plan de la rosette, nous utilisons les équations 1.5, où σ_{xx} et σ_{yy} sont les contraintes suivant l'axe x et l'axe y, τ_{xy} est la contrainte de cisaillement dans le plan x, y.

$$\begin{cases} \sigma_{xx} = \frac{E}{1-\upsilon^2}(\varepsilon_{xx} + \upsilon\varepsilon_{yy}) \\ \sigma_{yy} = \frac{E}{1-\upsilon^2}(\varepsilon_{yy} + \upsilon\varepsilon_{xx}) \\ \tau_{xy} = G.\gamma_{xy} \end{cases} \tag{1.5}$$

1.3.3 Théorie du pont de Wheatstone

Les déformations mécaniques sont mesurées à l'aide de jauges de déformation. Ces jauges sont de petites résistances électriques qui sont collées au matériau. Lors de la déformation, la résistance électrique de la jauge varie, traduisant ainsi la déformation. Les variations de résistance électrique sont très faibles. Afin de pouvoir les mesurer, il est nécessaire de les amplifier, pour cela on utilise un montage électrique en pont de Wheatstone. Ce type de montage peut également servir pour des capteurs de pression de type piézoélectrique. La Figure 1.14 présente le montage général d'un pont de Wheatstone. Le pont est alimenté par un courant continu d'intensité fixée entre les points A et C. La configuration présentée sur la Figure 1.14 permet de déterminer la valeur de la résistance Rx obtenue grâce aux résistances $R1$ $R2$ et $R3$. La résis-

tance *R*2 est une résistance variable et est ajustée de façon à ce que la tension dans le voltmètre présent aux bornes de B et D soit nulle.

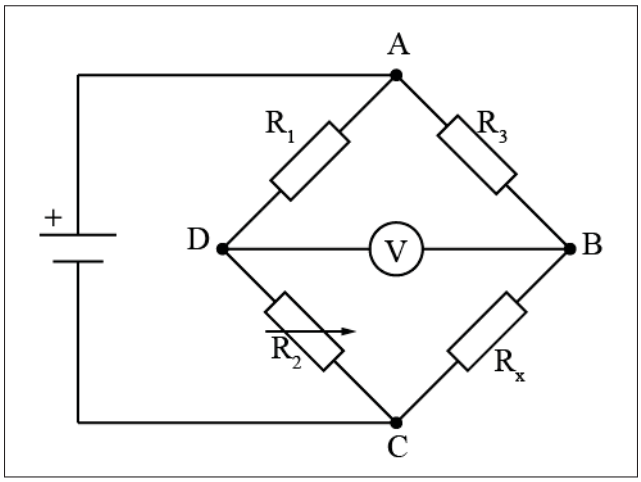


Figure 1.14 Pont de Wheatstone général.

Il existe plusieurs configurations électriques de ce pont de mesure. Dans le cas d'une utilisation avec une jauge de déformation, nous utilisons une configuration dite en quart de pont. La Figure 1.15 présente la configuration en quart de pont avec une rallonge de fil entre la jauge de déformation et le circuit de pont. La jauge de déformation est représentée par l'encadré en pointillé.

Dans cette configuration de quart de pont, il est nécessaire d'utiliser trois fils de rallonge identiques, pour que les résistances linéiques *r* de chacun des fils puissent être compensées dans le pont. D'après Marchand (2011), l'utilisation de trois fils permet également une compensation de la température. Toutefois, avec ce montage, il apparaît une désensibilisation du pont. La sensibilité d'un pont de Wheatstone est fournie par le ratio montré par l'équation 1.6, où Δx est la variation de résistance électrique lors de la déformation mécanique et *Rx* est la valeur initiale de résistance.

$$\frac{\Delta R_x}{R_x} \tag{1.6}$$

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

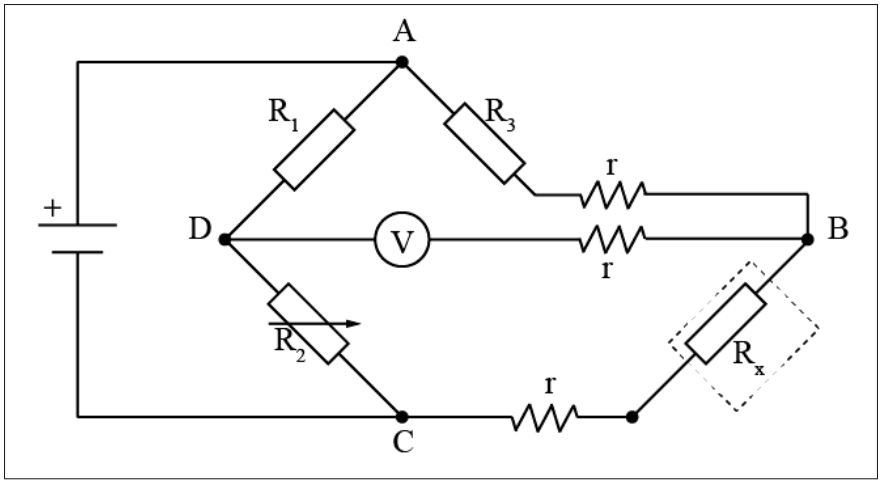


Figure 1.15 Configuration quart de pont avec rallonge de fil.

Or lorsque l'on ajoute trois fils de rallonge, on ajoute une résistance linéique r, le ratio qui est alors mesuré devient celui présenté par l'équation 1.7. La sensibilité dans la configuration rallongée est donc inférieure.

$$\frac{\Delta R_x}{R_x + r} < \frac{\Delta R_x}{R_x} \tag{1.7}$$

Dans le cas d'une utilisation avec un capteur de pression piézoélectrique de haute sensibilité, nous utilisons une configuration en pont complet, le pont de Wheatstone est alors partie intégrante du capteur de pression. La Figure 1.16 présente cette configuration avec une rallonge de fils. Le capteur incorporant le pont complet est représenté par un encadré en pointillé sur la Figure 1.16.

Cette configuration ne présente pas de déséquilibre dans le pont lui-même puisque le pont conserve ses quatre résistances. Toutefois le problème majeur qui est posé est que la tension d'excitation du pont qui est reçue entre les points A et C est inférieure à la tension qui est fournie par le générateur de tension continu. Par exemple, d'après Marchand (2011) pour des jauges de 120 Ohms et des fils de 3 Ohms, le voltage aux bornes d'entrée du pont est égal à 95% de celui présent à la sortie du générateur, il y a donc une réduction de 5% de la tension au borne du capteur.

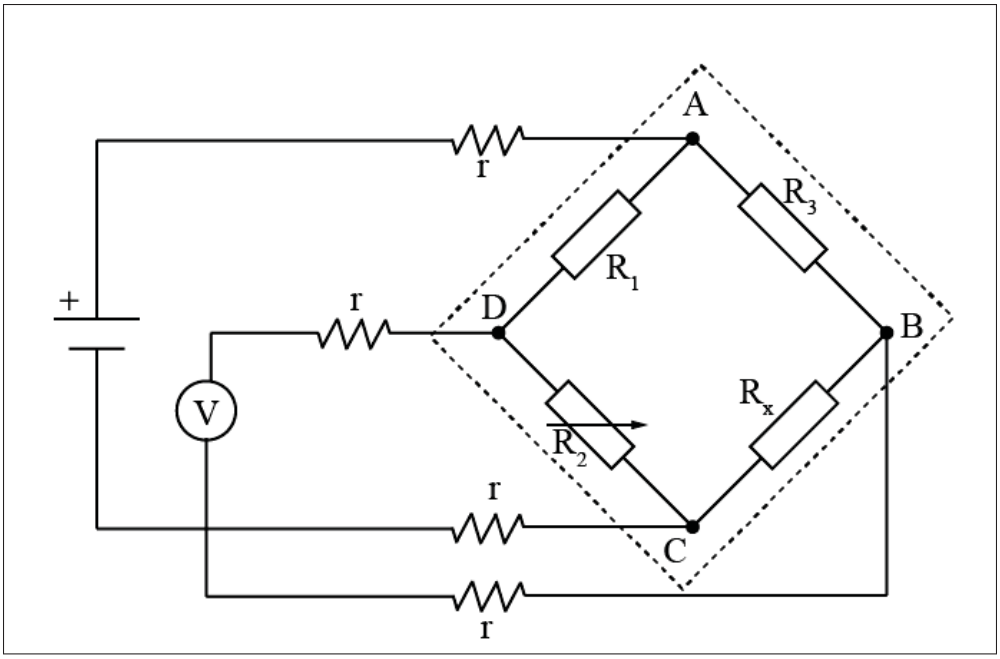


Figure 1.16 Configuration pont complet avec rallonge de fil.

1.4 Couche limite et méthode de détection de la transition

Cette section présentera une description de la couche limite ainsi qu'une description qualitative du phénomène de transition entre un écoulement laminaire et turbulent pour finir par la présentation des méthodes de détection de la transition les plus couramment utilisées.

1.4.1 Description de la couche limite

On dit qu'un écoulement est laminaire lorsque les particules de fluide présentent un ordonnancement et suivent des trajectoires bien déterminées. Par opposition, lorsque les particules de fluide deviennent désordonnées et de trajectoire aléatoire, l'écoulement est dit turbulent. Le nombre de Reynolds est un nombre sans dimension permettant de caractériser la nature d'un régime d'écoulement de fluide. Il a été mis en évidence en 1883 par Osborne Reynolds.

Dans le cas d'un écoulement de fluide réel, il existe une couche de fluide entre l'écoulement à vitesse nominale et la paroi de l'objet, où la vitesse est nulle. Dans cette couche, les gradients

de vitesse sont importants et les forces de viscosité se manifestent. Cette couche est appelée couche limite. La Figure 1.17 illustre ce phénomène.

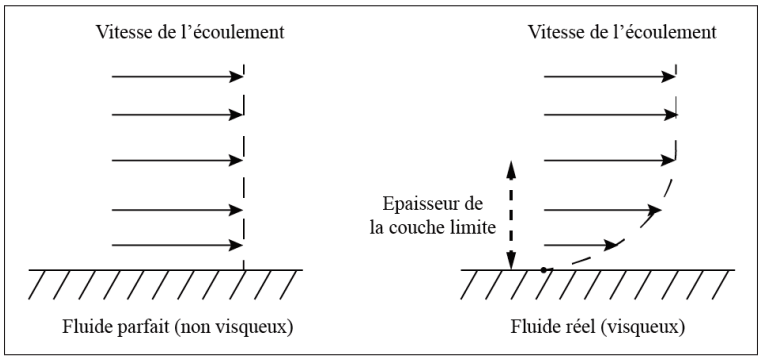


Figure 1.17 Profil de vitesse d'un fluide parfait et d'un fluide visqueux sur une plaque plane.

La couche limite joue un rôle très important car elle conditionne le frottement du solide dans le fluide. Comme approximation, on peut dire que dans le cas d'un profil d'aile, la couche limite aura tendance à être laminaire au niveau du bord d'attaque, et turbulente au niveau du bord de fuite. L'épaisseur de la couche limite va de la surface du corps à la zone où la vitesse du fluide est 0.99 fois la vitesse du fluide en dehors de la couche limite. Cette distance est fonction du nombre de Reynolds de l'écoulement. Le passage d'un écoulement laminaire à un écoulement turbulent ne se fait pas de façon immédiate. On observe alors une zone de transition entre ces deux états. Cette zone de transition apparaît en raison d'une instabilité entre les couches de fluides du régime laminaire.

1.4.2 Description qualitative de la transition

A son origine, la couche limite qui se développe sur un corps est généralement laminaire. Elle peut ensuite rapidement évoluer selon des excitations. Ces excitations peuvent être liées à l'écoulement extérieur, telles que des turbulences résiduelles, ou liées à la paroi telles que des vibrations ou la rugosité de celle-ci. Ces perturbations n'ont pas besoin d'être d'amplitude im-

portante pour déclencher la transition. De manière générale, elles ont pour effet de la convertir d'un état laminaire à un état turbulent au terme d'un processus plus ou moins complexe.

Il existe deux différents types de transition : le mode "convectif", qui est le résultat de la convection thermique d'un espace turbulent dans un écoulement laminaire, et le mode "créatif", qui, lui, est issu d'un scénario d'instabilité. Nous nous intéresserons à ce dernier mode de création pour l'ensemble notre étude. Lors de phases initiales de transition, des ondes bidimensionnelles régulières apparaissent dans la couche limite. Il s'agit des ondes de *Tollmien-Schlichting* aussi appelés ondes TS, Schlichting (1968). La description du scénario de transition par ondes TS peut se faire à l'aide de l'exemple du cas de la plaque plane sans gradient de pression. La Figure 1.18 représente une vue de profil d'une plaque plane sur laquelle sont représentées les différentes étapes de la transition.

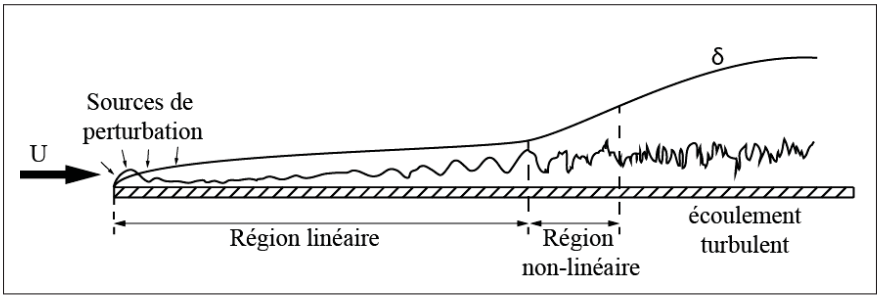


Figure 1.18 Les étapes de la transition sur une plaque plane sans incidence schéma adaptée de Schlichting (1968).

- Durant la première phase, la couche limite réagit aux perturbations extérieures en développant des modes propres : ce sont les ondes TS. Ces ondes sont décrites par la théorie de la stabilité des écoulements laminaires par Smith et Gamberoni (1956) Cette théorie montre, entre autres, l'existence d'un nombre de Reynolds critique en dessous duquel toute perturbation est amortie.
- Une fois le nombre de Reynolds critique dépassé, les ondes TS se propagent en s'amplifiant. Leur amplitude, qui croît de façon exponentielle, finit par atteindre un niveau d'amplitude critique.

- Lorsque l'amplitude des instabilités atteint des valeurs importantes (environ quelques pourcents de la vitesse extérieure), l'écoulement entre dans une phase non-linéaire. La couche limite se déforme alors et devient tridimensionnelle sous l'effet de l'amplification. Des structures ordonnées apparaissent suite à des interactions entre les modes propres. Ensuite, la cohérence temporelle et spatiale se perd, le domaine spectral s'élargit et les processus deviennent aléatoires, les interactions deviennent fortement non-linéaires et sont suivies par l'apparition des premières régions turbulentes.

1.4.3 Méthode d'identification semi-empirique e^N

La méthode semi-empirique de calcul de transition e^N a été très largement utilisée depuis son introduction par van Ingen (1956). Il s'agit de la première méthode capable de modéliser l'agrandissement des ondes TS dans la couche limite. Cette méthode a été développée dans le but d'être utilisée pour la résolution de problèmes en mécanique des fluides numériques (CFD). Cette méthode est en théorie applicable à n'importe quel solveur de fluide visqueux du moment que ce dernier peut fournir un profil moyen de vitesse dans la couche limite. Le fondement de cette méthode se base sur la théorie de la stabilité linéaire par Smith et Gamberoni (1956).

On définit le facteur N qui représente l'évolution logarithmique de l'amplitude des ondes le long de leurs trajectoires de x_0 à x, avec x_0, l'abscisse à partir de laquelle l'onde de fréquence f commence à s'amplifier (l'abscisse critique) et A_0 l'amplitude de l'onde à cette abscisse. L'équation 1.8 présente l'expression du facteur N.

$$N(x,f) = \ln \frac{A(x,f)}{A_0(x_0,f)} \tag{1.8}$$

En écoulement stationnaire bidimensionnel, la trajectoire des ondes est confondue avec la direction longitudinale de l'écoulement. La méthode du e^N est abordée par M.Mack (1977) en corrélant la valeur de N à la transition (N_t) avec le taux de turbulence extérieure en écoulement bidimensionnel (Tu). La relation est connue sous le nom de formule de Mack et elle est

présentée par l'équation 1.9.

$$N_t = -8.43 - 2.4\ln(Tu))10^{-3} \leq Tu \leq 2.10^{-2} \tag{1.9}$$

Ce critère de détection de la transition est utilisé dans le code à licence libre Xfoil. Dans ce code, il est possible de modifier la valeur de N utilisée. La valeur de N utilisée dépend du niveau de perturbation ambiant dans lequel le profil évolue. Il est nécessaire de configurer cette valeur en fonction du niveau de perturbation présent dans l'écoulement fourni. Les valeurs de $N_{critique}$ varient de 4 à 14 en fonction de la qualité de l'écoulement, une valeur élévée signifie que l'écoulement est de meilleur qualité. Le niveau de perturbation sera alors appliqué dans le calcul d'écoulement de Xfoil, imitant les effets de ces perturbations sur la position de la transition.

1.4.4 Méthodes d'identification expérimentale de la transition

De manière expérimentale, lorsque l'on veut détecter la transition d'écoulement laminaire à turbulent, il existe un certain nombre de méthodes. Celles-ci peuvent être intrusives ou non-intrusives. Les méthodes de détection que nous considérons comme intrusives sont celles qui peuvent potentiellement perturber l'écoulement par l'ajout d'une substance chimique ou d'élément mécanique à l'écoulement ou au modèle. Les méthodes non intrusives qui ne perturbent pas l'écoulement.

1.4.4.1 Visualisation par flux d'huile

La méthode de visualisation par flux d'huile consiste à déposer une couche d'huile, préalablement mélangée à un colorant, sur la surface du modèle dont on souhaite observer la transition. La zone de transition a pour effet de faire changer l'épaisseur de la couche d'huile ou de faire apparaître des flaques d'huile, entraînant des changements visibles de contraste sur la surface huilée. Des viscosités différentes ainsi que des colorants différents permettent de faire apparaître la transition en fonction des conditions de vol. Meyer et Lisa (1985) présen-

tait des résultats issus d'essais en vol effectués sur le F-111. Leur étude montre qu'avec des pigments sombres, la zone la plus claire correspond à la zone laminaire alors que la zone plus foncée présente la zone turbulente. Une représentation est disponible dans l'étude effectuée par Fisher et Robert R. Meyer (1988).

La procédure pour l'utilisation d'huile dans le cadre d'essais en soufflerie est la suivante. Le mélange d'huile et de pigments colorant est préparé puis déposé sur le modèle installé dans la chambre d'essais alors que l'écoulement est arrêté. Le modèle est alors amené à la condition d'écoulement souhaitée le temps que l'huile se répartisse en accord avec le phénomène observé. La soufflerie est alors arrêtée et des photos sont prises. Cette procédure est issue du site internet NASA (2015).

1.4.4.2 Méthode par cristaux liquides

Les cristaux liquides étalés sur une paroi exposée à un écoulement de fluide change de couleur avec les forces de cisaillement. Or, la transition d'écoulement laminaire en écoulement turbulent passe par des changements de force de cisaillement au niveau de la paroi. Il en est de même pour les chocs normaux.

Une solution de cristaux liquides et de solvants est pulvérisée sur la surface du modèle à observer, environ une heure avant le début des essais. Holmes *et al.* (1986) rapporte qu'une surface noire plate fournit les meilleurs résultats. De plus, l'angle de prise de vue ainsi que la source lumineuse éclairant la surface ont une grande importance. La meilleure configuration est de positionner l'appareil de prise de vue perpendiculaire à la surface à tester, alors que la source lumineuse se trouve à l'arrière de l'appareil. Une visualisation de la transition du régime laminaire au régime turbulente peut être observée par Mosharov *et al.* (2012).

L'inconvénient de cette méthode de détection est le fait que la solution de cristaux liquide perturbe l'écoulement et notamment la position de la transition en changeant la qualité aérodynamique de la paroi du modèle.

1.4.4.3 Méthode de vélocimétrie par image de particules

Cette méthode consiste à prendre des photos de l'écoulement dans un intervalle de temps très court. Une analyse d'image par corrélation permet d'obtenir le champ de vitesse des particules de l'écoulement. L'intervalle entre deux photographies est très court, de l'ordre de 6 à 10 ns car l'écoulement peut être très rapide. La mesure de la turbulence obtenue grâce à cette méthode devient très difficile en raison de la résolution d'image nécessaire pour détecter de petites variations dans l'écoulement.

Cette méthode nécessite un nombre important d'équipements de haute précision. De plus, il est nécessaire que l'écoulement de fluide soit visible, il faut donc ajouter des marqueurs aux particules de l'écoulement, par exemple de la fumée. Adrian et Westerweel (2011) a fournit toutes les informations nécessaires pour mener à bien une étude de vélocimétrie par image de particule.

1.4.4.4 Utilisation de fils chauds

L'utilisation d'un fil chaud permet de mesurer la vitesse de l'écoulement de façon très localisée. Cette méthode de mesure de vitesse se base sur le principe du « refroidissement éolien », c'est-à-dire sur une indication subjective de la température ressentie. La température ressentie correspond à la puissance dissipée par un corps, c'est-à-dire à la puissance transférée du corps vers l'extérieur. L'anémométrie par fil chaud consiste à mesurer la puissance transférée depuis le fil chauffé électriquement, et refroidi par le passage du fluide. Ce type de capteur fournit donc une information de vitesse d'écoulement local au moyen d'une mesure de dissipation thermique. La mesure de cette énergie dissipée passe par une variation de la résistance électrique du fil, et sa résistance peut facilement être mesurée au moyen d'un pont de Wheatstone tel qu'abordé dans la Section 1.3.3.

Cette méthode de mesure de vitesse est très couramment utilisée en recherche aérodynamique en raison de son coût réduit mais également de la précision que ces capteurs fournissent. De plus l'impact aérodynamique de ces capteurs sur l'écoulement reste minimal. Il est pos-

Rapport-Gratuit.com

sible d'utiliser ce type de capteurs pour mesurer des vitesses instantanées sur une surface, par exemple en utilisant des bandes collantes intégrant plusieurs fils chauds. Des informations complémentaires sur ce type de mesures de vitesses peuvent être trouvées dans Bruun (1995).

1.4.4.5 Méthode par infrarouges

Le phénomène de transition d'écoulement laminaire vers un écoulement turbulent, s'accompagne d'un changement dans le coefficient de transfert thermique tel que mentionné par Labergere (2010). Ce coefficient permet de déterminer le flux d'énergie traversant un milieu, par unité de surface.

Le coefficient de transfert thermique est plus important dans une couche limite turbulente alors que dans une couche limite laminaire, celui-ci est plus faible. Ce coefficient de transfert thermique apparaît lorsqu'il existe une différence de température entre le modèle et le fluide évoluant autour du modèle. Pour faire apparaître cette différence de température, il est possible de chauffer ou refroidir le fluide ou le modèle. Mébarki *et al.* (2009) a fait le choix de chauffer le modèle au moyen d'une lampe halogène placée à l'extérieur de la chambre d'essais, alors que Joseph *et al.* (2014) a fait le choix de chauffer le modèle par son intérieur au moyen de bandes chauffantes. Si les températures sont maintenues constantes au cours du temps, le coefficient de transfert thermique est directement relié à la différence de température entre la surface du modèle et l'écoulement. Or, dans le cas d'une utilisation en soufflerie, la température du fluide ne varie que faiblement, reliant ainsi le coefficient de transfert thermique à la variation de température du modèle.

La température à la surface du modèle est alors mesurée au moyen d'une caméra infrarouge. La caméra est positionnée en dehors de la chambre d'essais et permet de relever et d'enregistrer la température à la surface du modèle. La surface du modèle est généralement recouverte d'une peinture isolante ou d'une couche d'isolant permettant une isolation thermique du modèle afin de pouvoir mesurer clairement la température à la surface du modèle. En absence d'isolant

thermique et dans le cas d'un modèle en aluminium, la réflexion de la source de chaleur sur le modèle peut perturber l'image infrarouge comme dans la Figure 4 de Joseph *et al.* (2014).

Le traitement des images infrarouges permet de corriger la distorsion de l'image liée à certains objectifs. Le traitement d'image permet également de définir une correspondance entre la position en pixel et un repère de coordonnée physique en utilisant 4 points sur le modèle considérés comme fixes. Cette méthode est présentée par Mébarki *et al.* (2009). Un masque permettant de caché les zones en dehors du modèle est également appliqué sur l'image infrarouge afin de limiter la mesure de température au modèle uniquement, limitant ainsi les zones de pollution thermique.

1.4.4.6 Dérivée seconde du Coefficient de pression

Une autre méthode de détection communément utilisée, pour des essais de soufflerie principalement, se base sur la répartition des pressions autour du profil d'aile.

Afin d'obtenir ce profil de pression expérimentalement, il est nécessaire de positionner des capteurs de pression le long du profil. Ces capteurs de pression permettent d'obtenir une information de pression ponctuelle, localisée à l'endroit où le capteur est installé. En installant un grand nombre de capteurs le long du profil et en interpolant entre les pressions de ces capteurs, il est alors possible d'obtenir une courbe continue de l'évolution de la pression le long du profil. La Figure 1.19 présente un profil de pression en fonction de la corde du profil pour un profil NACA 4415. Ce profil de pression a été obtenu grâce au logiciel de calculs aérodynamiques Xfoil v6.97.

On peut constater sur la Figure 1.19 qu'une chute de pression apparaît. Cette chute de pression a été identifiée par Galbraith et Coton (1990) comme étant une bulle de séparation apparaissant dans la couche limite. Cette bulle est caractéristique de l'apparition de la transition pour des nombres de Reynolds faibles.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

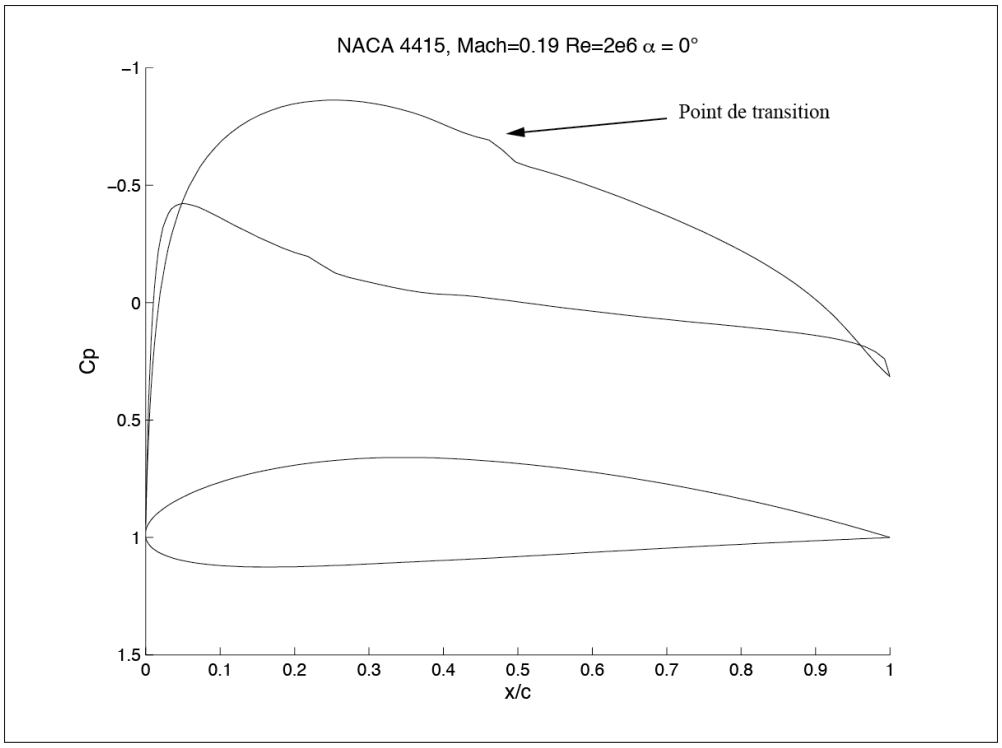


Figure 1.19 Distribution de pression pour un profil NACA 4415 à un nombre de Mach = 0.19, nombre de Reynolds = 2e6 et angle d'attaque = 0˚

Ainsi, en identifiant cette chute de pression, à partir de mesures de pression expérimentale nous pouvons déterminer la position de la transition. Popov *et al.* (2008) ont proposé une méthode de détection de la transition se basant sur la dérivée seconde de la distribution de pression suivant la corde. La méthode consiste à interpoler les valeurs de pression entre les valeurs enregistrées par les capteurs de pression afin d'obtenir une courbe de pression continue. Une fois la courbe obtenue au moyen d'une méthode d'interpolation telle qu'une interpolation polynomiale cubique, nous sommes alors en mesure de calculer la dérivée seconde de la distribution de pression par rapport à la corde. Une série de fluctuations dans la dérivée seconde devient alors clairement visible. Cette fluctuation correspond à la chute de pression présentée sur la Figure 1.19 La Figure 1.20 montre la dérivée seconde de la distribution de pression suivant la corde pour le profil NACA 4415. Cette méthode d'identification présente le gros avantage qu'elle peut être implémentée dans une application en temps réel, permettant ainsi une identi-

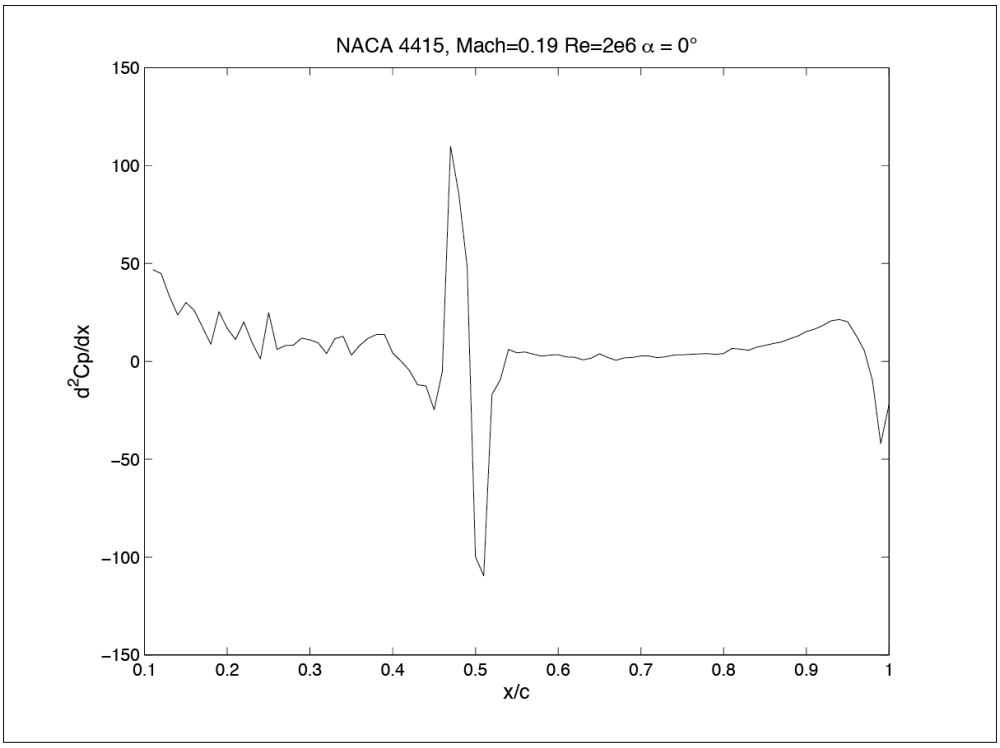


Figure 1.20 Deuxième dérivée de la distribution de pression suivant la corde pour un profil NACA 4415 au nombre de Mach = 0.19, nombre de Reynolds = 2e6 et angle d'attaque = 0˚.

fication de la transition en temps réel, par recherche de maximum sur la dérivée seconde de la pression suivant la corde.

1.4.4.7 Analyse fréquentielle du coefficient de pression

Une fois la transition dépassée, l'écoulement devient turbulent, aléatoire et la pression instantanée au niveau de la paroi du modèle présente un niveau de bruit important. C'est-à-dire qu'il y a de petites variations dans les valeurs de pression instantanée. Il est donc théoriquement possible grâce à l'utilisation de capteurs suffisamment sensibles de pouvoir observer ces variations de pression. Ces capteurs existent et utilisent une technologie piézoélectrique très sensible, capable de convertir une information de pression en variation de résistance électrique. Cette résistance est alors mesurée grâce à un pont de Wheatstone. L'un des fabricants de ce type de capteurs est la compagnie Kulite.

Ces variations de pression étant aléatoires et donc non périodiques, on peut dire qu'elles représentent un bruit dans le signal de pression. Or grâce à l'utilisation de la transformée de Fourier du signal temporel du capteur de pression, il est possible d'obtenir le spectre fréquentiel de ce signal et ainsi de mesurer le niveau de bruit perçu par les capteurs. Une visualisation du spectre fréquentiel est visible sur la Figure 4 de l'article de Grigorie *et al.* (2014) En positionnant quelques capteurs le long de la corde, il est donc possible d'identifier grâce à l'utilisation de la transformée de Fourier rapide (FFT), des variations dans le niveau de bruit de chaque capteur. En absence de transition, le spectre ne verrait aucune de ces fréquences amplifiées. Lorsque la transition apparaît, seulement quelques fréquences situées entre 4kHz et 6kHz sont amplifiées dues aux ondes TS et à l'apparition des non-linéarités dans ces ondes. Afin de détecter ces fréquences il est nécessaire d'échantillionner le signal des capteurs de pression à 20kHz. Enfin, lorsque la transition existe et que l'écoulement est devenu turbulent, toutes les fréquences du spectre seraient amplifiées. Un affichage par superposition des courbes de FFT de chaque capteur permet d'identifier le premier capteur parmi tous les capteurs situés sur a corde, qui fournit le plus haut niveau de bruit. Le capteur présentant le plus haut niveau de bruit est donc le premier capteur à être en présence d'un écoulement turbulent. Cette approche a été utilisée dans le projet antérieur CRIAQ 7.1 et aussi dans le projet actuel CRIAQ MDO-505.

1.5 Présentation du projet d'aile adaptable CRIAQ MDO-505

Cette section s'attardera sur la configuration d'aile adaptable adoptée dans le projet CRIAQ MDO-505 ainsi que sur les partenaires du projet.

1.5.1 Configuration d'aile adaptable adoptée

La configuration adaptable sur laquelle se base le projet CRIAQ MDO-505 consiste en une déformation de l'épaisseur de l'aile au niveau de la peau supérieure. La configuration est alors de même type que celle du projet CRIAQ 7.1. L'aile du projet MDO-505 comprend un aileron mobile conventionnel et un aileron déformable. Le démonstrateur de l'aile adaptable présente une envergure et une corde dont l'emplanture est de 1,5m. L'aile et l'aileron sont

représentatifs en terme de rigidité, d'une structure d'avion réel développé par la compagnie Bombardier Aéronautique.

La peau adaptable de l'aile ne constitue pas l'ensemble de l'extrados mais elle se trouve sur 50% de la corde de l'aile. Le reste de l'extrados de l'aile n'est pas adaptable et il est constitué d'une structure rigide.

Afin de permettre la déformation de la peau supérieure, il est nécessaire de mettre en place une technologie d'actionnement. La technologie d'actionnement qui a été choisie dans le projet CRIAQ MDO-505 est constituée de quatre actionneurs électromécaniques. Ces actionneurs appliquent des forces ponctuelles sur leur point d'application répartis sur la surface de l'aile adaptable. L'aile adaptable présente deux lignes d'actionnement suivant l'envergure et chacune de ces lignes d'actionnement est constituée de deux actionneurs répartis le long de la corde.

Le bord de fuite de l'aile adaptable est constitué d'un aileron conventionnel pendant les premiers essais en soufflerie et ensuite par un aileron adaptable représentant 30% de la surface de l'extrados de l'aile. Dans une première série d'essais en soufflerie, l'aileron installé est un aileron conventionnel avec un seul axe de rotation. Dans un second temps, l'aileron installé est un aileron dit « adaptable » qui présente deux axes de rotation afin d'obtenir un braquage continu limitant les discontinuités aérodynamiques. La Figure 1.21 présente une section de l'aile adaptable au niveau d'une ligne d'actionnement. Pour des raisons de confidentialité, le profil utilisé dans cette illustration n'est pas le profil réel.

La Figure 1.21 (a) présente la section de l'aile adaptable avec l'aileron conventionnel dit aileron « rigide », la Figure 1.21 (b) présente la section d'aile adaptable pour l'aileron « adaptable ». Les flèches montrées sur la Figure 1.21 (a), au niveau de la peau supérieure montrent le déplacement de l'aile sous l'effet des actionneurs.

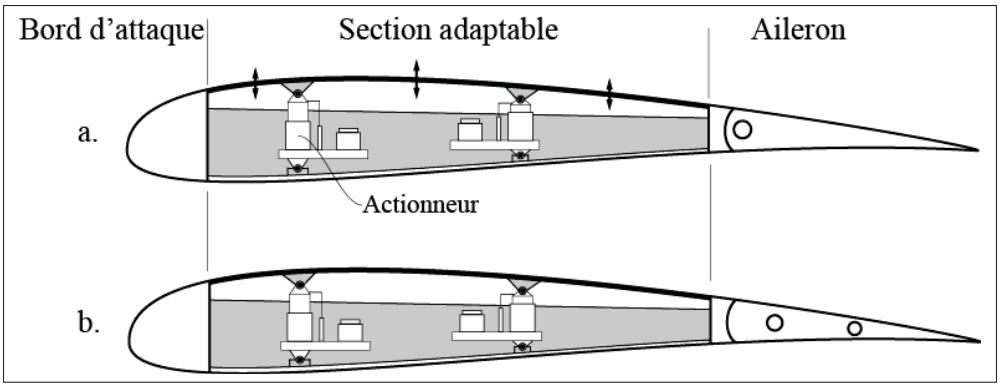


Figure 1.21 Section d'aile adaptable au niveau d'une ligne d'actionnement

1.5.2 Les partenaires du projet

Le projet CRIAQ intitulé « Architectures déformables pour l'amélioration des performances aérodynamiques pour un système d'aile et aileron et leur validation par des essais en soufflerie » est un des projets inscrits dans le thème « modélisation, simulation, optimisation et intégration de systèmes » du CRIAQ et porte l'identifiant 505.

Ce projet CRIAQ MDO-505 s'inscrit dans la continuité du projet CRIAQ 7.1 intitulé « Amélioration de l'écoulement laminaire sur une aile de recherche (validation des études numériques avec des résultats expérimentaux obtenus en soufflerie) ». Le projet CRIAQ 7.1 consistait en l'élaboration d'un profil à épaisseur adaptable permettant de démontrer l'efficacité de ce type de déformation. Le profil a été développé avec pour objectif principal les performances aérodynamiques. Par contre, les aspects de certification de l'aile n'ont pas été pris en compte dans la conception et la réalisation du projet.

Le projet CRIAQ MDO-505 a entrepris d'aller plus loin que son prédécesseur car l'aile développée pour ce projet se veut représentative d'une portion d'aile réelle en termes de structure et de rigidité.

Il s'agit d'un projet multidisciplinaire faisant intervenir un certain nombre d'acteurs universitaires et industriels. Le projet est dirigé par la Professeure Ruxandra Botez, directrice du laboratoire LARCASE de l'ETS. Les partenaires universitaires du projet sont les suivants :

- Le groupe de recherche du Professeur. Simon Joncas de l'École de technologie supérieure de Montréal (dans la suite de ce mémoire nous y ferons référence comme étant « l'équipe mécanique ») ;
- Le groupe de recherche du Professeur. Eric Laurendeau de l'École Polytechnique de Montréal ;
- Le groupe de recherche des Professeurs Leonardo Lecce et Rosario Pecore de l'université Frédérico-II de Naples.

Les participants universitaires sont appuyés par le soutien des participants industriels suivants :

- Bombardier Aéronautique à Montréal (Mr Patrick Germain, Mr Fassi Kafyeke) ;
- Thales Canada à Montréal (Mr Philippe Molaret, Mr Bernard Blouin et Mr Louis Xavier) ;
- Institut pour la recherche aérospatiale au conseil national de recherches du Canada à Ottawa (IAR-CNRC) ;
- Alenia Aéronautica à Naples ;
- Centre Italien de Recherche Aérospatiale (CIRA) en Italie.

L'équipe canadienne avait pour responsabilité la conception et la fabrication de l'aile adaptable ainsi que de son aileron rigide. La conception et la fabrication de l'aileron adaptable a été confiée à l'équipe italienne.

L'étude aérodynamique préliminaire a été confiée à l'École Polytechnique de Montréal. La conception et fabrication de la peau adaptable ainsi que la conception de la structure de l'aile ont été confiées au groupe de recherche du Professeur Simon Joncas. L'IAR-CNRC avait pour mission de fabriquer la structure rigide de l'aile ainsi que son bord d'attaque et l'aileron « rigide », en plus de fournir les installations de soufflerie permettant la validation expérimentale des résultats numériques. La conception et la fabrication des actionneurs de l'aile adaptable ont été réalisées à l'ÉTS.

Le contrôle de l'aile déformable et de l'aileron rigide, l'intégration des systèmes de commande et d'acquisition, la préparation et la réalisation des tests ainsi que des tests sur les bancs d'essais et en soufflerie ont été confiés au laboratoire LARCASE de l'ÉTS.

1.5.3 Présentation technique

Dans cette section, nous présenterons quelques détails techniques de la peau adaptable et de la structure de l'aile ainsi que des actionneurs de l'aile adaptable.

1.5.3.1 Peau adaptable et structure de l'aile

La peau adaptable se déforme sous l'effet des quatre actionneurs. Celle-ci a été conçue suffisamment flexible pour permettre l'obtention d'une forme continue sous l'effet des actionneurs, mais aussi suffisamment rigide pour satisfaire les contraintes imposées par l'industrie.

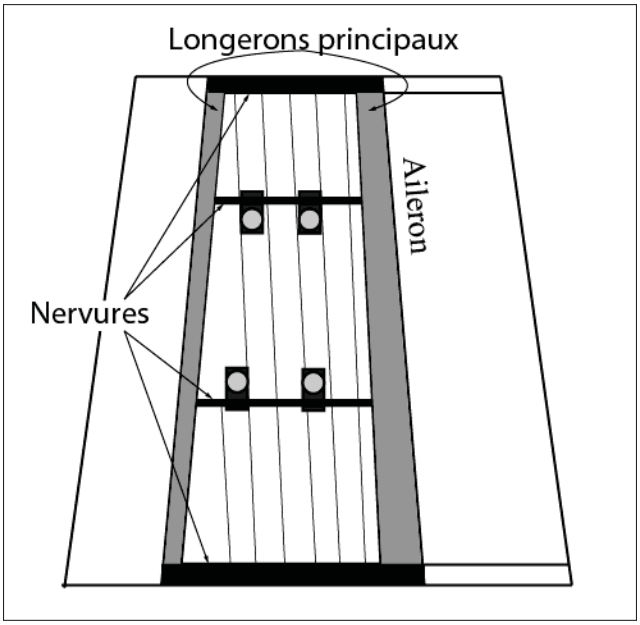


Figure 1.22 Position des longerons et des nervures

Afin de satisfaire ces requis, la peau flexible a été fabriquée en matériau composite avec une matrice de fibre de carbone issue du secteur aéronautique dans le but d'être la plus représentatif possible d'une peau supérieure présente sur les avions récents, Michaud *et al.* (2013). La peau déformable a été renforcée par une série de longerons.

La structure principale de l'aile a été réalisée intégralement en aluminium et comprend quatre nervures, deux longerons principaux et une peau inférieure renforcée par des longerons.

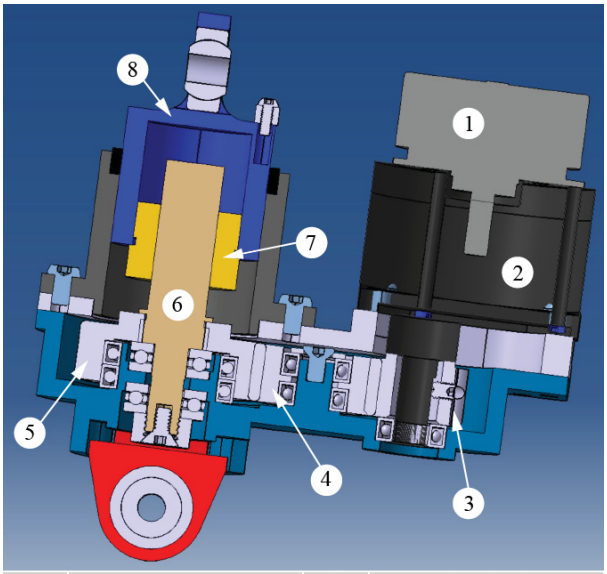
La première nervure permet de faire l'interface entre le support de la soufflerie et l'aile, tout en permettant le passage des câbles des capteurs et actionneurs présents dans l'aile. Les nervures 2 et 3 servent de support pour les actionneurs de la peau déformable et la 4eme nervure assure l'intégrité structurelle de l'aile. Les longerons principaux sont positionnés à l'avant et à l'arrière de la section adaptable présente sur la Figure 1.22

1.5.3.2 Présentation des actionneurs de l'aile adaptable

En raison de l'absence d'actionneur présent dans le commerce satisfaisant les contraintes d'encombrement, de puissance et des limites de déformation de la peau, l'équipe mécanique a proposé un design d'actionneur répondant à ces contraintes. La conception a été révisée par les industriels afin de satisfaire des critères de fiabilité présents dans l'industrie aéronautique. La conception a ensuite été prise en charge par l'ÉTS. L'équipe de LARCASE a été impliquée au niveau des spécifications de contrôle des actionneurs.

Chaque actionneur est constitué d'un moteur sans balais de marque Maxon®, lequel entraîne un réducteur, permettant d'augmenter le couple transmit en réduisant la vitesse de rotation. Le réducteur est connecté à une série de roues dentées conduisant à un mécanisme hélicoïdal permettant de transformer le mouvement de rotation des roues dentées en mouvement de translation du piston extérieur, de la même façon qu'une vis. La liaison entre la vis hélicoïdale et le piston extérieur, s'effectue au moyen d'un écrou en bronze afin de limiter le frottement et l'usure des pièces. La course du piston est donc directement asservie par la position angulaire du moteur sans balais. Afin d'obtenir un déplacement suffisamment précis au niveau du piston,

Rapport-Gratuit.com



1	Moteur	5	Roue dentée (3)
2	Réducteur	6	Vis trapézoïdale
3	Roue dentée (1)	7	Ecrou en bronze
4	Roue dentée (2)	8	Piston

Figure 1.23 Vue en coupe d'un actionneur de la peau adaptable

un capteur de position linéaire absolue de type LVDT est installé. Ce capteur de position permet, au moyen d'une boucle de commande, d'asservir précisément (erreur inférieur à 0,1mm) la course du vérin. La Figure 1.23 fournit une vue de côté simplifiée de l'actionneur.

CHAPITRE 2

DÉVELOPPEMENT D'UNE SOLUTION D'ACTIONNEMENT POUR L'AILERON RIGIDE DE L'AILE ADAPTABLE

L'aile adaptable du projet CRIAQ MDO-505 est équipée de deux ailerons, chacun étant installé pour des séries d'essais en soufflerie différents. Le premier aileron est dit « rigide » car il ne présente qu'un seul axe de rotation, il s'agit d'un aileron conventionnel. Celui-ci sert d'aileron de référence pour les deux premières séries de test en soufflerie. Le deuxieme aileron est l'aileron « adaptable », car il présente deux axes de rotation afin d'obtenir un braquage moins abrupt pour l'écoulement.

Ce chapitre de mémoire s'attachera à présenter le système d'actionnement de l'aileron rigide. Pour ce faire nous présenterons les contraintes de conception qui nous ont été imposées, ainsi que la solution d'actionnement d'un point de vue mécanique, électrique et de commande. La validation du système d'actionnement sera présentée au travers de la calibration du système, mais également d'une comparaison de pression autour de l'aileron ainsi qu'une analyse vibratoire de l'aileron lors des essais en soufflerie. Des résultats expérimentaux seront présentés.

2.1 Contrainte de conception

Une série de contraintes nous ont été imposées par les exploitants de la soufflerie utilisée pour le projet mais également par l'équipe aérodynamique afin que les essais se déroulent dans les meilleures conditions de sécurité pour les opérateurs et les équipements.

L'aileron doit être capable d'un déplacement angulaire maximal allant de +6˚à -6˚avec une erreur de position angulaire inférieure à 0.1˚pour toutes les positions de déplacement. La vitesse de déplacement de l'aileron doit pouvoir être définie par l'opérateur avec une valeur par défaut de 1˚/s. L'aileron doit être capable d'être actionné sous charge. Il est primordial que l'aileron ne dépasse pas la position angulaire imposée car le modèle d'aile avec l'aileron doivent être installés et testés sur la balance aérodynamique au IAR-CNRC et présente des limites de

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

chargement acceptables. Or le modèle d'aile étant de dimension importante, les efforts aérodynamiques qu'il génère sont proches des limites de la balance aérodynamique. De plus, le braquage de l'aileron augmente de façon significative les forces aérodynamiques générées par le système aile plus aileron. Un excès dans la position angulaire de l'aileron entraîne un excès de force aérodynamique généré par l'aile, ces forces deviennent inacceptables pour la balance de la soufflerie.

Le système d'actionnement de l'aileron ne doit pas perturber l'écoulement autour de l'aile, celui-ci doit donc être intégré à l'intérieur de l'aile ou bien être présent sous le plancher de la soufflerie. Toutefois dans ce second cas, l'espace disponible en dessous du modèle est limité. La Figure 2.1 présente l'espace disponible sous le modèle pour nos essais.

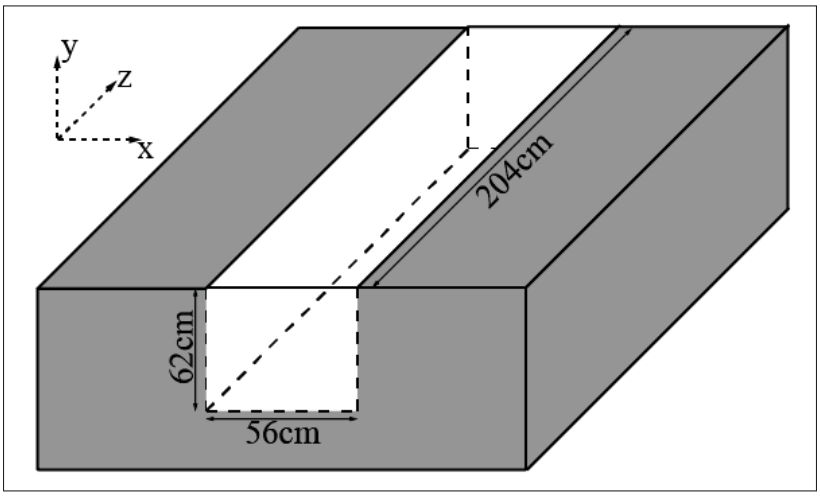


Figure 2.1 Espace disponible sous le plancher de la soufflerie

Le système d'actionnement doit être capable de se loger dans le volume blanc sur la Figure 2.1 sans entrer en interférence avec le volume coloré en gris. Au cas où cet évènement arriverait, la soufflerie s'arrêtera automatiquement.

Il est également nécessaire que le système soit capable de maintenir l'aileron en place pour sa plage d'angle de fonctionnement mais également que ce système présente une assez grande rigidité de sorte que l'aileron ne présente que très peu de vibrations. Ainsi l'aileron reste

contrôlable et les phénomènes de battement sont écartés. Ce point est primordial pour le bon fonctionnement des essais en soufflerie ainsi une validation par l'utilisation des accéléromètre a été réalisée.

Le système d'actionnement ne doit pas nécessiter plus de 15A de courant avec une tension maximale d'alimentation de 120v alternatif due aux spécifications techniques de la soufflerie. En cas de défaillance du système de contrôle, il est nécessaire que l'opérateur soit capable de débrancher l'alimentation de puissance du système d'actionnement.

2.2 Solution d'actionnement

Le couple maximal que les forces aérodynamiques exercent sur l'axe de rotation de l'aileron, est de 370N.m. Cette valeur nous a été fournie par l'équipe aérodynamique et a été obtenue pour un braquage maximal d'aileron de 6°à la vitesse d'écoulement maximale pour les essais, soit Mach 0.25. L'équipe de CNRC opérant la soufflerie nous impose un facteur de sécurité de 2.1 sur cette valeur, ce qui nous conduit à un couple de dimensionnement de 777 N.m. Toutefois nous nous sommes laissés beaucoup de marge quand à la tenue des efforts de notre système d'actionnement. Cette marge de sécurité nous permet d'augmenter l'angle de braquage de l'aileron, au delà de 6°, sans avoir besoin de changer le système d'actionnement de celui-ci.

Pour être capable de tenir le couple de dimensionnement et même plus, nous avons choisi d'opter pour une solution sous le plancher de la soufflerie. Cette solution d'actionnement ne perturbe donc en rien l'écoulement autour de l'aile. La solution d'actionnement se base sur un bras de levier solidaire de l'axe de rotation de l'aileron. Ce bras de levier est déplacé au moyen d'un actionneur linéaire lui-même actionné grâce à un moteur sans balais. La Figure 2.2 présente une vue générale de la solution. Les points A, B et C présents sur la Figure 2.2 nous seront utiles pour l'étude de la cinématique du système.

Le Tableau 2.1 fournis la correspondance entre les numéros de pièce sur la Figure 2.2 et le nom des pièces. Les sous-sections suivantes s'attarderont à présenter le système d'actionnement d'un point de vue mécanique, électrique et de commande.

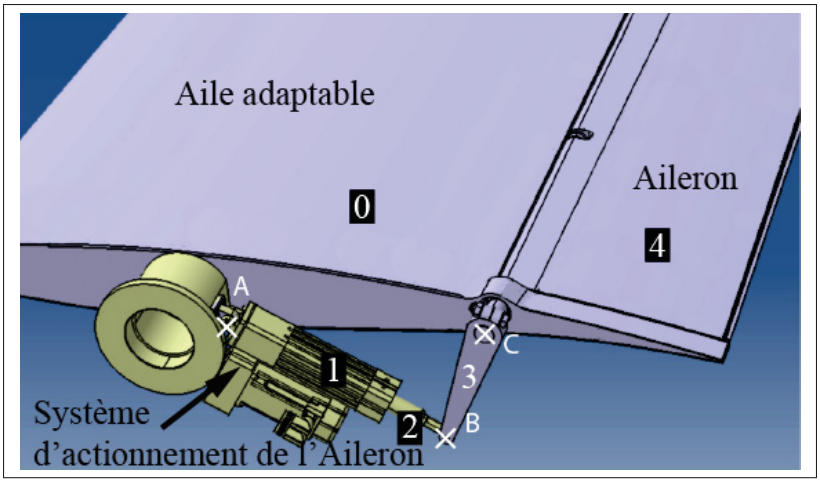


Figure 2.2 Vue générale du système d'actionnement

Tableau 2.1 Liste des éléments mécaniques constituant le système

Numéro de pièce	Pièce
0	Aile (considérée fixe)
1	Cadre principal de l'actionneur linéaire
2	Bras de l'actionneur linéaire
3	Bras de levier
4	Aileron

2.2.1 Système mécanique

2.2.1.1 Cinématique d'actionnement

Le système d'actionnement peut être représenté comme un problème plan du point de vue de sa cinématique. Pour notre étude, nous considérons l'aile comme étant fixe, seuls les éléments permettant la rotation de l'aileron sont mobiles. Ainsi l'aileron est en rotation par rapport à l'aile au niveau de son axe de rotation. Le bras de levier est fixe par rapport à l'aileron, cette liaison encastrement entre l'axe de l'aileron et le bras de levier est réalisée par frottement entre ces deux pièces au niveau du point *C*. A l'extrémité du bras de levier se trouve une liaison rotule entre le bras de levier et l'extrémité du bras de l'actionneur linéaire au point *B*. Le bras de l'actionneur est en liaison glissière par rapport au reste de l'actionneur linéaire,

l'élongation du bras de levier est le paramètre que l'on contrôle. Cette élongation est permise grâce à l'utilisation d'une vis hélicoïdale qui permet de traduire la rotation du moteur sans balai en mouvement de translation du bras de l'actionneur. L'actionneur linéaire est en liaison pivot par rapport au support de l'aile au point A.

L'axe de rotation de l'aileron n'est pas perpendiculaire à l'axe de corde de l'aile, il existe un décalage angulaire de 3°. L'angle est alors repris par le support d'interface entre le pied de fixation de l'aile et l'actionneur linéaire, afin que le système d'actionnement se trouve dans un seul plan. La Figure 2.3 présente un schéma des liaisons mécaniques du système d'actionnement et synthétise les liaisons mécaniques que nous venons de voir. Les numéros présents sur la Figure 2.3 correspondent aux pièces éléments mécaniques définies dans le Tableau 2.1.

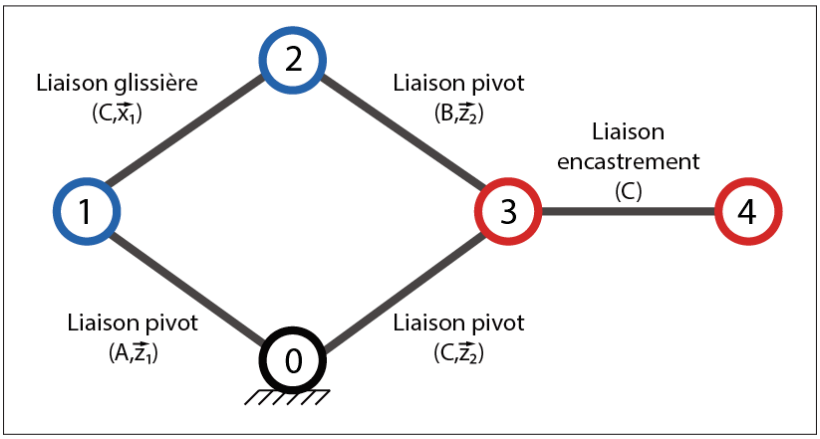


Figure 2.3 Diagramme des liaisons mécaniques

La Figure 2.4 montre le schéma cinématique plan de la solution d'actionnement. Afin de pouvoir écrire les équations cinématiques, nous avons défini 4 repères locaux. Le premier est d'indice 0, et centré sur le point A, l'axe x de ce repère est défini entre les points A et C, l'axe z est orienté suivant l'envergure de l'aile, l'axe y est défini de telle sorte que le repère soit orthonormé direct. Le repère 0 est considéré fixe par rapport à l'aile, nous l'utilisons comme référence.

Le repère d'indice 1 est centré sur le point A et l'axe x_0 est fixé à l'axe de déplacement de l'actionneur linéaire. Celui-ci fait un angle a_1 avec l'axe x_0 du repère 0. A l'extrémité de l'actionneur linéaire se trouve le point B, celui-ci est le centre du repère 2, dont l'axe x_2 forme un angle a_2 avec l'axe x_1. Le bras de levier est porté par l'axe x_2 et est de longueur $L1$. Au niveau du point C se trouve l'origine du repère 3, celui-ci est fixe par rapport au repère 2 et correspond à l'angle de braquage de l'aileron. L'angle entre les axes x_2 et x_3 est fixe et défini au moment de l'installation du système par l'angle c_1. c_1 Peut être écrit comme la somme des angles a_3 entre x_0 et x_2 et l'angle β entre x_0 et x_3.

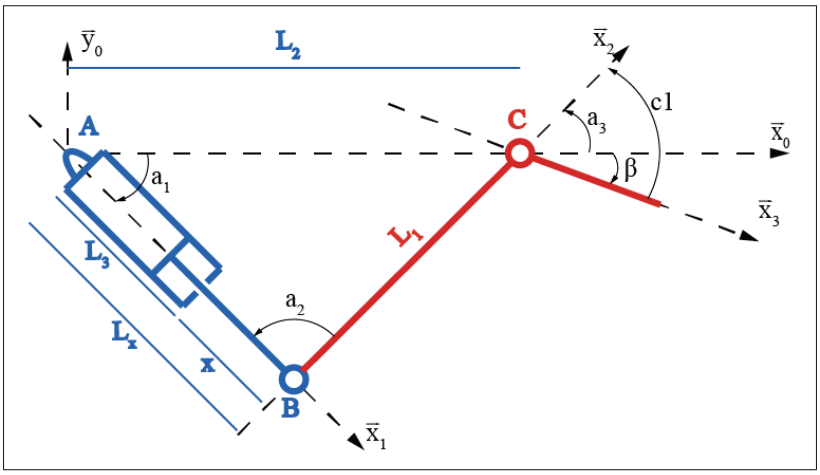


Figure 2.4 Schéma cinématique de la solution

Les distances L_1, L_2 et L_3 sont fixes et définies par la conception. Nous avons fait en sorte que L_1 soit le plus grand possible avec l'espace disponible dont nous disposons sous le plancher de la soufflerie, nous avons $L_1 = 25,4cm$. La distance L_2 nous a été fournie par l'équipe de conception mécanique et vaut $L_2 = 54,7cm$. Avec le choix d'actionneur linéaire que nous avons fait, nous avons $L_3 = 12,4cm$.

En utilisant ces notations, nous pouvons déterminer les équations cinématiques qui régissent le système. Par hypothèse de fermeture mathématique, nous avons l'équation 2.1 :

$$\vec{0} = \vec{AB} + \vec{BC} + \vec{CA} \tag{2.1}$$

avec :

$$\vec{AB} = L_x.\vec{x_1} \tag{2.2}$$

$$\vec{BC} = L_1.\vec{x_2} \tag{2.3}$$

$$\vec{CA} = -L_2.\vec{x_0} \tag{2.4}$$

Les équations 2.1 à 2.4 :

$$\vec{0} = L_x.\vec{x_1} + L_1.\vec{x_2} - L_2.\vec{x_0} \tag{2.5}$$

La projection de $\vec{x_1}$ et $\vec{x_2}$ dans le repère 0, conduit à l'équation 2.6 et 2.7 :

$$\vec{x_1} = cosa_1\vec{x_0} - sina_1\vec{y_0} \tag{2.6}$$

$$\vec{x_2} = cosa_3\vec{x_0} + sina_3\vec{y_0} \tag{2.7}$$

En projetant l'équation 2.5 et 2.6 dans $\vec{x_0}$ et $\vec{y_0}$, nous obtenons l'équation 2.8.

$$\begin{cases} L_x.cosa_1 + L_1cosa_3 - L_2 = 0 \\ -L_x.sina_1 + L_1sina_3 = 0 \end{cases} \tag{2.8}$$

Afin d'avoir un système d'équation avec L_x, a_1, a_2, a_3 à priori inconnues, nous utilisons la relation portant sur la somme des angles égale à 180˚et en choisisant une valeur de a_3 on peut alors trouver la valeur de L_x correspondant. Finalement le système mécanique peut être représenté par le système d'équation 2.9.

$$\begin{cases} L_x.cosa_1 + L_1cosa_3 - L_2 = 0 \\ -L_x.sina_1 + L_1sina_3 = 0 \\ a_1 + a_2 + a_3 = 180^\circ \end{cases} \tag{2.9}$$

Dans le cadre de nos travaux, le contrôle de la déflection de l'aileron a_4 constitue le but principal. L'angle orienté entre l'axe de l'aileron $\vec{x_3}$ et l'axe du bras de levier $\vec{x_2}$ est présenté comme

une constante grâce à l'équation 2.10.

$$\beta = a_3 - c_1 \tag{2.10}$$

En connaissant c_1, le contrôle de l'angle de l'aileron β revient à contrôler l'angle a_3. En utilisant le système d'équation 2.9, l'évolution de l'angle de braquage d'aileron est représentable par une fonction de l'élongation du vérin x. Le contrôle de l'aileron revient à asservir en position la longueur de l'actionneur linéaire.

2.2.1.2 Détails des éléments qui constituent le système

Afin de choisir l'actionneur linéaire en conséquence, par rapport aux efforts qui seront vus par celui-ci, nous devons déterminer la force qui sera appliquée sur l'actionneur. D'après l'équipe aérodynamique, le couple généré par l'aileron au niveau de son axe de rotation est de 777 Nm avec un facteur de sécurité de 2.1.

Toutefois, ce couple maximal a été déterminé pour un braquage d'aileron maximal de 6˚et un angle d'attaque de l'aile maximal de 3˚à $Mach = 0.25$. Cette condition de design est obtenue pour des angles très faibles. Ces conditions nous ont été imposées par l'opérateur de la soufflerie, afin de limiter les charges appliquées sur la balance aérodynamique. S'il était possible de désolidariser la balance aérodynamique du modèle que nous voulons tester, alors il serait possible de d'augmenter les angles d'attaque et de braquage d'aileron de façon significative. Il devient alors possible de caractériser le comportement de l'aile pour une plage d'angles beaucoup plus importante et plus proche des conditions d'opération d'un avion réel. Afin de s'assurer que notre actionneur supporte de telles charges et conditions, nous avons volontairement surdimensionné l'actionneur. Ce surdimensionnement permet également de limiter les déformations du bras de levier et de la tige de l'actionneur sous l'efffet du chargement. Si ces déformations etaient trop importantes, la précision angulaire du braquage d'aileron deviendrai non acceptable pour les essais.

La force appliquée au niveau de l'actionneur F_{tr} est en fonction du moment au niveau de l'axe de rotation de l'aileron $T_{aileron}$ ainsi que de la longueur du bras de levier L_1 fournie par l'équation 2.11.

$$F_{tr} = \frac{T_{aileron}}{L_1} \tag{2.11}$$

Pour le moment et la distance énoncés précédemment, nous avons $F_t r = 3060N$. Notre choix d'actionneur s'est porté sur le modèle RS32BZ10 SK3.75 du fabriquant Tolomatic. Cet actionneur est capable de tenir une force axial statique maximale de 11 121 N d'après les caractéristiques fournies par le fabriquant. Nous disposons d'une marge de sécurité suffisante pour un bon maintien en position statique. De plus cet actionneur est autobloquant de par sa conception, il est donc capable de tenir les charges même lorsqu'aucun couple n'est appliqué au niveau du moteur. La rigidité de l'actionneur nous fournit l'assurance que celui-ci ne va pas se déformer sous la charge, et donc induire des phénomènes dynamiques tels que le battement.

La longueur de la course de l'actionneur est limitée à 9.5cm mécaniquement, afin de contraindre la course de l'actionneur à la course correspondant à la plage de braquage de l'aileron, ainsi nous avons installé deux commutateurs de limite sur l'actionneur. Ces commutateurs sont installés aux positions linéaires correspondant aux angles de braquage -6˚et +6˚. Ils imposent l'arrêt du moteur de l'actionneur linéaire au moment où celui-ci est à l'une des positions limites.

Le moteur de l'actionneur linéaire a été choisi afin de permettre de délivrer suffisamment de couple pour pouvoir actionner le vérin de l'actionneur alors que celui-ci est sous charge. Le schéma présenté sur la Figure 2.5 fournit une coupe simplifiée de l'actionneur linéaire, cette Figure nous sera utile pour le calcul du couple moteur nécessaire. Le couple du moteur T_m est déterminé grâce à l'équation de conservation des puissances fournies par l'équation 2.12, où P_m est la puissance fournie par le moteur, P_{tr} est la puissance issue des forces aérodynamiques de l'aileron au niveau du bras de l'actionneur et η le rendement mécanique de l'actionneur.

$$P_{tr} = \eta . P_m \tag{2.12}$$

Rapport-Gratuit.com

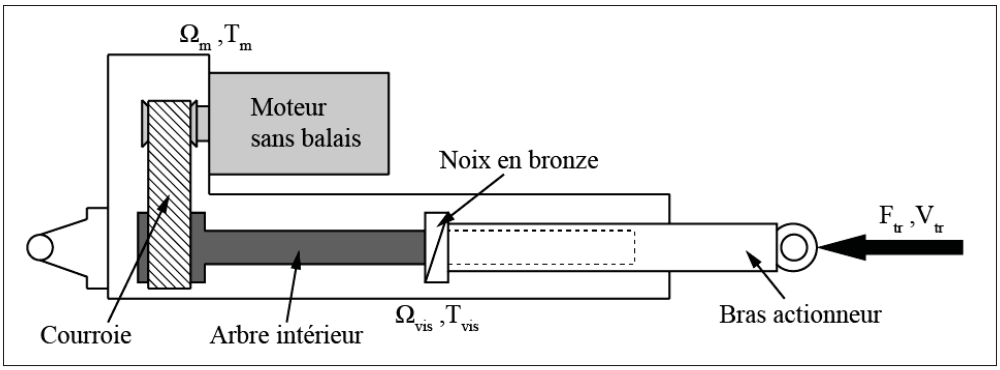


Figure 2.5 Coupe simplifiée de l'actionneur linéaire

La puissance mécanique de translation donnée par l'équation 2.13 est en fonction de la vitesse de translation V_{tr} et de la force de translation F_tr.

$$P_{tr} = V_{tr}.F_{tr} \tag{2.13}$$

La puissance mécanique de rotation donnée par l'équation 2.14 est en fonction de la vitesse de rotation Ω_m et du couple de rotation T_m.

$$P_{tr} = \Omega_m.T_m \tag{2.14}$$

L'équation du couple nécessaire au niveau de l'arbre de sortie du moteur T_m pour notre actionneur est donnée par l'équation 2.15, où Pas_{vis} est le pas de la noix en bronze de l'actionneur et λ est le taux de réduction entre l'axe du moteur et l'arbre intérieur au niveau de la courroie.

$$T_m = \frac{Pas_{vis}.F_{tr}}{\eta.\lambda.2\pi} \tag{2.15}$$

Le Tableau 2.2 fournit les valeurs des paramètres pour notre actionneur.

Grâce à l'équation 2.14, nous obtenons un couple nécessaire au niveau du moteur de 2.41 Nm. Le moteur que nous avons choisi porte la référence suivante : AKM42J-ANC2R-00 et a été conçu et fabriqué par la compagnie Kollmorgen. Ce moteur permet de développer un couple de 3.03 Nm à 20°C pour une tension d'alimentation de 160V continu. Le moteur est alimenté

Tableau 2.2 Valeur des paramètres de l'actionneur linéaire

Paramètre	Valeur
Pas_{vis}	2.54 mm/tr
λ	2
η	0.25

et contrôlé au moyen d'une drive qui est capable de fournir la tension nominale nécessaire au moteur à partir d'une tension d'alimentation alternative de 120V . La drive est également fabriquée par la compagnie Kollmorgen, pour une meilleure compatibilité avec le moteur, celle-ci porte la référence : AKD-P01206.

Les fiches techniques fournissant les détails de chacun des éléments du système d'actionnement sont disponibles dans les annexe I à III.

2.2.2 Système électrique

La drive du moteur de l'actionneur dispose d'un étage de contrôle logique qui est alimenté par une tension continue de 24V. Elle dispose également d'un étage de puissance alimenté par une tension alternatif de 120V, cet étage de puissance fournit la puissance électrique nécessaire à l'alimentation de chacun des trois phases du moteur sans balais.

Pour assurer la sécurité des opérateurs de la soufflerie ainsi que des équipements de la soufflerie vis-à-vis du système d'actionnement, il a été nécessaire de faire en sorte que la drive de contrôle du moteur de l'actionneur linéaire dispose d'une bonne installation électrique. Cette installation électrique permet de couper l'alimentation en puissance de la drive, sans que celle-ci ne s'éteigne totalement. De plus un fusible est installé à l'entrée de l'étage de puissance et de l'alimentation de la drive pour éviter les dommages électriques en cas de court-circuit à l'intérieur du boitier d'installation. Afin de prévenir la surchauffe du boitier d'installation électrique, celui-ci est équipé d'un système de ventilation.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

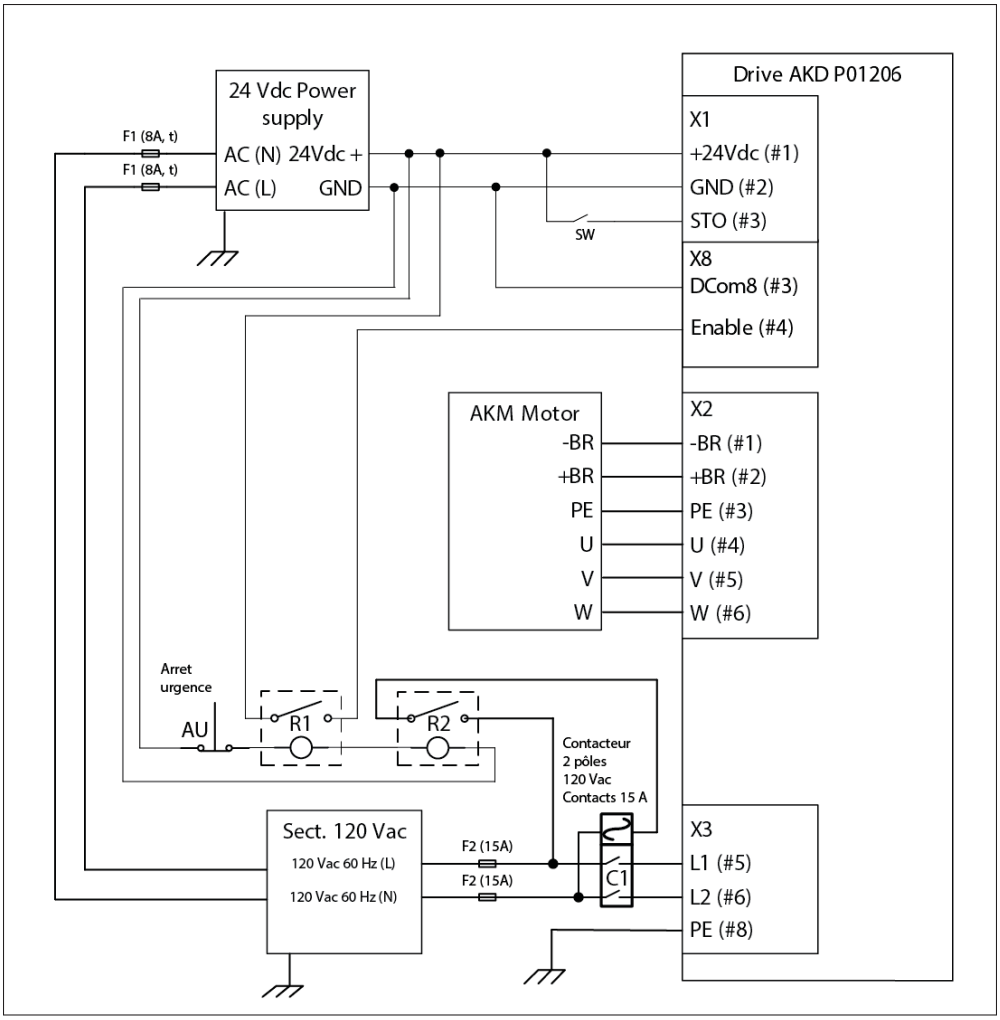


Figure 2.6 Plan électrique d'installation de la drive du moteur de l'actionneur linéaire de l'aileron rigide

La Figure 2.6 présente le schéma de câblage de la drive de contrôle du moteur de l'actionneur. On retrouve sur ce schéma, la source d'alimentation de 120V alternatif. Cette source est connectée à l'étage de puissance de la drive ainsi qu'à un bloc d'alimentation permettant de fournir la tension d'alimentation continue de 24V nécessaire à l'étage logique de la drive. Entre la source d'alimentation alternative et la drive de contrôle se trouve un contacteur à bobine contrôlé par un relais, lui-même commandé par le bouton d'arrêt d'urgence. Lorsque le relais est fermé, la bobine du contacteur à bobine est alimentée et le contacteur laisse passer le courant dans l'étage de puissance de la drive. Si le bouton d'urgence est pressé, le relais

s'ouvre, relâchant ainsi le courant de la bobine du contacteur entraînant l'isolation de l'étage de puissance de la drive. Un interrupteur à l'extérieur de la boîte permet d'activer ou de désactiver la drive d'un point de vue logique et non de puissance. Cet interrupteur de commande logique est installé en série avec un relais commandé par le bouton d'arrêt d'urgence. Si le bouton d'arrêt d'urgence est appuyé, l'étage de puissance est isolé et un signal logique est envoyé à la drive pour imposer l'arrêt.

Avant que la puissance électrique de l'étage de puissance de la drive ne soit mise à disposition du moteur et n'entraîne donc pas le mouvement du moteur, un certain nombre de sécurités sont en place à l'intérieur de la drive. La Figure 2.7 présente le diagramme d'activation de l'étage de puissance.

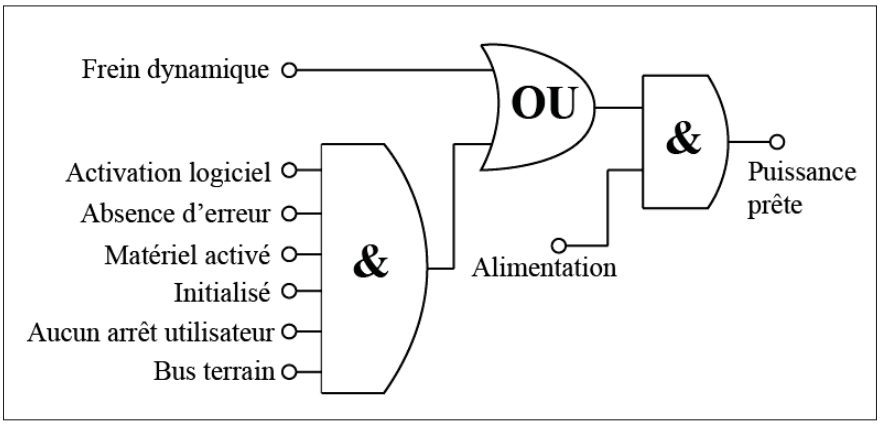


Figure 2.7 Activation de l'étage de puissance

Comme indiqué sur la Figure 2.7, pour que la puissance soit disponible, il faut que l'étage de puissance soit alimenté, ainsi que d'autres paramètres logiques soient activés. Il est nécessaire que le logiciel de commande soit activé, qu'il n'y ait pas d'erreur au niveau de la drive, que l'interrupteur présent sur la boîte électrique soit activé, que la drive soit initialisée, que l'utilisateur n'ait pas signalé d'arrêt au niveau logiciel et que le bus de communication soit opérationnel. Dans notre configuration, le frein dynamique est toujours désactivé afin d'éviter la mise en marche de l'étage de puissance de façon intempestive. Une fois que tous ces cri-

tères sont remplis et que la puissance est disponible, l'étage de puissance est opérationnel et le moteur peut être actionné.

2.2.3 Principe de commande

La drive du moteur sans balai de l'actionneur linéaire dispose de son propre calculateur logique intégré à la drive. Toutefois l'ordre de commande est fourni par l'utilisateur à un calculateur temps réel global qui centralise les commandes et l'acquisition des capteurs de l'aile. Ce calculateur global est un ordinateur temps réel présent sur la carte National Instrument PXie-8135, cette carte est installée à l'intérieur d'un châssis National Instrument PXie-1078. Plus d'informations à ce sujet sont disponibles dans la section 4.4.1.1. La communication entre l'ordinateur de commande de l'utilisateur et le calculateur temps réel global s'effectue au moyen d'un répartiteur Ethernet. Ce répartiteur est également relié à la drive de l'actionneur de l'aileron. La 2.8 présente l'architecture matérielle de contrôle de l'actionneur de l'aileron. La drive de

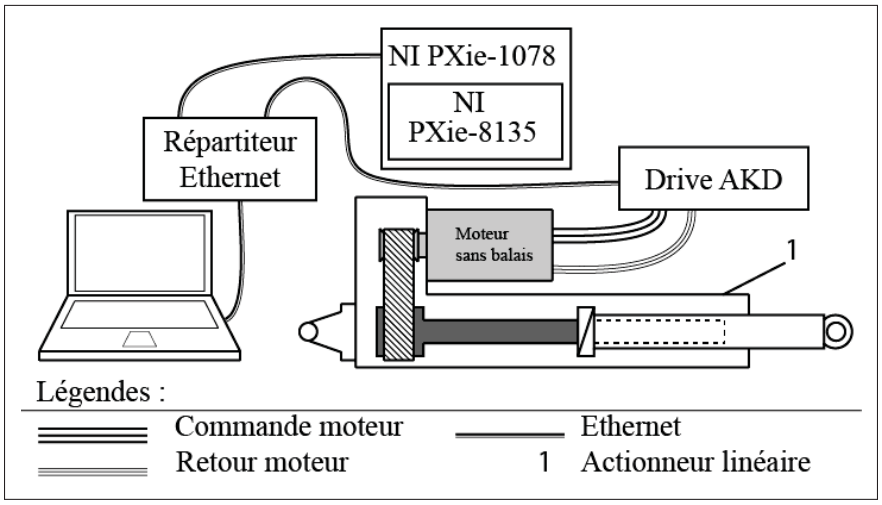


Figure 2.8 Architecture matérielle de contrôle de l'actionneur de l'aileron

l'actionneur de l'aileron envoie au moteur sans balai de l'actionneur la puissance nécessaire pour permettre la rotation et reçoit la position angulaire du moteur au moyen de l'encodeur du moteur. Ceci permet à la drive un contrôle précis du moteur.

L'utilisateur sélectionne l'angle de braquage d'aileron désiré, cette sélection peut être automatique au moment de la sélection du cas de test en cours, ou manuelle si l'aile ne se trouve pas dans une configuration prédéfinie. La sélection de l'angle s'effectue au niveau de l'interface de contrôle global de l'aile adaptable. La valeur d'angle est transmise au calculateur temps réel global qui la convertit en indice en se basant sur une table de correspondance dont il dispose. Cette table de correspondance a été complétée manuellement et établi une correspondance entre l'angle et l'indice. L'indice ainsi obtenu est transmis à la drive de l'actionneur de l'aileron.

La drive de l'actionneur de l'aileron reçoit l'indice issu du calculateur temps réel global. Cette valeur correspond à l'indice de la position linéaire du vérin de l'actionneur linéaire dans la table de correspondance interne à la drive. La drive convertit alors cette position linéaire en position angulaire de commande au niveau du moteur θ_c. Cette conversion se base sur le fonctionnement interne de l'actionneur linéaire qui est régi par l'équation 2.16 connue par la drive du moteur. Dans l'équation 2.16 est l'élongation de l'actionneur linéaire et Pas_{vis} le pas de la vis interne à l'actionneur.

$$\theta_c = \frac{x.\pi}{Pas_{vis}} \tag{2.16}$$

La table de correspondance a été obtenue grâce à une procédure de calibration, car nous n'avons pas de mesure de l'angle de braquage de l'aileron en temps réel. Pour établir la table de correspondance, nous avons donc installé un encodeur sur l'axe de rotation de l'aileron afin de mesurer l'angle de rotation de celui-ci. Nous avons donc ajusté l'élongation de l'actionneur linéaire pour faire en sorte que l'angle mesuré par l'encodeur soit celui que nous souhaitons.

La commande en position angulaire est transmise au contrôleur de position angulaire de la drive. Le contrôle en position passe par une boucle de courant pour contrôler le couple du moteur puis une boucle externe pour le contrôle de la vitesse du moteur. Les contrôleurs sont internes à la drive et nous n'avons que très peu de contrôle sur les paramètres de chacun d'eux. Il s'agit de contrôleur Proportionnel Intégral Dérivé (PID). La drive dispose d'un utilitaire de configuration permettant d'ajuster les gains des contrôleurs PID internes. Pour des raisons de sécurité, de fiabilité et de répétabilité dans l'utilisation et les réponses du moteur, nous

avons laissé les gains des contrôleurs à leurs valeurs définies par le fabriquant. Les gains des contrôleurs PID sont dictés par le type de moteur relié à la drive et défini dans l'utilitaire de configuration.

La Figure 2.9 fournit un diagramme de synthèse de l'architecture de l'actionneur de l'aileron permettant d'aboutir au braquage d'aileron souhaité. Comme les performances de répétabi-

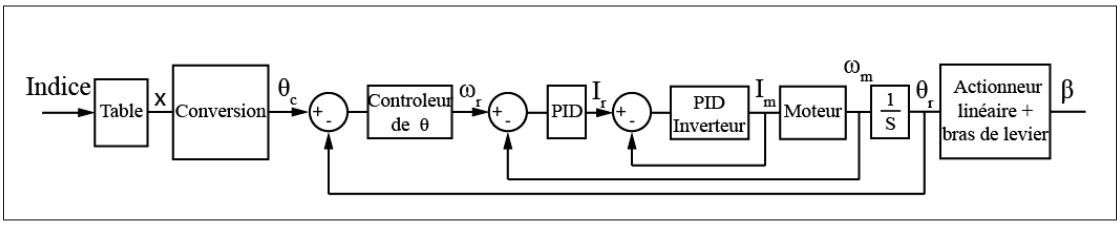


Figure 2.9 Diagramme de commande de l'aileron

lité du système d'actionnement sont très bonnes, ce type d'approche de contrôle est suffisant pour le contrôle de l'aileron. De plus, cette approche nous permet de nous abstenir d'avoir un retour angulaire sur la position de l'aileron. Un tel retour aurait pu entraîner des oscillations pouvant entrainé un couplage aéroélastique, ce qui est tout simplement non tolérable pour notre utilisation en soufflerie.

Une modélisation du principe de contrôle de l'aileron avec une simulation dans l'environnement Matlab/Simulink R2012b a fait le sujet d'un article de conférence présenté en janvier 2015 à la conférence SciTech 2015 de l'American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA) à Orlando. Cet article est disponible dans l'annexe IV de ce mémoire.

2.3 Résultat et validation expérimentale

Pour ce qui est du contrôle, la validation de notre système d'actionnement passe par la mise en place de la table de correspondance. En revanche, comme nous ne disposons pas de capteurs permettant de mesurer l'angle de l'aileron une fois que l'aile est installée dans la soufflerie, ainsi nous devons utiliser une méthode non directe pour valider le comportement de l'aileron

lors des essais en soufflerie. La seule information dont nous disposons sur l'aileron pendant les tests en soufflerie est le profil de pression autour de l'aileron. Nous avons choisi de comparer ce profil de pression mesuré, avec le profil de pression déterminé numériquement par une analyse CFD en 3D réalisée grace à la suite logiciel ANSYS. Si le profil de pression mesuré autour de l'aileron est proche du profil de pression calculé numériquement, alors l'angle de braquage de l'aileron est correct.

Comme nous avons une exigence de résistance au battement de l'aileron, il est important de valider notre système d'actionnement par rapport à cette contrainte. Nous utilisons donc des mesures fournies par des accéléromètres dans l'aile et dans l'aileron, pour notre validation en battement.

2.3.1 Mise en place de la table de correspondance

Pour déterminer la table de correspondance entre l'indice et la position linéaire de l'aileron, nous avons dû effectuer une mesure précise à 0.1˚près au niveau de l'axe de l'aileron. Pour effectuer cette mesure, nous avons installé un encodeur à l'extrémité de l'axe de l'aileron comme présenté sur la Figure 2.10. L'encodeur que nous avons utilisé dispose de 1000 incréments. Nous avons utilisé la méthode de comptage qui fournit le plus de précision. Cette méthode compte les fronts montants et descendants des deux signaux de l'encodeur. Avec cette méthode nous obtenons une résolution angulaire de 0.09˚ce qui satisfait notre critère de précision de 0.1˚.

Nous pouvons donc établir la table de correspondance entre l'angle de l'aileron et le déplacement linéaire du vérin de l'actionneur. Le Tableau 2.3 présente la table de correspondance ainsi obtenue. Il est necessaire d'utiliser cette table de correspondance afin que la précision dans la position angulaire de l'aileron soit respectée. L'utilisation de la relation 2.9 ne prend pas en compte les jeux mécaniques présent dans le système d'actionnement. De plus ce type d'actionneur présente une excellente répétabilité.

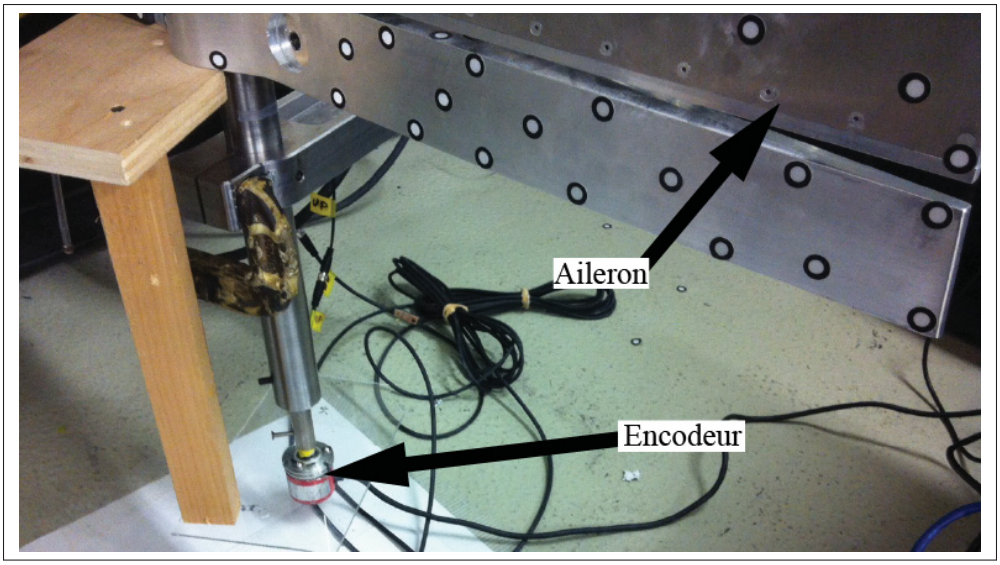


Figure 2.10 Position de l'encodeur

Tableau 2.3 Table de correspondance entre l'angle de l'aileron et le déplacement linéaire du vérin

Indice	Angle d'aileron β	Déplacement linéaire (mm)
0	-6°	27.06
1	-5°	22.61
2	-4°	18.17
3	-3°	13.72
4	-2°	9.28
5	-1°	4.83
6	0°	0.0
7	1°	-4.54
8	2°	-8.99
9	3°	-13.43
10	4°	-17.88
11	5°	-22.32
12	6°	-26.77

2.3.2 Validation de l'angle de braquage par comparaison de pression

Une fois le système d'actionnement installé, nous sommes donc assurés d'avoir l'angle géométrique de braquage d'aileron souhaité. Afin de s'assurer que cet angle reste correct lors des essais en soufflerie nous pouvons regarder comment évolue la pression autour de l'aileron. Si la

pression au niveau de l'aileron est proche de la pression calculée en simulation CFD 3D, nous pouvons dire que l'angle de braquage de l'aileron se trouve dans les tolérences de positionnement. La simulation CFD 3D a été réalisée par l'équipe aérodynamique du projet CRIAQ MDO-505.

L'aile est équipée de deux types de capteurs de pression, qui sont installés au niveau d'une section de l'aile proche de la première ligne d'actionnement de la peau adaptable. Le premier type de capteurs est un type de capteurs de pression de haute précision. Ces capteurs sont au nombre de 32 et sont positionnés sur la peau supérieure adaptable. Plus de détails sur ce type de capteurs sont fournis dans la section 3.4.2.

Les capteurs du second type sont des capteurs de pression qui fournissent une pression statique, davantage de détails au sujet de ces capteurs sont disponibles dans la section 3.4.1. Ces capteurs sont présents le long de la corde l'aile à l'exception de la peau supérieure adaptable. Ils sont au nombre de 60, répartis de façon uniforme le long du profil au niveau de l'intrados et de l'extrados de l'aile.

Nous comparons ici des résultats issus d'une simulation avec ceux issus des essais expérimentaux. Il est évident que l'angle de braquage de l'aileron n'est pas le seul paramètre qui influence les résultats. Toutefois, des répartitions de pression vraiment différentes traduisent une erreur dans l'angle de braquage d'aileron, notamment au niveau de la courbe de pression suivant la corde.

Les Figure 2.11 et Figure 2.12 présentent l'évolution du Cp suivant la corde de l'aile. Le Cp est le coefficient de pression qui fournit une information de pression locale. Plus de détails sur le calcul de ce coefficient sont fournis dans la section 3.4.1.

La portion de corde présentée se limite à la zone de corde où se situe l'aileron, c'est-à-dire au bord de fuite. Des fuites au niveau de l'installation des capteurs de pression de l'intrados ont été identifiées, ainsi la répartition des pressions au niveau de l'intrados n'est donc pas présentée sur les Figure 2.11 et Figure 2.12.

Rapport-Gratuit.com

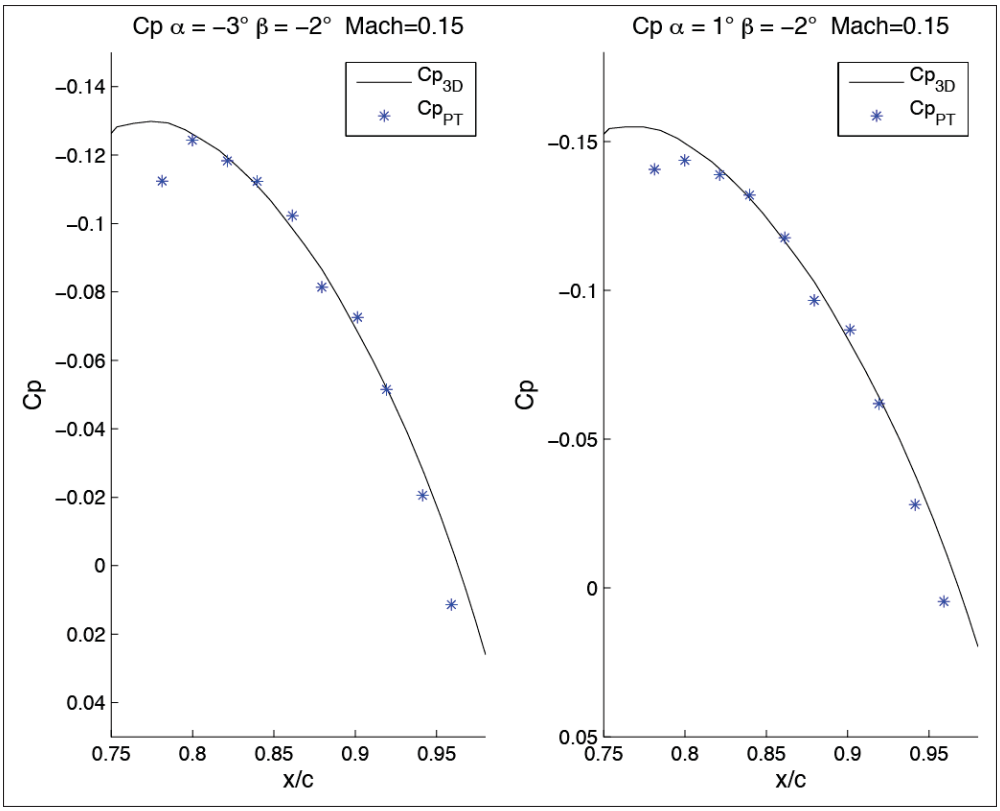


Figure 2.11 *Cp* pour des conditions d'angle de braquage négatif

Le *Cp* déterminé numériquement est présenté en trait plein alors que le *Cp* mesuré expérimentalement est présenté sous forme d'étoile. La Figure 2.11 présente le *Cp* suivant la corde pour deux conditions de braquage à -2˚avec deux conditions d'angle d'incidence différentes ($\alpha = 1^{\circ}$et $\alpha = -3^{\circ}$).

La Figure 2.12 présente le *Cp* pour deux angles de braquage d'aileron positif ($\delta = 4^{\circ}$et $\delta = 6^{\circ}$) ainsi que deux angles d'attaque différent, sous deux conditions de vitesse différentes ($M = 0.15$ et $M = 0.2$).

Les pressions mesurées et les pressions calculées numériquement sont proches les unes des autres. L'erreur relative moyenne observée entre ces pressions est 6.8% que ce soit pour des angles de braquage d'aileron négatif ou positif et ceci malgré des vitesses et des angles d'incidence de l'aile différents. Ce niveau d'erreur est acceptable car il contient les erreurs de simulation ainsi que les erreurs de mesure expérimentale. On peut donc en conclure que l'angle

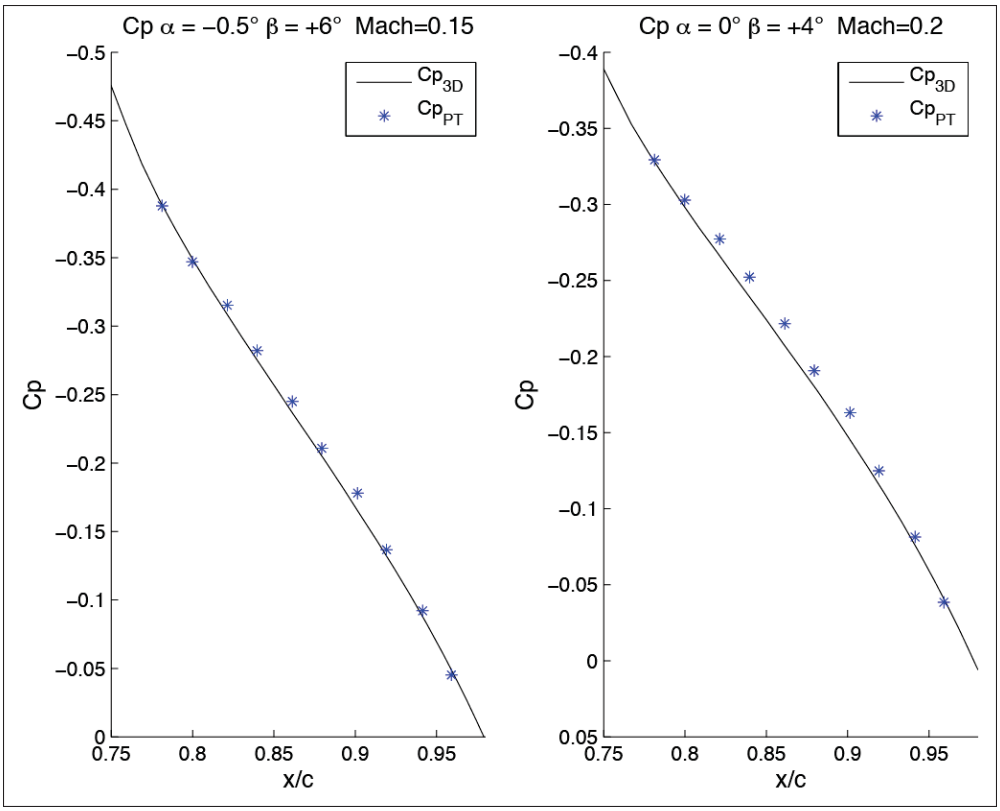


Figure 2.12 *Cp* pour des conditions d'angle de braquage positif

de braquage de l'aileron sous condition d'écoulement reste identique à l'angle souhaité. Le système d'actionnement de l'aileron est donc capable de maintenir l'aileron à un angle de braquage donné.

2.3.3 Validation de la contrainte de battement

Afin de valider la tenue vibratoire de l'aileron, nous avons effectué des enregistrements d'accélération positionnés à 3 endroits différents dans la veine d'essai et sur le modèle. Sur le modèle, nous enregistrons l'accélération suivant trois axes au centre de l'aileron et suivant trois axes au niveau du saumon de l'aile. Pour ce qui est de la veine d'essai, nous avons effectué une série d'enregistrements au niveau de la balance aérodynamique de la soufflerie. La Figure 2.13 présente l'orientation des accéléromètres installés sur le démonstrateur.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

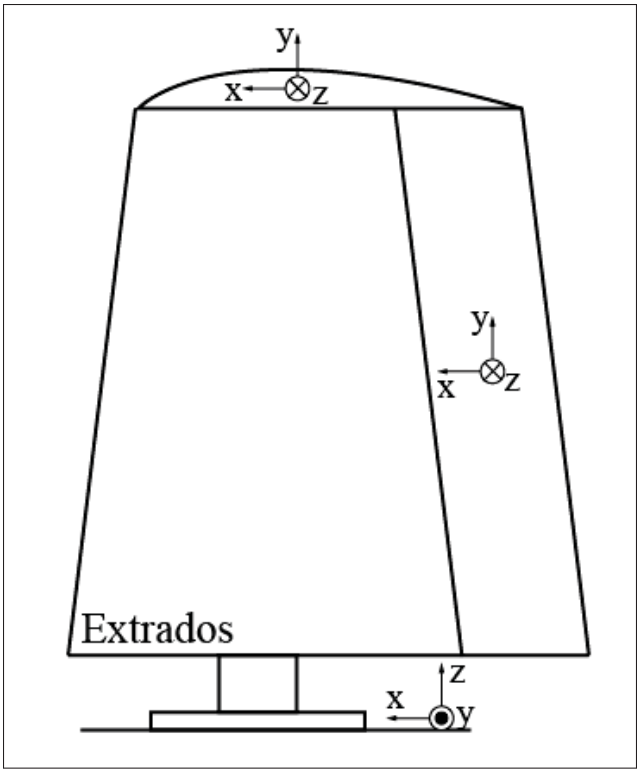


Figure 2.13 Orientation des accéléromètres installés sur le démonstrateur

Les enregistrements ont été effectués pour plusieurs angles de braquage d'aileron allant de -6°à +6°par incrément de 1°. Pour les angles positifs, la vitesse d'écoulement était de $Mach = 0.15$ alors que pour les angles de braquage négatifs, la vitesse d'écoulement était de $Mach = 0.25$. Les enregistrements ont une durée aléatoire supérieure à 12s, nous avons enregistré 3200 points/s pour chaque axe de chaque accéléromètre. Ces enregistrements ont été obtenus grâce à un système d'acquisition National Instrument spécialement conçu pour l'acquisition d'accélération.

Le post-traitement des données a été réalisé dans l'environnement Matlab R2013a. Dans un premier temps, nous importons les enregistrements d'un nombre de point variable puis réduisons leurs nombres de points à 40,000 points soit 12.5s de façon à obtenir des enregistrements uniformes en termes de nombre de points afin de les rendre plus faciles à comparer. Ensuite, sur les enregistrements temporels, pour chaque angle de braquage différent de 0°, nous avons

retranché les mesures d'accélération de la vitesse considérée à angle de braquage nul. Cette soustraction nous permet d'éliminer le bruit d'enregistrement pour n'obtenir que les variations dues aux effets du braquage d'aileron. Nous effectuons cette opération pour chacun des capteurs avec leurs axes respectifs. Les Figure 2.14 et Figure 2.15 présentent l'accélération suivant les trois axes pour l'accéléromètre de l'aileron. La Figure 2.14 présente les valeurs d'accélération pour un angle de braquage d'aileron de -6˚.

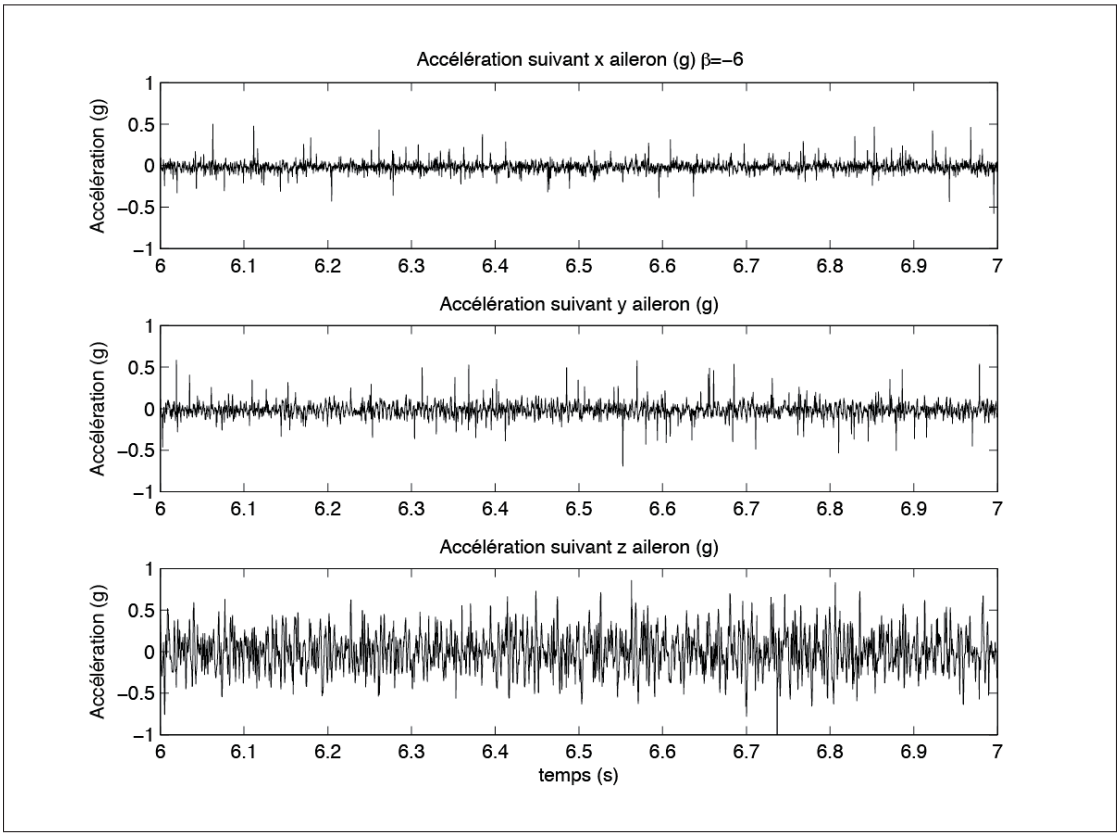


Figure 2.14 Accélérations suivant les trois axes de l'aileron pour un braquage de -6˚

On observe que les signaux d'accélération présentent un bruit plus ou moins fort en fonction de l'axe, les accélérations sont centrées autour de 0g ce qui est en corrélation avec un mouvement d'oscillation. On constate que le bruit de l'accélération suivant l'axe *Z* est plus important. Les

pics d'accélération ne dépassent que très rarement 0.5g. La Figure 2.15 présente les accélérations pour un angle de braquage de +6˚.

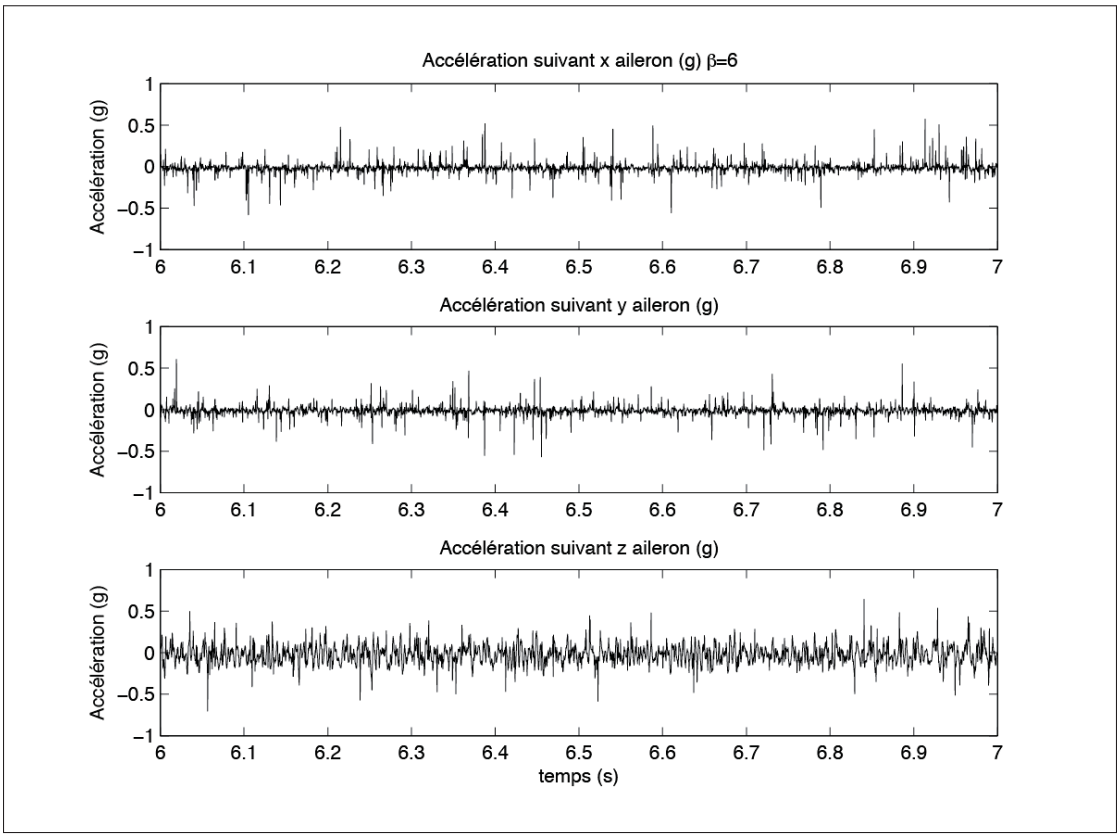


Figure 2.15 Accélérations suivant les trois axes de l'aileron pour un braquage de +6˚

On constate également sur cette figure que les signaux sont bruités et que l'axe Z est légèrement plus bruité que les autres. Par contre, les accélérations suivant l'axe Z pour un angle de braquage positif sont inférieures à celles enregistrées pour un braquage négatif.

Afin d'avoir de meilleures informations sur les signaux mesurés, nous les avons converties dans le domaine fréquentiel grâce à une transformée de Fourier appliquée sur chacun des signaux.

La Figure 2.16 présente l'amplitude de la transformée de Fourier des signaux pour une condition de braquage nulle ainsi que pour les conditions de braquage positif et négatif.

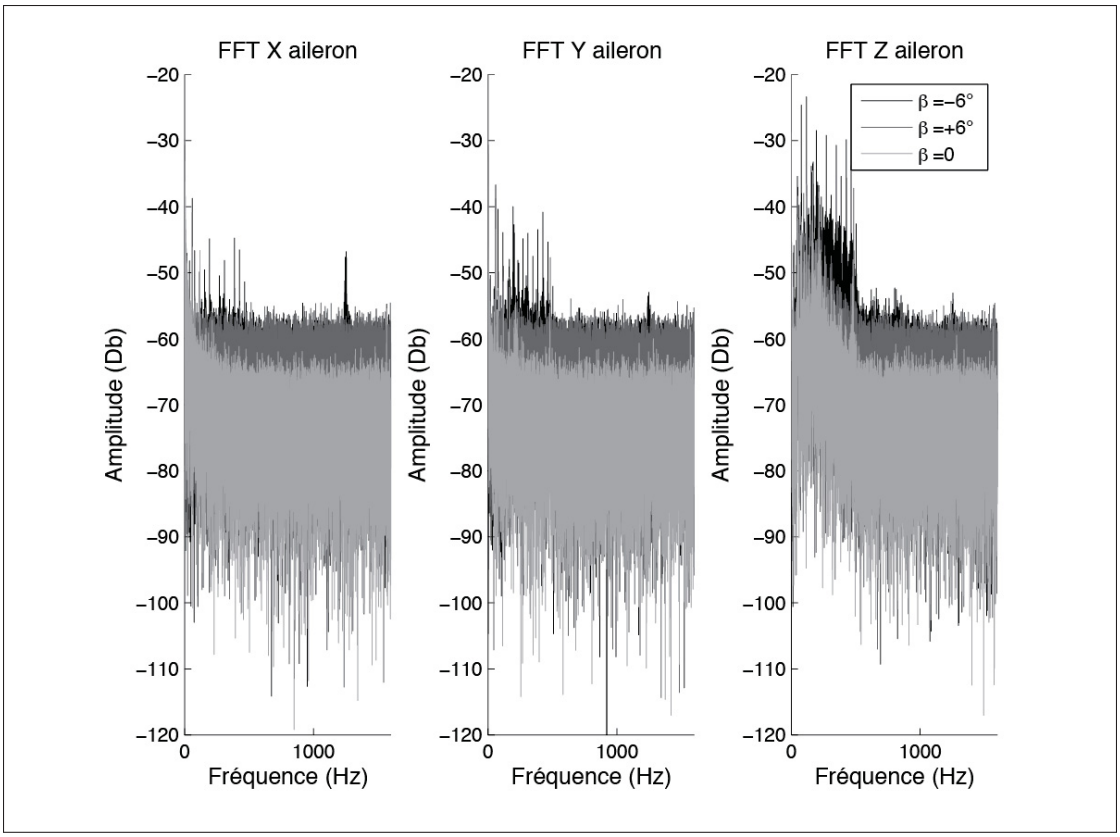


Figure 2.16 Transformée de Fourier des accélérations pour chaque axe, pour des conditions de braquage nulle, positive, négative.

La Figure 2.16 nous fournit la preuve que nous sommes en présence de signaux bruités. Le niveau de bruit pour la condition de braquage nulle est inférieur au niveau de bruit lorsque l'aileron est braqué. On observe que pour l'axe Z sans braquage d'aileron, l'amplitude des fréquences allant de 0 à 500 Hz est supérieure pour des fréquences plus élevées. Nous pensons qu'il s'agit des modes principaux de l'aileron. L'apparition de ces pics de fréquences sur cet axe peut s'expliquer par le fait que l'axe Z du capteur correspond à l'axe suivant lequel s'effectue le déplacement de l'aileron. Le capteur d'accélération est positionné au milieu de l'envergure de l'aile, or l'aileron n'est maintenu qu'au niveau du système d'actionnement, qui se trouve à l'emplanture. Entre le système d'actionnement et le capteur d'accélération, l'aileron est légèrement flexible et agit donc comme un ressort de rigidité grande mais pas infinie. Cette flexibilité explique l'appariation de pics à des fréquences basses pour cet axe uniquement. On

constate une légère augmentation de l'amplitude de ces pics une fois que l'aileron est braqué, ce qui est normal étant donné que l'on augmente l'intensité des forces aérodynamiques agissant sur l'aileron.

Les mesures d'accélération ne montrent pas la présence de phénomène de battement de l'aileron, on peut donc dire que l'aileron est maintenu à la bonne position et ceci sans vibration importante.

CHAPITRE 3

PRÉDICTION NUMÉRIQUE DE LA TRANSITION DE COUCHE LIMITE POUR LA CARACTÉRISATION DE CAPTEUR DE PRESSION

3.1 Mise en contexte de la caractérisation des capteurs

Dans le cadre du projet d'aile adaptable, l'une des problèmatiques est la détection et le contrôle de la transition de la couche limite du régime laminaire au régime turbulent à l'aide de 32 capteurs de pression de haute sensibilité. Avant d'installer les capteurs de pression haute sensibilité dans l'aile adaptable, il était primordial de s'assurer de leur bon fonctionnement, mais également que les signaux retournés par ces capteurs et leur système d'acquisition soient en mesure de mettre en évidence le phénomène de transition de couche limite nécessaire à la validation du comportement de l'aile adaptable.

L'idée était donc de reproduire le plus fidèlement possible les conditions dans lesquelles vont se trouver les capteurs de pression lors des essais en soufflerie de l'aile adaptable. Pour ce faire, nous utilisons un profil d'aile symétrique de taille réduite et de profil connu dont nous disposons à la soufflerie Price-Païdoussis du laboratoire LARCASE. Cette soufflerie de test est installée au laboratoire LARCASE depuis 2010, suite à un don de la part des professeurs Michael Païdoussis et Stuart Price, tous deux professeurs à l'université McGill.

La quantité de capteurs disponibles pour cette validation est limitée à trois capteurs en raison du coût important de chacun. D'après les informations fournies par le constructeur, les capteurs sont capables de détecter les perturbations de l'écoulement liées aux ondes de transition Tollmien-Schlichting (TS). Il était nécessaire de s'assurer que la position des capteurs sur le profil corresponde à la position à laquelle se trouve la transition de couche limite et ceci, pour une série de conditions d'écoulement. Pour ce faire, une étude de prédiction de la position de la transition a été réalisée numériquement en utilisant le code aérodynamique Xfoil v6.97. Cette prédiction numérique de la position de la transition a été utilisée expérimentalement à l'aide du profil de taille réduite. Nous avons ainsi mesuré, en temps réel, les signaux temporels et

fréquentiels des capteurs de pression haute sensibilité installés aux positions prédites grâce à Xfoil. Afin de valider expérimentalement les valeurs de pression, nous avons utilisé une série de capteurs de pression de plus faible sensibilité. Ces capteurs étaient déjà installés dans le profil d'aile à des positions fixées. Ces capteurs sont appelés « pressure tap ». Les distributions des pressions obtenues par les différents appareils de mesure ont été comparées.

3.2 Étude numérique de la position de la transition

Le but premier de l'étude numérique est de déterminer la position à laquelle nous devons installer les capteurs de haute sensibilité afin d'observer la transition du régime laminaire au turbulent. Il est donc nécessaire de trouver une position de capteur qui reste valide pour plusieurs vitesses d'écoulement et angles d'attaque.

3.2.1 Profil, conditions d'écoulement utilisées et paramètres de la simulation

L'étude numérique a été réalisée en utilisant le code aérodynamique Xfoil. Cependant, toutes les commandes réalisées par Xfoil sont ordonnées via une série de scripts Matlab R2012b. Xfoil génère de facon systématique un fichier où la position de la transition est donnée en fonction de la vitesse de l'écoulement et de l'incidence du profil. En outre, la méthode de prédiction de la transition utilisée par Xfoil est la méthode e^N précédemment décrite dans la Section 1.4.3. Le profil d'aile qui sera utilisé pour cette étude numérique et pour l'étude expérimentale en soufflerie est un profil symétrique ne présentant donc aucune cambrure. Ce profil est constitué de deux extrados du profil d'aile utilisé sur les avions régionaux ATR-42. L'utilisation de ce profil est justifiée par le fait que celui-ci était déjà disponible au laboratoire car il avait été fabriqué dans le cadre d'un projet interne portant sur une aile adaptable d'ATR-42. La disponibilité ainsi que la qualité des surfaces du profil fabriqué le rendait utilisable dans un delai très court pour les validations expérimentales. Le profil est creux et fabriqué en composite de fibre de verre. La corde du profil est de 23,4 cm, et son épaisseur maximale est de 4,9 cm, elle est située à $x/c = 0,26$: son épaisseur relative est de 20,9 %. Le profil

aux dimensions normalisées est représenté sur la Figure 3.1. Les coordonnées du profil sont enregistrées dans un fichier .DAT et celui-ci est chargé dans Xfoil avant chaque simulation.

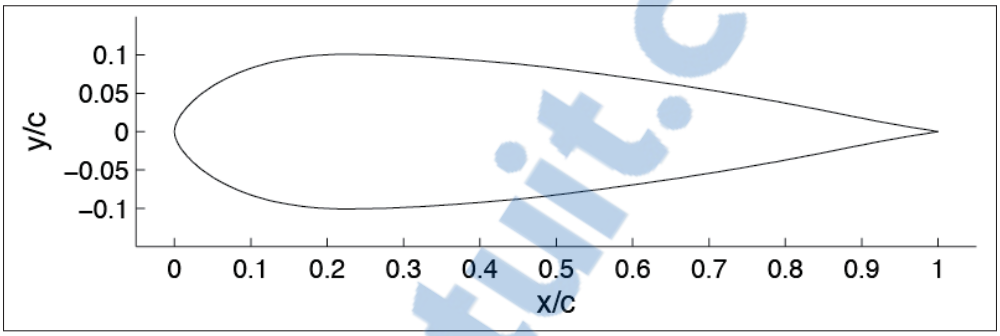


Figure 3.1 Profile symétrique double extrados ATR-42.

La soufflerie Price-Païdoussis fournit une vitesse maximale de 30 m/s dans la configuration que nous utilisons. Le profil de l'ATR-42 est adapté à ces valeurs de vitesse, nous avons donc plus de chances de pouvoir observer les phénomènes de transition.

Xfoil a besoin des paramètres du fluide. Nous avons pris comme conditions de simulation, les conditions de la soufflerie. C'est-à-dire pour une température $T = 23\ ^{\circ}C$ et une pression statique standard de $P = 101325Pa$, les caractéristiques de l'air sont les suivantes :

- $\rho = 1,192kg.m^{-3}$;
- $\mu = 1,8.10^{-5}kg.m^{-1}.s^{-1}$;
- $\gamma = 1.4$;
- $R = 287J.kg^{-1}.K^{-1}$.

Où ρ est la masse volumique, μ la viscosité dynamique, γ le coefficient adiabatique et R la constante spécifique de l'air. Ces grandeurs servent à formuler le nombre de Reynolds mais également la vitesse du son dans l'air, définie par la relation 3.1 et notée a :

$$\begin{aligned} a &= \sqrt{\gamma RT} \\ a &= \sqrt{1.4 \times 287 \times 296} = 345m.s^{-1} \end{aligned} \tag{3.1}$$

Rapport-Gratuit.com

La simulation numérique utilise des vitesses d'écoulement allant de $16m/s$ à $34m/s$ avec un incrément de $2m/s$. Pour chaque vitesse simulée, nous faisons varier l'incidence du profil, de 0˚à 12˚par pas de 1 ˚ ; nous ne simulons pas d'incidence négative car le profil est symétrique. Les résultats avec l'incidence négative sont identiques à ceux obtenus avec une incidence positive, pour un profil symétrique. Le taux de turbulence de la soufflerie est de 0.004 soit 0.4%. Nous pouvons donc définir le facteur d'amplification à la transition N, comme vu dans la section 1.4.3, nécessaire pour la méthode e^N.

Les nombres de Reynolds simulés ainsi que les nombres de Mach sont présentés dans le Tableau 3.1.

Tableau 3.1 Conditions d'écoulement prises pour l'étude numérique Xfoil

Vitesse (m/s)	16	18	20	22	24	26	28	30	32	34
Nombre de Reynolds $(.10^5)$	2.44	2.74	3.05	3.35	3.66	3.96	4.27	4.57	4.88	5.18
Nombre de Mach	0.046	0.052	0.058	0.064	0.069	0.075	0.081	0.087	0.092	0.098

La vitesse de l'écoulement et les caractéristiques de l'air sont donc indirectement prises en compte par l'intermédiaire de ces paramètres. Il faut préciser que le nombre de Mach étant faible, on peut négliger les corrections qu'on aurait dû normalement apporter à la température, la masse volumique et la viscosité dynamique comme énoncé dans Rae et Pope (1984). Ce type de corrections doit être effectué pour des nombres de Mach supérieurs à $M = 0,2$. Ces corrections ne sont pas nécessaires dans l'étude présentée dans ce mémoire, car les résultats numériques obtenus et présentés sont validés expérimentalement.

3.2.2 Approche et méthode de résolution

Après observation du matériel dont nous disposons au laboratoire, nous avons constaté qu'il sera très difficile de reproduire exactement les mêmes conditions que celles présentes dans

notre logiciel de calcul CFD. Les conditions seront différentes car Xfoil calcule des écoulements bidimensionnels, or notre aile est une aile réelle et donc en trois dimensions. Les conditions de l'écoulement seront également différentes car la soufflerie utilisée comprend quelques incertitudes portant principalement sur la mesure de son taux de turbulence, sa vitesse et sa température. Une autre incertitude se trouve au niveau de l'installation de la maquette dans la chambre d'essai. En effet, cette incertitude représente la capacité à mesurer l'angle d'incidence de la maquette avec une précision maximale de 1°. Toutes ces imprécisions nous ont conduit pour l'étude numérique à une « étude de variation ».

L'étude de variation consiste à calculer la position de la transition autour d'un point d'angle d'incidence α et de la vitesse d'écoulement U. Par exemple, si nous voulons déterminer la transition pour $U = 20m/s$ et $\alpha = 5$ °nous allons simuler sous Xfoil en plus du cas voulu, une série de cas voisins de ce cas de référence, afin d'observer l'influence qu'auront les incertitudes sur la position de la transition. En partant de cette approche, nous avons simulé et obtenu des résultats exprimant la position de la transition pour une combinaison de vitesses et d'angles d'incidence. Nous disposons donc d'une série d'abscisses de transition X_{tr}/c nous permettant de tracer l'évolution de la position de la transition en fonction des paramètres U et α. L'abscisse de transition X_{tr}/c est définie par la position de la transition de l'écoulement du régime laminaire au turbulent, suivant la corde du profil. Cette valeur est fournie par rapport à la taille de la corde. La Figure 3.2 présente cette évolution pour 10 vitesses d'écoulement et 13 angles d'attaque. Une simulation utilisant un couple de vitesse et d'angle d'incidence est nécessaire pour obtenir une valeur de position de transition.

La zone hachurée sur la Figure 3.2 représente la plage de vitesses que nous réalisons dans la soufflerie Price-Païdoussis. Cette zone est délimitée en abscisse par la vitesse de soufflerie que nous souhaitons atteindre. L'ordonnée de la zone correspond pour sa limite inférieure à la position de la transition pour la condition $U = 30m/s$ et $\alpha = 9°$, alors que la limite supérieure est obtenue par la position de la transition à la condition $U = 20m/s$ et $\alpha = 3°$. Ces conditions d'angles d'attaque correspondent aux limites inférieure et supérieure d'angle d'attaque en pre-

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

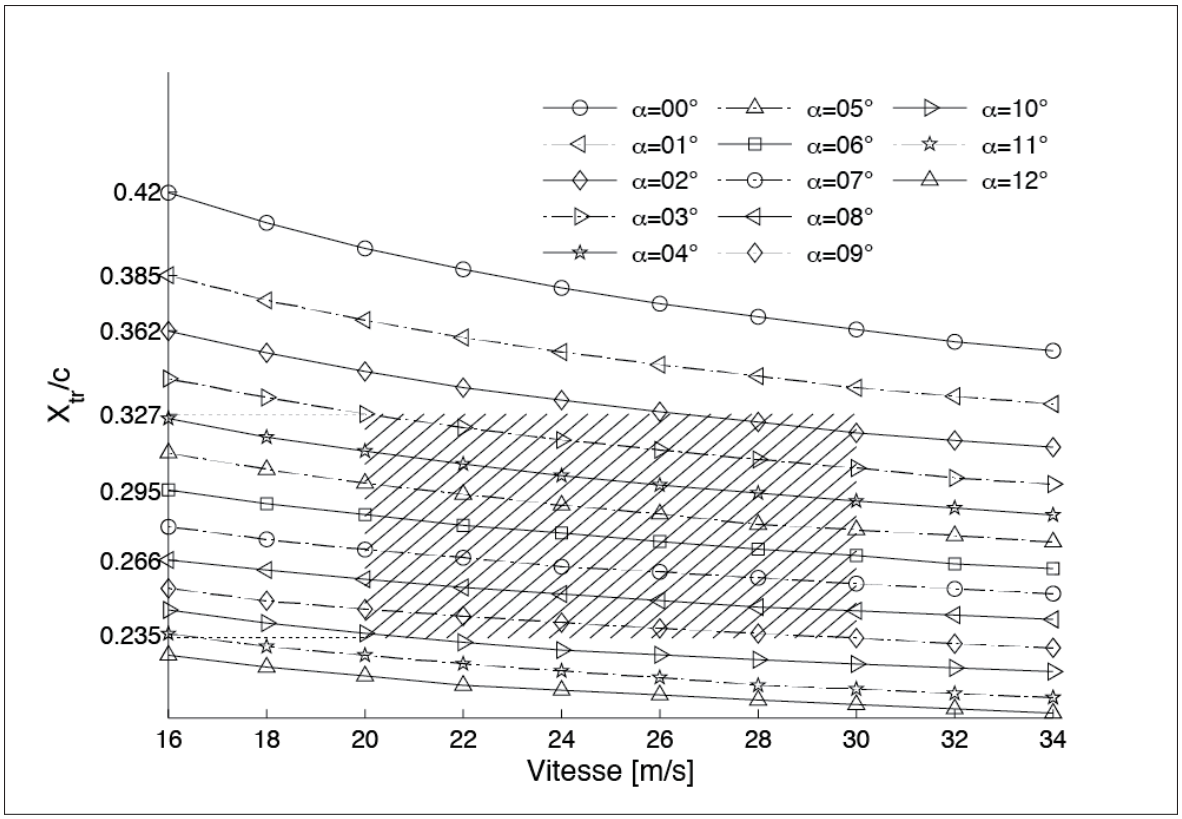


Figure 3.2 Position de la transition en fonction de la vitesse et de l'incidence.

nant en compte les incertitudes dans la mesure de l'angle. Cette zone nous fournit donc les valeurs minimales et maximales théoriquement possibles pour la position de la transition.

En se basant sur cette série de cas, nous pouvons déterminer une densité de probabilités d'apparition de la transition en fonction de la condition d'écoulement ainsi que de la position de la corde. La densité de probabilité est notée ϕ et caractérise la répartition des abscisses de transition en fonction de la vitesse de l'écoulement et de l'incidence du profil. Celle-ci est sans unité. Il s'agit d'une loi normale à deux dimensions pour deux distributions indépendantes (U et α). On calcule donc pour chaque vitesse U, une moyenne m_U et un écart-type σ_U de la série des abscisses de transition concernées. De la même manière, pour chaque angle d'incidence α, les mêmes types de paramètres appelés m_α et σ_α sont calculés. La densité de probabilité se définit par l'équation 3.2.

$$\phi(U,\alpha) = \frac{1}{2\pi\sigma_U\sigma_\alpha}\,\mathrm{e}^{-\frac{1}{2}\left[\frac{(U-m_U)^2}{\sigma_U}+\frac{(\alpha-m_\alpha)^2}{\sigma_\alpha}\right]} \tag{3.2}$$

Grâce aux abscisses de transition issues de la simulation ainsi que grâce à l'équation 3.2, nous pouvons tracer la répartition de la densité de probabilité en fonction de la vitesse d'écoulement et de l'angle d'incidence. La Figure 3.3 représente cette densité de probabilité, la Figure 3.3 doit être vue comme une représentation plane d'un graphique en trois dimensions, la troisième dimension étant la densité de probabilité représentée en niveaux de gris. La légende sur la partie droite de la Figure 3.3 fournit une correspondance entre la densité de probabilité et la couleur correspondante sur le graphique. La zone en pointillés est délimitée par les vitesses utilisées en soufflerie ainsi que les angles d'incidence utilisés. Les angles utilisés en soufflerie ont été déterminés grâce à cette Figure car, entre 4°et 8°, la probabilité d'observer la transition est la plus importante pour les vitesses considérées.

On souhaite s'accorder une marge d'erreur sur la précision de l'incidence d'un degré, ce qui donne un angle d'incidence expérimental allant de 4°à 8°, plus ou moins 1°.

En considérant la Figure 3.2 et la Figure 3.3, on peut déterminer les positions des capteurs de pression haute sensibilité. L'ordonnée de la zone dans la Figure 3.2 est donc définie au niveau inférieur par l'abscisse de transition à la condition $U = 30m/s$ et $\alpha = 9°$alors qu'au niveau supérieur, elle est définie par la transition à la condition $U = 20m/s$ et $\alpha = 3°$. En regardant les valeurs des ordonnées ainsi tracées dans la Figure 3.2, la transition se situe à 0.235 soit 23,5 % de la corde pour la condition de « haute vitesse, grand angle d'attaque » ($U = 30m/s$ et $\alpha = 9°$), alors que la transition se situe à 32,7 % de la corde pour la condition de « basse vitesse, faible angle d'attaque » ($U = 20m/s$ et $\alpha = 3°$). Cet intervalle représente 9,2 % de la corde, soit 2,2 cm. D'après la simulation numérique, il faudrait donc placer les trois capteurs de pression haute sensibilité dans cet intervalle afin de pouvoir observer la zone de transition.

Cette étude numérique de la transition nous permet d'obtenir une première plage d'installations possibles pour les capteurs de pression. Afin de valider cette étude, nous devons installer les

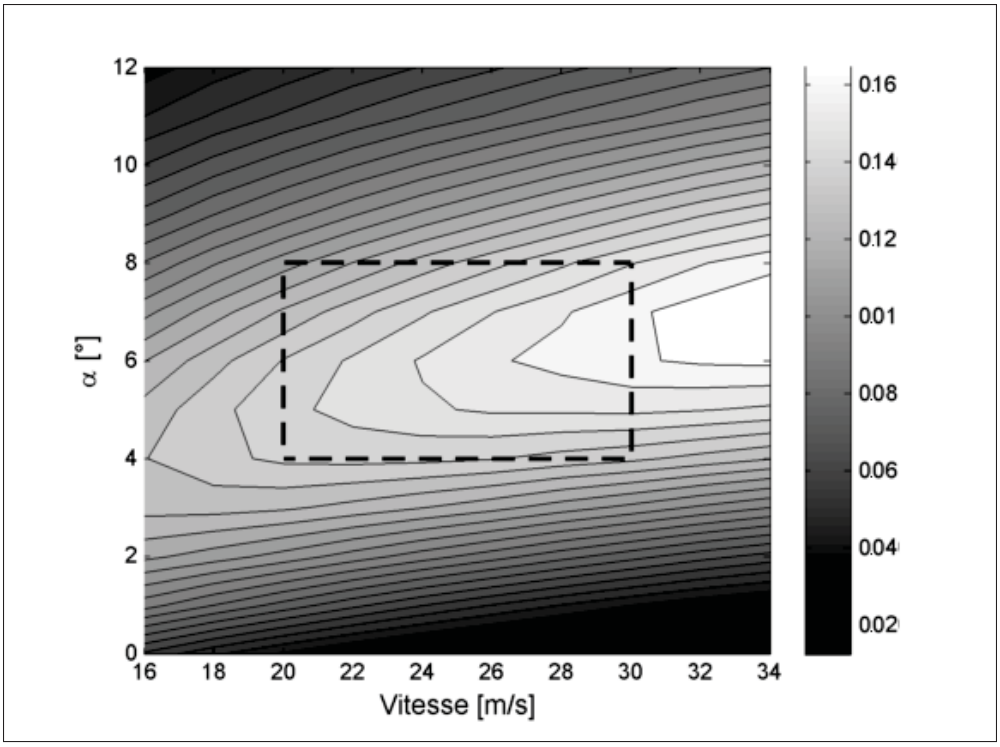


Figure 3.3 Densité de probabilité de la transition en fonction de la vitesse et de l'incidence.

capteurs dans le profil d'aile et effectuer des relevés de pression. La seconde partie de ce chapitre se réfère à l'installation mécanique des capteurs de pression ainsi qu'à l'installation du profil dans la chambre d'essai de la soufflerie.

3.3 Assemblage mécanique utilisé pour la validation expérimentale

3.3.1 Présentation de la soufflerie Price-Païdoussis

La soufflerie Price-Païdoussis était initialement utilisée pour des essais portant sur des structures aéroélastiques. Elle est donc subsonique et à circuit ouvert. Deux veines d'essai sont disponibles, une de dimensions 0.31 m x 0.61 m x 1.22 m et l'autre, que nous utiliserons pour nos validations, de dimensions 0.62 m x 0.91 m x 1.83 m. La soufflerie est constituée d'un ventilateur centrifuge à double hélice entraîné par une courroie mise en mouvement par un moteur

électrique de 40 hp, d'un diffuseur, d'une chambre de décantation, d'un convergeant et enfin de la chambre d'essai. La Figure 3.4 présente une vue de côté schématique de la soufflerie.

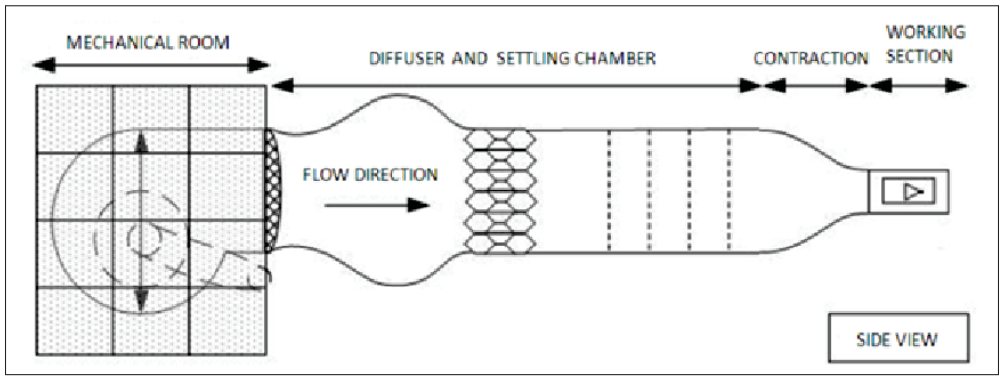


Figure 3.4 Vue de côté (side view) de la soufflerie Price-Païdoussis adaptée de Mosbah *et al.* (2013).

Le premier étage de filtre est à motif circulaire de forme ovale permettant de défriser le flux. Le diffuseur est constitué d'un convergeant divergeant se terminant par un filtre nid d'abeille. La chambre de décantation est constituée de quatre étages de filtres treillis de forme carrée en nylon espacés de 0.5m. Le convergeant permettant d'accélérer le fluide présente un taux de compression de 21.1 pour la petite chambre d'essai et de 7.1 pour la grande chambre de test. Cette configuration permet d'atteindre des vitesses allant de 0 à 30m/s pour la grande veine de test et de 0 à 60m/s pour la chambre plus petite. Etant donné la configuration ouverte de la soufflerie et le fait que celle-ci n'a pas été conçue pour des études de précision aérodynamique mais davantage pour des études aéroélastiques, là où la qualité de l'écoulement n'est pas le critère déterminant, la soufflerie présente un taux de turbulence de 0.4 %, correspondant à un amortissement des fluctuations de vitesse en amont de la chambre d'essai.

3.3.2 Analyse fonctionnelle de l'assemblage

Le profil aérodynamique ayant été présenté dans la section 3.1, nous nous attarderons d'avantage ici sur le support mécanique utilisé pour le maintien du profil dans la veine d'essai de la

soufflerie. Nous présenterons la solution technologique utilisée ainsi que l'analyse fonctionnelle et statique de l'assemblage.

Comme énoncé précédemment, le profil symétrique utilisé est constitué de deux extrados du profil d'aile de l'avion régional ATR-42.

D'après Tassinari (1992), « l'analyse fonctionnelle » est une démarche qui « consiste à rechercher et à caractériser les fonctions offertes par un produit pour satisfaire les besoins de son utilisateur ». Dans notre cas, le produit est le « support de fixation du profil ». Les fonctions principales et fonctions de contrainte de notre support sont présentées dans le Tableau 3.2. Chacune des fonctions se compose d'un verbe caractérisant l'action et d'un complément faisant référence aux éléments externes auxquels la fonction se rapporte. Le sujet de la phrase est toujours le produit mais ne doit pas apparaître. On appelle « fonction de contrainte », une fonction qui n'est pas primordiale mais participe au design de par la contrainte qu'elle impose au système.

Tableau 3.2 Identification des fonctions de l'analyse fonctionnelle

Identifiant	Type	Intitulé de la fonction
FP1	Principale	Lier le profil au plancher de la chambre d'essais
FC1	De contrainte	Supporte les efforts aérodynamiques générés par l'écoulement
FC2	De contrainte	Doit pouvoir être monté ou démonté facilement par l'utilisateur
FC3	De contrainte	Doit s'adapter à la balance aérodynamique
FC4	De contrainte	Doit permettre le passage des capteurs de pression
FC5	De contrainte	Ne doit pas perturber l'écoulement à proximité des capteurs

Ces fonctions sont représentées de façon visuelle dans le diagramme de pieuvre de la Figure 3.5. Le diagramme relie le support de fixation aux différents éléments externes du système au moyen de droites symbolisant les fonctions vues précédemment.

Cette étude fonctionnelle a permis de trouver un design de support répondant aux critères de notre expérimentation tout en respectant les critères de sécurité nécessaires à l'utilisation de la soufflerie. La solution retenue consiste à maintenir le profil entre deux socles, ces socles étant

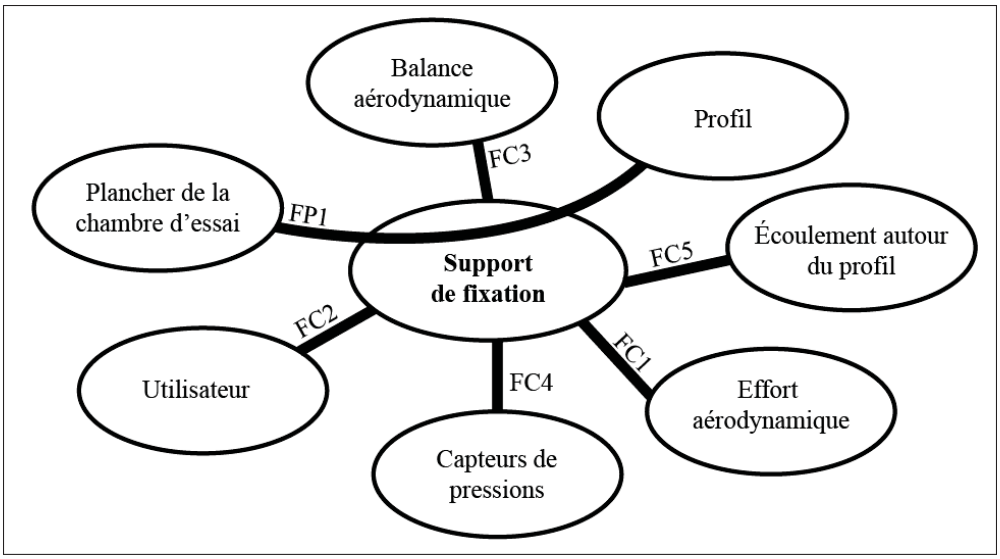


Figure 3.5 Diagramme pieuvre.

maintenus entre eux au moyen de tiges métalliques filetées traversant le profil de part en part. La solution consiste donc à prendre en étau le profil. Des gorges adaptées au profil sont taillées dans le socle supérieur et inférieur, et le profil vient se loger dans ces gorges lors de l'assemblage. L'utilisation de tiges filetées limite l'encombrement à l'intérieur du profil fournissant suffisamment d'espace pour les capteurs de pression et leurs câbles. En outre, le filetage des tiges permet un montage et démontage rapide et simple, tout en fournissant suffisamment de résistance pour pouvoir tenir les efforts aérodynamiques. Le socle inférieur du support fournit une interface compatible avec celle de la balance aérodynamique de la soufflerie. Le socle supérieur permet de fournir un écoulement bidimensionnel au niveau des capteurs de pression. La figure 3.6 présente un schéma de l'assemblage.

Les deux éléments en fibre de verre constituant le profil étant séparés, il est nécessaire d'assurer la continuité au niveau du bord d'attaque par une bande d'aluminium adhésive. Cette bande permet d'assurer la continuité au niveau du bord d'attaque mais également d'assurer l'étanchéité du profil au niveau du bord d'attaque.

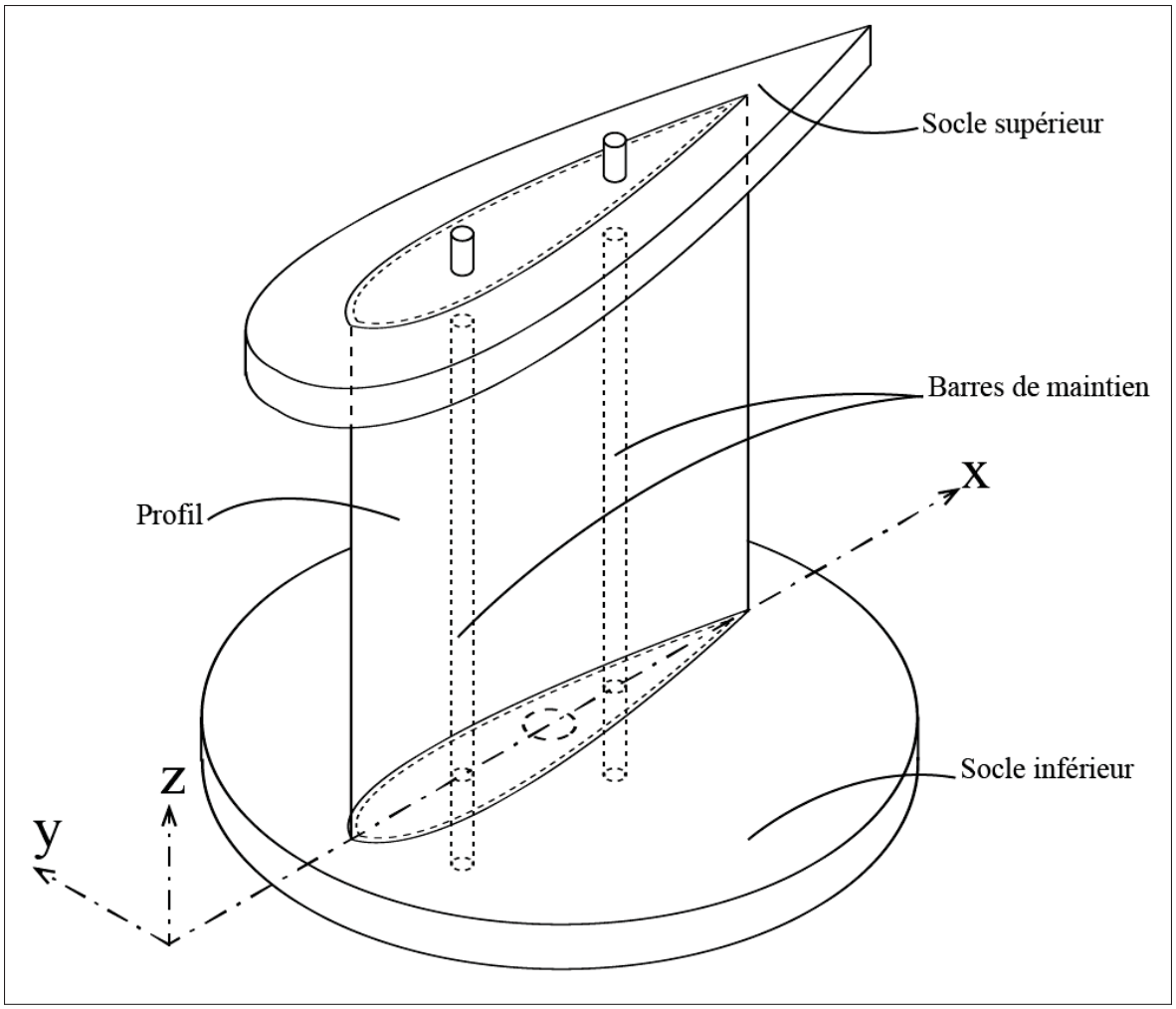


Figure 3.6 Vue isométrique du support d'assemblage.

3.3.3 Analyse statique

Avant de se lancer dans la fabrication de l'assemblage, nous avons dû nous assurer que celui-ci serait en mesure de résister aux efforts aérodynamiques. Pour ce faire, nous avons calculé ces efforts grâce à Xfoil, puis modélisé le support dans un logiciel de conception assisté par ordinateur (CATIA) afin d'effectuer une étude statique de l'assemblage. Les forces aérodynamiques appliquées sur l'assemblage sont calculées à l'aide des Équations 3.3 et 3.4 . La norme du vecteur résultant est utilisée pour la validation, l'équation 3.5 présente cette norme.

$$F_x = \frac{1}{2}\rho U^2 S_{ref} C_x \tag{3.3}$$

$$F_y = \frac{1}{2}\rho U^2 S_{ref} C_y \tag{3.4}$$

$$F = \sqrt{{F_x}^2 + {F_y}^2} \tag{3.5}$$

Les coefficients C_x et C_y sont calculés grâce au coefficient de traînée C_D et de portance C_L issus de Xfoil puis rapportés dans le repère de l'aile, au moyen des équations 3.6 et 3.7. La surface de référence S_ref est exprimée, dans le cas d'une aile bidimensionnelle, par le produit de la longueur de la corde par l'envergure de l'aile.

$$C_x = \cos\alpha.C_D - \sin\alpha.C_L \tag{3.6}$$

$$C_y = \sin\alpha.C_D - \cos\alpha.C_L \tag{3.7}$$

Les efforts aérodynamiques maximums calculés sur le profil sont de 81N en ce qui concerne la portance et de 2N pour la traînée. À cela, il convient d'ajouter un effort de traînée associé au support lui-même estimé à 10N, imposé de façon arbitraire, en raison de la différence d'épaisseur existante entre la plaque inférieure et le support de la balance. Le support doit donc tenir un effort de 81N suivant l'axe y et 12N suivant l'axe x. Le profil est maintenu en compression dans le sens de l'envergure à cause du serrage entre les deux socles. On répartit l'effort de portance sur le profil comme suit : 75% sur l'extrados pour simuler les forces de dépression et 25% sur l'intrados pour les forces de surpression. L'effort de traînée est appliqué sur le bord d'attaque du profil. Un effort de compression de 200N est appliqué sur le socle supérieur pour simuler le serrage, cet effort a été déterminé en se basant sur le couple de serrage utilisé. Pour la simulation, les écrous et les rondelles utilisés pour le maintien en position sont retirés et remplacés par des liaisons rigides entre les tiges et les socles. Le matériau utilisé pour les socles est du bois, il s'agit en réalité de contreplaqué. Les tiges filetées sont en acier et le profil en plexiglas. En réalité, le profil est fabriqué en composite de fibre de verre E.

Suite à la simulation sous CATIA, la contrainte de Von Mises maximale de 9,96MPa se situe sur le socle inférieur qui travaille en compression au niveau du contact avec la tige filetée. La contrainte est inférieure à la contrainte de rupture en compression du contreplaqué, qui est de

Rapport-Gratuit.com

35 MPa en moyenne. Le support tient donc les efforts avec un facteur de sécurité supérieur à trois. Ces résultats sont à nuancer puisque le matériau utilisé pour l'analyse n'est pas exactement le matériau réel en ce qui concerne le profil car nous n'avons pas d'information sur l'essence de bois du support. Toutefois, cette étude nous a permis de savoir que notre support est suffisamment résistant pour pouvoir être installé dans la soufflerie afin de conduire nos essais. Le support est théoriquement surdimensionné mais ceci n'est pas un défaut, bien au contraire, en raison du coût des installations mises en jeu ainsi que de la sécurité des personnes opérant la soufflerie.

3.4 installation des capteurs de pression

3.4.1 Prise de pression statique

Le profil étant équipé de prises de pression statiques le long de la corde, nous avons choisi de les utiliser afin de pouvoir comparer les résultats de pression obtenus grâce aux capteurs haute sensibilité que nous cherchons à caractériser. Le profil comporte 15 prises de pression statiques réparties sur l'extrados comme présenté sur la Figure 3.7. Le Tableau 3.3 fournit les coordonnées exactes des positions de ces capteurs de pression. Etant donné que ces capteurs étaient déjà installés, nous ne pouvions pas changer la position des prises de pression statiques. Les prises de pression sont de petits tubes de plastique souple de 1,7mm de diamètre. Elles sont reliées à un réseau de transducteurs de pression (PTA) constitué de 24 prises de pression permettant de convertir une pression statique en valeur numérique donnée en Pascal. Ce PTA a été conçu et fabriqué par la compagnie Aerolab, fournisseur de matériel pour la soufflerie. Les valeurs envoyées par le PTA sont reçues et enregistrées par un ordinateur au moyen d'un

Tableau 3.3 Position des capteurs de pression

N°	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15
x/c	0.025	0.10	0.175	0.225	0.27	0.30	0.34	0.38	0.425	0.47	0.515	0.55	0.61	0.64	0.70

câble USB. Le système lit et fournit une pression absolue. Aucune calibration n'est requise

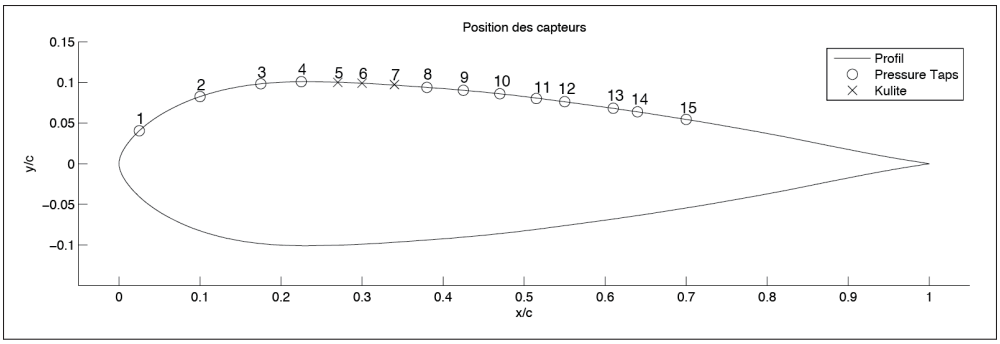


Figure 3.7 Positions des prises de pression.

pour ce type de mesure. Or, le calcul du coefficient de pression Cp se base sur une mesure de pression différentielle ; pour cette raison nous devons donc soustraire la pression statique $P_{statique}$ à l'entrée de la chambre d'essai à la valeur de pression absolue fournie par le PTA P_{local}. Il ne reste plus qu'à diviser la pression différentielle par la pression dynamique pour obtenir le coefficient de pression C_p. L'équation 3.8 présente ce calcul.

$$C_p = \frac{P_{local} - P_{statique}}{\frac{1}{2}\rho U^2} \tag{3.8}$$

Lors d'un enregistrement de valeur de pression statique, 100 valeurs sont acquises pour chaque prise de pression statique. Ces valeurs sont utilisées pour le calcul d'une valeur de pression moyenne puis l'équation 3.8 est appliquée. La fréquence d'acquisition maximale est de 10Hz par prise de pression, nous l'avons configurée pour une acquisition à 5Hz. Le programme d'enregistrement fourni par Aerolab produit un fichier .txt contenant les valeurs de pression. Un code Matlab, que nous avons développé, a pour fonction de traiter les fichiers de résultats. Ces capteurs ne sont pas adaptés pour des mesures de pression dynamique, en effet, le taux d'échantillonnage de ce système est trop faible pour ce type de mesure. En outre la longueur des tuyaux agit comme un filtre passe-bas ; de ce fait, les variations rapides de pression disparaissent, fournissant ainsi une valeur de pression moyennée.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

3.4.2 Capteur haute sensibilité

Les capteurs de pression haute sensibilité que nous utilisons sont des capteurs de pression différentielle fabriqués par la compagnie Kulite Semiconductor et commercialisés sous la référence XCQ-062. Ces capteurs mesurent une pression différentielle, c'est-à-dire une différence de pression entre la pression statique de référence en amont de la chambre d'essai, et la pression locale à la surface du profil. La différence de pression est obtenue au moyen d'une membrane séparant les deux chambres de pressions différentes. Ces capteurs fournissent une information de pression sous forme de signal électrique, issu d'un pont de Wheatstone complet et compensé en température. Le pont de Wheatstone est un circuit électrique permettant de mesurer une valeur de résistance inconnue et ceci de façon précise. Le signal fourni par les capteurs est analogique, il est donc nécessaire de le numériser pour pouvoir le traiter et l'enregistrer. La Figure 3.8 fournit un schéma visuel des capteurs de pression.

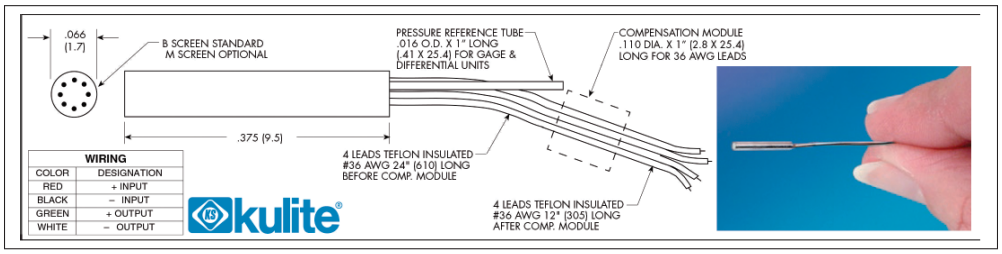


Figure 3.8 Détails capteur de pression adaptée de semiconductor.

Le système d'acquisition permettant le traitement et l'enregistrement des signaux est constitué d'un châssis National Instrument PXie-1078 équipé d'une unité centrale de calcul NI PXie-8135. Cette unité communique avec des cartes de communication et d'acquisition dont quatre cartes NI PXie-4330. Le châssis est relié à un ordinateur de contrôle au moyen d'une connexion Ethernet. Nous utilisons l'une de ces cartes pour connecter nos capteurs de pression. La connexion entre la carte et un capteur s'effectue au moyen de quatre fils. Deux fils fournissent une tension continue d'excitation de 10V au capteur. Cette tension permet d'alimenter le pont de Wheatstone du capteur. Les deux fils restants correspondent à la valeur de

pression lue par le capteur, sous forme d'une tension, et sont connectés à l'entrée analogique de la carte d'acquisition. Le châssis National Instrument amplifie, échantillonne et conditionne le signal analogique des capteurs, au moyen de filtres anti repliement. Le signal est échantillonné à 20 kHz pour permettre une lecture de transformée de Fourier sur un spectre allant de 0 kHz à 10 kHz d'après la règle de Shannon. Cette règle dit que la fréquence d'échantillonnage du signal doit être au moins deux fois supérieure à la fréquence maximale souhaitant être observée. Les capteurs haute sensibilité Kulite convertissent l'information de pression en signal électrique au plus près de l'écoulement. Il n'y a aucun effet de filtre dû à la colonne d'air avec l'utilisation de ces capteurs. Leur sensibilité aux variations de l'écoulement est donc beaucoup plus importante que les capteurs de pression présentés précédemment.

L'étude théorique préliminaire sous Xfoil réalisée dans la Section 3.2 nous a fourni une première possibilité de positionnement des capteurs Kulite. D'après cette étude, il faudrait que les trois capteurs soient positionnés entre 23,5% et 32,7% de la corde. Dans le but de pouvoir comparer les valeurs de pression enregistrées par les capteurs haute sensibilité Kulite et celles enregistrées par les capteurs de plus faible sensibilité, nous devons les positionner en correspondance de corde. D'après le Tableau 3.3, pour inclure strictement la plage prédite par l'étude théorique, il faudrait utiliser quatre capteurs allant de la position 4 à la position 7. Malheureusement, nous ne disposons que de trois capteurs pour notre étude. Un choix doit donc être fait parmi ces positions.

Afin de maximiser la résolution de mesure de pression par rapport à la corde, il faut que les capteurs soient installés de manière contiguë. De plus, nous savons que les simulations numériques présentent une légère tendance à avancer la position de la transition par rapport aux résultats expérimentaux. Ceci s'explique en partie par le fait que la qualité de la surface de l'aile n'est pas aussi parfaite qu'en théorie. Il en va de même pour la laminarité de l'écoulement, ce dernier ayant une grande influence sur la position de la transition.

Ces éléments nous ont poussé à positionner les trois capteurs de pression haute sensibilité Kulite au niveau des capteurs de pression 5, 6 et 7, soit les positions de corde 27%, 30% et

34%. Les capteurs de pression haute sensibilité sont positionnés à une envergure différente des capteurs de pression statique, les deux types de capteurs ne sont donc pas superposés.

3.5 Validation expérimentale de la détection de la transition

3.5.1 Plan de test

Afin de valider expérimentalement les résultats obtenus grâce à la simulation Xfoil, principalement dans le but de caractériser la détection de la transition au moyen des capteurs haute sensibilité Kulite en utilisant une méthode de détection basée sur l'utilisation de signaux fréquentiels, comme celle introduite dans la section 1.4.4.7, une série d'essais en soufflerie a été réalisée. Les essais se sont décomposés de la façon suivante.

Dans un premier temps, une série de tests a été effectuée afin de valider le bon fonctionnement des capteurs de pression statique ainsi que le programme d'enregistrement LabView. Une fois le comportement des capteurs de pression statique validé, une série de tests a été réalisée afin de valider la chaîne d'acquisition des capteurs de pression haute sensibilité Kulite. Une dernière série de test a permis l'acquisition des valeurs de chacun des types de capteurs.

Chacune des séries de test a été réalisée dans les conditions d'écoulement présentées dans le tableau 3.4.

Tableau 3.4 Détails des conditions de test

Conditions	Angle $\alpha(^\circ)$	Vitesse (m/s)
1	4°	20
2	4°	25
3	4°	30
4	6°	20
5	6°	25
6	6°	30
7	8°	20
8	8°	25
9	8°	30

Le protocole de test suit les étapes suivantes afin de pouvoir tester et enregistrer chacune des conditions d'écoulement.

a. Mise en place du profil à l'angle d'incidence souhaité.

b. Tarage des capteurs de pression (mise à zéro).

c. Démarrage et application de la vitesse d'écoulement souhaitée de la soufflerie.

d. Enregistrement de 30 secondes des capteurs testés ainsi que des paramètres de soufflerie (vitesse, angle α, température, pression).

e. Changement de vitesse d'écoulement suivie de 30 secondes d'enregistrement.

Ce processus est répété pour chaque angle d'incidence présenté dans le Tableau 3.4.

3.5.2 Correction de l'angle d'incidence α

Les parois de la chambre d'essai de la soufflerie ont un effet sur l'angle d'incidence du profil qui y est installé. Ainsi les résultats théoriques et expérimentaux ne sont pas directement comparables. Il est nécessaire de calculer un angle d'incidence corrigé servant à recalculer les résultats théoriques issus de la simulation. Les résultats de simulation obtenus avec l'angle d'incidence corrigé peuvent alors être comparés aux résultats expérimentaux. L'angle d'incidence mécanique auquel le profil est installé dans la soufflerie correspond à l'angle souhaité après correction. Seul l'angle utilisé dans le calcul numérique est corrigé.

L'angle d'incidence corrigé est obtenu grâce à Rae et Pope (1984). Les unités utilisées sont les unités impériales. L'expression de l'angle d'incidence corrigée α_c est est fournis par la relation 3.9.

$$\alpha_c = \alpha_g + \alpha_{up} + \alpha_w \tag{3.9}$$

L'incidence géométrique, notée α_g, est l'angle entre la corde du profil et l'axe longitudinal de la veine d'essais. L'angle α_{up} est l'incidence *upflow*, qui prend en compte la symétrie de l'installation du profil. Pour déterminer cet angle, il faut en théorie réaliser deux tests. Le premier test est réalisé avec le profil installé sur la paroi inférieure de la chambre d'essai : il s'agit de la configuration dans laquelle notre profil est installé. Le second test consiste à installer le

profil sur la paroi supérieure de la chambre d'essai. Celui-ci n'a pu être réalisé car la soufflerie Price-Païdoussis ne dispose pas de l'interface mécanique permettant l'installation du profil à une telle position. Toutefois, l'angle α_{up}, qui est de l'ordre de 0.01°, est considéré négligeable ici. L'angle α_w prend en compte les effets de parois et de blocage et dépend principalement des dimensions de la veine, et de la géométrie du profil. Son expression est présentée par l'équation 3.10.

$$\alpha_w = 57.3.\delta\frac{S_{ref}}{C}C_L \tag{3.10}$$

Le terme δ, de l'équation 3.10, est déterminé grâce à des abaques et vaut 0,115 (cf fig. 6.29 p.385 de Rae et Pope (1984). Ce terme dépend de la cambrure du profil et de son épaisseur relative. La section de la veine d'essais est donnée par $C = 6,2055 ft^2$. La surface de référence S_{ref} du profil est de $0,7554 ft^2$. Le coefficient de portance C_L est donné par la balance aérodynamique via la force de portance, il évolue donc en fonction de l'angle géométrique considéré. Le tableau 3.5 fournit l'incidence corrigée. L'écart existant entre l'angle corrigé α_c et celui

Tableau 3.5 Incidence corrigée

α_g	C_L	α_w	α_c
4	0.362	0.29	4,29
6	0.551	0.44	6,44
8	0.785	0.63	8,63

non corrigé α_g n'est pas négligeable, il est donc nécessaire de le prendre en compte dans la comparaison des résultats.

3.5.3 Résultats pour les capteurs de pression faible sensibilité

Afin de pouvoir comparer les valeurs de pressions obtenues expérimentalement avec les valeurs de pression obtenues par simulation grâce à Xfoil, il est nécessaire de calculer un coefficient de pression par capteur et par essais. Le coefficient de pression est calculé grâce à l'équation 3.8. Le code Xfoil fournit les valeurs de C_p le long de la corde du profil et ce, pour chacune des simulations. Les Figures 3.9, 3.10 et 3.11 présentent une comparaison entre les valeurs

de coefficients de pression C_p obtenues expérimentalement au moyen des capteurs de pression statique et celles obtenues grâce à Xfoil, et ce pour les configurations d'écoulements et d'angles d'attaque.

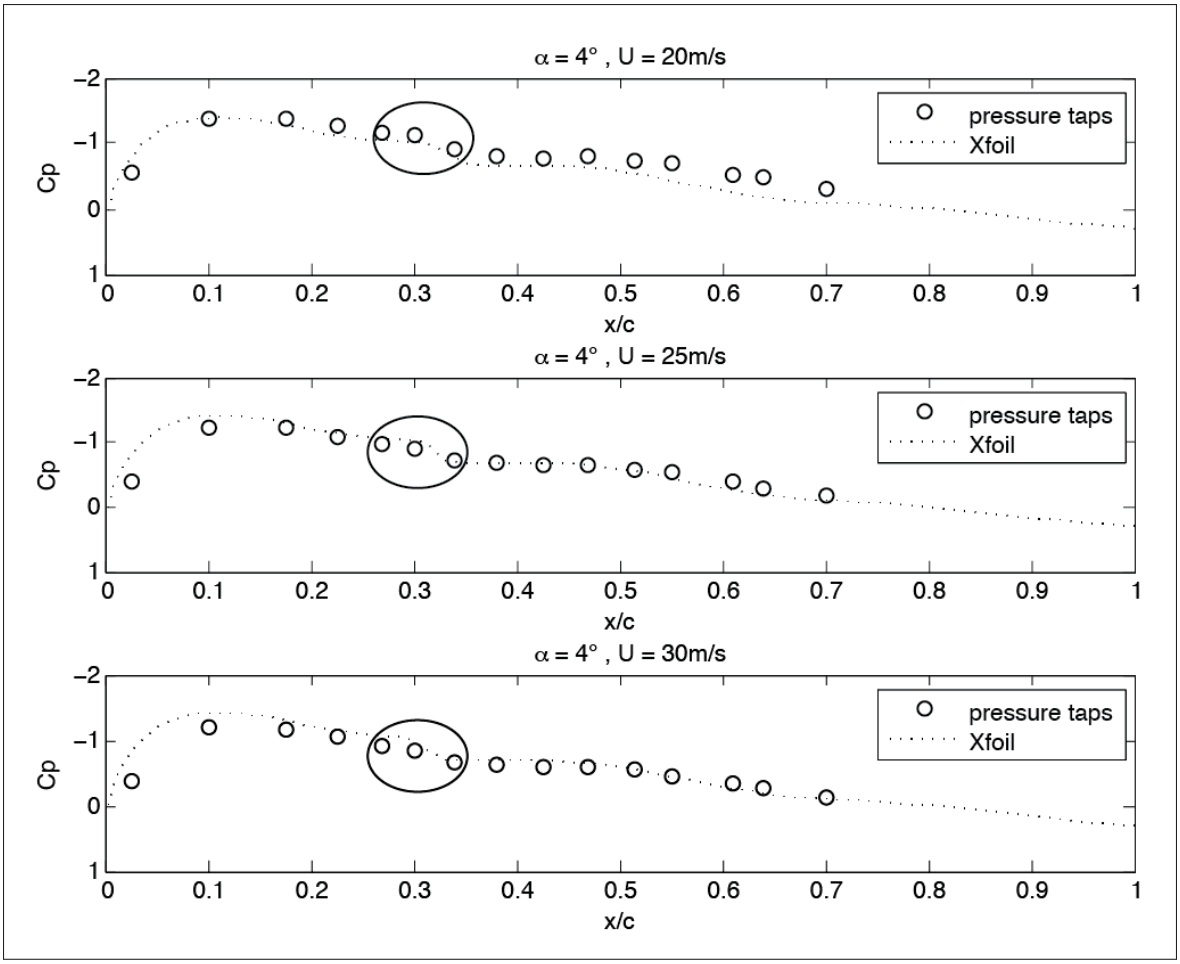


Figure 3.9 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par des capteurs de pression statique et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 4\ ^{\circ}$.

L'angle d'incidence utilisé pour les essais en soufflerie est l'angle α non corrigé, malgré qu'une imprécision de plus ou moins 1 $^{\circ}$soit présente en raison de l'installation. Nous utilisons l'angle d'incidence corrigé à partir de l'angle d'incidence exact pour les valeurs issues de Xfoil. On constate que les coefficients de pression sont proches à partir du troisième capteur dans la majeure partie des cas. Pour la condition de plus faible vitesse ($U = 20m/s$), l'écart entre les

résultats théoriques et l'expérimentaux est plus important que pour les vitesses de 25 m/s et 30 m/s.

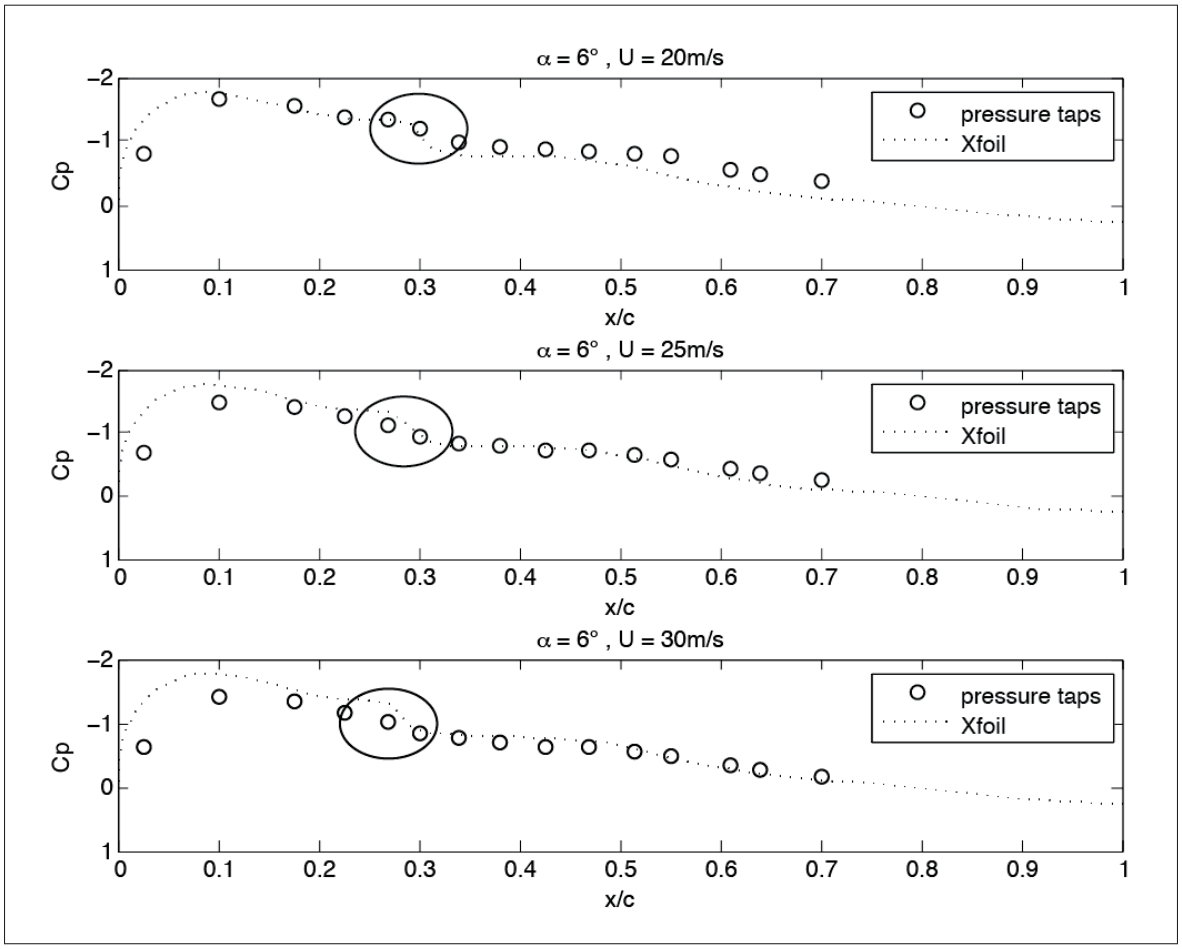


Figure 3.10 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par des capteurs de pression statique et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 6$ °.

La chute de pression entourée par le cercle noir sur les Figures 3.9 à 3.11 est caractéristique de la transition entre la zone laminaire et turbulente. Cette chute de pression est particulièrement visible par les capteurs de pression statique pour la configuration à 4 °d'angle d'incidence, mais reste toutefois discernable pour les autres configurations d'angle. Nous pouvons donc regarder autour de la chute de pression théorique, au niveau des capteurs de pression statique afin de déterminer si cette variation apparaît à la même position de corde pour les mesures expérimentales. Si cette variation apparaît à la même position de corde, nous pouvons dire que

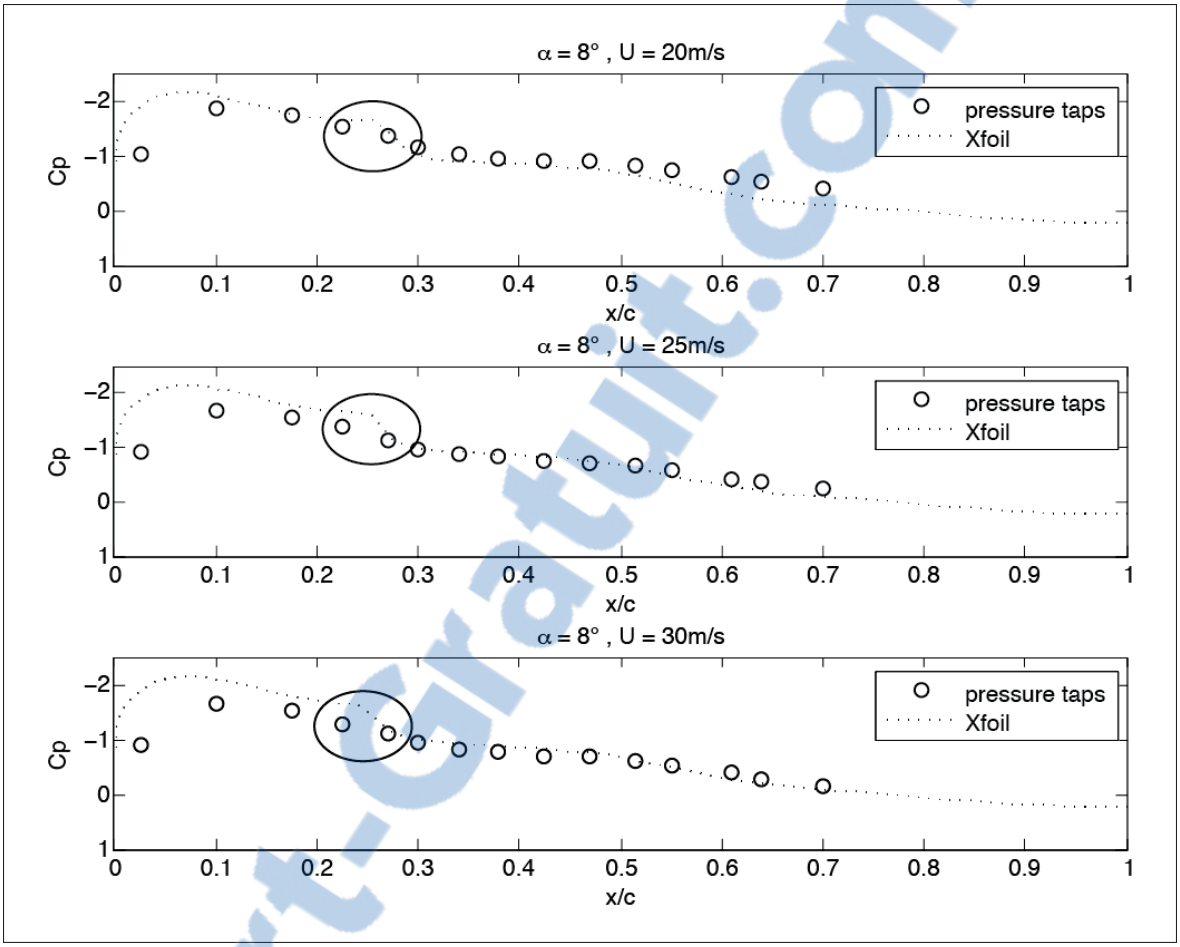


Figure 3.11 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par des capteurs de pression statique et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 8$ °.

la zone de transition laminaire/turbulent calculée grâce à Xfoil est identique à celle mesurée expérimentalement. Une imprécision apparaît toutefois en raison de la discrétisation spatiale des capteurs de pression. L'information de pression n'est pas continue mais est discrète. En effet, nous ne disposons d'aucune information de pression expérimentale en dehors de celle fournie par les 15 capteurs de pression statique.

Nous cherchons à mesurer une variation de pression, ce qui correspond mathématiquement à calculer une dérivée de la valeur de pression par rapport à la corde. La valeur de pression dérivée la plus grande correspond à l'intervale où la chute de pression apparaît et donc la transition. Popov *et al.* (2008) ont observé la dérivée seconde du C_p le long de la corde pour la

Rapport-Gratuit.com

détection de la transition. Dans notre cas, la dérivée seconde fournit des résultats trop confus pour être exploités directement, en raison du manque de résolution spatiale dû aux nombres réduits de capteurs. Nous avons donc interpolé entre les valeurs de C_p en utilisant la méthode PCHIP pour pouvoir calculer la dérivée seconde. La Figure 3.12 présente la dérivée seconde de la distribution du coefficient de pression C_p.

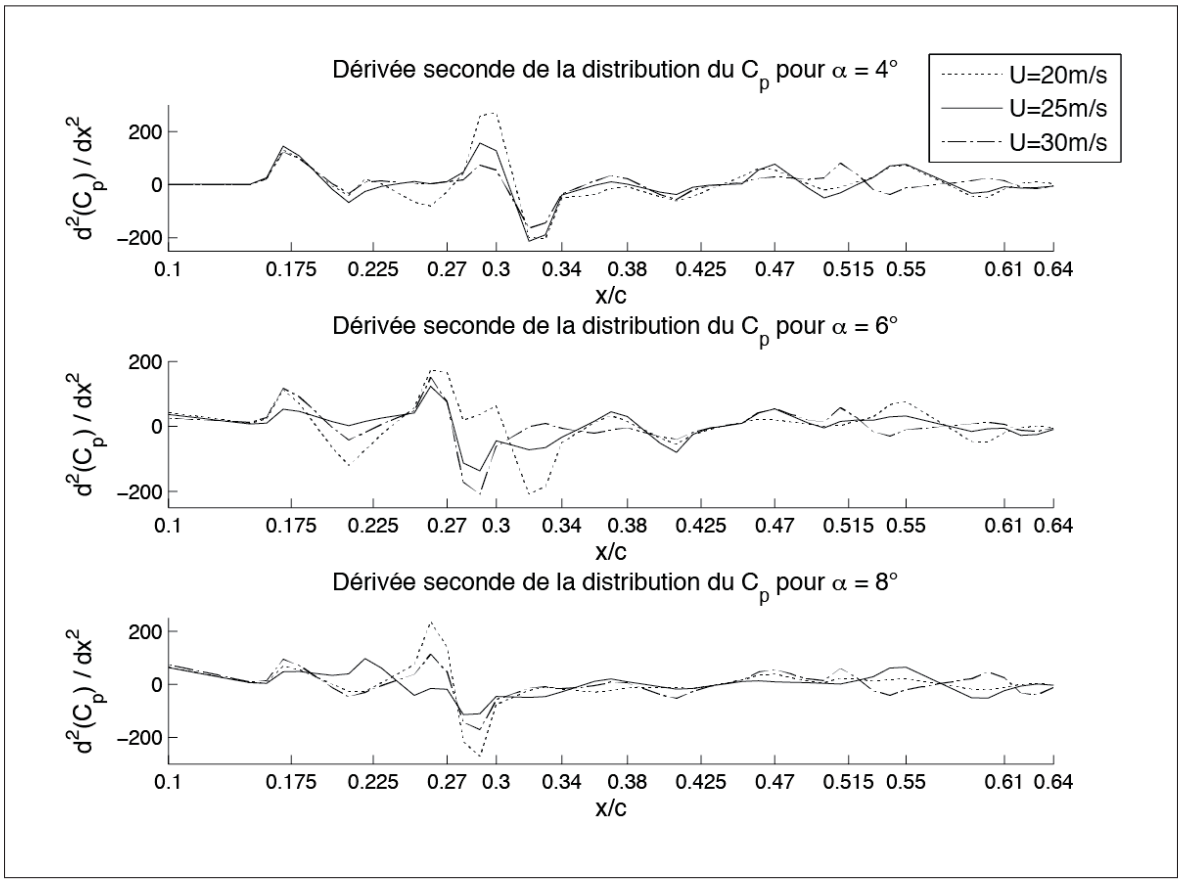


Figure 3.12 Dérivées secondes de la distribution du coefficient de pression C_p

En utilisant la Figure 3.12 pour une condition de test, nous pouvons déterminer la valeur minimale et maximale de la dérivée seconde. Ces deux valeurs nous fournissent une position de corde. Nous calculons alors la moyenne entre ces deux positions, cette valeur correspond à la position de la transition que nous utiliserons. Le tableau 3.6 présente, en se basant sur les Figures 3.9 à 3.12, un récapitulatif des positions de transition prévues en simulation, comparées avec celles obtenues expérimentalement. On constate qu'en se basant uniquement sur les

valeurs de C_p déterminées expérimentalement, nous obtenons des imprécisions dans la lecture de la position de la transition. Ces différences peuvent s'expliquer par le fait que les capteurs détectent une région de transition alors que Xfoil fournit une abscisse précise issue d'un calcul déterministe.

Tableau 3.6 Comparaison position transition numérique et expérimental

Conditions	Position théorique de la transition (%c)	Numéro du capteur théorique	Numéro du capteur expérimental	Position de la transition expérimentale(%c)	Erreur relative
1	31.17	6-7	6-7	32	0.83
2	29.94	6	6-7	31	1.06
3	29.08	5-6	6-7	31	1.92
4	28.51	5-6	5-6	29	0.49
5	27.56	5	5-6	28	0.44
6	26.80	4-5	5-6	28	1.2
7	25.81	4-5	5-6	28	2.19
8	25.05	4-5	4-5	25	-0.05
9	24.49	4-5	5-6	28	3.51

Grace à l'utilisation de la dérivée seconde du C_p nous pouvons affiner les résultats de position, ce qui nous permet de constater que l'écart entre les positions de la transition expérimentale et théorique en utilisant cette méthode est dans 8 cas sur 9 inférieur à 2.5 %. Ce résultat est à nuancer par la distribution des ports de pression, celle-ci conditionne directement la taille de la région de transition détectée car la chute de pression peut seulement être détectée d'un port à l'autre. De ce fait, si les prises de pression sont très éloignées, la région suivant laquelle la chute de pression apparaît est plus grande. Ceci réduit ainsi la précision des résultats en augmentant la région d'incertitude. Il n'est donc pas possible de fournir précisément le point où la transition apparaît mais seulement une région d'apparition. Les résultats obtenus fournissent un premier avis sur la position de la transition.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

3.5.4 Résultats pour les capteurs de pression haute sensibilité

Les Figures 3.13, 3.14 et 3.15 présentent les C_p obtenus grâce aux trois capteurs de pression haute sensibilité Kulite. Ces résultats sont présentés en comparaison avec les résultats théoriques ainsi que les mesures avec les capteurs de pression statique.

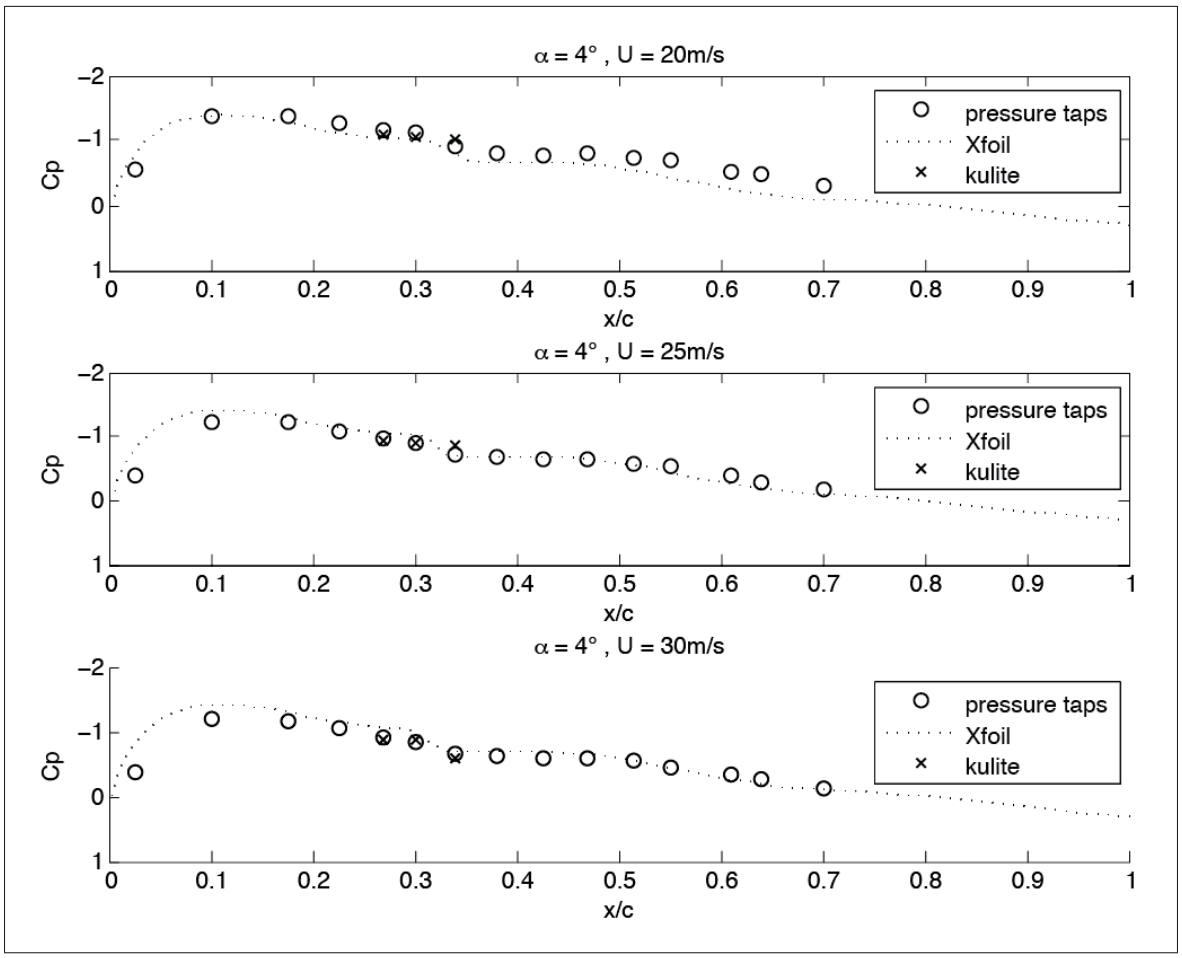


Figure 3.13 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par les capteurs Kulite et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 4\ ^{\circ}$.

On constate que les valeurs de C_p obtenues au moyen des capteurs haute sensibilité Kulite sont très proches des valeurs mesurées par les capteurs de pression statique. On observe également que le troisième capteur Kulite fournit des valeurs différentes du capteur statique correspondant. L'étude du spectre fréquentiel des capteurs nous permet d'obtenir une information sup-

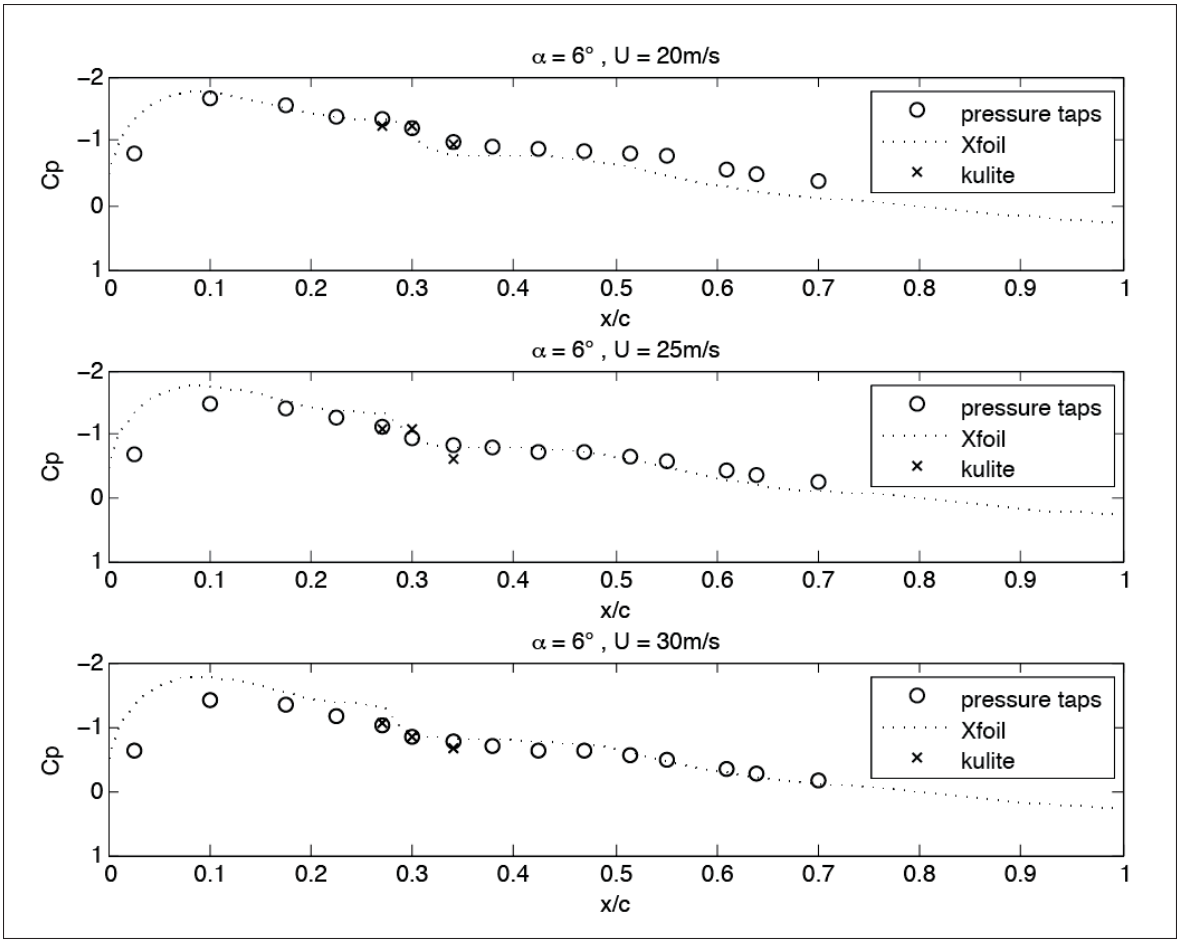


Figure 3.14 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par les capteurs Kulite et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 6$ °.

plémentaire sur l'écoulement autour du profil. Avant, la transition l'écoulement est laminaire, ce qui représente un niveau de bruit faible. Au niveau de la transition, le niveau de bruit augmente, puis devient maximal une fois que l'écoulement est turbulent. Nous observons ici le niveau de bruit de chacun des capteurs de pression haute sensibilité Kulite afin de déterminer la position de la transition. La Figure 3.16 présente le niveau de bruit de référence mesuré lorsque la soufflerie et tous les équipements d'acquisition sont allumés et en fonctionnement. Le moteur de la soufflerie est allumé mais son ventilateur n'est pas en fonctionnement. Le niveau de bruit mesuré est de $-30dB$ pour les trois capteurs de pression avec quelques pics pour les fréquences inférieures à $4kHz$.

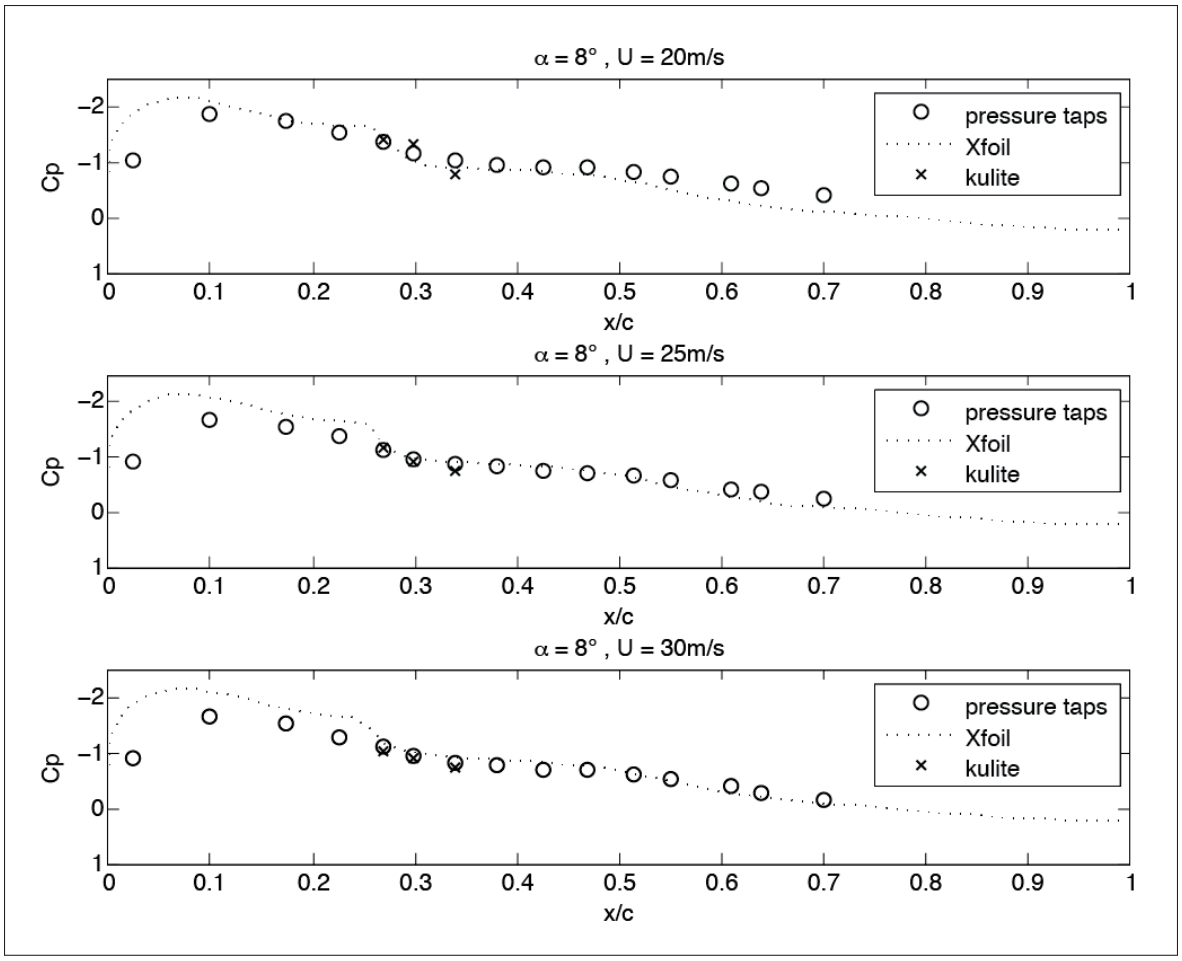


Figure 3.15 Comparaison des coefficients de pression Cp obtenus par les capteurs Kulite et Xfoil pour un angle d'incidence $\alpha = 8\ ^{\circ}$.

Les Figures 3.17, 3.18 et 3.19 présentent la transformée de Fourier rapide des signaux issus des capteurs de pression Kulite pour chacune des conditions d'essai.

3.5.5 Comparaison et interprétation des résultats expérimentaux et théoriques pour les capteurs haute sensibilités

3.5.5.1 Coefficient de pression Cp

D'après les Figures 3.13 à 3.15, nous avons pu observer une bonne corrélation entre les valeurs de C_p obtenues grâce aux capteurs de pression statique et celles obtenues grâce aux capteurs

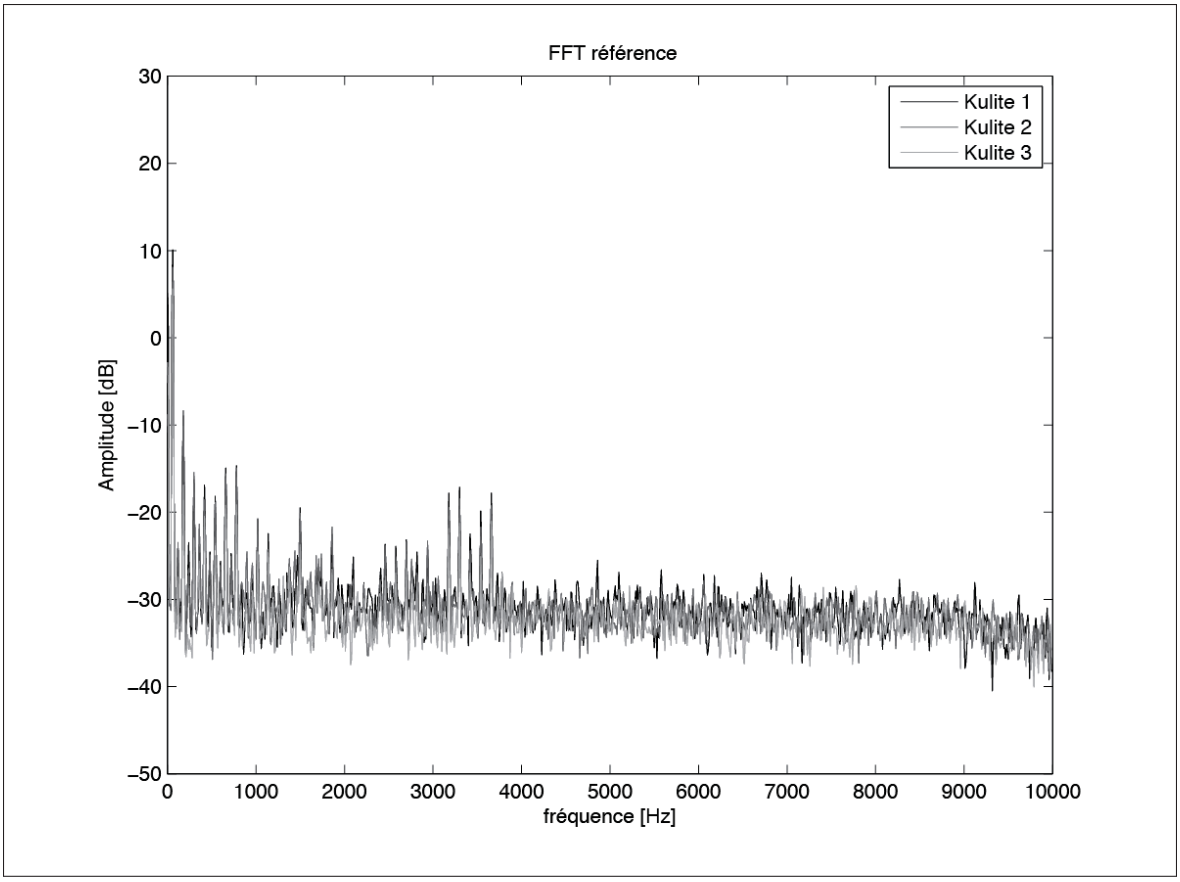


Figure 3.16 Spectre fréquentiel de référence.

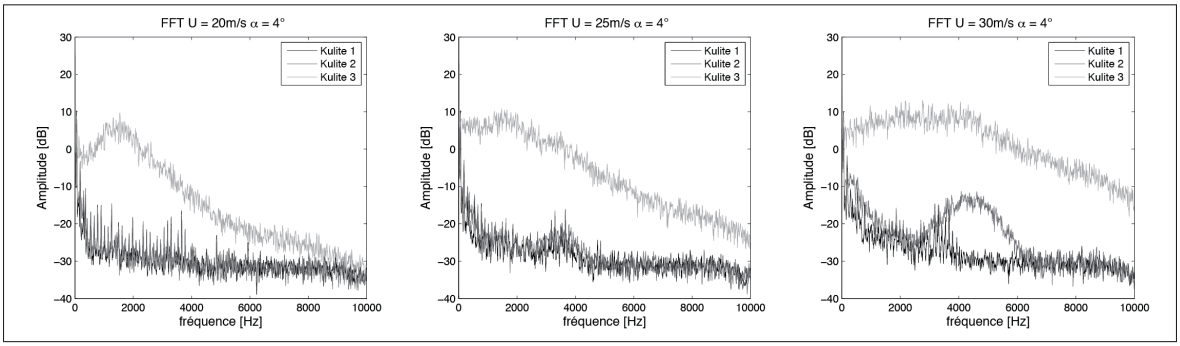


Figure 3.17 Transformée de Fourier des signaux de Kulite pour les conditions de 1 à 3.

haute sensibilité Kulite. Ce résultat est à nuancer au niveau du troisième capteur Kulite où des différences sont observées. Ces différences peuvent être expliquées par la présence d'une fuite dans le tube de pression de référence de ce capteur. Etant donné la taille des capteurs,

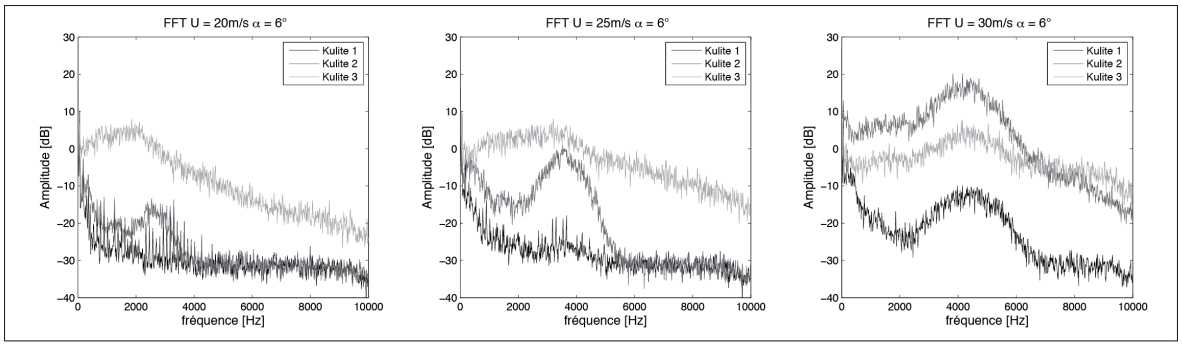


Figure 3.18 Transformée de Fourier des signaux de Kulite pour les conditions de 4 à 6.

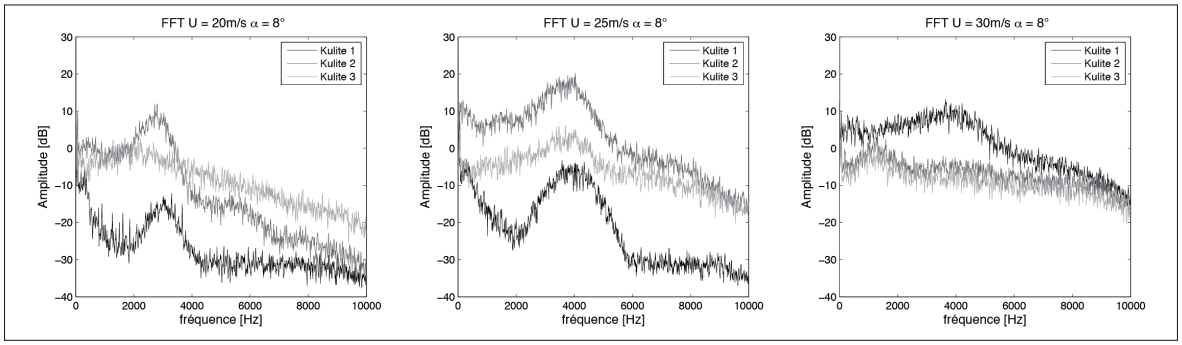


Figure 3.19 Transformée de Fourier des signaux de Kulite pour les conditions de 7 à 9.

ce type d'erreur d'installation est courant. Nous savons grâce au fournisseur Kulite que les capteurs sont bien étalonnés et calibrés. Nous savons également par l'état de l'art que ce type de capteur est extrêmement performant pour ce type de mesure de la transition de l'écoulement. Nous sommes donc en mesure de penser que les erreurs que nous obtenons sont dues à notre installation, et pas à la calibration ou l'étalonnage.

Le faible écart existant entre les deux instruments de mesure, pressure taps et Kulite, peut être expliqué par le fait que les mesures issues du PTU correspondent à leurs valeurs moyennes de pression alors que les capteurs haute sensibilité Kulite fournissent une valeur de pression instantanée. En outre, l'ajout de fil de type téléphonique aux capteurs Kulite induit une résistance électrique supplémentaire dans le pont de Wheatstone. L'erreur induite par cette installation correspond à 1 % de la valeur de C_p car la résistance linéique ajoutée par le fil téléphonique est

de l'ordre de quelques Ohms. Il est possible de compenser cette résistance linéique en utilisant une rallonge de fil de 5 fils et non 4 comme celle que nous avons utilisée. Le nombre de trois capteurs haute sensibilité Kulite et surtout leurs positions ne nous permet pas d'observer la transition au moyen des pressions. Ainsi, il est difficile de fournir une interprétation utilisable de ces mesures dans ce but précis.

3.5.5.2 Transformer de fourrier et signaux fréquentiel

L'utilisation des signaux fréquentiels est rendue possible par l'utilisation des capteurs de pression haute sensibilité Kulite, ainsi que par les capacités d'échantillonnage de notre système d'acquisition.

Les Figures 3.17, 3.18 et 3.19 fournissent ces informations fréquentielles pour chacun des trois capteurs haute sensibilité Kulite et ceci, pour toutes les conditions d'essai. Sachant que le niveau de perturbation est plus élevé après la région de transition, nous pouvons considérer que les niveaux de bruit mesurés par les capteurs sont supérieurs une fois la transition passée. De plus les fréquences en dessous de 5kHz, qui est la fréquence maximale, sont représentatives de la transition.

Considérons la première condition de test. D'après l'étude théorique, nous savons que la transition devrait se trouver à 31,17% de la corde. Cette position de transition se trouve entre les capteurs statiques 6 et 7, ce qui correspond aux positions des capteurs Kulite 2 et 3. Le capteur Kulite 3 se trouve donc positionné après la transition, et son niveau de bruit doit donc être supérieur aux deux autres capteurs Kulite 1 et 2, ce qui est observable sur le premier graphique de la Figure 3.17.

Les mêmes observations peuvent être réalisées pour le cas de test suivant. Toutefois, les études aérodynamiques en Xfoil ont prédit une transition légèrement avant le capteur Kulite 2, or celui-ci ne présente qu'un léger pic fréquentiel autour de $3,8kHz$ pouvant être représentatif d'un début de transition au niveau de ce capteur.

Pour l'essai sous la condition 9, la transition de l'écoulement apparaît avant les trois capteurs car nous observons un niveau de bruit élevé sur ces trois capteurs, ce qui caractérise le régime turbulent. Etant donné le niveau de bruit identique et élevé entre les capteurs, on peut dire que la transition a eu lieu bien avant le premier capteur, c'est-à-dire avant 27 % de la corde. Le régime turbulent est donc déjà présent au moment de passer sur les capteurs haute sensibilité Kulite.

Le Tableau 3.7 fournit une interprétation de la position de transition en se basant sur le bruit des capteurs Kulite et en suivant la méthode énoncée précédemment.

Tableau 3.7 Interprétation de la position de transition en se basant sur l'analyse fréquentielle

Condition	Niveau de bruit capteurs			Interprétation de la position de transition	Position théorique	Écart théorique et expérimental
	#1	#2	#3			
1	-	-	+	32%	31.17%	+0.83%
2	-	+	+	30%	29.94%	+0.06%
3	-	+	+	28.5%	29.08%	-0.58%
4	-	+	+	29%	28.51%	+0.49%
5	-	+	+	28%	27.56%	+0.44%
6	+	+	+	26.5%	26.80%	-0.3%
7	+	+	+	26%	25.81%	+0.19%
8	+	+	+	26.3%	25.05%	+1.25%
9	+	+	+	24%	24.49%	-0.49%

Dans le Tableau 3.7, on observe des écarts entre les résultats numériques obtenus grâce à Xfoil et les résultats issus des essais en soufflerie inférieurs à 1 % dans tous les cas sauf dans le cas numéro 8. Les spectres fréquentiels du cas numéro 8 sont très proches de ceux du cas numéro 6, ce qui explique le fait que les points de transition soient proches. Or, l'étude théorique fournit une transition nettement en aval pour la condition 8.

3.6 Discutions des résultats obtenues

Déterminer le point de transition expérimentalement n'est pas facile à faire. L'utilisation de capteurs discrets ne facilite pas la tâche et induit des interpolations entre les capteurs de pression. L'utilisation de capteurs de pression de type pressure taps présente un très bon compromis entre la qualité des valeurs fournis, le coût des capteurs et la facilité de mise en place. Pour obtenir de bons résultats uniquement avec ce type de capteurs, il est nécessaire d'augmenter la résolution spatiale en augmentant le nombre de capteurs de pression statique à disposer le long du profil de l'aile.

Les différences au niveau des coefficients de pression que nous avons pu observer peuvent être expliquées par des différences au niveau de la géométrie de l'aile. La géométrie que nous avons utilisée pour la simulation se base sur un profil théorique, or même si la fabrication du profil se base sur le même modèle, des différences dues à la fabrication peuvent apparaître. Afin de faire disparaître ces erreurs géométriques, il peut être nécessaire de scanner l'assemblage au moyen d'une machine à mesurer les coordonnées (CMM) afin d'obtenir le profil réel. L'utilisation du scotch métallique au niveau du bord d'attaque du profil peut perturber légèrement l'écoulement au niveau du bord d'attaque. Ces perturbations peuvent expliquer les différences de pressions qui existent au niveau du bord d'attaque.

Il ne faut pas oublier que l'étude numérique réalisée en amont des essais en soufflerie utilise un logiciel de calcul bidimensionnel (Xfoil) engendrant un certain nombre d'approximations. Ces approximations sont négligeables dans le cadre d'une étude préliminaire mais peuvent poser problème dans le cadre d'une étude plus poussée. Il aurait été intéressant d'effectuer une étude tridimensionnelle de l'aile, en prenant en compte l'influence des extrémités du profil. Par manque de temps, ce type d'étude a été annulé au profit de l'expérimentation.

Avec une erreur de position sur la transition proche de 1%, nous pouvons dire que la méthode de détection de transition se basant sur l'étude fréquentielle des signaux reçue par les capteurs de pression Kulite est une bonne méthode de détection. Malgré un manque de résolution spatiale, l'étude spectrale fournit un complément d'information sur la position de la transition.

Rapport-Gratuit.com

3.7 Perspectives et remise en contexte dans le projet global

L'importance de cette étude dans le cadre du projet CRIAQ MDO-505 est primordiale, car elle a permis de nous familiariser avec les capteurs haute sensibilité Kulite mais surtout avec le matériel d'acquisition. De plus, cette étude a permis d'observer et de mieux comprendre le phénomène de transition détecté par ce type de capteurs en utilisant la méthode d'observation du spectre fréquentiel. Cette méthode n'est que très rarement abordée dans la littérature en raison des coûts engendrés par l'achat des capteurs et du système d'acquisition mais également en raison des difficultés d'installation causées par la taille de ce type de capteurs. Cette étude nous a permis d'observer le phénomène de transition plus rapidement lors des premiers essais en soufflerie pour le projet CRIAQ MDO-505.

L'étude de la transition et surtout la détermination de la position de transition est capitale pour le projet MDO-505. Dans un premier temps, cette étude permet de valider les calculs aérodynamiques effectués, et ainsi de valider les modèles aérodynamiques. Dans un second temps, une bonne connaissance de la transition permet une identification automatisée permettant d'effectuer une boucle fermée de commande se basant sur la position de transition observée.

CHAPITRE 4

DÉVELOPPEMENT D'UN ENVIRONNEMENT DE MESURE ET DE CONTRÔLE DE L'AILE ADAPTABLE POUR DES TESTS STRUCTURELS.

4.1 Présentation des essais de chargement structurel

4.1.1 Mise en contexte des essais

Dans ce chapitre du mémoire, nous nous attarderons sur le système de mesure, de contrôle et d'enregistrement utilisé pour obtenir les mesures ayant permis la validation. Par contre, aucune validation de la structure ne sera montrée dans ce mémoire car celle-ci devrait être présentée par les étudiants travaillant sur la partie structurelle du projet global CRIAQ MDO-505.

Nous présenterons la manière dont l'aile est installée pour réaliser les essais statiques ainsi que les capteurs utilisés pour la mesure des déformations internes, mais également la procédure de test ainsi que l'architecture matérielle et logicielle du système d'acquisition. La validation du système d'acquisition sera présentée comme exemple pour un cas de chargement.

Le modèle d'aile utilisé dans le cadre du projet MDO505 est une aile représentative en termes de structure et de rigidité d'une aile réelle. L'équipe de mécanique a donc travaillé à s'assurer que celle-ci était dimensionnée selon les mêmes contraintes que celles en vigueur dans la construction aéronautique, du moins, dans la limite du possible. Afin de valider leur dimensionnement ainsi que leur fabrication, il a été nécessaire d'effectuer un test de chargement statique. Ce type de test doit permettre de valider la capacité de l'aile à résister aux essais en vol et évidemment, en soufflerie. De façon plus générale, elle doit être capable de résister aux efforts aérodynamiques qu'elle génère pour une condition de vol donnée. Ici nous nous limiterons à la condition de croisière, qui correspond à 1G, point de fonctionnement où la portance égale le poids de l'avion en croisière.

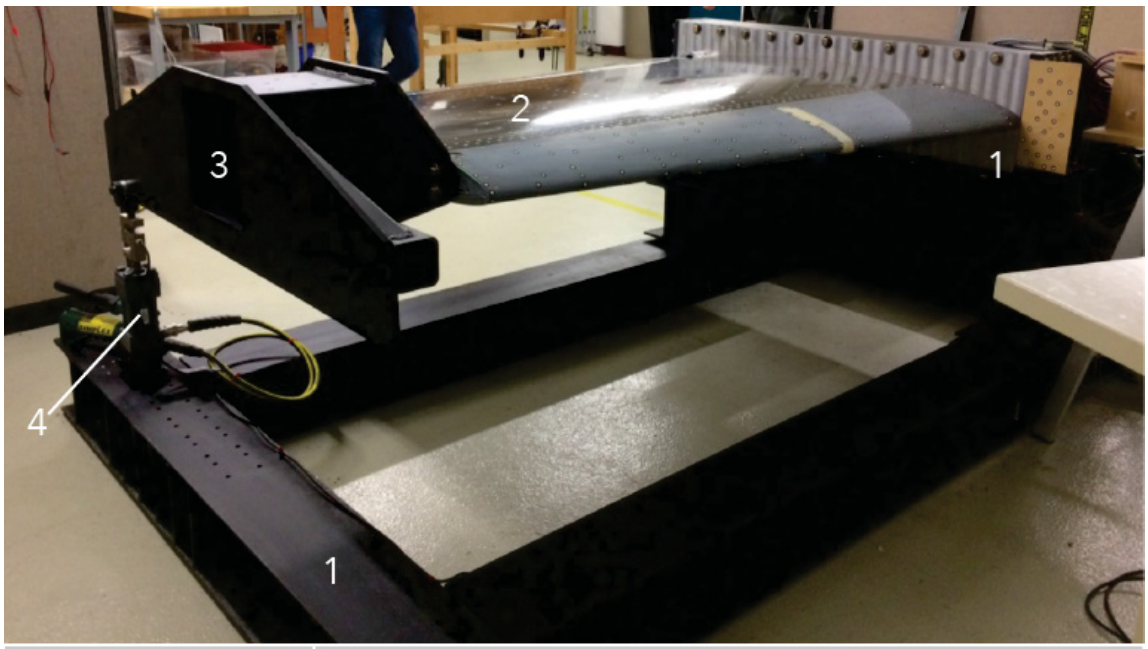
Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

Étant donné qu'il s'agit d'une structure adaptable, permettant la déformation de la peau supérieure de l'aile, il est nécessaire de démontrer que les actionneurs installés dans l'aile sont capables de déformer la peau, même en présence du chargement 1G.

Les résultats obtenus sont fournis à l'équipe de mécanique pour qu'ils puissent effectuer une étude comparative entre les valeurs mesurées et les valeurs théoriquement calculées. Le modèle théorique est un modèle aux éléments finis développé en utilisant le logiciel Hypermesh. Ce modèle représente l'intégralité de la structure mécanique de l'aile ainsi que du banc de test. Il s'agit d'un modèle d'étude statique qui permet de fournir les contraintes internes et les déplacements. Ce modèle a été développé lors de la phase de conception de la structure de l'aile adaptable.

4.1.2 Installation de l'aile pour les essais statiques

L'aile est maintenue horizontalement au moyen d'un support capable d'accueillir l'aile ainsi que l'actionneur permettant d'appliquer le chargement ; il est important de ne mesurer que les déformations de l'aile. La particularité de ce support est que celui-ci doit être très résistant de façon à se déformer au minimum lorsque les efforts sont appliqués sur l'aile. Les forces mises en jeu lors du chargement maximal sont importantes et dans le cas d'une structure faiblement rigide, celles-ci peuvent introduire des déformations du banc de test. La Figure 4.1 présente le banc d'essai et l'aile installés dans la configuration de test statique. L'aile est fixée au niveau de l'emplanture et elle est maintenue horizontalement au moyen de boulons passant dans la plaque verticale du banc de test. Un support permettant d'appliquer les efforts est ajouté au niveau du saumon de l'aile. Le chargement est réalisé au moyen d'un vérin linéaire hydraulique positionné au niveau du bord de fuite du support de saumon d'aile. Traditionnellement, les efforts sont appliqués de façon répartie suivant l'envergure de l'aile, mais pour des raisons de simplicité, ici, les efforts sont appliqués ponctuellement. La force appliquée est mesurée au moyen d'une cellule de charge permettant de contrôler avec précision la force appliquée sur le modèle.



Numéro	Description
1	Banc de test
2	Aile adaptable
3	Support de chargement
4	Vérin hydraulique de chargement

Figure 4.1 Banc de test statique avec l'aile installée.

En utilisant cette configuration d'actionnement, le moment fléchissant appliqué dans l'aile est recréé de façon fidèle. En revanche, les efforts tranchants sont moins représentatifs d'un chargement réel. Ce choix a été fait par l'équipe mécanique car le moment fléchissant est le chargement dominant lors d'un chargement réel, il était donc nécessaire que celui-ci soit le plus représentatif possible. Toutefois pour nos essais, nous souhaitons éviter d'endommager l'aile de façon irréversible, ainsi il est nécessaire que les efforts restent inférieurs au seuil de plasticité de l'aile.

4.2 Capteurs installés pour le test

Les déformations microscopiques sont mesurées au moyen de jauges de déformation unidirectionnelle appelées « jauges » mais aussi par des jauges de déformation comprenant trois jauges unidirectionnelles appelées « rosettes ». Les rosettes sont une combinaison de trois jauges unidirectionnelles.

L'aile est équipée de 17 jauges de déformation unidirectionnelle , 7 jauges de déformation de type rosette et 4 jauges de déformation uni-axiale présentes sur les actionneurs pour la mesure des forces. Une cellule de charge permettant la mesure de la force appliquée par le vérin de chargement.

4.2.1 Jauges de déformation uni-axiale

Une jauge de déformation est une résistance électrique que l'on colle sur la surface dont on veut mesurer la déformation. La déformation mécanique induit une déformation sur la résistance, celle-ci change donc de valeur de résistance électrique. La valeur de la résistance électrique est donc directement reliée à la déformation mécanique. Les variations de résistance sont très faibles, de l'ordre du micro-Ohm, ainsi il est nécessaire de les amplifier afin de pouvoir les mesurer. L'amplification de ces variations de résistance s'effectue au moyen d'un montage en pont de Wheatstone, cf. section 1.3.3. Dans notre cas d'utilisation des jauges de déformation, nous utilisons une configuration en quart de pont de Wheatstone. L'amplification peut introduire du bruit de mesure, mais l'équipement que nous utilisons fournit un signal de qualité en raison des filtres installés dans celui-ci. Notre système d'acquisition est équipé de filtres passe-bas analogiques et digitaux ainsi que d'un module de sur-échantillonnage afin d'assurer une fréquence d'acquisition constante, ces dispositifs sont présents afin de s'assurer de la conformité du signal face aux phénomènes de repliement.

Les erreurs induites par la variation de température sont considérées négligeables dans notre étude car les essais sont réalisés dans une pièce à température contrôlée, constante à 21˚C, ainsi notre installation ne dispose pas de compensation de la valeur de résistance suivant la

température. En revanche, nous utilisons un montage à trois fils afin de compenser la résistance électrique induite par les fils de jauges. La résistance induite par les fils de jauges, si elle n'est pas compensée, peut induire des erreurs conséquentes, suivant la section et la longueur de fils utilisés.

Les jauges de déformation que nous utilisons ont été achetées auprès de la compagnie Micro-Measurements. Il s'agit de jauges de résistance nominale de 120 Ohms avec un facteur de jauges de 2. Ce facteur est constant et dépend du matériau utilisé pour la fabrication de la résistance. Celui-ci est fourni par le constructeur de la jauge. Le facteur de jauge traduit la proportionnalité entre la déformation mécanique et la variation de résistance électrique. La Figure 4.2 présente une photographie d'une jauge. Les positions des jauges sont présentées

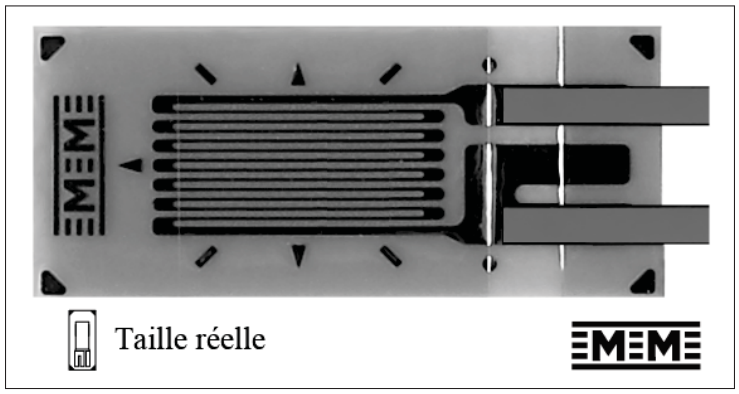


Figure 4.2 Jauge de déformation
adaptée de Micro-Measurements (2014a).

sur la Figure 4.3. Ces positions ont été définies par l'équipe de conception mécanique afin de faciliter les comparaisons entre nos mesures et leur modèle d'éléments finis. Des jauges de déformation uni-axiale sont également installées au niveau des actionneurs de l'aile adaptable permettant une mesure des forces vues par les 4 actionneurs. La valeur de déformation ainsi mesurée est convertie en force au moyen d'une courbe d'étalonnage. Chaque actionneur possède sa propre courbe d'étalonnage. La courbe d'étalonnage a été obtenue préalablement au moyen d'une machine de traction, comme présenté sur la Figure 4.4. L'actionneur équipé de sa jauge de déformation est installé dans la machine de traction, cette dernière applique une

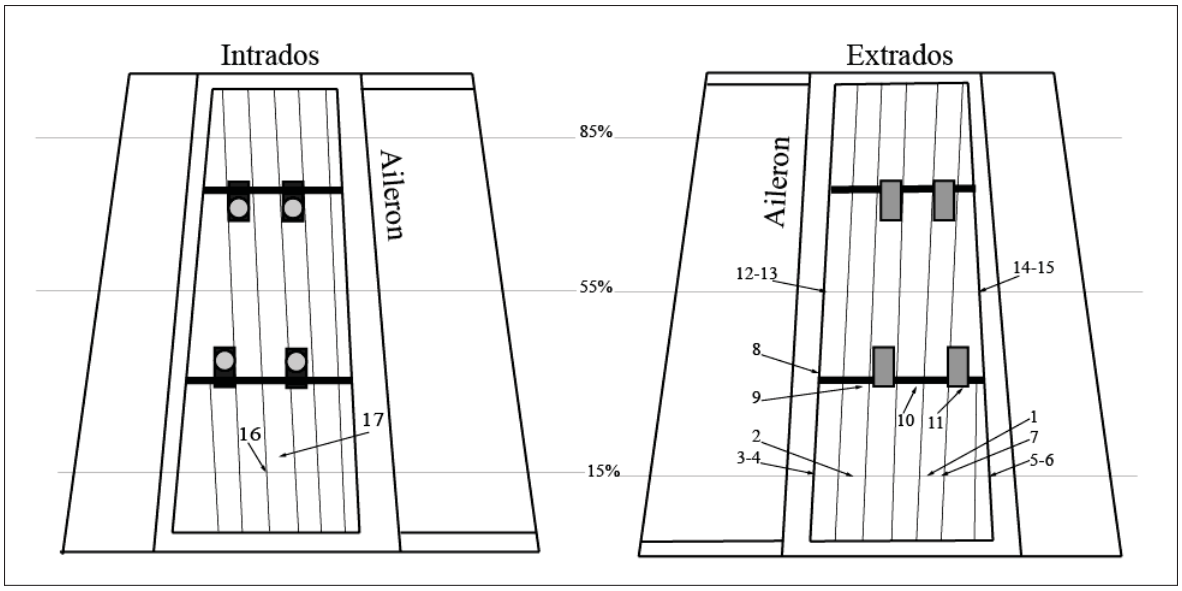


Figure 4.3 Schéma de position des jauges de déformation.

Figure 4.4 Actionneur installé
dans la machine de traction.

force de traction ou compression connue qui est fournie par la machine, la déformation associée à la force est ensuite enregistrée afin de constituer la courbe d'étalonnage. Les forces ainsi

obtenues peuvent alors être comparées aux forces prédites par le modèle d'éléments finis. En outre, la mesure de ces forces permet de s'assurer que les efforts perçus par les actionneurs ne sont pas trop importants, prévenant ainsi leur usure et leur rupture.

4.2.2 Jauge de déformation « rosette »

Les « rosettes » de déformation sont constituées de trois jauges de déformation espacées de 45˚. Les rosettes disposent de 9 fils de connexion et requièrent ainsi trois-quarts de pont de Wheatstone pour pouvoir enregistrer les informations de déformation en intégralité. Les capteurs que nous utilisons sont constitués de jauges uni-axiales de résistance nominale de 350 Ohm avec un facteur de jauge de 2. La Figure 4.5 présente une des rosettes utilisées pour notre application.

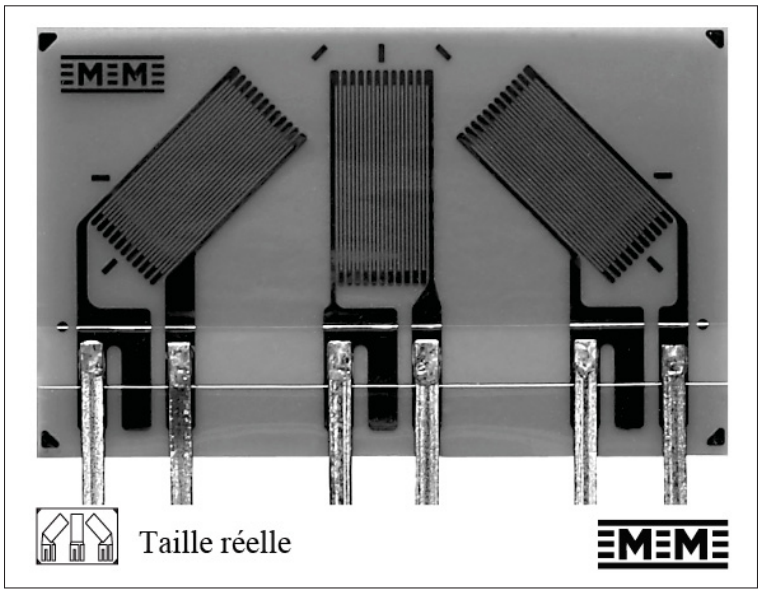


Figure 4.5 Jauge de déformation «rosette»
adaptée de Micro-Measurements (2014b).

Les positions des 7 « rosettes » sont présentées sur la Figure 4.6. Comme pour les jauges, ces positions ont été déterminées par l'équipe mécanique.

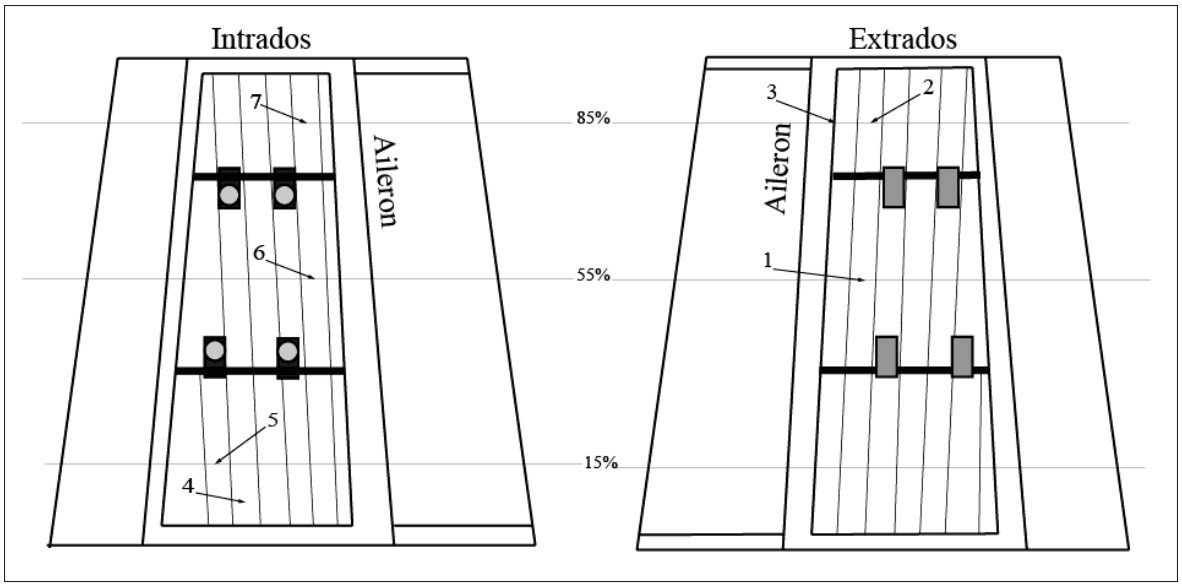


Figure 4.6 Schéma de position des jauges de déformation «rosette».

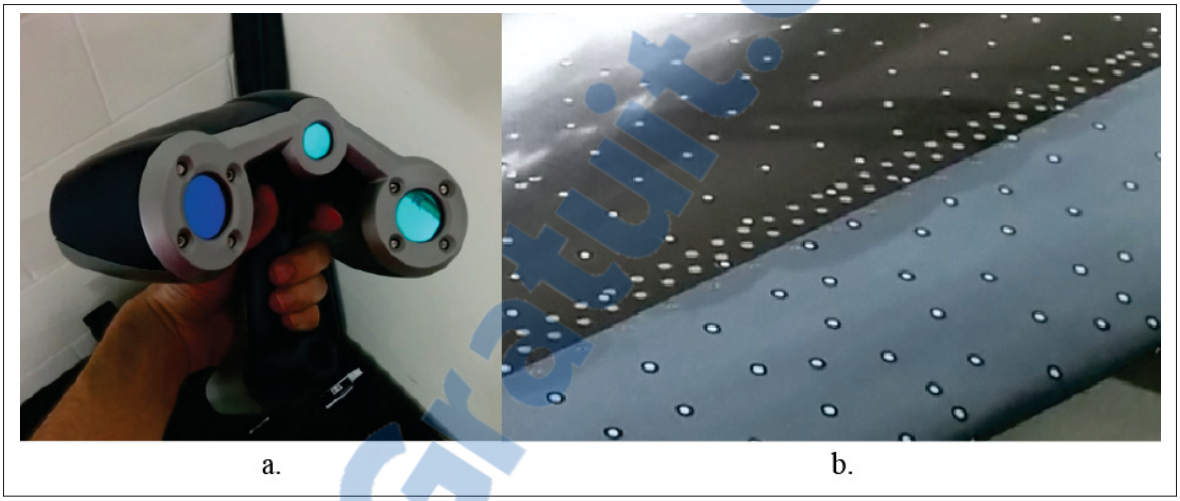
La configuration des rosettes permet d'obtenir après calcul la contrainte normale suivant l'axe principal, la contrainte normale suivant l'axe perpendiculaire et la contrainte de cisaillement. Le détail de ces calculs de contraintes est présenté dans la section 1.3.2. Les contraintes ainsi calculées sont alors directement comparables à celles calculées au moyen du modèle d'éléments finis.

4.2.3 Scanner de surface

L'utilisation d'un scanner fourni par la compagnie Creaform permet d'obtenir la forme extérieure de l'aile lors du chargement avec une précision de 0.3mm. Le nuage de points obtenu peut être superposé avec les déplacements obtenus grâce au modèle d'éléments finis.

Pour chaque cas de charge, un scan complet de la forme de l'aile a été réalisé au moyen d'un scanner 3D de la compagnie Créaform®. Le scanner utilisé est de type Handyscan et est visible sur la Figure 4.7 (a). L'aile est recouverte de pastilles permettant de scanner le déplacement de la peau uniquement au niveau des marqueurs. Les pastilles installées sur la surface de l'aile sont visibles sur la Figure 4.7 (b). Il est possible de scanner les déplacements de la peau entre les pastilles, mais ceci prendrait beaucoup plus de temps que scanner les déplacements aux

niveaux des pastilles. Pour des questions de gain de temps, nous avons donc limité le scan au scan des pastilles. Cette méthode est moins précise que la méthode qui scanne la surface entre les pastilles.



a. b.

Figure 4.7 Matériel utilisé pour scanner.

En outre, la prise régulière de photographies à l'aide d'un appareil photo positionné sur le côté du banc de test permet de visualiser l'évolution de la déformation de l'aile lors du chargement.

4.2.4 Cellule de charge

La cellule de charge fonctionne comme une jauge de déformation ayant été calibrée dans le but d'obtenir une force. D'un point de vue électrique, la cellule de charge est constituée d'un pont de Wheatstone complet. Il est donc uniquement nécessaire de fournir une tension d'alimentation à la cellule et celle-ci retourne une tension correspondant à la force appliquée sur la cellule. Aucun ajout de câble n'a été effectué, il n'est donc pas nécessaire de compenser la longueur de câble, car celle-ci a été prise en compte dans la calibration effectuée par le fournisseur.

La cellule de charge est installée à l'extrémité supérieure du vérin qui applique la charge sur l'aile, comme présenté sur la Figure 1.8. L'embase permet de fixer le vérin sur le support de

Rapport-Gratuit.com

l'aile. Le vérin est un vérin hydraulique actionné au moyen d'une pompe hydraulique à main. L'entrée du fluide sur la Figure 1.8 montre l'endroit où le tuyau de pression issu de la pompe entre dans le vérin. La fixation support à l'extrémité supérieure de la cellule de charge permet de faire l'interface entre les forces générées par le vérin et l'aile adaptable.

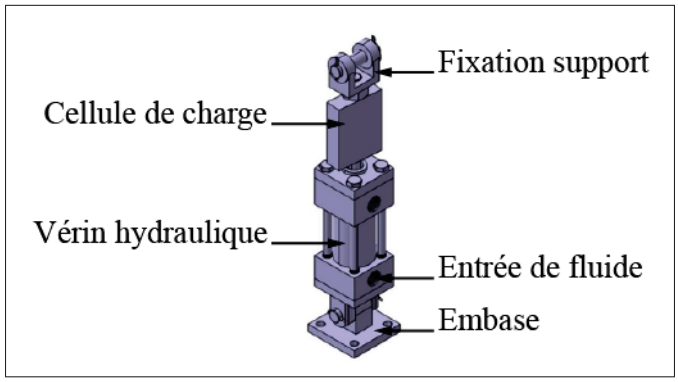


Figure 4.8 Vérin d'actionnement avec cellule de charge.

En complément, on utilise un indicateur à cadran mécanique afin de connaître la course du vérin de chargement. Cette course pourra facilement être comparée avec la déformation présente sur le modèle d'éléments finis.

4.3 Procédure de test

Une fois les capteurs de déformation installés à l'intérieur de la structure de l'aile, l'aile est installée sur le banc de test et est maintenue en place au moyen de boulons qui sont serrés au couple de serrage requis. Le support de chargement est ajouté à l'extrémité de l'aile. Le vérin est assemblé avec la cellule de charge à l'extrémité du support de chargement.

Une série d'enregistrements des capteurs de déformation est effectuée avec le modèle installé. Ces enregistrements sont utilisés comme valeurs de référence, de telle sorte qu'une fois soustraits aux valeurs mesurées, nous obtenions les valeurs de déplacements locaux réels.

Le chargement total a été discrétisé en 20 chargements, permettant une application croissante de la charge. Le chargement maximal à l'extrémité du vérin est de 14,410N. Les incréments sont de 720N par fraction de chargement. Cette division de la charge permet d'obtenir un chargement en toute sécurité ainsi qu'un très grand nombre de données. Entre chaque cas de charge, l'enregistrement des capteurs de déformation a été réalisé, mais également des photographies ont été prises pour montrer l'avancement de la déformation macroscopique. Un scan complet de l'aile est également réalisé au moyen du scanner 3D, ce scan fournit la forme de l'aile de façon précise.

Toutes ces données de déformation obtenues grâce aux jauges et rosettes, ainsi que les informations de déplacements observées grâce au scanner, sont recueillies alors que les actionneurs présents dans l'aile et responsables de la fonction adaptable de l'aile étaient en position nulle. Les actionneurs sont ensuite contrôlés d'un millimètre positivement, et un nouvel enregistrement des forces au niveau des actionneurs ainsi qu'un enregistrement des déformations de l'aile est effectué. Par la suite, les actionneurs sont contrôlés d'un millimètre négativement et les mêmes mesures sont enregistrées.

Une fois toutes les données recueillies et les actionneurs de retour à leur position initiale nulle, nous passons au chargement suivant à 1/20 de plus que le précédent et ceci jusqu'à la charge maximale. Pour les charges 5/20 de 1G, 10/20 de 1G, 15/20 de 1G et 1G nous avons également effectué des enregistrements dynamiques des capteurs de déformation présents sur les actionneurs, c'est-à-dire l'enregistrement des valeurs de déformations pendant le déplacement des actionneurs.

4.4 Système de contrôle et d'acquisition

La section suivante présentera le système de contrôle et d'acquisition utilisé pour les tests statiques. Nous présenterons dans un premier temps l'architecture matérielle utilisées, puis dans un second temps l'architecture logicielle et enfin l'interface de visualisation des paramètres et de contrôle de l'aile adaptable.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

4.4.1 Architecture matérielle

4.4.1.1 Présentation générale

Au centre du système de contrôle et d'acquisition se trouve le calculateur temps réel National Instrument® (NI) NI PXie-8135. Ce calculateur est logé dans un châssis NI PXie-1078 où les fonctions de commande et d'acquisition principale sont concentrées. Le calculateur étant dépourvu d'entrée/sortie utile pour les capteurs que nous utilisons, il est nécessaire d'ajouter un certain nombre de cartes d'acquisition et de communication.

Les cartes d'acquisition que nous ajoutons communiquent avec l'unité principale au moyen d'un « bus au standard PXI-express ». Ce type de bus est une version modifiée du bus PCI-express également présent dans les ordinateurs personnels. Il s'agit du bus PCI-express adapté pour les extensions d'instrumentation.

Les cartes d'extensions NI PXie-4330 nous fournissent des entrées de type pont de Wheatstone pour les mesures des jauges de déformation. Le schéma de la Figure 4.9 présente l'architecture matérielle générale ainsi que les liens logiques qui existent entre les différents composants du système complet d'acquisition et de communication. Les cartes NI PXie 8531 et NI PXie 6356 présentées sur la Figure 4.9 sont utilisées pour l'actionnement et le retour en position des actionneurs de l'aile adaptable. L'actionnement se fait au moyen des Maxon Drive, connectés à la carte NI PXie 8531. Le retour en position des actionneurs passe par le boitier NI SCXI-1000, Plus de détails au sujet du contrôle des actionneurs de l'aile sont fournis dans la section 4.4.1.3.

Afin de ne pas surcharger la Figure 4.9, le nombre de jauges de déformation présentées ne correspond pas au nombre réel. Le but de ce schéma est de montrer à quoi sont connectées les jauges. L'unité centrale temps réel est connectée à un ordinateur de configuration (numéro 4 sur la Figure 4.9) permettant la configuration et l'utilisation de l'unité temps réel, le lien existant entre ces deux entités est de type réseau Ethernet. L'ordinateur de configuration est lui même connecté à un écran auxiliaire (numéro 5 sur la Figure 4.9) permettant d'étendre la surface disponible pour l'affichage des informations. Sur l'ordinateur de configuration, sont connectées

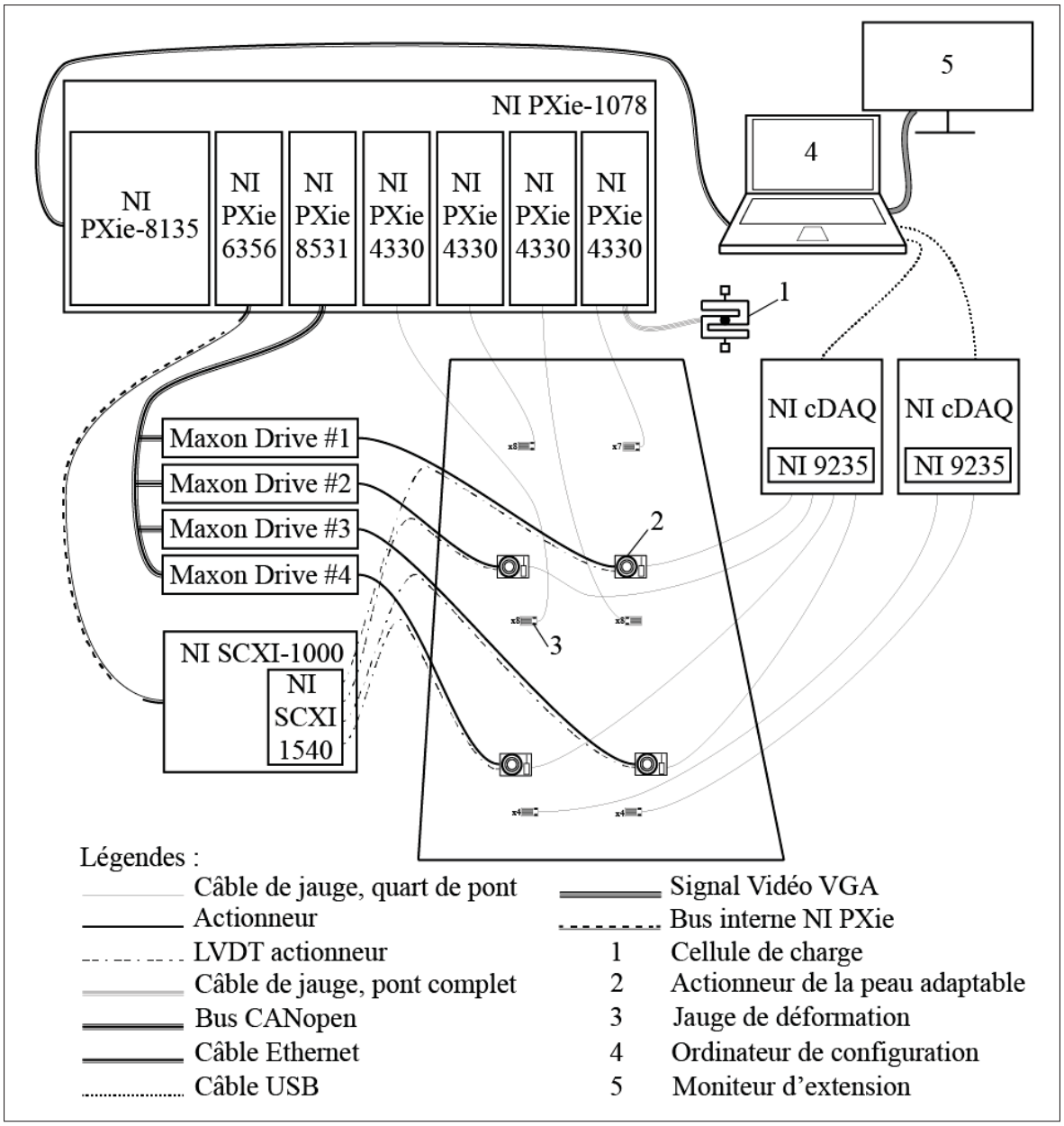


Figure 4.9 Architecture matérielle du système de contrôle et d'acquisition.

deux cartes USB NI compact DAQ 9235, permettant d'étendre les capacités d'acquisition en jauge de déformation du système. Bien que l'unité NI PXie-8135 soit dotée de capacité d'enregistrement local sur disque dur, nous n'utilisons pas cette fonctionnalité car nous recevons des informations de déformation des capteurs USB qui ne sont pas connectés à l'unité centrale

temps réel. Nous procédons à l'enregistrement sur l'ordinateur de configuration car celui-ci centralise toutes les informations, c'est donc plus facile à enregistrer.

4.4.1.2 Équipements de mesure de l'aile adaptable

L'équipement de mesure est constitué de l'unité centrale avec ses quatre cartes d'extension NI PXie-4330 ainsi que de deux cartes d'extension USB NI cDAQ-9235 connectées à l'ordinateur de contrôle.

Chaque carte NI PXie-4330 présente huit canaux de pont de Wheatstone chacune, configurables indépendamment, en configuration quart, demi ou pont entier. Cette flexibilité dans le choix de la configuration nous permet de les utiliser aussi bien pour l'acquisition sur les jauges de déformation en configuration quart de pont, que pour l'acquisition de la cellule de charge en configuration de pont entier.

En outre, les résistances de précision présentes dans les ponts de Wheatstone de ces cartes sont variables. Elles sont donc capables de mesurer des jauges de résistance de références différentes, par exemple de 120 Ohms ou 350 Ohms qui sont les résistances de référence les plus utilisées pour ce type d'acquisition.

Les cartes présentent également plusieurs dispositifs de filtrage intégrés qui permettent d'augmenter la qualité des données générées en limitant les bruits parasites. Les performances sont telles que ces cartes nous permettent des acquisitions de trames variables échantillonnées à 20 kHz. Notre application ne requière pas de telles performances mais ces cartes ont été acquises dans le but de faire l'acquisition de signaux issus de capteurs de pression à haute sensibilité identiques à ceux utilisés dans le Chapitre 3 de ce mémoire. A cause de leur flexibilité de configuration et du nombre d'entrées qu'elles proposent, ces cartes recevront toutes les informations de la part des jauges de déformation de type « rosettes » ainsi que la cellule de charge mais également 10 jauges de déformation uni-axiale. Utilisant ainsi l'intégralité des canaux fournis par ces quatre modules d'acquisition soient 32 canaux, 21 canaux pour les jauges de déforma-

tion de type « rosettes », un canal pour la cellule de charge et dix canaux pour les jauges de déformation uni-axiale.

Les deux cartes d'extension USB NI cDAQ-9235 fournissent huit canaux d'acquisition supplémentaires chacune. Ces canaux sont de type quart de pont de Wheatstone uniquement, leur résistance de référence est définie et fixée à 120 Ohms. Ces cartes sont très spécifiques à une application de mesure de jauge de déformation. Les unités USB recevront les jauges de déformation installées sur les actionneurs permettant la déformation de la peau de l'aile adaptable, pour mesurer les forces appliquées sur les actionneurs. Elles recevront également les sept jauges de déformation restantes installées sur la structure de l'aile.

La Figure 4.10 synthétise les équipements utilisés pour l'acquisition des informations de mesure.

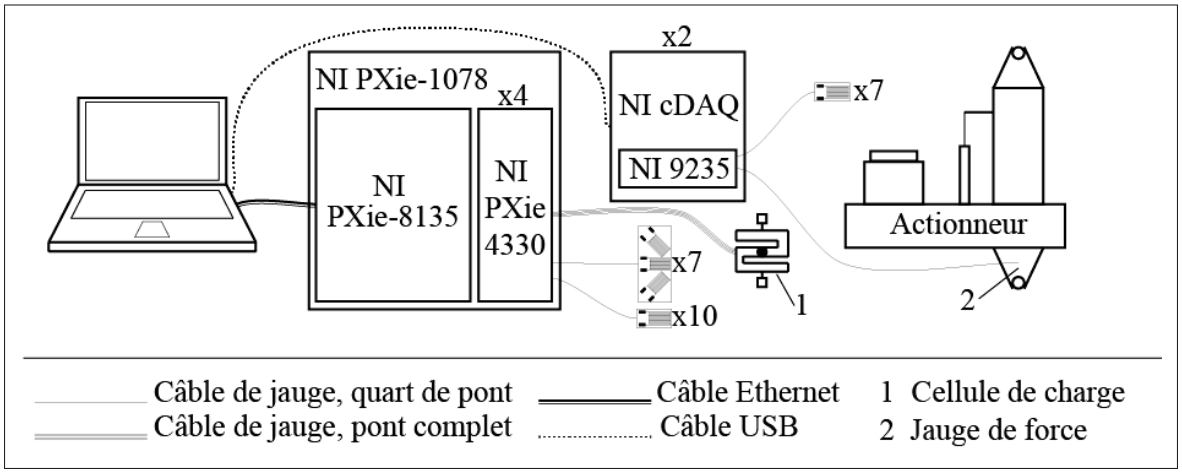


Figure 4.10 Architecture matérielle de mesure.

4.4.1.3 Équipements de contrôle des actionneurs de l'aile adaptable

Le contrôle des actionneurs de l'aile s'effectue au moyen d'une carte de communication au standard CANopen. Cette carte porte la référence NI PXie-8531 et elle est positionnée dans le châssis principal. Le bus CANopen relie la carte principale avec les quatre contrôleurs de

moteur sans balais, ou moteur brushless, de marque Maxon. Ces petites unités permettent de délivrer la puissance au moteur contenu dans l'actionneur afin de permettre le déplacement de la peau adaptable.

Les contrôleurs Maxon permettent de contrôler les moteurs sans balais en position. Ainsi l'ordre de position part de l'unité de contrôle principale NI PXie-8135, ensuite il est envoyé à la carte de communication CANopen qui place cet ordre sur le bus CANopen afin que la drive Maxon puisse le recevoir et actionner le moteur en conséquence. Le déplacement angulaire du moteur de l'actionneur entraîne un déplacement linéaire de l'actionneur. Ce déplacement est mesuré au moyen d'un capteur de position linéaire absolue appelé LVDT pour « linear variable differential transformer ». Chaque actionneur contient un LVDT, il y a donc quatre LVDT au total dans l'aile adaptable.

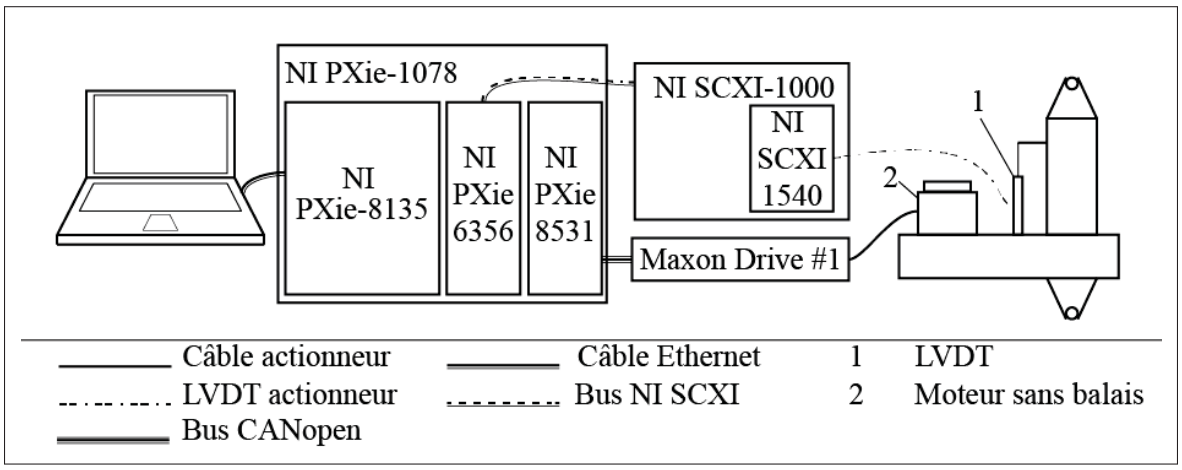


Figure 4.11 Architecture matérielle permettant le contrôle des actionneurs.

Les capteurs LVDT sont connectés à une carte NI SCXI-1540 permettant le conditionnement et l'acquisition de huit canaux de LVDT. La carte NI SCXI-1540 est montée dans un châssis NI SCXI-1000, lequel est relié à une carte d'extension NI PXIe-6356 dans le châssis de l'unité principale. L'utilisation d'une carte de type SCXI est nécessaire en raison des performances requises pour effectuer un contrôle en position en boucle fermée. L'architecture SCXI permet une acquisition en parallèle des signaux issus des LVDT ainsi qu'un contrôle sur la synchroni-

sation des canaux d'acquisition. Le schéma sur la Figure 4.11 présente le matériel mis en jeu pour le contrôle des actionneurs de la peau adaptable. La Figure 4.11 présente l'architecture pour un seul actionneur, il est nécessaire d'ajouter un contrôleur Maxon par actionneur.

4.4.2 Architecture logicielle

4.4.2.1 Architecture logicielle générale

L'architecture logicielle que nous avons mise en place se base sur la diffusion d'un flux de données par l'unité centrale, à l'ordinateur de contrôle. L'ordinateur de contrôle traite les données afin de pouvoir les afficher et les enregistrer.

Pour ce qui est du contrôle des actionneurs de la peau adaptable, l'ordinateur de contrôle affiche une interface de contrôle issue de l'unité centrale. Cette interface permet le contrôle des actionneurs directement dans l'unité centrale. L'unité centrale a alors pour fonction d'appliquer cette commande au moyen du contrôleur qui, lui, est intégré.

L'unité centrale travaille en temps réel grâce à un système d'exploitation « Pharlap » disposant d'une surcouche logicielle fournie par National Instruments. Cette surcouche passe par la suite logicielle NI Veristand 2013 et contient l'ensemble des paramètres de communication mais également les boucles de contrôle des actionneurs. L'unité centrale temps réel conditionne, discrétise et envoie les données issues des capteurs de mesure à l'ordinateur de contrôle. Au moment du démarrage, l'ordinateur de contrôle déploie le fichier de configuration sur l'unité centrale, ce qui initialise et démarre le moteur temps réel de l'unité centrale. Une fois déployée, l'unité centrale dispose de sa propre interface, qui est affichée sur l'écran de l'ordinateur de contrôle. Plus de détails au sujet du fonctionnement et de la configuration de l'unité centrale sont fournis dans la section 4.4.2.2. La Figure 4.12 présente une synthèse de l'architecture logicielle.

L'ordinateur de contrôle vient se connecter sur l'unité centrale temps réel, établissant ainsi une connexion bidirectionnelle qui lui permet de recevoir le flux de données provenant des

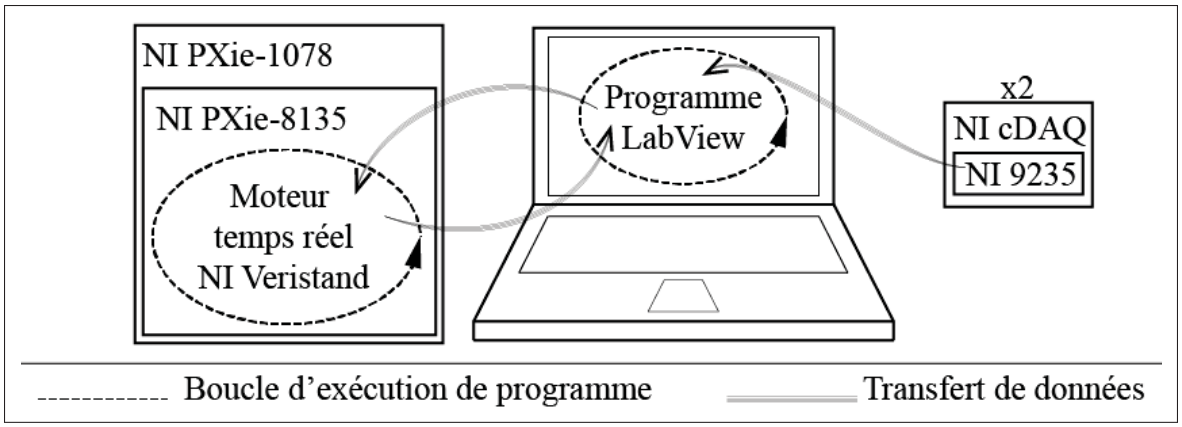


Figure 4.12 Synthèse de l'architecture logicielle.

capteurs connectés à l'unité centrale, mais également d'envoyer et de recevoir les informations constituant l'interface de contrôle distante de l'unité centrale pour le contrôle des moteurs des actionneurs. En outre, l'ordinateur de contrôle, au moyen des cartes USB cDAQ, conditionne et échantillonne les valeurs issues de leurs jauges de déformation. L'ordinateur de contrôle centralise donc les données puis effectue un traitement avant de pouvoir les enregistrer et les afficher. L'ordinateur de contrôle utilise la suite logicielle NI LabView 2013 afin de mener à bien ces tâches. Plus d'informations sont fournies sur le programme d'acquisition dans la section 4.4.2.3.

4.4.2.2 Architecture logicielle de l'unité centrale

L'unité centrale est configurée au moyen d'un fichier de définition système. Ce fichier contient toutes les informations de configuration de l'unité temps réel. Il est déployé dans l'unité au moment du lancement de l'application principale LabView présente sur l'ordinateur de contrôle.

Le « fichier de définition système » contient les éléments suivants :

- Les paramètres de configuration du moteur temps réel, tels que les fréquences d'exécution de chacune des boucles internes.
- La configuration des canaux d'acquisition des cartes d'extensions qui consiste principalement en la configuration des ponts de Wheastone et des capteurs de position LVDT.

- Les dispositifs personnalisés ou « Custom Devices » qui permettent notamment la communication avec les drives Maxon au moyen du protocole CANopen.
- L'interface de contrôle des actionneurs aussi appelé « workspace », cette interface est personnalisée par l'utilisateur au moyen d'indicateurs et de sélecteurs virtuels.
- Le modèle contenant les lois de contrôle des actionneurs, qui a été développé au moyen de la suite logicielle Matlab/Simulink R2012b.

La Figure 4.13 présente l'imbrication des différentes boucles d'exécution, qui permettent d'assurer le fonctionnement en temps réel du moteur de Veristand. La boucle de contrôle primaire permet de cadencer les boucles secondaires, qui, elles, assurent le fonctionnement des modules complémentaires. Les boucles secondaires ont des fréquences d'exécution variables pouvant être calées sur la fréquence de la boucle primaire. Ces fréquences d'exécution peuvent être supérieures à celles de la boucle primaire. Par exemple, les modèles de contrôle des actionneurs s'exécutent à une fraction de la fréquence primaire alors que la boucle de fonctionnement des dispositifs personnalisés peut être supérieure à la fréquence de fonctionnement de la boucle de contrôle primaire. La boucle primaire et les boucles secondaires échangent des données uniquement au moyen de files afin de satisfaire à la contrainte du temps réel. Ainsi la première donnée arrivée sera la première donnée à sortir : il s'agit du principe Premier Entré Premier Sorti (PEPS) ou FIFO en anglais.

La boucle de contrôle primaire joue le rôle de « chef d'orchestre » dans la réception et l'envoi de données aux boucles secondaires afin de maintenir à jour les tableaux d'information qui seront accessibles par l'ordinateur de contrôle. Pour chaque itération, la boucle primaire exécute les opérations principales suivantes :

- Récupérer les informations issues des DAQ capteurs.
- Appliquer la mise à l'échelle des valeurs mesurées.
- Envoyer les données aux boucles d'exécution des modèles et de traitement des données.
- Demander les données de retour des boucles d'exécution des modèles, de traitement des données et des dispositifs personnalisés asynchrones à exécuter.
- Exécuter les dispositifs personnalisés synchrones en cas de présence.

Rapport-Gratuit.com

- Lire le statut des boucles de traitement des formes d'onde et des boucles productrices de forme d'onde DAQmx.

Les formes d'ondes sont des types de données générées par les cartes d'acquisition à une fréquence supérieure à celle de la boucle primaire.

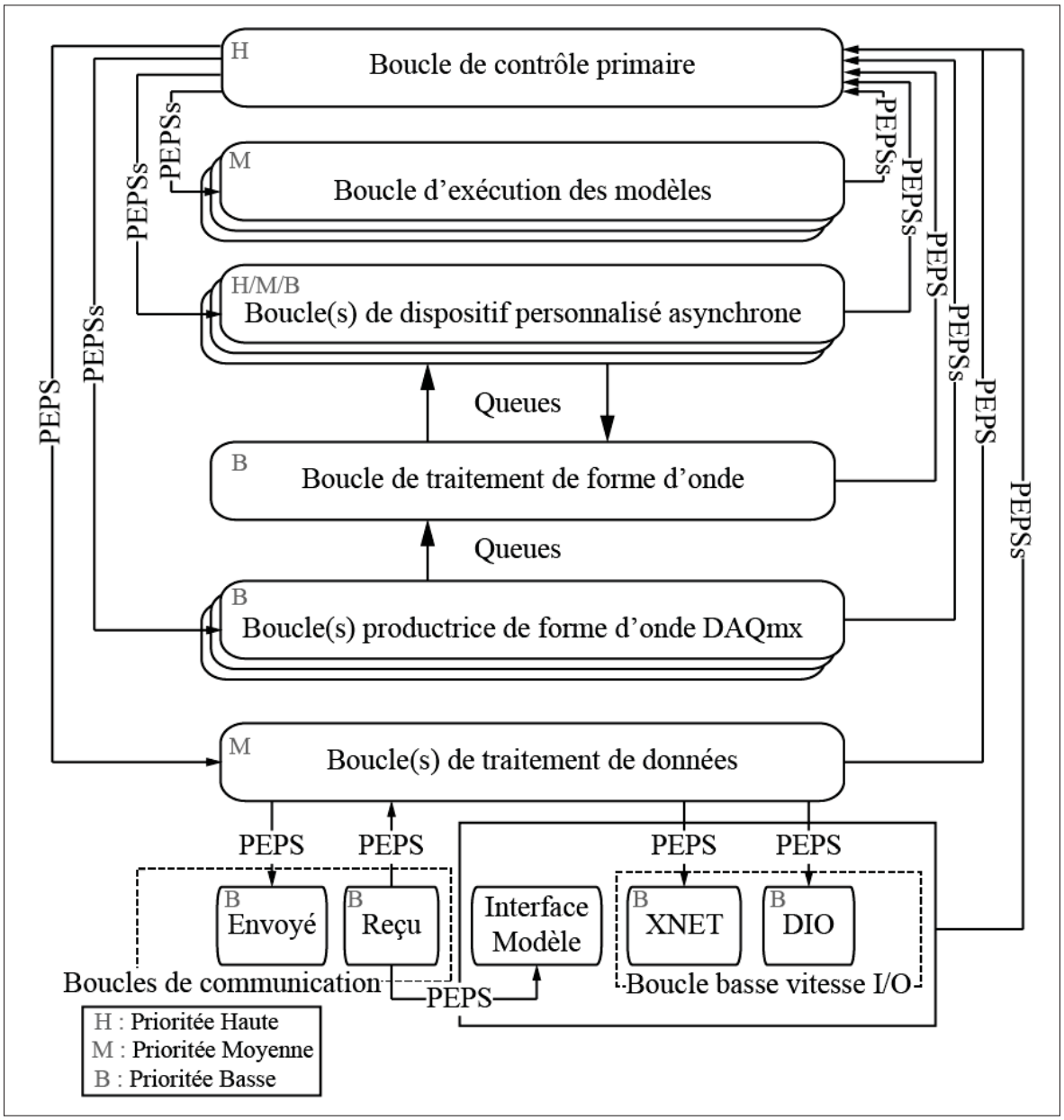


Figure 4.13 Architecture interne du moteur Veristand adaptée de NI (2013).

Les boucles d'exécution des modèles reçoivent les informations fournies par la boucle primaire puis les font correspondre avec les entrées du modèle. Il est alors possible de calculer une itération du modèle et de renvoyer les résultats de ce calcul dans la file de sortie à destination de la boucle principale.

Pour le contrôle en position des actionneurs de la peau adaptable, le modèle reçoit les informations sur les positions issues des capteurs de position linéaire LVDT. Les positions sont comparées aux valeurs de consigne saisies par l'utilisateur dans l'interface. L'erreur ainsi obtenue est envoyée dans un contrôleur proportionnel intégral dérivé PID contenu dans le modèle. Il en résulte une commande de position angulaire qui est envoyée au dispositif personnalisé CANopen. Ce dispositif est chargé de transmettre cette information jusqu'à la drive des moteurs Maxon au moyen du bus de terrain CANopen. La commande de position angulaire est alors utilisée comme consigne par le contrôleur, contenu dans les drives Maxon. Celui-ci déclenche l'alimentation des bobinages des moteurs sans balais afin d'initier la rotation des moteurs des actionneurs de l'aile adaptable et atteindre la position angulaire, puis linéaire, souhaitée.

La mise à disposition des données par l'unité de contrôle passe par des boucles de communication. Les boucles de communication sont reliées aux boucles de traitement de données au moyen de PEPS. Les boucles de communication maintiennent une communication réseau en place en utilisant la passerelle Veristand.

Le programme principal qui est exécuté sur l'ordinateur de contrôle vient se connecter sur l'unité centrale au moyen d'un protocole réseau pour récupérer les données issues des capteurs et des actionneurs.

4.4.2.3 Architecture logicielle de l'ordinateur de contrôle

L'architecture logicielle de l'ordinateur de contrôle a été développée pour répondre au besoin du test statique dans le cadre du projet d'aile adaptable. Le but de l'ordinateur de contrôle est de centraliser les données des capteurs installés dans l'aile adaptable afin de pouvoir les enregistrer. L'application a été développée dans l'environnement de programmation LabView

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

2013. LabView est un langage de programmation visuel permettant de développer des interfaces graphiques. En plus de ses capacités d'interface, LabView est un langage de programmation orienté objet, basé sur le langage C++. La plupart des fonctions et des librairies développées pour ce langage restent accessibles en LabView. LabView offre de très bonnes capacités de programmation dans un environnement facile d'accès.

Notre application consiste en deux boucles, une boucle d'acquisition et une boucle de traitement des données, comme présenté sur la Figure 4.14.

La boucle d'acquisition a pour fonction de récupérer toutes les données issues des différentes sources, que ce soit l'unité centrale temps réel ou les cartes d'acquisition USB. Une fois récupérées, les données sont conditionnées dans une structure et cette structure est alors envoyée dans une queue.

La boucle de traitement récupère la structure issue de la queue d'acquisition. La boucle vient remplir un tampon en utilisant les données de la queue. Une fois que le tampon est rempli, il est transmis à la partie de la boucle qui effectue le traitement. Pour chaque valeur de jauge contenue dans le tampon, les références des jauges sont enlevées aux valeurs d'origine. Une fois les valeurs normalisées, une moyenne peut être calculée en utilisant l'ensemble des valeurs contenues dans le tampon, qui ne sont pas des zéros. Il est possible que certains zéros soient imprimés en raison de la taille variable des tampons de source générés par la boucle d'acquisition. Les valeurs moyennes peuvent ainsi être affichées et enregistrées si l'utilisateur le demande.

L'utilisation de deux boucles distinctes est justifiée par le fait que les temps d'exécution entre l'acquisition et le traitement sont différents. Les fonctions de traitement prennent plus de temps à s'exécuter que les fonctions d'acquisition. En outre pour le traitement, il est nécessaire d'obtenir une accumulation de points afin de pouvoir effectuer les moyennes, il est donc nécessaire de « tamponner les données », ce qui est rendu possible par la séparation des deux boucles.

La Figure 4.14 présente un schéma de synthèse de l'architecture contenue dans le programme LabView utilisé sur l'ordinateur de contrôle.

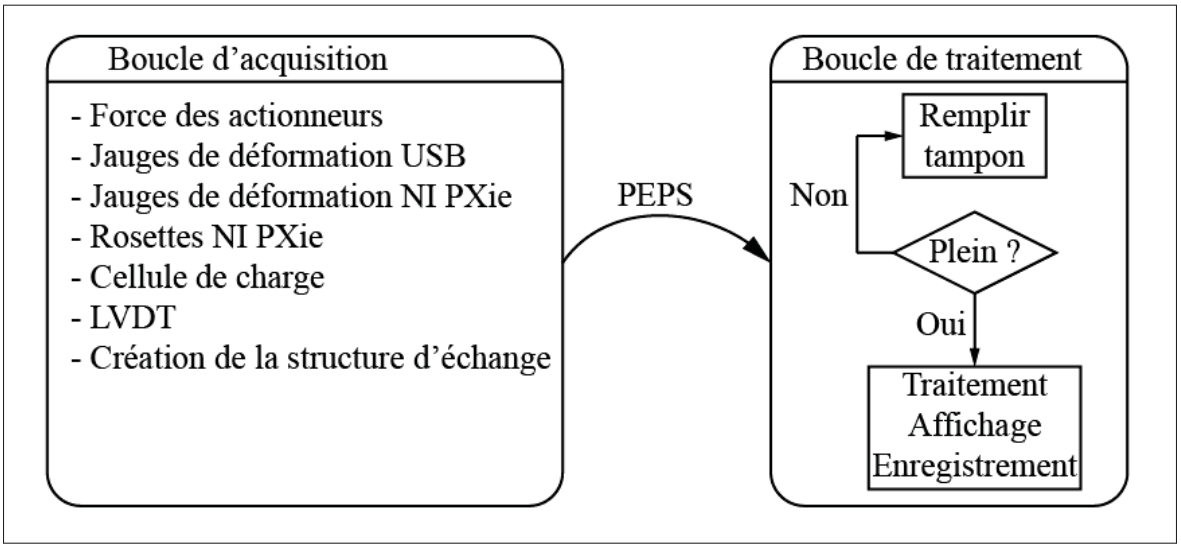


Figure 4.14 Organisation du programme de l'ordinateur de contrôle.

Lorsque l'utilisateur demande un enregistrement « statique » c'est-à-dire une seule valeur pour chaque capteur, le programme génère un fichier texte contenant trois colonnes. La première colonne donne le nom des champs sauvegardés, la seconde colonne est la valeur brute renvoyée sans la référence et la troisième colonne est la valeur renvoyée avec référence.

Dans le cas de la cellule de charge ainsi que des LVDT, la 2ème colonne est identique à la 3ème colonne. Les « rosettes » présentent trois valeurs par rosettes car elles sont constituées de trois jauges de déformation. Le fichier contient également le cas de chargement écrit en 20ème de fraction. Le titre du fichier est variable et sa syntaxe est présentée dans le Tableau 4.1.

Les enregistrements dynamiques se présentent dans un format neuf colonnes ; la première colonne contient l'horodatage de la donnée, les colonnes 2 à 5 enregistrent les forces dans les actionneurs et les colonnes 6 à 9 enregistrent les déplacements des actionneurs. Chaque ligne correspond à la valeur à un instant donné. Le temps d'enregistrement varie et il est défini par

Tableau 4.1 Syntaxe du nom des fichiers d'enregistrement

Syntaxe : XX_Charge_YY_20_Deplacement_ZZ_J_M_A_HMS.txt		
Nom de variable	Description	Valeurs possibles
XX	Nom de l'essai	Soufflerie, Jig, Aile
YY	Cas de chargement	1 à 20
ZZ	Déplacement des actionneurs	Sans signe, Positif, Négatif
J	Jour d'enregistrement	1 à 31
M	Mois d'enregistrement	1 à 12
A	Année d'enregistrement	2014
H	Heure d'enregistrement	00 à 23
M	Minute d'enregistrement	00 à 59
S	Seconde d'enregistrement	00 à 59

l'utilisateur au moment de l'enregistrement. Le nom des fichiers dynamiques présente la même syntaxe que pour les fichiers statiques, présentée dans le Tableau 4.1.

Au moment de l'initialisation, le programme vient charger en mémoire, à partir d'un fichier, une matrice des valeurs de déplacement attendues obtenues en se basant sur le modèle d'éléments finis de l'aile. Pendant les essais, ces valeurs attendues sont comparées aux valeurs mesurées. La comparaison est présentée de façon visuelle afin de déterminer durant les essais si une contrainte locale mesurée est largement supérieure à la contrainte calculée par le modèle élément fini. Dans une telle situation, l'essai peut être annulé avant qu'un dommage à l'aile n'ait lieu.

4.4.3 Interface de visualisation des paramètres et de contrôle de l'aile adaptable

LabView, étant un langage de programmation visuel et basé sur la programmation d'interface graphique, il a fallu développer une interface graphique répondant à des critères d'accessibilité, afin de surveiller les valeurs des déplacements et des forces renvoyées par les capteurs présents dans l'aile adaptable. L'interface est constituée de deux sous-interfaces, l'une pour le contrôle des actionneurs de l'aile adaptable et l'autre pour la surveillance des capteurs installés dans l'aile adaptable.

L'interface de contrôle des actionneurs a été développée sous l'environnement NI Veristand 2013 et correspond à un « Espace de travail » lié à l'unité de calcul temps réel. Celle-ci présente une série de boutons permettant l'activation des actionneurs pour une distance de déplacement consigne saisie par l'utilisateur. Cette interface affiche également la position courante des actionneurs.

L'interface de surveillance de l'aile adaptable a été développée sous l'environnement LabView. La Figure 4.15 fournit un aperçu de l'interface principale de test.

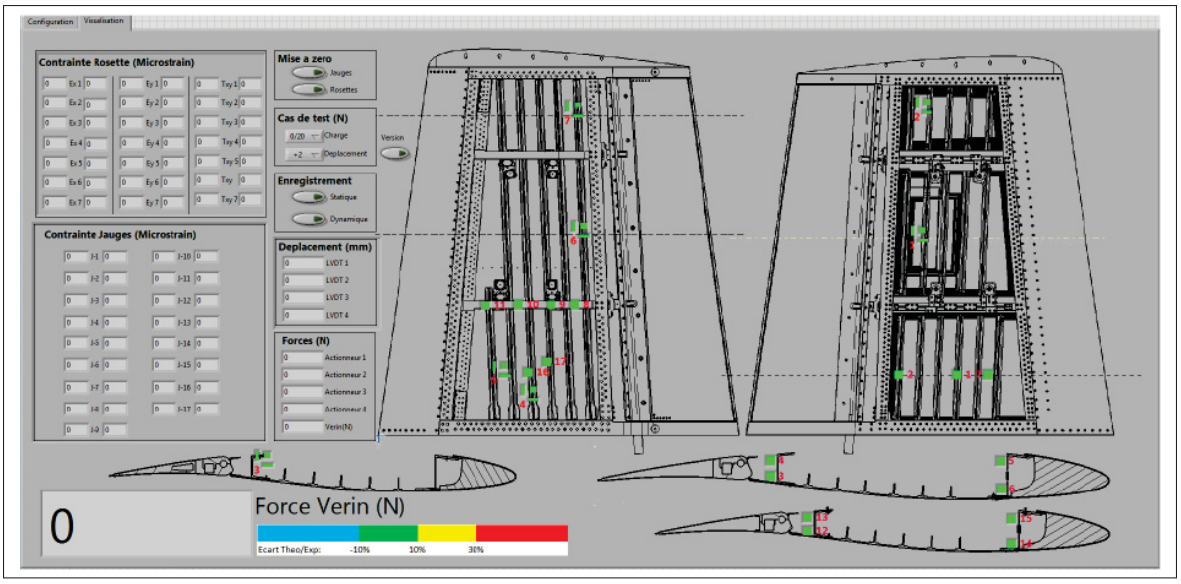


Figure 4.15 Interface principale de test.

L'interface se décompose en deux onglets principaux, le premier permet de sélectionner le chemin des fichiers de référence et de résultat théorique (#3 sur la Figure 4.16), qui seront utilisés pour le calcul et la comparaison des mesures. Cet onglet est visible sur la Figure 4.16. Cet espace permet également de définir la localisation du fichier de définition système utilisé dans l'unité principale (#2 sur la Figure 4.16), en plus des informations permettant la connexion entre l'ordinateur de contrôle et l'unité principale (#1 sur la Figure 4.16) et entre l'ordinateur de contrôle et les cartes USB NI cDAQ (#7 sur la Figure 4.16). Cet onglet permet également de définir les fichiers d'OFFset des jauges (#4 sur la Figure 4.16) et des rosettes (#5 sur la Figure

4.16). Une visualisation du remplissage de la mémoire tampon entre la boucle d'acquisition et de traitement est également disponible (#6 sur la Figure 4.16), ainsi qu'une configuration du nombre de points utilisés pour effectuer les moyennes glissantes de chaque capteur (#8 sur la Figure 4.16)

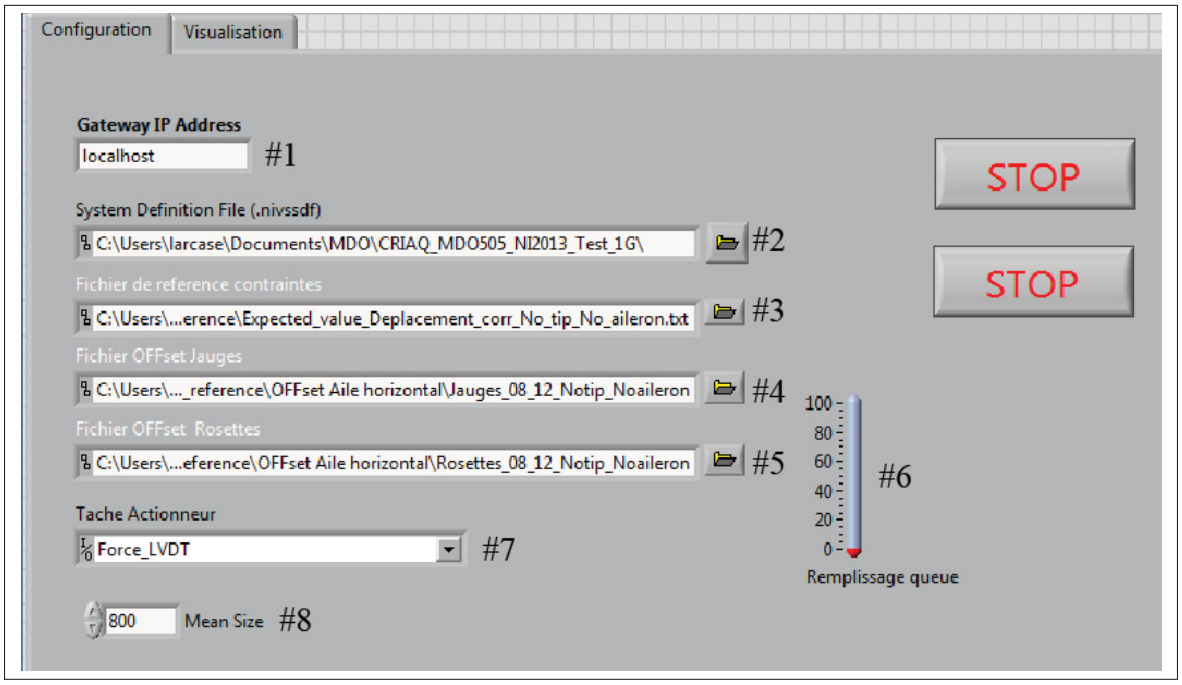


Figure 4.16 Onglet de configuration sur l'ordinateur de contrôle.

Le second onglet affiche l'ensemble des informations recueillies par les capteurs de l'aile adaptable. Cet onglet est visible sur la Figure 4.15. Pour des questions de lisibilité dans ce mémoire, la Figure 1.17 présente un agrandissement de la partie gauche de la Figure 4.15.

La Figure 4.17 affiche les valeurs mesurées par les jauges de déformation et les rosettes, sous forme de microdéformations au regard des déformations théoriques (encadré #1 sur la Figure 4.17). L'interface présente également le cas de chargement en cours (encadré #2 sur la Figure 4.17) ainsi que la position des actionneurs de l'aile adaptable (encadré #3 sur la Figure 4.17) et la force appliquée par le vérin sur l'aile adaptable (encadré #4 sur la Figure 4.17).

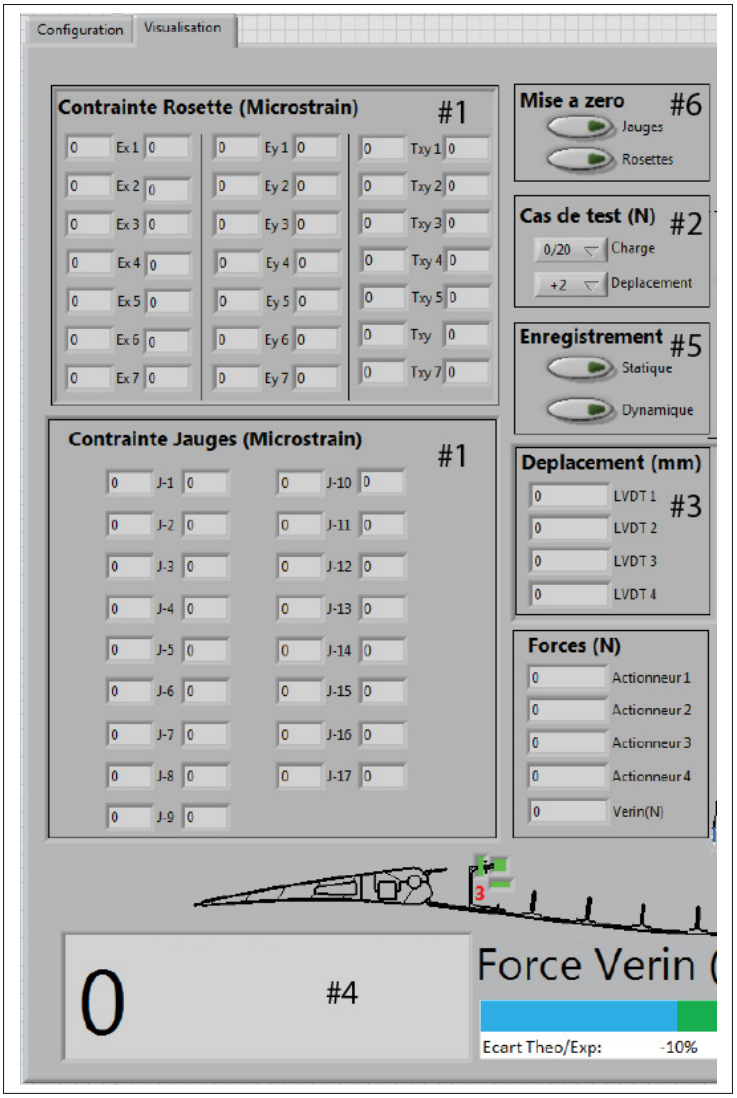


Figure 4.17 Interface de contrôle de test.

L'interface présente également une série de trois contrôles permettant d'effectuer les enregistrements statiques ou dynamiques (encadré #5 sur la Figure 4.17) ainsi que l'enregistrement des valeurs de référence si l'aile se trouve dans la condition de prise de référence (encadré #6 sur la Figure 4.17). Un sélecteur permet la sélection du cas de charge en cours de test afin de pouvoir l'appliquer au nom des fichiers d'enregistrement (#2 sur la Figure 4.17). L'interface affiche également les forces dans les actionneurs de l'aile adaptable (encadré #7 sur la Figure 4.17). La comparaison visuelle entre les déformations mesurées et les déformations calculées

est présentée sur la partie droite de la Figure 4.15. La comparaison se présente sous forme de variation de couleurs.

4.5 Résultats obtenus

4.5.1 Validation pour un capteur unitaire

Étant donné le nombre important de capteurs, mais surtout étant donné que ceux-ci sont installés à l'intérieur de l'aile et donc inaccessibles pour vérifier leur installation, la validation est donc impossible. Les capteurs sont positionnés où l'on cherche à mesurer une valeur de contrainte.

Afin de pallier ce manque de validation pour l'intégralité des capteurs, nous avons décidé d'effectuer un test unitaire en utilisant une configuration dans laquelle nous avons accès à l'ensemble des forces et paramètres géométriques appliqués sur la configuration. Si la mesure de contrainte mesurée par notre système d'acquisition dans cette condition connue est identique à la valeur que nous avons calculée théoriquement, il est alors raisonnable de penser que les capteurs ayant suivi le même paramétrage sont en mesure de fournir des valeurs utilisables. Cette section s'attardera sur la validation unitaire d'une jauge de déformation installée sur une poutre rectangulaire soumise à un moment de flexion généré au moyen d'une masse suspendue. La Figure 4.18 présente un schéma de la configuration de test. Notre jauge de déformation est positionnée au niveau du point A sur la face supérieure de la poutre rectangulaire. Celle-ci est installée par collement de la même façon que les autres jauges utilisées pour le test statique.

La masse M suspendue exerce une force sur la poutre créant ainsi un moment de flexion M_x dans celle-ci. Le moment de flexion résultant au niveau de la jauge de déformation est calculé grâce à l'équation 4.1. Il est fonction de la masse m, de la force de gravité g ainsi que de la distance d entre le point d'application de la masse au niveau de la plaque et la position de la jauge de déformation. Le chargement étant un moment de flexion, la face supérieure de la

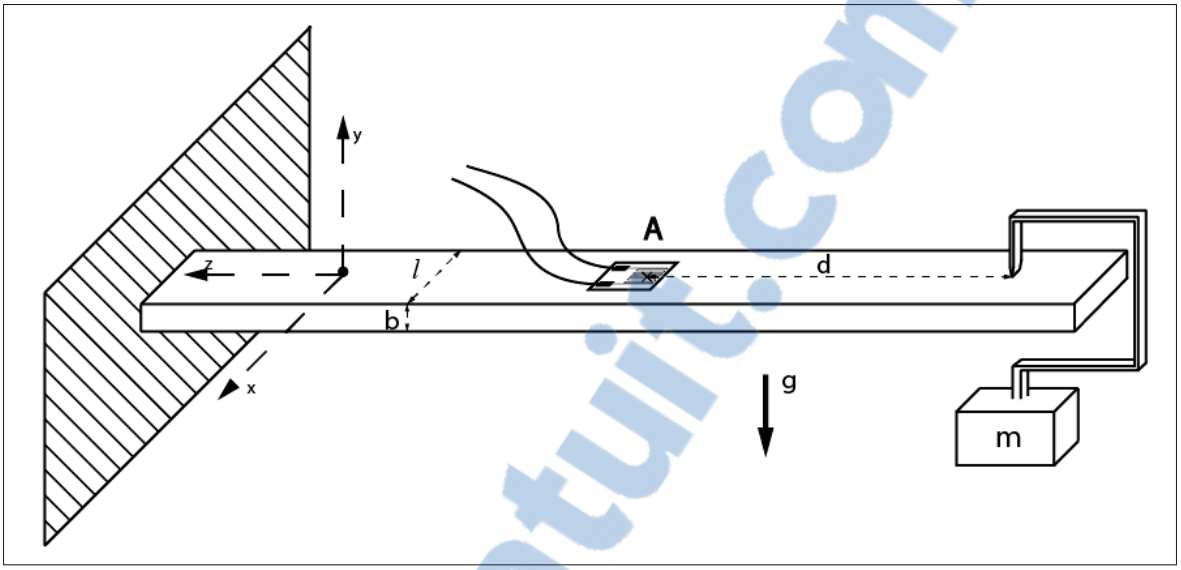


Figure 4.18 Schéma de validation unitaire pour un capteur sur une poutre encastrée.

poutre est soumise à une élongation.

$$M_x = m.g.d \tag{4.1}$$

La contrainte σ_{zz} suivant l'axe z, est définie suivant l'équation 4.2, telle décrite dans Bazergui (2002).

$$\sigma_{zz} = \frac{M_x . \frac{b}{2}}{I} \tag{4.2}$$

Avec I, le moment d'inertie de surface de la section définie par l'équation 4.3 :

$$I = \frac{l.b^3}{12} \tag{4.3}$$

On remplace le moment d'inertie de surface I donné par l'équation 4.3 dans l'équation 4.2, et on obtient l'équation 4.4. Le moment de flexion est également fonction de la largeur l et de l'épaisseur b de la poutre.

$$\sigma_{zz} = \frac{6.m.g.d}{l.b^2} \tag{4.4}$$

Les jauges de déformation mesurent une déformation ε, il est donc nécessaire de calculer une déformation à partir de la contrainte. L'équation 4.5 fournit cette relation en introduisant le mo-

Rapport-Gratuit.com

dule de Young caractéristique du matériau. Étant donné que σ_{xx} et σ_{yy} sont nulles, on obtient :

$$\sigma_{zz} = E.\varepsilon_{zz} \tag{4.5}$$

On remplace l'équation 4.4 dans l'équation 4.5, et on obtient l'équation 4.6.

$$\varepsilon_{zz} = \frac{6.m.g.d}{a.b^2.E} \tag{4.6}$$

Lors de la comparaison entre les déplacements obtenus théoriquement avec les déplacements mesurés grâce à notre système d'acquisition, une erreur inférieure à 1% a été observée. Nous avons donc considéré que la configuration du système d'acquisition et d'enregistrement fournissait des enregistrements valides pouvant être utilisés pour la comparaison des résultats obtenus pour l'aile réelle avec les résultats fournis par le modèle en éléments finis.

4.5.2 Aile adaptable complète

La comparaison visuelle des valeurs théoriques avec les valeurs expérimentales en temps réel, se présente sous forme de différentes couleurs au niveau de l'interface utilisateur présentée dans la section 4.4.3. Dans le cas d'une erreur relative inférieure à 10%, c'est-à-dire que les valeurs mesurées sont plus de 10% inférieures aux valeurs théoriques, les voyants sont en bleu. Si la valeur mesurée se trouve à moins de 10% de la valeur théorique, les voyants s'affichent en vert. Pour des erreurs relatives entre 10% et 30% supérieures, les voyants sont jaunes, et pour des erreurs supérieures à 30%, les voyants sont rouges, entraînant une surveillance accrue de la jauge affichant cette valeur par l'utilisateur.

Notre tâche étant de générer les fichiers de résultats et vu que l'étude de comparaison entre les valeurs théoriques et les mesures de jauge a été attribuée au laboratoire de mécanique, nous ne sommes pas en mesure de fournir une analyse complète des résultats pour l'aile adaptable. Toutefois nous sommes en mesure de présenter une comparaison entre les déformations calculées théoriquement et celles mesurées expérimentalement.

Lors des essais statiques, nous avons pris une série de photographies de l'aile vue de côté. La Figure 4.19 présente une superposition d'une photographie de l'aile sous aucun chargement (0G) avec une photographie de l'aile sous son chargement maximal (1G), afin de voir la déformation macroscopique de l'aile.

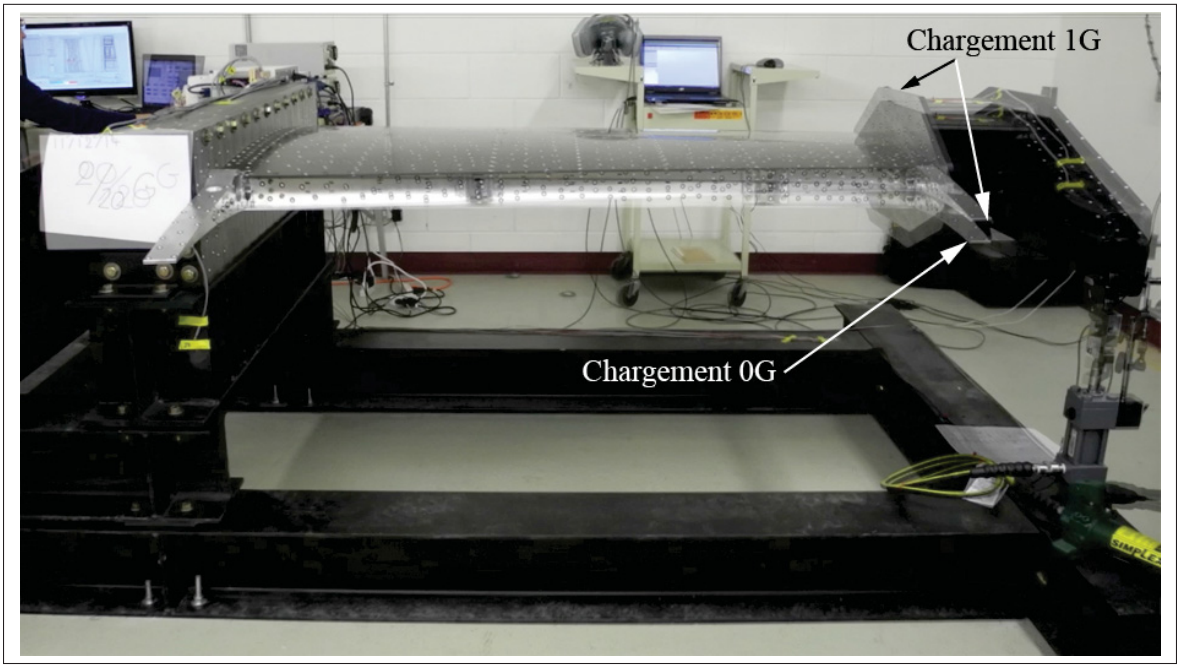


Figure 4.19 Photographie de l'aile adaptable sous chargement maximal (1G) et sans chargement (0G).

Sur la Figure 4.19, la déformation est nettement visible sur la partie droite de la photographie. Les flèches sur la Figure 4.19 pointent l'extrémité de l'aile à l'endroit où la déformation est nettement visible. On remarque que les déformations du banc de test ne sont pas visibles, la conception et la validation du banc d'essai ont été réalisées par Massé (2015).

La prise de photographies a été appuyée par l'utilisation du scanner 3D qui a permis de fournir un nuage de points de la déformation extérieure de l'aile. La Figure 4.20 présente l'un de ces nuages de points de déformation pour la condition de chargement $4/20$ de g.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

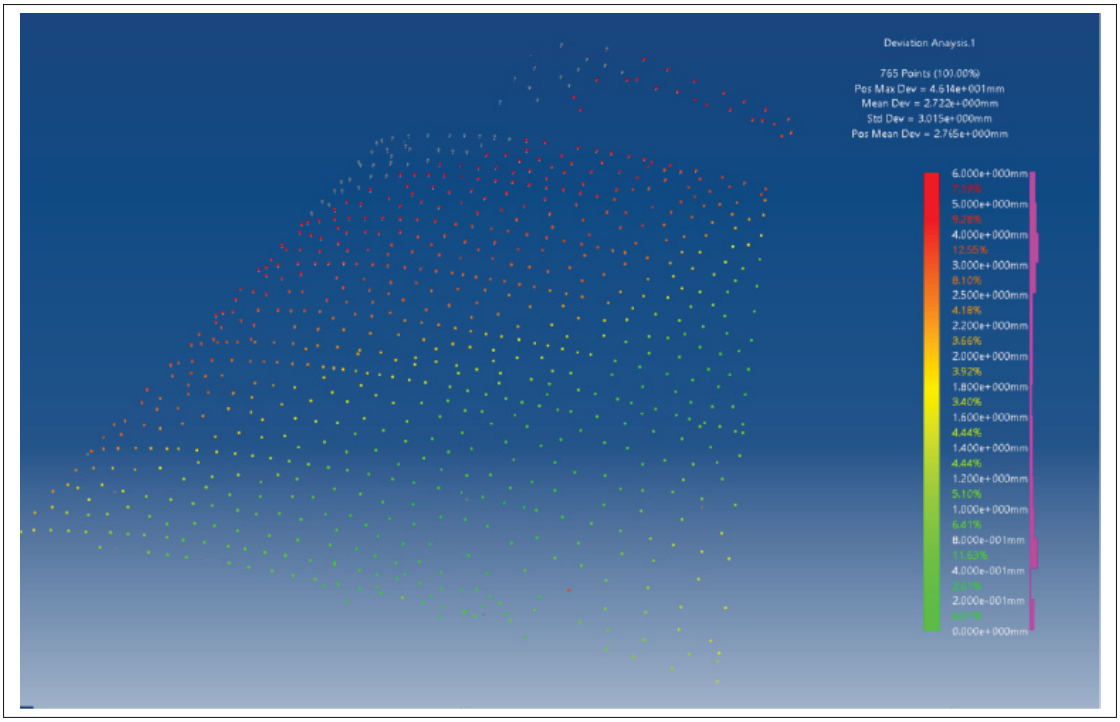
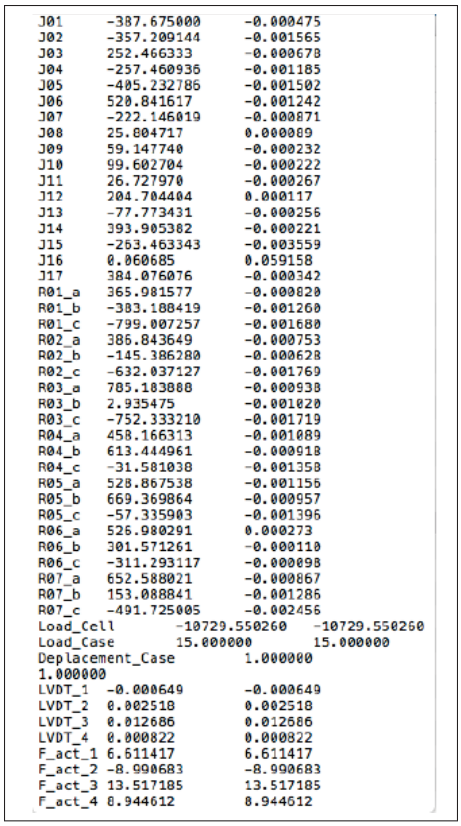


Figure 4.20 Nuage de points de déformation pour $4/20$ du chargement.

Les mesures effectuées par le scanner 3D sont en corrélation avec les déformations macroscopiques que nous avons pu observer sur la Figure 4.19. La déformation est nettement plus importante à l'extrémité de l'aile qu'elle n'est au niveau de l'emplanture.

La validation de la structure de l'aile passe par l'exploitation des fichiers d'enregistrement que nous avons générés. La Figure 4.21 montre l'un de ces fichiers de données qui ont servi à l'analyse des données. On retrouve sur la première colonne, le nom de la valeur qui est enregistrée. La seconde colonne présente la valeur mesurée convertie dans l'unité physique correspondante, « microStrain » pour les jauges et les rosettes, les forces sont mesurées en « Newton » et les déplacements en « mm ». La troisième colonne correspond aux valeurs brutes issues du capteur, pour les jauges et les rosettes, celles-ci ne sont pas converties.

La Figure 4.22 présente une comparaison entre les déformations mesurées expérimentalement et les déformations déterminées théoriquement pour tous les cas de chargement pour les jauges 1 à 4. Les Figures 4.23, 4.24 et 4.25 présentes une comparaison entre les déformations mesu-



J01	-387.675000	-0.000475
J02	-357.209144	-0.001565
J03	252.466333	-0.000678
J04	-257.460936	-0.001185
J05	-405.232786	-0.001502
J06	520.841617	-0.001242
J07	-222.146019	-0.000871
J08	25.804717	0.000089
J09	59.147740	-0.000232
J10	99.602704	-0.000222
J11	26.727970	-0.000267
J12	204.704404	0.000117
J13	-77.773431	-0.000256
J14	393.905382	-0.000221
J15	-263.463343	-0.003559
J16	0.060685	0.059158
J17	384.076076	-0.000342
R01_a	365.981577	-0.000820
R01_b	-383.188419	-0.001260
R01_c	-799.007257	-0.001680
R02_a	386.843649	-0.000753
R02_b	-145.386280	-0.000628
R02_c	-632.037127	-0.001769
R03_a	785.183888	-0.000938
R03_b	2.935475	-0.001020
R03_c	-752.333210	-0.001719
R04_a	458.166313	-0.001089
R04_b	613.444961	-0.000918
R04_c	-31.581038	-0.001358
R05_a	528.867538	-0.001156
R05_b	669.369864	-0.000957
R05_c	-57.335903	-0.001396
R06_a	526.980291	0.000273
R06_b	301.571261	-0.000110
R06_c	-311.293117	-0.000098
R07_a	652.588021	-0.000867
R07_b	153.088841	-0.001286
R07_c	-491.725005	-0.002456
Load_Cell	-10729.550260	-10729.550260
Load_Case	15.000000	15.000000
Deplacement_Case	1.000000	
1.000000		
LVDT_1	-0.000649	-0.000649
LVDT_2	0.002518	0.002518
LVDT_3	0.012686	0.012686
LVDT_4	0.000822	0.000822
F_act_1	6.611417	6.611417
F_act_2	-8.990683	-8.990683
F_act_3	13.517185	13.517185
F_act_4	8.944612	8.944612

Figure 4.21 Fichier d'enregistrement de résultat.

rées expérimentalement suivant l'axe *x*,*y* et le cisaillement avec les déformations déterminées théoriquement pour tous les cas de chargement pour les rosettes 1 à 4.

La jauge 16, qui n'est pas présenté ici, fournis des valeurs incohérente pour tout les cas de chargement, nous pensons que cette jauge de déformation présente un défaut d'installation et a pu être mal collée lors de son installation ou bien avoir été abîmée lors de la fermeture de l'aile. Nous avons obtenus des informations utilisables uniquement pour 16 des 17 jauges installées dans l'aile. L'évolution de la déformation mesurée par chaque jauge en fonction du chargement est linéaire pour l'ensemble des jauges. Toutefois pour 3 jauges, la pente de la courbe formée par la déformation mesurée en fonction du chargement est nettement différente celle déterminée théoriquement. La jauge 4 sur la Figure 4.22 illustre le décalage que nous avons observé

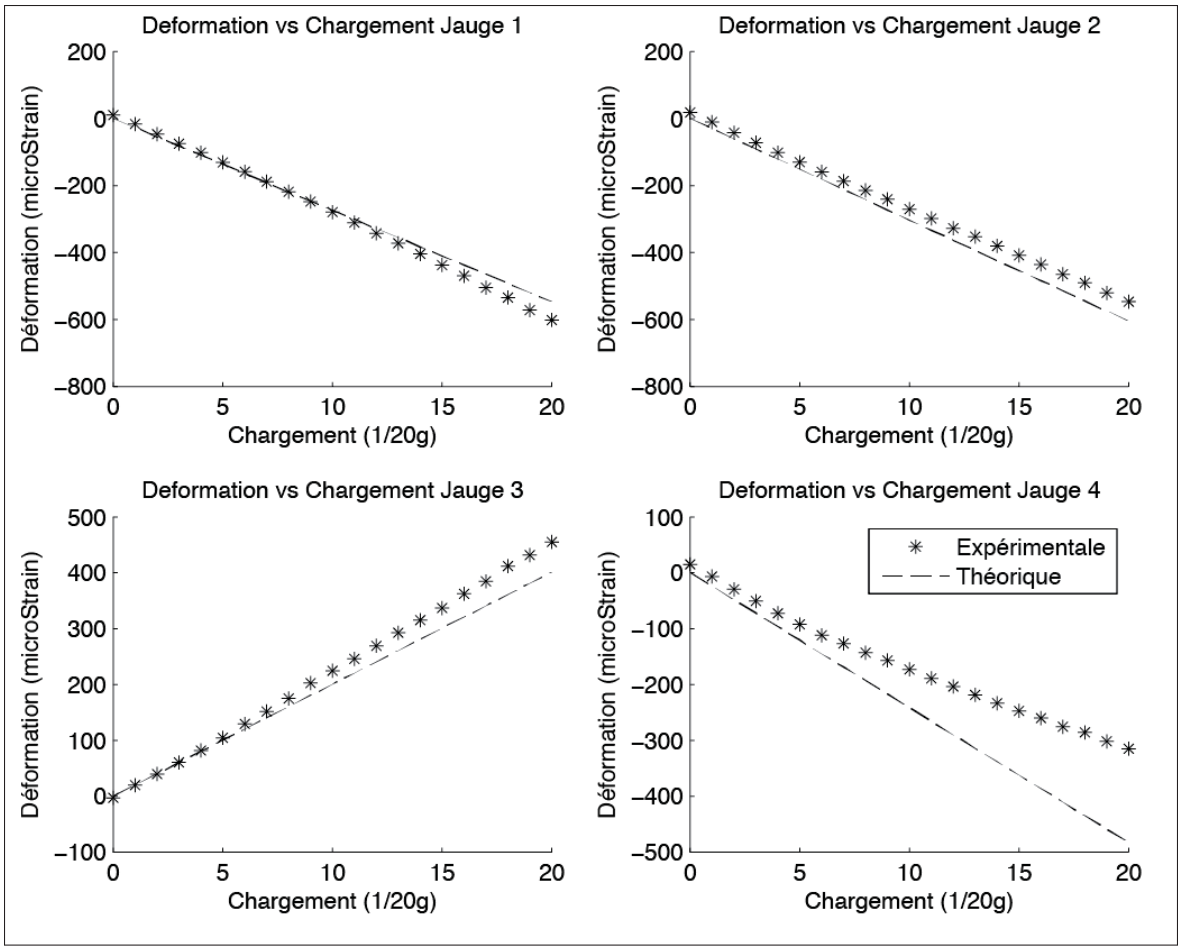


Figure 4.22 Microdéformations en fonction du chargement pour les jauges 1 à 4.

Pour ce qui est des rosettes nous avons obtenus des enregistrements utilisables pour chacune des trois jauges de chaque rosette. Pour les déformations suivant l'axe x des rosettes, nous avons observé que la rosette 3 présente une déformation non linéaire en fonction du chargement, ceci peut être du à un léger décollement de la rosette 3. La Figure 4.23 présente la courbe de déformation en fonction du chargement, que nous avons observé.

Les déformations suivant l'axe y des Rosettes présentes un comportement non linéaire pour les rosettes 3 et 4 comme présenté sur la Figure 4.24. De plus la déformation mesurée par la rosette 1 suivant l'axe y reste proche de 0 mictroStrain alors que la déformation théorique est croissante suivant le chargement.

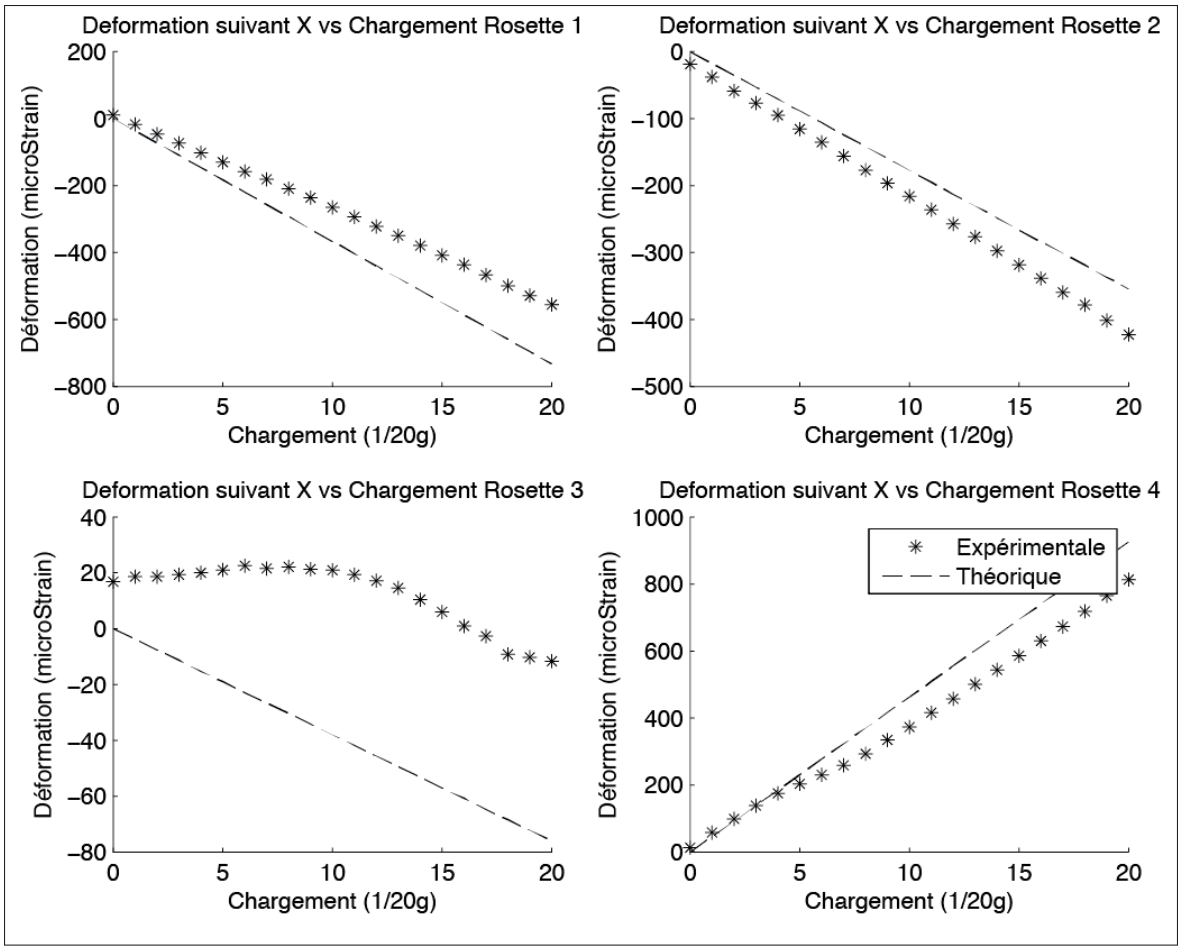


Figure 4.23 Microdéformations en fonction du chargement pour les rosettes 1 à 4 suivant l'axe x.

Les déformations de cisaillement que nous avons enregistrés présente une très bonne corrélation avec le modèles théorique.

Cependant, étant donné que nous avons pu effectuer les tests statiques en toute sécurité, et que nous avons fourni des données utilisables à l'équipe de mécanique, nous pouvons considérer que nos enregistrements sont représentatifs de la déformation de l'aile adaptable au moment des tests.

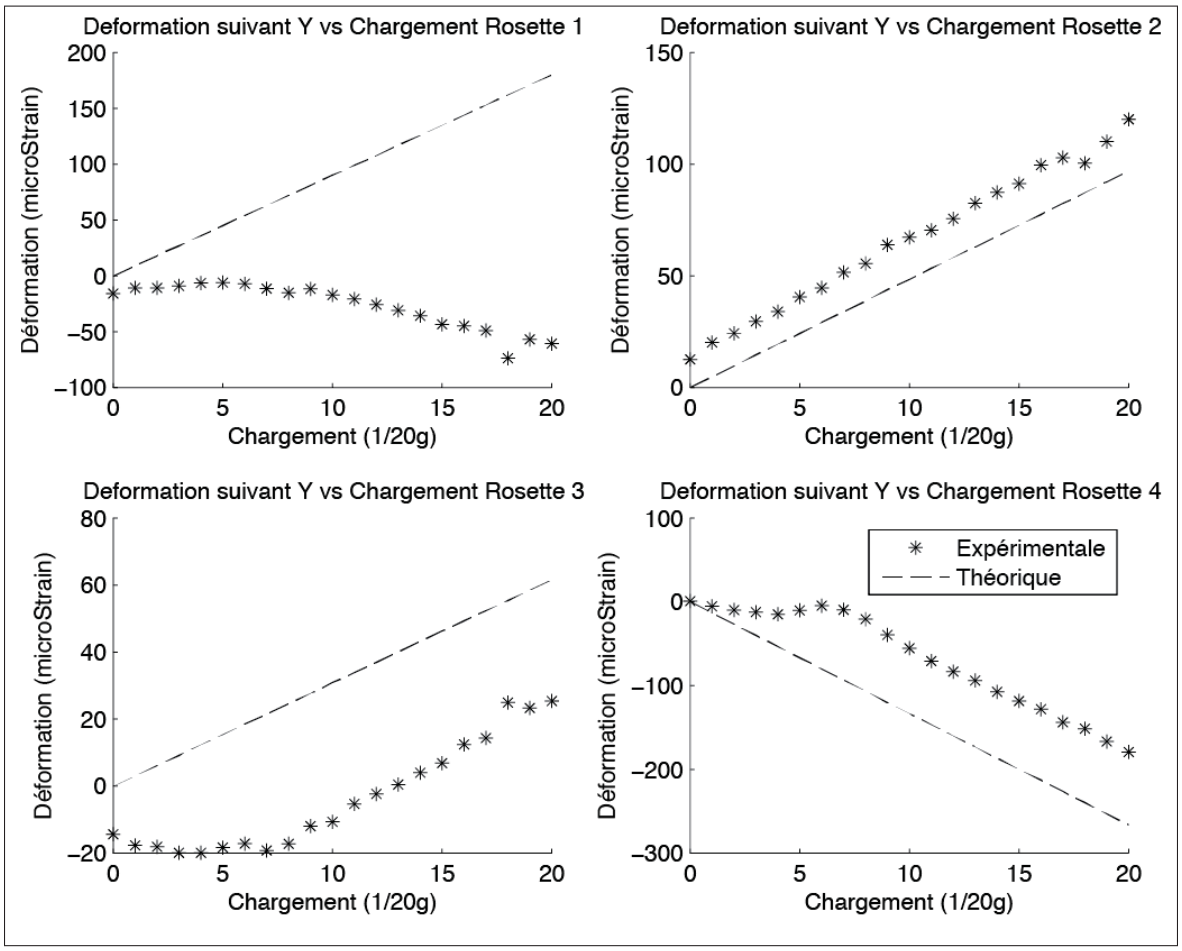


Figure 4.24 Microdéformations en fonction du chargement pour les rosettes 1 à 4 suivant l'axe *y*.

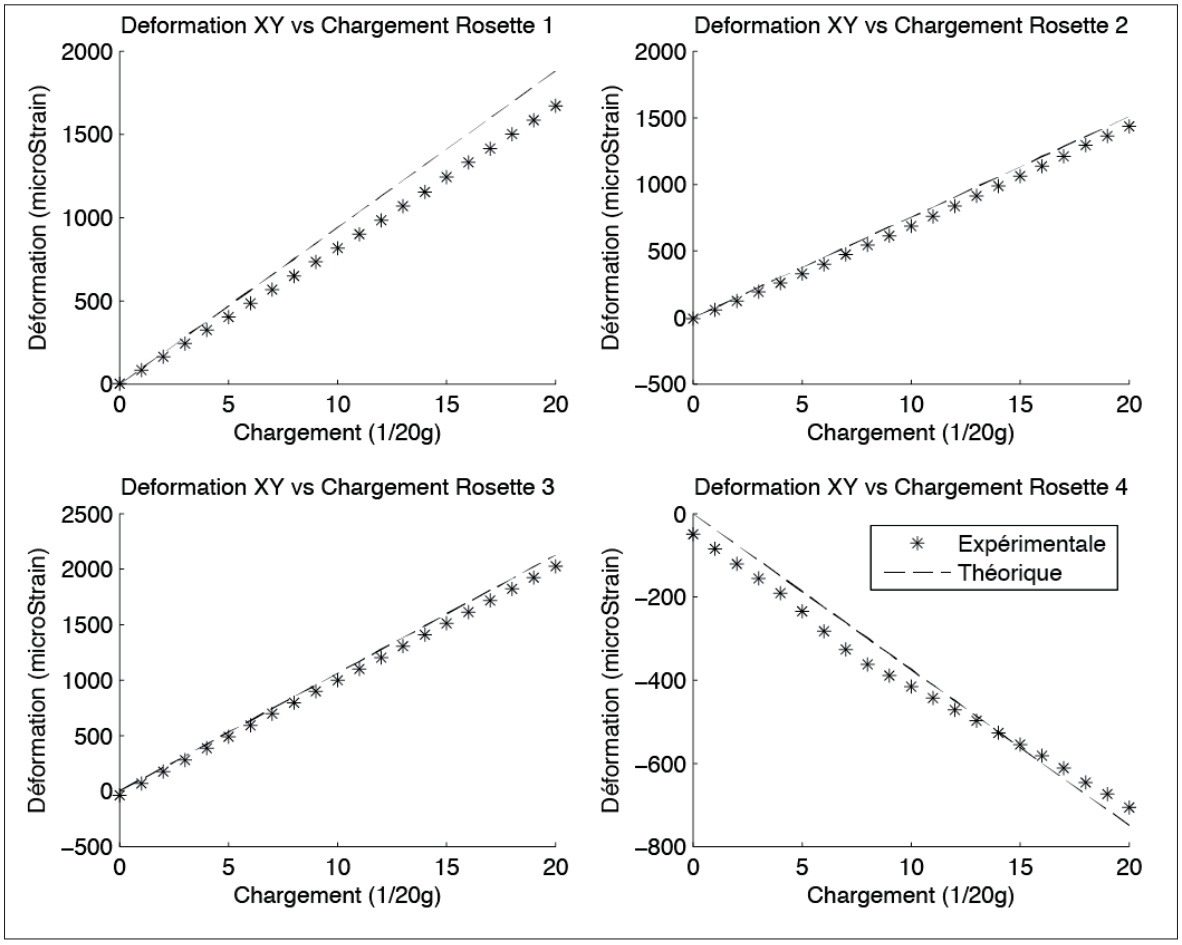


Figure 4.25 Déformation de cisaillement en fonction du chargement pour les rosettes 1 à 4.

CONCLUSION

L'objectif principal de la recherche est de s'assurer qu'on peut, avec le démonstrateur d'aile adaptable, réaliser les essais en soufflerie en toute sécurité et obtenir des résultats exploitables. Pour ce faire, les trois principaux axes de la recherche ont été, le développement d'un système de commande pour l'aileron conventionnel, la caractérisation des capteurs de pression différentielle haute sensibilité installés sur la peau adaptable et le développement d'un système d'acquisition afin de réaliser le test structurel de l'aile adaptable qui permet la validation de la structure de l'aile.

Le système d'actionnement de l'aileron a été développé. Celui-ci permet aussi de commander l'aileron conventionnel de l'aile adaptable. La position souhaitée est obtenue de façon précise en correspondance avec la table de commande. Aucune position angulaire ne peut être obtenue en dehors de la table de correspondance, ceci pour des raisons de sécurité. Le système d'actionnement est volontairement surdimensionné pour permettre de tester des configurations d'angle de braquage supérieures à 6˚comme imposé initialement. L'augmentation de l'angle de braquage de l'aileron passe par un ajout d'entrées dans la table de correspondance. Lors des essais en soufflerie, l'aileron n'a présenté que très peu de vibrations, ainsi le spectre fréquentiel des accélérations de l'aileron n'a révélé que des vibrations de basse fréquence en plus du bruit de mesure généré par la soufflerie et les capteurs.

L'étude de la transition entre l'écoulement laminaire et l'écoulement turbulent réalisée afin de caractériser les capteurs de pression différentielle haute sensibilité a montré des résultats exploitables pour le démonstrateur d'aile adaptable. La recherche a montré que, dans la majeure partie des applications, l'utilisation de pressure taps pour obtenir le profil de pression et une première approximation de la position de la transition fournit de bons résultats. Les capteurs de pression Kulite fournissent une meilleure estimation de la position de la transition grâce au complément d'information qu'ils sont capables de générer car ils permettent l'utilisation de méthodes se basant sur l'analyse du spectre fréquentiel de la pression. Toutefois, l'installation et l'utilisation des capteurs de pression Kulite est difficile car le diamètre du tube de pression de référence est très petit. Celui-ci peut être facilement bouché. En outre, une attention particulière

Rapport-Gratuit.com

est à apporter à l'ajout de câble électrique au capteur de pression Kulite afin de limiter l'impact sur les valeurs de pression.

Le système d'acquisition pour le test statique a permis d'obtenir les micros déformations internes de l'aile adaptable. L'acquisition de ces déformations a pu être validée grâce à un test unitaire au moyen d'une configuration maîtrisée. Les résultats générés sont exploitables pour la validation de la structure de l'aile. Les résultats obtenus semblent cohérents et ne présentent pas de discontinuités suivant l'augmentation du chargement. Toutefois, pour 3 jauges de déformation, la comparaison entre les résultats expérimentaux et les résultats obtenus par calcul d'éléments finis diffère. Pour le reste des capteurs, la concordance entre le modèle théorique et les mesures expérimentales est bonne et les écarts sont faibles. Afin d'éviter que les capteurs de déformation fournissent des résultats inexploitables, il est nécessaire de porter une attention toute particulière à l'installation de ces capteurs, afin que ceux-ci ne se décollent pas ou ne s'arrachent pas.

Les travaux présentés dans ce mémoire ont permis une meilleure compréhension et une maîtrise du système d'acquisition utilisé pour les essais en soufflerie du démonstrateur d'aile adaptable. Ces travaux ont également permis d'obtenir un système d'actionnement de l'aileron conventionnel. Ce système permet entre autres une augmentation des capacités d'angle de braquage initialement prévues. De plus, la détection du phénomène de transition d'écoulement laminaire en écoulement turbulent aux moyens de capteurs de pression Kulite a pu être mieux comprise par notre équipe avant et pendant les essais en soufflerie.

ANNEXE I

FICHES TECHNIQUE DE L'ACTIONNEUR LINÉAIRE

Lead Screw Efficiency

Screw/Nut Style	Size 12	16	24	32	50	64
Bronze	40%		30%	25%	20%	15%
Roller	77%					
Composite (ACME)	60%					

Screw/Nut Style	Size 12	16	24	32	50	64
Ball	90%					
Ball Low Backlash	85%					

www.tolomatic.com Tolomatic R/GSA_23

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

RSM Electric Rod-Style Actuator

SIZE: **ALL** units: **metric****

SCREW/NUT SPECIFICATIONS

*** RSM metric actuators use the same leadscrew as the RSA inch actuators. Threaded mounting and dowel pin holes are metric.*

RSA SIZE	MAX. STROKE	SCREW DIA.	SCREW CODE	LEAD	LEAD ACCURACY	BACKLASH	MAX. THRUST*	DYNAMIC LOAD RATING**	BASE ACTUATOR INERTIA		INERTIA PER/in OF STROKE	BREAK-AWAY TORQUE	MOVING PARTS WEIGHT	
									In Line	Reverse Parallel			Base	Per 25mm
	mm	mm		mm/rev	mm/300mm	mm	N	N	kg-m² x 10⁻⁶	kg-m² x 10⁻⁶	kg-m² x 10⁻⁶	N-m	N	N
12	457	9.53	SN01	25.40	0.25	0.18	311	NA	1.287	1.375	0.4388	0.071	0.49	0.18
	457	9.53	SN02	12.70	0.15	0.18	311	NA	0.702	0.761	0.2340	0.064	0.49	0.18
	457	9.53	SN05	5.08	0.15	0.18	311	NA	0.527	0.585	0.1463	0.056	0.49	0.18
	457	9.53	BZ10	2.54	0.15	0.20	311	NA	0.497	0.556	0.1463	0.056	0.49	0.18
	457	9.53	BN08	3.18	0.08	0.38	578	1,157	0.497	0.585	0.1463	0.056	0.85	0.18
	457	9.53	BNL08	3.18	0.08	0.05	578	1,157	0.497	0.585	0.1463	0.056	0.85	0.18
16	457	9.53	SN01	25.40	0.25	0.18	311	NA	1.872	1.901	0.5850	0.148	0.85	0.27
	457	9.53	SN02	12.70	0.15	0.18	311	NA	0.819	0.848	0.2633	0.127	0.85	0.27
	457	9.53	SN05	5.08	0.15	0.18	311	NA	0.527	0.556	0.1755	0.120	0.85	0.27
	457	9.53	BZ10	2.54	0.15	0.20	311	NA	0.468	0.497	0.1463	0.120	0.85	0.27
	457	9.53	BN08	3.18	0.08	0.38	578	1,157	0.497	0.527	0.1463	0.113	1.20	0.27
	457	9.53	BNL08	3.18	0.08	0.05	578	1,157	0.497	0.527	0.1463	0.113	1.20	0.27
24	610	15.88	SN02	12.70	0.13	0.18	890	NA	6.523	6.640	1.4918	0.205	3.34	0.62
	610	15.88	SN04	6.35	0.25	0.18	890	NA	5.470	5.616	1.2870	0.191	3.34	0.62
	610	15.88	SN08	3.18	0.25	0.18	890	NA	5.207	5.353	1.2285	0.184	3.34	0.62
	610	15.88	BZ10	2.54	0.15	0.20	3,781	NA	5.177	5.324	1.2285	0.184	3.34	0.62
	610	15.88	BN05	5.08	0.08	0.38	3,670	6,275	5.996	6.113	1.2578	0.247	4.49	0.62
	610	15.88	BNL05	5.08	0.08	0.05	3,670	6,275	5.996	6.113	1.2578	0.247	4.49	0.62
	610	12.70	BN02	12.70	0.08	0.38	3,781	4,764	5.411	5.528	0.7605	0.282	4.49	0.62
	610	12.70	BNL02	12.70	0.08	0.05	3,781	4,764	5.411	5.528	0.7605	0.282	4.49	0.62
	457	15.01	RN05	5.00	0.01	0.03	7,562	35,017	64.643	11.993	1.0530	0.599	7.30	0.64
	457	15.01	RN10	10.00	0.01	0.03	6,921	30,270	66.485	13.806	1.1993	0.599	7.30	0.64
32	914	19.05	SN01	25.40	0.13	0.18	836	NA	22.640	21.382	3.6563	0.353	4.31	0.67
	914	19.05	SN02	12.70	0.13	0.18	1,334	NA	17.258	16.000	2.8080	0.304	4.31	0.67
	914	19.05	BZ10	2.54	0.15	0.20	11,121	NA	15.532	14.274	2.5448	0.353	4.31	0.67
	914	19.05	BN02	12.70	0.10	0.38	11,121	14,964	21.148	19.890	2.8080	0.275	6.41	0.67
	914	19.05	BNL02	12.70	0.10	0.05	11,121	14,964	21.148	19.890	2.8080	0.275	6.41	0.67
	914	19.05	BN05	5.08	0.08	0.38	4,226	7,226	18.925	17.667	2.5740	0.261	6.41	0.67
	914	19.05	BNL05	5.08	0.08	0.05	4,226	7,226	18.925	17.667	2.5740	0.261	6.41	0.67
	914	20.00	BNM20	20.00	0.05	0.13	10,516	11,388	23.400	21.938	3.2175	0.633	6.41	0.67
	457	19.99	RN05	5.00	0.01	0.03	17,250	47,517	195.215	41.418	3.2175	0.701	14.01	0.66
	457	19.99	RN10	10.00	0.01	0.03	18,500	40,967	198.754	44.957	3.2175	0.701	14.01	0.66
50	1219	25.40	SN04	6.35	0.25	0.18	1,779	NA	60.255	59.290	8.1900	0.480	11.65	1.33
	1219	25.40	BZ10	2.54	0.15	0.20	15,569	NA	93.395	92.430	10.2668	0.466	11.65	1.33
	1219	25.40	BN01	25.40	0.10	0.38	10,231	10,231	93.395	92.430	10.2668	0.466	15.79	1.33
	1219	25.40	BNL01	25.40	0.10	0.05	10,231	10,231	93.395	92.430	10.2668	0.466	15.79	1.33
	1219	25.40	BN02	12.70	0.10	0.38	18,905	23,029	73.681	72.686	8.5995	0.410	15.79	1.33
	1219	25.40	BNL02	12.70	0.10	0.05	18,905	23,029	73.681	72.686	8.5995	0.410	15.79	1.33
	1219	25.40	BN04	6.35	0.10	0.38	14,457	22,949	68.738	67.772	8.1900	0.480	15.79	1.33
	1219	25.40	BNL04	6.35	0.10	0.05	14,457	22,949	68.738	67.772	8.1900	0.480	15.79	1.33
	1219	25.00	BNM05	5.00	0.05	0.10	10,440	17,947	62.888	61.425	7.6050	0.847	15.79	1.33
	1219	25.00	BNM10	10.00	0.05	0.10	10,992	14,999	62.888	61.425	7.6050	0.847	15.79	1.33
	1219	25.00	BNM25	25.00	0.10	0.13	11,227	11,285	62.888	61.425	7.6050	0.847	15.79	1.33
64	1524	38.10	SN04	6.35	0.25	0.18	2,224	NA	451.825	440.008	40.9208	0.607	22.29	2.00
	1524	38.10	BZ10	2.54	0.15	0.20	31,138	NA	449.665	438.077	40.7453	0.614	22.29	2.00
	1524	38.10	BN53	47.93	0.10	0.38	15,569	26,459	731.133	719.316	52.5623	0.812	33.76	2.00
	1524	38.10	BNL53	47.93	0.10	0.05	15,569	26,459	731.133	719.316	52.5623	0.812	33.76	2.00
	1524	38.10	BN02	12.70	0.10	0.38	40,257	40,066	544.986	533.198	41.5350	0.600	33.76	2.00
	1524	38.10	BNL02	12.70	0.10	0.05	40,257	40,066	544.986	533.198	41.5350	0.600	33.76	2.00
	1524	38.10	BN04	6.35	0.10	0.38	18,905	30,010	534.456	522.639	40.9208	0.607	33.76	2.00
	1524	38.10	BNL04	6.35	0.10	0.05	18,905	30,010	534.456	522.639	40.9208	0.607	33.76	2.00
	1524	40.00	BNM05	5.00	0.05	0.10	17,375	29,865	886.275	862.875	49.7250	1.062	33.76	2.00
	1524	40.00	BNM10	10.00	0.05	0.10	24,372	33,253	886.275	862.875	49.7250	1.062	33.76	2.00
	1524	40.00	BNM20	20.00	0.05	0.13	22,708	24,592	886.275	862.875	49.7250	1.062	33.76	2.00
	1524	38.10	BNH02	12.70	0.10	0.38	57,382	72,297	840.938	819.000	40.9500	1.062	33.76	2.00
	1524	38.10	BNHL02	12.70	0.10	0.05	57,382	72,297	840.938	819.000	40.9500	1.062	33.76	2.00
	457	36.00	RN05	5.0	0.01	0.03	58,001	88,520	757.575	737.100	36.5625	1.062	57.29	2.00

SCREW CODE	DESCRIPTION
RN	Ball Nut
RNH	Ball Nut H-series
RNL	Low-Backlash Ball Nut
RNM	Ball Nut Metric

SCREW CODE	DESCRIPTION
BZ	Bronze Nut
RN	Roller Nut
SN	Solid Nut

Contact Tolomatic for higher accuracy and lower backlash options.

** For SN & BZ screws, maximum continuous dynamic thrust subject to Thrust x Velocity limitation.*

*** For RN, BN & BNL screws, dynamic load rating reflects 90% reliability for 1 million revolutions.*

ANNEXE II

FICHES TECHNIQUE DU MOTEUR DE L'ACTIONNEUR LINÉAIRE

AKM4x Performance Data

AKM4x Perfomance Data – Up to 640 Vdc

					AKM41			AKM42				AKM43			AKM44		
	Parameters	Tol	Sym	Units	C	E	H	C	E	G	J	E	H	L	E	H	J
	Max Rated DC Bus Voltage	Max	Vbus	Vdc	640	640	320	640	640	640	320	640	640	320	640	640	640
	Continuous Torque (Stall) for ΔT winding = 100°C ①②⑦⑧⑨	Nom	T_{cs}	Nm	1.95	2.02	2.06	3.35	3.42	3.53	3.56	4.70	4.82	4.73	5.76	5.89	6.00
				lb-in	17.3	17.9	18.2	29.6	30.3	31.2	31.5	41.6	42.7	41.9	51.0	52.1	53.1
	Continuous Current (Stall) for ΔT winding = 100°C ①②⑦⑧⑨	Nom	I_{cs}	A_{rms}	1.46	2.85	5.60	1.40	2.74	4.80	8.40	2.76	5.4	11.2	2.9	5.6	8.8
	Continuous Torque (Stall) for ΔT winding = 60°C ②	Nom	T_{cs}	Nm	1.56	1.62	1.65	2.68	2.74	2.82	2.85	3.76	3.86	3.78	4.61	4.71	4.80
				lb-in	13.8	14.3	14.6	23.7	24.2	25.0	25.2	33.3	34.2	33.5	40.8	41.7	42.5
	Max Mechanical Speed ⑤	Nom	N_{max}	rpm	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000	6000
	Peak Torque ①②	Nom	T_p	Nm	6.12	6.28	6.36	11.1	11.3	11.5	11.6	15.9	16.1	16.0	19.9	20.2	20.4
				lb-in	54.2	55.6	56.3	98.2	99.7	102	103	141	142	142	176	179	181
	Peak Current	Nom	I_p	A_{rms}	5.8	11.4	22.4	5.60	11.0	19.2	33.7	11.0	21.6	44.6	11.4	22.4	35.2
75 Vdc	Rated Torque (speed) ①②⑦⑧⑨⑩		T_{rtd}	Nm	-	-	1.99	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
				lb-in	-	-	17.6	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Rated Speed		N_{rtd}	rpm	-	-	1000	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
	Rated Power (speed) ①②⑦⑧⑨		P_{rtd}	kW	-	-	0.21	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
				Hp	-	-	0.28	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-
160 Vdc	Rated Torque (speed) ①②⑦⑧⑨⑩		T_{rtd}	Nm	-	1.94	1.86	-	-	-	3.03	-	4.46	3.78	-	5.44	-
				lb-in	-	17.2	16.5	-	-	-	26.8	-	39.4	33.5	-	48.2	-
	Rated Speed		N_{rtd}	rpm	-	1200	3000	-	-	-	3000	-	1200	3000	-	1000	-
	Rated Power (speed) ①②⑦⑧⑨		P_{rtd}	kW	-	0.24	0.58	-	-	-	0.95	-	0.56	1.19	-	0.57	-
				Hp	-	0.33	0.78	-	-	-	1.28	-	0.75	1.59	-	0.76	-
320 Vdc	Rated Torque (speed) ①②⑦⑧⑨⑩		T_{rtd}	Nm	1.88	1.82	1.62	-	3.12	2.90	2.38	4.24	3.86	2.53	5.22	4.66	3.84
				lb-in	16.6	16.1	14.3	-	27.6	25.7	21.1	37.5	34.2	22.4	46.2	41.2	34.0
	Rated Speed		N_{rtd}	rpm	1200	3000	6000	-	1800	3500	6000	1500	3000	6000	1200	2500	4000
	Rated Power (speed) ①②⑦⑧⑨		P_{rtd}	kW	0.24	0.57	1.02	-	0.59	1.06	1.50	0.67	1.21	1.59	0.66	1.22	1.61
				Hp	0.32	0.77	1.36	-	0.79	1.42	2.00	0.89	1.63	2.13	0.88	1.64	2.16
560 Vdc	Rated Torque (speed) ①②⑦⑧⑨⑩		T_{rtd}	Nm	1.77	1.58	-	3.10	2.81	2.35	-	3.92	2.81	-	4.80	3.48	2.75
				lb-in	15.7	14.0	-	27.4	24.9	20.8	-	34.7	24.9	-	42.5	30.8	24.3
	Rated Speed		N_{rtd}	rpm	3000	6000	-	1500	3500	6000	-	2500	5500	-	2000	4500	6000
	Rated Power (speed) ①②⑦⑧⑨		P_{rtd}	kW	0.56	0.99	-	0.49	1.03	1.48	-	1.03	1.62	-	1.01	1.64	1.73
				Hp	0.75	1.33	-	0.65	1.38	1.98	-	1.38	2.17	-	1.35	2.20	2.32
640 Vdc	Rated Torque (speed) ①②⑦⑧⑨⑩		T_{rtd}	Nm	1.74	1.58	-	3.02	2.72	2.35	-	3.76	2.58	-	4.56	2.93	2.75
				lb-in	15.4	14.0	-	26.7	24.1	20.8	-	33.3	22.8	-	40.4	26.0	24.3
	Rated Speed		N_{rtd}	rpm	3500	6000	-	2000	4000	6000	-	3000	6000	-	2500	5500	6000
	Rated Power (speed) ①②⑦⑧⑨		P_{rtd}	kW	0.64	0.99	-	0.63	1.14	1.48	-	1.18	1.62	-	1.19	1.69	1.73
				Hp	0.85	1.33	-	0.85	1.53	1.98	-	1.58	2.17	-	1.60	2.27	2.32

See following page for notes.

AKM4x Perfomance Data – Up to 640 Vdc (Continued)

Parameters	Tol	Sym	Units	AKM41 C	AKM41 E	AKM41 H	AKM42 C	AKM42 E	AKM42 G	AKM42 J	AKM43 E	AKM43 H	AKM43 L	AKM44 E	AKM44 H	AKM44 J
Torque Constant ①	±10%	K_t	Nm/A_{rms}	1.34	0.71	0.37	2.40	1.26	0.74	0.43	1.72	0.89	0.43	2.04	1.06	0.69
			$lb\text{-}in/A_{rms}$	11.9	6.3	3.3	21.2	11.2	6.5	3.8	15.2	7.9	3.8	18.1	9.4	6.1
Back EMF Constant ⑥	±10%	K_e	V/k_{rpm}	86.3	45.6	23.7	154	80.9	47.5	27.5	111	57.4	27.5	132	68.0	44.2
Motor Constant	Nom	K_m	N-m/√W	0.237	0.236	0.242	0.374	0.369	0.381	0.393	0.479	0.501	0.465	0.567	0.580	0.581
			lb-in/√W	2.10	2.09	2.14	3.31	3.26	3.37	3.47	4.24	4.44	4.12	5.01	5.13	5.14
Resistance (line-line) ⑥	±10%	R_m	ohm	21.3	6.02	1.56	27.5	7.78	2.51	0.8	8.61	2.1	0.57	8.64	2.23	0.94
Inductance (line-line)		L	mH	66.1	18.4	5.0	97.4	26.8	9.2	3.1	32.6	8.8	2.0	33.9	9.1	3.8
Inertia (includes Resolver feedback) ③	±10%	J_m	$kg\text{-}cm^2$	0.81			1.5				2.1			2.7		
			$lb\text{-}in\text{-}s^2$	7.2E-04			1.3E-03				1.8E-03			2.4E-03		
Optional Brake Inertia (additional)	±10%	J_m	$kg\text{-}cm^2$	0.068			0.068				0.068			0.068		
			$lb\text{-}in\text{-}s^2$	6.0E-05			6.0E-05				6.0E-05			6.0E-05		
Weight		W	kg	2.44			3.39				4.35			5.3		
			lb	5.4			7.5				9.6			11.7		
Static Friction ⑦⑧		T_f	Nm	0.014			0.026				0.038			0.05		
			lb-in	0.12			0.23				0.34			0.44		
Viscous Damping ⑨		K_{dv}	Nm/k_{rpm}	0.009			0.013				0.017			0.021		
			$lb\text{-}in/k_{rpm}$	0.08			0.12				0.15			0.19		
Thermal Time Constant		TCT	minutes	13			17				20			24		
Thermal Resistance		$R_{thw\text{-}a}$	°C/W	0.97			0.80				0.70			.65		
Pole Pairs				5			5				5			5		
Heat Sink Size				10"x10"x1/4" Aluminum Plate			10"x10"x1/4" Aluminum Plate				10"x10"x1/4" Aluminum Plate			10"x10"x1/4" Aluminum Plate		

Notes:
① Motor winding temperature rise, ΔT=100°C, at 40°C ambient.
② All data referenced to sinusoidal commutation.
③ Add parking brake if applicable for total inertia.
④ Motor with standard heat sink.
⑤ May be limited at some values of Vbus.
⑥ Measured at 25°C.
⑦ Brake motor option reduces continuous torque ratings by 0.12 Nm.
⑧ Non-Resolver feedback options reduces continuous ratings by:
AKM41 = 0.1 Nm AKM42 = 0.1 Nm AKM43 = 0.2 Nm AKM44 = 0.3 Nm
⑨ Motors with non-resolver feedback and brake option, reduce continuous torque by:
AKM41 = 0.22 Nm AKM42 = 0.36 Nm AKM43 = 0.55 Nm AKM44 = 0.76 Nm
⑩ For motors with optional shaft seal, reduce torque shown by 0.071 Nm (0.63 lb-in), and increase T, by the same amount.

Additional Notes: See system data beginning on page 14 for typical torque/speed performance.
Additional windings can be found through our online Motioneering sizing and selection software tool. See page 73 for more information.

ANNEXE III

FICHES TECHNIQUE DE LA DRIVE DE L'ACTIONNEUR LINÉAIRE

General Specifications

120 / 240 Vac 1 & 3 Phase (85 -265 V)	Continuous Current (Arms)	Peak Current (Arms)	Drive Continuous Output Power Capacity (Watts)	Internal Regen (Watts) (Ohms)		Height mm (in)	Width mm (in)	Depth mm (in)	Depth with Cable Bend Radius mm (in)
AKD-■00306	3	9	1100	0	0	168 (6.61)	57 (2.24)	153 (6.02)	184 (7.24)
AKD-■00606	6	18	2000	0	0	168 (6.61)	57 (2.24)	153 (6.02)	184 (7.24)
AKD-■01206	12	30	4000	100	15	195 (7.68)	76 (2.99)	186 (7.32)	215 (8.46)
AKD-■02406	24	48	8000	200	8	250 (9.84)	100 (3.94)	230 (9.06)	265 (10.43)

ANNEXE IV

ARTICLE DE CONFÉRENCE

Article présenté à la Conférence AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference (Kissimmee, Floride, 5-9 janvier 2015). DOI : http ://dx.doi.org/10.2514/6.2015-0904.

Systemic modeling and design approach for morphing wing aileron controller using Matlab/Simulink

Jean-Baptiste Vincent[1] *and Ruxandra Mihaela Botez*[1]. *École de Technologie Supérieure, Montréal, Québec, H3C 1K3, Canada*

[1]Master's student, LARCASE ETS, 1100 rue Notre-Dame Ouest Montreal H3C 1K3 Canada, AIAA Member.
[2]Professor, LARCASE ETS, 1100 rue Notre-Dame Ouest Montreal H3C 1K3 Canada, AIAA Member.

This paper offers an introduction to the concept of system modeling to validate the feasibility of a multidisciplinary actuation solution with the constraints of concrete research applications. To explain the modeling procedure, the case of a morphing wing aileron actuation solution is presented. The requirements and limitations for the design are presented, then a detailed solution is elaborated. Finally the modeling of this solution is developed in the Matlab/Simulink environment to validate its practicality. This approach generates a simple but representative model with a relatively high degree of accuracy without requiring detailed information about the internal system parts. The modeling system is a cornerstone of a morphing wing aileron control project with potential industrial applications.

Nomenclature

A = Attachment point between the reference body and the linear actuator body

B = Attachment point between the linear actuator piston rod end and the lever arm

C = Attachment point between the lever arm and the reference body

$\vec{x_0}$ = X axis of the reference body

$\vec{y_0}$ = Y axis of the reference body

$\vec{x_1}$ = X axis of the linear actuator

$\vec{x_2}$ = X axis of the lever arm

$\vec{x_3}$ = X axis of the aileron

α = Angle between $\vec{x_0}$ and $\vec{x_1}$

β = Angle between $\vec{x_1}$ and $\vec{x_2}$

γ = Angle between $\vec{x_0}$ and $\vec{x_2}$

δ = Angle between $\vec{x_0}$ and $\vec{x_3}$

c_1 = Fixed angle

D = Length of the linear actuator body

x = Length of the linear actuator protruded piston

d = Actuator length (Sum of the length D and x)

L_1 = Distance between B and C

L_2 = Distance between A and C

1. Introduction

1.1 Morphing wing system

To reduce the fuel consumption on aircraft, the aerospace industry must take steps forward in aircraft operation but also in aircraft design. One step taken by the Laboratory of Applied

Research in Active Controls, Avionics and Aeroservoelasticity (LARCASE) team in green aircraft technologies is optimizing the trajectories of the aircraft during its flight time [1-3]. In terms of aircraft design, one aspect of research focuses on the aircraft modeling based on flight test data [4,5], and on the implementation of these models in the design of new attitude controllers[6].

An essential step to reduce in-flight fuel consumption will consist, in this paper, of reducing the drag generated by the aircraft and particularly by the wing. With this purpose, the wing profiles will be optimized for different flight conditions ; these wings are called “morphing wings”. This idea is not new and was first used by the Wright brothers to control the airplane roll by changing the twist of the wing using cables [7]. The University of Stuttgart proposed a new method for the morphing concept in 2000 based on the use of a shock control bump inflated with air. The solution would results in a decrease in the total wing drag of 15% [8, 9]. NASA has also worked on this question, integrating multidisciplinary smart technologies to achieve high-payoff applications of smart aircraft systems [10]. Several studies in this field achieved morphing by using smart materials such as dielectric electroactive polymer [11] (EAP) or shape memory alloy [12, 13] (SMA). Despite progress with adaptive materials, the associated power consumption, heat production and delayed reaction time make these approaches difficult for today’s aircraft implementation. In 2014, a new concept using an electrical actuator was proposed [14], and was successfully tested at the Price-Païdoussis wind tunnel [15].

One of the drag reduction solutions based on the morphing approach is the detection and displacement of the laminar to turbulent transition point [16-18] our study is one of them. The transition detection in our project is done with a Root Mean Square (RMS) calculation method on the pressure measured along the wing cord [18]. Measurements are taken with high fidelity differential pressure sensors, the accuracy of the sensors coupled with a high sampling rate allow detection of the transition point.

To be as close to an industrial applications as possible, the wing used in this project is a full-size scale model of the wing tip of a regional aircraft. The model is representative of a real aircraft

Rapport-Gratuit.com

wing in terms of stiffness and structure. The morphing project consists of a flexible upper-skin to reduce the drag of the wing and a morphing aileron to control the wing roll. The displacement of the upper-skin is achieved with an electrical actuation based on a brushless direct current motor. The aileron presented in this paper is a rigid aileron used for the first series of wind tunnel testing. This multidisciplinary project was done in collaboration with industrial partners and universities in Canada and Italy. The industrial partners in Canada are Bombardier and Thales along with Alenia in Italy. The other partners in Canada are École Polytechnique and the Institute for Aerospace Research at the National Research Council of Canada (IAR-NRC), while in Italy there is the University of Naples and Italian Aerospace Research Center (CIRA). To validate the design and the aerodynamic calculation of the entire project a series of wind tunnel tests will be performed at the IAR-NRC wind tunnel.

Initially, control of the aileron focuses on achieving the desired angular position according to fixed flight conditions and fixed test cases ; this control is called open loop within the project. Once the open loop is designed a second loop will be added take into account the position of the transition point between laminar and turbulent conditions to adjust the aileron angle. To reduce the drag generated by the wing, the aileron will push the transition point closer to the trailing edge of the wing. Within the project, this loop is called the closed control loop.

This paper focuses on the aileron actuation for the wind tunnel tests, presenting the main requirements, mechanical solution, and modeling in Matlab/Simulink. The actuation solution presented here is not for any industrial application.

1.2 Aileron system design : requirements and limitations

The main requirement for the aileron system actuation is to be able to move the aileron between + 6˚with a 0.1˚accuracy. The controller must hold the aileron in place during the wind tunnel tests with the capacity to move the aileron at 1˚/s angular rate, under loading conditions.

The most significant constraint of the aileron control system is its safety. As the wing is representative of a real aircraft in terms of size and forces, the forces generated by the wing can

easily exceed the limits of the aerodynamic balance of the wind tunnel. The aileron can generate a significant gain on these forces therefore it is essential to ensure that the aileron does not exceed its maximum deflection under any circumstances, using electrical and mechanical stops. The system also needs to be reliable during the wind tunnel tests. To keep control of the aileron an emergency safety switch is present in the system, this switch stops the displacement of the aileron.

The second most significant constraint is the space occupied by the system as the wind tunnel installation is fixed and limited. Our system was built with this limitation in mind for the entire range of deflection angles. The electrical power supply of the aileron control system cannot exceed 120V because more electrical power is not available at the wind tunnel test area, moreover the proximity of other extremely electromagnetic sensitive sensors can induce electromagnetic interferences. Our custom actuation system design incorporated commercially available parts such as the motor drive, motor, sensors and linear actuator for safety, reliability and integration reasons. The actuation system must be able to communicate with the entire morphing wing control system using standard CANopen communication protocols thus necessitating the use of standard parts.

2. Technical solution

For the maximum loads scenarios, when the maximum hinge moment generated by the aerodynamic forces on the aileron is 370N.m, a calculation safety factor of 1,5 is applied so the safety factor leads to a hinge moment of 550N.m. This last value is used for the whole mechanical design.

The thickness of the wing at the hinge moment position is too small to consider positioning an electrical actuation system inside the wing or inside the aileron without changing the airfoil. The choice was made not to use hydraulic energy to actuate the aileron in order to simplify the system. Furthermore, the safety constraints and the torque generated by the aileron prevent an internal installation solution without changing the aerodynamic of the wing.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

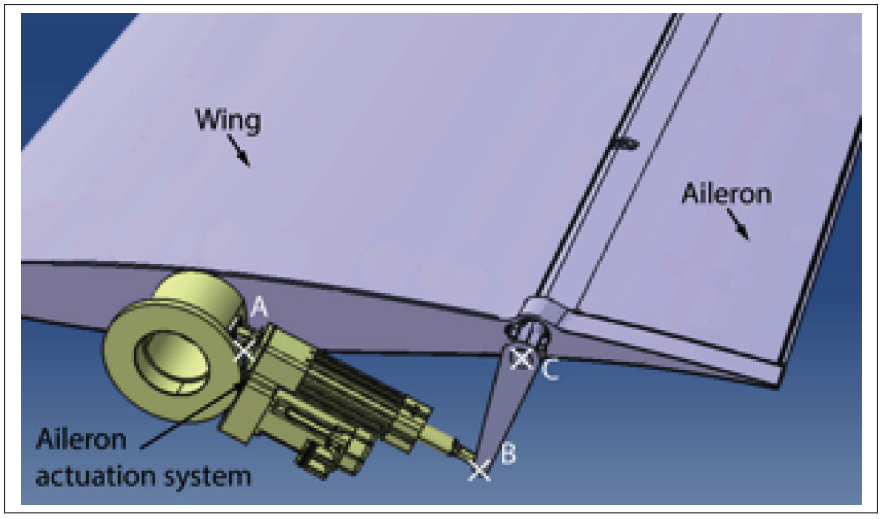


Figure-A IV-1 CAD overview of the entire system.

The mechanical actuation system is therefore placed outside the wing so that the actuation system is fixed to the first rib of the wing as seen in Fig. IV-1. To reduce the torque needed to move the aileron, the mechanical solution contains a lever arm linked to the axis of the hinge moment. This lever arm also converts the aileron torque to a linear strength. A linear actuator driven by a brushless direct current (BLDC) servomotor provides this linear strength using a "bronze nut technology" with an anti-backlash system. Using a linear actuator reduces the necessary torque generated by the motor for a given linear strength. Figure IV-1 presents a computeraided design (CAD) overview of the entire system. This representation shows the three points *A*, *B* and *C* to represent the kinematics of the aileron actuation system. The lever arm length is limited by the space available in the wind tunnel ; this length was used in the choice of the electrical motor, the motor drive and the linear actuator.

2.1 Mechanical equations

The system can be represented by a plain problem in terms of its mechanical modeling ; Fig. IV-2 presents the schematics of the mechanical assembly. This mathematical representation uses the three coordinate systems consisting of a point of reference with corresponding $\vec{x}$ and $\vec{y}$ axes. The main reference part is the wing, represented by $\vec{x_0}$, $\vec{y_0}$. The first coordinate system

$(A,\vec{x_0},\vec{y_0})$ is thus considered a reference and is fixed about the wing ; the second coordinate system $(B,\vec{x_1},\vec{y_1})$ is attached to the linear actuator. The third coordinate system $(C,\vec{x_2},\vec{y_2})$ is attached to the main axis of the lever arm.

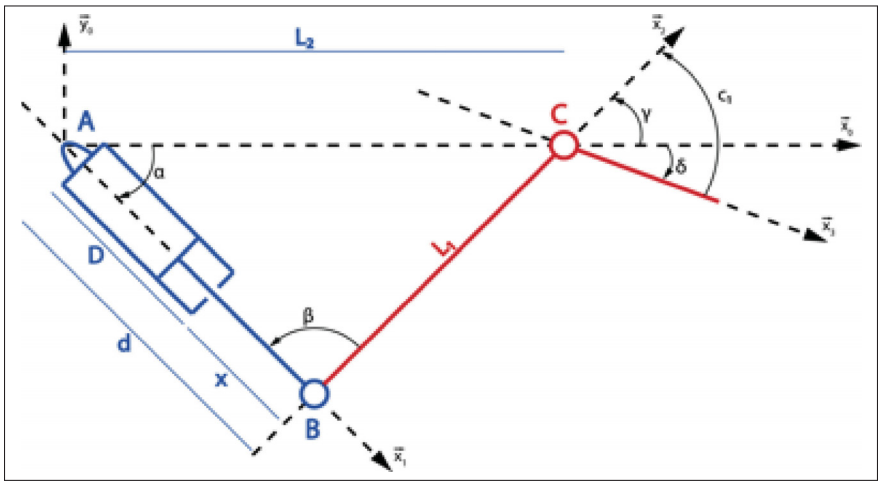


Figure-A IV-2 Schematics of the mechanical assembly.

In this representation three internal angles are defined. The α angle is defined as the angle between the $\vec{x_0}$ axis and the axis of the actuator, $\vec{x_1}$, at the A reference point. The β angle is formed by the linear actuator $\vec{x_1}$ axis and the lever arm $\vec{x_1}$ axis at the B reference point. Angle γ is formed by the $\vec{x_2}$ axis of the lever arm and the axis of reference, $\vec{x_0}$. The distances D, L_1 and L_2 are fixed distances and depend on the system design. The x distance is the parameter of the system and the control algorithm is based on its value. The equation A IV-1 presents the relationship between the linear actuator distances introducing the d distance corresponding to the variable distance of the entire linear actuation.

$$d = D + x \tag{A IV-1}$$

A joint diagram is presented in Fig. IV-3 ; this representation shows the interaction and joints between the parts. In Fig.IV-2 and IV-3 the numbers correspond to the parts listed in Table IV-1.

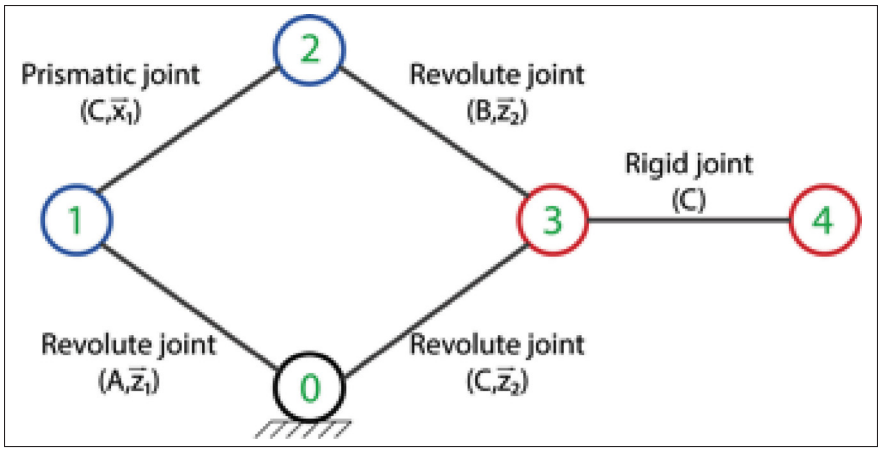


Figure-A IV-3 Schematics of the mechanical assembly.

As shown in Fig. IV-2 and IV-3, the joint between the wing and the linear actuator, and the joint between the wing and lever arm are revolute with A and C as points of application and $\vec{z}_0$and $\vec{z}_2$ as revolution axes respectively. The $\vec{z}$ axis is determined such that the coordinate system is orthonormal and direct. The joint between the linear actuator main frame and its arm is defined as a prismatic joint with $\vec{x}_1$ as axis and C as reference point. At point B, there is a revolute joint of the $\vec{z}_2$ axis is the joint between the actuator piston rod end and the lever arm.

Tableau-A IV-1 Components of the aileron control system.

Part number	Part
0	Wing (considered as reference)
1	Linear actuator main frame
2	Linear actuator piston rod end
3	Lever arm
4	Aileron

The system uses a rigid joint between the aileron lever arm and the aileron itself because a fixed-by-setup angle is defined. The representation presented offers the framework for equations A IV-2 to A IV-13.

Geometrical closure hypothesis gives :

$$\vec{0} = \vec{AB} + \vec{BC} + \vec{CA} \tag{A IV-2}$$

with

$$\vec{AB} = d.\vec{x_1} \tag{A IV-3}$$

$$\vec{BC} = L_1.\vec{x_2} \tag{A IV-4}$$

$$\vec{CA} = -L_2.\vec{x_0} \tag{A IV-5}$$

This leads to :

$$\vec{0} = d.\vec{x_1} + L_1.\vec{x_2} - L_2.\vec{x_0} \tag{A IV-6}$$

The projection of $\vec{x_1}$ and $\vec{x_2}$ in the reference point $(A, \vec{x_0}, \vec{y_0})$ leads to :

$$\vec{x_1} = cos\alpha\vec{x_0} - sin\alpha\vec{y_2} \tag{A IV-7}$$

$$\vec{x_2} = cos\gamma\vec{x_0} + sin\gamma\vec{y_2} \tag{A IV-8}$$

By projecting A IV-6 and A IV-7 on $\vec{x_0}$ and $\vec{y_0}$:

$$d.cos\alpha + L_1 cos\gamma - L_2 = 0 \tag{A IV-9}$$

$$-d.sin\alpha + L_1 sin\gamma = 0 \tag{A IV-10}$$

To have a system of equation with three equations and three mathematical unknowns, the following angle equation is used :

$$\alpha + \beta + \gamma = 180^\circ \tag{A IV-11}$$

Finally :

$$\begin{cases} d.cos\alpha + L_1 cos\gamma - L_2 = 0 \\ -d.sin\alpha + L_1 sin\gamma = 0 \\ \alpha + \beta + \gamma = 180^\circ \end{cases} \quad \text{(A IV-12)}$$

In this study, the control of the aileron deflection δ is the ultimate goal. The oriented angle between the aileron axis $\vec{x_3}$ and the axis $\vec{x_2}$ is introduced as a constant as follows equation A IV-13

$$\gamma - \delta = c_1 \quad \text{(A IV-13)}$$

By knowing c_1, the control of δ results in controlling γ. Employing the equation system A IV-12, the evolution of angles as a function of d can be represented.

2.2 The mechanical parts

This section provides details about the mechanical parts of the system. The synchronous servomotor is detailed in Table IV-2. In order to achieve the safety requirements, the servomotor is equipped with a built-in brake that can support twice the torque of the servomotor. To achieve the accuracy requirements, the servomotor is equipped with a high-resolution feedback encoder. All the characteristics presented in Table IV-2 are used for the Matlab/Simulink modeling presented in the third section of this paper. The details of the electrical modeling of the BLDC motor are presented in detail elsewhere [19-25]. In brief, the servomotor model is composed of three sub-models. First, the power stage provides the electrical power to each phase of the motor. Each phase is separated by 120 ˚along the stator perimeter, the motor is powered by a 120V direct current. Second, the three Hall sensors separated by 120˚detect the position of the rotor and trigger the power stage phase accordingly. Third, the encoder model gives to the drive the accurate angular position of the motor. The drive will use the position from the encoder feedback sensor to achieve the control in an internal closed loop.

The linear actuator was chosen according to the kinematics equations presented above. These equations helped to determine the maximum stroke of the linear actuator considering the space available in the wind tunnel installation and achieving only the maximum aileron displacement. To ensure the actuator could not exceed the limits that could lead to an overshot of the aileron deflection, the actuator is equipped with two limit switches linked to the motor drive that shutdown the motor when the limit of +- 6˚in the aileron deflection is reached.

Tableau-A IV-2 Characteristics of a BLDC servomotor.

Electrical data (unit)
Standstill torque (Nm)
Rated Speed (rpm)
Rated torque (Nm)
Peak current (A)
Peak torque (Nm)
Torque constant (Nm/A)
Voltage constant (mVmin)
Winding resistance (Ohm)
Winding inductance (mH)
Mechanical Data (unit)
Rotor moment of inertia (kgcm2)
Pole number
Static friction torque (Nm)

Concerning the linear actuator force sizing, the driving design parameter was the maximum hinge moment calculated by computational fluids dynamics (CFD) methods. Using a driving belt between the motor shaft and the actuator reduces the force needed to move the actuator. This setup gives a reduction ratio of 2 :1. The bronze nut technology used in the actuator provides an auto-blocking functionality such that even if no torque is applied at the motor shaft, the actuator keeps its linear position. The friction generated by the nut is important so it requires a lot of power to in order to allow displacement ; this power generates a lot of electromagnetic interference and can not be back driven.

The electrical power for the BLDC servomotor comes from a power and control drive. This drive provides electrical energy to each phase of the motor according to the Hall effect sensor present inside the motor. A Hall effect sensor is a transducer that varies its output voltage in response to a magnetic field [26], in this case the rotor creates a magnetic field seen by the Hall sensors giving information on the rotor position. Based on these feedback signals the drive is able to control the motor speed and position using a current control loop, a velocity control loop, and a position control loop. The motor drive receives the command signal from the main wing controller through an Ethernet interface, allowing the real-time control of the aileron.

Because of the safety, accuracy and reliability constraints, the choice was made to use an off-the-shelf control drive. As a result, the details of the motor drive were limited because the manufacturer protects information about the internal structure of the control drive algorithm.

3. System modeling using the Matlab/Simulink environment

To develop a control method for the aileron, it is necessary to have a representative model of the entire actuation system. This representation was built with multidisciplinary modeling in Matlab/Simulink as the software environment provides all the necessary tools. The simMechanics toolbox in Simulink was sufficient for modeling of the mechanical parts without further internal mechanical equations and models.

The modeling of this system was done in two major steps : in the first step, the modeling of the mechanical system using simMechanics in Simulink was made by importation of the CAD model and importation of the mass and inertia for each mechanical part. The parts are linked together using simMechanics joint blocks. The second step is the modeling of the electrical and power systems for the static and dynamic model in terms of tension and current.

The simMechanics modeling provides interesting features such as the import and visualization of the CAD model from 3D design software such as CATIA v5. An overview of the 3D mechanical system can be found in Fig. IV-4 ; this interface allows the visual control of the behavior of the system during simulation.

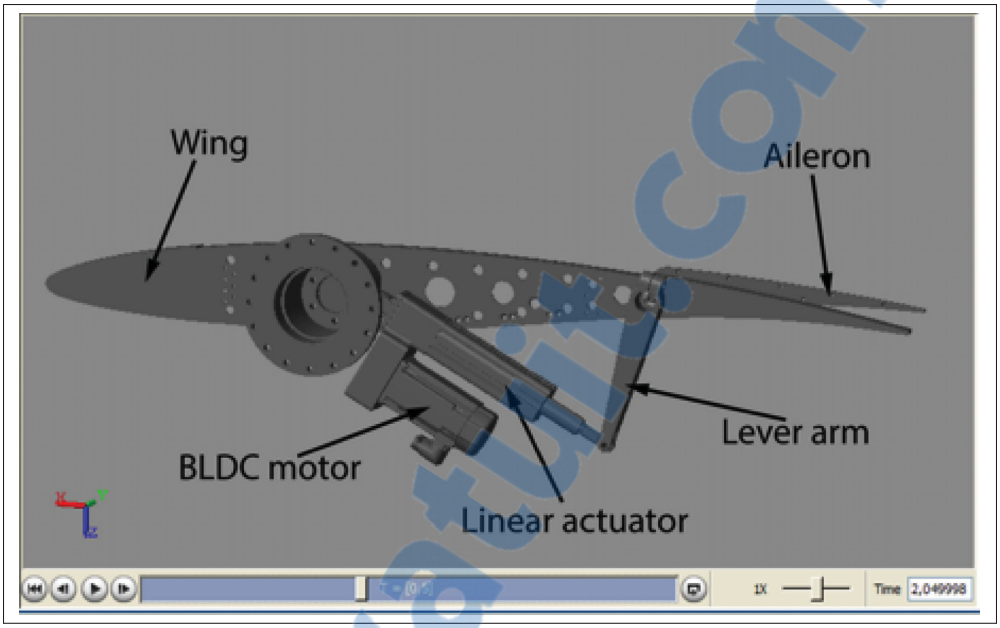


Figure-A IV-4 System overview in Matlab/Simulink.

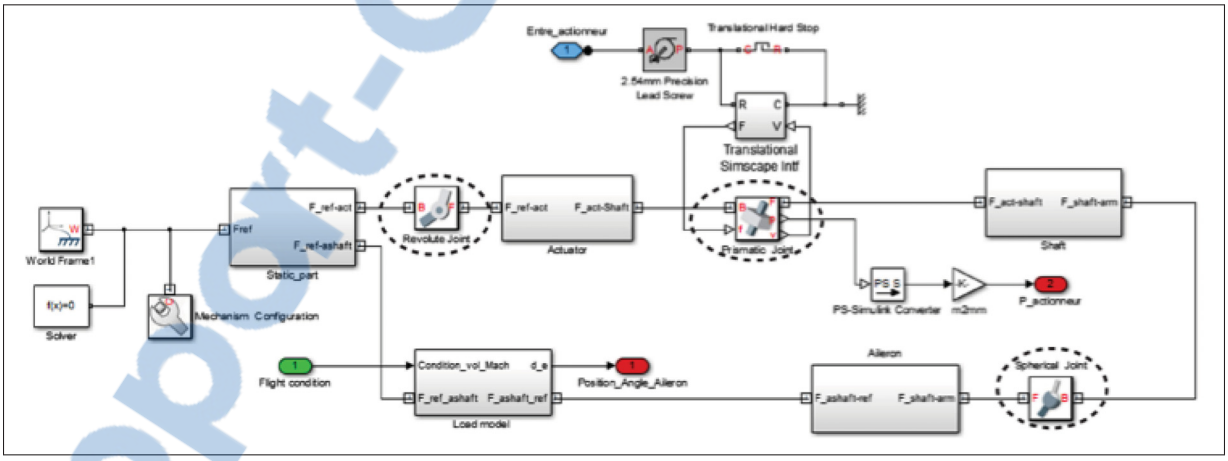


Figure-A IV-5 Mechanical system Simulink detailed diagram.

After the importation of geometrical parts, mass and inertia data for each part are implemented in the Simulink model. A model of the external forces is also added ; the external forces are the weight of system components and the aerodynamic forces. The weights are modeled by adding a gravity field to the entire mechanical model using features provided by Simulink. The aerodynamic forces are added as a resistive torque on the aileron shaft. At first approximation

Rapport-Gratuit.com

this resistive torque is modeled by a linear function of the aileron deflection angle ; a second approach considers modeling the aerodynamic forces using lookup tables to reflect the exact forces seen by the actuation system. All simulated elements are assumed infinite rigid elements and the structural elements compliance is neglected

The complete mechanical system modeled with Simulink using simMechanics is presented in Fig. IV-5 ; this model represents the mechanical pieces and the joints that link them together. Each mechanical part is represented by a sub-system ; this sub-system contains the loaded geometrical files as well as the mass and inertia information. Moreover each sub-system has at least two frame transformation blocks used to create new references in order to link the parts together, the default reference of each part is the same as the reference designed in CATIA V5. The circles in Fig. IV-5 identify the joints of the mechanical system. The prismatic joint contains more inputs than others because it creates the movement and monitors the linear displacement of the actuator. The kinematic modeling used in Matlab/Simulink is realized using equations A IV-1 to A IV-13.

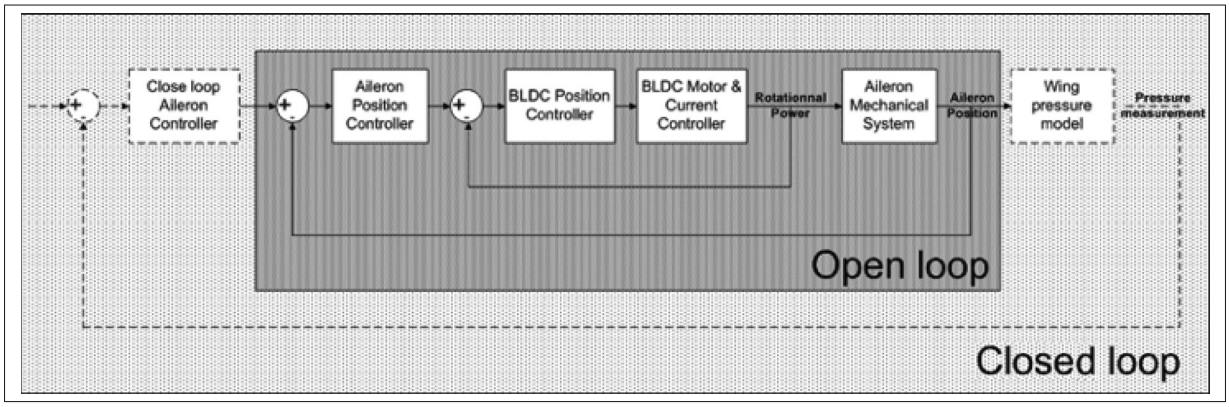


Figure-A IV-6 Global control diagram.

After the validation of the mechanical parts of the Simulink model, a simplified but representative model of the motor and motor drive were developed. The motor model is based on a generic BLDC model available in Simulink and considers the parameters provided by the motor manufacturer, listed in Table IV-2.

The motor drive model was made using only the general control loop for the BLDC motor. This modeling aims to be representative, but because of unknown internal parameters, it is difficult to reproduce the same response as the one provided by the manufactured drive. The manufactured drive takes into account more parameters for the position control such as the motor acceleration profile, the inertia influence of the load and the system dynamics influence on the motor. The model presented here does not take these parameters into account.

The main position control loop of the drive can be divided into three smaller control loops. The first and closest to the hardware motor loop is a current loop (not shown in Fig. IV-6) as the motor is controlled with current. Over the current loop a speed control loop is designed, this control loop ensures that the motor achieves the correct rotational speed to directly impact the aileron displacement speed. Over the two previous loops, an angular position loop is integrated ; this loop controls the angular position of the motor based on the current loop and the speed loop.

As introduced in Section 1, within the project there is an open loop and a closed loop. In order to achieve the closed loop control for the aileron, accurate modeling of all systems for static and dynamic cases is required. Figure 6 shows the main control diagram architecture. This diagram shows the previously defined loops at the full project scale and at the aileron control scale. As the aileron control does not consider the wing pressure model presented in Fig. IV-6, the closed loop could not be taken into account.

Figure IV-7 presents a time response of the entire simulation model with the full-scale open loop controller ; the command and the response to this command are shown. The method used in this control is a Proportional, Integral, Derivative (PID) method. The first tests with the real actuation system provided a better response in terms of static error, the difference between the simulation results and the actual response of the mechanical system could be explained by the more complex control solution provided by the manufacturer. For a first design approach, the results provided by our modeling are accurate enough to validate our multidisciplinary modeling approach meeting the required 0.1˚accuracy. This modeling is based on a systems

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES

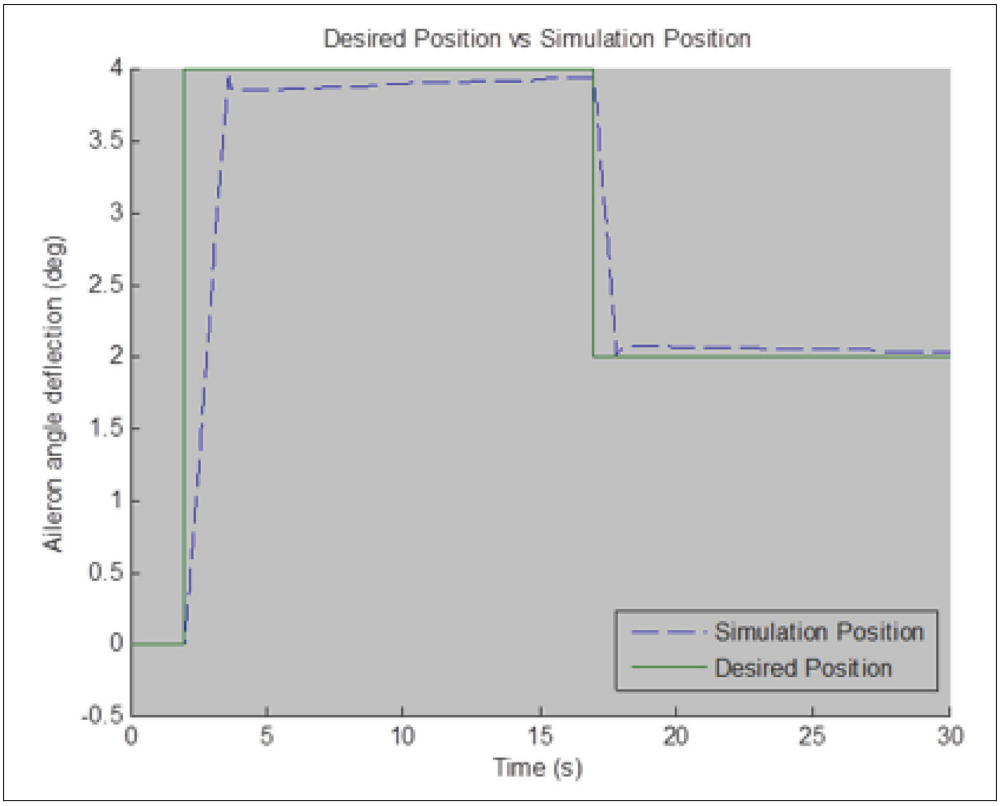


Figure-A IV-7 Time response of the entire system.

engineering approach that takes into account the main requirements and limitations to design a preliminary model and validate its feasibility.

4. Conclusion

This type of approach provides flexibility in terms of mechanical design and part choice creating a powerful and comprehensive system for analysis and control design. At the same time, it remains possible to validate the design according to a particular requirement. This application is a good example of a multidisciplinary project as is the modeling method used. The systemic approach is currently being used for the rest of the morphing wing project, particularly for the wing skin actuator but also for the modeling of pressure sensors to close the main morphing wing control loop. The modeling is an essential part of the project allowing us to predict the

behavior of complex systems and ensure the wind tunnel testing provides the expected results within a defined range for the safety of people and equipment.

5. Acknowledgments

We would like to thank for the funding to the companies Bombardier Aerospace and Thales, as well as to the Aerospace Research and Innovation Consortium in Quebec (CRIAQ) and to the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC).

We are very grateful to the industrial teams from Thales, Mr. Philippe Molaret and Bernard Blouin as well as to Bombardier, Mr. Patrick Germain and Mr. Fassi Kafyeke for their contributions and project definition.

In addition, we would like to thank for their advice regarding aileron system sizing to the CNRC team, mainly to Mr. Erik Sherwood and to Masters Student David Barry and Dr. Simon Joncas. Thanks are dues also to Mr. Tristan Ayrault, in the writing of equations used in this paper.

6. References

[1] Gagné, J., Murrieta, A., Botez, R., Labour, D., "New method for aircraft fuel saving using Flight Management System and its validation on the L-1011 aircraft," presented at the 2013 Aviation Technology, Integration, and Operations Conference, Los Angeles USA, 2013.

[2] Murrieta-Mendoza, A., Botez, R., Ford, S., "Estimation of Fuel Consumption and Polluting Emissions Generated during the Missed Approach Procedure," presented at The 33nd IASTED International Conference on Modeling, Identification, and Control (MIC 2014) Innsbruck, Austria, 2014.

[3] Felix Patron, R. S., Botez, R. M., & Labour, D. "New altitude optimization algorithm for the flight management system CMA-9000 improvement on the A310 and L-1011 aircraft," Royal Aeronautical Society, 117(1194), 787-805. 2013.

[4] Hamel, C., Sassi, A., Botez, R., Dartigues, C., "Cessna Citation X Aircraft Global Model Identification from Flight Tests," SAE International Journal of Aerospace. 6(1) :106-114, 2013, doi :10.4271/2013-01-2094

[5] Vincent, J-B., Botez, R., Popescu, D., Ghazi, G., "New methodology for a business aircraft model Hawker 800 XP stability analysis using Presagis FLsim," AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. Guidance, Navigation, and Control and Co-located Conferences : American Institute of Aeronautics and Astronautics ; 2012.

[6] Boughari, Y., Botez, R., Ghazi, G., Theel, F., "Evolutionary Algorithms for Robust Cessna Citation X Flight Control," SAE Technical Paper 2014-01-2166, 2014, doi :10.4271/2014-01-2166.

[7] Barbarino, S., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M. I., and Inman, D. J., ”A review of morphing aircraft”. Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 2011. 22(9) : p. 823-877, doi :10.1177/1045389X11414084

[8] Sommerer, A., T. Lutz, and S. Wagner. ”Numerical optimisation of adaptive transonic airfoils with variable camber”. in Proceedings of the 22nd International Congress of the Aeronautical Sciences. 2000.

[9] Wadehn, W., Sommerer, A., Lutz, T., Fokin, D., Pritschow, G., Wagner, S., ”Structural concepts and aerodynamic design of shock control bumps”. International Council of the Aeronautical Sciences,Paper 66R1, 2002.

[10] Wlezien, R.W., Horner, G.C., McGowan, A-M. R., Padula, S.L., Scott, M. A., Silcox, R. J., Simpson, J. O., ”The Aircraft Morphing program”. in Smart Structures and Materials 1998 Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, March 3, 1998 - March 5, 1998. 1998. San Diego, CA, United states : SPIE, doi : 10.1117/12.310633.

[11] Gomez, J.C. and Garcia, E., ”Morphing unmanned aerial vehicles”. Smart Materials and Structures, 2011. 20(10) : p. 103001, doi : 10.1088/0964-1726/20/10/103001.

[12] Abdullah, E.J., Bil, C., Watkins, S., ”Numerical simulation of an adaptive airfoil system using SMA actuators.” in 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. 2010, doi :10.2514/6.2010-1209.

[13] Popov, A.V., Labib, M., Fays, J., Botez, R.M., ”Closed-loop control simulations on a morphing wing.” Journal of Aircraft, 2008. 45(5) : p. 1794-1803, doi 10.2514/1.37073.

[14] Kammegne, M.J.T., Grigorie, T., Botez, R.M., Koreanshi, A., ” Design and validation of a position controller in the Price-Païdoussis wind tunnel ” presented at The 33nd IASTED International Conference on Modelling, Identification, and Control (MIC 2014) Innsbruck, Austria, 2014. doi : 10.2316/P.2014.809-094.

[15] Mosbah, A.B., Salinas, M., F., Botez, R.M., Dao, T-M., ”New Methodology for Wind Tunnel Calibration Using Neural Networks-EGD Approach.” SAE International Journal of Aerospace, 2013. 6(2) : p. 761-766, doi : 10.4271/2013-01-2285.

[16] Drela, M., "Implicit implementation of the full eN transition criterion", AIAA paper 2003-4066, 2003.

[17] Mack, L. M., "Transition and laminar instability", Jet Propulsion Laboratory Publication 77-15, 1977.

[18] Popov, A.V., Botez, R.M., Labib, M., "Transition point detection from the surface pressure distribution for controller design", Journal of Aircraft, Vol. 45, (1), 2008.

[19] Krishnan, R., ”Electric motor drives : modeling, analysis, and control.” Prentice Hall, Upper saddle River, NJ.ISBN 0130910147, 2001.

[20] Mohan, N.,” Power electronics : a first course ”. Wiley, ISBN 1118074807, 2012.

[21] Irwin, J., Kazmierkowski, M. P., Krishman, R., Blaabjerg, F., ”Control in power electronics : selected problems.” Academic press, ISBN 0080490786, 2002.

[22] Leonhard, W., ”Control of electrical drives”. Springer, ISBN 3540418202, 2001.

[23] Bishop, R.H. and R.C. Dorf, ”Modern control systems.”, Prentice Hall College Division, ISBN 0131277650, 2004.

[24] Krishnan, R., ”Permanent magnet synchronous and brushless DC motor drives.” CRC press, ISBN 1420014234, 2010.

[25] Baldursson, S., ”BLDC Motor Modeling and Control-A Matlab®/Simulink® Implementation.” Masters thesis, Electrical Power Engineering Department, Institutionen för Energi och Miljö, 2005.

[26] Ramsden, Ed., ”Hall-effect sensors : theory and applications” Second illustrated edition. Elsevier. ISBN 0-7506-7934-4, 2006

LISTE DE RÉFÉRENCES

Adrian, R. J. et J. Westerweel, 2011. *Particle image velocimetry*. Cambridge : Cambridge University Press, –xxvi, 558 pages p.

Airbus. 2014. « Test programme and certification ». En ligne. <http://www.airbus.com/company/aircraft-manufacture/how-is-an-aircraft-built/test-programme-and-certification/>. Consulté le 22 septembre 2015.

Austin, F., M. J. Rossi, W. Van Nostrand, G. Knowles, et A. Jameson. 1994. « Static shape control for adaptive wings ». *AIAA journal*, vol. 32, n° 9, p. 1895–1901.

Aviation, N. A. 2002. « XB-70 Valkyrie ». En ligne. <http://www.x-plane.org/users/aorr/rcvalkyriestory.html>. Consulté le 22 septembre 2015.

Barbarino, S., O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, et D. J. Inman. 2011. « A Review of Morphing Aircraft ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, n° 9, p. 823-877.

Barrett, R., R. Gross, et F. Brozoski. 1997. « Design and testing of a subsonic all-moving adaptive flight control surface ». *AIAA journal*, vol. 35, n° 7, p. 1217–1219.

Bazergui, A., 2002. *Résistance des matériaux*.

Berton, B. 2006. *Shape memory alloys application : trailing edge shape control*. Technical report.

Blondeau, J., J. Richeson, et D. Pines. 2003. Design of a morphing aspect ratio wing using an inflatable telescoping spar. *Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, p. –. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi : 10.2514/6.2003-1718. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2003-1718>.

Bolonkin, A. et G. B. Gilyard, 1999. *Estimated benefits of variable-geometry wing camber control for transport aircraft*.

Bruun, H. H., 1995. *Hot wire anemometry : principles and signal analysis*. New York : Oxford Unversity Press, –xxiii, 507 p. p.

Bye, D. et P. McClure. 2007. Design of a morphing vehicle. *Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, p. –. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi : 10.2514/6.2007-1728. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2007-1728>.

Chakraborty, I., D. N. Mavris, M. Emeneth, et A. Schneegans. 2015. « A methodology for vehicle and mission level comparison of More Electric Aircraft subsystem solutions : Application to the flight control actuation system ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, vol. 229, n° 6, p. 1088–1102.

Cronin, M. 1990. « The all-electric aircraft ». *IEE Review*, vol. 36, n° 8, p. 309–311.

Cuji, E. et E. Garcia. 2008. « Prediction of aircraft dynamics with shape changing wings ». In *The 15th International Symposium on : Smart Structures and Materials & Nondestructive Evaluation and Health Monitoring*. p. 69282B–69282B. International Society for Optics and Photonics.

de Bath, U. Novembre 2011. « LOCKHEED AGILE HUNTER KILLER AIRCRAFT ». En ligne. <http://people.bath.ac.uk/prp24/website3/New_Aircraft_Structures/Morphing/Entries/2011/11/13_Latest_Concept.html>. Consulté le 22 septembre 2015.

Doepke, E. B., D. Kim, et M. Philen. 2015. « Design and Test of a FMC Actuated Morphing Spoiler ».

Fanchon, J.-L., 2007. *Guide des sciences et technologies industrielles*.

Fisher, D. F. et J. Robert R. Meyer. October 1988. *Flow visualization techniques for flight research*. Technical Report NASA Technical Memorandum 100455.

Galbraith, R. et F. Coton, 1990. *"Two-Dimensional,Incompressible Aerofoil Design and Analysis," Computational Methods in Viscous Aerodynamics*, volume pp. 331–367. Ashurst Lodge, Southampton, U.K. : Computational Mechanics Publications.

Grigorie, T., A. Popov, et R. Botez. June 2014 2014. « Control Strategies for an Experimental Morphing Wing Model ». In *AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference*. (Atlanta, GA 2014).

Holmes, B. J., P. D. Gall, C. C. Croom, G. S. Manuel, et W. C. Kelliher. 1986. *A new method for laminar boundary layer transition visualization in flight : Color changes in liquid crystal*. Technical Report NASA-TM-87666, NAS 1.15 :87666.

IATA, I. A. T. A. 2013. « The IATA Technology Roadmap 2013. 3rd Edition ». En ligne. <http://www.iata.org/whatwedo/environment/Documents/technology-roadmap-2013.pdf>. Consulté le 22 septembre 2015.

Ivanco, T., R. Scott, M. Love, S. Zink, et T. Weisshaar. 2007. Validation of the lockheed martin morphing concept with wind tunnel testing. *Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, p. –. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi : 10.2514/6.2007-2235. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2007-2235>.

Jones, R. 2002. « The more electric aircraft—assessing the benefits ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G : Journal of Aerospace Engineering*, vol. 216, n° 5, p. 259–269.

Joseph, L. A., A. Borgoltz, et W. Devenport. Juin 2014. « Transition Detection for Low Speed Wind Tunnel Testing using Infrared Thermography ». In *American Institute of Aeronautics and Astronautics*. American Institute of Aeronautics and Astronautics : American Institute of Aeronautics and Astronautics.

Labergere, E. 2010. « Développement d'une méthode de détection de la transition laminaire/-turbulent par caméra infrarouge sur un véhicule ultra-profilé ». Master's thesis, Haute Ecole LEONARD de VINCI, ECAM, A.S.B.L. Institut Supérieur Industriel, 78 p.

Lim, S. M., S. Lee, H. C. Park, K. J. Yoon, et N. S. Goo. 2005. « Design and demonstration of a biomimetic wing section using a lightweight piezo-composite actuator (LIPCA) ». *Smart Materials and Structures*, vol. 14, n° 4, p. 496.

Marchand, L. 2011. *MEC6405 Analyse Expérimentale des contraintes, Le pont de wheatstone*. Ecole Polytechnique montréal.

Martin, C. A., J. N. Kudva, F. Austin, A. Jardine, L. B. Scherer, A. J. Lockyer, et B. F. Carpenter. 1998. *Smart materials and structures-smart wing. volumes 1, 2, 3 and 4*. Technical report.

Massé, L. 2015. « Conception d'un banc d'essai destiné aux tests statiques structuraux d'une aile morphable. ». M. sc a, Ecole de Technologie supérieure, ETS.

McCormick, B. W., B. W. McCormick, et B. W. McCormick, 1995. *Aerodynamics, aeronautics, and flight mechanics*, volume 2.

Meyer,Robert R., J. et A. J. Lisa. 1985. *In-flight surface oil-flow photographs with comparisons to pressure distribution and boundary-layer data*. Technical Report TP-2395.

Michaud, F., S. Joncas, et R. Botez. 2013. « Design, manufacturing and testing of a small-scale composite morphing wing ».

Micro-Measurements. 2014a. « General Purpose Strain Gages - Linear Pattern ». En ligne. <http://www.vishaypg.com/docs/11200/125lw.pdf>. Consulté le 22 septembre 2015.

Micro-Measurements. 2014b. « General Purpose Strain Gages - Rectangular Rosette ». En ligne. <http://www.vishaypg.com/docs/11198/125lr.pdf>. Consulté le 22 septembre 2015.

M.Mack, L. May 15 1977. *Transition and laminar instability*. Technical Report JPL Publication 77-15.

Moir, I. et A. Seabridge, 2011. *Aircraft systems : mechanical, electrical and avionics subsystems integration*, volume 52.

Monner, H. P., H. Hanselka, et E. J. Breitbach. 1998. « Development and design of flexible fowler flaps for an adaptive wing ». In *5th Annual International Symposium on Smart Structures and Materials*. p. 60–70. International Society for Optics and Photonics.

Mosbah, A. B., M. F. Salinas, R. Botez, et T.-m. Dao. 2013. *New methodology for wind tunnel calibration using neural networks-egd approach*. Technical report.

Rapport-Gratuit.com

Mosharov, V. E., V. N. Radchenko, et E. S. Shapoval. Juin 2012. « Visualization of boundary layer transittion by shear sensitive liquid crystals at subsonic flow velocities ». In *15th International Symposium on Flow Visualization*.

Mébarki,Ybarki, Y., M. Mamou, et M. Genest. 2009. « Infrared measurements of transition location on the CRIAQ project morphing wing model ». *Nuclear Regulatory Commission Paper LTR-AL-2009-0075*.

NASA. mars 2014. « Adaptive Compliant Trailing Edge Flight Experiment ». En ligne. <http://www.nasa.gov/centers/armstrong/research/ACTE/index.html>. Consulté le 22 septembre 2015.

NASA. mai 2015. « Surface Oil Flow ». En ligne. <https://www.grc.nasa.gov/www/K-12/airplane/tunvoil.html>. Consulté le 22 septembre 2015.

NI, N. I. Juillet 2013. « NI VeriStand Engine Architecture ». En ligne. <http://www.ni.com/product-documentation/13033/en/>. Consulté le 22 septembre 2015.

Perkins, D., J. Reed, et E. Havens. avril 2004. Morphing wing structures for loitering air vehicles. *Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences*, p. –. American Institute of Aeronautics and Astronautics. doi : 10.2514/6.2004-1888. <http://dx.doi.org/10.2514/6.2004-1888>.

Pingstone, A. 2003. « The position of the leading edge slats on an airliner (Airbus A310-300). ». En ligne. <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Wing.slat.600pix.jpg>. Consulté le 22 septembre 2015.

Popov, A. V., R. M. Botez, et M. Labib. 2008. « Transition Point Detection from the Surface Pressure Distribution for Controller Design ». *Journal of Aircraft*, vol. 45, n° 1, p. 23–28.

Popov, A. V., L. T. Grigorie, R. M. Botez, M. Mamou, et Y. Méarki. 2010. « Closed-Loop Control Validation of a Morphing Wing Using Wind Tunnel Tests ». *Journal of Aircraft*, vol. 47, n° 4, p. 1309–1317.

Rae, W. H. et A. Pope, 1984. *Low-speed wind tunnel testing*. New York, N.Y. : J. Wiley and Sons, –xiii, 534 p. p.

Rosenfeld, M. 1972. « Predictive Testing of Aircraft Structures ». *Testing for Prediction of Material Performance in Structures and Components*, vol. 515, p. 285.

Sainmont, C., I. Paraschivoiu, et D. Coutu. 2009. « Multidisciplinary approach for the optimization of a laminar airfoil equipped with a morphing upper surface ». In *NATO AVT-168 Symposium on Morphing Vehicles*.

Schlichting, H. 1968. « Boundary-layer theory ».

semiconductor, K. « XCQ-062 ». En ligne. <http://www.advizia.com/v41/ModelDetail.asp?User=KuliteTransducers&PkgOrder=186&Rnd=429>. Consulté le 22 septembre 2015.

Shortal, J. A. et B. Maggin. 1946. *Effect of sweepback and aspect ratio on longitudinal stability characteristics of wings at low speeds*. Technical report.

Smith, A. et N. Gamberoni. 1956. *Transition, pressure gradient and stability theory*. Technical report.

Sofla, A., S. Meguid, K. Tan, et W. Yeo. 2010. « Shape morphing of aircraft wing : Status and challenges ». *Materials & Design*, vol. 31, n° 3, p. 1284–1292.

Tassinari, R., 1992. *Pratique de l'analyse fonctionnelle*.

University, T. A. 2004. « DARPA's Morphing Program ». En ligne. <http://dnc.tamu.edu/projects/flowcontrol/Morphing/public_html/darpa.html>. Consulté le 22 septembre 2015.

van Ingen, J. 1956. *A suggested semi-empirical method for the calculation of the boundary layer transition region*. Technical Report Technische Hogeschool Delft, Vliegtuigbouwkunde, Rapport VTH-74.

Weisshaar, T. A. 2006. *Morphing aircraft technology-new shapes for aircraft design*. Technical report.

Wikimedia. 1970. « Mikoyan-Gurevich MiG-23 ». En ligne. <https://en.wikipedia.org/wiki/Mikoyan-Gurevich_MiG-23>. Consulté le 22 septembre 2015.

Wikimedia. juillet 2006a. « Grumman F-14 Tomcat ». En ligne. <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Grumman_F-14_Tomcat.png>. Consulté le 22 septembre 2015.

Wikimedia. mars 2006b. « Bell X-5 ». En ligne. <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Bell-X5-Multiple.jpg>. Consulté le 22 septembre 2015.

Wikimedia. 2012. « Makhonine (MAK) 123 ». En ligne. <https://it.wikipedia.org/wiki/MAK.123#/media/File:Mak.123_3-view.svg>. Consulté le 22 septembre 2015.

Wright, O. 1920. « Part of "The Dream of Flight" online exhibit in the American Treasures section at the U.S. Library of Congress. ». En ligne. <http://www.loc.gov/exhibits/treasures/images/wb0056s.jpg>. Consulté le 22 septembre 2015.

Rapport-gratuit.com
LE NUMERO 1 MONDIAL DU MÉMOIRES