THÈSE

En vue de l'obtention du

DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Institut National Polytechnique de Toulouse (Toulouse INP)

Discipline ou spécialité :

Dynamique des fluides

Présentée et soutenue par :

M. YANNICK BMEGAPTCHE TEKAP

le vendredi 14 octobre 2022

Titre :

Conception, étude expérimentale et analyse physique d'une configuration d'aile d'avion et de son volet hypersustentateur de type AIRBUS A320 en morphing, en échelle proche de 1

Ecole doctorale :

Mécanique, Energétique, Génie civil, Procédés (MEGeP)

Unité de recherche :

Institut de Mécanique des Fluides de Toulouse (IMFT)

Directeur(s) de Thèse :

MME MARIANNA BRAZA

M. JEAN-FRANÇOIS ROUCHON

Rapporteurs :

M. ERIC GONCALVES, ENSMA POITIERS

M. HORIA HANGAN, WINDEE RESEARCH INSTITUTE - U. W ONTARIO

Membre(s) du jury :

MME HENDA DJERIDI, INP GRENOBLE, Président

M. DENIS DARRACQ, AIRBUS FRANCE, Membre

M. GILLES HARRAN, TOULOUSE INP, Invité(e)

M. JEAN-FRANÇOIS ROUCHON, TOULOUSE INP, Membre

MME MARIANNA BRAZA, TOULOUSE INP, Membre

M. RÉDOUANE ZITOUNE, UNIVERSITE TOULOUSE 3, Membre

Abstract

This thesis is part of the European project H2020 N° 723402, "Smart Morphing & Sensing for aeronautical configurations" (http://smartwing.org/SMS/EU/), and its main objective is to carry out the design and prototyping of an aircraft wing on a scale close to 1 with its morphing high-lift flap for wind tunnel studies in take-off and landing configurations. It is thus a multidisciplinary project combining new actuators and electroactive sensors to increase aerodynamic efficiency and reduce vibrations and noise in order to improve the overall aerodynamic performance of aircraft. After carrying out a review of the literature on the state of the art on the concept of morphing, the physics of turbulent flow around a wing, the state of the art on smart materials, actuators, adaptive structure, we have carried out several studies which can be summarized according to three major contributions. The first part of the studies focused on the design and prototyping of a two-element wing with a morphing high-lift flap. We have during this study, participated in the development of an innovative actuation system by Shape Memory Alloy (SMA) in collaboration with LAPLACE, MIT and AIRBUS ETCT. Based on AIRBUS data and specifications, the transition to full-scale actuators for camber control was studied. Based on a simple parametric hinged structure, analytical models for shape evaluation, force balance, actuators, skin technologies and hinges were developed. The second contribution concerns the experimental aerodynamic characterization of the prototypes that have been built. We performed the aerodynamic evaluation within the IMFT S1 wind tunnel and the POLIMI wind tunnel of the two-element wing prototype equipped with an innovative fluctuating pressure sensor system. The third contribution concerns the studies carried out on the MINOTHOR project ("Morphing in THOR") between AIRBUS ETCT (Emerging Technology and Concept of Toulouse), IMFT and LAPLACE in view of a flight test on the THOR drone (Test of High-Tech Objectives in Reality).

Keywords : Morphing, Smart materials, Shape memory alloy , Aerodynamics, Fluid-Structure Interaction, Finite Element Analysis, PIV measurement, Actuators, Windtunnel.

Résumé

La présente thèse s'inscrit dans le cadre du projet européen H2020 N° 723402, "Smart Morphing & Sensing for aeronautical configurations" (http://smartwing.org/SMS/EU/), et elle a pour principal objectif d'effectuer le design et le prototypage d'une aile d'avion à l'échelle proche de 1 avec son volet hypersustentateur en morphing pour les études en soufflerie dans les configuration de décollage et d'atterrissage. Il s'agit ainsi d'un projet multidisciplinaire associant de nouveaux actionneurs et capteurs électroactifs pour augmenter l'efficacité aérodynamique et atténuer les vibrations et le bruit afin d'améliorer globalement les performances aérodynamiques des aéronefs. Après avoir effectué une revue de la littérature portant sur l'état de l'art sur le concept de morphing, la physique de l'écoulement turbulent autour d'une aile, l'état de l'art sur les matériaux intelligents, actionneurs, structures adaptatives, nous avons effectué plusieurs études qui peuvent se résumer suivant trois contributions majeures. La première partie des études a porté sur le design et le prototypage d'une aile à deux éléments avec un volet hypersustentateur en morphing. Nous avons au cours de cette étude, participé au développement d'un système d'actionnement innovant par Alliage à Mémoire de Forme (AMF) en collaboration avec le LAPLACE, MIT et AIRBUS ETCT. À partir des données et des spécifications d'AIRBUS, la transition vers des actionneurs à échelle réelle pour le contrôle de la cambrure à été étudiée. Sur la base d'une structure articulée paramétrée simple, des modèles analytiques pour l'évaluation de la forme, l'équilibre des forces, les actionneurs, les technologies de peau et les charnières ont été développés. La deuxième contribution porte sur la caractérisation aérodynamique expérimentale des prototypes qui ont été construit. Nous avons effectué l'évaluation aérodynamique au sein de la soufflerie de l'IMFT S1 et la soufflerie de POLIMI du prototype d'aile à deux éléments équipé d'un système de capteur de pression fluctuante innovant. La troisième contribution porte sur les études menées sur projet MINOTHOR ("Morphing in THOR") entre AIRBUS ETCT (Emerging Technology and Concept de Toulouse), l'IMFT et le LAPLACE en vu d'un essai en vol sur le drône THOR (Test of High-Tech Objectives in Reality).

Mots-clefs : Morphing, Matériaux intelligents, Alliages à mémoire de forme, Aérodynamique, Interaction fluide-structure, Analyse éléments finis, Mesures PIV, Actionneurs, Soufflerie.

Dédicace

Je dédie cette thèse à ma feue grande soeur GANSOP TEKAP Merline Flore

Remerciements

Après de longues années passées au sein de l'Institut de Mécanique de Fluide de Toulouse et au LAPLACE, je tiens à remercier toutes les personnes qui ont participé de près ou de loin à ce projet de recherches et qui ont contribué à son aboutissement.

Je tiens, plus particulièrement à exprimer ma gratitude envers ma directrice de thèse, Dr. Marianna BRAZA qui a su diriger avec brio ces travaux au sein d'une dynamique de recherche riche et multidisciplinaire. Je la remercie pour ses grandes capacités d'écoute ainsi que pour sa vision d'ensemble qui a participé à apporter une cohérence scientifique au projet. Je la remercie également pour m'avoir apporté son savoir-faire dans l'organisation des tâches, l'analyse et la synthèse des résultats. De même, j'aimerais saluer le soutien sans faille de mes co-encadrants, Pr. Jean-Françcois ROUCHON et Dr. Gilles HARRAN. Ils ont fait preuve d'une disponibilité indéfectible et ont apporté à chaque fois un point de vue pertinent sur les problèmes auxquels j'ai dû faire face. Je remercie chacun des membres du jury d'avoir accepté d'évaluer mes travaux de thèse. En particulier, je remercie le Prof. Horia HANGAN et Prof. Eric GONCALVES pour avoir rapporté mon travail, pour leurs lectures détaillées et leurs remarques pertinentes.

Mes travaux de recherches s'étant été effectués conjointement à l'IMFT et le LAPLACE, au sein d'une équipe dynamique et pluridisciplinaire. Je tiens à remercier ainsi les autres enseignants-chercheurs du laboratoire pour leurs retours et conseils. J'ai également une pensée pour le personnel du laboratoire. Merci pour votre bonne humeur et pour les nombreuses discussions lors des pauses déjeuner. Je veux particulièrement exprimer ma gratitude en l'endroit de M. Dominique HARRIBEY, M. Ruddy SOEPARNO.

Je souhaite aussi remercier tous les doctorants et certains déjà docteur, avec qui j'ai eu la chance d'échanger durant cette thèse. Je remercie d'abord les doctorants du groupe ASI de l'IMFT et du groupe GREM3 du LAPLACE. Je vous suis très reconnaissant pour les liens de solidarité et d'amitié que nous avons tissés ensemble. Vous m'avez été d'un grand soutien moral et scientifique, et j'espère avoir pu l'être pour vous également. J'adresse un remerciement particulier à Abderahmane MAROUF, Mateus CARVALHO, Jean-Baptiste Tô, Gurvan JODIN et Nicolas SIMIRIOTIS pour les moments formidables que nous avons

passé durant ces dernières années autour d'un projet scientifique d'envergure.

Ma gratitude va également en l'encontre de tout mes amis qui m'ont de près ou de loin soutenu et encouragé d'une quelconque manière durant mes années de thèse.

Pour finir par ce qui m'est cher, je tiens à témoigner ma sincère gratitude à ma précieuse famille qui m'a soutenue et m'a donné la force de terminer ce travail. Je pense à mon feu père David, à feue grande soeur Merline, à ma tendre mère Denise, à mes grandes soeurs Blandine, Eliane, Annie et à mon grand frère Patrick.

Table des matières

1 Synthèse bibliographique **6**
- 1.1 Introduction . . . 7
- 1.2 État de l'art sur le concept de "morphing" . . . 7
  - 1.2.1 Définition du morphing . . . 7
  - 1.2.2 Classification du morphing . . . 7
  - 1.2.3 Historique et différentes approches du morphing . . . 9
- 1.3 Physique de l'écoulement turbulent autour d'une aile . . . 13
  - 1.3.1 Forces et moments aérodynamiques . . . 13
  - 1.3.2 Écoulements laminaires et turbulents . . . 16
    - 1.3.2.1 Les fondements de la turbulence . . . 16
    - 1.3.2.2 Caractéristiques de la turbulence . . . 16
  - 1.3.3 Les structures cohérentes . . . 18
  - 1.3.4 Contrôle de l'écoulement et de la turbulence - Interaction fluide-structure . . . 19
- 1.4 État de l'art sur les matériaux intelligents et actionneurs . . . 20
  - 1.4.1 Les matériaux piézo-électriques . . . 20
  - 1.4.2 Les matériaux électrostrictifs . . . 22
  - 1.4.3 Les matériaux magnétostrictifs . . . 22
  - 1.4.4 Les Alliages à Mémoire de Forme (AMF) . . . 22
    - 1.4.4.1 Définition et généralités sur les AMF . . . 22
    - 1.4.4.2 Comportement themomécanique des AMF . . . 23
  - 1.4.5 Les Alliages à Mémoire de Forme magnétiques . . . 23
  - 1.4.6 Les polymères à mémoire de formes . . . 24
  - 1.4.7 Comparaison des matériaux intelligents . . . 25
- 1.5 Différents concept de Morphing et structures adaptatives . . . 27
  - 1.5.1 État de l'art sur les peaux pour le morphing . . . 27
  - 1.5.2 Structures adaptatives et morphing . . . 29
- 1.6 Conclusion partielle . . . 32

2 Modélisation conceptuelle par le biais de l'optimisation d'un macro-actionneur d'AMF pour un volet hypersustentateur en morphing **33**
- 2.1 Introduction . . . 34
- 2.2 Concept du volet hypersustentateur en morphing . . . 34
  - 2.2.1 Spécifications . . . 34
  - 2.2.2 Le concept d'aile a nervures articulées . . . 35
- 2.3 Technologie d'actionnement du Macro-actionneur d'AMF . . . 35

2.3.1 Comportement thermo-mécanique des AMF du macro-actionneur . . 35
2.3.2 Les actionneurs d'AMF pour le design du volet hypersustentateur . . 36
2.3.2.1 Calcul des formes du volet hypersustentateur 36
2.3.2.2 Évaluation des forces mécaniques et aérodynamiques 37
2.3.2.3 Modèle d'actionnement 38
2.3.3 Topologie des actionneurs d'AMF 39
2.3.3.1 Modèle avec ressort de rappel 39
2.3.3.2 Modèle agoniste-antagoniste 40
2.3.3.3 Comparaison des topologies d'actionnement 40
2.3.4 Contrôle de l'actionnement des charnières 41
2.4 Technologies du revêtement 42
2.4.1 Peau élastique 43
2.4.2 Système de peau bio-inspirée 44
2.5 Algorithme de prédimensionnement : résultats de l'optimisation 46
2.5.1 Comparaison des conceptions optimisées 46
2.5.2 Optimisation multi-objective 47
2.6 Conclusion partielle 51

3 Design, analyse structurale et intégration des actionneurs electromécaniques (EMA) du volet hypersustentateur en morphing : Prototype Large-Scale (LS) du projet SMS 53
3.1 Introduction 54
3.2 Conception structurelle et simulations 54
3.2.1 De l'optimisation topologique à la conception de la structure 55
3.2.1.1 Définitions et généralités 55
3.2.1.2 Définition des paramètres pour l'optimisation 56
3.2.1.3 Résultats et discussions 56
3.2.2 Analyse statique linéaire du volet en morphing 58
3.2.2.1 Méthodologie 60
3.2.2.2 Modélisation par élément finis de la structure 60
3.2.2.3 Résultats de l'analyse statique linéaire 61
3.2.3 Analyse modale 63
3.2.3.1 Généralités 63
3.2.3.2 Résultats 63
3.3 Système d'actionneurs EMA 65
3.3.1 Principe de l'actionnement 65
3.3.2 Description du système d'actionnement 65
3.3.3 Intégration des actionneurs EMAs 67
3.4 Contrôle de la cambrure du volet 69
3.4.1 Modélisation du système 69
3.4.1.1 Vue d'ensemble sur le contrôle global 69
3.4.1.2 Contrôle de l'interface 69
3.4.1.3 Stratégie de contrôle du moteur 70
3.4.2 Contrôle de la cambrure 71
3.4.2.1 Architecture générale 71
3.4.2.2 Efforts subis par les segments 71
3.4.2.3 Modélisation de l'actionnement EMA 72
3.4.2.4 Comportement dynamique du volet 73
3.4.2.5 Modélisation de la répartition des forces aérodynamiques à partir des données de simulation Hi-Fi du projet SMS 74
3.4.3 Prototype du volet en morphing 75
3.5 Conclusion partielle 76

4 Études expérimentales de l'aile à deux éléments et validation des mesures de pression **77**
4.1 Introduction . . . 78
4.2 Description du modèle et dispositif expérimental LS de l'IMFT (2m d'envergure) . . . 78
4.2.1 Soufflerie S1 de l'IMFT . . . 78
4.2.2 Prises de pression statique . . . 79
4.2.3 Capteur de pression instationnaire FBG . . . 79
4.3 Caractéristiques de l'écoulement autour du prototype LS . . . 83
4.4 Mesures des pressions pariétales moyenne . . . 86
4.5 Mesures des pressions instationnaires mono-point par capteur de type MEGGITT . . . 88
4.6 Mesures des pressions instationnaires multi-points par capteurs FBG (CEMENTYS) . . . 90
4.6.1 Analyse des longueur d'onde du capteur de pression FBG . . . 90
4.6.2 Analyse spectrale et temps-fréquence des signaux de pression . . . 97
4.7 Conclusion partielle . . . 102

5 Études expérimentales de l'aile à deux éléments avec volet hypersustentateur en morphing **103**
5.1 Introduction . . . 104
5.2 Description du modèle et dispositif expérimental . . . 104
5.2.1 Présentation de la Soufflerie GVPM de l'école polytechnique de Milan (POLIMI) . . . 104
5.2.2 Description du modèle LS de POLIMI (4m d'envergure) . . . 105
5.2.3 Installations expérimentales . . . 106
5.2.3.1 Banc d'essai, instrumentation et disposition des capteurs de pression prototype LS de POLIMI . . . 107
5.2.3.2 Système de mesures PIV . . . 109
5.2.3.3 Dispositif de mesures de déformations du volet hypersustentateur en morphing . . . 110
5.3 Résultats expérimentaux . . . 111
5.3.1 Résultats expérimentaux des performances aérodynamiques . . . 113
5.3.2 Résultats de la PIV . . . 119
5.3.3 Résultats expérimentaux des déformations du volet . . . 123
5.4 Conclusion partielle . . . 126

6 Études conceptuelle et numériques en vu des essais en vol sur le projet MINOTHOR (Morphing in THOR) de AIRBUS **127**
6.1 Introduction . . . 128
6.2 Généralités sur le projet MINOTHOR . . . 128
6.3 Simulations Aérodynamiques . . . 130
6.3.1 Paramètres de calculs . . . 130
6.3.2 Cambrure de volet vers le bas . . . 131
6.3.3 Cambrure de volet vers le haut . . . 134
6.4 Conception de l'aile . . . 137
6.4.1 Positionnement des volets . . . 137
6.4.2 Longerons et nervures . . . 138
6.4.3 Peau, trappe d'accès et capteurs de pression . . . 139
6.4.4 Bord d'attaque et bord de fuite . . . 139
6.4.5 Volet morphable . . . 140
6.5 Plan de vol pour les essais aérodynamiques . . . 141

6.6 Conclusion partielle 142

A Densité Spectrale de Puissance (DSP) 150
A.1 Définitions 150
A.2 Principe de la méthode de Welch 151
A.3 Formulation Mathématique 152
A.4 Mise en oeuvre 153
A.5 MATLAB Script 154

Table des figures

1.1 Classification du morphing des ailes des aéronefs [Martin et al., 2012] . . . 8
1.2 L'aile repliable de Lockheed Martin [Zheng et al., 2010] . . . 9
1.3 Demostrateur du projet SARISTU (www.saristu.eu) . . . 10
1.4 Morphing électro-actif hybride [Scheller et al., 2014] . . . 11
1.5 Reduced-Scale (RS) prototype . . . 12
1.6 Le prototype LS dans la soufflerie de POLIMI impliquant le volet de morphing hypersustentateur construit dans l'atelier de l'IMFT . . . 12
1.7 Résultante des forces aérodynamiques et composantes . . . 14
1.8 Forces Aérodynamique sur un élément de surface . . . 15
1.9 Décomposition de Reynolds de la vitesse longitudinale u . . . 18
1.10 Classification de type de contrôle d'écoulements [Louis N. et Mark, 2011] . 19
1.11 Illustration de l'effet piézo-électrique : (a) effet direct (b) effet inverse . . . 21
1.12 Illustration de l'effet de Mémoire de Forme . . . 24
1.13 Densité d'énergie d'actionnement par rapport à la fréquence d'actionnement pour différents types de matériaux . . . 25
1.14 Courbes contraintes-déformations des différents matériaux avec des lignes transversales indiquant les gammes de densité d'énergie d'activation . . . 27
1.15 Peau Composite ondulé . . . 28
1.16 Peau flexible réalisée à partir de MFC et structure cellulaire ayant zéro coefficient de Poisson . . . 29
1.17 Morphing de nervure en treillis avec solution de panneau coulissant rigide : configuration a) vers le bas et b) vers le haut (en bleu sont représentées les tiges rigides, en noir les AMF passifs et en rouge les AMF actifs) [Silvestro et al., 2010] . . . 30
1.18 Tests fonctionnels préliminaires - prototype expérimental : pré-chargé (gauche) et actionné (droite) [S. et al., 2011] . . . 30
1.19 (A gauche) : Aile de morphing composée d'une structure à double ondulation avec section de morphing de bord de fuite et colonne vertébrale de flexion, (à droite) : Un exemple de tôle ondulée [D. et al., 2018] . . . 31
1.20 Architecture de la nervure, SARISTU . . . 31

2.1 Esquisse illustrative 2D du concept proposé. . . . 34
2.2 Essai de traction des fils d'AMF à chaud et à froid. . . . 36
2.3 Schéma paramétrique d'une nervure articulée . . . 38
2.4 Schéma des deux topologies d'actionnement des AMF . . . 39

2.5 Performance de la avec ressort de rappel et de la solution agoniste-antagoniste comparée avec le système "no-return" . . . 42
2.6 Boucles de régulation imbriquées pour actionneurs d'AMF antagonistes . . . 42
2.7 Le volet en morphing avec peau élastique. . . . 43
2.8 Concept de peau et de plume appliqué à une articulation. Les volets présentés correspondent à une forme neutre et cambrée maximale. Une vue schématique du mécanisme est également présentée à droite. . . . 45
2.9 Coût de forme normalisé du front de Pareto par rapport au coût d'intégration normalisé. La population est représentée par des points bleus et les individus optimaux de Pareto par des cercles rouges. Les deux meilleurs compromis sélectionnés sont représentés. . . . 49
2.10 Emplacement de la charnière. Les positions des charnières des volets de l'optimum de Pareto sont tracées en trois parties : (a) les nuances de couleur représentent le numéro de la charnière, (b) les nuances de couleur représentent le coût d'intégration de l'actionneur et (c) les nuances de couleur représentent le coût d'approximation de la forme . . . 50
2.11 CAO macro-actionneur d'AMF . . . 51
2.12 Volet avec 4 Macro-actionneur d'AMF . . . 51

3.1 Optimisation topologique de la nervure . . . 57
3.2 Contrainte de Von Mises et déformation équivalente . . . 57
3.3 Deplacements . . . 58
3.4 Ossature du volet en morphing avec les EMAs . . . 59
3.5 Organigramme de l'analyse Elements Finis . . . 59
3.6 FE model . . . 60
3.7 Plot contours FEA result . . . 62
3.8 Tracé des quatre premiers modes . . . 64
3.9 Vue CAO détaillée de l'EMA . . . 68
3.10 Système de morphing des volets . . . 68
3.11 Relation géométrique de l'EMA . . . 70
3.12 Illustration schématique de la segmentation du volet en morphing . . . 70
3.13 Stratégie de contrôle du moteur . . . 71
3.14 Caractéristiques du brin i . . . 72
3.15 Prototype volet "morphé" . . . 75

4.1 Soufflerie S1 IMFT . . . 78
4.2 Installation expérimentale de mesure de pression statique . . . 80
4.3 Schéma de la fibre à réseau de Bragg . . . 81
4.4 Lignes de courant autour de l'aile . . . 84
4.5 Esquisse de la dynamique du sillage. La zone de recirculation et instabilités de la couche de cisaillement apparaissant juste en aval du bord de fuite de l'aile et du volet entre les interfaces TNT et TT . . . 84
4.6 Vitesse d'écoulement moyenne non dimensionnelle extraite de différentes positions dans le sillage . . . 85
4.7 C_P dans la configuration "take-off" pour différents angles d'incidence . . . 86
4.8 Comparaison du CP moyen sur la paroi en configuration clean des résultats numériques et expérimentaux : le volet est solidaire de l'aile 10° d'incidence 87
4.9 Comparaison du CP moyen sur la paroi en configuration clean des résultats numériques et expérimentaux : le volet est solidaire de l'aile 0° d'incidence . 87
4.10 PSD de pression à $Re 2,2 \times 10^6$ et Re $2,7 \times 10^6$ . . . 89

4.11 Signal de pression à 72% de la corde du côté aspiration du volet. (A) : numérique $\Delta P = P - P0$, (B) : pression dynamique expérimentale (capteurs). (C) : PSD du signal numérique. (D) : PSD du signal expérimental 89
4.12 Position des capteurs de pression. La présente étude se concentre uniquement sur les capteurs A, B, C, D, E et F qui capturent la dynamique d'écoulement de la couche limite détachée sur le côté d'aspiration du volet hypersustentateur. 90
4.13 Série temporelle des informations de longueur d'onde fournies en fonction du temps par les capteurs B (en rouge) et C (en bleu) 91
4.14 Intercorrélation normalisée des signaux B et C 92
4.15 Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur A (en rouge) et B (en bleu) 93
4.16 Intercorrélation normalisée des signaux A et B 93
4.17 Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur A (en rouge) et C (en bleu) 94
4.18 Intercorrélation normalisée des signaux A et C 95
4.19 Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur E (en rouge) et F (en bleu) 95
4.20 Normalized cross-correlation of signals E and F 96
4.21 Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur D (en rouge) et E (en bleu) 96
4.22 Intercorrélation normalisée des signaux D et E 97
4.23 Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur D (en rouge) et F (en bleu) 98
4.24 Intercorrélation normalisée des signaux D et F 98
4.25 Scalogramme de la série temporelle de longueur d'onde calculée à partir du signal mesuré par le capteur B avec une ligne horizontale d'environ 30 Hz qui met en évidence que des rafales intermittentes se produisent à une fréquence voisine du mode caractéristique de 30 Hz, qui peut également être identifié dans tous les autres mesures de pression 99
4.26 PSD du signal de longueur d'onde 100
4.27 Scalogramme de la série temporelle de longueur d'onde calculée à partir du signal mesuré par le capteur A avec une ligne horizontale d'environ 34 Hz, qui est le mode prédominant identifié dans le PSD illustré à la figure (4.26)d 101
4.28 Scalogramme de la série temporelle de longueur d'onde calculée à partir du signal mesuré par le capteur F avec une ligne horizontale d'environ 30 Hz . 101

5.1 Soufflerie GVPM Polimi 105
5.2 Modèle pourla soufflerie 106
5.3 Disposition de la distribution des prises de pression côté aspiration (gauche) et côté refoulement (droite) sur la surface du modèle 107
5.4 The designed wake rake mounted in the test section 108
5.5 Fenêtres de mesure PIV sur le plan longitudinal x-z 110
5.6 Disposition de l'instrumentation PIV dans la section d'essais en soufflerie . . 110
5.7 Configuration de mesure de forme 111
5.8 Configurations de cambrage des volets testées pour les conditions de décollage (en bas) et d'atterrissage (en haut). 112
5.9 Pression mesurée sur toutes les prises de pression du modèle, cas d'exemple : Configuration d'atterrissage, Cambrure 3, AoA=6, 40 m/s 113
5.10 Coefficient de portance (CL) en fonction de l'angle d'attaque en configuration de décollage 114

5.11 Coefficient de portance (CL) en fonction de l'angle d'attaque de la configuration d'atterrissage . . . 114
5.12 Variation du coefficient de portance (CL) par rapport à la configuration de base. . . . 115
5.13 Coefficient de traînée (CD) en fonction de l'angle d'attaque en configuration de décollage . . . 116
5.14 Coefficient de traînée (CD) en fonction de l'angle d'attaque de la configuration d'atterrissage . . . 116
5.15 Variation du coefficient de traînée (CD) par rapport à la configuration de base 117
5.16 Variation de l'efficacité de l'aile par rapport à la configuration de base . . . 118
5.17 Configuration de décollage . . . 119
5.18 Configuration d'atterrissage . . . 120
5.19 Amplitude moyenne de la vitesse dans le plan mesurée par PIV dans le plan de symétrie du volet de morphing pour la configuration de décollage, $V1 = 34.1m/s$ . . . 121
5.20 Amplitude moyenne de la vitesse dans le plan mesurée par PIV dans le plan de symétrie du volet de morphing pour la configuration d'atterrissage, $V1 = 34.1m/s$ . . . 122
5.21 Déplacement de l'extrados du volet morphing pour la configuration décollage 124
5.22 Effet de la cambrure sur le déplacement vertical de l'extrados du volet morphing pour la configuration décollage. . . . 124
5.23 Comparaison des formes déformées du profil aérodynamique du volet pour la configuration Cambrure 3, $\alpha = 8$ . . . 125

6.1 Modèle THOR . . . 129
6.2 Plan 2D de la voilure de THOR Omega . . . 129
6.3 Organisation du projet MinoTHOR . . . 130
6.4 Grille bidimensionnelle autour du profil aérodynamique de Clark et représentation de la région de sillage raffinée à l'aide d'une analyse multi-blocs . 131
6.5 Présentation de l'aile en morphing avec cambrure. Différentes amplitudes de déformation en bas sont sélectionnées de 1cm, 3cm, 6cm et 9cm. Le profil en rouge c'est le cas de références (sans morphing). . . . 132
6.6 Comparaison des coefficients de pression pour différentes cambrures avec la configuration sans cambrure (baseline). . . . 132
6.7 Présentation de la finesse aérodynamique C_L/C_D et comparaison de plusieurs cambrures selon différents angles d'attaque avec la configuration initiale sans morphing (sans cambrure). . . . 133
6.8 Champs de solution autour du profil de Clark à un angle d'attaque de 10 ° . (a) : Distribution de la différence de pression P-P0. (b) : Contours de magnitude de vitesse. (c) : Lignes de courant autour des surfaces supérieure et inférieure du profil aérodynamique . . . 135
6.9 Contours de magnitude de vitesse autour du profil aérodynamique de Clark à différents angles d'attaque. Ligne de base (référence) . . . 135
6.10 Visualisation des lignes de flux autour du profil aérodynamique de Clark à différents angles d'attaque. Ligne de base (référence) . . . 136
6.11 Tourbillon dans le sens de l'envergure autour du profil aérodynamique Clark à différents angles d'attaque. Ligne de base (référence) : (a) 16 ° ; (b) 18 ° ; (c) 20 °. Camber up (10cm) : (d) 16 ° ; (e) 18 ° ; (f) 20 ° . . . 137
6.12 Vue de dessus Aile du MinoTHOR . . . 138
6.13 Positionnement des trappes d'accès . . . 139
6.14 Intégration du bord d'attaque et bord de fuite . . . 140
6.15 Volet morphable : a) partie inférieure, b) partie supérieure . . . 141

6.16 Cambrures prototype du volet 141

A.1 Présentation des méthodes d'estimation de PSD utilisées en traitement du signal 151

Liste des tableaux

1.1 Propriétés céramiques piézoélectriques [Rudiger, 2007] 21
1.2 Propriétés polymères piézoélectriques [Khaled et al., 2014 ; Rudiger, 2007] . 21
1.3 Propriétés matériaux magnétostrictifs [Frank et al., 2003] 22
1.4 Propriétés Alliages à Mémoire de Forme [Lexcellent, 2013] 22
1.5 Propriétés Alliages à Mémoire de Forme magnétiques [N et S H, 2015] 24
1.6 Propriétés polymères à mémoire de formes [Lexcellent, 2013 ; Marc et Andreas, 2007] 24
1.7 Comparison of smart-material advantages and inconveniences 26

2.1 Moments de conception pour les actionneurs aux emplacements des charnières (n'incluant pas les couples des actionneurs agonistes et antagonistes). 47
2.2 Moments de conception pour les actionneurs aux emplacements des charnières (n'incluant pas les couples des actionneurs agonistes et antagonistes). 47

3.1 Propriétés inertielles de la forme initiale et la forme optimisée 57
3.2 Propriétés matérielles 61
3.3 liste des 10 premiers modes avec leur fréquence 64
3.4 Spécifications du couple et de l'angle d'ouverture 65
3.5 Spécifications mécaniques et géométriques de toutes les charnières 66
3.6 Paramètres du moteur à aimant permanent 66
3.7 Gearbox parameters 67
3.8 Paramètres système vis-écrou 67

5.1 Caractéristiques géométriques du modèle pour la soufflerie GVPM 106

6.1 Géométrie de l'aile THOR Omega 129
6.2 Illustration des cas optimaux de la cambrure en fonction de l'angle d'attaque. Le gain en portance, en traînée et la finesse aérodynamique. 134
6.3 Représentation de la traînée, de la portance, du rapport portance/traînée pour les configurations de référence et cambrée avec le gain ou la perte en (%) à l'angle 20° 136

Nomenclature

Liste des Constantes Physiques

α	Angle d'incidence	$(^\circ)$
ϵ	Déformation	(adimensionnelle)
μ	Viscosité dynamique	$(kg.m^{-1}.s^{-1})$
ν	Viscosité cinématique	$(m^2.s^{-1})$
ρ	Densité	$(kg.m^{-3})$
σ	Contrainte	(Pa)
C	Longueur de la corde	(m)
C_D	Coefficient de traînée	(adimensionnelle)
C_L	Coefficient de portance	(adimensionnelle)
C_p	Coefficient de pression	(adimensionnelle)
E	Module d'Young	(Pa)
q_∞	Pression dynamique	(Pa)
Re	Nombre de Reynolds	(adimensionnelle)
U	Norme de la vitesse	$(m.s^{-1})$
U_∞	Vitesse de l'écoulement à l'infini amont	$(m.s^{-1})$

Liste des Accronymes

AMF	Alliage à Mémoire de Formes
CAO	Conception Assistée par Ordinateur
EMA	Electro-Mechanical Actuators
KH	Kelvin-Helmholtz
PIV	Particle Image Velocimetry
PSD	Power Spectral Density
VK	Von Kármán

Introduction Générale

Au niveau mondial, les émissions de CO_2 du transport aérien ont plus que doublé en 20 ans. D'après le rapport environnemental sur l'aviation européenne 2019 de l'EASA (European Union Aviation Safety Agency), le nombre de vols dans l'UE28 (Ensemble des pays ayant appartenu à l'Union européenne entre 2013 et 2020) a augmenté de 8% entre 2014 et 2017, et sera de 42% entre 2017 et 2040 selon les prévisions les plus probables [https://www.easa.europa.eu/]. Les améliorations technologiques, le renouvellement de la flotte et l'efficacité opérationnelle accrue ont pu contrebalancer en partie l'impact de la croissance récente, mais il y a toujours eu une augmentation des émissions globales et du bruit depuis 2014. Fort de ce constat, l'industrie aéronautique est de fait imposé à des défis importants pour des décennies à venir. Les avionneurs comme par exemple Airbus et les chercheurs sont constamment à la recherche de nouvelles solutions innovantes pour alléger les avions avec une forme optimisée afin d'augmenter les performances aérodynamiques, tout en obtenant une plus grande efficacité énergétique pour réduire l'empreinte environnementale du transport aérien. Coordonné par l'Institut National Polytechnique de Toulouse (INPT), le projet européen H2020 N° 723402 "Smart Morphing and Sensing for aeronautical configurations" (SMS) [http://smartwing.org/SMS/EU/] dirigé par Marianna BRAZA a rassemblé 10 partenaires européens de 5 pays autour d'un objectif commun : construire des prototypes d'aile de l'A320 doté de la technologie de morphing électroactif hybride à différentes échelles, pour des différentes phases de vol dans le but d'augmenter les performances aérodynamiques, de diminuer les sources de bruit et de réduire la consommation d'énergie, de carburant et de pollution en matière de Nox et de C_{O2}, comme orienté par la Commission européenne ACARE (Advisory Council for Aviation Research and Innovation in Europe).

Un nombre considérable d'études visant à étudier l'écoulement autour des systèmes hypersustentateurs, comme par exemple dans le projet européen [http://cfd.mace.manchester.ac.uk/ATAAC/WebHome], où l'aile à trois éléments LEISA a été sélectionnée et testée expérimentalement et numériquement avec un nombre considérable de codes CFD, impliquant une modélisation de turbulence hybride RANS-LES. Des turbulences synthétiques avaient été injectées dans le bec, le volet et la partie arrière de l'aile pour prédire

le décollement de l'écoulement. Les études de Soulat et al. (2016) sur l'optimisation de la forme pour un cas de test de dispositif multi-éléments avaient pour objectifs de maximiser la portance et minimiser la traînée [Soulat et al., 2016]. En choisissant deux optimisations différentes utilisant uniquement des paramètres géométriques (optimisation géométrique) ou l'angle d'attaque et le nombre de Mach (optimisation totale), ils ont trouvé pour les deux optimisations des positions géométriques optimales assez similaires : une rotation des volets pour augmenter la portance et une rotation des lamelles vers le haut pour réduire la traînée. Dans une autre optimisation aérodynamique multi-objectifs, l'étude de Lu et al. [Lu et Liu, 2017], a permis de proposer un bord de fuite flexible à cambrure variable du volet d'une aile à deux éléments capable de cambrer sa forme de façon continue dans les configurations de décollage et d'atterrissage. Ils ont constaté qu'une cambrure variable du volet de 50% de sa corde peut augmenter le coefficient de portance (C_L) d'environ 8% et le rapport portance/traînée de 7% pour la configuration de décollage et améliorer le C_L à un angle d'attaque de décrochage de 1,3%. Une étude récente d'Abdessemed et al. [Abdessemed et al., 2018] ont proposé d'utiliser le maillage dynamique pour effectuer une simulation numérique du morphing statique et dépendant du temps d'un profil NACA 0012. Leurs travaux ont révélé une augmentation de l'efficacité aérodynamique moyenne (C_L/C_D) de 6,5% avec une déflexion maximale (5% de la corde). Un nombre considérable d'études ont traité de l'optimisation de la forme, de la cambrure statique et du bord d'attaque et du bec visant à améliorer les performances aérodynamiques pour augmenter la portance, diminuer la traînée ou augmenter l'angle de décrochage. A l'état actuel, on peut noter tout de même un manque d'études expérimentales et numériques étudiant un morphing dynamique de systèmes hypersustentateurs pour des nombres de Reynolds élevés.

C'est ainsi que l'originalité de la présente thèse, qui s'inscrit au sein du projet européen H2020 « Smart Morphing and Sensing » (SMS) (http://smartwing.org/SMS/EU) porte à l'amélioration des performances aérodynamiques en augmentant la portance, tout en diminuant la traînée et d'atténuer le bruit aérodynamique au moyen de nouveaux concepts de morphing électroactif à une échelle proche de 1. Au lieu du système hypersustentateur classique, un volet "morphé" est installé, et est capable de changer de forme dynamiquement pour s'adapter à différentes configurations de vol tel que le décollage et l'atterrissage. Historiquement, Une équipe pluridisciplinaire entre l'Institut de Mécanique des Fluides de Toulouse (IMFT) et le Laboratoire Plasma et Conversion d'Energie (LAPLACE) a créé en 2010 la plate-forme de recherche SMARTWING (http://smartwing.org) incluant la participation de six laboratoires français dans le cadre des projets de recherche nationaux sur le morphing électroactif pour les micro-véhicules aériens, DYNAmic regimes electroactive MORPHing (DYNAMORPH), suivis d'une forte collaboration avec AIRBUS "emerging technologies and concepts toulouse". Ces activités ont été soutenues par la fondation STAE (Sciences et Technologies de l'Aéronautique et Espace) (http://fondation-stae.net) et ont précédé le programme européen H2020 « Smart Morphing and Sensing » (SMS). Chinaud et al. [Chinaud et al., 2014] ont étudié expérimentalement les effets de morphing électroactifs obtenus par des alliages à mémoire de forme (SMA) capables de plier considérablement une plaque plane à 10° d'incidence et avec un nombre de Reynolds de 200 000 à basses fréquences (ordre de 1 Hz). Les expériences ont été réalisées avec une PIV

rapide d'une fréquence d'échantillonnage de 6 kHz. Ils ont trouvé que cet actionnement à basse fréquence modifie la structure turbulente et les instabilités dans le sillage proche, en ce qui concerne le von Kármán (vK). De plus, une atténuation de l'amplitude de la couche de cisaillement et de l'énergie spectrale est constatée par une augmentation de la courbure de la plaque. Plus tard, dans le cadre du projet de recherche DYNAMORPH, Scheller et al. [Scheller et al., 2015] ont réalisé une étude expérimentale originale d'un aileron NACA0012 capable de déformer et de faire vibrer la région proche du bord de fuite grâce à un système d'actionneurs piézoélectriques push-push permettant une déformation de faible amplitude à plus haute fréquence (de l'ordre de 100-300 Hz). Les expériences, utilisant également le PIV résolu en temps (TRPIV), ont révélé la capacité du morphing dynamique à réduire la contrainte de Reynolds avec une réduction significative simultanée de la fréquence prédominante de la couche de cisaillement. L'association basse fréquence haute déformation a été le fruit de cette collaboration multidisciplinaire entre l'IMFT et le LAPLACE et rapportée comme « morphing électroactif hybride », capable d'opérer à différentes échelles de temps et de longueur du mouvement turbulent [Chinaud et al., 2013]. Ce type de morphing est en partie bio-inspiré des oiseaux de chasse à grande envergure comme le hibou, capables d'activer simultanément leurs plumes et leurs grandes ailes pour augmenter les performances et réduire le bruit. Scheller et al. [Scheller et al., 2015] ont mis en évidence les avantages du morphing électroactif hybride pour la première fois dans la littérature, appliqués sur une aile de morphing NACA4412. Ces activités avaient reçu une haute distinction de la part de la Royal Society invitant l'équipe multidisciplinaire dans son exposition annuelle sous le thème de "la conception d'ailes intelligentes par le contrôle de la turbulence" - la science imitant la nature" en 2014 en collaboration avec l'Imperial College, Londres, (http://sse.royalsociety.org/2014/smart-wingdesign/), suivi de la revue du Centre National de la Recherche Scientifique « les ailes du futur » (https://lejournal.cnrs.fr/videos/les-ailes-du-futur). De plus, Jodin et al. [Jodin, Motta et al., 2017b] ont construit un prototype de morphing A320 de 70 cm de corde, capable de cambrer sa partie arrière (au-delà de 60% de la corde) de 15% de la corde entière au travers des actionneur d'alliage en memoire de forme fonctionnant à des fréquences inférieures à 1 Hz et équipé simultanément par des actionneurs piézoélectrique MFC (Macro-Fibres Composites) dans la région proche du bord de fuite, capables de vibrer de 30 à 500 Hz, assurant ainsi des capacités accrues de morphing électroactif hybride. Une augmentation de la portance et une réduction simultanées de l'amplitude spectrale des pics prédominants correspondant aux instabilités de la couche de cisaillement et du sillage ont été trouvées. Le morphing, en outre, montre une réduction des sources de bruit liées à la dynamique du bord de fuite. De ce fait, ce morphing hybride partiellement bio-inspiré a montré expérimentalement des capacités considérables d'augmentation des performances aérodynamiques.

Au vu de cet état de l'art, l'objectif de cette thèse est d'effectuer le design et le prototypage d'une aile d'avion à l'échelle proche de 1 avec son volet hypersustentateur en morphing pour les études en soufflerie dans les configuration de décollage et d'atterrissage. Par ailleurs il sera également implémenté au sein de cette étude, une nouvelle méthode de mesure de la pression à l'aide des fibres optiques à réseaux de Bragg. Une synthèse biblio-

graphique des études menées sur le morphing, des actionneurs et matériaux electroactifs ainsi que sur la physique de l'écoulement autour d'une aile est présentée dans le **chapitre 1**. Le **chapitre 2** présente le design par le biais de l'optimisation d'un macro-actionneur d'AMF pour le morphing du volet hypersustentateur. Le **chapitre 3** présente la conception et et l'analyse structurale du volet hypersustentateur en morphing avec les actionneurs electro-mécaniques. Dans le **chapitre 4**, nous allons présenter l'analyse expérimentale de l'aile à deux éléments non actionnée effectué dans la soufflerie S1 de l'IMFT. Cette analyse expérimentale a permis non seulement de caractériser la dynamique de l'écoulement autour de l'aile afin de comprendre les différents phénomènes physiques, mais aussi d'effectuer la validation du nouveau système de mesure de pression fluctuante à l'aide des capteurs de fibre optique à réseaux de Bragg développé au cours du projet SMS. Dans le **chapitre 5**, nous allons présenter l'analyse expérimentale des essais en soufflerie de l'aile à deux éléments avec volet hypersustentateur en morphing. Cette étude a permis de caractériser les performances aérodynamiques du prototype du volet "morphé". Le **chapitre 6** présentera la synthèse des travaux effectués pour les essais en vol sur le programme THOR (Test of High-Tech Objectives in Reality) en collaboration avec AIRBUS ETCT et AIRBUS Hambourg.

CHAPITRE 1

Synthèse bibliographique

Sommaire

1.1 Introduction 7
1.2 État de l'art sur le concept de "morphing" 7
1.2.1 Définition du morphing 7
1.2.2 Classification du morphing 7
1.2.3 Historique et différentes approches du morphing 9
1.3 Physique de l'écoulement turbulent autour d'une aile 13
1.3.1 Forces et moments aérodynamiques 13
1.3.2 Écoulements laminaires et turbulents 16
1.3.3 Les structures cohérentes 18
1.3.4 Contrôle de l'écoulement et de la turbulence - Interaction fluide-structure 19
1.4 État de l'art sur les matériaux intelligents et actionneurs 20
1.4.1 Les matériaux piézo-électriques 20
1.4.2 Les matériaux électrostrictifs 22
1.4.3 Les matériaux magnétostrictifs 22
1.4.4 Les Alliages à Mémoire de Forme (AMF) 22
1.4.5 Les Alliages à Mémoire de Forme magnétiques 23
1.4.6 Les polymères à mémoire de formes 24
1.4.7 Comparaison des matériaux intelligents 25
1.5 Différents concept de Morphing et structures adaptatives 27
1.5.1 État de l'art sur les peaux pour le morphing 27
1.5.2 Structures adaptatives et morphing 29
1.6 Conclusion partielle 32

1.1 Introduction

Ce premier chapitre permet de faire une synthèse des différentes notions permettant de contextualiser ces travaux de recherches. Dans un premier temps, nous allons poser l'état de l'art sur le concept de Morphing. Ensuite, nous allons définir brièvement la physique de l'écoulement autour d'une aile et le contrôle de la turbulence aérodynamique. Nous allons passer également en revue de la littérature sur les matériaux intelligents et actionneurs. Et pour terminer, nous allons présenter des concepts de morphing des ailes et structures adaptatives.

1.2 État de l'art sur le concept de "morphing"

1.2.1 Définition du morphing

Les volets hypersustentateurs, les becs et les spoilers ont été utilisés sur les avions depuis des décennies afin d'augmenter les performances pendant les différentes phases de vol telles que le décollage et l'atterrissage. Toutefois ces surfaces de contrôle sont des composants séparés de l'aile et par conséquent ils introduisent des lacunes dans la fluidité de l'écoulement de l'aire autour de l'aile à cause des discontinuités de surfaces ; créant ainsi une efficacité sous-optimale [Silvestro et al., 2011]. Une aile qui présente une surface continue au flux d'air tout en conservant la possibilité d'ajuster sa forme, a le potentiel d'offrir des rendements aérodynamiques importants qui conduiraient à des économies de carburant et la réduction du bruit aérodynamique.

Le terme **"morphe"** émane du grec ancien **"morphos"**. Ce terme renvoi donc à la notion de formes, figures etc. Ainsi le **morphing** désigne tout ce qui est relatif au changement de forme, de configuration d'un objet. Dans le domaine de l'aéronautique, cette notion fait référence au changement de forme, des ailes d'avion, volet hypersustentateur, bec de bord d'attaque etc, en vue de l'optimisation de l'efficacité aérodynamique de l'avion durant les différentes phases de vol. le **morphing** est donc une nouvelle discipline technologique traitant des structures intelligentes. Les structures intelligentes représentent une nouvelle approche d'ingénierie de conception qui intègre les actions des capteurs, des actionneurs et des éléments du circuit de commande dans un système unique qui peut répondre de façon adaptative et de manière utile aux changements environnementaux. [Antonio et al., 2018] Une définition plus formelle de la **DARPA** du morphing des aéronefs, est la conception qui intègre une combinaison innovante des matériaux avancés, des actionneurs, des contrôleurs de l'écoulement et des structures adaptatives permettant le changement de forme des aéronefs.[Shilpa et Gokul Prasanth, 2013]

1.2.2 Classification du morphing

Le morphing peut être réalisé de multiples façons : on peut distinguer le morphing de la propulsion (Ex : V22-Oprey), le morphing du fuselage (Ex : le Concorde), le morphing des ailes etc. Dans le cadre de cette thèse, nous allons nous intéresser plus spécifiquement

du morphing des ailes et plus particulièrement du morphing des volets hypersustentateurs. Le morphing des ailes peut se classifié en plusieurs catégories qui peuvent aller des variations de la géométrie dans le plan des ailes aux variations hors plan de la géométrie [Martin et al., 2012 ; Silvestro et al., 2011] (figure 1.1).

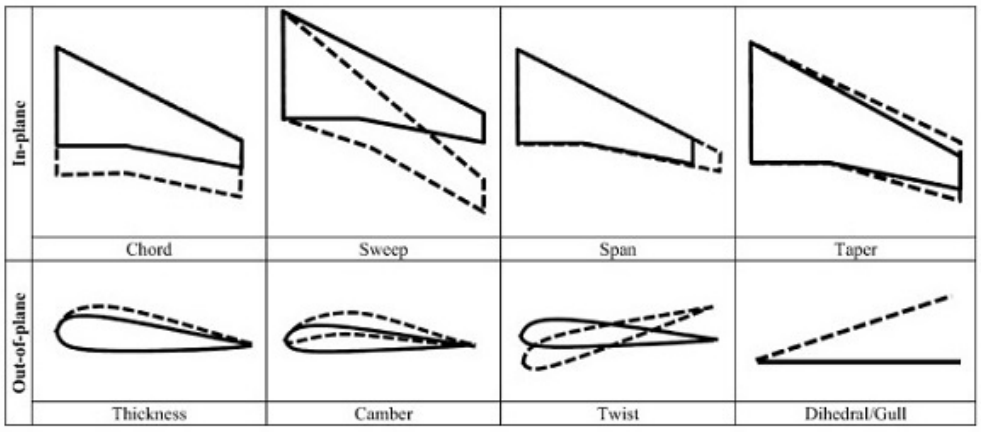


Figure 1.1 – Classification du morphing des ailes des aéronefs [Martin et al., 2012]

La variation de la cambrure d'une aile peut avoir des propriétés bénéfiques sur les performances aérodynamiques et le contrôle des avions pendant les phases de décollage et d'atterrissage. En effet cette modification de cambrure permet de d'influencer la répartition du champs de pression autour d'une aile. La variation de la cambrure de l'aile peut se faire de façon local, comme dans le cas de du morphing du bord d'attaque ou du bord fuite, ou plutôt globalement, dans ce cas le morphing est opéré sur l'aile entière.

Morphing du bord d'attaque : Dans une configuration conventionnelle d'une aile d'avion, les becs du bord d'attaque sont déployées pour obtenir un coefficient de portance plus élevé que ce qui peut être obtenu pour une configuration "clean" (Configuration non déployée de l'aile). Cependant, il est bien connu que les espaces entre les becs et le bord d'attaque sont les principaux source de bruit et de traînée induite durant les phases d'approche. Un bord d'attaque de morphing est destiné non seulement à réduire le bruit, mais également à favoriser un écoulement laminaire, réduisant ainsi la traînée de forme. Plusieurs concepts ont été proposés au fil des années au travers des programmes de recherches. on peut citer notamment le projet SADE dont l'objectif était d'étudier la conception, la fabrication et les tests au sol d'un bord d'attaque intelligent [H. P. et al., 2009 ; Hans Peter et al., 2012].

Morphing du bord de fuite : L'objectif d'avoir un bord de fuite flexible réside dans l'idée d'obtenir une variation différentielle de la corde et/ou de l'envergure dans un même système structurel fournissant un contour continu et lisse sans l'introduction des cavités supplémentaires. La variation de la cambrure est localisée au bord de fuite car cette région présente conjointement une grande efficacité sous un point de vue aérodynamique et structurel. En considerant par exemple, que les volets et les ailerons des avions sont positionnés

dans cette région, il serait important de développer un système de changement de cambrure qui pourrait être utilisé pour optimiser la fonction de ces dispositif hypersustentateurs, qui pourrait conduire à leur substitution.

1.2.3 Historique et différentes approches du morphing

Mission Adaptive Wing :

Depuis 1979, plusieurs programmes ont été lancés aux Etats-Unis basés sur la conception en morphing des Aéronefs. Ceci a commencé par le programme MAW (Mission Adaptive Wing), dont l'objectif était de démontrer et de développer la variation en morphing de la géométrie du bord d'attaque et de fuite, afin d'optimiser le vol en croisière et la manœuvrabilité du F-111 [William W., 1981].

DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program :

En 1995, démarre le DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program qui est exécuté par une équipe dirigé par la Northrop Grumman Corporation (NGC). Le programme divisé en deux phase entre 1995 et 2001 avait pour but, le développement d'une aile adaptative à commande intégré et formes aérodynamiques optimales pour diverses conditions de vol ; le développement des nouvelles surfaces de control avec des matériaux intelligents suivant l'objectif global qui est d'améliorer les performances aérodynamiques et aéroélastiques des aéronefs militaires [Kudva et al., 2002].

Morphing Aircraft Structures programme

En 2003, la DARPA lance le programme MAS (Morphing Aircraft Structures) dont l'objectif est de concevoir les structures d'ailes à géométrie variable, capables de changer de formes de façon considérable. Ce programme a permis d'élaborer un nouveau design du concept de morphing et des drones conçus par la firme Lockheed Martin (Figure 1.2). Ces drones sont capables changer la surface alaire de 70% et l'envergure de 40% [Thomas G. et al., 2007].

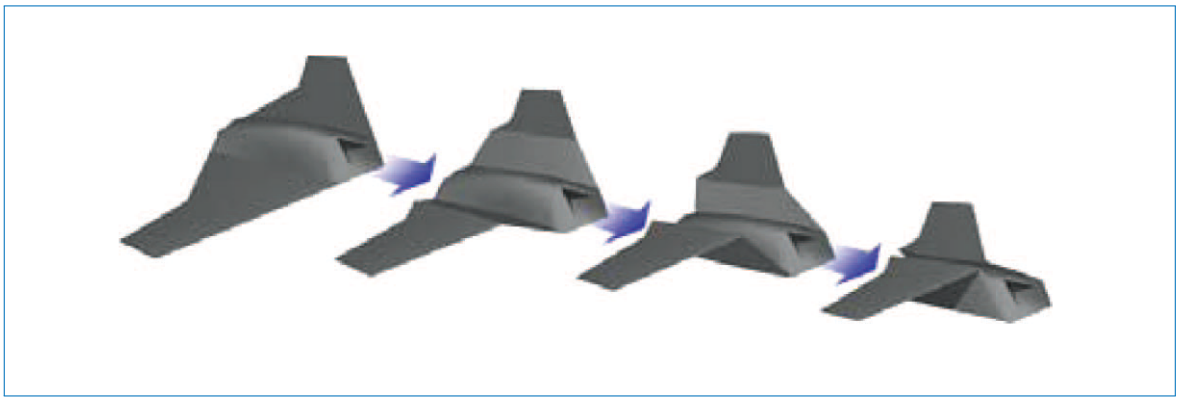


Figure 1.2 – L'aile repliable de Lockheed Martin [Zheng et al., 2010]

SARISTU Project

Le projet SARISTU (Smart Intelligent Aircraft Structures) est un projet de coopération financé par le 7th Framework Programme de la commission européenne, qui a été effectué entre 2011 et 2015. Ce projet réunissant 64 partenaire provenant de 16 pays de l'UE, traitait des problématiques relatives aux structures aéronautiques. Son principal but était de démontrer la faisabilité de la conception, la fabrication et l'opérationnalité des structures d'avion intelligentes dans un environnement représentatif. La figure (1.3) un démonstrateur d'une aile qui a été réalisée au cours de ce projet.



FIGURE 1.3 – Demostrateur du projet SARISTU (www.saristu.eu)

RTRA-EMMAV (Electroactive Morphing for MicroAirvehicles)

En 2009, démarre en France le projet RTRA-EMMAV (Electroactive Morphing for MicroAirvehicles). Ce projet d'une durée de 3 ans, financé par la fondation STAE ; regroupant ainsi 3 partenaires : l'ISAE, le LAPLACE et l'IMFT, coordonnateur du programme. L'objectif étant d'optimiser les performances aérodynamiques des aéronefs notamment de micro drones, afin d'accroître leur manœuvrabilité, d'augmenter la portance et de diminuer la traînée à l'aide du concept de morphing électro-actif. Ce concept sera implémenté grâce à des micro-piezoactuateurs intelligents développé par le groupe de recherche GREM3 du laboratoire LAPLACE et les alliages a Mémoire de Formes (AMF) [JOHANNES et al., 2013].

RTRA-DYNAMORPH (DYNAmique regimes electroactive MORPHing)

En 2012, démarre le projet RTRA-DYNAMORPH (DYNAmique regimes electroactive MORPHing). Ce programme émanant du précédent (RTRA-AMMAV), regroupe cette fois ci 5 partenaires, l'ISAE, le LAPLACE, l'ONERA, l'IMT et l'IMFT, coordonnateur du projet ; et a pour objectif l'amélioration des performances des aéronefs par optimisation des formes en temps réel en régime dynamique. L'originalité de l'approche repose sur le morphing hybride qui consiste à associer différentes classes de matériaux intelligents afin d'obtenir simultanément des déformations lentes de grande amplitudes et l'activation haute fréquence de l'aval du bord de fuite permettant ainsi d'atténuer le niveau de turbulence tout en augmentant les performances aérodynamiques, la manœuvrabilité, et la réduction du bruit [K.J. et al., 2015]. Dans le cadre de ce projet un démonstrateur a été réalisé sur un profil d'aile NACA 4412 (Figure 1.4) permettant ainsi de valider le concept [K.J. et al., 2015].

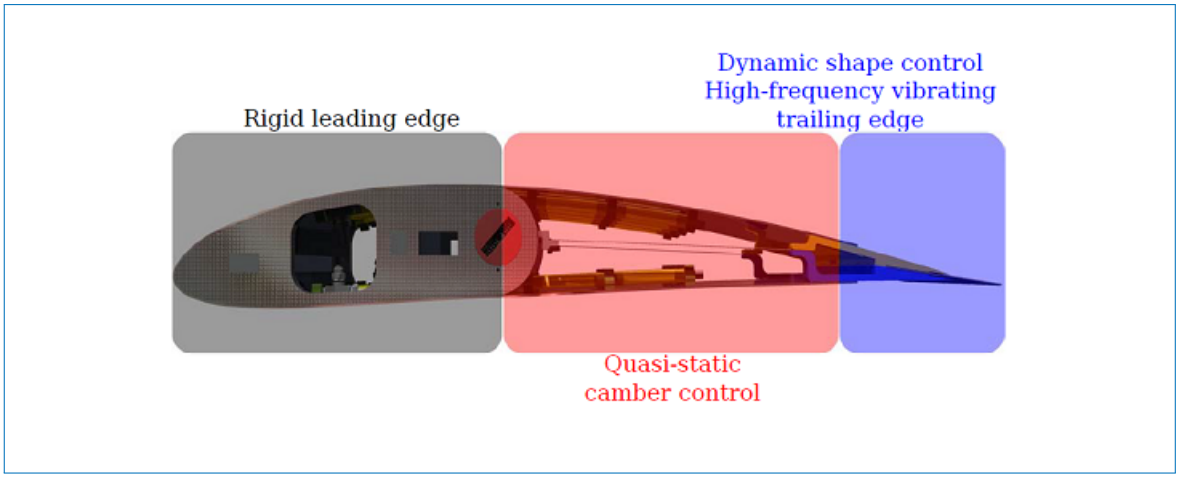


FIGURE 1.4 – Morphing électro-actif hybride [SCHELLER et al., 2014]

Hybrid electroactive morphing of Airbus A320 wings

Selon les progrès récents réalisés dans le domaine des matériaux intelligents, essentiellement les alliages à mémoire de forme (AMF) et les actionneurs piézoélectriques, les structures adaptatives ou morphing ont le potentiel d'améliorer les performances aérodynamiques pendant les phases de décollage et d'atterrissage (subsoniques) du vol en assurant un actionnement rapide, léger et polyvalent, capable d'opérer à différentes échelles de temps et de longueur comme le montrent les études de la présente équipe de recherche pluridisciplinaire Smart Wing Center de Toulouse depuis 2009 (www.smartwing.org). Dans ce contexte, une hybridation entre les actionneurs D'AMF ou electro-mécaniques assurant de fortes déformations (de l'ordre de 15% de la corde) aux basses fréquences (ordre de 1Hz) et des piézo-actionneurs intelligents assurant des vibrations à plus haute fréquence (ordre de 500 Hz) et de faibles déformations (ordre de 0,001% de la corde) avait été enregistrée comme "Hybrid electroactive morphing". Le morphing électroactif est donc capable d'assurer des systèmes embarqués beaucoup plus légers, plus rapides et beaucoup plus efficaces capables d'obtenir un contrôle de la cambrure approprié et simultanément capables de manipuler les tourbillons turbulents environnants dans les couches de cisaillement et dans le sillage autour de la région du bord de fuite, ainsi assurant une augmentation significative de la portance, une diminution de la traînée notamment au décollage et une réduction du bruit. L'objectif de cette étude est de transposer ces effets bénéfiques, initialement étudiés par l'équipe de la Smart Wing Center de Toulouse dans des prototypes réduits à l'échelle du laboratoire vers un prototype d'un volet hypersustentateur en morphing de grandeur nature d'une corde de 1m, associé à une aile d'Airbus A320 de 2,40 m de corde . Ce travail est réalisé dans le cadre d'une forte collaboration avec le département ETCT d'AIRBUS-France "Technologies et concepts émergents" à Toulouse, ainsi que dans le cadre du projet de recherche européen H2020 SMS - "Smart Morphing and Sensing for aeronautical configurations" N° 723402 (www.smartwing.org/SMS/EU). Cette étude dont l'expérimental et les simulations numériques sont fortement imbriqués a permit de construire plusieurs maquettes et prototype à des échelles différentes.

Le **prototype RS** (Reduced-Scale) de 70 cm de corde, d'une aile d'un A320 à un élément. Ce prototype a été monté dans la soufflerie S4 IMFT et plusieurs campagnes d'essais aérodynamiques ont été effectuées dans des conditions subsoniques. Ce modèle est capable de cambrer fortement en basse fréquence grâce à des actionneurs d'AMF. En outre, cette maquette est équipée d'actionneurs piézoélectriques près de la région de bord de fuite tout le long de l'envergure, permettant des vibrations de fréquence plus élevée avec une déformation de faible amplitude. De plus, des simulations numériques ont été effectuées dans le même contexte pour produire une synergie avec les études expérimentales.[Jodin, Motta et al., 2017a]

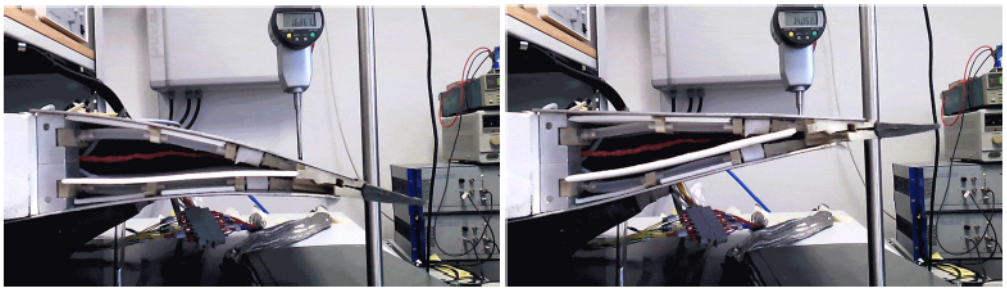


Figure 1.5 – Reduced-Scale (RS) prototype

Le **prototype transonic Reduced-Scale** (tRS) de 15 cm de corde d'une aile d'un A320 à un élément. Ce prototype a été conçu et construit par LAPLACE et l'évaluation expérimentale a été effectuée dans soufflerie transsonique de l'IMP-PAN. Ce prototype est équipé d'un système piézo-actionneur approprié appliquant des vibrations d'une fréquence de l'ordre de 50 à 350 Hz) près de l'extrémité du bord de fuite proche (amplitude de l'ordre 1-5 mm). Ce prototype vise à étudier performances aérodynamique et plus particulièrement la réduction de la traînée, en conditions de croisière.



Figure 1.6 – Le prototype LS dans la soufflerie de POLIMI impliquant le volet de morphing hypersustentateur construit dans l'atelier de l'IMFT

Le **prototype Large-Scale** (LS) est une maquette d'aile de type A320 à deux éléments composé d'une aile principale et d'un volet hypersustentateur. La corde du prototype est de 2,40 m dans la configuration "Clean".La corde du volet hypersustentateur est de 1 m. Cette dimension correspond approximativement à une dimension à mi-portée du volet hypersustentateur de l'aile A320. Etant donné que la configuration du prototype LS est proche de l'échelle 1, elle vise à démontrer l'applicabilité du concepts de morphing à échelle réelle. Le prototype LS a été conçu pour caractériser expérimentalement les performances du morphing d'un volet hypersustentateur pendant les phases d'approches de l'avion, c'est-à-dire pendant le décollage et l'atterrissage. Suivant les configuration de la maquette au cours de l'experimentation, la corde de l'ensemble (Aile principale + Volet hypersustentateur) peut varier de 2.40m à 2.72m. Des campagnes expérimentales ont été effectuées dans la grande soufflerie subsonique S1 de l'IMFT pour les configurations "clean" et de décollage. Au cours de ces expériences, un nouveau système de capteurs multi-points à fibres optiques à réseaux de Bragg est implémenté. Ce systeme de mesure de la pression in-stationnaire innovant a été développé par la société CEMENTYS qui est l'un des partenaire du projet SMS - "Smart Morphing and Sensing for aeronautical configurations".

Une partie de la campagne expérimentale a été réalisés à Polytechnique de Milan (POLIMI), partenaire du projet SMS. Pour cette campagne expérimentale, la maquette est composée du volet hypersustentateur en morphing de 2m d'envergure conçu et construit par l'IMFT et le LAPLACE, et d'une aile principale de 4m d'envergure (Figure 1.6).

1.3 Physique de l'écoulement turbulent autour d'une aile

1.3.1 Forces et moments aérodynamiques

Les forces et moments aérodynamiques s'appliquant sur un corps résultent essentiellement de deux phénomènes physiques : la distribution de la pression statique $p = p(s)$ sur la surface du corps et la distribution de la contrainte de cisaillement $\tau = \tau(s)$. la pression p agit normalement à la surface du corps, et la contrainte de cisaillement τ agissant tangentiellement à la surface du corps. L'intégration de $p(s)$ et $\tau(s)$ sur tout le corps, permet donc de retrouver la force résultante aérodynamique R et le moment aérodynamique M agissant sur le corps. [John D. Anderson, 2017]

On peut définir des quantités telle que :

La **pression dynamique** : qui est une mesure de l'énergie cinétique d'un fluide par unité de volume. Elle joue un rôle fondamental dans la conservation de l'énergie et sert de référence pour la définition des coefficients aérodynamiques. La formule de la pression dynamique est donnée par l'équation (1.1).

Le **coefficient de pression** : C'est un coefficient aérodynamique addimensionnel facilitant l'étude et la représentation graphique de la distribution des pressions autour de corps placés dans un écoulement de fluide incompressible. La formule de la pression dynamique est donnée par l'équation (1.2).

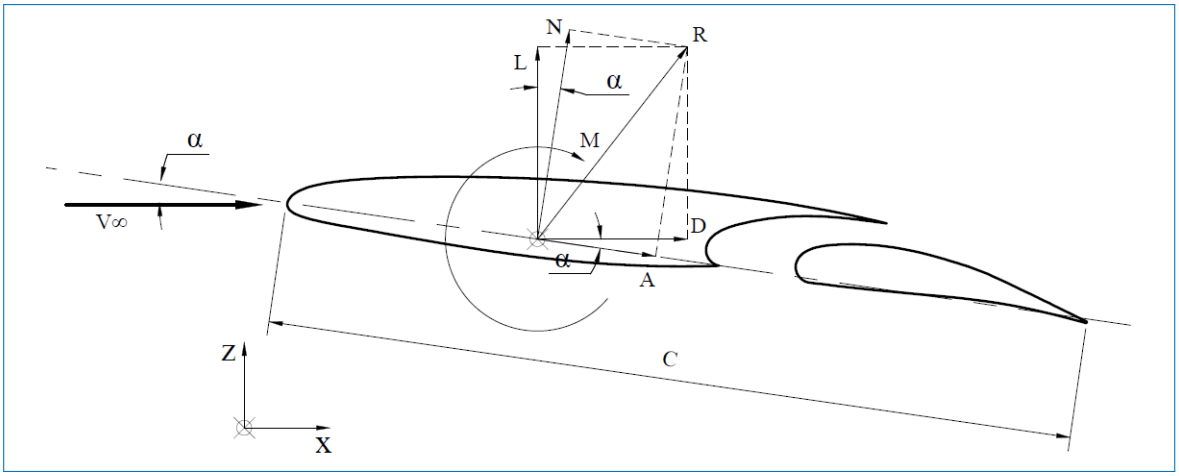


FIGURE 1.7 – Résultante des forces aérodynamiques et composantes

Le **coefficient de frottement** : Le coefficient de frottement est une contrainte de cisaillement qui est addimentionalisé par la pression dynamique de l'écoulement. La formule de la pression dynamique est donnée par l'équation (1.3).

$$q_\infty = \frac{1}{2}\rho_\infty V_\infty \tag{1.1}$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \tag{1.2}$$

$$c_f = \frac{\tau}{q_\infty} \tag{1.3}$$

En faisant l'intégration de la distribution de pression et de la contrainte de cisaillement on parvient ainsi à obtenir les coefficients de forces et moments qui sont donnés par les équations (1.4, 1.5, 1.6).

$$c_n = \frac{1}{c}\left[\int_0^c \left(C_{p,l} - C_{p,u}\right) dx + \int_0^c \left(c_{f,u}\frac{dy_u}{dx} + c_{f,l}\frac{dy_l}{dx}\right) dx\right] \tag{1.4}$$

$$c_a = \frac{1}{c}\left[\int_0^c \left(C_{p,u}\frac{dy_u}{dx} - C_{p,l}\frac{dy_l}{dx}\right) dx + \int_0^c \left(c_{f,l} - c_{f,u}\right) dx\right] \tag{1.5}$$

$$\begin{aligned} c_m = {} & \frac{1}{c^2}\left[\int_0^c \left(C_{p,u} - C_{p,l}\right) x dx + \int_0^c \left(c_{f,u}\frac{dy_u}{dx} + c_{f,l}\frac{dy_l}{dx}\right) x dx\right] + \\ & \frac{1}{c^2}\left[\int_0^c \left(C_{p,u}\frac{dy_u}{dx} + c_{f,u}\right) y_u dx + \int_0^c \left(-C_{p,l}\frac{dy_l}{dx} + c_{f,l}\right) y_l dx\right] \end{aligned} \tag{1.6}$$

Lors de l'évaluation ces intégrales, il faut noter que y_u est dirigé au-dessus de l'axe x, et est donc positif, alors que y_l est dirigé en dessous de l'axe des x, et est donc négatif. Aussi,

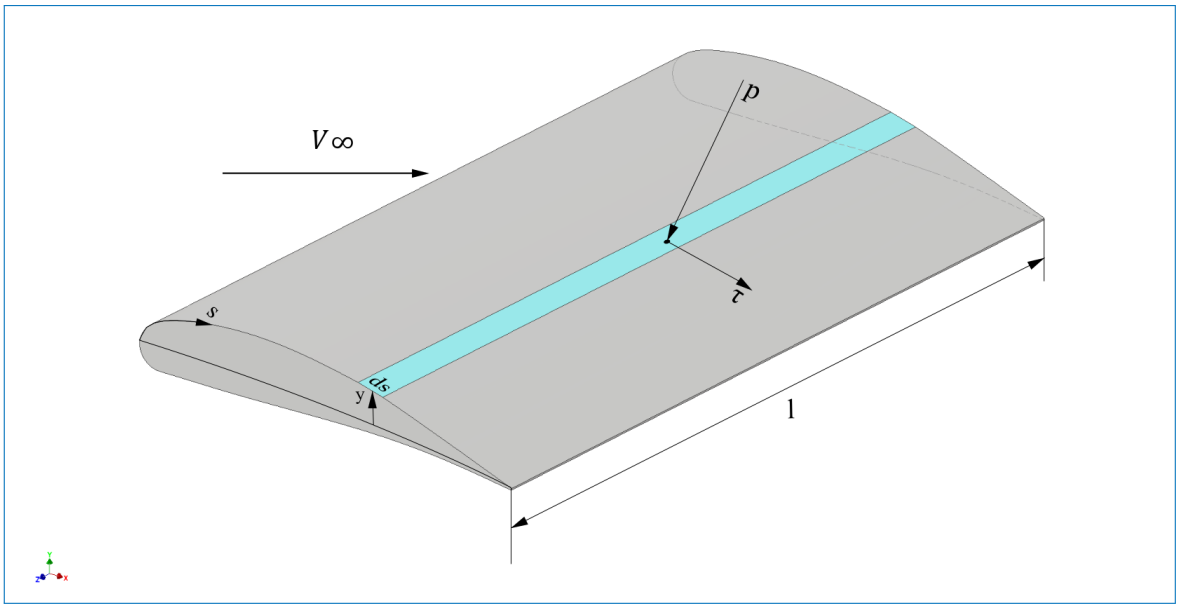


FIGURE 1.8 – Forces Aérodynamique sur un élément de surface

dy/dx sur les surfaces supérieure et inférieure suivent la règle habituelle du calcul (c'est-à-dire positif pour les parties du corps avec une pente positive et négatif pour ces portions avec une pente négative). Les **coefficients de portance et de traînée** sont donc donnés par les équations (1.7) et (1.8) :

$$c_l = c_n \cos(\alpha) - c_a \sin(\alpha) \tag{1.7}$$

$$c_d = c_n \sin(\alpha) + c_a \cos(\alpha) \tag{1.8}$$

Le coefficient de portance et de traînée sont en effet deux paramètres qui jouent un rôle très important dans le design préliminaire et l'analyse des performances d'un aéronef, ou d'une aile d'avion. En effet la vitesse de décrochage est déterminée par la valeur de $C_{L,max}$ donnée par la formule :

$$V_{stall} = \sqrt{\frac{2W}{\rho_\infty S C_{L,max}}} \tag{1.9}$$

D'autre part, le maximum vitesse pour un avion donné avec une poussée maximale T_{max} donnée du moteur est déterminé par la valeur minimale du coefficient de traînée $C_{D,min}$

$$V_{max} = \sqrt{\frac{2T_{max}}{\rho_\infty S C_{D,min}}} \tag{1.10}$$

Pour un avion donné, sans l'aide d'aucun système, le $C_{L,max}$ est déterminé uniquement à travers les lois physiques du champ d'écoulement aérodynamique sur l'avion.

Cependant, les concepteurs d'avion ont mis au point quelques dispositifs qui augmentent artificiellement le $C_{L,max}$ au-delà de la forme de base de l'avion. Ces dispositifs mécaniques sont appelés dispositifs hypersustentateur. Ce sont par exemples des volets hypersustentateurs, des becs de bord d'attaque etc. Lorsqu'ils déployés par le pilote ils servent à augmenter $C_{L,max}$ et diminuez donc la vitesse de décrochage. Ces dispositifs hypersustentateurs sont généralement déployés pendant les phases d'atterrissage et de décollage. On peut noter toutefois que bien qu'augmentant les performances aérodynamiques, leur utilisation reste sous-optimale. Le morphing est donc une solution qui permettrai de d'améliorer de façon significative les performances aérodynamiques.

1.3.2 Écoulements laminaires et turbulents

1.3.2.1 Les fondements de la turbulence

Cette section a pour but définir les écoulement laminaire et turbulent et les mécanismes de transition entre ces deux régimes. Le régime d'écoulement laminaire est caractérisé par un écoulement lisse dans lequel les particules fluide se déplacent suivant des couches parallèles avec un minimum de mélange entre les différentes ouches. Le régime turbulent qui nous intéresse quant à lui est caractérisé par un mouvement "chaotique" des particules fluide contenant des zones tourbillonnantes. Le régime turbulent ou laminaire dépend de l'importance relative des forces de frottement dû à la viscosité et les forces d'inerties dans le fluide. Le ratio entre les forces inertielles et les forces visqueuses est un nombre addimentionnel qui est appelé le nombre de Reynolds. la formule de ce nombre est donné par l'équation (1.11).

$$Re = \frac{\rho u L}{\mu} = \frac{uL}{\nu} = \frac{ForcesInertielles}{ForcesVisqueuses} \tag{1.11}$$

Dans cette équation, ρ représente la densité du fluide, u la vitesse de l'écoulement, L la longueur caractéristique de l'obstacle, μ la viscosité dynamique de l'écoulement, $\nu = \frac{\mu}{\rho}$ la viscosité cinématique. La longueur caractéristique dépend de la configuration de de l'objet dans l'écoulement ; par exemple pour un écoulement autour d'un cylindre la longueur caractéristique est le diamètre du cylindre, pour une écoulement autour d'une voilure, la longueur caractéristique est la corde du profil.

1.3.2.2 Caractéristiques de la turbulence

En ce qui concerne les écoulements turbulents, à cause des fluctuations, la vitesse et la pression du fluide sont des fonctions qui varient rapidement et de façon "aléatoire" suivant le temps et l'espace. Considérons par exemple la vitesse longitudinale u mesurée à un point de l'écoulement. Cette vitesse est représenté sur la figure (1.9). Si l'écoulement est laminaire et constant, alors : $u = \bar{u}$ en tout temps, ou $\bar{u}$ est la moyenne temporelle de la vitesse. Pour un écoulement turbulent, l'enregistrement de la vitesse inclus la moyenne

temporelle et la composante turbulente donnée par l'équation (1.12). Cette équation est communément appelée décomposition de Reynolds.

Étant donné que les mouvements du régime turbulent accompagné de vortex sont approximativement "aléatoire", la caractérisation de la turbulence se fait suivant des concepts statistiques. En théorie, l'enregistrement de la vitesse est continue et la moyenne temporelle peut être évaluée au travers d'une intégration. Cependant, dans la pratique, l'enregistrement de la vitesse est une série discrète de points u_i. La moyenne temporelles est évaluée sur l'intervalle de te compris entre t et $t+T$, ou T est bien plus long que n'importe quelle échelle de temps de phénomène de turbulence présent, mais bien plus courte que l'échelle de temps de la moyenne des instabilités de l'écoulement. La définition de la RMS donnée par l'équation (1.17) est l'écart type d'un jeu de vitesse fluctuante u_i'. Des définitions similaires peuvent être effectuée pour les vitesses latérales v, vitesse verticale w et la pression p. Une grande valeur élévée de u_{rms} indique un grand niveau de turbulence.

Reynolds decomposition : $$u = \bar{u} + u' \tag{1.12}$$

Mean velocity :
$$\bar{u} = \int_t^{t+T} u(t)dt \quad (continous\ records) \tag{1.13}$$
$$= \frac{1}{N}\sum_1^N u_i \quad (discrete,\ equispaced\ points) \tag{1.14}$$

Fluctuation :
$$u'(t) = u(t) - \bar{u} \quad (continous\ records) \tag{1.15}$$
$$= u_i - \bar{u} \quad (discrete,\ equispaced\ points) \tag{1.16}$$

Strength :
$$u_{rms} = \sqrt{\bar{u}'(t)^2} \quad (continous\ records) \tag{1.17}$$
$$= \sqrt{\frac{1}{N}\sum_1^N (u_i')^2} \quad (discrete,\ equispaced\ points) \tag{1.18}$$

Près de la parois de l'obstacle, l'écoulement a une structure distincte qui est appelé couche limite. la plus importante caractéristique de la couche limite est que la vitesse du fluide tend vers zéro lorsqu'on se rapproche de la paroi. Cela est appelé la condition de "non-glissement" ; c'est-à-dire qu'il n'y a pas de glissement relatif aux bords du fluide ou à l'interface fluide/structure. Ceci est du grâce à la viscosité du fluide qui crée l'adhérence sur la paroi. Plus la viscosité du fluide est élevée plus ce frottement visqueux est grand. La vitesse du fluide à la frontière ($y = 0$) est nulle . A une certaine distance de la paroi, la vitesse du fluide atteint une valeur constante U_∞ qui est appelée vitesse de l'écoulement

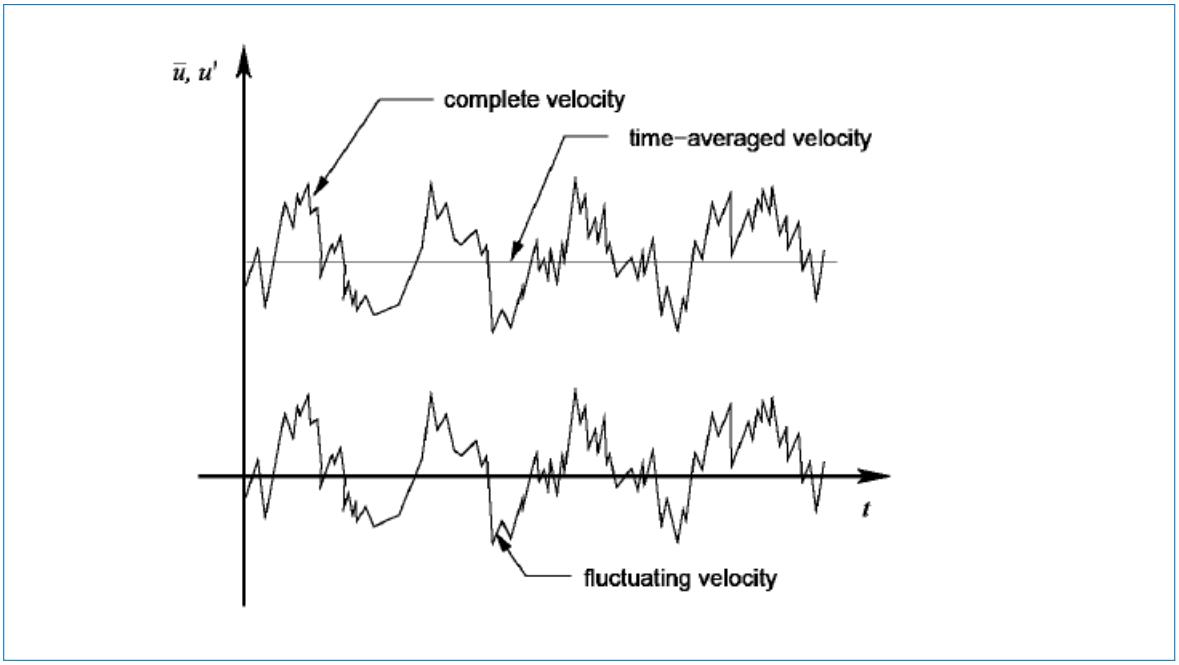


FIGURE 1.9 – Décomposition de Reynolds de la vitesse longitudinale u

libre. Entre la frontière et l'écoulement libre, la vitesse varie suivant les coordonnées verticales. Cette variation spatiale est appelée le *cisaillement*. La région de cisaillement ($\frac{\partial \bar{u}}{\partial y} > 0$) proche de la paroi est appelée *couche limite*. L'épaisseur de cette couche limite est δ, et est définie comme la distance au delà de la paroi ou $\bar{u} = 0.99U_\infty$

1.3.3 Les structures cohérentes

Nous avons vu plus haut que la turbulence apparaît comme un mode d'écoulement "chaotique" pour lequel un tourbillon crée est immédiatement étiré dans toute les directions, et finalement détruit par la turbulence. Il existe néanmoins des tourbillons cohérents ou structures cohérentes au sein de cette turbulence, c'est-à-dire des structures ayant "un temps de vie important devant leur temps de retournement". Les deux principales structures cohérentes présentes dans le sillage d'une voilure sont : les tourbillons de Von Kármán (VK) et de Kelvin-Hemholtz (KH).

Les tourbillons de KH apparaissent dans une couche de mélange entre deux écoulement de vitesse différentes. Provenant d'une séparation instationnaire de l'écoulement autour d'une voilure, les tourbillons de KH sont caractérisés par par des vortex pivotant dans la même direction. Les vortex générés par l'instabilité de KH sont périodiques et évoluent vers une allé de tourbillons qui ont la même longueur d'ondes. Au cour de son évolution, il va y avoir des appariement successifs qui vont épaissir la couche de mélange. Plusieurs études faites ont permis la compréhension de ce phénomène. Par exemple l'étude numérique menée par Hoarau et al. [HOARAU et al., 2003] a permis de caractériser les mécanismes de transition de la turbulence en 3D sur une aile NACA0012 en forte incidence pour une gamme de nombre de Reynolds de $[800\ ;\ 10000]$.

Une allée de tourbillons de Von Kármán (VK) est un phénomène périodique de

tourbillons causés par la séparation instable d'un écoulement autour de corps. le profil de vitesse présente alors deux points d'inflexion, chacun responsable du lâcher d'une allée de tourbillons de Kelvin-Helmholtz, avec changement du signe des tourbillons d'une allée sur l'autre. Ces allées s'organisent en opposition de phase dans la direction de la corde, ce qui correspond au mode dominant d'instabilité. Lorsqu'un tourbillon se détache, un écoulement dissymétrique se forme autour du corps, ce qui modifie la distribution des pressions. Cela signifie que la séparation alternée des tourbillons peut créer sur ce corps une déportance périodique, cause de vibrations. Si la fréquence de séparation est voisine de la fréquence propre d'une structure, cela peut créer une résonance de la structure.

1.3.4 Contrôle de l'écoulement et de la turbulence - Interaction fluide-structure

Il n'est plus à démontrer qu'un écoulement laminaire autour d'une aile induit moins de traînée qu'un écoulement turbulent. En outre, les instabilités de l'écoulement sont des sources de vibration, de bruit aérodynamique et influence de façon active les forces aérodynamiques telles que la portance et la traînée. Dans certain cas ces instabilités peuvent se coupler avec des mode de vibration de la structure et conduire à des instabilités fluide/structure tel que le flottement. Étant donné que les phénomènes en présence sont non-linéaires, une petite action peut induire un effet considérable. C'est ainsi que le Prof. Israel J. Wygnanski défini le contrôle de l'écoulement comme le fait d'introduire une petite énergie dans l'écoulement et s'attendre à un changement considérable de comportement de l'écoulement.

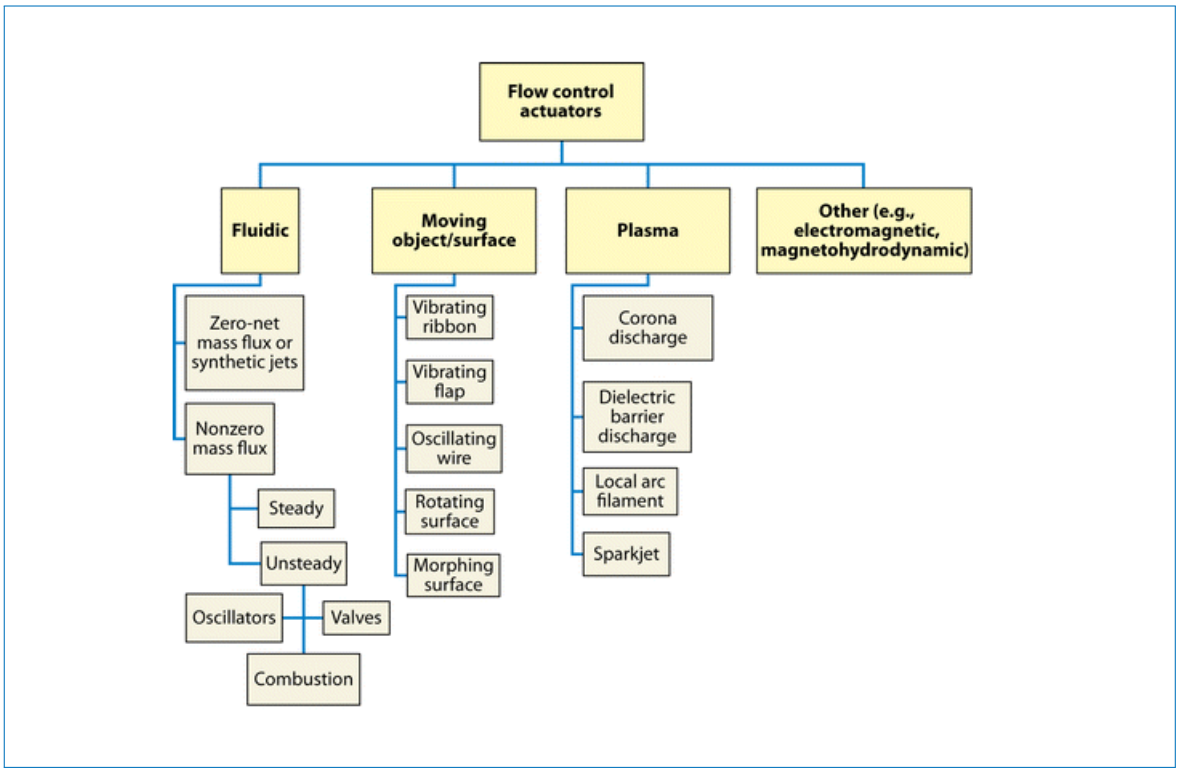


FIGURE 1.10 – Classification de type de contrôle d'écoulements [LOUIS N. et MARK, 2011]

Les stratégies de contrôle de l'écoulement peuvent se faire façon passives ou ac-

tives ; les méthodes actives sont catégorisées en fonction de la réponse du système d'actionnement aux changements opérés dans la nature de l'écoulement, c'est-à-dire la commande en boucle ouverte ou en boucle fermée (rétroaction). Il existe différents types d'actionnement dans les applications de contrôle de l'écoulement, et ceux-ci peuvent être classés de nombreuses manières. Une classification utile est illustrée sur la figure (1.10), dans laquelle les actionneurs sont organisés suivant leur fonction [Louis N. et Mark, 2011].

L'optimisation de la forme des voilures, est un exemple de contrôle passif de l'écoulement, qui est intrinsèquement en boucle ouverte, car le système ne peut pas répondre aux changements de l'état d'écoulement. Les stratégies de contrôle de l'écoulement en boucle ouverte nécessite d'avoir une connaissance exacte du système et ne répondent pas aux changements d'état de l'écoulement ou aux perturbations inconnues, car les paramètres de l'actionneur sont définis à priori pendant la conception du système. Ainsi, le principal inconvénient de la commande en boucle ouverte est sa grande sensibilité aux perturbations qui affectent fortement les performances du système, en particulier, dans des conditions qui dépassent l'enveloppe de conception. Par conséquent, si des perturbations qui ne sont pas prises en compte dans le modèle sont présentes, le contrôleur échouera en général. Comparé aux approches de contrôle en boucle ouverte, le contrôle de flux en boucle fermée peut améliorer les performances dynamiques avec moins d'effort de contrôle et réduire l'influence des perturbations, car il utilise les informations du système dans l'ordre pour détecter des perturbations inconnues qui ne sont pas prises en compte à priori, ce qui le rend plus robuste aux écarts par rapport au modèles supposés.

IL est important de note toute fois que le morphing n'est pas un simple contrôle de la turbulence, mais consiste en une interaction fluide-structure. en effet, la déformation imposée de la voilure influence les caractéristiques intrinsèques de l'écoulement autour du profil et vice-versa.

1.4 État de l'art sur les matériaux intelligents et actionneurs

1.4.1 Les matériaux piézo-électriques

Définition : La piézo-électricité est la propriété que regorgent certains matériaux de se polariser électriquement sous l'action d'une contrainte mécanique (Compression, Traction) : c'est l'effet piézoélectrique direct découvert en 1880 par les frères Paul-Jacques et Pierre Curie [Scheller, 2015]. Inversement le cristal se déforme lorsqu'on lui applique une tension électrique : c'est l'effet inverse de la piézo-électricité qui a été démontré par les frères Curie après les prédictions mathématiques de Lippman en 1881.

Les relations constitutives linéaires qui définissent les interactions électriques et mécaniques des matériaux piézoélectriques sont données par les équations (1.19, 1.20). Dans ces relations, ϵ_p est la déformation mécanique, σ_q est la contrainte mécanique, E_i représente le champs électrique, S^E_{pq} est la compliance élastique, d_{ip} est le coefficient déformation piézo-électrique, D_i est la constante électrique de déplacement, ϵ^σ est la constante

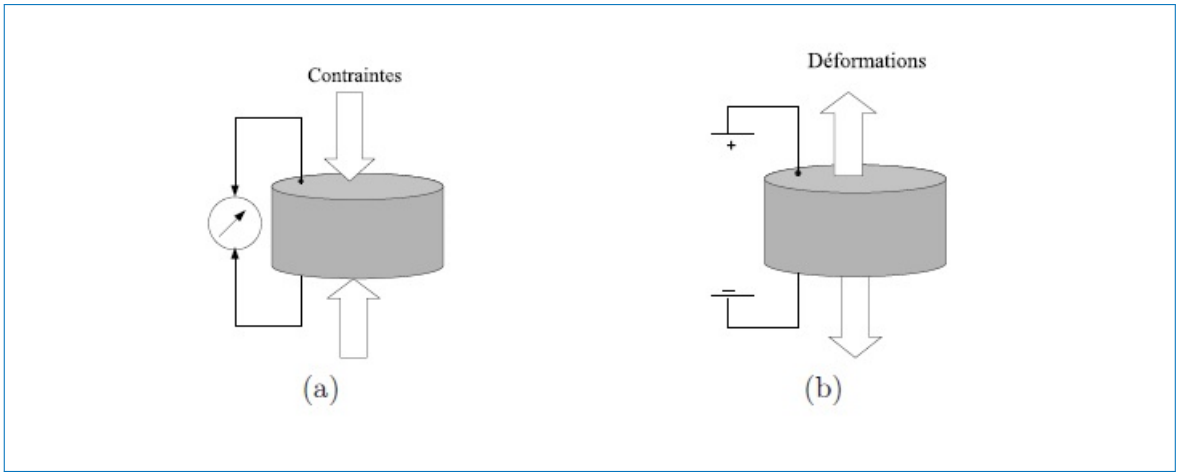


FIGURE 1.11 – Illustration de l'effet piézo-électrique : (a) effet direct (b) effet inverse

maximum strain ϵ_{act}	0.2 %
maximum stress σ_{act}	40 Mpa
Actuation electric field E_{act}	100 $-$ 2000 kV/m
Actuation Frequency F_{act}	1 MHz
Efficacité	$>$ 90 %

TABLE 1.1 – Propriétés céramiques piézoélectriques [RUDIGER, 2007]

diélectrique du matériau piézo-électrique, $p, q = 1...6$, $i, j = 1...3$ indiquant les direction spatiales. [A. H. et al., 1987]

$$\epsilon_p = S^E_{pq}\sigma_q + d_{ip}E_i \tag{1.19}$$

$$D_i = d_{ip}\sigma_p + \epsilon^\sigma_{ij}E_j \tag{1.20}$$

Quelques types de matériaux piézo-électriques : On distingue plusieurs types de matériaux piézoélectriques : Les cristaux (Quartz, topaz, etc.) ; Les polymères piézoélectriques (Polyvinylidene fluoride (PVDF), etc.), les céramiques piézoélectriques (Titanate Zirconate de Plomb (PZT) etc.) et les composites piézoélectriques (piezoelectric fiber composites (PFCs)) SCHELLER, 2015. Quelques propriétés des céramiques piézoélectriques et polymères piézoélectriques sont consignées dans les tableaux (1.1, 1.2)

maximum strain ϵ_{act}	1 %
maximum stress σ_{act}	1 Mpa
Actuation electric field E_{act}	5 $-$ 100 MV/m
Actuation Frequency F_{act}	1 MHz

TABLE 1.2 – Propriétés polymères piézoélectriques [KHALED et al., 2014 ; RUDIGER, 2007]

1.4.2 Les matériaux électrostrictifs

L'électrostriction est un phénomène similaire à la piézoélectricité qui donne naissance à une déformation proportionnelle au carré du champ électrique appliqué. L'un des principaux matériaux électrostrictifs est le PMN-PT (Plomb-Magnesium-Niobate de Plomb-Titanate) qui a un fort coefficient électrostrictif et une permittivité relativement élevé.

1.4.3 Les matériaux magnétostrictifs

La magnétostriction est la capacité qu'ont certains matériaux (principalement les matériaux ferromagnétiques), de se déformer lorsqu'ils sont soumis à un champ magnétique et vice-versa. L'un des principaux matériaux magnétostrictifs est le TERFENOL-D (TERbium Fe Naval Ordnance Laboratory Dysprosium) qui est un est un alliage de fer et de terres rares [Scheller, 2015]. Les propriétés des matériaux magnétostrictifs sont données dans le tableau (1.3).

maximum strain ϵ_{act}	0.2 % $(static)$ 0.4 % $(dyn.)$
maximum stress σ_{act}	100 Mpa
Actuation magnetic field E_{act}	50 $-$ 200 kA/m

Table 1.3 – Propriétés matériaux magnétostrictifs [Frank et al., 2003]

1.4.4 Les Alliages à Mémoire de Forme (AMF)

1.4.4.1 Définition et généralités sur les AMF

L'effet de mémoire de forme est la capacité qu'ont certain alliages de retrouver leurs formes antérieures après déformation à basse température grâce à un stimulus thermomécanique ou magnétique [Jaronie Mohd et al., 2013]. Lorsqu'un alliage ordinaire est soumis à une sollicitation extérieure supérieure à sa limite élastique, il se déforme et cette déformation persiste après suppression de la contrainte. Les alliages à mémoire de forme comme NiTi, CuAlZn et CuNiAl échappent à ce comportement. A basse température, un échantillon d'un alliage à mémoire de forme peut subir une déformation apparemment plastique de quelques pour-cents et récupérer intégralement sa forme initiale par chauffage.

maximum strain ϵ_{act}	8 %
maximum stress σ_{act}	600 Mpa
Actuation temperature T_{act}	60 $-$ 200 C
Actuation Frequency F_{act}	1 Hz

Table 1.4 – Propriétés Alliages à Mémoire de Forme [Lexcellent, 2013]

Toutes leurs propriétés sont dues à une transformation de phase thermoélastique au cours de laquelle, une phase mère (austénite) donne naissance, de façon réversible, à une phase martensitique sous l'effet d'une variation de température et/ou sous l'applica-

tion d'une contrainte mécanique. Cette transformation confère aux AMF cinq propriétés exceptionnelles :

L'effet de mémoire simple : ici l'AMF conserve un état déformé après la suppression de la contrainte, puis récupère sa forme initiale lors du chauffage.

L'effet de mémoire double : En plus de l'effet simple mémoire, l'AMF peut se rappeler de sa forme à la fois en haute et basse température. Toute fois les AMF à effet de mémoire double sont moins utilisé industriellement, car ils nécessitent un entraînement particulier et recouvre en général la moitié des déformations par rapport à un AMF effet de mémoire simple pour un même matériau.

L'effet super-élastique : l'AMF reprend sa forme initiale après l'application de contraintes mécaniques à des températures comprises entre A_f et M_s, sans la nécessité d'une activation thermique.

L'effet caoutchoutique : l'alliage (sous forme martensitique auto-accommodée) subissant une déformation conserve au relâchement une déformation résiduelle ; si le matériau est à nouveau contraint puis déchargé, cette déformation résiduelle augmente ;

L'effet amortissant : l'alliage est capable d'amortir des chocs ou d'atténuer des vibrations mécaniques. En effet la super-élasticité ou même simplement l'élasticité de la phase martensitique présentent un phénomène d'Hystérésis qui entraîne une dissipation de l'énergie.

1.4.4.2 Comportement themomécanique des AMF

Les caractéristiques que présentent les AMF sont directement liées à la transformation de phases du matériau lorsqu'il soumis à une contrainte mécanique et/ou une variation de température. La transformation thermo-élastique martensitique apparaît à l'état solide sans diffusion. Les deux phases de solide sont la phase autenistique (A) et la phase martensitique (M). Ces phases ont des structures cristallines différentes, ce qui implique des propriétés distinctes au sein du même matériau. Lorsque l'AMF est chauffé, l'austenite est transformé en martesite ($A \longrightarrow M$) et vice versa lorsque l'AMF est refroidi ($M \longrightarrow A$). dans le processus de transformation on distingue quatre température caractérisées qui sont désignées par M_f, M_s, A_s, A_f ou s et f sont des indicateur du début (start) et et la fin (finish) de la transformation. La phase de transformation qui est induite par la variation de la température représente le socle de la compréhension de *l'effet de mémoire de forme* qui se traduit par la restitution des déformation pseudo-plastiques.

1.4.5 Les Alliages à Mémoire de Forme magnétiques

Les alliages à mémoire de forme Magnétiques (Ni-Mn-Ga, etc.), qui sont également connus comme alliages à mémoire de forme ferromagnétiques peuvent s'actionner à des fréquences plus élevées (jusqu'à 1 kHz). La transformation martensitique est toujours sous contrôle thermoélastique, mais les variantes de martensites obtenues peuvent être orientées par l'application d'un champ magnétique, ouvrant ainsi la voie à un contrôle

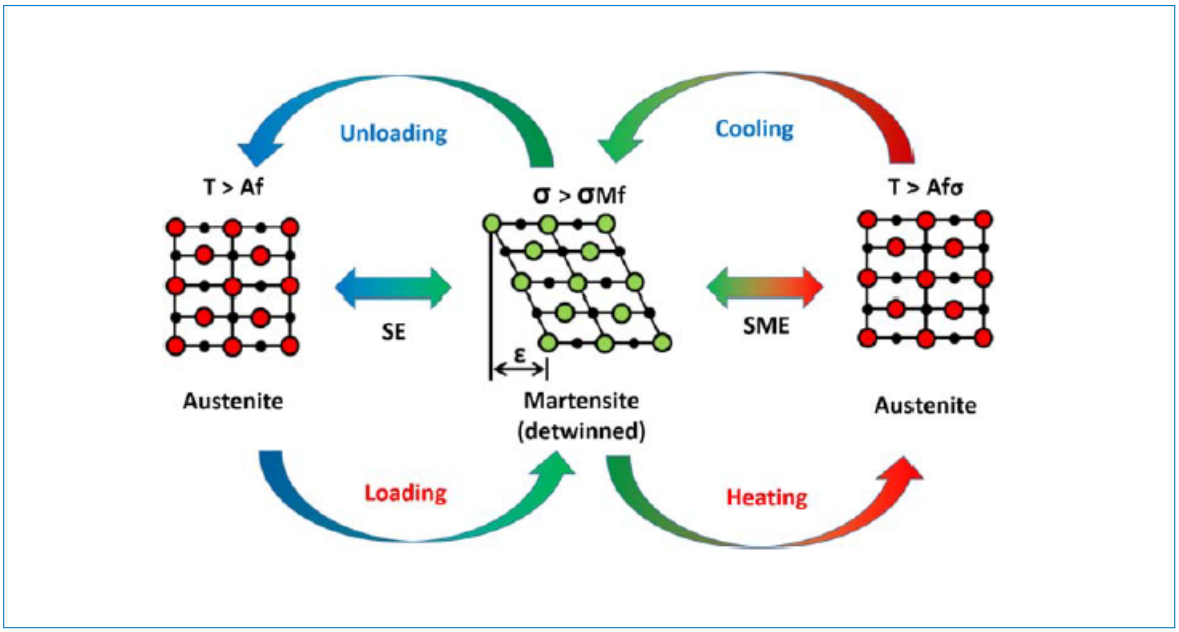


FIGURE 1.12 – Illustration de l'effet de Mémoire de Forme

magnétique des AMF. Les AMF se rétrécissent lorsqu'ils sont chauffés à grande température et reviennent à leur forme initiale après refroidissement à cause de la modification de l'orientation cristalline et du vide entre les cristaux. Les caractéristiques des Alliages à Mémoire de Forme magnétiques sont données dans le tableau (1.5)

maximum strain ϵ_{act}	10 %
maximum stress σ_{act}	4 Mpa
Actuation magnetic ield field H_{act}	700 $-$ 1000 kA/m
Actuation Frequency F_{act}	1 kHz

TABLE 1.5 – Propriétés Alliages à Mémoire de Forme magnétiques [N et S H, 2015]

1.4.6 Les polymères à mémoire de formes

Les polymères à mémoire de forme (Shape Memory Polymères en anglais) forment un groupe distinct de polymères qui, sous l'influence d'une stimulation (La stimulation peut être thermique directe (température) ou indirecte (la lumière, les champs électriques et magnétiques) ou d'origine chimique (pH, ions et enzymes spécifiques, etc.), changent de forme. Les caractéristiques des polymères à mémoire de formes sont données dans le tableau (1.6)

maximum strain ϵ_{act}	200 %
maximum stress σ_{act}	3 Mpa
Actuation temperature T_{act}	40 $-$ 55 C
Actuation Frequency F_{act}	0.2 Hz

TABLE 1.6 – Propriétés polymères à mémoire de formes [LEXCELLENT, 2013 ; MARC et ANDREAS, 2007]

1.4.7 Comparaison des matériaux intelligents

Tel qu'indiqué sur la figure (1.14), on remarque que les matériaux à mémoire de formes peuvent fournir des grandes déformations d'actionnement. Les forces d'actionnement sont plus élevées pour les alliages à mémoire de forme que pour les polymères à mémoire de formes. Les matériaux piézoélectriques, électro-strictif et magnétostrictifs ont des déformations d'actionnement faibles mais des contraintes d'actionnement aussi élevées que pour des AMF [Scheller, 2015]. Toutefois, Il faut noter qu'il ne s'agit que des capacités des matériaux ; les dispositifs permettant la mise en œuvre de ces matériaux ne sont pas pris en compte. On ne peut donc pas comparer directement les performances des actionneurs basés sur ces matériaux. On peut noter également que malgré le fait que les matériaux magnétostrictifs sont plus intéressants que les piézoélectriques, les dispositifs générant les champs magnétiques sont très lourds et encombrant, ainsi les actionneurs basés sur des matériaux magnétostrictifs sont moins intéressant que ceux basés sur des piézoélectriques. Les céramiques magnétostrictifs peuvent se déformer de 0,1% sous 60 MPa, les AMF peuvent avoir des déformations de l'ordre de 8% sous 700 MPa. Les polymères à mémoire de formes permettent quant à eux de plus grandes déformations (voir 70%) sous faibles contraintes.

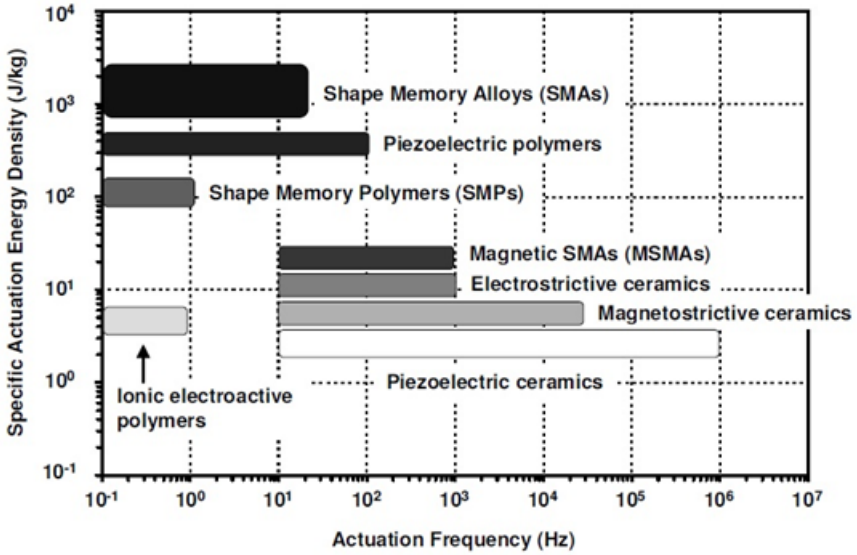


Figure 1.13 – Densité d'énergie d'actionnement par rapport à la fréquence d'actionnement pour différents types de matériaux

La figure (1.13) montre que les AMF ont une densité d'énergie d'activation spécifique grande mais présente une fréquence d'actionnement faible. Les céramiques piézoélectriques quant à eux ont une grande fréquence d'actionnement. Les tableaux (1.7) récapitulent les propriétés des matériaux intelligents suivant leur forces et faiblesses [Scheller, 2015].

Avantages	Inconvénients
alliages à mémoire de forme	
• déformations et forces d'actionnement élevées	• Fréquences d'actionnement limité • Nécessité d'isolation thermique • Phénomène accentué d'hystérésis
Les alliages à mémoire de forme magnétiques	
• Fréquences d'actionnement et déformations d'actionnement élevées	• Circuit magnétique lourds et encombrants • Force de blocage est limitée • Chauffage par effet Joule dû au courant contrôle • Des champs magnétiques puissants exigent une protection supplémentaire
Les céramiques piézoélectriques	
• Fréquences d'actionnement et forces d'actionnement élevées • Contrôle de tension simple • Faible consommation énergétique	• Observation des non linéarités lorsque le champ électrique devient grand • Phénomène d'hystérésis • Déformations limitées • Risque de dépolarisation
Les céramiques magnétostrictifs	
• Fréquences d'actionnement et forces d'actionnement élevées • Fourni des déformations plus grandes que les céramiques piézoélectriques	• Circuit magnétique lourds et encombrants • Forte consommation énergétique pendant l'actionnement quasi-statique • Des champs magnétiques puissants exigent une protection supplémentaire
Les céramiques électro-strictifs	
• Fréquences d'actionnement et forces d'actionnement élevées • Phénomène d'hystérésis faible par rapport aux céramiques piézoélectriques • Aucune polarisation nécessaire pour une petite variation additionnelle	• Les performances dépendent fortement de la température

TABLE 1.7 – Comparison of smart-material advantages and inconveniences

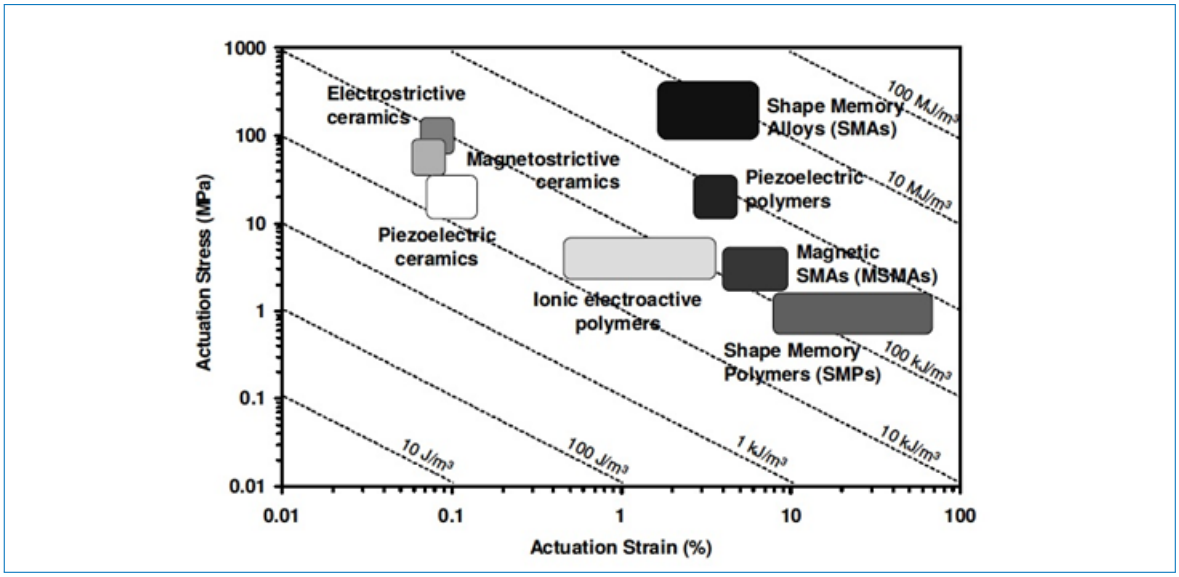


FIGURE 1.14 – Courbes contraintes-déformations des différents matériaux avec des lignes transversales indiquant les gammes de densité d'énergie d'activation

1.5 Différents concept de Morphing et structures adaptatives

Plusieurs concepts de morphing ont été proposés au cours de ces dernières années. Cependant, la plupart d'entre eux ne sont pas adaptés pour les grands avions commerciaux et leur applicabilité est limitée aux drônes etc. La conception des dispositifs de morphing des aéronefs commerciaux de grande taille est un objectif beaucoup plus difficile en raison des exigences de résistance aux forces aérodynamiques très élevées etc. Le système d'actionnement doit être efficace en termes de consommation d'énergie et doit être capable de déformer la structure pour accéder à la forme souhaitée. Il doit également comporter un petit nombre de pièces mobiles pour garantir une haute fiabilité et alléger le poids global de la structure. En ce qui concerne le matériau constitutif de la peau, il doit être assez rigide pour supporter les charges aérodynamiques externes, mais doit aussi être flexible pour s'adapter convenablement à la déformation imposée par le système d'actionnement [SILVESTRO et al., 2011]. En outre, les contraintes dans le matériau doivent être suffisamment faibles pour garantir la résistance et l'intégrité de la structure.

1.5.1 État de l'art sur les peaux pour le morphing

Ces dernières années, plusieurs recherches ont été menées afin de développer des peaux capables de réaliser le morphing des structures des aéronefs.

Peaux élastiques

Les élastomères, tels que le caoutchouc de silicone, ont une faible rigidité et une contrainte de rupture élevée qui les rend prometteurs candidats pour le morphing des surfaces. De plus, les élastomères peuvent être attractif en termes de coût relativement bas et des techniques de fabrication simples telles que la coulée liquide. Alors que leurs caractéristiques de rigidité en font un solution attractive pour réaliser de grandes déformations

avec des exigences d'actionnement modestes, leur faible rigidité peut ne pas être adaptée pour supporter des charges externes. Par exemple, les charges aérodynamiques appliquées à une peau en élastomère peuvent entraîner un grand hors plan de déformations indésirables. Des études paramétriques ont montré que le les propriétés idéales pour une peau morphing sont d'avoir un faible rigidité dans le plan pour réduire les besoins d'actionnement tout en ayant une rigidité hors plan élevée pour résister chargement externe [Daynes et Weaver, 2013].

Peaux anisotropes

Les matériaux anisotropes pourraient être des potentielles solutions permettant de résoudre au mieux la problématique qu'exige les peaux des structures en morphing. Une solution plus évidente est de considérer un composite unidirectionnel, toutefois leurs faible rigidité en flexion et leur mauvaise tenue au flambage est un facteur très limitant. Les composites ondulés proposés par Yokozeki et al. [Tomohiro et al., 2006] ont une anisotropie importante mais les ondulations induisent une surface ayant des mauvaises caractéristiques aérodynamiques. Pour améliorer les différentes caractéristiques, ils proposent l'association avec des barres en CFRP (augmentation de la rigidité) et une couche d'élastomères (amélioration des caractéristiques aérodynamiques) figure (1.15).

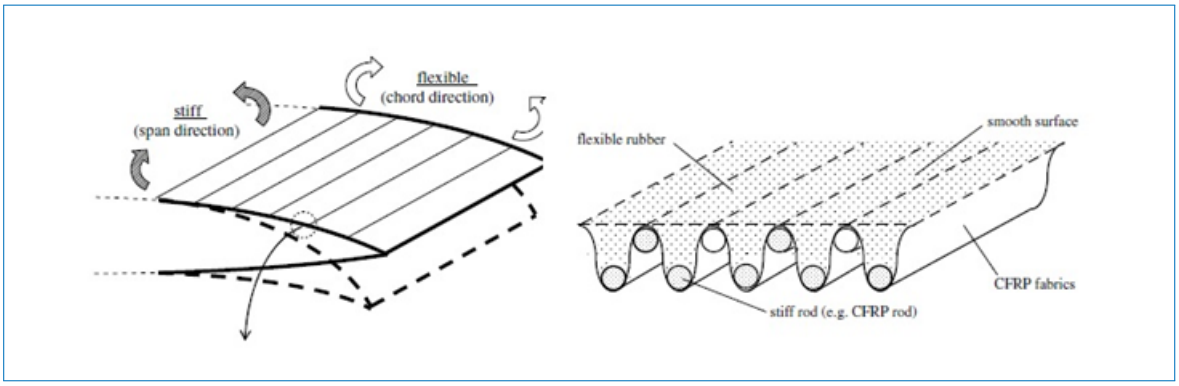


Figure 1.15 – Peau Composite ondulé

Thill et al. [C. et al., 2010] ont également menés des études sur les Composites ondulés pour réaliser une peau souple pour le morphing. La différence fondamentale entre le travail de Yokozeki et al. [Tomohiro et al., 2006] est dans la forme de l'ondulation. Yokozeki et al. ont considérés une ondulation circulaire, alors que Thill et al. ont considérés comme une ondulation profil trapézoïdale. Les deux études ont atteint les mêmes conclusions que, grâce à leur forte anisotropie, les stratifiés ondulés peuvent permettre de grands déplacements dans la direction d'ondulation avec petite force d'actionnement. Ces composites ondulées ne conviennent que pour morphing unidimensionnel tels que le changement dans la corde, de l'envergure ou de la cambrure. D'autres études menées [Iman et al., 2013] sur les composites ondulés ont permis d'élaborer et de caractériser les panneaux sandwich réalisé à base de composites ondulés recouvert d'élastomères et de développer les modèles mathématiques. Murray et al. [Gabriel et al., 2010] proposent d'utiliser les composites à

matrice flexible (FMC) pour le morphing 1D. Un composite à matrice flexible est constitué d'une matrice souple (tel que les élastomères, silicone etc.) et de fibres de renfort, typiquement en verre ou en carbone ; ce qui leur confère un très haut degré de orthotropie.

Peaux formés de structures cellulaires

L'auxétisme (du grec auxein, s'étendre) est le fait, pour un matériau, de posséder un coefficient de Poisson négatif ou nul. Ce comportement non intuitif dû à la structure cellulaire se traduit par l'expansion de la section transverse sous un chargement de traction. Un cas particulier de comportement de structures à coefficients de poisson nul peut être réalisé par des structures cellulaires en concevant soigneusement la géométrie des cellules constitutives [Daynes et Weaver, 2013]. Les matériaux ayant une structure cellulaire sont potentiellement bon candidat pour une déformation importante en raison de l'espace libre dans la structure. Bubert et al. [EDWARD A. et al., 2010] ont élaborés une peau souple pour le morphing 1D. Leur peau est constituée d'un panneau de MFC (flexible matrix composite) supportée par une structure cellulaire ayant zéro coefficient de Poisson. La Figure (1.16) montre la peau qui a été fabriqué. Les essais expérimentaux ont montré que cette conception est un potentiel candidat pour la réalisation des peaux souples du morphing 1D.

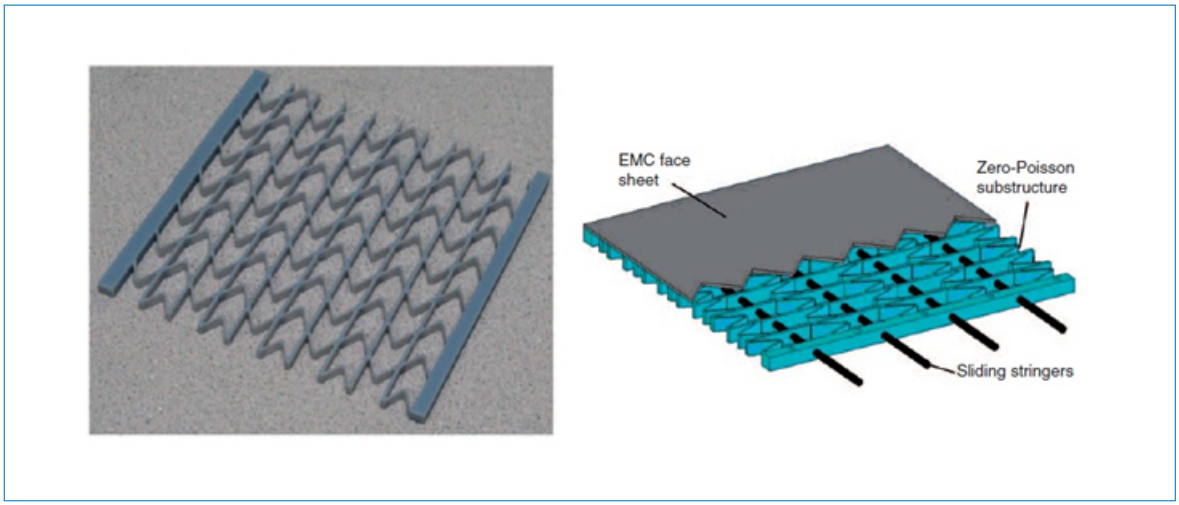


Figure 1.16 – Peau flexible réalisée à partir de MFC et structure cellulaire ayant zéro coefficient de Poisson

1.5.2 Structures adaptatives et morphing

Ces dernières années plusieurs concepts de structures adaptatives ont été développés, la plupart trouve leur application pour des drônes. Silvestro Barbarino et al. Proposent en 2010 une structure adaptative constituée de nervures ayant une structure en treillis parmi lesquelles certaines barres sont en AMF [Silvestro et al., 2010]. Ce concept met en evidence une architecture de volet pour un bord de fuite à cambrure variable, dont la géométrie de référence est basé sur une aile grandeur nature pour un avion de transport régional. La nervure adaptative est basée sur une structure en treillis où certains les membres

sont des tiges "actives" d'AMF (Figure 1.17). Ces actionneurs sont capables de supporter les charges externes tout en permettant modification de forme. Des éléments élastiques sont incorporés pour fournir une précontrainte des AMF et donc permettre l'actionnement. La disposition de la structure est obtenue à l'aide d'un processus d'optimisation préliminaire, incorporant des contraintes, en se concentrant sur un élément de base en forme de ferme permettant sa répétition et sa position dans la structure globale. En 2011, ils élaborent également un dispositif d'actionnement constitué des pièces élastiques en forme d'arc avec des extrémités reliées par un câble d'AMF [S. et al., 2011]. La cambrure du profil aérodynamique du bord de fuite de l'aile est contrôlés en remplaçant le volet par des sections se rabattant sans charnière (Figure 1.18). La première étape de leur développement consistait à réaliser le test d'un dispositif d'actionnement basé sur un ruban d'AMF, capable d'effectuer une rotation nette de 5 degrés. Ensuite, un aileron est conçu et testé expérimentalement en présence de charges statiques, basé sur une nervure adaptatives construite comme une répétition en série de l'actionneur proposé.

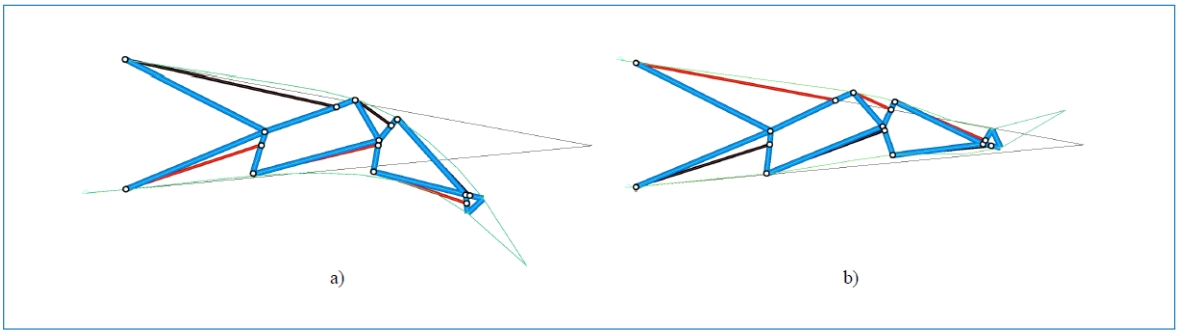


FIGURE 1.17 – Morphing de nervure en treillis avec solution de panneau coulissant rigide : configuration a) vers le bas et b) vers le haut (en bleu sont représentées les tiges rigides, en noir les AMF passifs et en rouge les AMF actifs) [SILVESTRO et al., 2010]

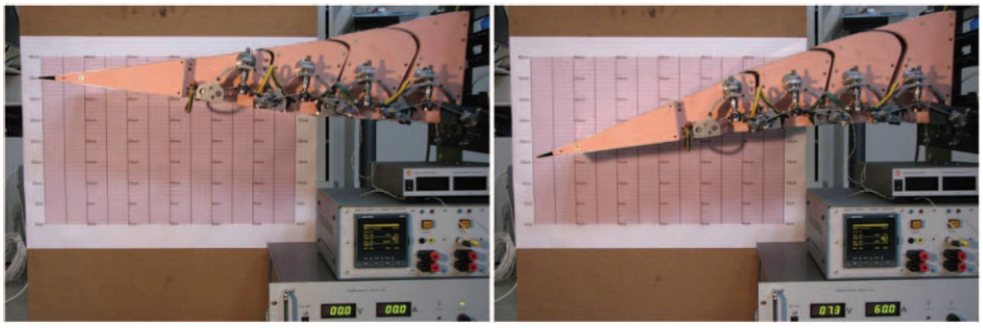


FIGURE 1.18 – Tests fonctionnels préliminaires - prototype expérimental : pré-chargé (gauche) et actionné (droite) [S. et al., 2011]

Kumar et al. proposent un concept basé sur un double panneaux de composites ondulés. Cette structure est composée d'une fine poutre de flexion orientée dans le sens de la corde et coïncidant avec la ligne de corde du profil aérodynamique à cause de la symétrie

du profil choisi. Le noyau de la section de morphing est constitué d'une double structure ondulée dont l'enveloppe coïncide avec la forme du profil aérodynamique (NACA0012) et reliée à une surface de peau en composite à matrice d'élastomère pré-contraint (figure 1.19). Afin d'assurer une flexion continue, une paire de câbles antagonistes de grande rigidité, est montée. Des déplacements égaux et opposés donnés aux câbles produiront un moment de flexion sur la bande de bord de fuite rigide, qui induit alors une flexion de la structure de morphing de bord de fuite pour créer de grands changements dans la cambrure du profil aérodynamique [D. et al., 2018].

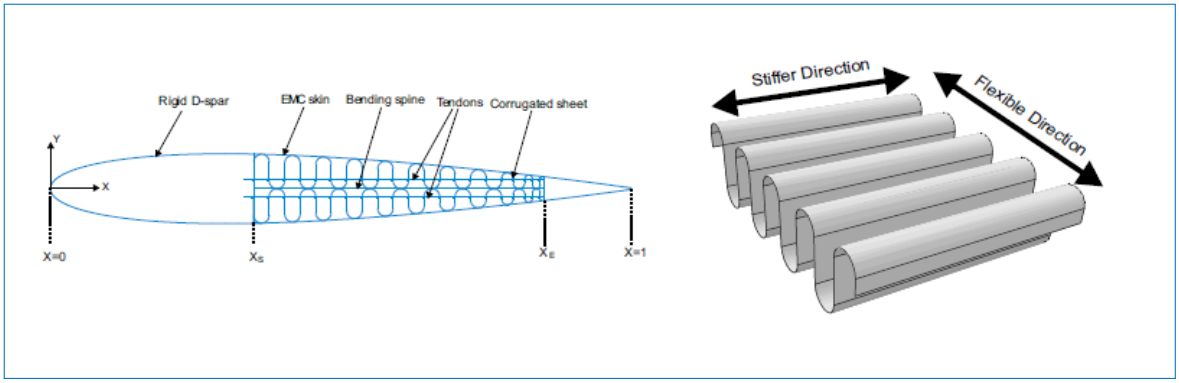


FIGURE 1.19 – (A gauche) : Aile de morphing composée d'une structure à double ondulation avec section de morphing de bord de fuite et colonne vertébrale de flexion, (à droite) : Un exemple de tôle ondulée [D. et al., 2018]

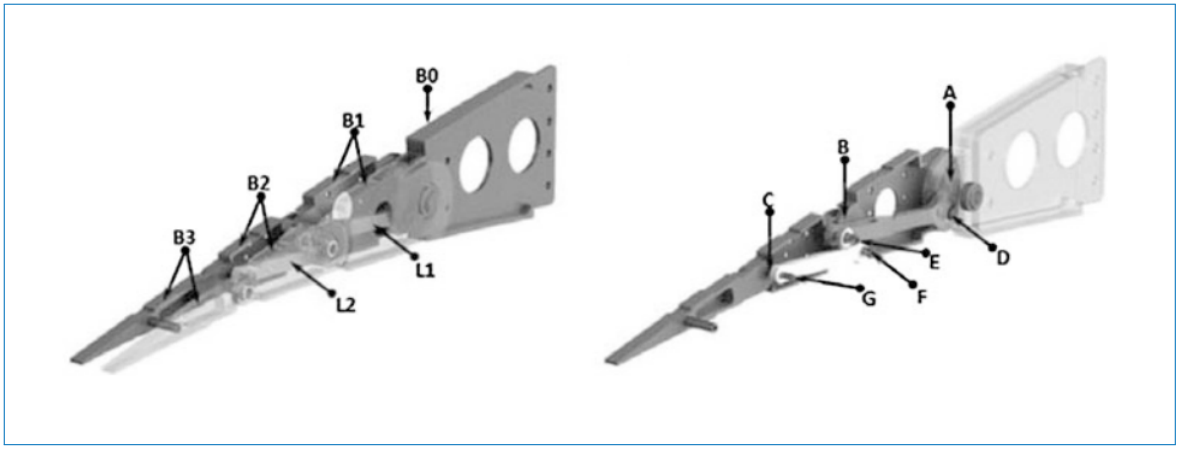


FIGURE 1.20 – Architecture de la nervure, SARISTU

Dans le cadre du projet SARISTU, des recherches ont été menées pour développer un dispositif de bord de fuite visant à maximiser les performances aérodynamiques de l'aile. Afin de permettre la transition des sections de bord arrière à partir de la référence (ligne de base), un concept structurel de morphing a été développé pour les nervures. On a supposé que chaque nervure (figure 1.20) était segmentée en quatre blocs consécutifs (B0, B1, B2, B3) connectés les uns aux autres au moyen de charnières situées sur la ligne de la cambrure de la voilure (A, B, C). Le bloc B0 est relié rigidement au reste de la structure de l'aile, tandis que tous les autres blocs sont libres de tourner autour des charnières sur la ligne de cambrure, transformant ainsi physiquement la ligne de cambrure en une chaîne ar-

ticulée de segments consécutifs. Éléments de bielle (L1, L2) - articulés non adjacents forcent les segments de la ligne de cambrure à tourner selon des rapports de démultiplication spécifiques conformes avec les formes à réaliser.

1.6 Conclusion partielle

Dans cette partie, nous avons parcouru la littérature autour de la notion du morphing afin de situer de façon contextuelle et temporelle la quintessence de ces travaux de recherche qui seront présentés dans des chapitres suivants. Nous avons défini, la notion de morphing et présenté historiquement les différentes approches. Nous avons également présenté la dynamique de l'écoulement autour d'une aile ; ce qui nous a permis de définir la notion de turbulence aérodynamique, des forces et moments aérodynamiques, des structures cohérentes etc. Pour terminer, nous avons fait un été de l'art sur les matériaux intelligents, les actionneurs et les différents concept de morphing et structures adaptatives. Dans le chapitre suivant, nous allons présenté les résultats de l'étude dans laquelle, nous avons développé un macro-actionneur d'alliage à mémoire de forme permettant de réaliser le morphing du volet hypersustentateur de l'A320 à une échelle proche de 1.

CHAPITRE 2

Modélisation conceptuelle par le biais de l'optimisation d'un macro-actionneur d'AMF pour un volet hypersustentateur en morphing

Sommaire

2.1 Introduction 34
2.2 Concept du volet hypersustentateur en morphing 34
2.2.1 Spécifications 34
2.2.2 Le concept d'aile a nervures articulées 35
2.3 Technologie d'actionnement du Macro-actionneur d'AMF 35
2.3.1 Comportement thermo-mécanique des AMF du macro-actionneur . 35
2.3.2 Les actionneurs d'AMF pour le design du volet hypersustentateur . 36
2.3.3 Topologie des actionneurs d'AMF 39
2.3.4 Contrôle de l'actionnement des charnières 41
2.4 Technologies du revêtement 42
2.4.1 Peau élastique 43
2.4.2 Système de peau bio-inspirée 44
2.5 Algorithme de prédimensionnement : résultats de l'optimisation 46
2.5.1 Comparaison des conceptions optimisées 46
2.5.2 Optimisation multi-objective 47
2.6 Conclusion partielle 51

2.1 Introduction

Bien que les phénomènes thermomécaniques qui sous-tendent le comportement des alliages à mémoire de forme (SMA) soient théoriquement bien connus, il existe un défi ouvert pour les méthodes d'ingénierie afin d'aider le concepteur à capitaliser sur ces alliages pour développer des dispositifs intelligents. Nous allons dans ce chapitre présenté la conception du macro-actionneur d'AMF que nous avons développé dans le cadre du projet SMS en collaboration avec AIRBUS ETCT pour le morphing du volet hypersustentateur de l'A320. Le point d'honneur a été mis ici sur le développement d'un système d'actionnement constitué des cables d'alliage à mémoire de forme, qui tentent de surmonter les limitations de course des actionneurs conventionnels sans compromettre la force générée. Nous allons présenté le concept du nouvel actionneur dans la section (2.2). Ensuite la technologie de l'actionnement sera détaillée dans la section (2.3). La section (2.4) traitera de la technologie de revêtement déployée. Pour terminer, une optimisation multi-objective présentée dans la section (2.5) sera effectué afin de déterminer le meilleur design.

2.2 Concept du volet hypersustentateur en morphing

2.2.1 Spécifications

Le concept de morphing proposé dans le cadre de cette thèse, est appliqué à un volet hypersustentateur, néanmoins les hypothèses sont valables pour le morphing de toute une aile. Le profil des volets a été adapté suivant les spécifications de Airbus. Le volet a une corde de 1 m et une envergure de 2 m. La figure (2.1) illustre par un croquis le concept de morphing.

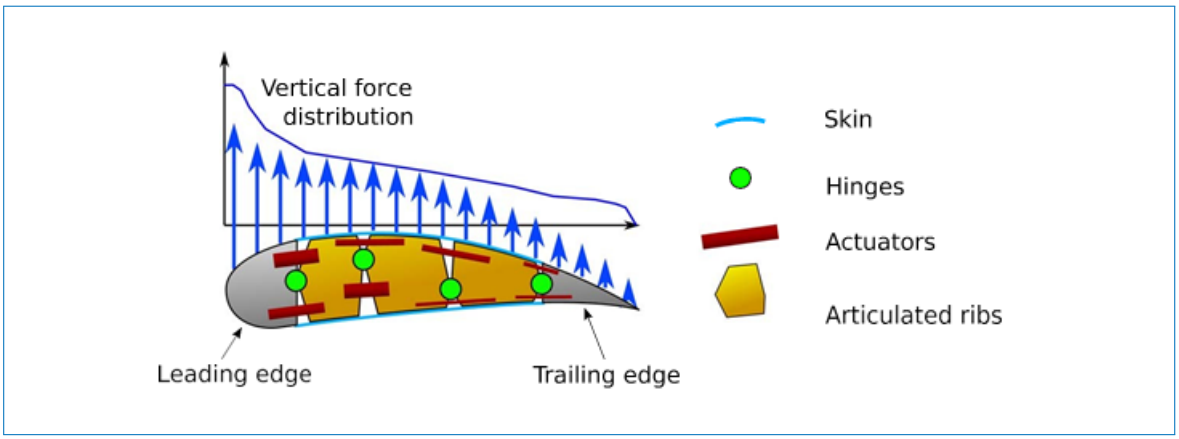


FIGURE 2.1 – Esquisse illustrative 2D du concept proposé.

La fonction évaluée par le **morphing** proposé est d'adapter durant toute les phases de vol, la configuration de la forme de l'aile. Cela permet de changer le forme correspondant à la finesse aérodynamique la plus optimale pour chaque pas de vol. Une enveloppe de forme est définie, le volet **morphé** doit pouvoir varier de façon continue entre les deux formes limites. Ces formes correspondent à des déplacements vers le bas ou vers le haut

du bord de fuite de 10 cm soit 10% de la corde du volet hypersustentateur.

2.2.2 Le concept d'aile a nervures articulées

Le volet hypersustentateur **morphé** est basé sur des nervures articulées où les actionneurs contrôlent les rotations des éléments autour du charnières. Le design du concept proposé, présenté dans la figure (2.1), peut être décomposé quatre grands axes :

Les **nervures articulées** définissent la géométrie de l'aile et portent différents Composants. Ils doivent être capable de supporter les forces internes et externes (forces aérodynamiques), tout en étant de faibles masses.

Les **charnières** permettent la rotation des nervures articulées. Une parties de les forces sont transmises à travers ces composants sans toute fois générer beaucoup de force parasite (ou couple) lors de la rotation.

Les **actionneurs** sont des dispositifs qui transmettent l'énergie mécanique à la structure. Les actionneurs sont responsables du contrôle de la forme de l'aile et doivent également contrer aussi bien les forces aérodynamiques comme des forces internes provenant des autres composants.

Les **peaux** ou dispositifs de recouvrement garantissent l'étanchéité à l'air de aile, transmettent les forces aérodynamiques à la structure et assurent une forme lisse pendant le morphing. La peau doit supporter la déformation sans déplacements inattendus comme des bosses ou des rides. De façon complémentaire, des butées mécaniques sont prévues pour limiter la rotations des articulations, évitant ainsi les surcharges des actionneurs.

2.3 Technologie d'actionnement du Macro-actionneur d'AMF

Le concept de morphing proposé repose sur des actionneurs utilisant les AMF (ou les actionneurs EMA, présenté dans le chapitre suivant). Cette section montre premièrement la convenance des AMF en tant qu'actionneurs. Deuxièmement, un modèle de conception des dits actionneurs est proposé. Troisièmement, les topologies d'actionnement sont comparées. Les effets de non linéarité comme l'hystérésis du matériau, ne sont pas abordés dans le cadre de cette étude. Ces problématiques spécifiques peuvent être prises en compte par lois de contrôle appropriées qui seront abordées dans une étude future. Cependant, quelques éléments concernant le contrôle sont discutés à la fin de cette section.

2.3.1 Comportement thermo-mécanique des AMF du macro-actionneur

Les AMF sont utilisés comme des muscles artificiels intégrés sur les deux côtés d'une charnière. Cette topologie agoniste-antagoniste permet la l'actionnement en contractant l'un des AMF. Parmi les matériaux intelligents, les AMF sont des alliages métalliques qui présentent un fort couplage thermomécanique, dû aux changements phases cristallographique à l'échelle microscopique. Les AMF ont été étudiés depuis des décennies, Lexcellent a dessiné à cet effet un manuel complet sur les AMF [Lexcellent, 2013]. Les plus

courants sont à base d'alliages nickel-titane avec une petite quantité d'additifs chimiques pour personnaliser les propriétés thermomécanique. Fondamentalement, l'AMF froid est martensitique et présente une faible rigidité et un comportement pseudo-plastique. L'AMF chaud est austénitique, caractérisé par une rigidité plus élevée et comportement super-élastique. Cela correspond à un comportement de bi-matériaux caractérisé par des niveaux de déformation jusqu'à 7% et des niveaux de contraintes jusqu'à 600 MPa, tel que présenté par la courbe caractéristique contrainte-déformation à chaud et à froid de la figure (2.2). La haute énergie d'actionnement spécifique de l'AMF, sa propriété inoxydable et la connaissance de plus en plus mature rend ce matériau intéressant pour des applications dans l'aéronautique. Les servomoteurs d'AMF ne sont pas conçus pour contrainte et déformation maximales, mais plutôt à la fatigue. Un cycle d'une durée de vie allant jusqu'à un million de cycles d'actionnement a été démontré sur un brin de câble d'AMF de petit diamètre à contrainte et déformation limitées. En règle général, plus le diamètre de l'AMF et le chargement sont faibles, plus la durée de vie du cycle est longue. Les zones dessinées sur la figure (2.2) indiquent le nombre maximum prévu de cycles. Ainsi, une conception fiable repose sur la zone de spécification où les points de fonctionnement sont inclus. Pour assurer environ 100 000 cycles avec 1,5 mm diamètre pour ce prototype initial, les limites en contraintes et déformations sont fixées à : $\sigma_{SMA,max} = 150MPa$ de contrainte et $\epsilon_{SMA,max} = 2\%$ de déformation. Ce choix permet d'avoir une section de câble suffisamment grande afin de limiter le nombre de câbles à intégrer, et simplifiant ainsi l'assemblage du prototype.

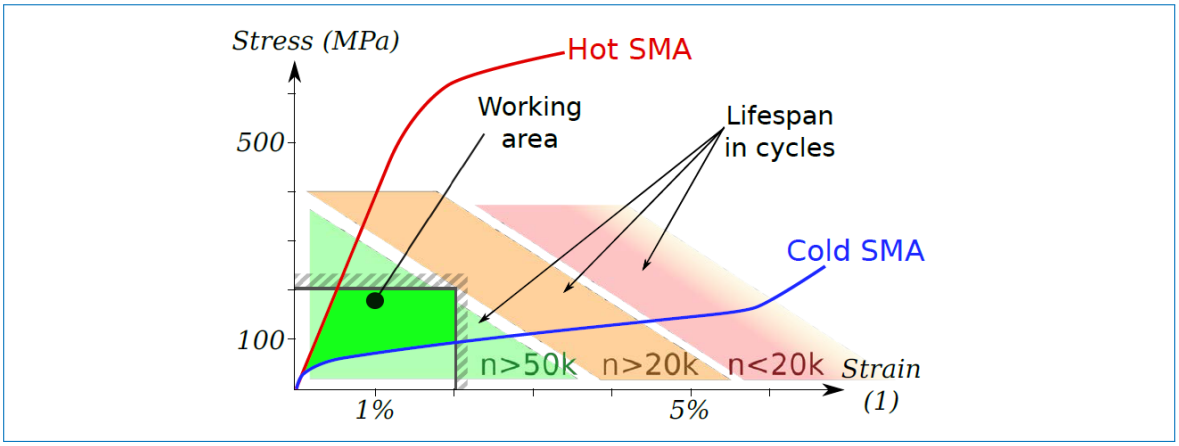


FIGURE 2.2 – Essai de traction des fils d'AMF à chaud et à froid.

2.3.2 Les actionneurs d'AMF pour le design du volet hypersustentateur

2.3.2.1 Calcul des formes du volet hypersustentateur

En partant des positions et des angles de rotation de chaque charnière, le profilé est coupé en plusieurs sections correspondant aux différentes sections de nervures. Ensuite, en utilisant la rotation de matrices, chaque section peut s'articuler autour de la charnière. Après on procède aux calculs des nouvelles positions du centre de charnière et l'assemblage des sections tournées. Il en résulte donc une déformé du profil qui est légèrement facetté.

Pour évaluer la pertinence de la forme obtenue, les différences de position verticale entre la forme obtenue et la forme de l'objectif sont calculé pour l'intrados et l'extrados du profil aérodynamique. Pour chacune des deux formes objectives, les angles d'articulation sont trouvés en minimisant la différence entre le profil articulé actuel et le profil cible. Le coût de la fonction est défini comme la somme de l'erreur absolue moyenne plus l'erreur absolue maximale. Cette minimisation se fait grâce à un algorithme d'optimisation sous contrainte basée sur un gradient multi-variable.

2.3.2.2 Évaluation des forces mécaniques et aérodynamiques

le bilan des forces résultantes et les moments exprimés à l'emplacement de la charnière se décompose en :
Forces et moments d'actionnement : $F_{act} = \sum F_{act_i}$ et $M_{act} = \sum M_{act_i} \times l_i$, ou l_i représente le bras de levier par rapport au point d'articulation.
Les **forces réactives de la charnière** : Ces forces résultent des moments parasites du au frottement M_{hinge}
Les **forces Aérodynamiques** : Il s'agit de la résultante des forces aérodynamiques $F_{aero} = \int_\Omega P(x)\,\mathrm{d}x$ et la résultante des moments aérodynamiques $M_{aero} = \int_\Omega P(x)x\,\mathrm{d}x$

Ainsi la deuxième loi de Newton peut être appliquée sur une section d'aile comprenant un section nervurée et toutes les nervures suivantes jusqu'au bord de fuite. La balance des forces en présence peut s'exprimer suivant les équations (2.1, 2.2)

$$F_{hinge} = -(F_{act} + F_{aero}) \tag{2.1}$$

$$M_{act} = -(M_{hinge} + M_{aero}) \tag{2.2}$$

De cette balance de forces, il en découle deux résultats : (1) La force transmise aux nervures précédentes F_{hinge} permettant le dimensionnement des charnières et (2) La résultante de moments permettant la détermination du moment s'appliquant sur les actionneurs. Il faudra noter toute fois que la force d'actionnement et les bras de levier sont des variables de conception.

Les actionneurs sont dimensionnés selon le moment spécifique M_{act}. La conception l'algorithme utilisé dans cette étude tente de dimensionner l'actionneur avec une masse et une force minimales, tout en respectant la disponibilité limites d'espace et de matière. L'algorithme de conception permet d'avoir en sortie la longueur et le bras de levier de l'actionneur. La première approche consiste à utiliser la longueur maximale disponible pour maximiser le bras de levier, ainsi minimiser la force de l'actionneur pour un couple de sortie donné. Si le bras de levier dépasse ces limites, la longueur est diminuée et le bras de levier est réglé au maximum. La force de L'actionneur requis est ainsi évaluée, puis la section d'AMF est calculée. Ceci permet donc de fournir la quantité d'AMF (nombre et taille du fils) ainsi que la masse de l'actionneur et la consommation de l'énergie. Des

pénalités sont calculées si des contraintes matériaux et géométriques excèdent une certaine valeur.

2.3.2.3 Modèle d'actionnement

Le concept d'actionnement proposé peut être vu comme un vérin cylindrique qui tracte deux nervures consécutives. L'actionneur est donc fixé sur deux nervures consécutive qui sont articulées. La longueur active (c'est-à-dire la longueur sans actionnement) L ainsi que le bras de levier h doivent être dans les limites de faisabilité ($L \leq L_{max}$ et $h_{min} \leq h \leq h_{max}$) qui est fortement dépendant de la géométrie du système et des contraintes d'intégration de l'actionneur. Nous pouvons voir au travers de la figure (2.3 a) l'illustration d'une nervure à la position neutre, sur laquelle les différents paramètres géométriques et de chargement sont indiqués.

Les forces de l'actionneur appliquées sur les ancrages sont présentées par F_{act} et le moment au niveau de l'axe d'articulation dû à l'actionneur appliqué de la nervure 2 à 1 est nommé $M_{act}2/1 = F_{act} \cdot h$. Les figures (2.3 b, et 2.3 c) présentent les deux formes extrêmes de la rotation des nervures sous l'action de l'actionnement.En faisant l'hypothèse des petits angles et en considérant $\frac{h}{L} \ll 1$, on peut raisonnablement supposer que : le bras de levier h est indépendant de la rotation de la charnière, et la course de l'actionneur s est défini par $s = h \cdot \theta$

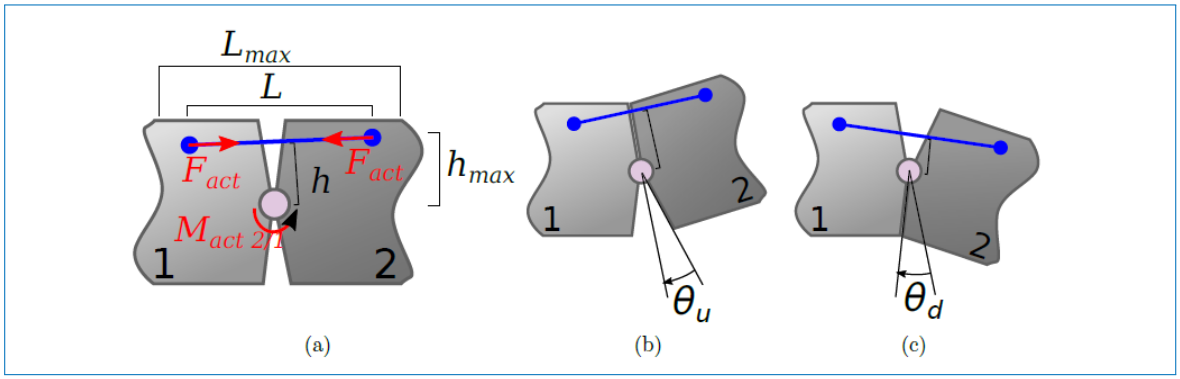


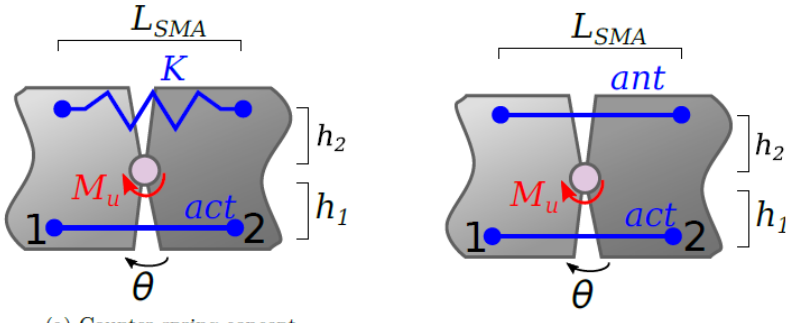
FIGURE 2.3 – Schéma paramétrique d'une nervure articulée

A partir d'un algorithme de dimensionnement, on parvient ainsi d'effectuer le calcul du bras de levier h de chaque articulation, la force d'actionnement et aussi d'autres propriétés telles que la masse de l'actionneur. La masse totale des actionneurs est évaluée ainsi que leurs puissances de consommation calculé à partir de l'analyse thermique de l'actionneur d'AMF. Considérant l'actionneur comme un vérin avec un refroidissement passif de 60 secondes dans les conditions nominales, on parvient à déterminer l'épaisseur de la couverture isolante et la puissance de consommation. On peut démontrer qu'indépendamment de la forme ou de la topologie d'actionnement, une bonne approximation de la puissance consommée par kilogramme d'AMF durant la phase de chauffage est de 960 $W \cdot kg^{-1}$. Et par ailleurs une puissance de 295 $W \cdot /kg^{-1}$ est suffisante pour maintenir l'AMF à la température maximale à température ambiante.

2.3.3 Topologie des actionneurs d'AMF

Cette sous-section traite de la topologie d'actionnement des AMF. Comme nous l'avons mentionné plus haut que Les actionneurs d'AMF ne peuvent qu'exercer une traction, ainsi un système complémentaire doit être implémenté pour la récupération la forme nominale et même l'actionnement inverse. Puisque les forces aérodynamiques n'agissent pas toujours dans le sens de l'actionnement souhaité, ils ne peuvent pas être basés exclusivement pour la récupération d'unidirectionnel de l'actionnement. Ainsi, Deux mécanismes ont été implémentés et comparés : un contre-ressort passif et un actionneur d'AMF angoniste-Antagoniste.

Pour la comparaison des deux solution, nous avons utilisé un modèle analytique. Ce modèle analytique représenté sur la figure (2.4) met en évidence : les forces d'actionnement appliquées sur les nervures notées F_{act} et les forces de rappel du ressort F_{sp} ou respectivement les forces antagonistes de l'actionneur antagoniste notées F_{ant}. Les moments sont calculés par rapport à l'axe de l'articulation. Les bras de leviers par rapport à cet axe sont noté h_1 et h_2 et le moment utile de rotation fourni par l'actionneur est M_u. La force minimale d'actionnement fournie par l'actionneur est notée $F_{act,cold}$ et la force maximale est $F_{act,hot}$. Le ressort de rappel est supposé linéaire avec une rigidité K_{sp} et une longueur à vide L_{sp0}.



(a) Counter spring concept.

(b) Agonist-antagonist concept.

FIGURE 2.4 – Schéma des deux topologies d'actionnement des AMF

2.3.3.1 Modèle avec ressort de rappel

En considérant la solution avec ressort de rappel, le moment développé par le ressort suivant l'axe de l'articulation est exprimé par les équations (2.3, 2.4) ou δL représente la précontrainte du ressort de rappel.

$$M_{sp} = h_2 \cdot K_{sp} \cdot (h_2 \cdot \theta) + M_{sp0} \tag{2.3}$$

$$M_{sp0} = h_2 \cdot K_{sp} \cdot \delta L \tag{2.4}$$

Dans cette solution, le ressort de rappel a pour objectif de contrebalancer le brin d'AMF à froid de l'actionneur afin de permettre au système de retrouver sa forme initiale. La précontrainte du ressort de rappel doit être donc appliquée au minima de telle sorte que le moment de rappel soit égal à l'opposé du moment imposé par le brin d'AMF à froid. Afin de pouvoir limiter l'action de cette force, la raideur du ressort de rappel K_{sp} doit être également minimisée. pour atteindre cet objectif, il est impératif de sélectionner un ressort de rappel de faible raideur avec une forte précontrainte. Pour de raison liées à l'intégration, la précontrainte doit être raisonnablement limitée à 70% de la longueur d'actionnement L_{SMA} donc $\delta L = 70\% L_{SMA}$. L'équilibre des couples permet donc de déterminer l'expression du moment utile de rotation de fourni par l'actionneur M_u et la résultante des forces F_x au niveau de la charnière. Ces expressions sont fournies par les équation (2.5), (2.6), (2.7).

$$Actionnement\ maximum : M_u = F_{act} \cdot h_1 - F_{act,cold} \cdot h_1 (1 + \frac{h_1 \cdot \theta}{\delta L}) \tag{2.5}$$

$$Actionnement\ minimum : M_u = -F_{act,cold} \cdot h_1 \cdot \frac{h_1 \cdot \theta}{\delta L} \tag{2.6}$$

$$F_x = F_{act} + F_{act,cold} \cdot \frac{h_1}{h_2} (1 + \frac{h_1 \cdot \theta}{\delta L}) \tag{2.7}$$

2.3.3.2 Modèle agoniste-antagoniste

En ce qui concerne le modèle agoniste-antagoniste représenté également sur la figure (2.4), on distingue les forces d'actionnement F_{act} et la force antagoniste d'actionnement F_{ant} qui a été implémentée afin de contrebalancer l'actionneur à froid. L'équilibre des couples permet également de dégager l'expression du moment utile de rotation fourni par l'actionneur ainsi que la résultante des forces s'exerçant sur l'articulation. Ces expression sont présentées par les équations (2.8), (2.9), (2.10). En considérant que les AMF à froid exercent une force constante, le couple de sortie ne dépendra pas de l'angle de rotation des nervures.

$$Actionnement\ maximum : M_u = F_{act,hot} \cdot h_1 - F_{ant,cold} \cdot h_2 \tag{2.8}$$

$$Actionnement\ minimum : M_u = F_{act,cold} \cdot h_1 - F_{ant,hot} \cdot h_2 \tag{2.9}$$

$$F_x = F_{act} + F_{ant} \tag{2.10}$$

2.3.3.3 Comparaison des topologies d'actionnement

Comme nous l'avons mentionné dans la section précédente, le couple de sortie de la solution avec ressort de rappel dépend de l'angle de rotation. Quant à la solution agoniste-

antagoniste, la dépendance à l'angle de rotation est négligeable. Afin de pouvoir comparer les deux concepts, nous allons prendre en compte quelques valeurs standards qui sont les suivantes : $h_1 = h_2 = 50mm$, $L_{SMA} = 150mm$ pour un brin d'AMF d'un taux de déformation de 1.5%. L'angle de rotation maximale est $\theta_{max} = 2.6°$. Les forces d'actionnement de l'AMF à froid et à chaud sont : $F_{act,hot} = 8700N$ et $F_{act,cold} = 2000N$.

Ce cas d'application montre bien que les forces internes sont faibles pour le concept agoniste-antagoniste. Un algorithme de calcul a été appliqué pour une gamme de couple de sortie sur une articulation. Les couples parasites ont été pris en compte et nous avons tracé sur la figure (2.5). Sur ces courbes, nous avons également à titres d'information représenté un système non fonctionnel qui ne contient pas d'actionneur antagoniste ni de ressort de rappel indique par des pointillé en noir sur la figure. Ce système 'Non-retour' peut être actionné unique dans une seule direction, et est par conséquent pas convenable pour les application en morphing. Ce système permet d'avoir une bonne idée sur la comparaison des deux topologies d'actionnement. La conclusion évidente au regard de ce graphique est que la solution avec ressort de rappel induit plus de forces radiales, ce qui entraîne une augmentation de la masse d'AMF nécessaire pour l'actionnement et la nécessite d'avoir des charnières plus robustes.

Finalement, le concept agoniste-antagoniste est plus efficient que le concept avec le ressort de rappel. Cette solution plus légère, requière moins de masse d'AMF et moins de forces bien que elle nécessite tout de même la conception d'un système de contrôle plus élaboré.Le concept retenu est une analogie bio-inspirée des articulations animales où une version simplifiée d'un coude qui est actionné par deux muscles antagonistes (biceps et triceps). Cette «solution naturellement choisie» est préférée à un gros muscle avec un contre-ressort matérialisé par des tendons. Ainsi, la topologie de l'actionneurs agoniste-antagoniste est choisie pour la conception du volet l'aile en morphing.

2.3.4 Contrôle de l'actionnement des charnières

Cette section traite de la stratégie de contrôle de l'actionnement de l'actionneur d'AMF agoniste-antagoniste. Il existe dans la littérature [Kha et Ahn, 2006 ; Ma et al., 2004], des méthodes de contrôle précis qui incluent également la configuration antagoniste [Gorbet et Russell, 1995]. Un exemple d'actionneur d'AMF antagoniste pour le morphing des ailes avec un mécanisme de poutre en flexion est développé dans [Jodin, Scheller, Duhayon et al., 2017 ; Jodin, Scheller, Rouchon et al., 2017].

Chaque actionneur est équipé d'un capteur de force et d'un capteur de température. La figure (2.6) illustre la structure de contrôle des actionneurs. La boucle externe est une boucle de position pour chaque nervure. La sortie du contrôleur PID est la référence de couple qui doit être appliqué par les actionneurs. En fonction du signe du couple, l'actionneur antagoniste est piloté tant dis que l'autre est régulé à une force constante afin d'assurer la tension des AMF. Ces forces sont régulées par par une boucle de contrôle de force interne de type Tout Ou Rien (TOR). Par conséquent, la raideur des articulations ainsi

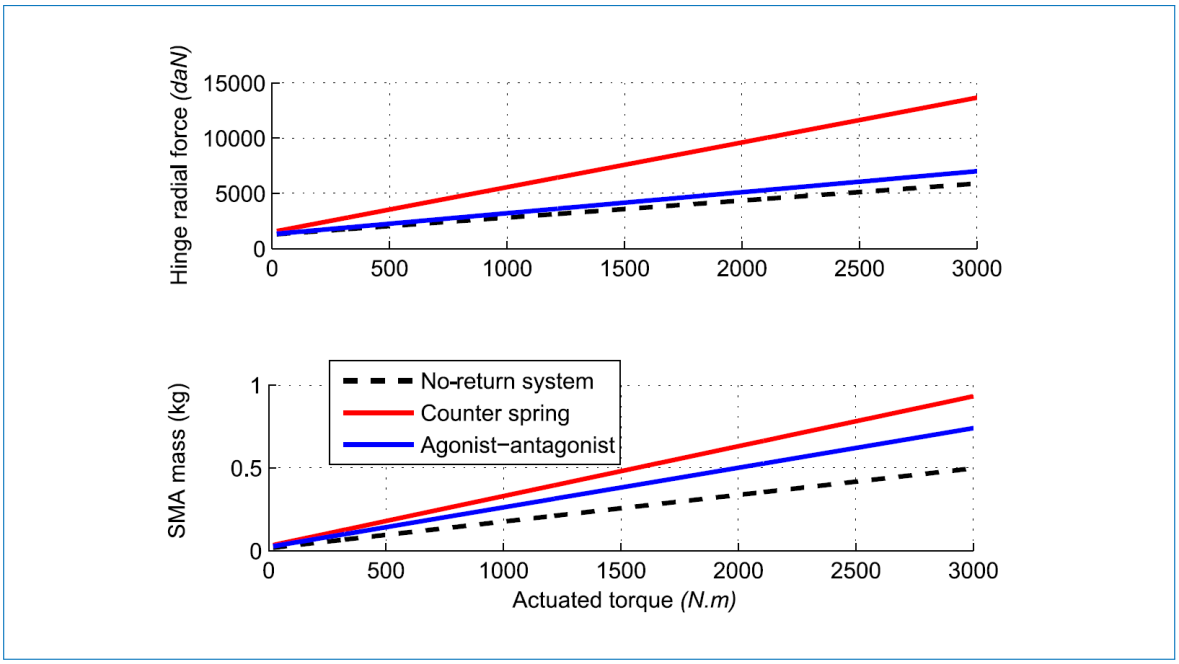


FIGURE 2.5 – Performance de la avec ressort de rappel et de la solution agoniste-antagoniste comparée avec le système "no-return"

que leur position sont contrôlés. Une topologie pareille est proche du contrôle par impédance utilisé dans les systèmes robotiques. Les capteurs de température sont présent pour assurer le monitoring et la sécurité du système.

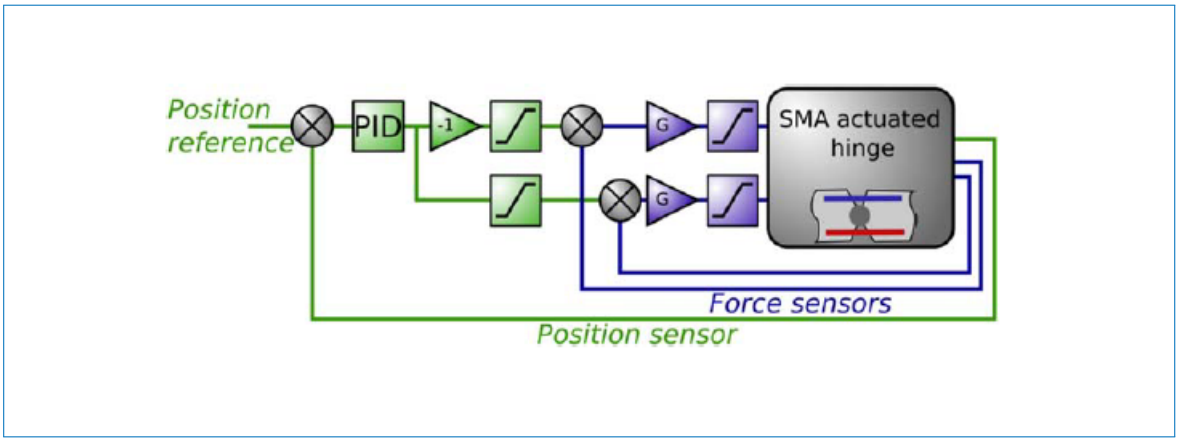


FIGURE 2.6 – Boucles de régulation imbriquées pour actionneurs d'AMF antagonistes

2.4 Technologies du revêtement

La peau ou le revêtement est un dispositif qui permet de couvrir l'aile entière et qui définie l'interface avec l'écoulement de l'aire autour de l'aile. Thill et al. [C. et al., 2010] ont établis une revue sur revêtements de peaux en morphing, et il en ressort que l'un des obstacles majeurs sur l'élaboration de la peau en morphing réside sur la propriété conjointe de rigidité et de flexibilité que doit avoir ces peaux. En effet, quelques caractéristiques essentielles sont nécessaires pour les systèmes de peau des ailes en morphing : La flexibilité dans

la direction de la corde afin de minimiser la force d'actionnement, la rigidité dans la direction de l'envergure afin de supporter les forces d'inerties et les forces aérodynamiques, une bonne résistance aux déformations, une bonne résistance à la fatigue etc. Deux différentes technologies sont comparées pour notre volet en morphing : Une peau élastique couvrant le volet avec des parties accrochées et des parties libres, et un système de peau bio-inspirée basée sur la juxtaposition des plumes. pour les deux technologies, les spécifications prévoient des déformations de moins de 1 mm sous chargement aérodynamique.

2.4.1 Peau élastique

Le concept de peau élastique consiste à étendre une membrane qui est accrochée sur les nervures articulées. Cette peau est libre dans l'interstice situé entre deux nervures articulées tel que présente sur la figure (2.7).La peau libre peut être allongée lorsque les articulation bougent pendant que la pression tend a la déformer.

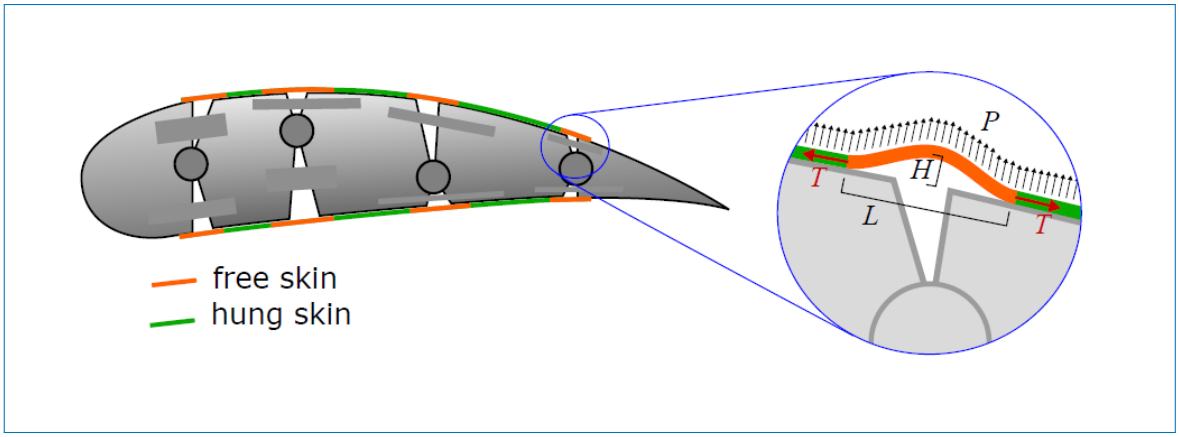


FIGURE 2.7 – Le volet en morphing avec peau élastique.

Les paramètres de modélisation de la peau sont donnés sur la figure (2.7). La longueur de la membrane libre est noté L, T représente la tension de la peau (En considérant une longueur nominale d'envergure de S_{pan}) et H est la déformation normale due à la pression P (qui est supposée constante sur la longueur libre de la peau). la peau est modélisée comme une membrane réduit à deux dimensions, ainsi la peau est suppose être modélisée comme un câble en tension. La relation entre la déformation normale et les autres paramètres est décrite par les équations 2.11 Dans le cas ou on considère une longueur constante L, un choix de couple longueur, tension (L,T) est fait afin d'assurer des petites déformations $H \leq H_{max} = 1mm$. Néanmoins, a cause du mouvement des articulations, la longueur de la peau est amené à changer. Toute fois, l'équation 2.12 modélise la peau comme un matériau élastique précontraint ; ou t représente l'épaisseur de la peau, E son module d'Young, et δL représente l'extension de la peau due au mouvement de l'articulation. La précontrainte de la peau T_{pre} correspond à la tension minimale lorsque le mouvement impose une distance minimale de la peau. Cette tension est calculée à partir de l'équation (2.11) afin de garantir les petites déformations normales de la peau.

La tension T est variable en fonction du mouvement en morphing du volet. Cette tension doit être contrebalancée par la structure et les actionneurs. Ainsi cette force doit être minimisée pour une conception globale et efficace. Il est possible de démontrer que le choix d'une longueur libre optimale L_{opt}, minimise le maximum de la tension de la peau T_{max}. Les expressions analytiques de L_{opt} et T_{max} sont données par les équations (2.13, 2.14)

$$H = \frac{P \cdot S_{pan} \cdot L^2}{8 \cdot T} \tag{2.11}$$

$$T = T_{pre} + E \cdot t \cdot \frac{\delta L}{L} \tag{2.12}$$

$$Lopt = \sqrt[3]{\frac{4E \cdot t \cdot \delta L \cdot H_{max}}{P}} \tag{2.13}$$

$$T_{max} = \frac{P \cdot Span}{8H_{max}} \cdot L_{opt}^2 + E \cdot t \cdot Span \cdot \frac{\delta L}{L_{opt}} \tag{2.14}$$

Finalement, ces équation sont intégrées dans l'algorithme de conception. Ce programme prend à l'entrée les déplacements de la peau et l'espace de conception disponible ; calcul la longueur libre de la peau et la précontrainte qui correspond à l'espace disponible. La longueur de la peau libre optimale est sélectionnée si possible. Les sorties sont les tensions qui sont transmises aux articulations, et le couple maximal que les actionneurs doivent contrebalancer.

2.4.2 Système de peau bio-inspirée

Le concept innovant proposé est une bio-inspiration qui s'inspire des oiseaux. Les corps des oiseaux sont recouvert de plumes hétérogènes. Lorsque l'oiseau se déplace, le profil de son aile reste lisse et chaque plume glisse glisse sur l'un par rapport à l'autre. Les plumes suivent donc la forme aérodynamique imposée par l'aile. la peau de l'oiseau se retrouve donc en dessous de ces plumes. Inspiré donc de cette double structure, le concept proposé consiste à élaborer un système de revêtement constitué d'une peau interne étanche et un dispositif glissant externe. En ce qui concerne la peau interne, elle ne nécessite pas d'avoir une forme spécifique, néanmoins, elle doit être capable de transmettre le mouvement d'actionnement, de supporter une partie des charges aérodynamiques et être suffisamment étanche. Le dispositif glissant externe, semblable aux plumes artificielles, glisse en suivant la forme de la voilure et doit être suffisamment fin de respecter les 1 mm de précision de formes. La figure (2.8) présente le concept appliqué pour une articulation.

Les forces dues à la peau interne ont été négligées. Une attention particulière a été observée afin d'assurer suffisamment d'espace entre les plumes et les actionneurs. le dimensionnement du système glissant intègre les contraintes géométriques, le couple parasite induits par les frottements, la déformation induite par la pression. Les contraintes

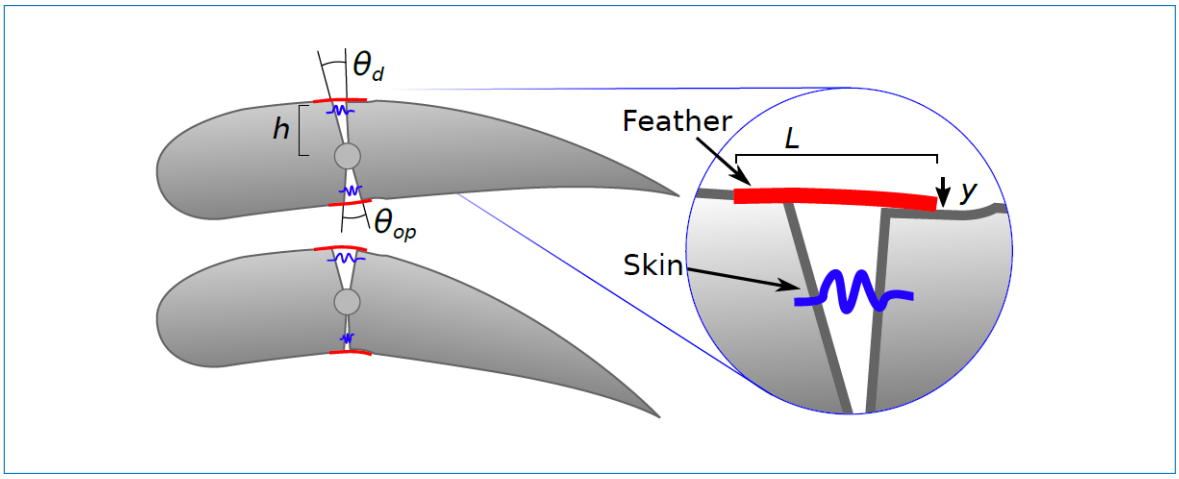


FIGURE 2.8 – Concept de peau et de plume appliqué à une articulation. Les volets présentés correspondent à une forme neutre et cambrée maximale. Une vue schématique du mécanisme est également présentée à droite.

géométriques concernes essentiellement les épaisseurs des plumes qui doivent être inférieur à 1 mm, mais aussi la longueur L des plumes qui doivent être plus large que la longueur de glissement afin de garantir un profil fermé a tout instant ($L \geq h \cdot (\theta_d + \theta_{op})$ ou h est le bras de levier, θ_d et θ_{op} les angles de rotation extrêmes).

le couple parasite induits par les frottements résulte du calcul de forces exercées entre les plumes et la nervure. En raison de la rotation, le déplacement de l'extrémité de la plume est évalué. En supposant que la plume est une poutre à porte-à-faux en aluminium, la longueur doit être plus grande qu'une valeur minimale qui dépend du module d'élasticité E et de la limite élastique σ_{max} afin d'éviter l'endommagement des plumes. Le déplacement maximale y permet l'évaluation de de contact sur la nervure F_y dans le pire des cas correspondant au maximum de déformations et de forces, le couple parasite M_{frot} dû aux frottement est évalué en fonction du coefficient de frottement ν.

la déformation induite par la pression est statique et dynamique. La déformation de l'extrémité de la plume est calculée en considérant que la pression aérodynamique est appliquée uniquement sur une face de la plume. Cette hypothèse est conservatrice par ce que les plumes ne sont pas étanches, par conséquent la pression moyenne entre les plumes et la peau est proche de la pression moyenne externe. La valeur de la déformation de l'extrémité calculée est très faible ($\approx 50\mu m$, pour $L = 15mm$, $t = 0.5mm$), suivant l'hypothèse conservatrice. étant donné l'importance des aspects dynamiques sont important, le flottement aérodynamique des plumes doit être évité. Par conséquent, la première fréquence de résonance f_1 des plumes est évaluée grâce à l'équation (2.15) poutre à porte-à-faux, S représente la section, ρ la densité du matériau). cette fréquence doit être assez élevée afin d'éviter un couplage aéro-élastique. Cette condition est respectée pour chaque plumes.

$$f_1 = \frac{1.875^2}{2\pi \cdot L^2} \sqrt{\frac{E \cdot I}{\rho \cdot S}} \tag{2.15}$$

2.5 Algorithme de prédimensionnement : résultats de l'optimisation

En se basant sur la modélisation des concepts, des actionneurs, du système de revêtement qui a été traitée dans des sections précédentes, plusieurs test ont été effectues dans un algorithme d'optimisation. Différentes paramétrisations pour différentes articulations et de système de revêtement ont été évaluées. L'estimation de la fonction de coût, c-à-d le calcul du volet entier avec les spécifications de la forme, des actionneur (agoniste, antagonistes), du système de revêtement prend environ $0.6s$ sur un ordinateur de 8 coeur CPU à 2.3 GHz. Différents paramètres d'algorithmes génétique ont été testés. Finalement, une population de $N = 150$ individus (initially randomly generated) avec un *cross over fraction* de 0.9 en calcul parallèle a été sélectionnée. Chaque optimisation dure a peu près 10 min et procède plusieurs fois des petites variations en pondération de coût afin d'assurer la pertinence des résultats. Cette optimisation est utilisée premièrement pour déterminer la meilleur technologie. Ensuite le centre des articulations est déterminé pour une optimisation multi-objectifs en utilisant l'optimum de Pareto.

2.5.1 Comparaison des conceptions optimisées

Cette section met en évidence la comparaison des résultats des deux technologies élaborées : 1. La peau élastique avec des articulation en poutres élastiques, 2. le système de peau et plumes avec des charnières. Nous avons considéré pour cette étude une section de volet de $0.5m$ d'envergure. Ceci correspond à une distribution raisonnable des actionneurs d'AMF tout les $0.5m$. La masse estimée est celle des actionneurs d'AMF, de la peau et de la structure simplifiée. Une étude thermique dédiée des actionneur d'AMF fournie une recommandation sur l'isolation thermique, la puissance calorifique pour l'actionnement et la puissance calorifique pour maintenir la température d'actionnement. Cette étude n'est pas détaillée ici par souci de brièveté.

Volet avec la peau élastique et les articulation élastiques

Le volet considéré utilise la peau élastique modélisée dans la section 2.4.1, avec des poutres intercalées entre les nervures articulées. Ces poutres fléchissent lorsque les nervures pivotent. Pour un volet d'une envergure de 0.5m, la masse totale est estimée à 4.9 kg et la puissance calorifique maximale est de 8 kW. Les forces internes sont assez importantes. Cette force élevée au niveau de l'actionneur n'est pas seulement due aux forces aérodynamiques tel que nous pouvons observer sur le tableau (2.1) Plus de la moitié du couple spécifique de l'actionneur est dédié pour contrebalancer la raideur de la peau. La partie de la contribution de l'élasticité de l'articulation est en dessous de 5%. Les forces et l'espace disponible (Plus précisément dans la direction de l'envergure) restreignent la conception des articulation flexibles à un mauvais ratio d'aspect. La poutre n'étant pas mince, cela peut conduire à des comportement inattendus.

Volet avec système de peau et plumes et les articulations glissantes

	Design moment	Aero part	Skin elastic part	Hinge parasitic part
H_1	845.3 Nm	48.4	49.2 %	2.4%
H_2	317.4 Nm	50.4	47.4 %	2.2%
H_3	178.2 Nm	59.0	40.7 %	0.3%
H_4	206.3 Nm	34.1	61.2 %	4.4%
H_5	91.9 Nm	29.1	78.6 %	2.3%

TABLE 2.1 – Moments de conception pour les actionneurs aux emplacements des charnières (n'incluant pas les couples des actionneurs agonistes et antagonistes).

Le second volet utilise le système de peau avec plumes modélisé dans la section 2.4.2. A la place des poutres flexibles, les articulation sont réalisées avec des paliers glissants. la combinaison de ces deux technologies introduit certes de la friction, mais elle réduit considérablement les rigidités des charnières. Pour un volet d'une envergure de 0.5m, la masse totale est estimée à 2.6 kg et la puissance calorifique maximale est de 2 kW. Les forces internes sont bien inférieures que celles de la solution avec la peau élastique. Ces forces sont majoritairement induites par le chargement aérodynamique tel que nous pouvons voir dans le tableau (2.2) La contribution due a la friction est inférieure à 1.3%

	Design moment	Aero part	Feather friction part	Hinge parasitic part
H_1	368.1 Nm	98.7 %	0.0	1.3 %
H_2	184.5 Nm	99.7 %	0.0	0.3 %
H_3	142.3 Nm	100.0 %	0.0	0.0 %
H_4	90.2 Nm	99.8 %	0.0	0.2 %
H_5	39.6 Nm	98.6 %	0.4	1.0 %

TABLE 2.2 – Moments de conception pour les actionneurs aux emplacements des charnières (n'incluant pas les couples des actionneurs agonistes et antagonistes).

Choix technologique

La solution proposée avec système de peau et plumes et les articulations glissantes est plus efficiente car les forces parasitaires sont plus faibles. En ce qui concerne le Volet avec la peau élastique et les articulation élastiques, plus de la moitié du couple spécifique fournie par les actionneurs est dédié pour contrebalancer la raideur de la peau élastique. En outre, la technologie de volet avec système de peau et plumes et les articulations glissantes démontre une habilité à induire de faibles forces interne et par conséquent une faible consommation en énergie. Par conséquent, cette technologie est sélectionnée.

2.5.2 Optimisation multi-objective

Le résultat de l'optimisation précédente est fortement dépendante de la pondération de coûts. cette pondération est empiriquement ajustée et l'impact de la précision de l'approximation de formes ou l'intégration des actionneur ne se distingue pas. Afin de discriminer l'impact des différents coûts, une étude d'optimisation multi-objectif basée sur la méthode d'optimalité de Pareto a été effectué [KALYANMOY, 2001].

L'optimum multi-objectif

En considérant une population de N volets, nommé $X_i, i \in [1, N]$, les coûts $C_{sha}(X_i)$ (*sha* indique *shape*) et $C_{int}(X_i)$ (*int* indique *intégration*) sont relatifs à la forme du volet et à l'intégration des actionneurs respectivement. Le volet X_j est optimal selon Pareto, s'il n'existe pas d'autre volet avec une meilleur coût. cette proposition est formulé par l'équation (2.16). La définition des coûts de l'optimisation multi-objective est donnée par les équations (2.17, 2.18)

$$\forall i \in [1, N], \quad C_{sha}(X_i) \geqslant C_{sha}(X_j) \quad ou \quad C_{int}(X_i) \geqslant C_{int}(X_j) \tag{2.16}$$

$$C_{sha}(X_i) = S_{max\ UP}(X_i) + S_{max\ DOWN}(X_i) \tag{2.17}$$

$$C_{int}(X_i) = \sum_{i=k} M_{aero} k \frac{\theta_{max\ k} \cdot h_{max\ k}}{L_{max\ k}} \tag{2.18}$$

Nous pouvons rappeler que : S_{maxUP}, $S_{maxDOWN}$ représente l'erreur maximale entre la référence et la forme déformée effective pour les déformations vers le haut et vers le bas ; k est le numéro de l'articulation/actionneur/actionneur antagoniste pour le volet considéré ; $M_{aero\ k}$ est le couple aérodynamique s'exerçant sur la k^{ieme} articulation ; $\theta_{max\ k}$ est l'angle de la k^{ieme} articulation, $h_{max\ k}$ et $L_{max\ k}$ sont les maximum de bras de levier et de longueur disponible pour l'actionneur agoniste/antagoniste.

Afin de justifier le coût d'intégration,on considère que le k^{ieme} actionneur est conçu de sorte que la force d'actionnement soit la plus petite possible. Afin d'appliquer ce couple de façon minimale, le bras de levier doit être maximal ($h_{max\ k}$). Ainsi, la course de l'actionneur est $\theta_{max\ k} \cdot h_{max\ k}$. La longueur de l'actionneur est considérée maximale, et la relation entre la course et la longueur d'actionnement est donnée par l'équation (2.19). d'après les paramètres géométriques, les déformations de l'AMF ϵ_{SMA} peuvent être exprimes par l'équation (2.20). La faisabilité de l'actionneur est conditionnée par le respect de la durée en fatigue. Ainsi, la minimisation du coût $C_{int}(X_i)$ tend à minimiser les forces dans la structure tout en maximisant l'espace pour l'intégration des actionneurs.

$$L_{max\ k} = \frac{\theta_{max\ k} \cdot h_{max\ k}}{\epsilon_{SMA}} \tag{2.19}$$

$$\epsilon_{SMA} = \frac{\theta_{max\ k} \cdot h_{max\ k}}{L_{max\ k}} \tag{2.20}$$

Résultats de l'optimisation

En considérant ces deux coûts, un algorithme génétique à permit de repartir une population de volet sur le front de Pareto représenté sur la figure (2.9). Ici, le coût a été normalisé c'est-à-dire linéairement transformé pour être entre 0 et 1. Deux principaux domaine du front de Pareto ont été identifié : Un domaine ou le coût d'approximation de la

forme est faible (≤ 0.3) pour une large gamme de coût d'intégration, et un domaine ou le coût d'intégration est faible (≤ 0.1) et décroît avec l'augmentation du coût d'approximation de la forme. A l'extrémité de ces deux domaines sont situé la meilleure approximation de forme du volet et la meilleure capacité d'intégration des actionneur. Ces deux designs sont dessinés sur la figure sont soulignés en rouge. En ce qui concerne le volet avec le meilleur coût d'approximation de forme, l'intégration n'est pas effectué pour un actionneur. Pour le volet ayant le meilleur coût d'intégration respectivement, l'approximation de forme est faible. Cette observation indique que le volet optimisé qui a en même temps la meilleure approximation de forme et la meilleure capacité d'intégration des actionneurs n'existe pas. Ce qui implique qu'un compromis doit être fait.

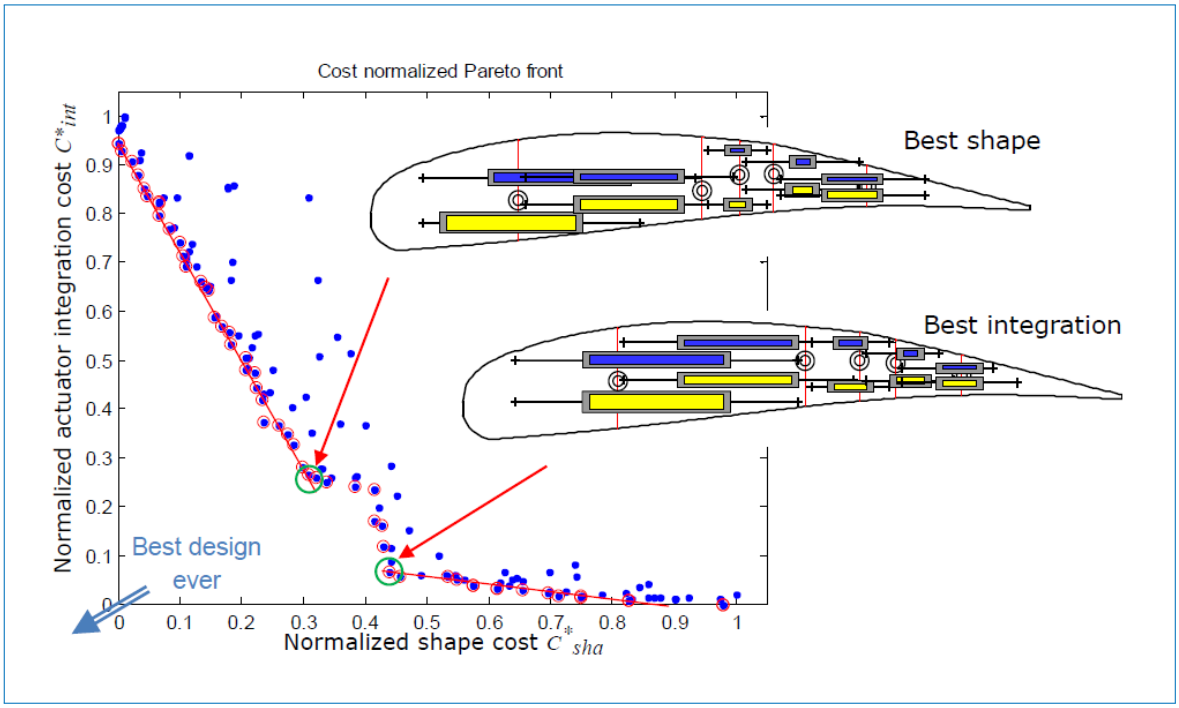
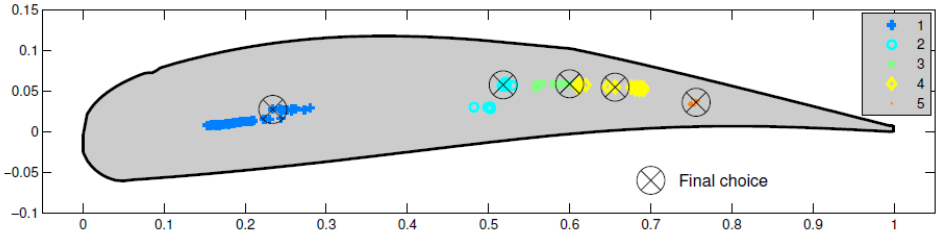


FIGURE 2.9 – Coût de forme normalisé du front de Pareto par rapport au coût d'intégration normalisé. La population est représentée par des points bleus et les individus optimaux de Pareto par des cercles rouges. Les deux meilleurs compromis sélectionnés sont représentés.

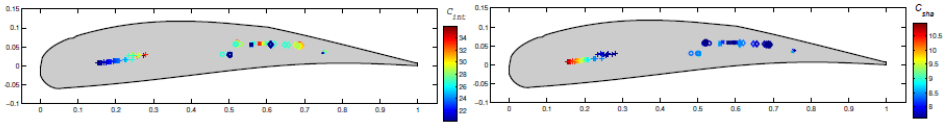
D'après le front de pareto des volets, la position des centres des articulation est représenté sur la figure (2.10) On peut constater que le centre de l'articulation #5 ne bouge pas, le lieux géométrique des centres des articulation #1, #3 et #4 est quasi continue alors que celui de l'articulation #2 est rependu sur deux endroits. Les figures (2.10 b, 2.10 c) indiques que la meilleure position des articulations correspond à la meilleure approximation de forme, d'où le compromis.

Le compromis est effectué lorsque les deux domaines décrit plus haut s'entrecoupent. cette zone de croisement correspond également à un compromis entre les différentes position des articulations. La figure (2.9) représente ce compromis entres les deux volets. Les deux conceptions présente une bonne approximation de forme et une bonne capacité d'intégration des actionneurs. En considérant le pire des volet en terme d'approxi-

mation de formes qui correspond également au meilleur volet en terme d'intégration des actionneurs, une amélioration de 55% sur le coût de l'approximation de forme induit seulement 8% sur les coûts d'intégration des actionneurs. En outre, en considérant le meilleur volet en terme d'approximation de forme qui correspond également au pire des volets en terme d'intégration des actionneurs, une amélioration de 70% de la capacité d'intégration, coûte une baisse de 30% de l'approximation de formes. Finalement, le choix du design final du volet correspond a un volet avec la meilleure approximation de forme qui garanti la faisabilité de volet en terme d'intégration des actionneurs. Les positions des articulations correspondant au choix final du volet sont indiquées sur la figure (2.10a)



(a) Hinge locus ranked by hinge number.



(b) Hinge locus ranked by C_{int} cost.

(c) Hinge locus ranked by C_{sha} cost.

FIGURE 2.10 – Emplacement de la charnière. Les positions des charnières des volets de l'optimum de Pareto sont tracées en trois parties : (a) les nuances de couleur représentent le numéro de la charnière, (b) les nuances de couleur représentent le coût d'intégration de l'actionneur et (c) les nuances de couleur représentent le coût d'approximation de la forme

Le macro-actionneur d'AMF

Le poids du macro-actionneur est estime à environ 9 kg et peut générer 2 500 N de force aérodynamique tout en déformant le bord de fuite de 10 cm avec une consommation électrique moyenne maximale de 0,5 kW. On peut noter que la durée de vie en fatigue est limitée à 40 000 cycles qui s'avère très faible. Cette estimation vient du fait de la limitation du bras de levier dans la région proche du bord de fuite. Ce problème est soulagé durant la conception détaille du macro-actionneur en inclinant les actionneurs : un nouveau calcul des longueurs et bras de levier a été effectué pour les actionneurs inclinés. Additionnellement, tout les actionneurs ont été inclinés afin d'augmenter le bras de levier qui par conséquent diminue les forces internes à la structure. En prenant en compte de l'espace disponible dans la direction de l'envergure, plusieurs actionneurs sont distribués tout au long de l'envergure. Le résultat permet d'aboutir à un macro-actionneur composé de différents actionneurs, d'articulation et de nervures. La conception du volet final est constitué de l'assemblage de quatre macro-actionneurs plus les longerons, les raidisseurs, le système de peau et plumes, les fixations etc. La figure (2.11) présente une vue du modèle

CAO de la structure du macro-actionneur.

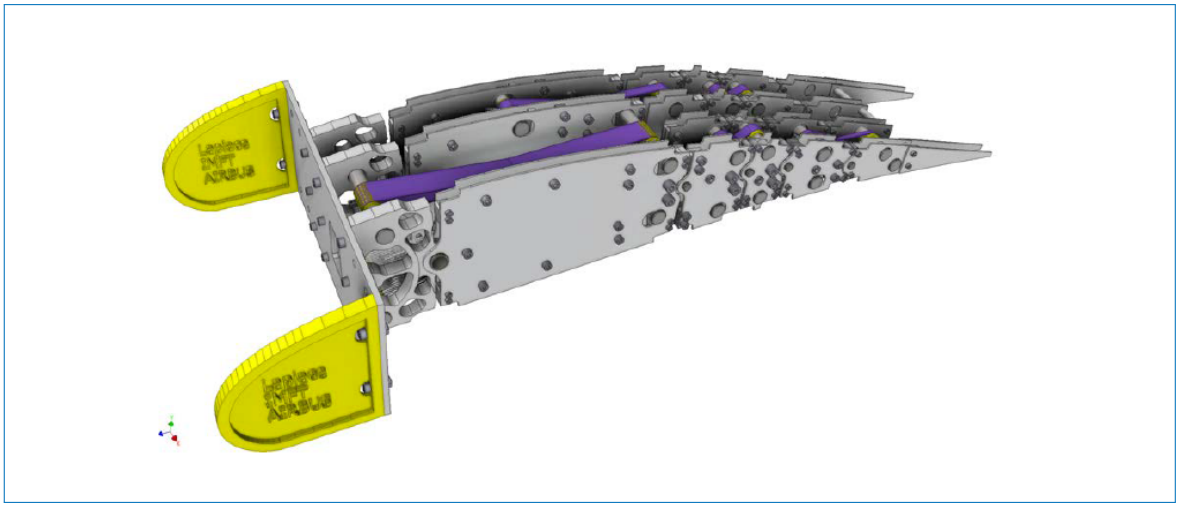


FIGURE 2.11 – CAO macro-actionneur d'AMF

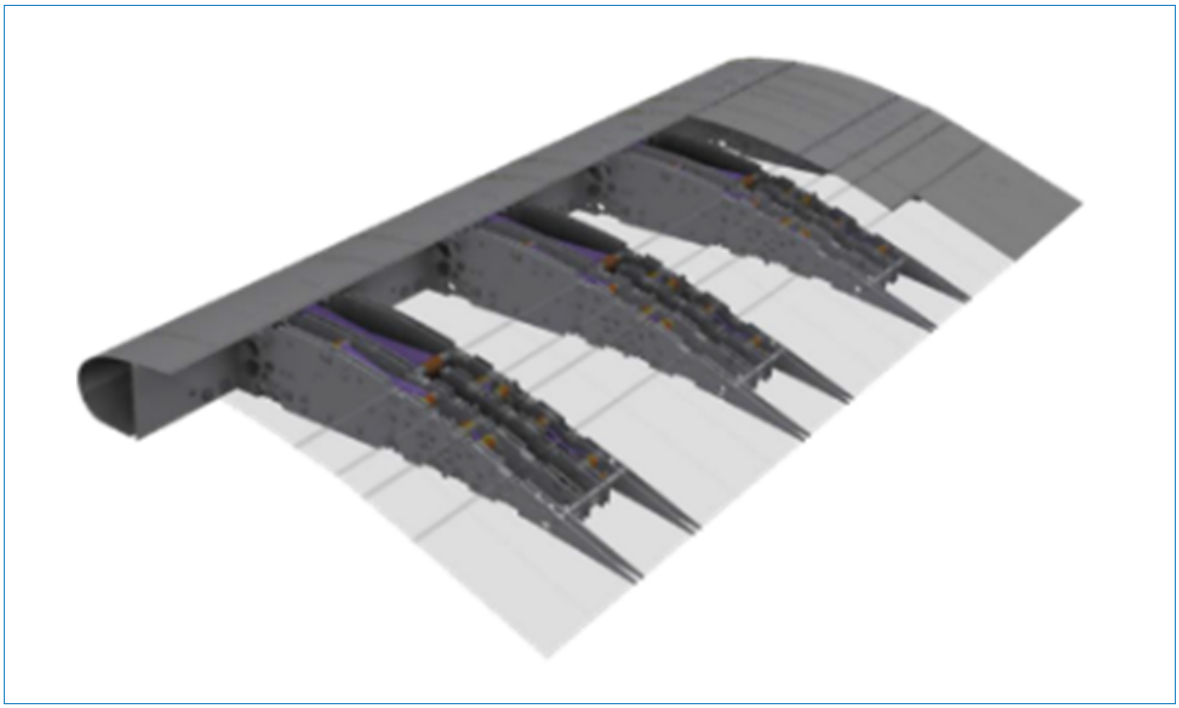


FIGURE 2.12 – Volet avec 4 Macro-actionneur d'AMF

2.6 Conclusion partielle

Ce chapitre a permis de présenter la conception d'un nouvel actionneur innovant d'alliage à mémoire de forme en vu du morphing du volet hypersustentateur de l'A320. Nous avonns en effet présenté le concept, la technologie d'actionnement du macro-actionneur, la technologie de la peau et l'optimisation multi-objective qui a été fait en vu de converger vers le meilleur design. Dans le chapitre suivant, il sera présenté le déve-

loppement d'un nouvel système d'actionnement EMA (Electro Mechanical Actuator) plus robuste pour le volet hypersustentateur.

CHAPITRE 3

Design, analyse structurale et intégration des actionneurs electromécaniques (EMA) du volet hypersustentateur en morphing : Prototype Large-Scale (LS) du projet SMS

Sommaire

3.1 Introduction 54
3.2 Conception structurelle et simulations 54
3.2.1 De l'optimisation topologique à la conception de la structure 55
3.2.2 Analyse statique linéaire du volet en morphing 58
3.2.3 Analyse modale 63
3.3 Système d'actionneurs EMA 65
3.3.1 Principe de l'actionnement 65
3.3.2 Description du système d'actionnement 65
3.3.3 Intégration des actionneurs EMAs 67
3.4 Contrôle de la cambrure du volet 69
3.4.1 Modélisation du système 69
3.4.2 Contrôle de la cambrure 71
3.4.3 Prototype du volet en morphing 75
3.5 Conclusion partielle 76

3.1 Introduction

Proposer une alternative, voir une complémentarité à l'actionnement à partir des AMF permet d'élargir les résultats de l'étude et apporte également des éléments de comparaison des performances. Une solution intéressante consiste à utiliser des actionneurs électromécaniques (EMA) qui ont prouvé leur efficacité et leur capacité à s'adapter en tant qu'actionneurs dans l'industrie aéronautique. Les EMA sont également plus rapides à concevoir, produire, intégrer et fourniront plus rapidement un volet de morphing pour les tout premiers tests aérodynamiques. Dans ce chapitre, nous allons présenter le développement du système d'actionnement EMA (Electro-Mechanical Actuator) et la conception du volet hypersustentateur en morphing dans lequel sont intégré les actionneurs électromécaniques. Le présent chapitres est subdivisé en 3 section. La section 3.2 qui présente l'analyse et les simulation Élément Finis du volet. Dans cette section est présenté, les généralités et contraintes de conception, l'optimisation topologique de la structure des nervures, l'analyse statique linéaire et l'analyse modale du volet. La section 3.3 décrit le système d'actionnement électromécanique. La section 3.4 présente brièvement le contrôle de cambrure du volet.

3.2 Conception structurelle et simulations

la conception de la structure mécanique est un processus itératif qui se décompose en plusieurs étapes. Cette méthodologie permet de subdiviser le système en de sous systèmes dont la topologie est interdépendante et ainsi procéder au dimensionnement en utilisant des principes d'ingénierie. Cependant, cela implique de rechercher une solution optimale pour chaque sous-système mécanique, ensuite procéder à l'affinage de l'architecture au cours de l'assemblage du système global. Étant donné sa nature multidisciplinaire, le processus de conception d'un système de morphing va bien au-delà d'une conception pure se basant sur la rigidité du système suivant des cas de charges données. Cela nécessite une combinaison approfondie de nombreuses variables de conception pour optimiser la résistance structurelle et la distribution des contraintes avec la déformation formes sous charges opérationnelles en tenant compte de la cinématique d'actionnement, des contraintes de fabrication les plus pertinentes ainsi que les objectifs de légèreté. Il est alors évident que tous les aspects liés à la conception structurelle doivent être couverts par des analyses EF. Chaque pièce, telle que Nervures, longerons, etc., doivent être flexible mais suffisamment solide pour répondre à diverses conditions de fonctionnement, sans affecter l'intégrité du système, évitant ainsi l'apparition de défaillance ou les déformations plastiques dans les zones les plus sollicitées.la première étape de conception implique les simulations aérodynamiques de haute fidélité visant à identifier les formes aérodynamiques de morphing optimales et la distribution de pression sur l'aile. Ensuite on procède a La génération d'un modèle CAO paramétrique permettant des études d'investigation de l'espace de conception. L'étape suivante est la création d'un modèle FEM basé sur le modèle CAO pour une analyse structurelle détaillée. Une conception détaillée et analyses structurelles, y compris des dessins détaillés est faite afin d'aboutir a la définition d'une maquette numérique.

L'une des étape importante est la prédiction et évaluation des problèmes d'assemblage et d'intégration.

La conception et l'intégration des actionneurs EMA du volet hypersustentateur morphé tire sa source des résultats du chapitre précèdent.

3.2.1 De l'optimisation topologique à la conception de la structure

3.2.1.1 Définitions et généralités

Le problème d'optimisation topologique est formulé comme étant la recherche de la distribution optimale des propriétés des matériaux dans un domaine de conception prescrit. Ce type d'optimisation s'applique aux structures discrétisées par des barres d'éléments, des poutres, des membranes, des plaques ou coques et des volumes. La structure étant discrétisée par éléments finis, dans chaque élément fini i est définie une variable de conception, généralement notée μ_i et appelée pseudo-densité dans le cas d'élément fini continu. Le problème étant de déterminer la présence ou l'absence de matière dans chaque élément de la solution, elle est par nature discrète. Cependant, en pratique, nous travaillons sur des variables continues qui varient dans l'intervalle $]0\,;1]$. Les valeurs exactement nulles des variables de conception ne sont pas autorisées, afin d'éviter la singularité numérique liée à la suppression complète d'un élément de structure du modèle d'éléments finis. La valeur minimale des variables est donc égale à ϵ, qui est la plupart du temps $0,0001$. A la solution, lorsque la pseudo-densité μ_i prend une valeur unitaire, la matière est présente dans l'élément fini i qui est alors considéré comme faisant partie de la structure à la solution. Au contraire, si la valeur de μ_i est égale à ϵ, on admet que le matériau s'est retiré de cet élément dont les propriétés mécaniques sont proches de celles du vide, ce qui revient à ne pas prendre en compte cet élément de structure dans la solution.

Dans le cas d'une analyse statique linaire, la formulation classique du problème d'optimisation topologique consiste à minimiser l'énergie de charges extérieures, c'est à dire la compliance, pour un volume de matière donné. On maximise ainsi la raideur de la structure. Dans ce problème, les n variables de conception sont les pseudo-densités μ_i attachées à chaque élément fini i. La formulation est donné par les équations (3.1, 3.2, 3.3). Pour éviter d'engendrer les problèmes numériques lors du processus d'optimisation, dont l'apparition de mauvais conditionnement numérique, les pseudo-densités ont une valeur minimale strictement positive $\mu_{i\,min}$. Dans ces relations, $\overline{V}$ est le volume de la matière disponible, c'est-à-dire la fraction volumique requise à la solution, V_i est le volume élémentaire de l'élément fini i, F est le vecteur des charges nodales et q collecte la valeur des déplacement en chaque noeud du maillage.

$$minC = F^T q \tag{3.1}$$

$$\sum \mu_i V_i \leq \overline{V} \tag{3.2}$$

$$0 < \mu_{i\,min} \leq \mu_i \leq 1 \tag{3.3}$$

Concernant la structure de notre volet, nous avons discrétisé les nervures en plusieurs pièces qui sont reliées entre elles dans le sens de la corde à travers les charnières et dans le sens de l'envergure par les actionneurs et les raidisseurs qui assurent la transmission et la répartition des efforts mécaniques dans toute la structure. Ainsi, pour chaque morceau de nervure, nous avons effectué une optimisation topologique afin de déterminer d'une part la forme optimale qui assurera la rigidité de l'ensemble de la structure, tout en minimisant la masse de la structure, d'autre part, faciliter l' intégration de l'actionneur dans la structure.

3.2.1.2 Définition des paramètres pour l'optimisation

La première étape de toute optimisation consiste à traduire le document de spécification en une formulation d'optimisation, qui devrait être composée de :

Fonction objective : qui correspondent à n'importe quelle fonction du système pour laquelle on recherche un extremum. Cette réponse est fonction de la variable de conception (masse, contrainte, déplacement). Dans notre étude, les fonctions objectifs sont : poids minimisé et rigidité maximisée.

Variables de conception : elles représentent certains paramètres système qui varient pour optimiser les performances du système.

Espace de conception : pièces sélectionnées qui peuvent être conçues pendant le processus d'optimisation. Il représente l'espace réellement disponible pour la conception (appelé "volume autorisé ").
Fonctions de contrainte : limites des fonctions de réponse du système qui doivent être satisfaites pour que la conception soit acceptable. Une des contraintes importantes qu'il faut garantir est de s'assurer que la pièce fonctionne dans le domaine élastique c'est-à-dire qu'il faut s'assurer que la contrainte maximale équivalente est inférieure à la limite élastique du matériau constituant la structure avec un coefficient de sécurité imposé . D'autre part, l'intégration des actionneurs, impose également des contraintes de ne pas enlever de matière à certains endroits précis de la structure.

3.2.1.3 Résultats et discussions

La topologie optimale obtenue après plusieurs itérations est illustrée sur la Fig (3.1). Cette topologie est clairement identifiable, correspond à la solution mathématiquement correcte. Cependant, le traitement à partir des interprétations et des logiciels de CAO permet de définir les formes qui ont une signification physique en ajoutant la matière à un certain endroit afin de concevoir une pièce qui répond aux contraintes du cahier des charges.

Une analyse par éléments finis de la solution obtenue permet donc de voir le comportement de la structure optimisée sous l'action du chargement mécanique. On peut donc s'assurer que la contrainte de Von Mises (Voir équation 3.4) équivalente ne dépasse pas la

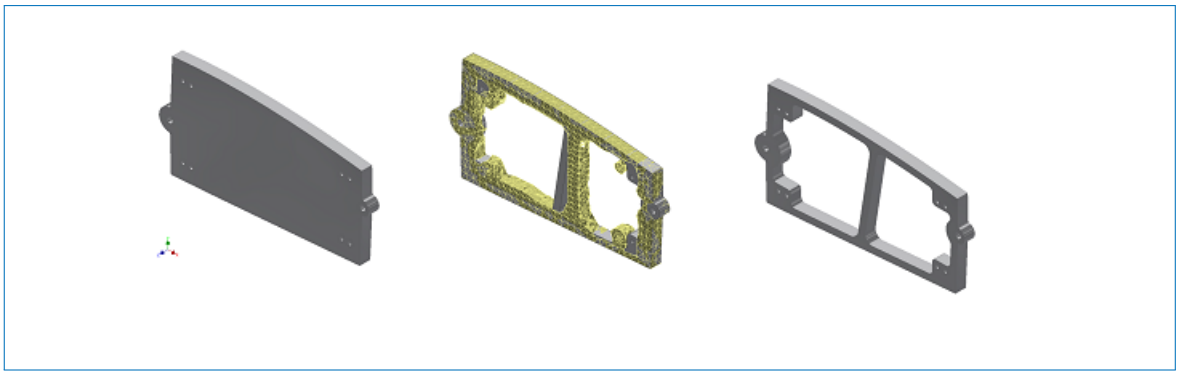


FIGURE 3.1 – Optimisation topologique de la nervure

limite élastique du matériau grâce au coefficient de sécurité imposé. Dans cette équation σ_{VM} est la contrainte équivalente de Von Mises et σ_{ij} sont des contraintes dans les directions principales.

$$\sigma_{VM} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_{11} - \sigma_{22})^2 + (\sigma_{22} - \sigma_{33})^2 + (\sigma_{33} - \sigma_{11})^2 + 6(\sigma_{12}^2 + \sigma_{23}^2 + \sigma_{31}^2)]} \tag{3.4}$$

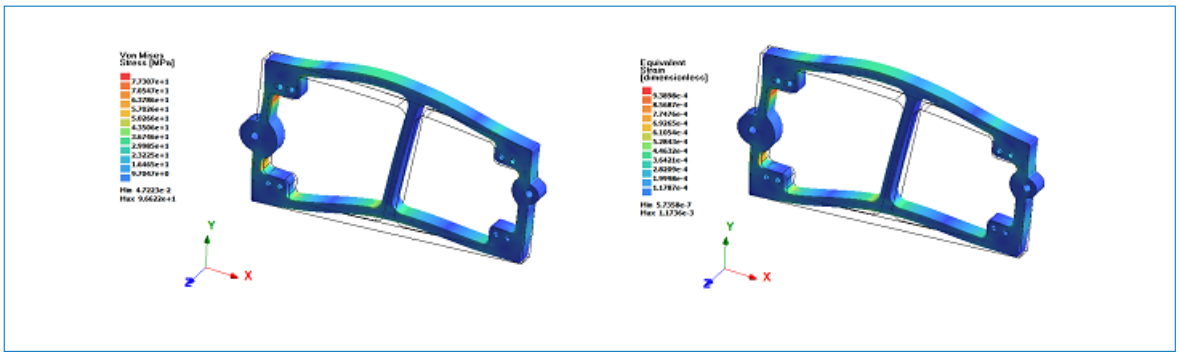


FIGURE 3.2 – Contrainte de Von Mises et déformation équivalente

L'analyse nous permet également de visualiser le déplacement dans notre structure. Ces déplacements nous donnent une indication de la rigidité de la pièce, et permettent également d'assurer la linéarité géométrique. La magnitude de déplacement spécialement pour cette nervure est inférieure à 1 mm. (figure 3.3) Dans le tableau (3.1). Les valeurs des propriétés inertielles de la pièce initiale et de la pièce donnée sont enregistrées après l'optimisation topologique

	Mass (Kg)	Volume mm^3	Center of gravity
Initial Shape	1.648	610280.8	$x_G = 370.8$ $y_G = 42.0$ $z_G = 0.0$
Optimized Shape	0.507	187809.1	$x_G = 368.4$ $y_G = 38.5$ $z_G = 0.0$

TABLE 3.1 – Propriétés inertielles de la forme initiale et la forme optimisée

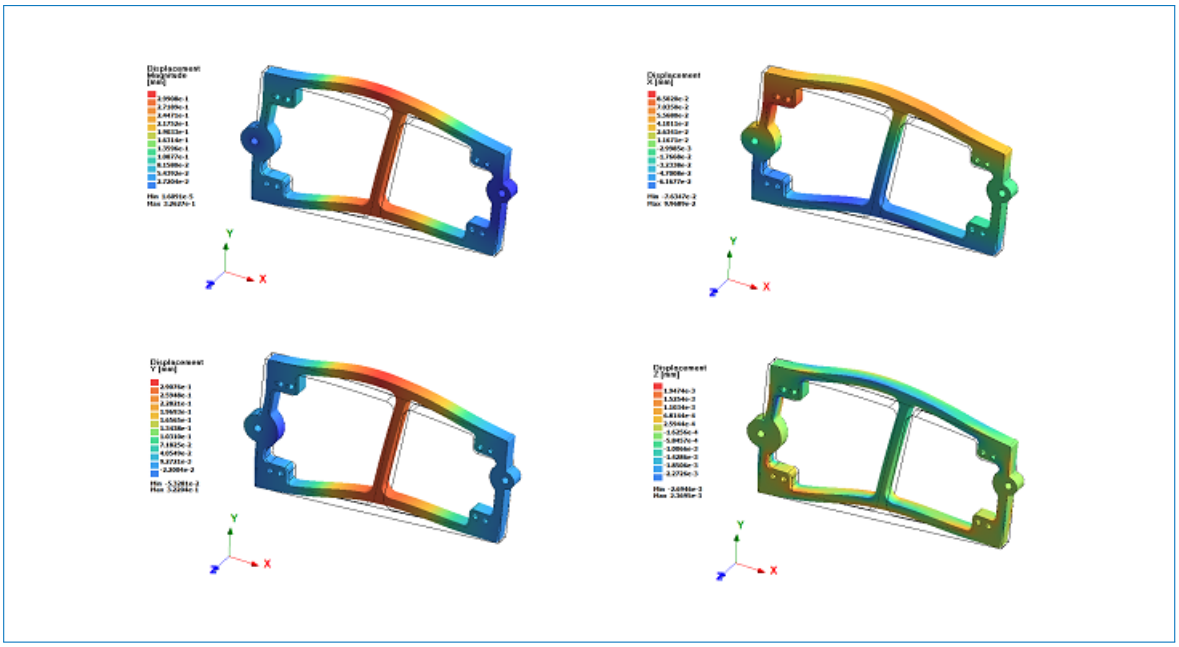


FIGURE 3.3 – Deplacements

Après avoir réalisé l'optimisation des différentes parties constitutives de la nervure nous avons ainsi pu réaliser la nervure en assemblant les différentes nervures, A, B, C, D, E et F comme indiqué sur figure (3.4). L'ensemble du volet est donc constitué de 14 nervures reliées entre elles par des poutres, longerons et des actionneurs EMA sur la partie centrale. La commande de la cambrure se fait à partir de la rotation relative existant entre deux morceaux de nervures grâce à l'action de l'actionneur. Ce contrôle de cambrure est assuré par une loi de commande développée en collaboration avec l'ONERA et NOVATEM, qui sont deux partenaires du projet SMS (Le contrôle de cambrure sera présenté brièvement dans la section 3.3).

3.2.2 Analyse statique linéaire du volet en morphing

La méthode des éléments finis a été largement utilisée dans les applications du génie aérospatial, mécanique et civil pour prédire une réponse précise de la conception du produit. Il est largement connu comme une technique mathématique assistée par ordinateur pour déterminer des solutions numériques soumises à des équations abstraites de calcul qui prédit le comportement de systèmes physiques sous des influences externes. La méthode des éléments finis s'est avérée être un outil puissant dans diverses applications de l'ingénierie aérospatiale ; il présente en particulier l'avantage d'être applicable à des coques ou des plaques de géométrie irrégulière qui contiennent des propriétés de matériau composite. Les études antérieures liées au logiciel d'analyse par éléments finis et les résultats des analyses menées englobent le champ d'application de l'aile.

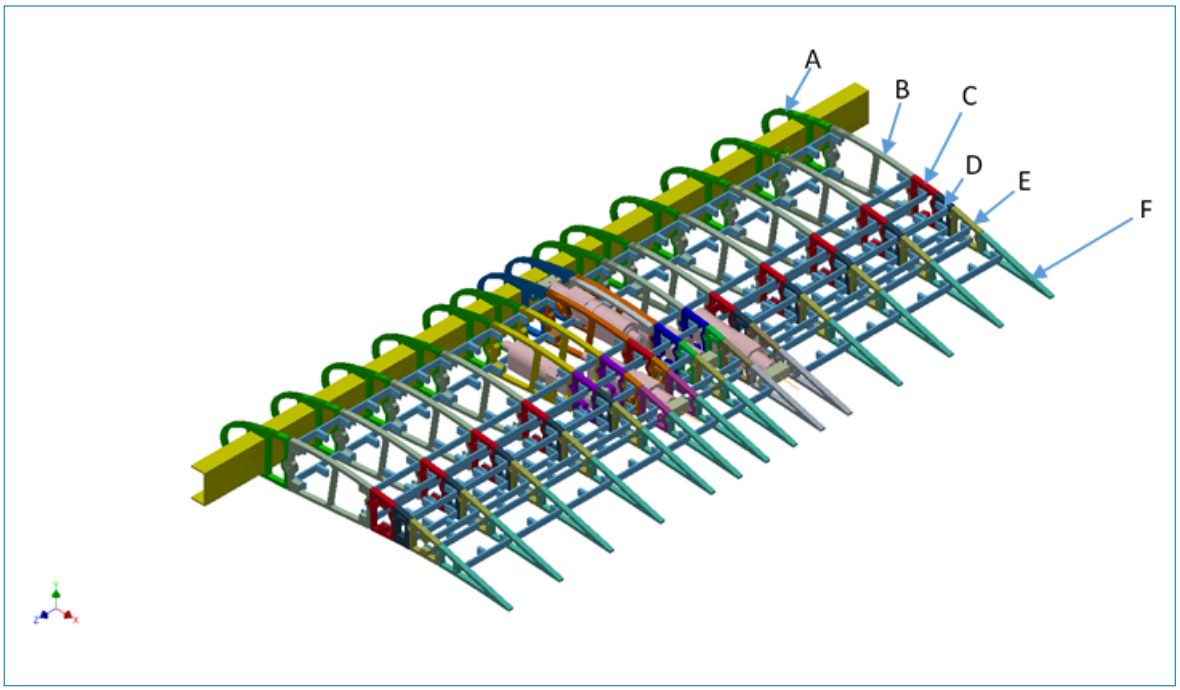


FIGURE 3.4 – Ossature du volet en morphing avec les EMAs

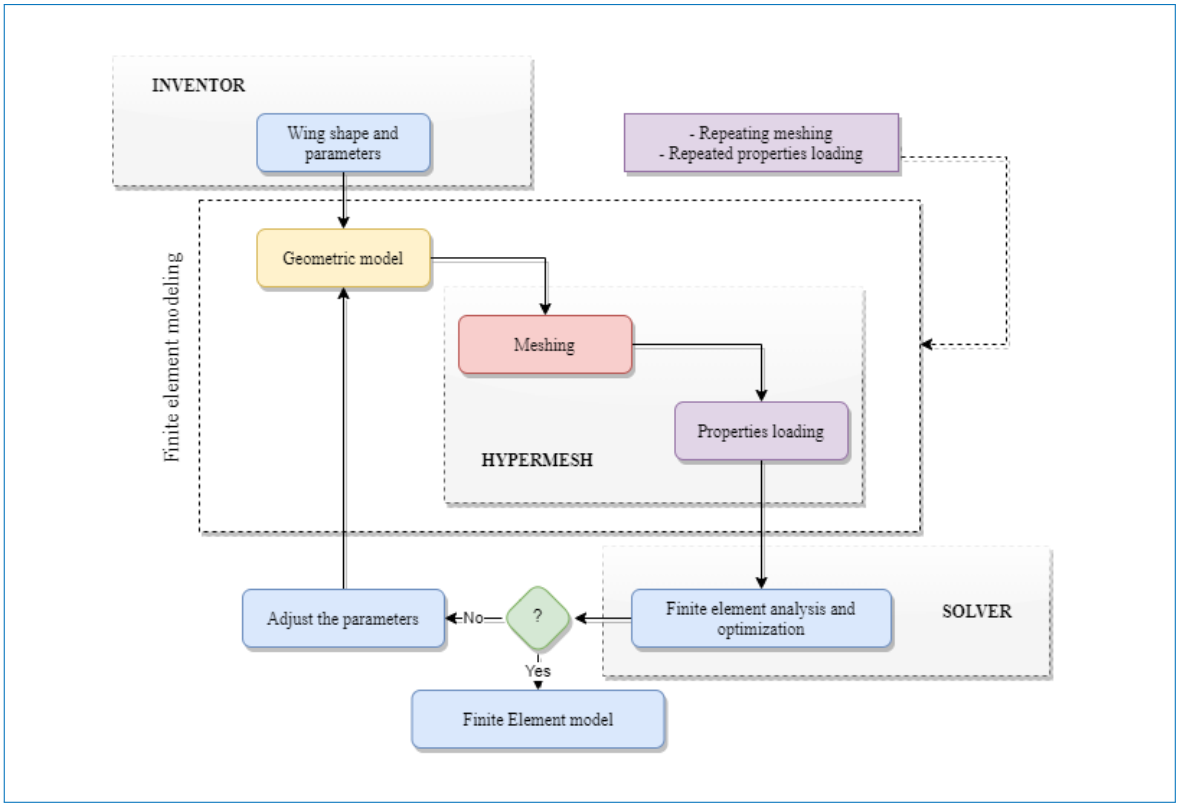


FIGURE 3.5 – Organigramme de l'analyse Elements Finis

3.2.2.1 Méthodologie

Le processus de la modélisation élément finis de la structure de la maquette est au travers de l'organigramme de la figure (3.5). La première étape consiste a construire un modèle géométrique de l'ensemble ou d'un groupe de pièces à laide d'une logiciel de conception assistée par ordinateur. Celui que nous avons utile en occurrence ici est INVENTOR 2018. Le modèle géométrique est exporté vers hypermesh sous un format graphique IGES (Initial Graphics Exchange Specification). Ce type de format d'export présente une universalité assez forte dans le domaine des CAO 3D orientées surfacique et filaire. L'export porte ici sur la définition mathématique de la surface qui conserve ainsi toutes ses propriétés initiales. Sous hypermesh, le maillage en élément finis et l'attribution des propriétés matérielles, chargement mécanique et conditions aux limites sont effectués par des opérations logicielles manuelles.

3.2.2.2 Modélisation par élément finis de la structure

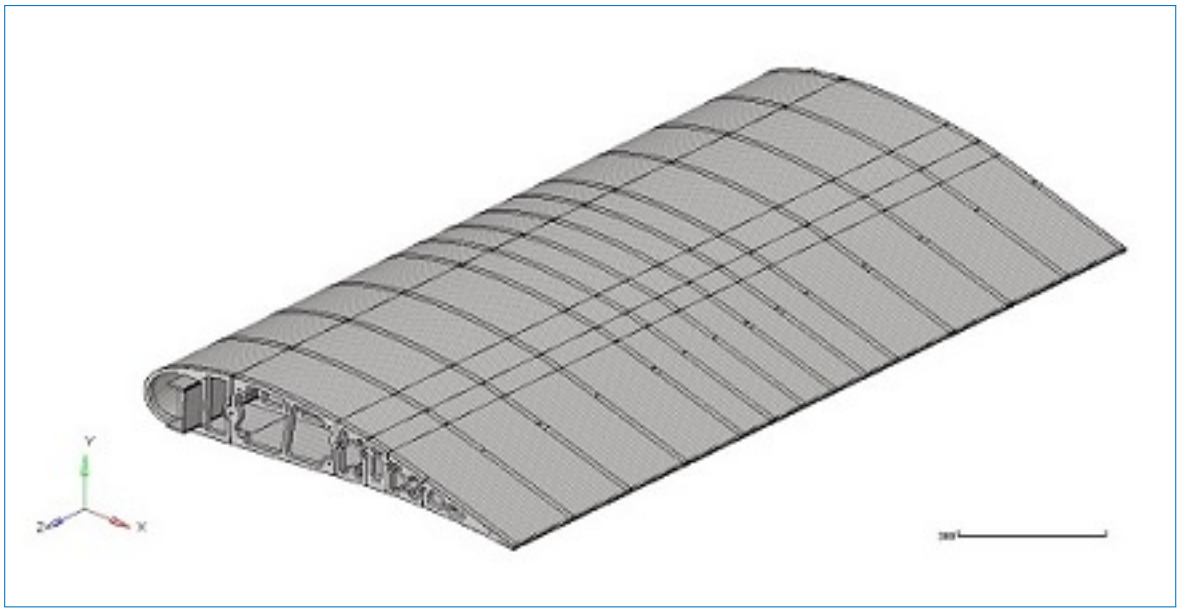


FIGURE 3.6 – FE model

Conditions de chargement, matériaux et limites : La structures est essentiellement constituée de pièces en aluminium. Les propriétés des matériaux utilisés dans cette étude sont présentées dans le tableau (3.2). Concernant les conditions aux limites, nous avons réalisé un montage encastré aux extrémités du longeron. Les différentes nervures sont reliées les unes aux autres à l'aide d'une articulation qui est modélisée par une liaison pivot. Les poutres intermédiaires sont reliées aux nervures afin de transmettre les efforts mécaniques dus aux actions aérodynamiques à travers la structure et également d'assurer la continuité des efforts des actionneurs.

Material	E (Mpa)	G (Mpa)	ν	ρ (kg/m^3)
ALUMINUM 6060 T6	70000	26900	0.33	2700

TABLE 3.2 – Propriétés matérielles

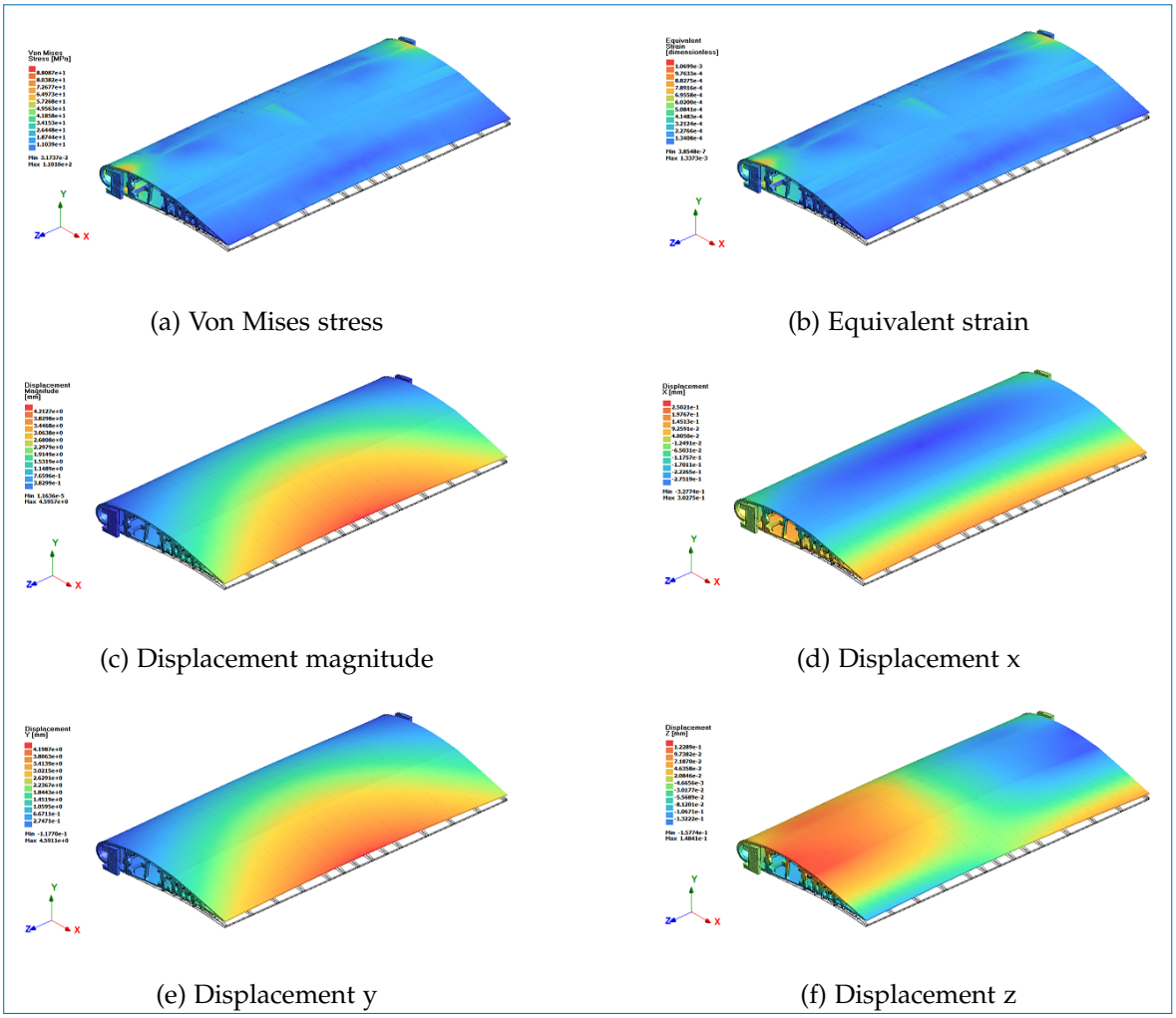
Modélisation des connexion : Dans le modèle d'éléments finis structurels, les longerons, les nervures, les raidisseurs et les panneaux de peau sont principalement modélisés en utilisant des éléments quadrilatéraux avec des propriétés de coque, tandis que des éléments triangulaires sont utilisés dans les zones de transition. Les Actionneurs ne sont pas modélisés, mais leurs propriétés de rigidité seront représentées par un élément 1D équivalent. L'analyse par éléments finis est réalisée par les logiciel de la suite ALTAIR.

Les charnières internes (cylindres, reliant les différentes blocs de nervures) sont modélisés selon le schéma d'élément de corps rigide (Rigid Body Element, RBE) de connexions. Une telle connexion est une représentation algébrique d'une contrainte cinématique, qui est une équation explicite qui couple les Degrés De Liberté (DDL) d'un ensemble de nœuds. Dans une connexion RBE, les DDL inconnu d'un certain nœud (nœud maître nommé) est égal à une combinaison des DDL d'autres nœuds, appartenant au même ensemble RBE (nœuds esclaves). De cette façon, le groupe a un seul DDL pour chaque direction, ce qui en fait un corps rigide avec seulement six possibilités de mouvement de translation et de rotation et aucune possibilité de déformation.

3.2.2.3 Résultats de l'analyse statique linéaire

Nous avons réalisé une analyse statique linéaire de toute la structure afin de calculer les déplacements, déformations, contraintes et forces de réaction sous l'effet des charges appliquées. L'analyse des déplacements dans la structure nous permet de pouvoir quantifier les déplacements des différentes parties de la structure et aussi d'avoir une bonne compréhension de la rigidité de la structure. Dans ce cas l'affichage des déplacements pour un chargement maximum nous indique bien que l'on peut limiter l'étude de la structure dans le domaine de l'élasticité linéaire. On enregistre donc des déplacements max sur la partie centrale du bord de fuite d'une valeur de $18mm$. Les figures (3.7c), (3.7d), 3.7e), (3.7f) montrent le tracé des déplacements suivant les différentes directions et la magnitude des déplacements.

La distribution des contraintes pour les charges données a été observée et cela révèle que les contraintes maximales sont développées plus près de l'extrémité du longeron principal du volet. qui La figure (3.7a) donne le trace de la contrainte de Von Mises. La valeur maximale de cette contrainte est de $110MPa$. Cette contrainte est inférieure à la limite d'élasticité du matériau de structure.



(a) Von Mises stress

(b) Equivalent strain

(c) Displacement magnitude

(d) Displacement x

(e) Displacement y

(f) Displacement z

FIGURE 3.7 – Plot contours FEA result

3.2.3 Analyse modale

3.2.3.1 Généralités

L'analyse modale calcule les modes de fréquence ou les fréquences naturelles d'un système donné, mais pas nécessairement sa réponse historique à plein temps à une entrée donnée. La fréquence propre d'un système ne dépend que de la rigidité de la structure et de la masse qui participe à la structure (y compris le poids propre) et des conditions aux limites.

Considérons l'équation de mouvement donné par la formule (3.5), où l'amortissement et les forces externes sont nulles, cela laisse l'équation sous la forme réduite connue sous le nom d'équation de vibration libre. La solution de cette équation peut être évaluée sous la forme d'une solution harmonique générale donnée par l'équation (3.6). Ou Φ représente le vecteur propre et ω la fréquence naturelle circulaire.

$$M\ddot{x} + kx = 0 \tag{3.5}$$

$$x = \Phi sin(\omega t) \tag{3.6}$$

cette solution montre que tous les degrés de liberté de la structure soumis à une vibration libre se déplacent de façon synchrone les uns avec les autres. Si nous substituons l'équation (3.6) en (3.5) en effectuant la différenciation sur le premier terme, on obtient les équations (3.7, 3.8)

$$-\omega^2 M\Phi sin(\omega t) + K\Phi sin(\omega t) = 0 \tag{3.7}$$

$$[K - \lambda M]\Phi = 0 \;\; avec \;\; \lambda = \omega^2 \tag{3.8}$$

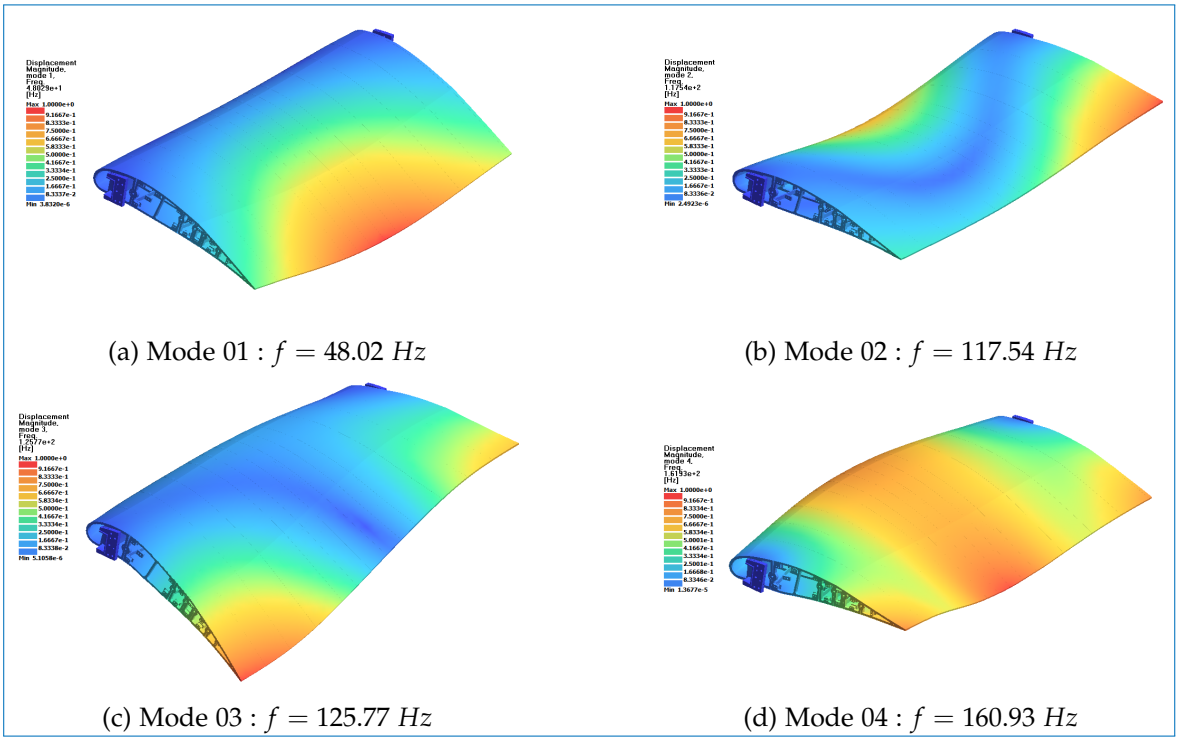
Ou K est la matrice de rigidité de la structure, M la matrice de masse, Le vecteur Φ est le vecteur propre correspondant aux valeur propres λ. Dans le solveur de de d'analyse modale (Optistruct), l'algorithme itératif permettant de calculer les valeurs propres est l'algorithme de Lanczos. La fréquence propre d'une structure est la valeur de fréquence à laquelle la structure a naturellement tendance à vibrer si elle est soumise à une impulsion. Les fréquences naturelles peuvent être évaluées à partir de la solution des valeurs propres comme indiqué par l'équation : $f_i = \frac{\omega_i}{2\pi}$, ou f_i est les i-ème fréquence naturelle et ω_i la i-ème fréquence naturelle en radians.

3.2.3.2 Résultats

L'analyse modale est d'une importance primordiale pour évaluer la dynamique du système, en particulier elle donne des indications sur la possibilité que certains modes de vibration naturels pourraient se coupler avec eux-mêmes et avec les charges aérodynamiques externes. Les résultats d'une analyse modale nous donnent un aperçu de la façon

dont la structure répondrait aux vibrations / charges dynamiques en identifiant les fréquences naturelles et les formes de mode de la structure. La figure (3.8) montre le tracé des quatre premiers modes et ses fréquences et le tableau (3.3) donne les fréquences des 10 premiers mode de la structure.

L'analyse modale montre qu'il n'existe pas de mode local ; en d'autres termes, toutes les formes modales impliquent tous les composants de la structure. La première forme modale est le mode de déformation par morphing.Cela confirme bien la particularité des systèmes structurels à inclure de nouveaux DDL dans le système. La densité modale densité modale qui représente le nombre de modes résonants de la structure dans une bande de fréquences est relativement faible. Ce qui représente un bon indice car de nombreuses instabilités, comme le flottement, dérivent du couplage entre deux ou plusieurs modes. Le premier mode se produit à des fréquences relativement élevées, bien au-delà de la "zone de mode rigide" (à savoir, autour de 0 Hz).



(a) Mode 01 : $f = 48.02\ Hz$

(b) Mode 02 : $f = 117.54\ Hz$

(c) Mode 03 : $f = 125.77\ Hz$

(d) Mode 04 : $f = 160.93\ Hz$

FIGURE 3.8 – Tracé des quatre premiers modes

Modes	Frequency (Hz)
1	48.02
2	117.54
3	125.77
4	161.93
5	195.46

(a) Du mode 1 au mode 5

Modes	Frequency (Hz)
6	263.26
7	269.86
8	355.07
9	367.47
10	426.13

(b) Du mode 6 au mode 10

TABLE 3.3 – liste des 10 premiers modes avec leur fréquence

3.3 Système d'actionneurs EMA

3.3.1 Principe de l'actionnement

Les actionneurs électromécaniques (EMAs) constituent une grande famille d'actionneurs et font référence à de nombreux types de technologies, qui sont fonction de leur utilisation et de leur domaine d'application. En ce qui concerne le design du prototype LS du volet hypersustentateur en morphing, ils pourraient être utilisés sur les axes de rotation de chaque articulation comme moteur à rotation directe permettant ainsi de controller la rotation des articulations. Cependant, en raison du couple élevé nécessaire pour contrôler la cambrure du volet dans les conditions spécifiées, il est préférable d'utiliser l'effet de levier autour des articulations. De cette manière, la rotation est obtenue en appliquant une force linéaire sur les pièces qui sont autour des charnières.

Les EMAs sont composés d'un moteur électrique, d'un réducteur, d'un système vis-écrou et d'un système de roulements. Le mouvement de rotation est assuré par le moteur, puis le rapport de vitesse/couple est adapté grâce au réducteur et transformé en mouvement linéaire grâce au système vis-écrou. Le profil du volet doit être contrôlé pour atteindre les formes entre les deux positions extrêmes (Low Cambered Shape et High Cambered Shape), à partir d'un profil de référence. Afin de contrôler la cambrure du profil, Les EMAs sont intégrés dans la structure du volet optimisé.

Le tableau (3.4) présente les différents couples appliqués sur chaque articulation et ses angles d'ouverture limites. L'angle positif représente l'angle maximum d'ouverture au dessus de la charnière et l'angle négatif représente l'angle maximum d'ouverture en dessous la charnière. Les spécifications de couple sont faites pour un macro-actionneur, qui est défini comme un groupe d'actionneurs conçu pour produire les couples sur les charnières du tableau (3.4). Un groupe de quatre macro-actionneurs permet d'assurer de façon efficace l'actionnement du volet en morphing aux conditions de vol réelles. Toute fois dans le cadre de nos études en soufflerie, nous allons intégré uns seul macro-actionneur opérant sur la partie centrale du volet ; la transmission des efforts d'actionnement dans la structure du volet s'effectue grâce aux longerons connectés sur les nervures et aux raidisseurs.

Hinges	Torque ($N \cdot m$)	Angles° (+)	Angles° (−)
H_1	446	4.8	2.5
H_2	140	1.5	5.3
H_3	88	1.5	0.1
H_4	62	2.2	0.4
H_5	28	3.4	4.1

TABLE 3.4 – Spécifications du couple et de l'angle d'ouverture

3.3.2 Description du système d'actionnement

la rotation relative des nervures adjacentes est obtenue en appliquant une force linéaire suivant l'axe x tel indiqué sur la figure (3.10) avec un Actionneur électromécanique

linéaire. Une représentation schématique de la première articulation est présenté sur la figure (3.10). Ainsi, la position de l'EMA peut être déterminée afin d'appliquer la force nécessaire pour réaliser l'actionnement de la charnière H_1. Le même processus est appliqué pour déterminer les paramètres mécaniques et géométriques de toutes les charnières. Le tableau (3.5) résume les différents couples, leviers et forces pour chaque charnière. En fonction du bras de levier et des angles, la force correspondante est également donnée dans le dit tableau.

Hinges	Torque ($N \cdot m$)	Lever arm (m)	forces (kN)	stroke (mm)
H_1	446	0.05	9.0	7.0
H_2	140	0.04	3.5	6.0
H_3	88	0.03	3.0	1.5
H_4	62	0.03	2.0	1.5
H_5	28	0.012	2.35	2.0

TABLE 3.5 – Spécifications mécaniques et géométriques de toutes les charnières

Le moteur à aimant permanent synchrone est conçu pour obtenir un couple et un rendement spécifique le plus maximum possible, mais avec une plus grande compacité. Il est ainsi conçu autour d'une culasse de stator en cobalt à haute saturation de fer avec un enroulement de haute densité permettant une densité de courant linéaire élevée. En raison du rapport de réduction relativement élevé de l'ensemble de l'EMAs, le moteur a une vitesse de rotation relativement élevée, induisant ainsi des pertes dans l'entrefer. Ces pertes sont atténuées par la faible polarisation de l'aimant et le grand entrefer. Un rendement maximal de 94% a été atteint grâce à la topologie mise en œuvre et un couple spécifique de près de $0,9Nm \cdot kg^{-1}$. Ces deux chiffres combinés rendent ainsi ce moteur idéal pour l'application actuelle de l'actionneur EMA. Les paramètres généraux du moteur sont consignés dans le tableau (3.6).

Outer diameter (mm)	Outer shaft diameter (mm)	Overall length (m)	Max. Torque (mN.m)	Max. speed (rpm)
18.5	5	42.5	35	10 000

TABLE 3.6 – Paramètres du moteur à aimant permanent

Le réducteur de l'EMA doit avoir un rapport de réduction élevé, pour obtenir le couple le plus élevé possible sur l'écrou. Les paramètres du réducteur choisi sont rassemblés dans le tableau (3.7). Le rendement η_g = 64% du réducteur dépend du sens du flux de puissance. Le réducteur transmet le couple moteur à un écrou-vis, jusqu'à $12.2N \cdot m$

La transmission vis-écrou permet la conversion du mouvement de rotation fourni par le moteur à travers la boîte de vitesses en un mouvement linéaire en appliquant une force sur un levier. Le couple de sortie du réducteur T_G est lié à la force linéaire F_S fournie par la vis est donnée par l'équation (3.9). Ou p, le pas de vis et η_s le rendement sont calculé par les équations (3.10, 3.11) respectivement pour la transmission directe et la transmission

inverse.

$$T_G = p\frac{F_s}{2\pi\eta_s} \tag{3.9}$$

$$\eta_s = \frac{1}{1+\frac{d\mu}{p}} = 0.88 \tag{3.10}$$

$$\eta_{sinv} = 2 - \frac{1}{\eta_s} = 0.87 \tag{3.11}$$

La constante $\mu = 0.010$ dépend de l'angle de l'hélice de la vis $\alpha = 4.3°$. d représente le diamètre de la vis. Ainsi, en appliquant un couple de 12.2 $N \cdot m$ sur l'écrou, la vis peut fournir une force linéaire de 13.37 kN. Les paramètres du système vis-écrou sont consignés dans le tableau (3.8)

Outer diameter (mm)	Length (mm)	Reduction ratio
42	84	546

TABLE 3.7 – Gearbox parameters

Screw diameter (mm)	Nut diameter (mm)	Nut length (m)	Screw length (mm)	Thread (mm)
16	32.5	30	90	5

TABLE 3.8 – Paramètres système vis-écrou

3.3.3 Intégration des actionneurs EMAs

Dans un premier temps, on procède à la construction et l'assemblage des pièces de l'actionneur électromécanique. Toutes les pièces sont reliées grâce à une structure spécifique. Cette structure se compose d'un carter, d'un porte-écrou et d'un porte roulements. Le carter apporte une cohésion mécanique à l'actionneur électromécanique et facilite son intégration sur la structure du volet hypersustentateur en morphing. Le porte-écrou permet la rotation de l'écrou autour de la vis, transformant la rotation (et donc le couple) du moteur (à travers le réducteur mécanique) en un mouvement linéaire (et donc une force linéaire). Les roulements ont un rôle de transmission et de protection : ils transmettent la force de la vis au carter, et du carter à la vis. La boîte de vitesses est insérée dans une structure dédiée avec un inverseur intégré. Un capteur LVDT est ajouté pour mesurer la course de la vis, entre la tête de vis et le porte-écrou. Cet onduleur adapte la puissance au moteur et permet donc son contrôle. De cette manière, l'alimentation et le contrôle sont localisés sur l'EMA améliorant ainsi la compacité du système. La figure (3.9) présente une vue CAO détaillée de l'EMA.

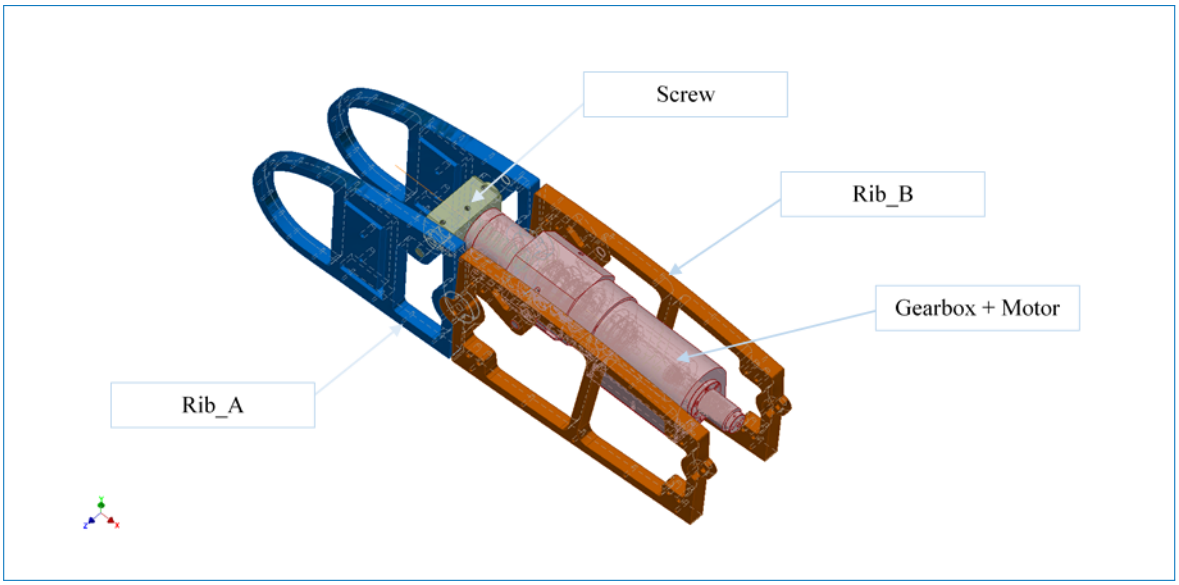


FIGURE 3.9 – Vue CAO détaillée de l'EMA

Deuxièmement, chaque EMA est intégré au volet hypersustentateur afin d'actionner chaque charnière, formant un macro-actionneur de cinq EMA. Chaque EMA est situé entre deux chaînes de nervures. Une chaîne de nervurée se compose des six nervures le long de la corde de profil, allant du bord d'attaque au bord de fuite. De cette manière, chaque EMA dispose d'un espace dédié autour de son emplacement. L'interface entre l'EMA et le volet est déterminante : les efforts fournis par l'EMA doivent être parfaitement transmis à sa structure. Le macro-actionneur a une portée de 500 mm. La figure (3.10) montre l'intégration du macro-actionneur électromécanique à l'intérieure de la structure du volet.

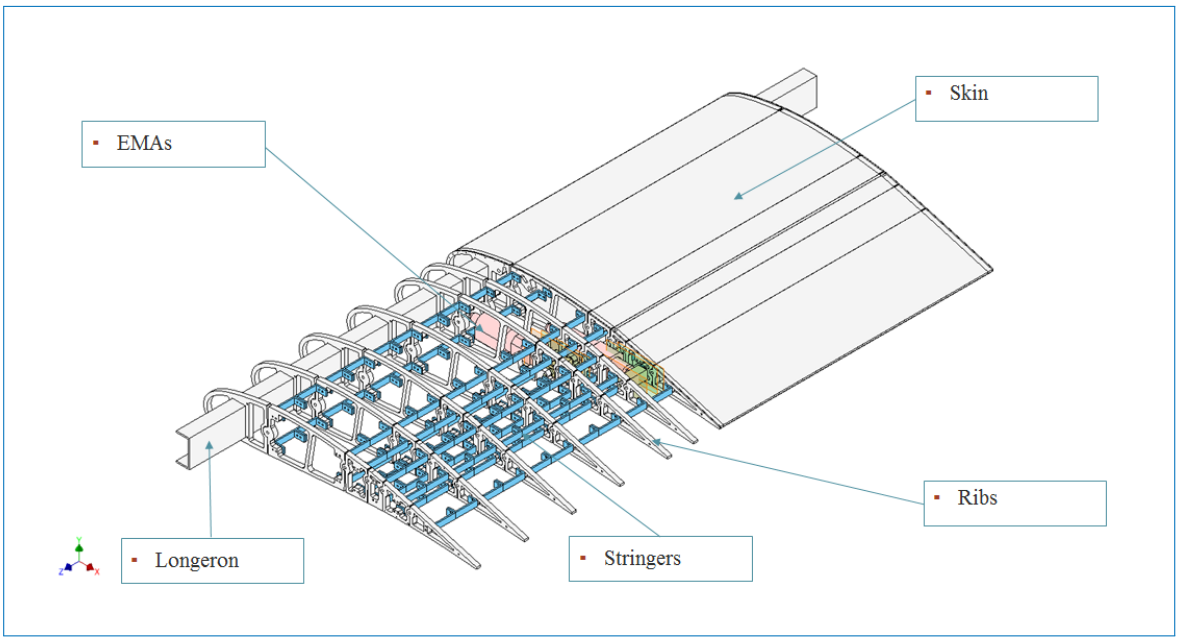


FIGURE 3.10 – Système de morphing des volets

3.4 Contrôle de la cambrure du volet

3.4.1 Modélisation du système

3.4.1.1 Vue d'ensemble sur le contrôle global

Le contrôle global a été réalisé par l'ONERA et est brievement détaillé dans cette section. Le volet "morphé" composée de nervures et charnières qui est simplifiée en 5 brins, reliés par des pivots autour d'axes parallèles. Le modèle global est présenté sur la figure (3.12). Chaque brin est défini par sa masse m, sa longueur l, son centre de gravité G, son inertie J et son paramètre d'articulation q (correspondant aux angles exprimés dans le référentiel global). Des hypothèses sont choisies pour ce modèle simplifié : les rotations sont considérées bi-dimensionnelles et autour d'axes parallèles, les brins indéformables et les pivots parfaits. La description de l'équilibre dynamique du système est donc réalisée selon le principe de Lagrange :

$$M(q)\ddot{q} + N(q,\dot{q})\dot{q} = F_g(q) + F_a(q) + \Gamma_q \tag{3.12}$$

avec $F_g(q)$ moment de la force gravitationnelle, $F_a(q)$ moment des forces aérodynamiques, Γ_q moment appliqué par les actionneurs au pivot, $M(q)$ matrice d'inertie et $N(q,\dot{q})\dot{q}$ sont les effets gyroscopiques, ici négligés en raison du ralenti de l'aile en morphing. Ce modèle simplifié est ensuite utilisé pour concevoir des contrôleurs de rétroaction. Un objectif de morphing angulaire est fixé par les paramètres dynamiques des de l'ecoulement et aussi sur la commande de l'opérateur (pilotes). L'objectif du contrôle en boucle fermée est d'atteindre cet objectif avec précision et rapidité. Un régulateur proportionnel-intégral-dérivé (PID) est d'abord considéré comme un régulateur de référence en boucle fermée pour atteindre les performances précédemment détaillées. Certaines spécificités du système pourraient perturber le bon contrôle, comme le comportement d'hystérésis de l'EMA et les saturations des actionneurs. Une approche plus sophistiquée de la synthèse de contrôle de rétroaction sera donc envisagée pour contrer ces difficultés. Il est également basé sur la commande de fermeture du moteur, qui a été développée et intégrée au moteur. La commande de fermeture du moteur est présentée dans la section suivante.

3.4.1.2 Contrôle de l'interface

Grâce au contrôle global assuré par l'ONERA, le moment nécessaire appliqué par les actionneurs au pivot Γ_q, peut être déterminé pour une forme de volet et des conditions aérodynamiques spécifiques. Les couples T_H sur chaque charnière sont directement déterminés A partir de ce moment. NOVATEM et ONERA ont fourni ensemble un contrôle d'interface simple pour relier ces couples sur les charnières au couple fourni par le moteur. La figure (3.11 a, 3.11 b) montre les paramètres géométriques autour d'une articulation. La relation de contrôle entre les couples d'articulation T_H et les couples moteurs T_M est donnée sur la figure (3.11 c) sous la forme d'un schéma simple. Les coefficients $K_S N$ et K_G

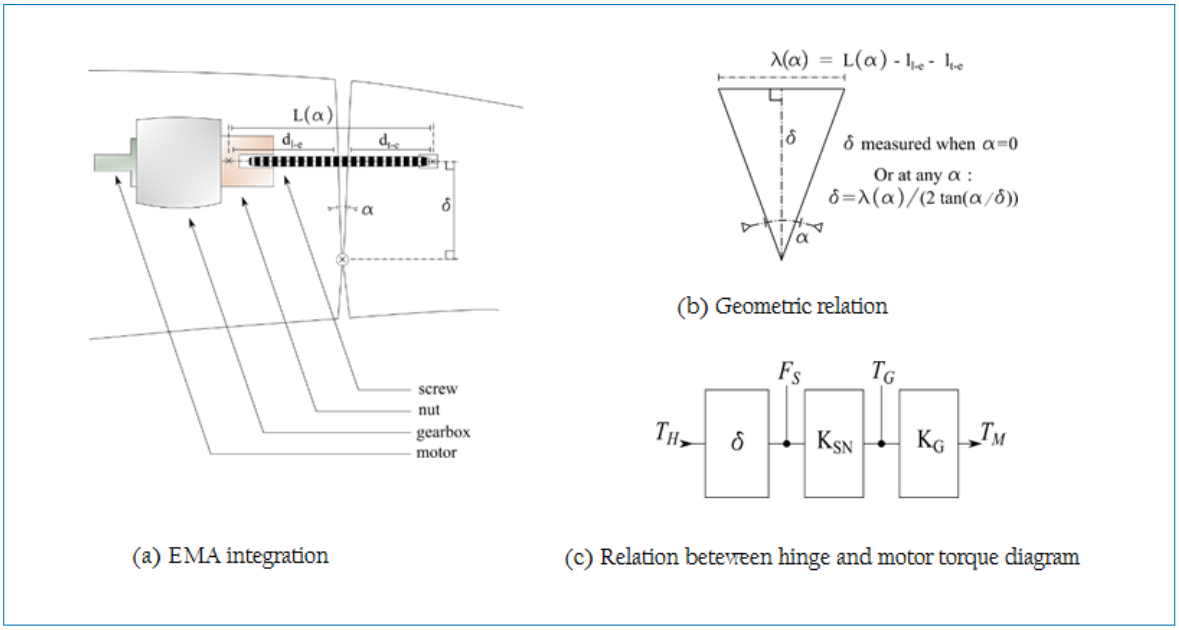


FIGURE 3.11 – Relation géométrique de l'EMA

sont directement déterminés pour les paramètres vis-écrou et réducteur, donnés plus haut dans ce document.

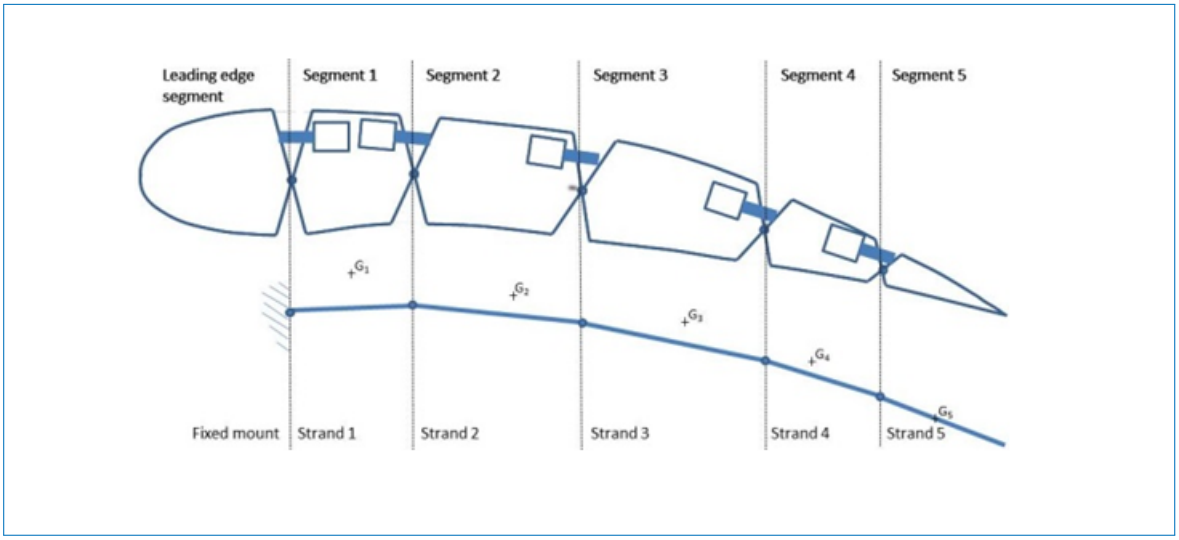


FIGURE 3.12 – Illustration schématique de la segmentation du volet en morphing

3.4.1.3 Stratégie de contrôle du moteur

Comme il existe une réelle contrainte d'espace et de poids, un contrôle de fermeture analogique complet est conservé afin de réduire la complexité de l'électronique. Le couple de référence de chaque moteur est calculé dans une stratégie de commande centrale tandis que chaque moteur a une commande de fermeture de couple d'entraînement. La stratégie de contrôle du couple du conducteur est décrite dans le diagramme de la figure (3.13). La consigne de courant I_{set} est fournie par l'électronique centrale et sert de modulation

aux signaux du capteur de position (V_{h1m}, V_{h2m} et V_{h3m}) appelés génériquement V_{hxm}. Le résultat de la modulation est la variation de l'amplitude des signaux V_{hxm}, aboutissant ainsi à la référence de courant par phase I_{refx}. Une comparaison à la valeur réelle de chaque courant de phase, I_{xm}, est effectuée et corrigée avec un gain d'amplification. Les signaux résultants sont directement utilisés comme référence de courant pour être comparés à une porteuse dans une stratégie de modulation de largeur d'impulsion (PWM) complète. Enfin, les signaux de porte résultants sont envoyés à un onduleur triphasé avec pilotes intégrés.

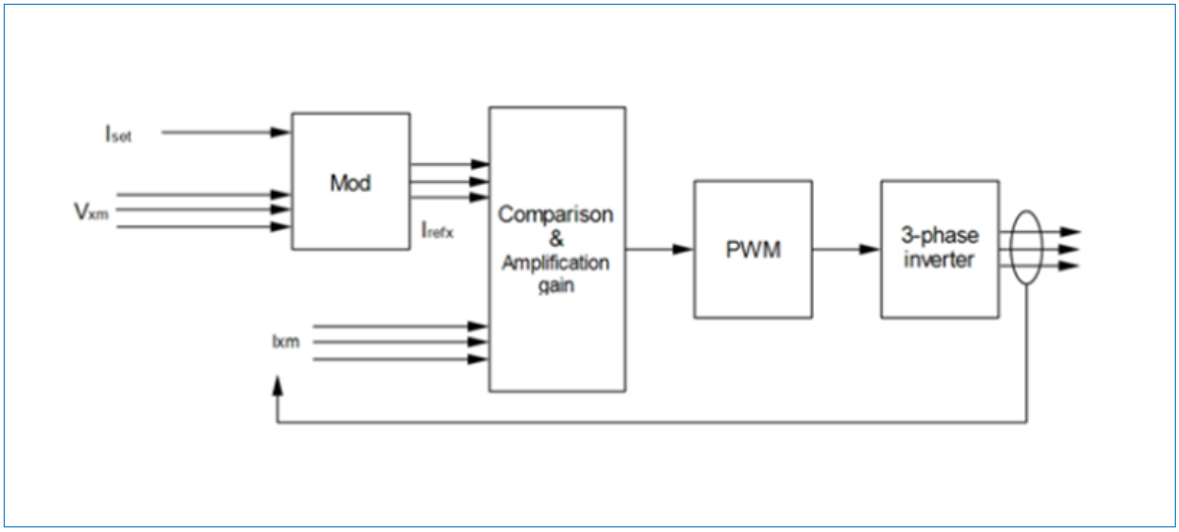


FIGURE 3.13 – Stratégie de contrôle du moteur

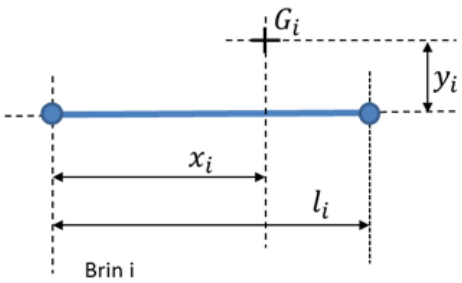
3.4.2 Contrôle de la cambrure

3.4.2.1 Architecture générale

La structure mécanique du volet présente six segments : le segment de bord d'attaque (fixe) et 5 segments articulés. Les 5 joints sont actionnés et contrôlés par les EMA. Sur la figure (3.12), nous avons représenté l'enveloppe du volet, les axes de rotation des articulations et les EMA. Pour définir un modèle d'interaction mécanique entre les différents segments du volet, un brin sera associé à chaque segment articulé. Ces brins sont représentés sur la figure (3.12). Les cercles correspondent toujours aux axes de rotation de l'articulation. Les centres de gravité des brins (G_i) sont également indiqués. Sous cette forme, le volet apparaît comme une chaîne cinématique ouverte plane. Nous verrons que nous pouvons écrire un modèle de comportement dynamique assez facilement, à condition de connaître les caractéristiques mécaniques des brins, et les forces qui s'appliquent sur chacun d'eux. Chaque brin est caractérisé par sa longueur (l_i), l'emplacement (x_i, y_i) de son centre de gravité (G_i), sa masse (m_i) et son inertie autour de son centre de gravité (J_i).

3.4.2.2 Efforts subis par les segments

Pour le brin i, les efforts à considérer sont :



Characteristics of the i-strand	
l_i	Length
x_i et y_i	Location of the gravity center G_i
m_i	Mass
J_i	Inertia with respect to gravity center

FIGURE 3.14 – Caractéristiques du brin i

— Le couple de commande de l'articulation C_i. Il est induit par le couple moteur.

— La force de gravité F_{gi}. Il génère des couples sur tous les brins sauf le ith, puisqu'il s'applique au centre de gravité G_i de ce brin.

— La force aérodynamique F_{ai}. Cette force a deux composantes (portance et traînée). Il s'applique au centre de pression P_i du segment. Il est considéré comme une entrée de perturbation. Il génère des couples sur tous les brins même sur celui considéré car P_i n'est pas colocalisé avec G_i.

Pour la conception de la loi de commande, les entrées de commande considérées sont les couples de commande conjoints. Les entrées perturbatrices sont les forces de gravité et les forces aérodynamiques.

3.4.2.3 Modélisation de l'actionnement EMA

Les actionneurs électromécaniques (EMA) sont contrôlés en couple indépendamment les uns des autres. Le couple moteur (C_m) entraîne la vis qui génère une force (F_v) et se traduit par un couple d'articulation de commande (C). Les relations sont données par les equations (3.13, 3.14, 3.15) :

$$C = k_v F_v \tag{3.13}$$

$$F_v = \frac{C_m}{p_v} \tag{3.14}$$

$$C_m = \nu H_{mot} C_m^* \tag{3.15}$$

On a donc une relation linéaire simple entre C_m et C, mais aussi entre les demandes de couples de commande C_m^* et C^* . Notez que la fonction de transfert EMA H_{mot} a une très grande bande passante et peut être négligée pour la conception de la loi de commande conjointe. Les relations élémentaires pour une articulation donnée sont les équations (3.16, 3.17, 3.18, 3.19), ou θ_m est l'angle de rotation du moteur, θ_r l'angle à la sortie du reducteur, θ l'angle d'articulation, ω la vitesse de rotation de l'articulation, x_v le déplacement linéaire de la vis.

$$\theta_m = r\theta_r \tag{3.16}$$

$$x_v = p_v\theta_r \tag{3.17}$$

$$x_v = k_v\theta \tag{3.18}$$

$$\omega = \dot{\theta} \tag{3.19}$$

Voici les points importants : Les déplacements linéaires des vis (x_{v_i}) et les vitesses linéaires ($\dot{x}_{v_i}$) sont mesurés. Le contrôle de couple des EMA qui est décrit par une fonction de transfert numérique H_{mot} à échantillonnage très rapide (20 kHz).Le modèle d'efficacité ν qui comprend l'efficacité du moteur, du réducteur et de la vis. Elle s'exprime donc en fonction de la vitesse linéaire $\dot{x}_v$ et pourrait présenter une incertitude assez élevée. Mesures de déplacement et de vitesse linéaire qui sont filtrées et échantillonnées à des taux suffisants pour le contrôle.

3.4.2.4 Comportement dynamique du volet

La théorie de Lagrange est utilisée pour développer ce modèle. Le modèle obtenu est donné par l'équation (3.20).

$$M(\theta)\ddot{\theta} + N(\theta,\dot{\theta})\dot{\theta} = L_{F_g}(\theta) + L_{F_a}(\theta) + C \tag{3.20}$$

Ici θ est le vecteur des 5 angles relatifs de chaque brin par rapport au précédent. La matrice M (dimension 5x5) est la matrice d'inertie. Cela varie en fonction de la position de l'articulation. Le deuxième terme est le terme de Coriolis. Elle sera négligée dans notre cas, car les vitesses de rotation sont a priori très faibles. Le membre de droite est un vecteur de dimension 5. Sa i-ème composante est la somme des 3 couples appliqués à la i-ème articulation : couple induit par les forces de gravité F_g, couple induit par les forces aérodynamiques F_a, et couple moteur C généré par l'EMA. Un code de calcul a été développé (à l'aide des logiciels Matlab et Simulink) pour générer les matrices $M(\theta)$, $L_{F_g}(\theta)$, $L_{F_a}(\theta)$. Ceci fournit un modèle pour représenter le comportement dynamique du volet équipé de ses actionneurs et capteurs. Les entrées de la simulation sont le couple de commande d'articulation démandé C_m^*, les forces aérodynamiques et les forces de gravité sur chaque segment.

Les forces de gravité sont évidemment constantes en amplitude et en direction, mais leurs points d'application (c'est-à-dire les centres de gravité des segments) se déplacent lorsque le volet est articulé. Ceci est modélisé par $L_{F_g}(\theta)$. En ce qui concerne les efforts aérodynamiques, le simulateur doit être muni de leurs valeurs mais aussi de leurs points d'application (les centres de pression aérodynamiques).

Le développement de ce modèle aérodynamique est présenté ci-après. Les forces aérodynamiques appliquées aux segments dépendent de la forme du volet (c'est-à-dire des angles θ), mais aussi de l'aile (α) et de la vitesse d'écoulement (U_∞). La loi de contrôle que

nous avons développé calcul le vecteur de couples de consigne de contrôle des articulations C^* à partir d'un vecteur de consigne joint θ^* et des vecteurs de mesure θ et ω. Il doit s'assurer que θ est contrôlé à sa valeur de consigne θ^*. Pour la mise en œuvre pratique du contrôle, certaines adaptations d'interface sont nécessaires :

Les mesures x_v et $\dot{x}_v$ seront divisées par les bras de levier k_v pour obtenir θ et ω, et le couple de consigne calculées C^* seront multipliées par le rapport $\frac{p_v}{k_v}$ pour obtenir le couple de consigne de l'actionneur C_m^*.

3.4.2.5 Modélisation de la répartition des forces aérodynamiques à partir des données de simulation Hi-Fi du projet SMS

Pour les configurations de décollage et d'atterrissage, plusieurs bases de données générées par des simulations numériques qui ont été effectuées au cours du projet ont été utilisées pour modéliser les forces aérodynamiques. Ils comprennent les coordonnées spatiales de l'aile et du volet, et la pression totale pour chaque point à ces coordonnées. Pour la configuration de décollage, les coordonnées des volets des différents cambrures, et leur répartition de pression correspondante à la géométrie. La même analyse est effectuée pour la configuration d'atterrissage. En plus de la répartition de la pression, pour la configuration de décollage, la forme des volets a été optimisé par rapport au rapport portance/traînée. Ces angles optimaux seront utilisés comme cibles pour le contrôle de la cambrure.

Méthodologie de modélisation : Deux bases de données donnent la répartition de la pression le long des profils d'aile et du volet hypersustentateur (c'est-à-dire x, y, P). Plusieurs conditions aérodynamiques sont considérées (vitesse d'écoulement U_∞, angle d'attaque de l'aile α, pression dynamique P_d) et différentes formes du volet également. À partir de ces ensembles de données aérodynamiques, nous pouvons calculer les forces de portance et de traînée (et le centre de pression) pour chacun des segments. La méthodologie appliquée est la suivante :

1. Une analyse géométrique de la forme permet tout d'abord de séparer les informations sur l'extrados (x_e, y_e, P_e) de celles de l'intrados (x_i, y_i, P_i). Le profil de forme moyen est défini comme la courbe dont la coordonnée y qui est la moyenne de y_e et y_i
2. On trouve ensuite l'emplacement des articulations le long de cette forme moyenne, en partant du bord d'attaque et en connaissant les longueurs des segments. Cela nous permet d'associer une partie de la forme moyenne à chaque segment.
3. Ensuite, en intégrant la différence de pression entre intrados et extrados le long de chaque segment, nous avons trouvé la force de portance. Pour cette intégration, une largeur de portée de 1 m a été choisie. La force de traînée ne peut pas être calculée à partir des informations de pression uniquement. Nous avons donc supposé un rapport constant entre la portance et la traînée. Le moment induit sur chaque articulation est également calculé par intégration.
4. Enfin, à partir de la force et de la quantité de mouvement, on peut déduire le lieu géométrique du centre de pression.

Nous avons vérifié que la force de portance globale est similaire à celle indiquée dans les bases de données lorsqu'elles sont disponibles. Les centres de pression sont presque indépendants des conditions aérodynamiques. Nous trouvons également un bon accord de nos résultats avec ceux donnés par la théorie des plaques minces appliquée à chaque brin du squelette.Une troisième base de données donne des profils optimaux pour différents critères. Notre méthodologie a été appliquée pour en déduire la forme moyenne, les emplacements des articulations et les angles optimaux du volet.

3.4.3 Prototype du volet en morphing

La fabrication du volet hypersustentateur en morphing a été réalisée selon la CAO et l'analyse structurale mentionnées dans les sections précédentes. Cette réalisation a été faite au sein l'atelier du laboratoire de l'INPT/IMFT, en collaboration avec l'INPT/LAPLACE.



FIGURE 3.15 – Prototype volet "morphé"

3.5 Conclusion partielle

Dans ce chapitre, nous avons présenté le nouvel système d'actionnement développé au sein du projet SMS permettant la réalisation du volet hypersustentateur en morphing. Ce modèle plus robuste a permis de mettre sur pied un prototype de volet hypersustentateur "morphé" qui ferra l'objet de plusieurs campagnes d'essais en soufflerie dont les résultats serons présentés dans les chapitres suivant.

CHAPITRE 4

Études expérimentales de l'aile à deux éléments et validation des mesures de pression

Sommaire

4.1 Introduction . . . 78
4.2 Description du modèle et dispositif expérimental LS de l'IMFT (2m d'envergure) . . . 78
4.2.1 Soufflerie S1 de l'IMFT . . . 78
4.2.2 Prises de pression statique . . . 79
4.2.3 Capteur de pression instationnaire FBG . . . 79
4.3 Caractéristiques de l'écoulement autour du prototype LS . . . 83
4.4 Mesures des pressions pariétales moyenne . . . 86
4.5 Mesures des pressions instationnaires mono-point par capteur de type MEGGITT . . . 88
4.6 Mesures des pressions instationnaires multi-points par capteurs FBG (CEMENTYS) . . . 90
4.6.1 Analyse des longueur d'onde du capteur de pression FBG . . . 90
4.6.2 Analyse spectrale et temps-fréquence des signaux de pression . . . 97
4.7 Conclusion partielle . . . 102

4.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter les résultats de l'analyse expérimentale de l'aile fixe à deux éléments en configuration "clean" et "take-off". Cette étude nous a permit de caractériser l'aile à deux éléments et de comprendre les phénomènes physiques se produisant autour de ce profil. Elle a permit également valider entre autre les mesures simultanées multi-points de la pression in-stationnaire à l'aide des capteurs de pression à fibre optique qui ont été développes en collaboration avec CEMENTYS dans le cadre de ces travaux de recherches au sein du projet SMS. Dans la section (4.2), nous allons procéder à la description du dispositif expérimental qui a été mis en oeuvre, ensuite dans la section (4.3), nous allons présenter les caractéristiques de l'écoulement autour du profil. Les sections (4.4), (4.5), (4.6) présenterons respectivement la mesure de pression pariétale moyenne, la mesure de la pression instationnaire mono-point et la mesure de la pression instationnaire multi-point.

4.2 Description du modèle et dispositif expérimental LS de l'IMFT (2m d'envergure)

4.2.1 Soufflerie S1 de l'IMFT

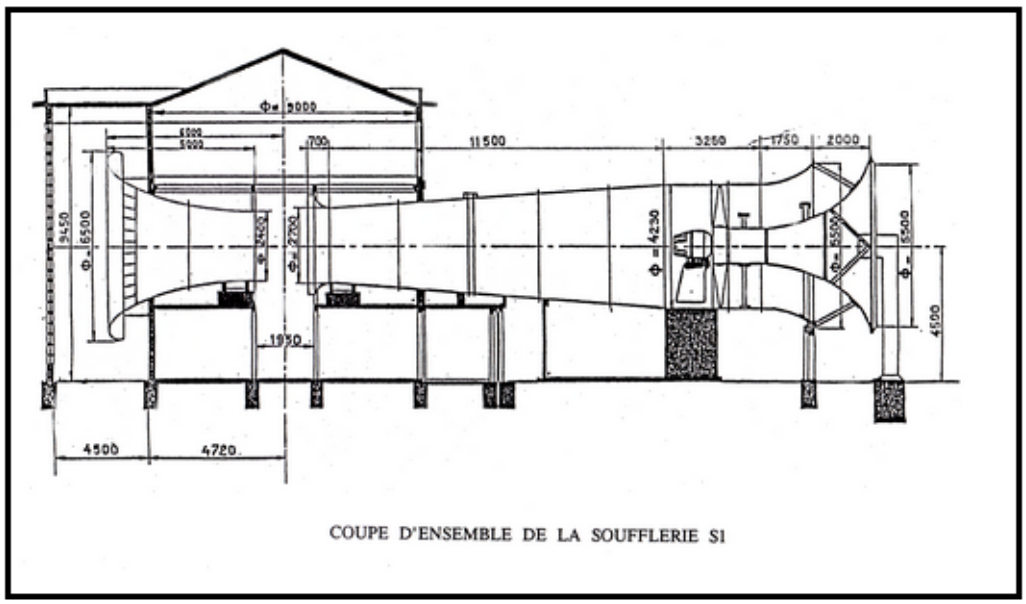


FIGURE 4.1 – Soufflerie S1 IMFT

Connue sous le nom historique de soufflerie de BANLEVE (Figure 4.1), construite en 1938 et rénovée en 1992, elle a été utilisée lors de plusieurs campagnes de mesure.

L'architecture est de type Eiffel à veine ouverte circulaire de diamètre 2, 40m, ce qui facilite les accès pour l'installation des dispositifs optiques nécessaires pour les mesures. La section d'entrée comprend un cloisonnage en nid d'abeille qui permet de régulariser en amont les filets fluides afin de reduire l'intensité turbulente naturelle qui est de l'ordre de 0,1%. Le moteur du ventilateur a été sollicité sur la moitié de sa plage de fonctionnement afin d'obtenir des vitesses allant de 0 à 30 m/s. La veine d'essai se trouve au 1er étage tandis que le rez-de-chaussée est réservée au pupitre de commande et d'acquisition ainsi qu'à l'installation d'une balance aérodynamique de type Denis Gruson possédant 3 mats rigides profilés, protégés par des carénages. Elle peut enregistrer simultanément les 3 forces et les 3 moments aérodynamiques. Dans cette disposition, l'air collecté en amont est accéléré dans une contraction constituée d'un conduit de section convergente ; puis l'air circule à travers la section d'essai avant d'être directement rejeté dans l'atmosphère. Le mouvement du fluide est assuré par l'effet d'aspiration d'un ventilateur placé à proximité de la sortie de la soufflerie. Une innovation majeure de Gustave Eiffel a consisté à insérer entre la section d'essai et le ventilateur situé en aval, une partie divergente appelée diffuseur (brevet Eiffel du 28 novembre 1911). Cet appareil réduit drastiquement la puissance nécessaire au fonctionnement de l'installation. Son efficacité découle de la loi de Bernoulli qui stipule que la pression et la vitesse sont inversement proportionnelles. Par conséquent, le diffuseur, en réduisant la vitesse, a pour effet de comprimer l'air. Ensuite, la différence de pression statique de chaque côté du ventilateur peut être beaucoup plus faible pour compenser le moment où le ventilateur est placé directement en aval de la section d'essai.

4.2.2 Prises de pression statique

La pression statique est mesurée par un équipement disposé perpendiculairement à la direction d'écoulement du fluide. Cette valeur de pression renseigne sur l'état dynamique du fluide. La mesure de cette pression statique est faite à partir de prises statiques qui sont connectées sur un pupitre d'acquisition constitué de capteurs numérique différentiel de pression (Fig. 4.2).

4.2.3 Capteur de pression instationnaire FBG

Cette nouvelle gamme de capteurs de pression développés par CEMENTYS au sein du projet SMS est basée sur un système de mesure optique utilisant des fibres optiques à réseau de Bragg. Généralement, les principaux avantages des principes de détection optique se composent d'une excellente sensibilité à la pression, isolation galvanique de l'ensemble du capteur via fibre optique, très bonne précision de la mesure statique et dynamique, immunité maximale contre l'électricité et l'interférence magnétique. Les attributs des capteurs de pression basé sur le principe de détection optique démontrent également des caractéristiques optimales pour une utilisation dans des explosifs environnements gazeux et dans des environnements à fortes interférences électromagnétiques. Ce nouveau capteur de pression ouvre de nouvelles possibilités d'application dans des cas très particuliers, par exemple des applications militaires ou de sécurité sans menace de prélèvement électromagnétique.

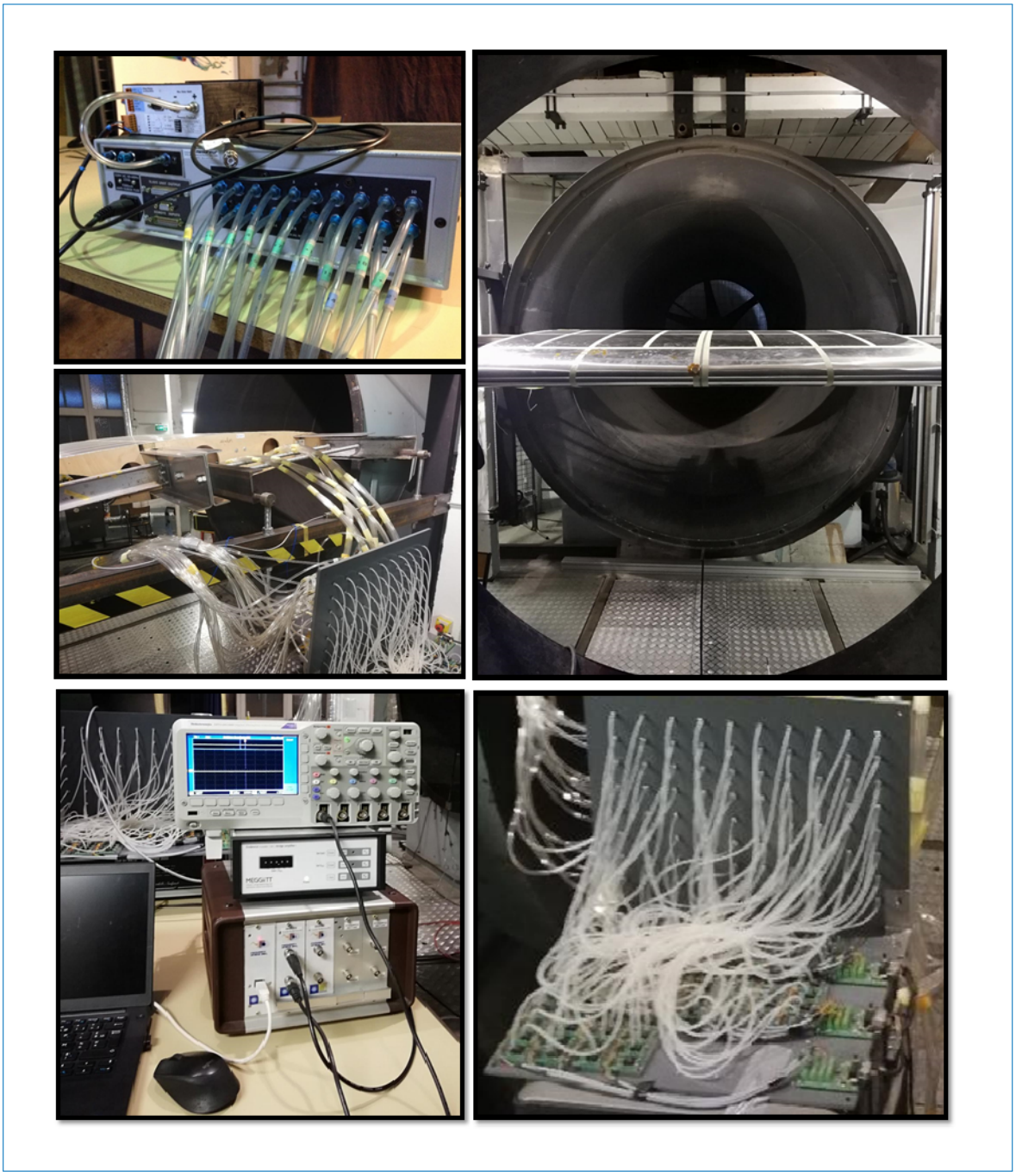


FIGURE 4.2 – Installation expérimentale de mesure de pression statique

Les capteurs de pression, dans la plupart des cas, utilisent la déformation de la membrane, où le niveau de déformation dépend de la pression appliquée. En général, deux principes optiques de base sont utilisés pour la détection de déplacement. Le premier est le principe de détection basé sur le résonateur Fabry-Pérot, qui utilise le effet d'interférence. Le deuxième principe est basé sur la détection d'une réflexion lumineuse à l'aide de la fibre Bragg grille (FBG). Les deux types de principes de mesure sont très sensibles et précis pour mesures de déplacement, ce qui les rend idéales pour les capteurs de pression. D'un autre côté, les deux principes exigent une construction hautement sophistiquée de capsules de détection de pression et mesurer l'électronique ou les algorithmes logiciels. Des capteurs à principes optiques sont utilisés pour de nombreux autres applications avec une mise en œuvre plus simple.

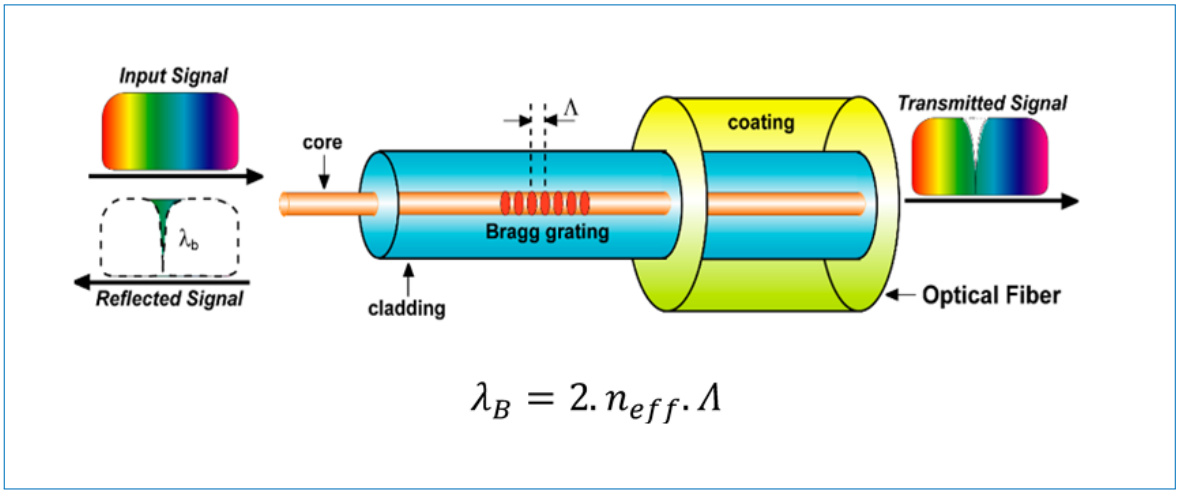


FIGURE 4.3 – Schéma de la fibre à réseau de Bragg

Le réseau de Bragg à fibre est un dispositif couramment utilisé dans les télécommunications et la technologie des capteurs. Les réseaux de fibres sont formés par un changement périodique de l'indice de réfraction du noyau de fibre dans la direction de propagation du rayonnement optique. En principe, le réseau de Bragg à fibre agit comme un filtre spectral qui reflète des longueurs d'onde particulières de la lumière près de la longueur d'onde de résonance de Bragg et le reste de l'optique le spectre du signal est libéré. La longueur d'onde de résonance de Bragg est donnée par :

$$\lambda_{Bragg} = 2n_{eff}\Lambda \tag{4.1}$$

Les FBG utilisés dans les capteurs reposent principalement sur l'analyse spectrale des longueurs d'onde de la lumière réfléchie. La longueur d'onde de résonance est déterminée par divers facteurs appliqués sur le FBG, qui affectent efficacement l'indice de réfraction ou variation périodique du réseau ; il s'agit donc d'une mesure indirecte résultant de la modification des propriétés physiques ou géométriques du FBG. Parmi les facteurs affectés, nous avons température, déformation mécanique (par ex. étirement, poussée, flexion

et application d'une contrainte de cisaillement). Dans les applications réelles, il est difficile de séparer les effets des mesures variables parasites qui affectent le même paramètre (par exemple, lorsque la déformation du réseau de Bragg de la fibre est mesurée, la température affecte également les longueurs d'onde de la lumière réfléchie). La mesure de la pression est toujours basée sur la déformation d'une partie sensible (typiquement la membrane), qui est ensuite mesurée par principes décrits dans la première section.

La contrainte appliquée sur le réseau de Bragg de la fibre dans le sens de l'axe de la fibre entraîne l'extension de ses dimensions physiques et le changement de la variation périodique ; cependant, l'influence de la température affecte également les dimensions physiques en raison de la dilatation thermique. Mathématiquement, le changement de La longueur d'onde de Bragg λ_{Bragg} due à une déformation appliquée et à un changement de température est donnée par :

$$\frac{\Delta\lambda_{Bragg}}{\lambda_{Bragg}} = \left(\frac{1}{\Lambda}\frac{\partial\Lambda}{\partial\epsilon} + \frac{1}{n_{eff}}\frac{\partial n_{eff}}{\partial\epsilon}\right)\epsilon + \left(\frac{1}{\Lambda}\frac{\partial\Lambda}{\partial T} + \frac{1}{n_{eff}}\frac{\partial n_{eff}}{\partial T}\right)\Delta T \tag{4.2}$$

Avec ϵla déformation appliquée sur la zone du réseau, ΔT le changement de température. Le changement de pression est négligé par rapport aux variations de déformation et de température et n'est donc pas pris en compte dans cette équation. En effet, comme le capteur FBG est plus sensible lors de la mesure des contraintes de déformation (par rapport à la pression), des capteurs FBG placés isoradial sont fixés sur la membrane. Par conséquent, la pression appliquée sur la membrane sera considérée comme une contrainte sur le capteur FBG.

Si la déformation est la seule perturbation à considérer, le décalage relatif devient :

$$\frac{\Delta\lambda_{Bragg}}{\lambda_{Bragg}} = K_l\epsilon \; ou \; K_l = \left(\frac{1}{\Lambda}\frac{\partial\Lambda}{\partial\epsilon} + \frac{1}{n_{eff}}\frac{\partial n_{eff}}{\partial\epsilon}\right) \tag{4.3}$$

La théorie de petits déplacements a été utilisée pour concevoir le capteur. L'exigence d'une réponse linéaire limite la déformation au le centre de la membrane ne doit pas dépasser 1/5 de la plaque épaisseur. Lorsqu'une plaque subit un déplacement supérieur à 1/5 de son épaisseur, la déformation n'est pas seulement due à la flexion mais est représenté par un effet de force de membrane qui dissipe l'énergie et rigidifie la structure, rendant ainsi la réponse non linéaire avec une réduction concomitante de la sensibilité à la pression. Ce comportement doit être pris en compte lors de l'évaluation de la sensibilité sur toute la plage de pression. L'équation pour une plaque serrée circulaire sous pression uniforme est donnée par [Reddy, 2007] :

$$w = \frac{Pr^4}{64D}\left(1 - \frac{a^2}{r^2}\right)^2 \tag{4.4}$$

ou D est la flèche en tout point du rayon r de la plaque et w la rigidité de flexion donnée par :

$$D = \frac{Et^3}{12(1-\nu^2)} \tag{4.5}$$

ou E et ν représente respectivement le module d'Young et le coefficient de poisson de la plaque et t l'épaisseur de la plaque. L'épaisseur et le rayon et le module d'young de la plaque sont des paramètres critiques de la sensibilité du capteur.

4.3 Caractéristiques de l'écoulement autour du prototype LS

L'écoulement autour de la configuration hypersustentatrice est étudié numériquement pour comprendre la physique, le comportement du sillage et les raisons de l'apparition des instabilités turbulentes lors de la position de décollage. Ces simulations numérique ont été réalisé par Abderahmane MAROUF, avec qui nous avons travaillé en binôme. Cela pourrait nous aider à trouver une région de morphing optimale avec une fréquence de vibration spécifique à une certaine déformation.

La figure (4.4) présente les lignes de courant et met en évidence l'alignement de l'écoulement avec l'intrados de la voilure. On distingue deux incidences, α_1 de tout l'ensemble aile principale + volet et α_2 la nouvelle incidence avec le volet formé par la modification de l'écoulement du fait de la présence de la voilure. Ainsi, un très faible décollement de la couche limite a été constaté du fait de la nouvelle incidence modifiée α_2 avec le volet.

L'écoulement autour de notre profile d'aile à deux éléments peut être décomposé en trois régions différentes :

— **Région de la voilure** : Partant de la voilure et présentant un fort déficit de vitesse axiale dans le sillage proche (figure 4.6). La voilure agit comme un corps non profilé dominant dans l'écoulements à cet angle d'attaque. Le déficit de vitesse atteint des valeurs critiques, ce qui introduit l'apparition des instabilités de sillage et de la première couche de cisaillement de sillage mises en évidence sur la figure (4.5).

— **Région du volet** : Partant du volet et présentant un déficit de vitesse plus faible que la voilure (figure 4.6) du fait de la présence de la voilure. Une deuxième couche de cisaillement est créée en aval du bord de fuite du volet (figure 4.5).

— **Région de séparation** : Il existe une distance verticale considérable entre l'extrémité de la voilure et le bord d'attaque du volet appelée gap, qui divise le déficit de vitesse en deux parties (figure 4.6). Par conséquent cela sépare le cisaillement de la voilure et celui du volet dans le sillage. La forme C à l'extrémité du profil aérodynamique produit une zone de recirculation gouvernée par un vortex dans le sens inverse des aiguilles d'une montre.

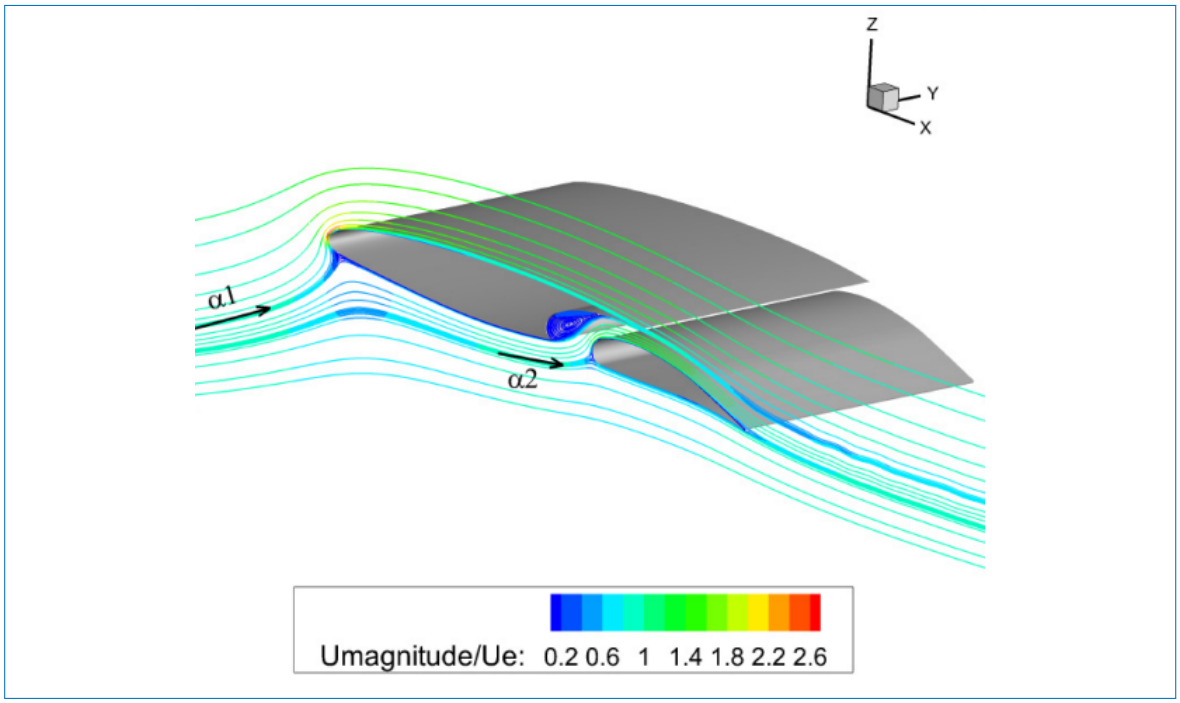


FIGURE 4.4 – Lignes de courant autour de l'aile

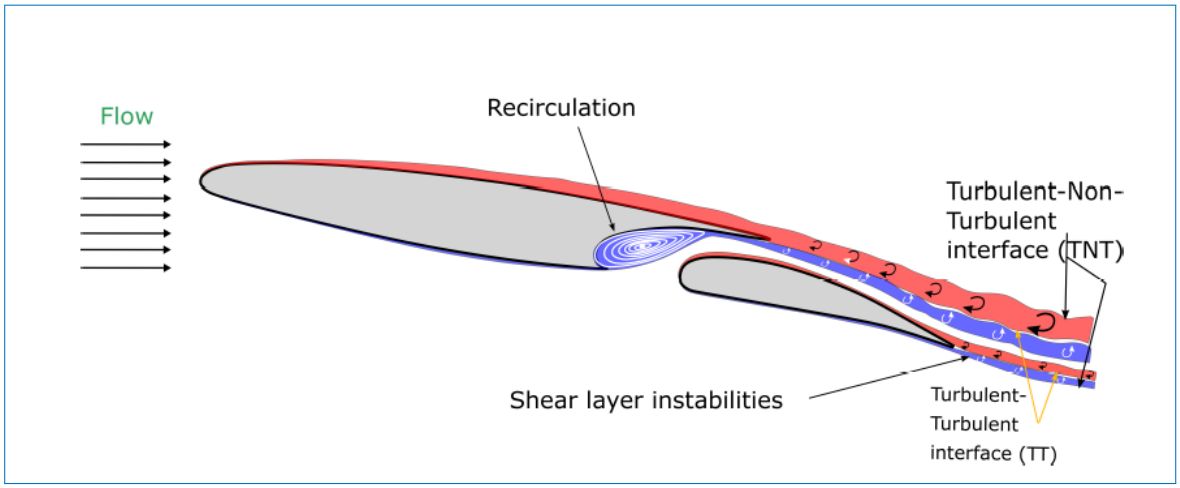


FIGURE 4.5 – Esquisse de la dynamique du sillage. La zone de recirculation et instabilités de la couche de cisaillement apparaissant juste en aval du bord de fuite de l'aile et du volet entre les interfaces TNT et TT

Il existe une interaction entre ces trois régions dans le sillage et l'écoulement dans le sillage est le résultat d'une interaction non linéaire entre les couches de cisaillement inférieure et supérieure de la voilure et le volet à ce nombre de Reynolds de $2,25 \times 10^6$ et 8° d'angle d'attaque. La différence de vitesse entre la couche de cisaillement supérieure et inférieure est beaucoup plus élevée dans la région de la voilure qu'autour du volet. Cela conduit à la création d'ondes instables, qui sont amplifiées lorsqu'elles se propagent plus loin dans le sillage. Au-delà de l'état critique du mécanisme de cisaillement, la formation de tourbillons vK se produit de $x/C = 1,25$ à $x/C = 1,8$. Ces tourbillons sont émis avec une fréquence prédominante entre 10 et 30 Hz (Figure 10) et ne sont pas complètement formés. Plus loin dans le sillage pour $x/C = 2$, ces couches de cisaillement produisent la formation complète des allées de vortex de vK. Près du volet, de petites perturbations dans la couche de mélange créent une déformation ondulée mais celle-ci ne s'enroule pas pour créer des tourbillons vK en raison d'un plus petit déficit de vitesse.

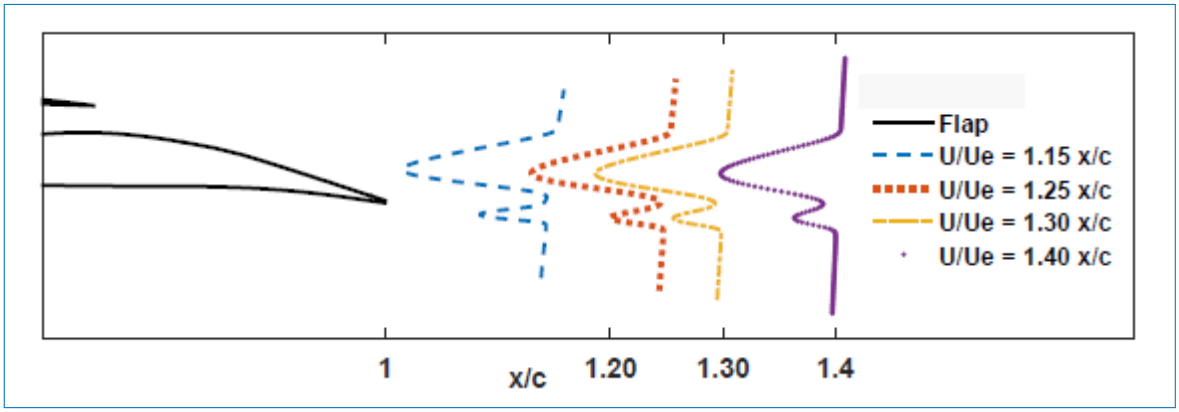


FIGURE 4.6 – Vitesse d'écoulement moyenne non dimensionnelle extraite de différentes positions dans le sillage

4.4 Mesures des pressions pariétales moyenne

La figure (4.7) présente la variation des coefficients de pression (C_P) autour du profil à surface lisse obtenus expérimentalement dans la configuration "take-off" en fonction des angles d'incidente pour un nombre de Reynolds de 1×10^6. On constate bien que lorsque l'angle d'incidence augmente, la surface du profil correspondant à des valeurs constantes du coefficient de pression devient plus importante ; ce qui traduit bien une augmentation de portance avec l'angle d'incidence.

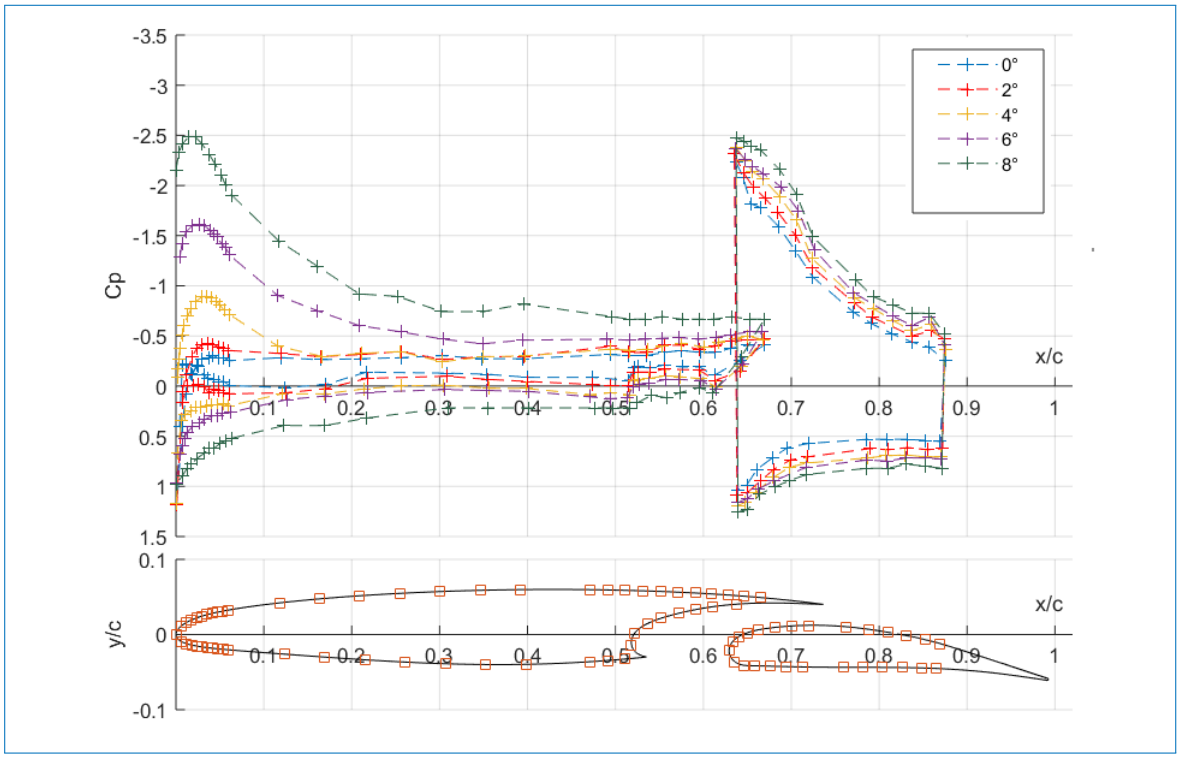


FIGURE 4.7 – C_P dans la configuration "take-off" pour différents angles d'incidence

Les résultats expérimentaux et numériques du coefficient de pression (C_P) sont fournis sur les figures (4.8) et (4.9) pour le prototype LS. La figure (4.8) présente les coefficients de pression (C_P) à un angle d'attaque de 10° et un nombre de Reynolds de 1×10^6 en configuration "Clean" (le volet non déployé) et la figure (4.9) présenter les coefficients de pression (C_P) à un angle d'attaque de 0° et un nombre de Reynolds de 1×10^6 en configuration "Clean" (le volet non déployé). Il existe une légère différence de CP dans la zone de dépression située sur le bord d'attaque de l'aile entre les simulations numériques (effectuées par le solveur NSMB) et les résultats expérimentaux de la soufflerie. En effet, l'approche numérique est affectée par l'approximation 2D qui a été réalisée avec des conditions de champ lointain et ne considère pas le confinement du à la présence des parois supérieure, inférieure et latérale de la soufflerie.

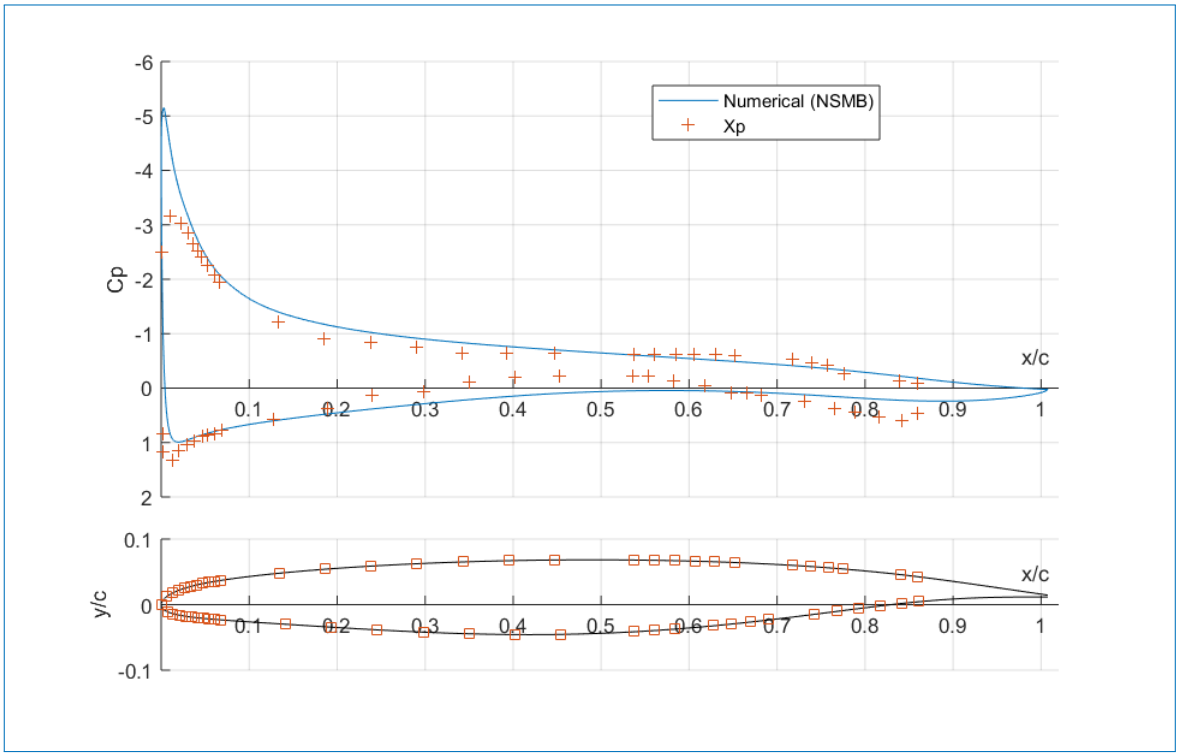


FIGURE 4.8 – Comparaison du CP moyen sur la paroi en configuration clean des résultats numériques et expérimentaux : le volet est solidaire de l'aile 10° d'incidence

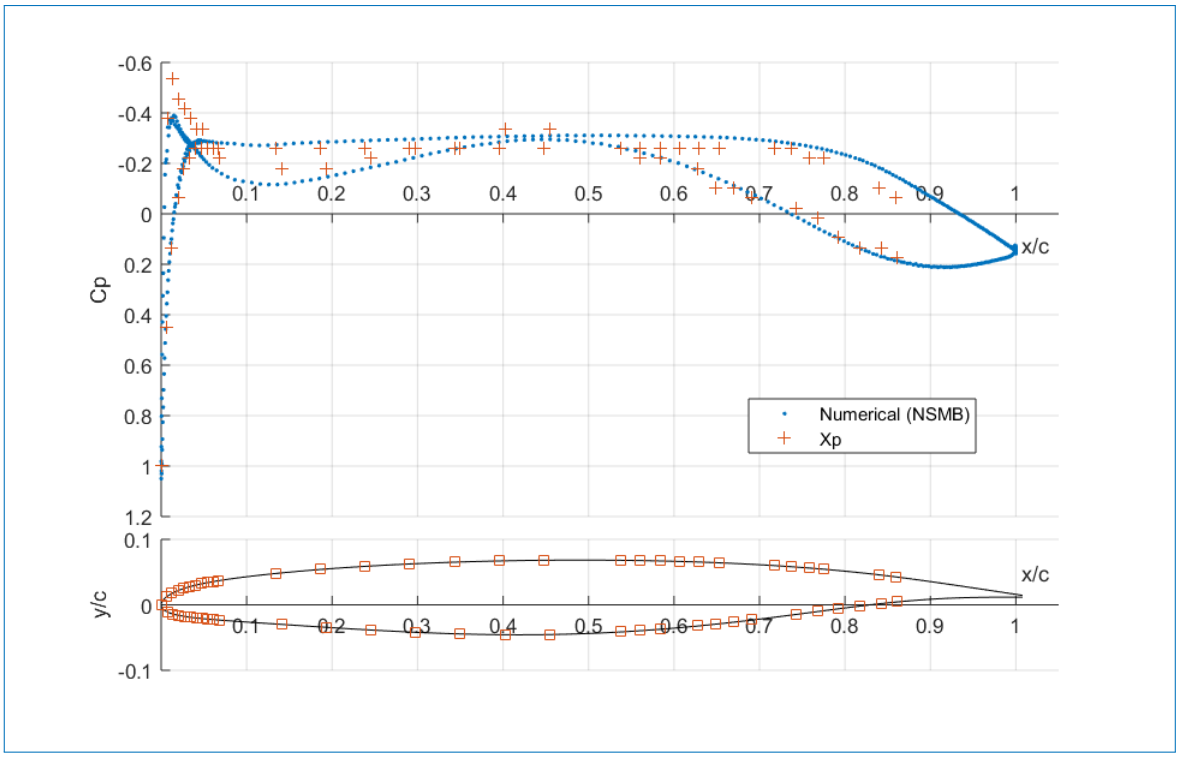


FIGURE 4.9 – Comparaison du CP moyen sur la paroi en configuration clean des résultats numériques et expérimentaux : le volet est solidaire de l'aile 0° d'incidence

4.5 Mesures des pressions instationnaires mono-point par capteur de type MEGGITT

L'écoulement turbulent présente des variations de pression importantes. Ainsi, il est possible de caractériser la nature de la turbulence à partir d'un signal de pression qui contient l'information de ces fluctuations. Des tests expérimentaux plus détaillés de mesures de pression instationnaire ont été effectués en soufflerie. A cet effet, un transducteur de pression piézo résistif (modèle 8507C-1 d'Endevco) a été placé à 72% de la corde sur l'extrados du volet et près du bord de fuite en position de décollage pour capter les instabilités du proche sillage (fréquences prédominantes).

Sur la figure 4.10, sont tracés les spectres de pression. La bleu représente la configuration de décollage à un nombre de Reynolds de $2,2 \times 10^6$. La orange correspond à la configuration de décollage à un Reynolds de $2,7 \times 10^6$. Les deux spectres ont un comportement similaire, mais présentent également des différences. L'énergie du signal est plus élevée pour le cas au nombre de Reynolds de $2,7 \times 10^6$. Le niveau plus élevé du spectre correspondant au nombre de Reynolds $2,7 \times 10^6$ était attendu en raison de l'augmentation du niveau de turbulence à mesure que le nombre de Reynolds augmente.

Ces résultats sont également comparés avec ceux obtenus par le modèle numérique. La densité spectrale de puissance (PSD) des signaux convergés est calculée pour les deux cas. Le signal expérimental convergé de 210 secondes est stocké toutes les 10^{-4} secondes (Fréquence d'acquisition de 10 000 Hz voir figure 4.11b pour l'échantillon de signal) et comparé à un signal numérique de 2 secondes stocké toutes les 10^{-5} secondes (Fréquence d'acquisition de 100 000 Hz voir figure 4.11a). La PSD des figures 4.11c et 4.11d a révélé l'existence de plusieurs fréquences prédominantes (f_1, $f_1 + f_2$, f_2 et f_3) assez similaires dans les deux configurations.

La fréquence f_1 correspondrai au pic de la signature de l'instabilité de von Kármán formée dans la plage de 10 à 30 Hz dans la PSD du signal numérique. Un autre pic similaire est obtenue dans le PSD expérimental de la figure 4.11d. La fréquence f_1 est proche de 15 Hz dans les deux cas et la formation de pic est due à l'interaction avec un mouvement chaotique turbulent à plus petite échelle présent à ce nombre de Reynolds élevé. Ensuite, une fréquence prédominante f_2 est également trouvée, correspondant aux tourbillons cohérents qui se détachent dans la couche de cisaillement supérieure et à leur interaction avec le mode de von Kármán (mis en évidence par les lignes d'émission dans les sections suivantes). L'interaction entre les deux instabilités génère de nouvelles fréquences prédominantes comme par exemple $f_1 + f_2$ trouvées dans les figures 4.11c et 4.11d. La fréquence prédominante f3 est associée à la couche de cisaillement inférieure et à ses tourbillons plus petits dans la région de formation au-delà du bord de fuite du volet. Par ailleurs, une autre comparaison de ces résultats peut être faite avec l'étude menée par Jodin et al. [Jodin, Motta et al., 2017b] sur le même prototype mais à plus petite échelle avec un seul élément de corde $C = 0,7\,m$ à $Re = 0,5 \times 10^6$ ($U = 10,5\,m/s$). Il a été trouvé que le nombre

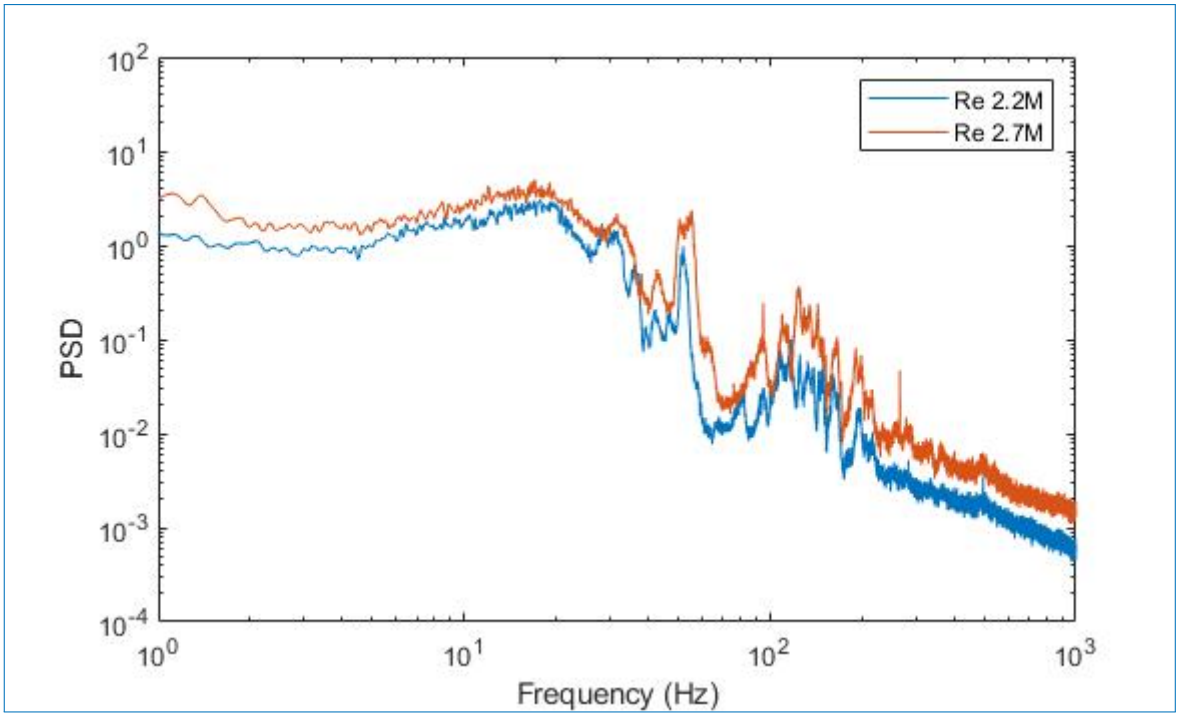


FIGURE 4.10 – PSD de pression à $Re 2,2 \times 10^6$ et Re $2,7 \times 10^6$.

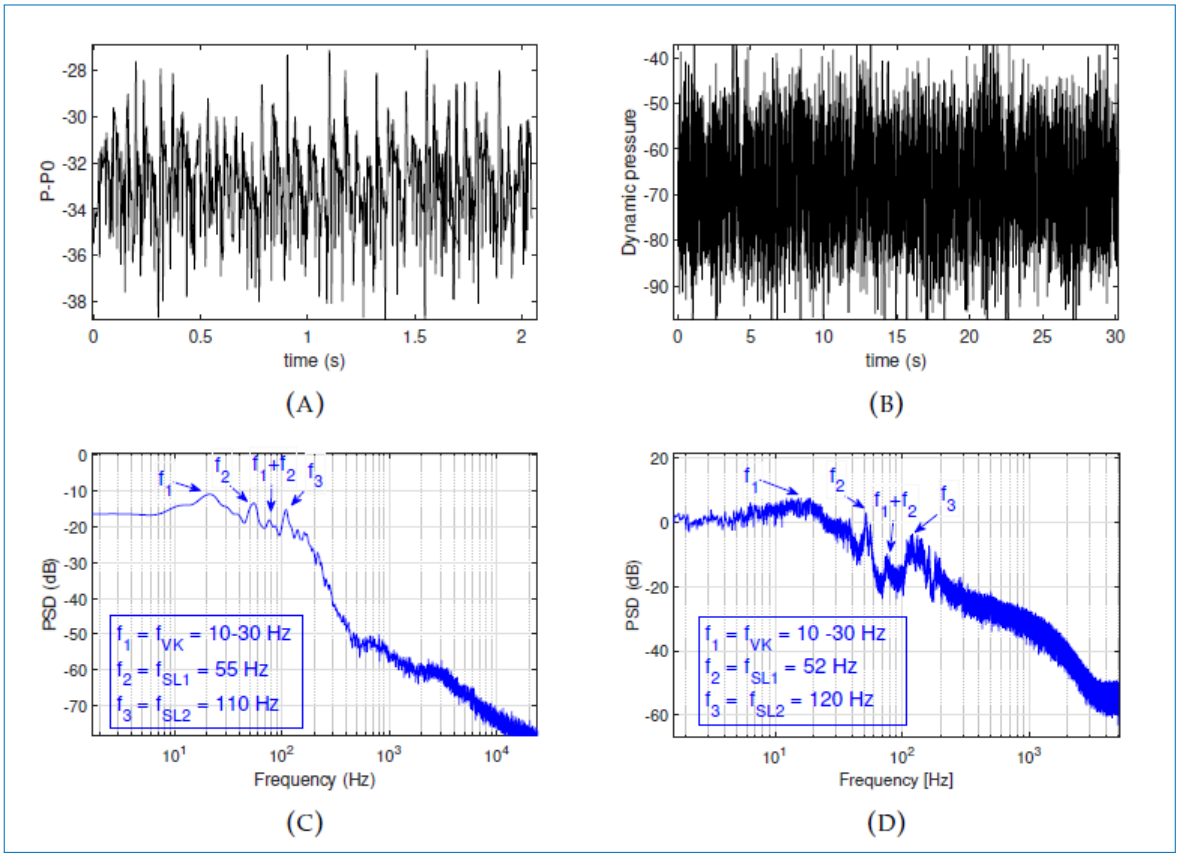


FIGURE 4.11 – Signal de pression à 72% de la corde du côté aspiration du volet. (A) : numérique $\Delta P = P - P0$, (B) : pression dynamique expérimentale (capteurs). (C) : PSD du signal numérique. (D) : PSD du signal expérimental

de Strouhal $St = 3$ (fr = 46 Hz) correspond à l'instabilité de von Kármán. Les résultats du prototype à grande échelle ($C = 2,72\,m$) à $Re = 2,25 \times 10^6$ ($U = 12,47\,m/s$) sont en bon accord qualitatif avec ces résultats. Les instabilités de von Kármán ont un St de 3,27 ($fr = 15\,Hz$).

4.6 Mesures des pressions instationnaires multi-points par capteurs FBG (CEMENTYS)

4.6.1 Analyse des longueur d'onde du capteur de pression FBG

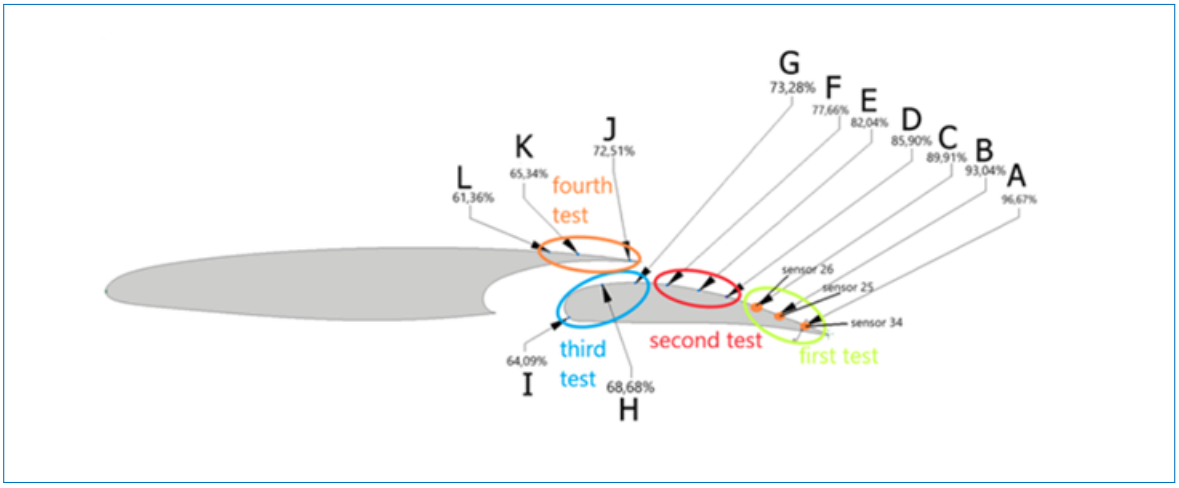


FIGURE 4.12 – Position des capteurs de pression. La présente étude se concentre uniquement sur les capteurs A, B, C, D, E et F qui capturent la dynamique d'écoulement de la couche limite détachée sur le côté d'aspiration du volet hypersustentateur.

Les capteurs utilisés ici sont les capteurs de pression à fibres optiques FBG developés au cours du projet SMS dont la technologie est sommairement présentée a la section 4.2.3. Ces capteurs ont une fréquence d'échantillonnage de 5000 Hz, bien supérieure à deux ou trois fois la fréquence typique des modes d'instabilité qui sont attendus dans de tels régimes d'écoulement. Cela garantit que la fréquence d'échantillonnage est inférieure à la fréquence de Nyquist, permettant d'éviter le repliement.

Les capteurs de pression basés sur cette technologie sont constitués d'une membrane déformable sous laquelle se trouve un réseau de fibres optiques. La membrane du capteur se déforme lorsque le flux induit des forces de pression instationnaires sur la surface de l'aile, caractérisées par des perturbations transitoires des signaux mesurés par chaque capteur. Un signal lumineux pulsé avec un spectre à large bande est envoyé en continu à travers ces fibres lorsqu'elles sont déformées, et un appareil électrique mesure la longueur d'onde spécifique réfléchie et modifiée au fil du temps en raison de la quantité de contrainte subie par les fibres. Les mesures ont été initialement effectuées par ces capteurs à trois emplacements à l'extrémité arrière du volet à $x/C = 0,9$ pour le capteur A, $x/C = 0,93$ pour B et $x/C = 0,97$ pour le capteur C.

D'autres mesures ont été réalisées sur un autre groupe de trois capteurs de pression ; les capteurs D, E et F étant situés respectivement à $x/C = 0,78$, $x/C = 0,82$ et $x/C = 0,86$, afin de capter l'évolution de la couche limite sur la face aspirée du volet. Les mesures durent chacune 10 minutes, ce qui signifie par hypothèse d'ergodicité que la durée de l'expérience dépasse largement la durée de tout comportement transitoire dans les signaux. Ainsi, une moyenne temporelle peut être assimilée à une moyenne d'ensemble sur chacune des séries temporelles mesurée par les capteurs de pression. La longueur d'onde lumineuse est mesurée et tracée en fonction du temps pour afficher le comportement transitoire de la pression statique à une position donnée sur le volet.

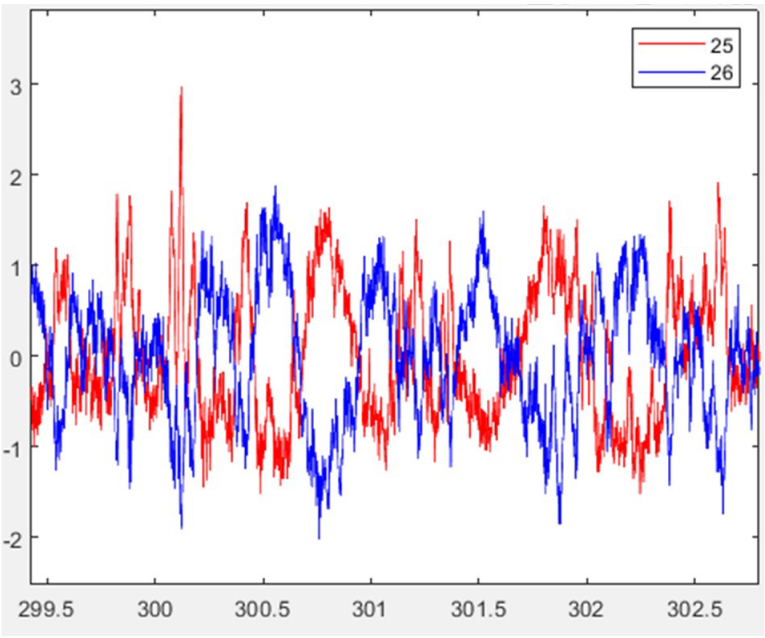


FIGURE 4.13 – Série temporelle des informations de longueur d'onde fournies en fonction du temps par les capteurs B (en rouge) et C (en bleu)

la figure (4.13) montre un détail des signaux traités avec une moyenne mobile sur 9 échantillons. Afin de normaliser la corrélation croisée qui est calculée grâce à la formule suivante :

$$R_{xy,norm}(m) = \frac{R_{xy}(m)}{\sqrt{R_{xx}(0)R_{yy}(0)}} \tag{4.6}$$

Avec

$$R_{xy}(m) = \sum_{n=0}^{N-m-1} (x_{n+m} + y_n) \tag{4.7}$$

La moyenne temporelle a été soustraite de chaque signal sous l'hypothèse de sta-

tionnarité statistique

La série temporelle montre que le signal rouge et bleu, qui représentent respectivement la sortie des capteurs B et C, semblent être en opposition de phase. Ceci est encore mis en évidence par le graphique de corrélation croisée entre ces deux signaux, qui montre un minimum global pour un décalage de $8 \times 10e - 4$, avec une forte valeur de corrélation croisée d'environ $0,79$ en termes de valeur absolue. Le signe négatif de cette corrélation signifie qu'il existe une anti-corrélation entre les deux signaux.

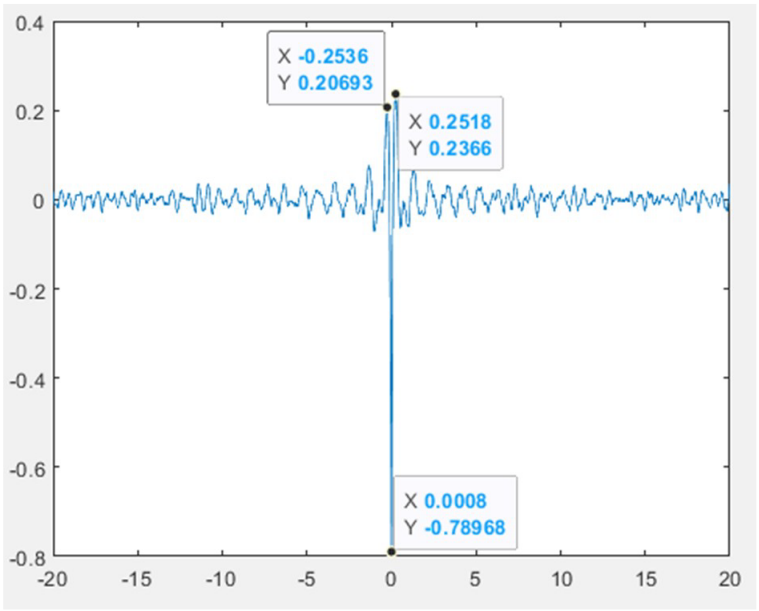


FIGURE 4.14 – Intercorrélation normalisée des signaux B et C

En revanche, les capteurs A et B semblent faiblement corrélés entre eux, comme le montre la figure (4.15). Les séries temporelles de la longueur d'onde indiquent une vague similitude, notamment entre 301 et 303 secondes de mesure comme indiqué sur la même figure.

Le graphique d'inter-corrélation correspondant permet de tracer la même observation sur la figure (4.16), affichant une faible corrélation avec une intensité normalisée de $0,27$ en valeur absolue, ce qui est inférieur à l'anti-corrélation observée entre les capteurs B et C, mais encore suffisamment tangible pour vérifier la présence d'une ressemblance entre les caractéristiques des deux signaux.

Cependant, les signaux A et C, correspondant aux deux capteurs les plus éloignés dans le premier lot de capteurs, ne semblent pas correspondre de façon perceptible. Du fait que les capteurs A et B sont en opposition de phase, et qu'il existe une corrélation grossière entre les capteurs B et C, on peut s'attendre à ce qu'il existe une légère anti-corrélation

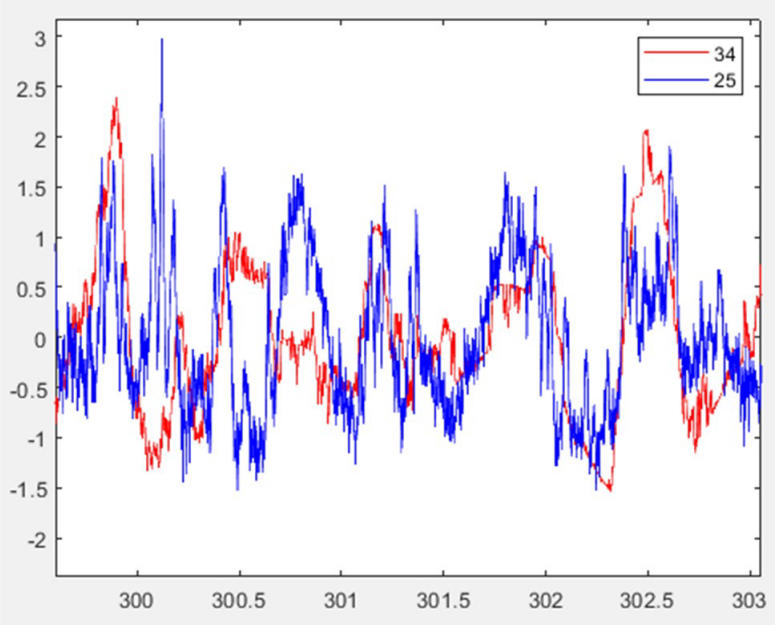


FIGURE 4.15 – Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur A (en rouge) et B (en bleu)

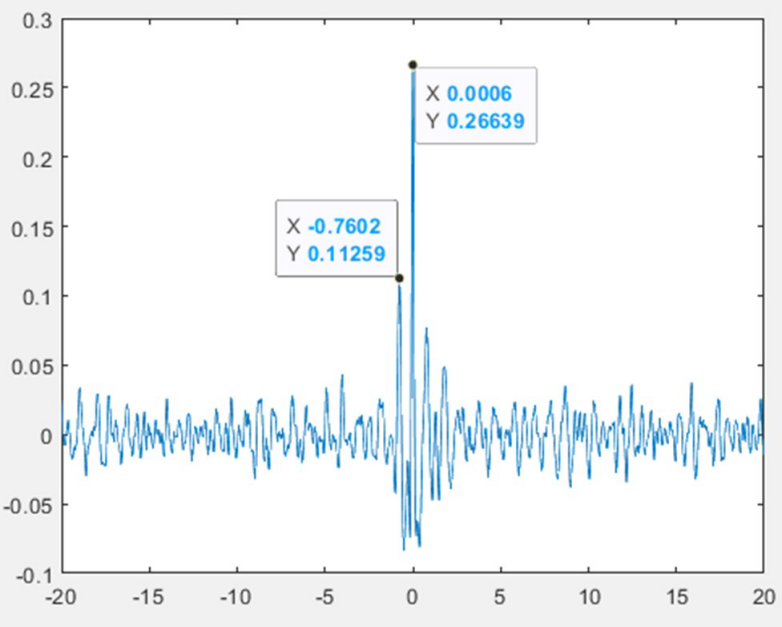


FIGURE 4.16 – Intercorrélation normalisée des signaux A et B

entre les signaux des capteurs A et C, qui s'observe également au travers de la courbe de corrélation croisée tracée sur la figure (4.18). Cependant, on peut également observer que l'intensité des extrema d'inter-corrélation est encore réduite, car le signal de pression ressenti dans le capteur A, a eu une longueur plus importante pour parcourir le capteur C plutôt qu'entre les capteurs C et B ou entre B et A, permettant au transport convectif non linéaire et à la diffusion de déformer encore plus les informations de pression.

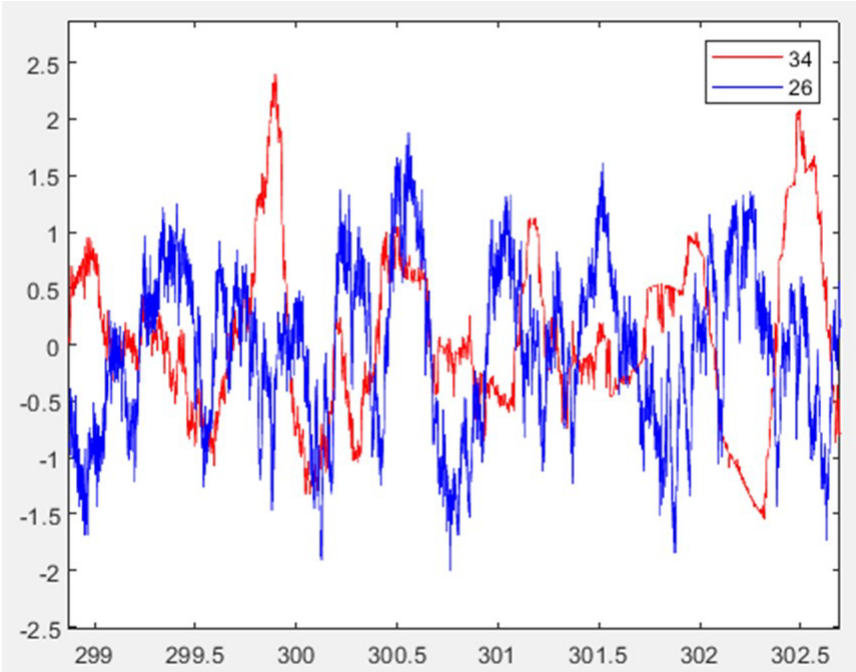


FIGURE 4.17 – Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur A (en rouge) et C (en bleu)

Ceci est symptomatique d'une couche limite qui a amorcé une transition vers la turbulence, la perte de cohérence temporelle soulignant le comportement chaotique des signaux de pression dans cette région de l'écoulement. Les capteurs E et F qui sont situés en amont présentent un comportement sensiblement similaire.

Les deux capteurs, situés aux coordonnées $x/C = 0,78$ et $x/C = 0,82$ semblent présenter des signaux bien corrélés, bien qu'ils soient en anti-corrélation

Cette fois, les capteurs D et E, qui sont respectivement placés aux coordonnées $x/C = 0,82$ et $x/C = 0,86$, ne sont pas bien corrélés et ne semblent s'anti-corréler que légèrement avec un décalage temporel de $0,016$ seconde, pour une intensité de corrélation normalisée d'environ $0,06$ en valeur absolue.

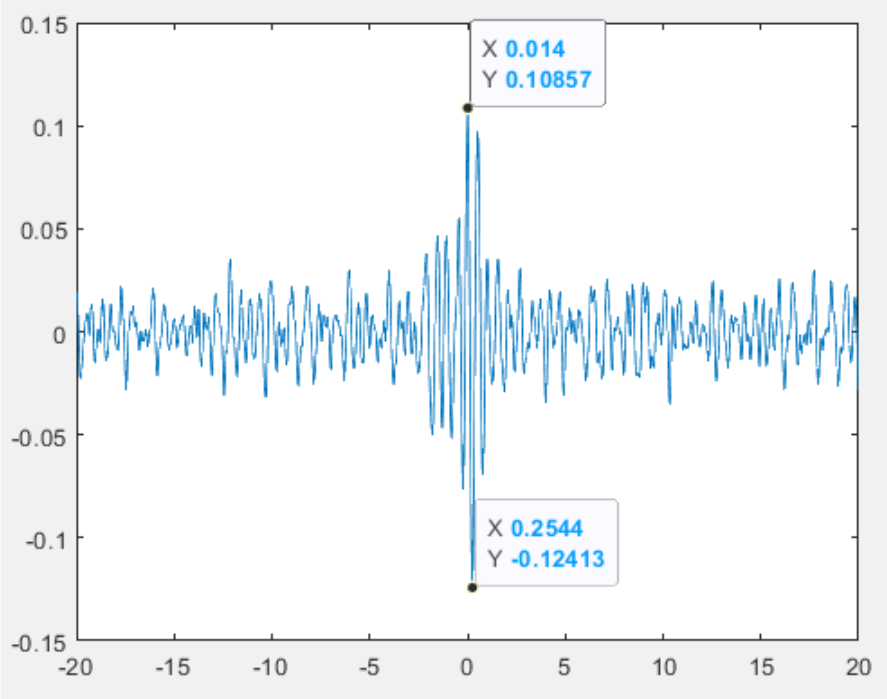


FIGURE 4.18 – Intercorrélation normalisée des signaux A et C

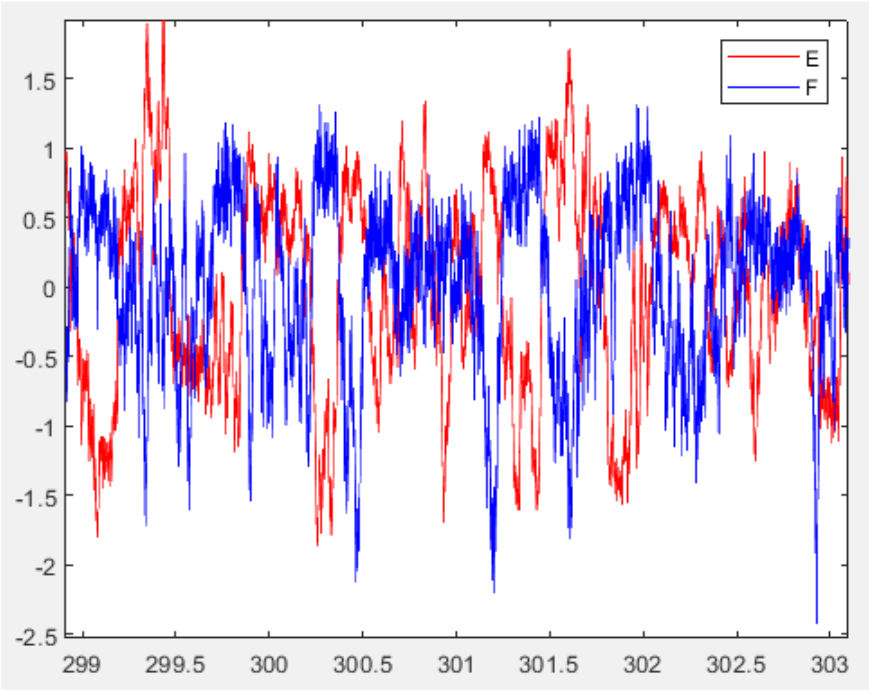


FIGURE 4.19 – Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur E (en rouge) et F (en bleu)

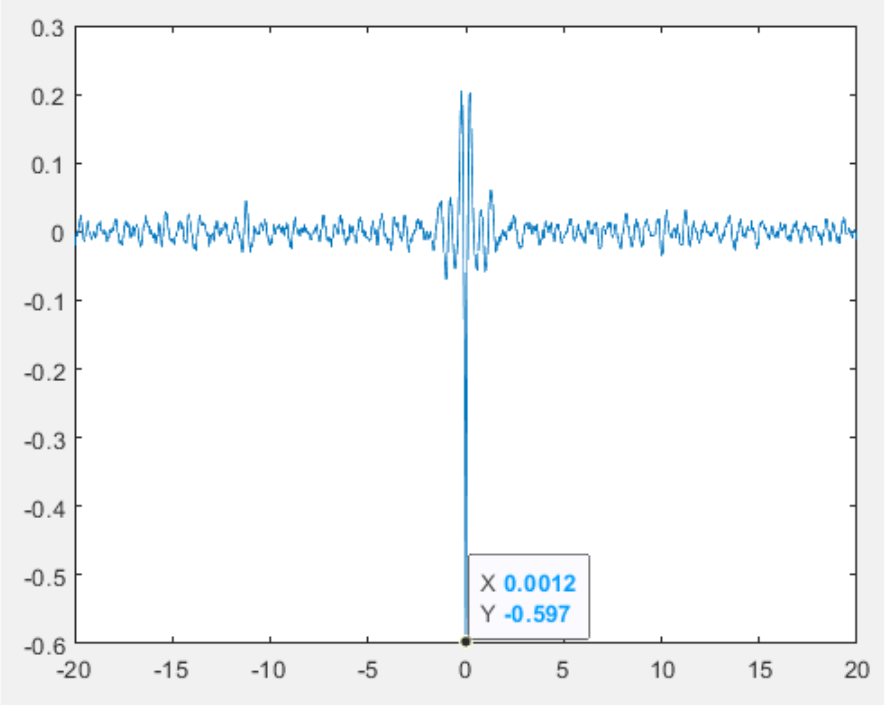


FIGURE 4.20 – Normalized cross-correlation of signals E and F

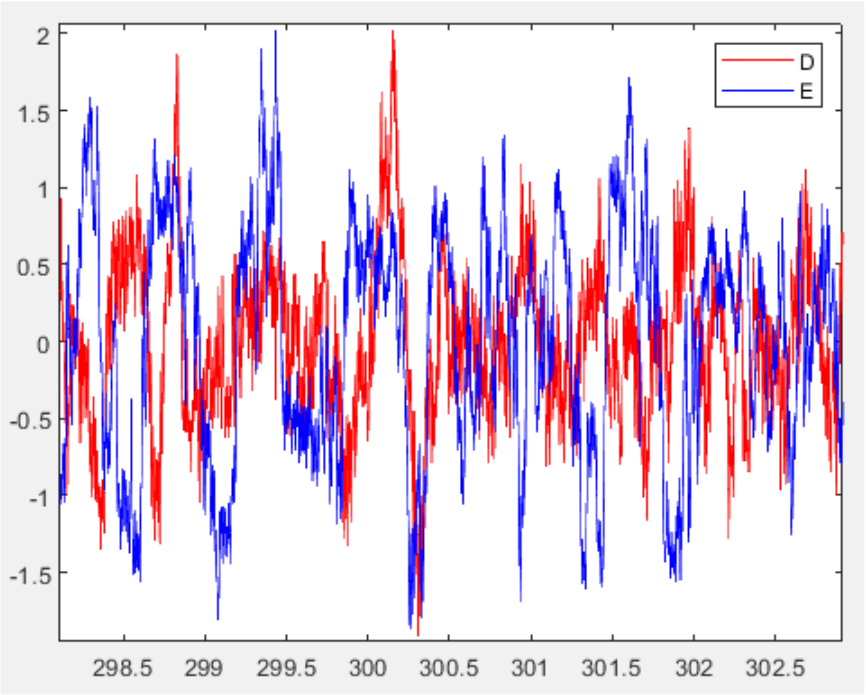


FIGURE 4.21 – Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur D (en rouge) et E (en bleu)

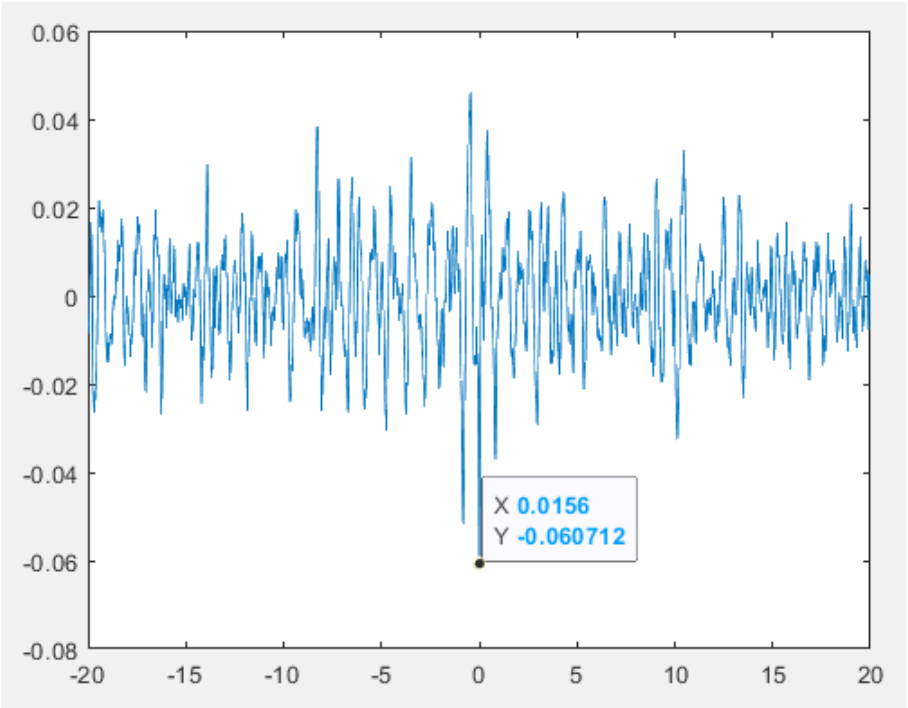


FIGURE 4.22 – Intercorrélation normalisée des signaux D et E

Enfin, pour les capteurs D et F, comme cela a été observé dans le cas des capteurs A et C, sont également anti-corrélés, cette fois avec une intensité de corrélation un peu plus forte.

4.6.2 Analyse spectrale et temps-fréquence des signaux de pression

Afin d'extraire le contenu fréquentiel des signaux de longueur d'onde, une densité spectrale de puissance (PSD) de chaque série temporelle de longueur d'onde a été calculée en utilisant la méthode de Welch avec une fenêtre de Hamming qui couvre 1 % de la durée totale de chaque signal. Cela correspond à environ 6 secondes d'échantillons par fenêtre. Cette méthode permet de réduire le bruit de l'estimation spectrale, puisque tous les paquets fréquentiels qui correspondent à des informations parasites ou aléatoires sont filtrés en moyennant les périodogrammes calculés pour chaque fenêtre, tandis que l'information cohérente est destinée à perdurer d'une fenêtre à l'autre ; et se répéter régulièrement, voire pseudo-périodiquement, sur toute la durée du signal.

Une transformée en ondelettes a également été réalisée en convoluant chacun des signaux de longueur d'onde dépendant du temps par une ondelette de Morlet qui peut être traduite le long des domaines temporel et fréquentiel, donnant un tracé d'intensité de corrélation bidimensionnel qui permet de déterminer quand les modes forts ont lieu. Cette opération extrait le contenu fréquentiel et le superpose à une représentation temporelle du

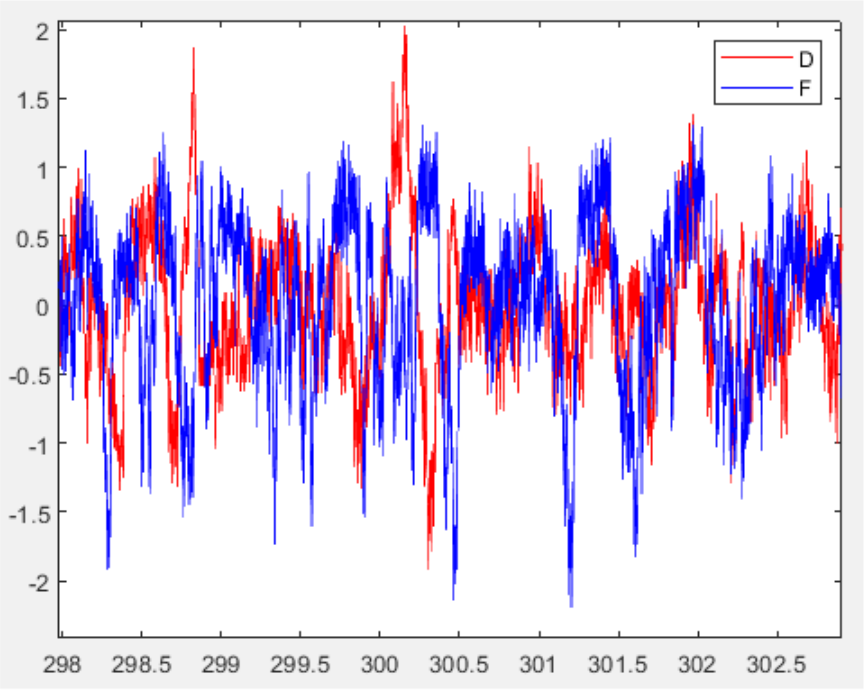


FIGURE 4.23 – Série temporelle de l'information de longueur d'onde donnée en fonction du temps par le capteur D (en rouge) et F (en bleu)

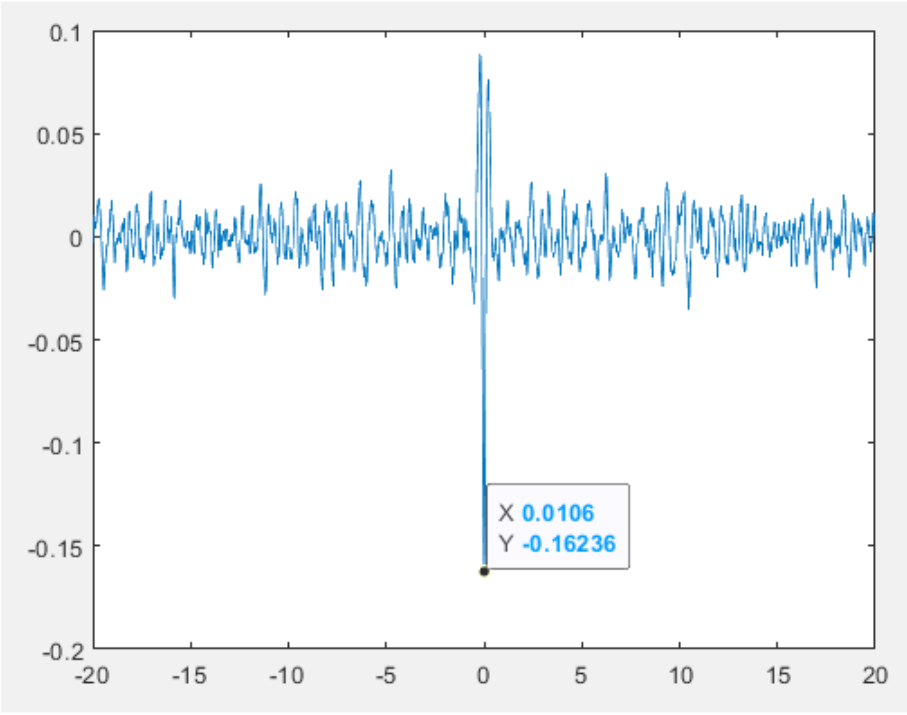


FIGURE 4.24 – Intercorrélation normalisée des signaux D et F

signal, ce qui permet une analyse dite temps-fréquence du signal.

Les capteurs A, B, C, D, E et F montrent tous invariablement la présence d'un mode qui se produit autour de 30 à 35 Hz comme le montrent les tracés PSD correspondants de la figure (4.26). Ce mode ressort davantage dans le cas des capteurs A, C et D alors qu'il n'apparaît que plus faiblement pour les capteurs E et F, et n'émerge pas de la DSP du capteur B. Cependant, il ne semble pas inexistant en tant qu'ondelette transformée a permis de capturer la présence du mode 30 Hz bien qu'il semble faible par rapport au mode 18 Hz puisque l'intensité de corrélation présentée par la transformée en ondelettes est normalisée par rapport à l'intensité maximale dans l'ensemble du scalogramme.

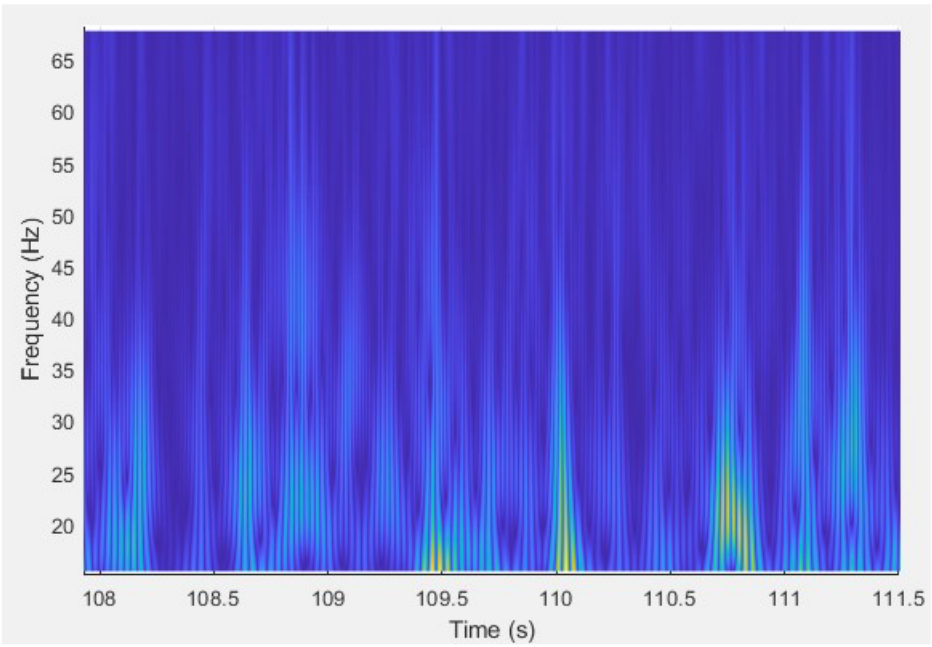


FIGURE 4.25 – Scalogramme de la série temporelle de longueur d'onde calculée à partir du signal mesuré par le capteur B avec une ligne horizontale d'environ 30 Hz qui met en évidence que des rafales intermittentes se produisent à une fréquence voisine du mode caractéristique de 30 Hz, qui peut également être identifié dans tous les autres mesures de pression

D'autres conclusions peuvent être tirées de cette analyse spectrale. Le fait que les capteurs D et E ne soient pas aussi corrélés que les capteurs D et F par exemple, malgré leur relative proximité, est lié au mode plus intense à une fréquence voisine de 30 Hz capté par les capteurs F et D ; mode qui a été correspond au mode de von Karman dans les études expérimentales et numériques réalisées dans les mêmes conditions. En revanche, le mode apparaît plus faiblement dans le cas du capteur E, ce qui peut être dû à une sensibilité plus faible, bien qu'il ait été identifié dans l'analyse en ondelettes illustrée à la figure (4.25) pour le même capteur.

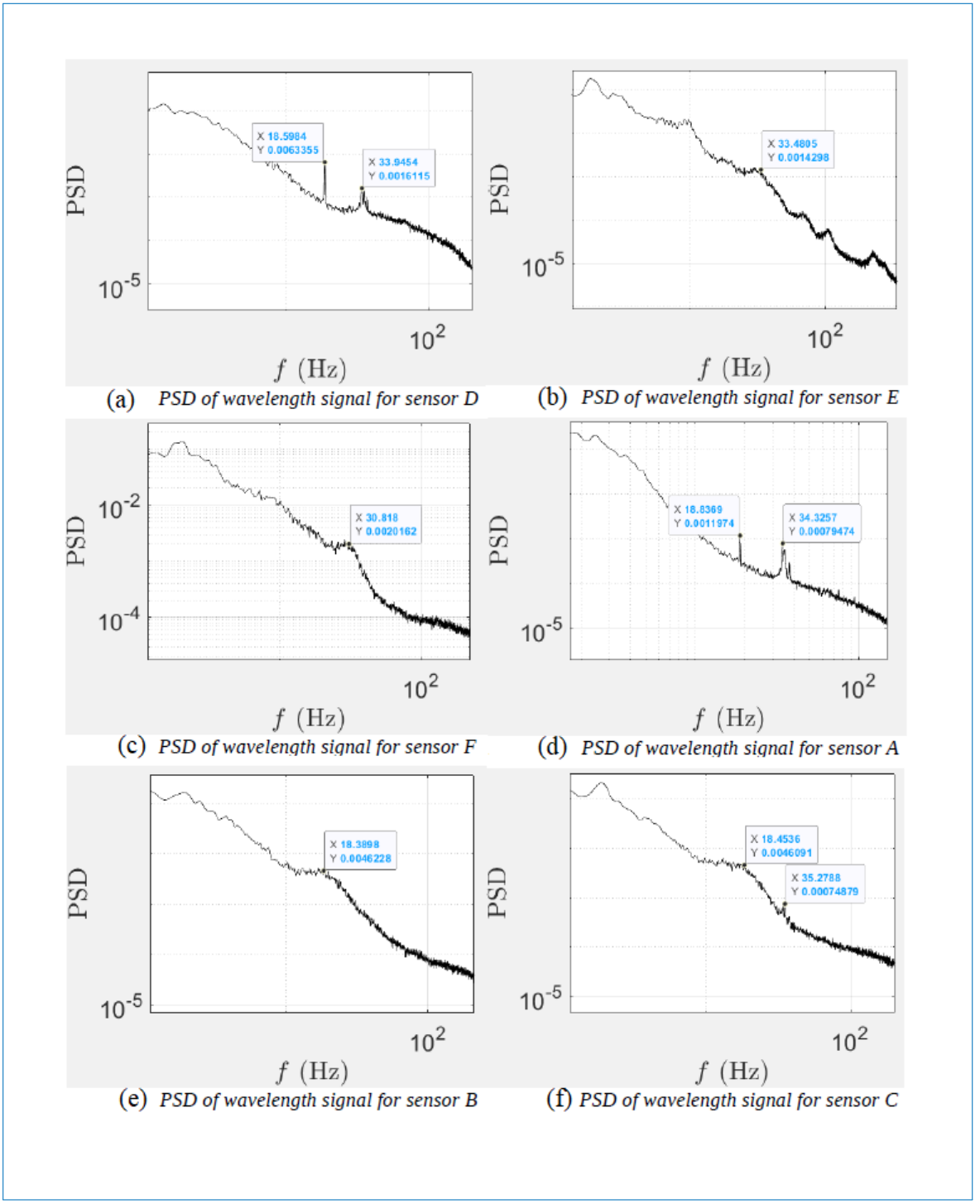


FIGURE 4.26 – PSD du signal de longueur d'onde

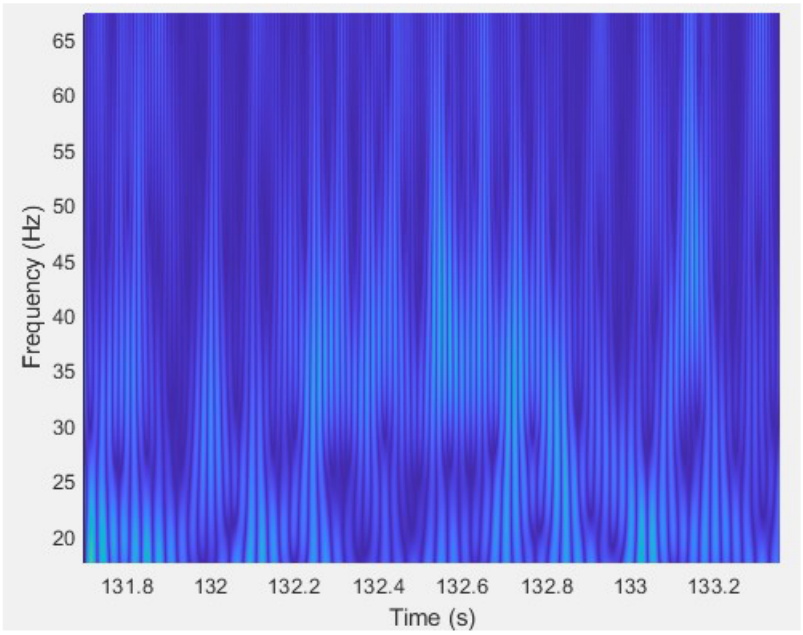


FIGURE 4.27 – Scalogramme de la série temporelle de longueur d'onde calculée à partir du signal mesuré par le capteur A avec une ligne horizontale d'environ 34 Hz, qui est le mode prédominant identifié dans le PSD illustré à la figure (4.26)d

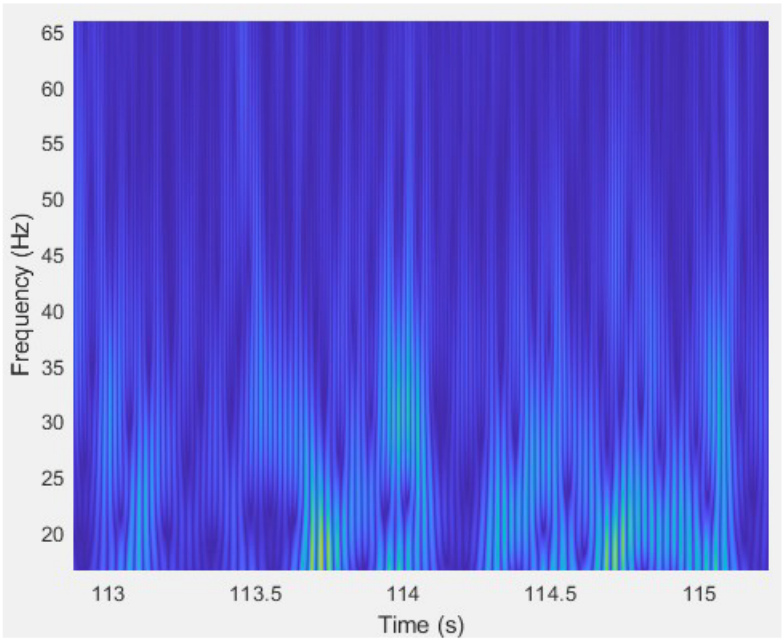


FIGURE 4.28 – Scalogramme de la série temporelle de longueur d'onde calculée à partir du signal mesuré par le capteur F avec une ligne horizontale d'environ 30 Hz

D'autre part, le capteur A mesure le mode de von Karman avec plus de sensibilité, un fait qui peut également être observé sur la figure (4.27) puisque l'intensité de corrélation dans le scalogramme indique que plus d'énergie est distribuée le long d'une fréquence proche de 34 Hz alors que cette distribution était plus clairsemée en figure (4.25) et plus centrée autour d'une fréquence de 18 Hz ou 20 Hz.

La figure (4.28) indique une distribution plus chaotique de la fréquence sur des modes allant de 18 Hz à 40 Hz, ce qui est également suggéré dans la figure 19 avec une large bosse voisine de la fréquence de von Karman au lieu d'un pic localisé dans la spectre. Comme le capteur est situé dans une position au-dessus de l'aile où la couche limite se détache à peine dans les faibles angles d'attaque, la déstabilisation de la couche limite est minime et les tourbillons cohérents, s'ils se forment, sont encore faibles et sensibles aux oscillations instables du point de séparation.

4.7 Conclusion partielle

Dans ce chapitre, nous avons présenté les résultats de l'évaluation au sein de la soufflerie de l'IMFT du prototype d'aile à deux éléments fixe (non actionné). L'évaluation aérodynamique a été effectué pour la configuration "Clean" (Volet non sorti) et la configuration "Take-off" (Volet sortis en position de décollage). Cette évaluation en soufflerie, a permis dans un premier temps de caractériser la dynamique de l'écoulement autour de l'aile afin de comprendre davantage les différents phénomènes physiques. Cette évaluation a permis également d'effectuer la validation du nouveau système de mesure de pression fluctuante à l'aide des capteurs de fibre optique à réseaux de Bragg développé au cours du projet SMS. Dans le chapitre suivant, nous allons présenter l'analyse expérimentale de l'aile à deux éléments avec le volet hypersustentateur en morphing.

CHAPITRE 5

Études expérimentales de l'aile à deux éléments avec volet hypersustentateur en morphing

Sommaire

5.1 Introduction 104
5.2 Description du modèle et dispositif expérimental 104
5.2.1 Présentation de la Soufflerie GVPM de l'école polytechnique de Milan (POLIMI) 104
5.2.2 Description du modèle LS de POLIMI (4m d'envergure) 105
5.2.3 Installations expérimentales 106
5.3 Résultats expérimentaux 111
5.3.1 Résultats expérimentaux des performances aérodynamiques 113
5.3.2 Résultats de la PIV 119
5.3.3 Résultats expérimentaux des déformations du volet 123
5.4 Conclusion partielle 126

5.1 Introduction

Le présent chapitre présente l'évaluation expérimentale des performances du volet en morphing "Large Scale" (LS) sur le prototype d'aile à deux éléments à une échelle proche de 1. L'objectif principal des essais en soufflerie est la de mesurer les coefficients aérodynamiques agissant sur l'aile afin d'évaluer l'efficacité des différentes formes du volet en morphing, pour améliorer les performances aérodynamiques de l'aile. Ainsi, une campagne d'essais complète comprenant différentes techniques de mesure a été réalisée dans la grande soufflerie GVPM de POLIMI (Politecnico di Milano). Les essais ont pu être effectués à des nombres de Reynolds élevés, fournissant ainsi des indications sur les performances du volet dans les applications aéronautiques à une échelle grandeur nature, en particulier pour les configuration de décollage et d'atterrissage. Dans la section (5.2), nous allons présenter la description de la maquette expérimentale et les différents moyens expérimentaux mis en oeuvre pour l'évaluation aérodynamique. Ensuite, dans la section (5.3), nous allons présenter les résultats.

Ma contribution à cette partie de l'étude consiste en la réalisation du prototype du volet hypersustentateur Large-Scale, "LD" du projet SMS par un modèle structure, puis sa construction à l'aide de l'atelier de l'IMFT et son installation à la soufflerie de Politecnico Milano, au sein de l'équipe du Professeur Franco Auteri, partenaire du projet SMS. Pendant mon séjour au seind e cette équipe, j'ai participé également à la mise en ouvre des méthodes de mesure décrites dans ce chapitre et à leur acquisition en partie, car j'ai été amené à écourter mon séjour à cause du confinement COVID19. Ma contribution est consignée dans la publication :

F. Auteri, A. Savino, A. Zanotti, G. Gibertini, D. Zagaglia, Y. Bmegaptche Tekap M. Braza. *Experimental evaluation of the aerodynamic performance of a large-scale high-lift morphing wing*. Aerospace Science and Technology, Volume 124, May 2022, https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107515

5.2 Description du modèle et dispositif expérimental

5.2.1 Présentation de la Soufflerie GVPM de l'école polytechnique de Milan (POLIMI)

La soufflerie GVPM de POLIMI est une soufflerie en circuit fermé, qui est disposée verticalement avec deux veines d'essai situées sur les côtés opposés de la boucle (Figure 5.1). La première veine d'essais est située dans la partie inférieure de la boucle et convient aux tests de faible turbulence. La seconde, plus grand, est situé dans la partie supérieure de la boucle et est destiné aux essais de génie civil. L'installation est alimentée par un réseau de 14 ventilateurs de 1.8 m de diamètre de puissance nominale de 100 kW, donnant ainsi une puissance totale de $1,4$ MW. Les ventilateurs sont organisés en deux rangées de sept cellules indépendantes de 2×2 m.

Des onduleurs permettent un contrôle continu de la vitesse de rotation de chaque ventilateur pour obtenir la vitesse du vent souhaitée dans la section d'essai. Deux coins

équipés d'aubes entraînent l'écoulement vers le niveau supérieur de l'installation dans le sens opposé. l'écoulement est ensuite refroidi par un échangeur de chaleur qui est placé juste en aval du coude numéro 2 et, après une grille, entre dans la section d'essai de la couche limite. Un deuxième jeu de deux coins équipés d'aubes conduit au niveau inférieur où, après une chambre de décantation de 2 mètres de long, il traverse un écran en nid d'abeille et un jeu de trois filets de porosité différents pour réduire les turbulences axiales et latérales et favoriser une écoulement plus uniforme. Un cône de contraction bidimensionnel avec un rapport de surface de $1/3,46$ réduit la section de conduite pour s'adapter à la taille de section d'essai à faible turbulence. Enfin, un diffuseur court agrandit la section de conduite à la taille du réseau de ventilateurs. La vitesse maximale de l'écoulement dans la veine est de 55 $m.s^{-1}$ et le niveau de turbulence est inférieur à $0,1$ %. Il est possible de retirer toute la section de testes du circuit de circulation d'air. Il existe deux sections de test interchangeables pour préparer une nouvelle expérience pendant le fonctionnement de la soufflerie.

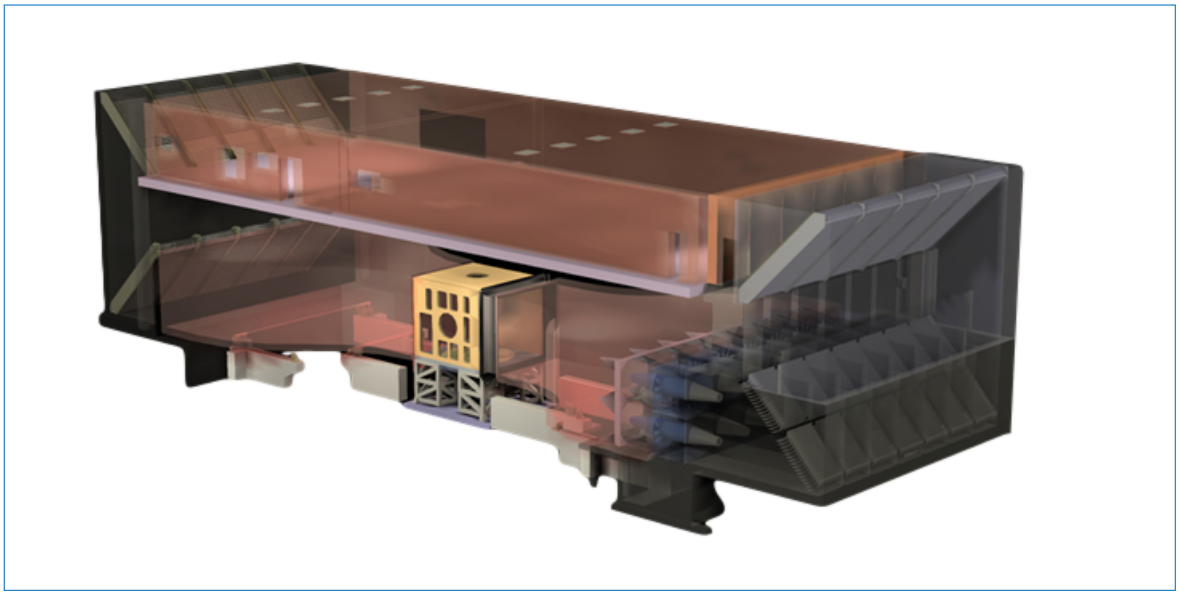


FIGURE 5.1 – Soufflerie GVPM Polimi

La soufflerie GVPM de POLIMI propose différentes configurations de test :

— Section d'essai à veine fermée de 4 m de large, 3.84 m de haut, 6 m de long Section d'essai de faible turbulence, vitesse du vent maximale 55 $m.s^{-1}$

— Section d'essai à veine ouverte de 4 m de large, 3.84 m de haut, 5 m de long, vitesse du vent maximale 55 $m.s^{-1}$

— Section d'essai de la couche limite de 13.84 m de largeur, 3.84 m de hauteur, 35 m de longueur, vitesse du vent maximale 16 $m.s^{-1}$

5.2.2 Description du modèle LS de POLIMI (4m d'envergure)

Le modèle complet de la maquette est une aile à deux éléments composée de deux parties : le prototype du volet LS en morphing et l'aile principale sur laquelle le volet est

monté (Figure 5.2) . Les caractéristiques géométriques de Ce modèle sont consignées dans le tableau (5.1). Un dispositif mécanique est associé pour permettre la variation de l'angle d'attaque de tout l'ensemble de 0° à 8°. Grâce à une interface mécanique, le volet hypersustentateur peut être disposé sous plusieurs configurations : Landing, Take-off, Clean.

Le design et la construction du volet LS en morphing a été étudie dans le **chapitre 3**. En ce qui concerne l'aile principale, l'ossature et constitué d'une structure de trame composée de nervures et de longerons recouverte par une peau hybride aluminium-composite. Cette structure est composé de deux longerons en acier qui s'étendent sur toute la travée et supportent l'ensemble des charges. Les longerons sont reliés les uns aux autres par dix nervures en aluminium, qui transfèrent les charges aérodynamiques provenant de la peau. Deux nervures robustes, parmi les dix, sont utilisées pour soutenir le volet et transférer les charges en provenance de celui-ci vers les longerons.

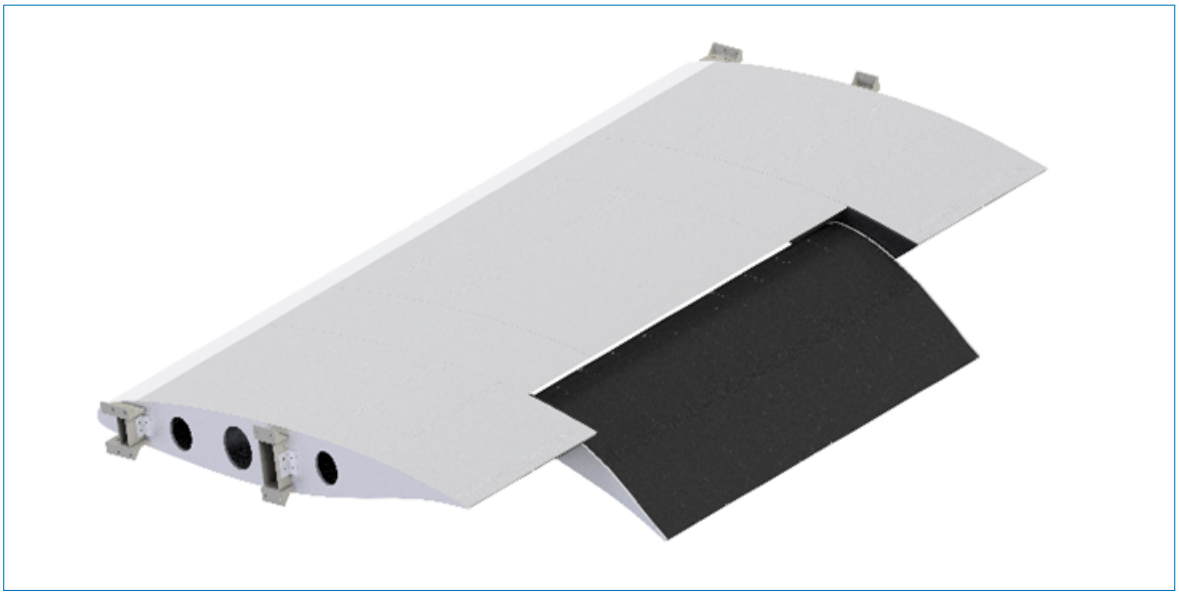


FIGURE 5.2 – Modèle pourla soufflerie

Main wing	Morphing flap
$Span = 4m$	$Span = 2m$
$Chord = 2.4m$	$Chord = 1m$

TABLE 5.1 – Caractéristiques géométriques du modèle pour la soufflerie GVPM

5.2.3 Installations expérimentales

Nous allons dans cette section faire une description de la configuration de l'instrumentation et des systèmes d'acquisition des données utilisés lors de la campagne expérimentale. Nous allons dans un premier temps effectuer la description de la mesure de pression pariétale sur l'aile et la mesure de la pression d'arrêt dans le sillage, à l'aide d'un dispositifs pour le sondage du sillage spécialement construit. Deuxièmement, nous allons

décrire le système de mesure et l'instrumentation pour effectuer les mesures PIV. Nous allons terminer avec la description du dispositif et de l'instrumentation utilisées pour les mesures de formes.

5.2.3.1 Banc d'essai, instrumentation et disposition des capteurs de pression prototype LS de POLIMI

La mesure des pressions sur le modèle est décomposée en deux parties : la première partie consiste en la mesure de la distribution de pression pariétale ; la seconde partie concerne la mesure de la pression totale en aval du modèle, dans le sillage de l'aile.

Mesure de la pression pariétale de l'aile

Une série de 173 prises de pression statique ont été réalisée sur la surface du modèle. 141 prises de pression ont été réalisées sur l'aile principale et 32 prises de pressions sur le volet LS en morphing. Chaque prise de pression est obtenue en perçant un trou de diamètre 2.2 mm sur la surface du modèle. Ensuite, un tube en plastique est inséré dans le trou et collé sur la peau du côté interne du modèle. Le tube en plastique est ensuite découpé à ras du côté extérieur du modèle. Le diamètre interne du tube de la prise de pression, mesure 1.7 mm. La répartition des prises de pression sur la surface du modèle d'aile est illustrée sur la figure (5.3).

Les prises de pression sont principalement situées sur l'axe de symétrie du modèle d'aile. Mais, comme les dimensions du modèle par rapport à celles de la chambre d'essai sont importantes, il est possible que des phénomènes tridimensionnels soient présents. Par conséquent, des prises de pression statique ont été placées le long de l'envergure afin de vérifier la symétrie de l'écoulement par rapport au plan de symétrie du modèle.

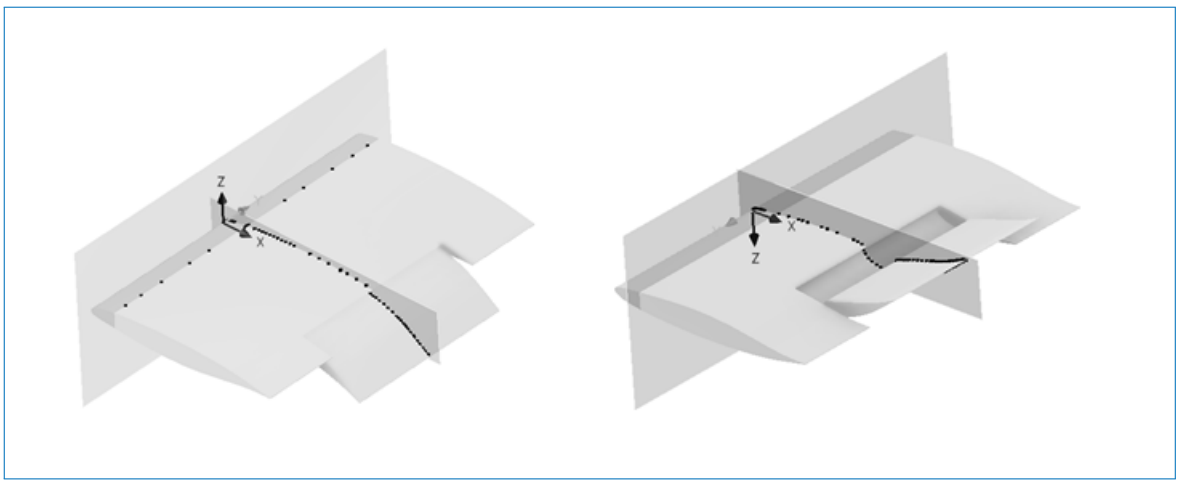


FIGURE 5.3 – Disposition de la distribution des prises de pression côté aspiration (gauche) et côté refoulement (droite) sur la surface du modèle

Mesure de la pression totale dans le sillage

L'étude du sillage est une technique courante pour mesurer la traîne de profil.

L'étude du sillage mesure les pressions statiques et la diminution de la pression totale dans le sillage et compare ces valeurs à la pression totale de l'écoulement libre. Ce déficit de pression peut alors être directement lié à la traînée de profil.

A partir de la pression mesurée à la surface du modèle, il est possible d'obtenir les coefficients aérodynamiques qui dérivent du champ de pression autour de l'aile. Alors que les contraintes normales fournissent la contribution principale à la force de portance, la traînée a une contribution importante qui est fournie par les contraintes tangentielles visqueuses. La contribution de la contrainte tangentielle à la force de traînée est plus grande dans les régions où l'épaisseur de la couche limite est plus petite et diminue lorsque la séparation se produit, elle est donc moins importante dans la configuration d'atterrissage pour des angles d'attaque élevés. Dans tous les cas, pour avoir une estimation grossière de la contribution visqueuse à la force de traînée, il est possible de mesurer le déficit de pression totale dans le sillage de la voilure. En effet, la pression totale est constante pour un écoulement irrotationnel incompressible, et, dans le cas présent, la rotation de l'écoulement est produite par les contraintes visqueuses. Le but de cette mesure est donc d'estimer le déficit de pression totale et le coefficient associé. Pour ce faire, un dispositif de sondage du sillage à pression totale approprié situé en aval de l'aile, à environ 1 mètre du bord de fuite de l'aile, a été conçu et construit comme indiqué sur la figure (5.4).

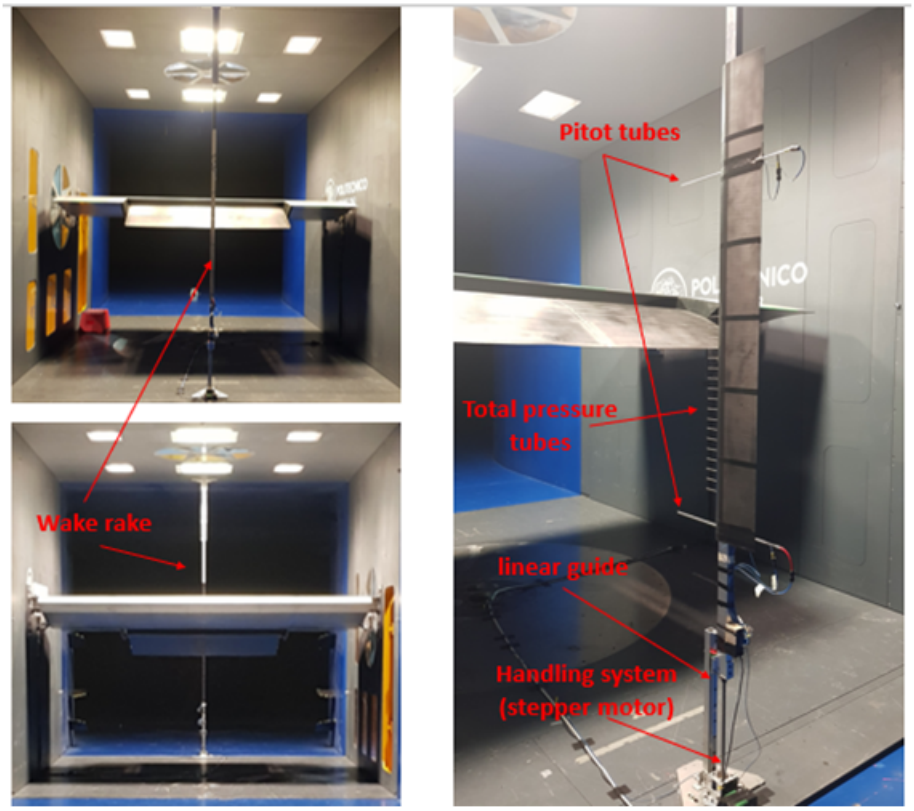


FIGURE 5.4 – The designed wake rake mounted in the test section

Le dispositif de sondage du sillage est conçu pour se déplacer dans la direction Z à travers un système de guidage linéaires et un moteur pas à pas. Étant donné que la pression moyenne dans le temps est nécessaire, il est ainsi possible d'augmenter le nombre de points de mesure de pression, ce qui nous permet d'utiliser un seul scanner de pression avec 32 canaux tout en obtenant la résolution souhaitée. Ce dispositif est également pourvu de deux tubes de Pitot situés aux deux extrémités et un carénage a été utilisé dans la zone de mesure, d'environ 1,3 mètre de long, avec la forme d'une section d'aile NACA0018 pour réduire la perturbation sur les mesures.

5.2.3.2 Système de mesures PIV

Des mesures PIV ont été réalisés dans la région proche du bord de fuite du volet, sur l'extrados. Le but de ces mesures est de caractériser le comportement d'écoulement dans cette région particulièrement critique du point de vue des performances. En effet, l'objectif principal de l'activité expérimentale est d'évaluer les performances du volet de morphing dans des configurations à portance élevée, c'est -à-dire dans la configuration d'atterrissage et au décollage. Un soin particulier doit être apporté à la conception de la forme du volet morphé pour éviter la séparation, tout en maximisant la portance ou l'efficacité du profil aérodynamique [Pepper et van Dam, 1996].

Le système a été mis en place pour mesurer les deux composantes de vitesse sur le plan de symétrie longitudinal X – Z en utilisant deux fenêtres superposées. Le choix du plan de symétrie est dicté par le le rapport hauteur/largeur du modèle. En effet, en raison du faible rapport hauteur/largeur du modèle imposé par la taille du prototype LS, on s'attend à ce que de forts effets tridimensionnels soient présents. Le plan de symétrie est le plan de mesure lorsque l'écoulement se rapproche le mieux d'un écoulement bidimensionnel et est moins influencé par les extrémités. Deux fenêtres ont été sélectionnées pour couvrir une grande zone avec une résolution suffisante permettant de capturer les phénomènes qui caractérisent la couche limite avec une résolution suffisante, tout en conservant un éclairage laser suffisant. la zone d'investigation de chaque caméra est une fenêtre de 345 $mm \times 110$ mm et la position des fenêtres de mesure par rapport au volet est illustrée sur la figure (5.5).

Le système PIV comprend un laser à double impulsions Litron NANO-L-200-15 Nd : YAG avec une énergie de sortie de 200 mJ d'une longueur d'onde de 532 nm, et deux caméras CCD Imperx ICL-B1921M avec d'une matrice 12 bits de 1952×1112 pixels. La disposition de l'instrumentation PIV est illustrée à la Figure (5.6). Le laser est attaché à un système de déplacement à un seul axe positionné au dessus de la section d'essai de la soufflerie. Les caméras ont été montées sur un dispositif fixé à la paroi latérale de la section de test permettant de déplacer les plans d'image dans les directions Z et X afin de suivre le déplacement du volet lorsque la configuration ou l'angle d'attaque est modifiée (Figure 5.6). Chaque caméra est équipée d'un objectif Nikkor 50 mm. La synchronisation des deux impulsions laser avec l'exposition de la paire d'images a été contrôlée par un générateur d'impulsions Quantum Composer QC9618 à 6 canaux. Un générateur de particules avec des

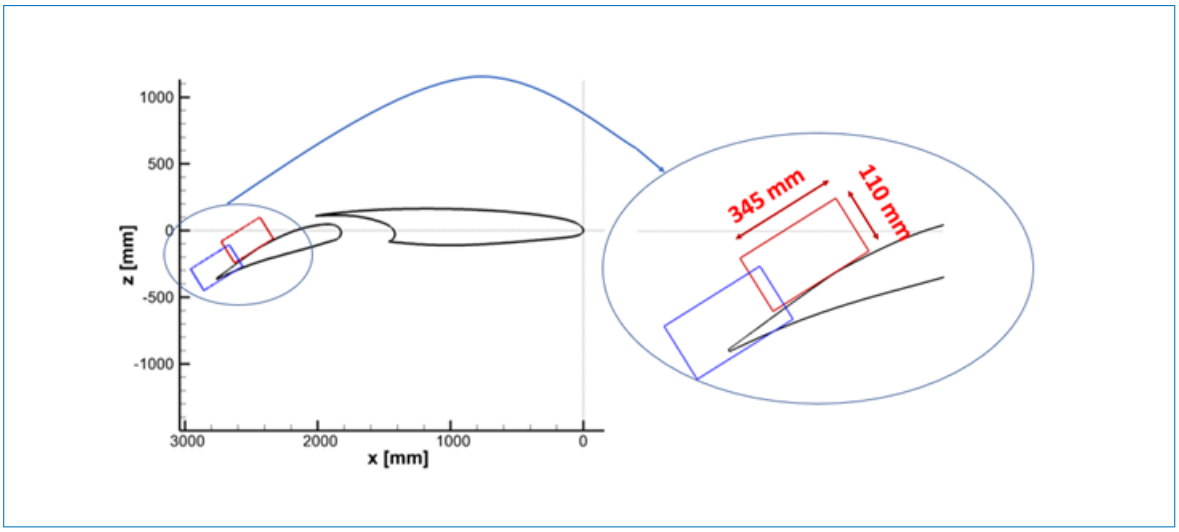


FIGURE 5.5 – Fenêtres de mesure PIV sur le plan longitudinal x-z

buses d'atomisation Laskin a été utilisé pour l'ensemencement de toute la section d'essai. Les particules étaient constituées de petites gouttelettes d'huile d'un diamètre compris entre 1 et 2 μm. L'analyse des paires d'images a été réalisée par le logiciel PIVview 3C, développé par PIVTEC [2C/3C, 2010]. Tous les champs de vitesse résultants présentés dans ce travail ont été moyennés sur 500 paires d'images. La précision de la mesure PIV peut être estimée en considérant une erreur de déplacement maximale de 0,1 px, comme indiqué dans [ZANOTTI et al., 2014].

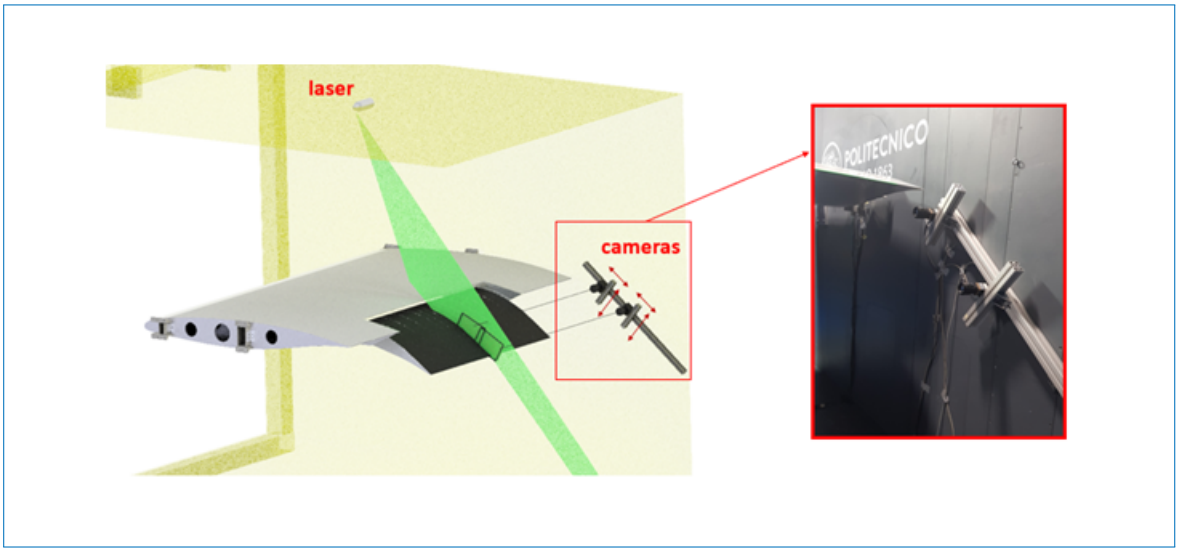


FIGURE 5.6 – Disposition de l'instrumentation PIV dans la section d'essais en soufflerie

5.2.3.3 Dispositif de mesures de déformations du volet hypersustentateur en morphing

La performance d'un volet morphé peut être influencée par sa déformation. En raison de la flexibilité intrinsèque de chaque structure, et en particulier dans ce cas où la structure doit posséder les degrés de liberté nécessaires pour être morphée, la déformation produite par le chargement aérodynamique doit être quantifiée pour deux raisons [BURNER

et Liu, 2001] : premièrement, pour s'assurer que les performances mesurées ne sont pas biaisées par une déformation excessive du volet ; deuxièmement, pour mieux comparer les performances aérodynamiques mesurées avec celles prédites numériquement. Pour ces raisons, le déplacement et la déformation du volet produits par le chargement aérodynamique ont été mesurés en utilisant une technique optique non intrusive. Le système Qualisys a été utilisé pour effectuer les mesures [AB, p. d.].

Cette technologie, exploite l'utilisation de plusieurs caméras infrarouges positionnées stratégiquement afin de cadrer l'objet à étudier sous différents angles. Le corps est recouvert d'un ensemble de marqueurs qui sont les cibles permettant au logiciel de reconstruire le déplacement du modèle. Toutes les images sont traitées, obtenant ainsi les déplacements relatifs des marqueurs [Eller et Carlsson, 2003]. Dans ce cas précis, nous avons utilisé 8 caméras M3 Miqus (Figure 5.7) offrant une résolution de 1824×1088 pixels, avec une fréquence d'acquisition de 100 Hz. Comme cette technologie est sensible à la réflexion des longueurs d'onde infrarouges, l'ensemble du volet et les nervures de force ont été peints en noir mat. Le système de marqueurs se compose de 21 cibles de ruban adhésif qui réfléchissent les longueurs d'onde infrarouges, positionnées du côté d'aspiration du volet le long des directions dans le sens de l'envergure et de la corde.

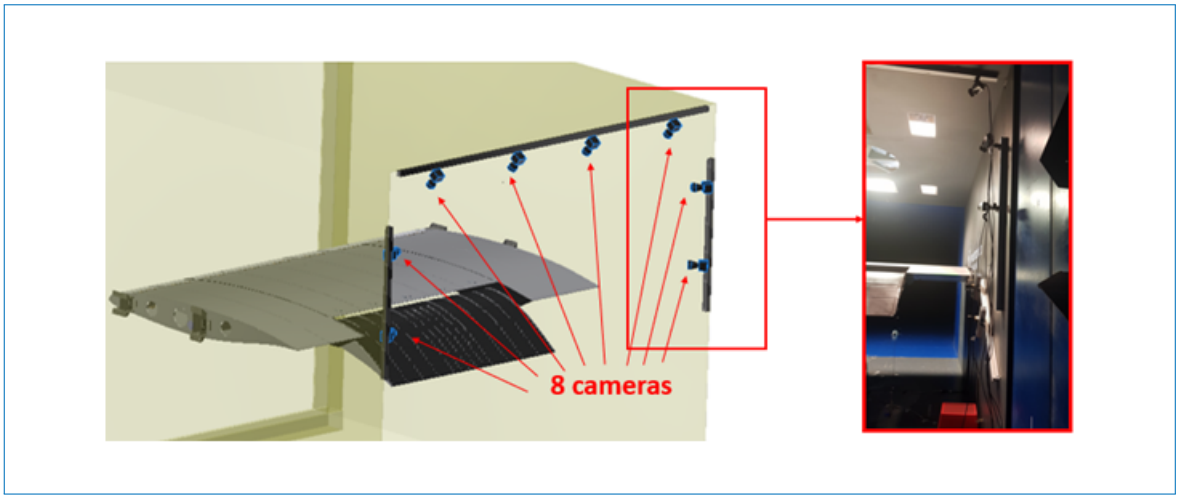


Figure 5.7 – Configuration de mesure de forme

5.3 Résultats expérimentaux

Cette campagne expérimentale en soufflerie s'est concentrée sur l'étude des effets des différentes formes du volet en morphing sur les performances de l'aile dans les conditions de décollage et d'atterrissage. En particulier, trois formes différentes du volet de morphing caractérisées par des cambrures différents ont été testées pour chaque condition de vol, comme le montre la figure (5.8).

Les tests ont été effectués en balayant l'angle d'attaque du modèle d'aile dans la plage entre $\alpha = 0$ et $\alpha = 8$ avec un pas de 2. Les tests dans la configurations d'atterrissage

à 8 ont été évités pour des raisons de sécurité, car les simulations CFD préliminaires de l'installation d'essai en soufflerie ont montré une séparation de l'écoulement à cet angle d'attaque, ce qui pourrait entraîner de fortes oscillations de force et de fortes vibrations qui pourraient mettre en péril l'intégrité du volet hypersustenteur. Les tests ont été répétés pour trois valeurs de la vitesse de flux libre V_∞, c'est-à-dire $30m/s$, $34,1m/s$ et $40m/s$, pour évaluer les effets du nombre de Reynolds et de la déformation du volet sur les performances de l'aile. Les nombres de Reynolds correspondant aux trois vitesses testées sont respectivement 4.8×10^6, 5.5×10^6 et 6.4×10^6. Des mesures de pression ont été effectuées pour tous les configurations testées. Des mesures PIV et des mesures de forme ont été effectuées pour un ensemble sélectionné de configurations basées sur les résultats de mesures de performances aérodynamique.

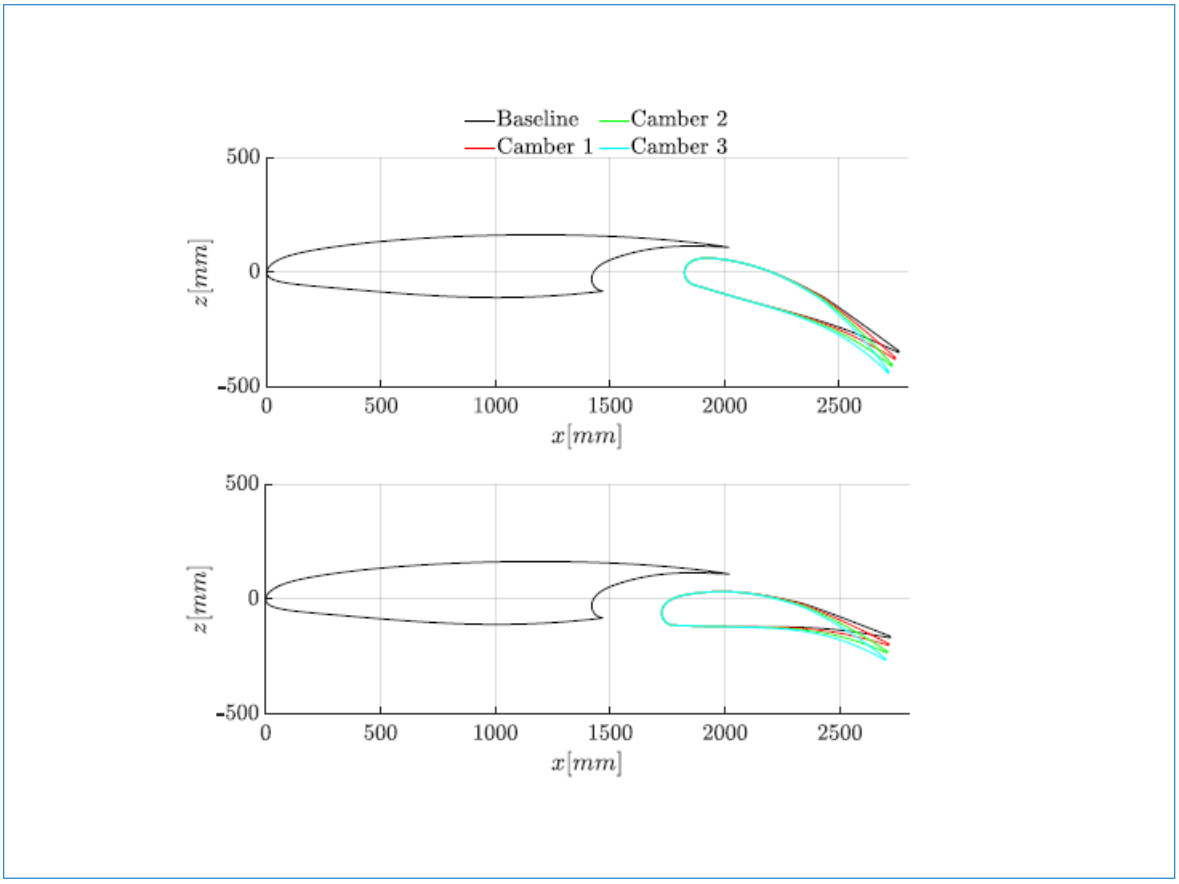


FIGURE 5.8 – Configurations de cambrage des volets testées pour les conditions de décollage (en bas) et d'atterrissage (en haut).

L'activité expérimentale a permit d'effectuer des mesures de pression statique pariétales dans la section médiane, le long de la corde et le long de l'envergure. En outre, quelques prises de pression ont été localisés le long de la corde à droite et à gauche de la section de mesure, notamment à $\pm$ 5 cm (Figure 5.9). De cette manière, il était possible de surveiller la symétrie de l'écoulement. La figure (5.9) montre la répartition des pressions sur l'ensemble du modèle, en configuration d'atterrissage. Cette condition est particulièrement critique, car nous avons un angle d'attaque maximum et un cambrure maximale sur

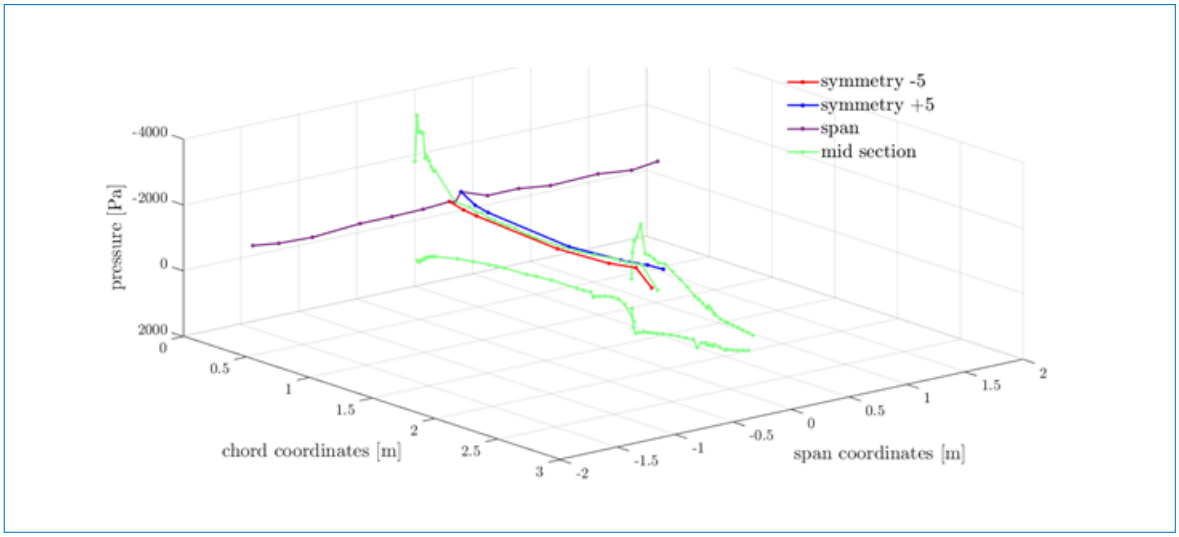


FIGURE 5.9 – Pression mesurée sur toutes les prises de pression du modèle, cas d'exemple : Configuration d'atterrissage, Cambrure 3, AoA=6, 40 m/s

le volet. Néanmoins, une très bonne symétrie et une bidimensionnalité de la distribution de pression peuvent être observées.

5.3.1 Résultats expérimentaux des performances aérodynamiques

Les figures (5.10, 5.11) montre le coefficient de portance C_L évalué en intégrant la pression mesures sur la section à mi-portée de l'aile en fonction de la angle d'attaque pour les trois vitesses d'écoulement libre étudiées au cours cette campagne en configurations de décollage et d'atterrissage. En particulier, pour le décollage configuration, la figure (5.10) montre que la forme de cambrure #1 du volet offre une augmentation négligeable de la portance sur toute la plage des angles d'attaque testé. En revanche, une augmentation de portance remarquable est observée pour la cambrure #2 et la cambrure #3. De plus, on peut remarquer que le coefficient de portance pour la configuration de décollage est légèrement affecté par l'amplitude de la vitesse du vent.

En effet, en augmentant la vitesse de l'écoulement, le C_L diminue légèrement. Ainsi, les effets du nombre de Reynolds et les déformations du volet sont négligeables pour le coefficient de portance dans cette configuration. L'histogramme de la figure (5.12a), montrant la variation en pourcentage de la portance par rapport à la configuration de base pour la vitesse moyenne de l'écoulement testée, met en évidence quantitativement l'augmentation de C_L fourni par les différentes formes cambrées du volet. On observe une augmentation remarquable du C_L en particulier pour la cambrure #2 et la cambrure #3. La variation de portance est plus élevée en augmentant la cambrure du volet et elle diminue avec l'augmentation de l'angle d'attaque. En effet, la cambrure #3 fournit une augmentation de plus de 20% de la portance à un angle d'attaque nul alors qu'une augmentation d'environ 7% du coefficient de portance est mesurée à l'incidence la plus élevée.

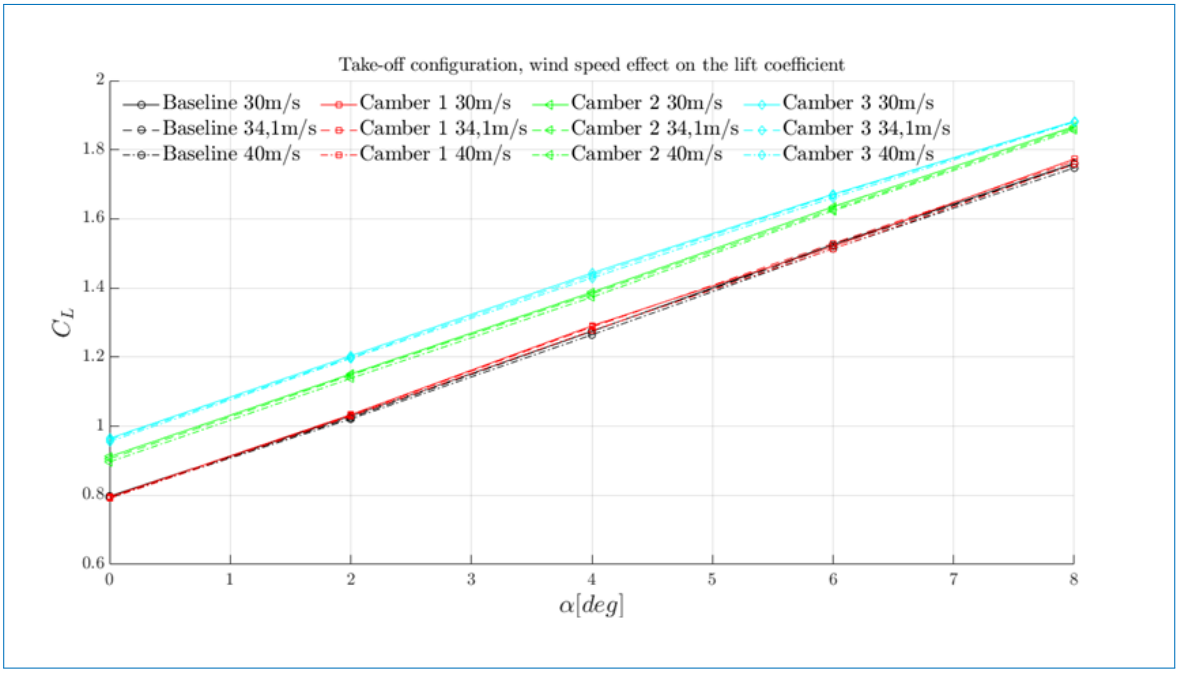


FIGURE 5.10 – Coefficient de portance (CL) en fonction de l'angle d'attaque en configuration de décollage

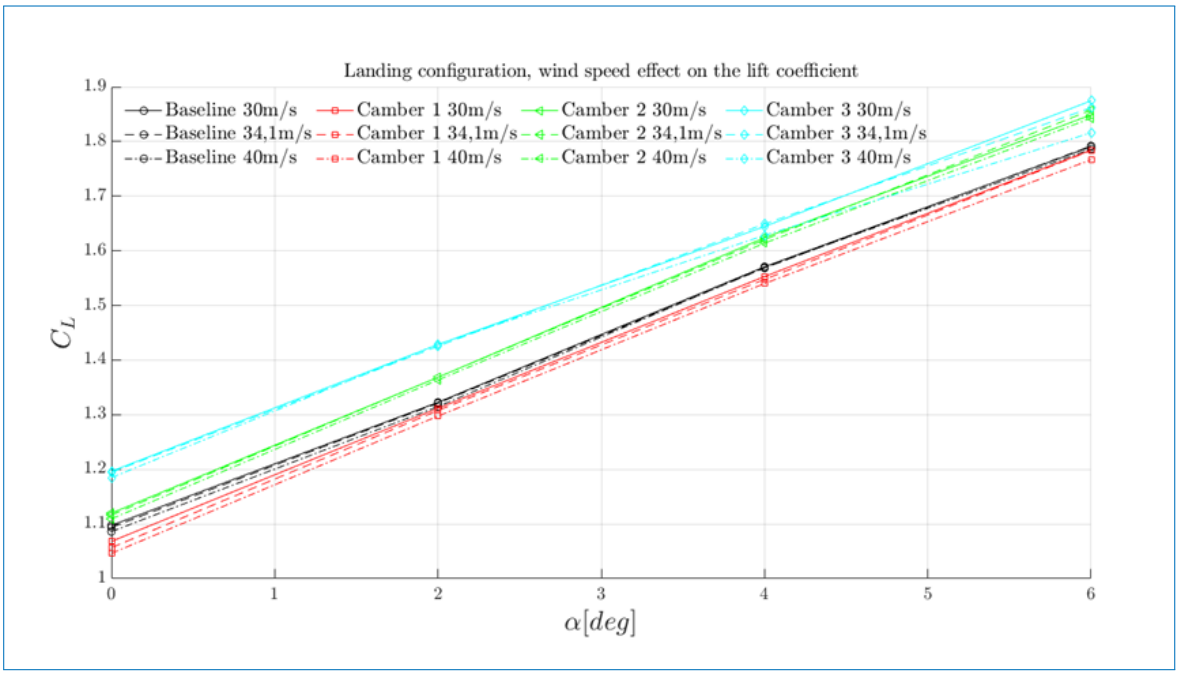
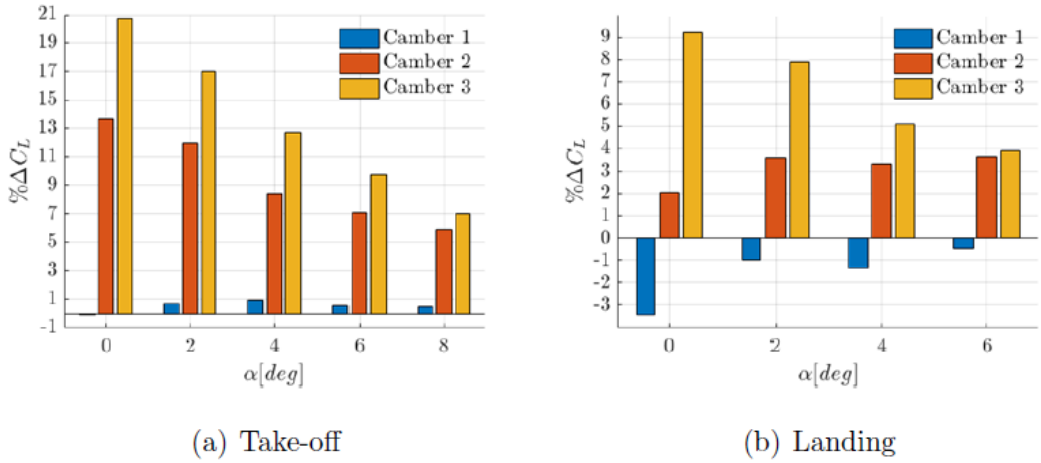


FIGURE 5.11 – Coefficient de portance (CL) en fonction de l'angle d'attaque de la configuration d'atterrissage



(a) Take-off (b) Landing

FIGURE 5.12 – Variation du coefficient de portance (CL) par rapport à la configuration de base.

Un comportement similaire des courbes C_L en fonction de l'angle d'attaque est observé pour la configuration d'atterrissage, comme le montre la figure (5.11). L'augmentation de la portance fournie par les formes avec une cambrure plus élevé est également évident pour cette configuration, tandis que l'effet de la vitesse de l'écoulement libre liée au nombre de Reynolds et à la déformation est encore négligeable. L'analyse quantitative représentée par l'histogramme de la figure (5.12b) souligne que la Cambrure #1 permet une légère diminution de la portance, tandis que Cambrure #3 fournit une augmentation apparente du C_L même si la variation en pourcentage est plus faible par rapport à la configuration de décollage, c'est-à-dire d'une augmentation de 9% pour une valeur d'angle d'attaque allant de $\alpha = 0$ à $\alpha = 4$ et $\alpha = 8$.

Les figures (5.13, 5.14) montre le coefficient pression-traînée C_D en fonction de l'angle d'attaque pour la configuration de décollage et d'atterrissage aux trois les vitesses de l'écoulement étudiées dans cette campagne. Bien entendu, cette traînée pression ne correspond pas tout à fait à la traînées aérodynamique qui comprend également la traînée de frottement. Néanmoins, la traînée de pression est dominante à grand angle d'attaque [20] pour que l'évolution de ses variations puisse être considérée comme représentative de la tendance de la variation de traînée totale.

En particulier, pour la configuration de décollage, la figure (5.13) montre une augmentation évidente de la traînée de pression liée à l'augmentation de la cambrure des volets. Contrairement à ce qui est observé pour le coefficient de portance, Le coefficient de traînée de pression dépend fortement de la vitesse de l'écoulement. En particulier, un une diminution significative du coefficient de traînée de pression peut être observée à mesure

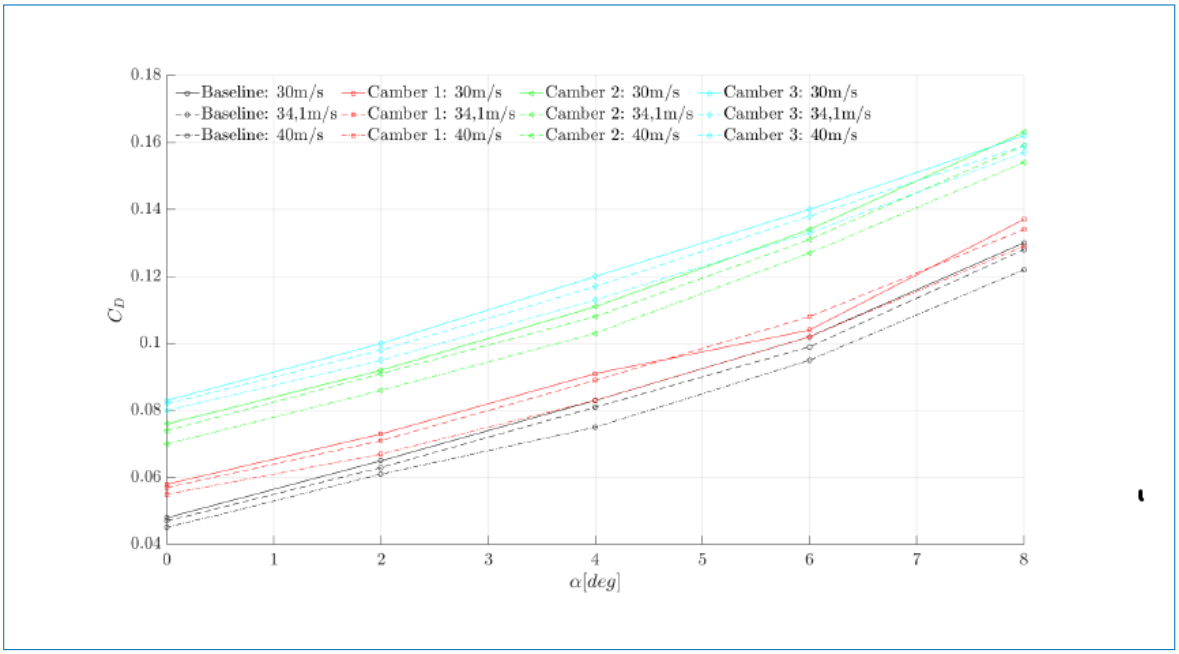


FIGURE 5.13 – Coefficient de traînée (CD) en fonction de l'angle d'attaque en configuration de décollage

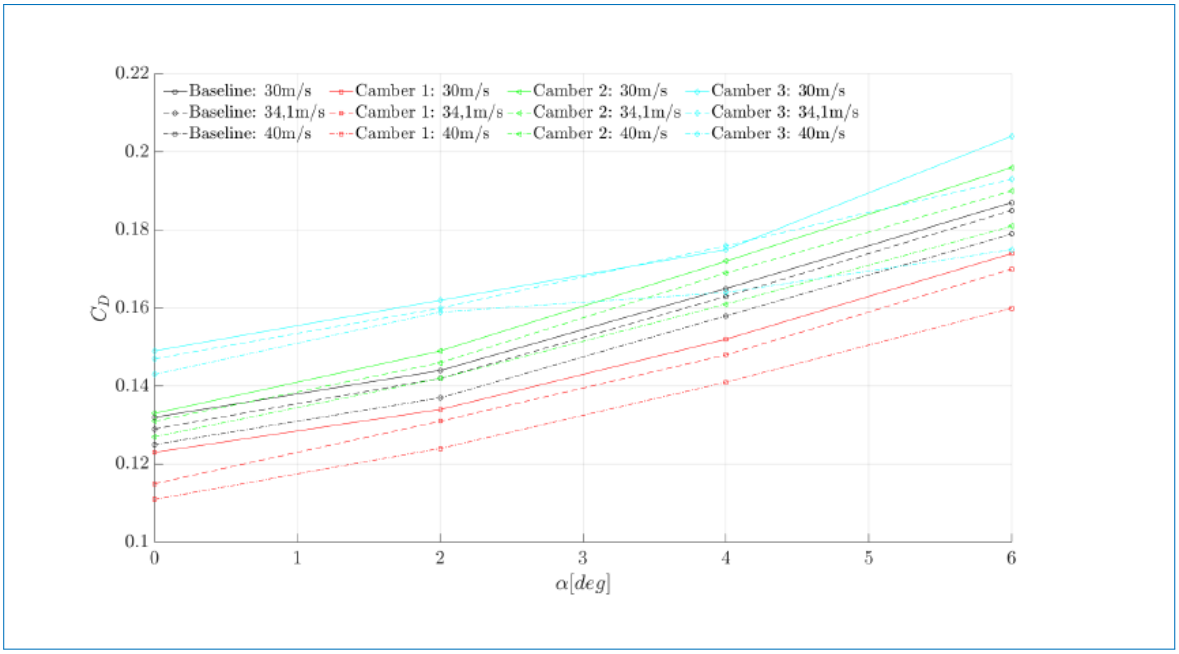


FIGURE 5.14 – Coefficient de traînée (CD) en fonction de l'angle d'attaque de la configuration d'atterrissage

que la vitesse du vent augmente. Ce comportement pourrait s'expliquer par le fait que le morphing du volets induit une augmentation des forces aérodynamique qui pourrait produire une diminution locale de l'angle d'attaque, et par l'augmentation du Nombre de Reynolds qui conduit à une couche limite plus mince et pourrait par conséquent retarder la séparation. Ces effets fournissent des coefficients pression-traînée réduits pour toutes les cambrures et angles d'attaque testés.

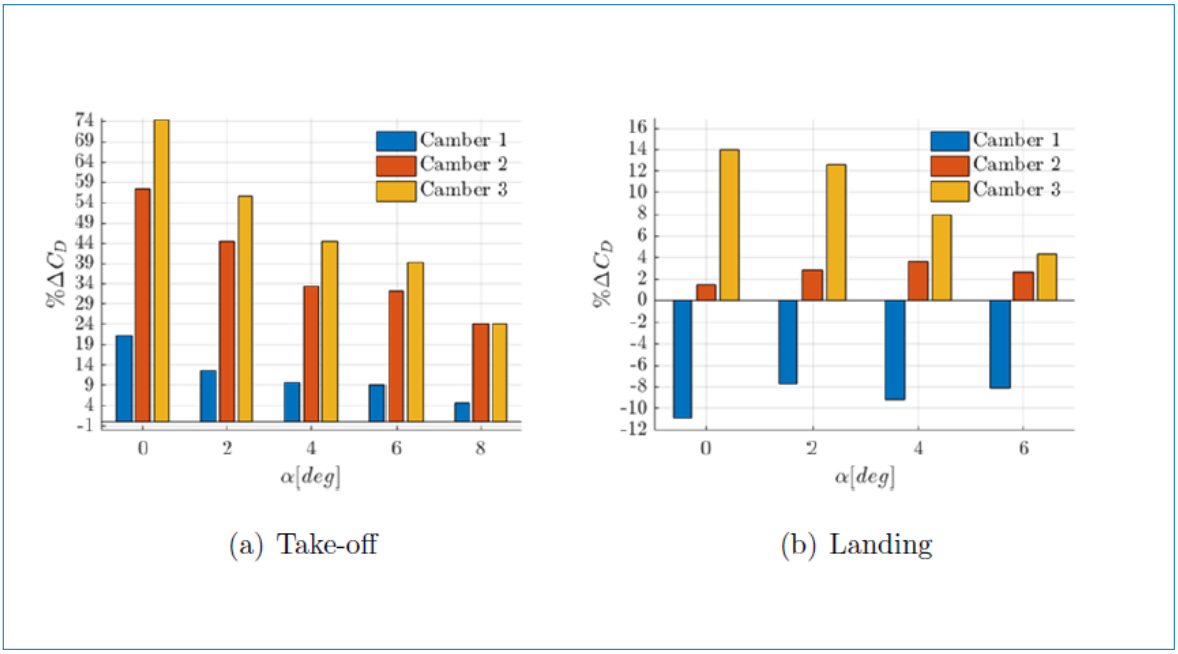
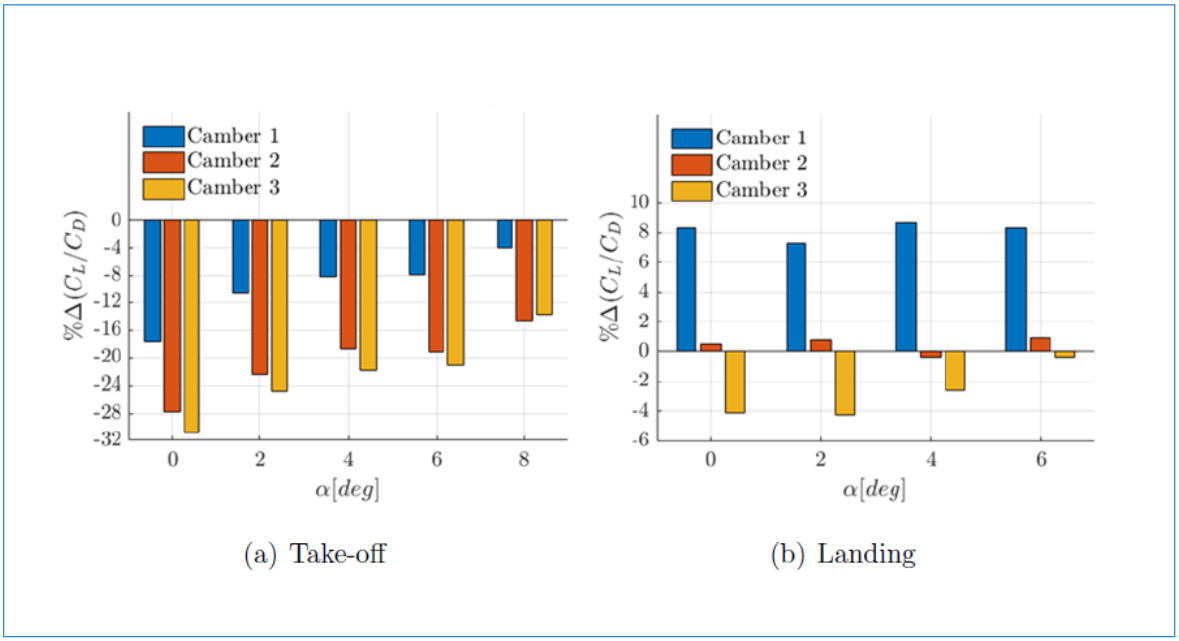


FIGURE 5.15 – Variation du coefficient de traînée (CD) par rapport à la configuration de base

L'évaluation quantitative de la variation de la traînée de pression par rapport à la configuration de base, illustrée à la Figure (5.15a) pour la vitesse d'écoulement moyen, met en évidence l'augmentation monotone du coefficient de traînée avec avec la cambrure, tandis que l'on observe une diminution monotone du coefficient de traînée avec augmentation de l'angle d'attaque pour toutes les formes étudiées du volet en configuration de décollage.

Pour la configuration d'atterrissage, la Figure (5.14b) montre que la configuration de cambrure #1 du volet produit une diminution de la traînée de pression de toute l'aile. L'évaluation quantitative présentée sur la figure (5.15b) montre qu'une diminution d'environ 8% de la traînée de pression par rapport à la configuration de ligne de base peut être obtenue avec la Cambrure #1 pour la vitesse d'écoulement testées. La cambrure #2 n'influence pas la contribution de la traînée de pression de l'aile entière de manière significative, car une augmentation d'environ 2% est observée pour tous les angles d'attaque testés. D'autre part, la Cambrure #3 offre une remarquable augmentation de la traînée de pression, en particulier aux petits angles d'attaque. Le comportement de la courbe de la traînée de pression par rapport à la vitesse de l'écoulement, indique que le nombre de Reynolds et la déformation du modèle ont un impact plus fort sur la traînée que sur la portance, avec des variations de l'ordre de 10% contre 1%.

La figure (5.16) montre la variation du rapport portance sur traînée de pression du volet morphé pour les vitesses d'écoulement testées. En particulier, pour la configuration de décollage, la figure (5.16a) montre que toutes les configurations de cambrure fournissent une réduction de l'efficacité de l'aile. Cette diminution aggrave l'augmentation de l'angle d'attaque de l'aile. D'autre part, pour la configuration d'atterrissage, la figure (5.16b) montre que la configuration de cambrure #1 permet une augmentation remarquable de la portance de l'aile à la traînée de pression de l'ordre de 8% par rapport à la configuration de base configuration. La cambrure #2 ne fournit pas une variation appréciable de ce quantité dans la configuration d'atterrissage, tandis que la cambrure #3 diminue légèrement l'efficacité de l'aile par rapport à la configuration de base.



(a) Take-off (b) Landing

FIGURE 5.16 – Variation de l'efficacité de l'aile par rapport à la configuration de base

Un aperçu supplémentaire du comportement de l'écoulement sur l'aile est fourni par la comparaison de la distribution du coefficient de pression mesurée sur le plan de symétrie pour les différentes configurations de volets morphé. les figure (5.17, 5.18) montrent les distributions CP mesurées aux angles d'attaque les plus élevés testés pour la configuration de décollage et d'atterrissage pour une vitesse d'écoulement V1 = 34,1 m / s.

Les distributions CP mesurées dans la configuration de décollage (voir fig. 5.17) montrent que l'augmentation la cambrure des volets est responsable d'une augmentation du pic d'aspiration sur la surface supérieure dans la région du bord d'attaque de l'aile principale. En général, cet effet est combiné avec une aspiration plus élevée sur toute la tige surface du profil aérodynamique de l'aile principale. D'autre part, la répartition de la pression mesuré sur le volet montre que le pic d'aspiration local au bord d'attaque

diminue avec l'augmentation de la cambrure. En revanche, l'effet de cambrure fournit une augmentation de l'aspiration particulièrement évidente dans la région centrale de la surface supérieure du volet. Par conséquent, une charge aérodynamique plus élevée est

appliquée au volet avec une cambrure croissante qui pourrait être responsable de la déformation de la section du profil aérodynamique du volet, comme discuté précédemment en considérant les effets de la vitesse croissante de l'écoulement sur les coefficients aérodynamiques mesuré. De plus, le comportement du coefficient de pression est très similaire pour toutes les géométries de la partie arrière du volet, sauf pour Cambrure #3 qui montre une aspiration légèrement plus élevée dans cette région à cet angle d'attaque.

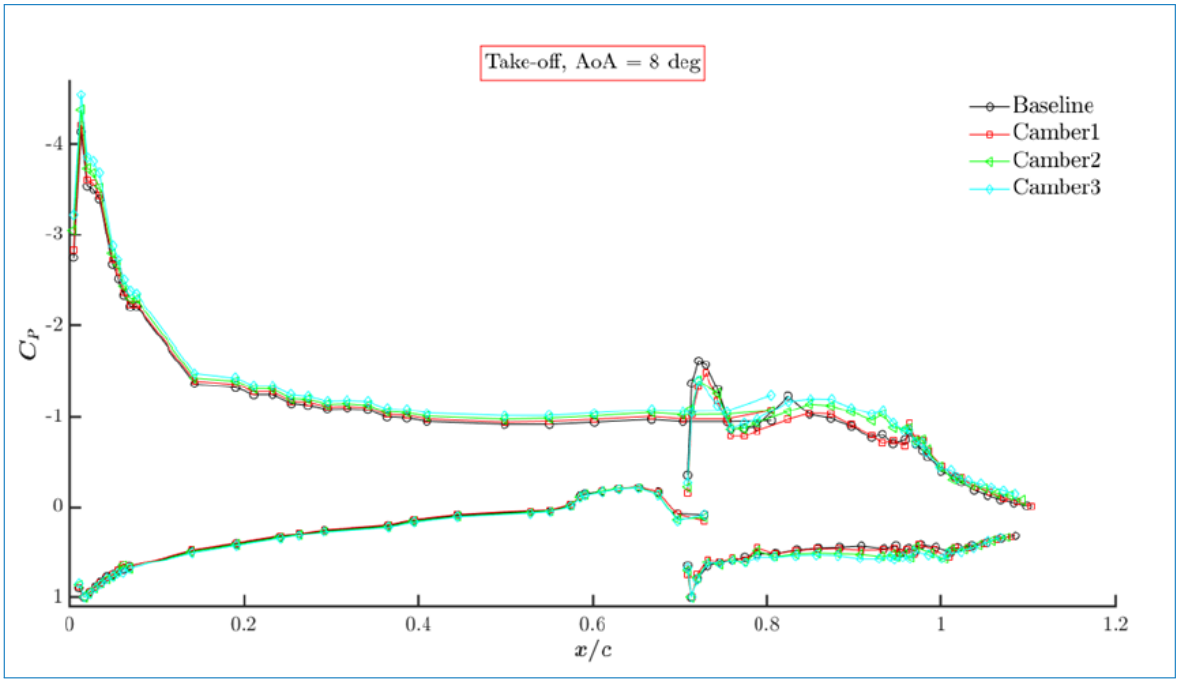


FIGURE 5.17 – Configuration de décollage

En configuration d'atterrissage, les mesures du CP sur côté aspiration de l'aile principale présentent un comportement similaire à celui configuration de décollage, (voir fig. 5.18) . En effet, l'augmentation de la cambrure due aux différentes configurations fournit une augmentation de l'aspiration sur la face supérieure et, en particulier, une augmentation du pic d'aspiration sur le bord d'attaque de l'aile principale. Différemment de ce qui a été observé pour la configuration de décollage, à l'atterrissage les distributions de pression mesurées sur les volets montrent que le pic d'aspiration local au bord d'attaque est plus faible pour les configurations de volets caractérisées par une cambrure croissante. De plus, la distributions uniforme du CP observées dans la région du bord de fuite du volet pour tous les géométries mettent en évidence un écoulement séparé dans cette zone, comme confirmé par les mesures PIV rapportées plus loin. En particulier, la configuration Cambrure #3 du le volet fournit une augmentation d'aspiration au niveau de la région arrière particulièrement évidente par rapport à la configuration de base.

5.3.2 Résultats de la PIV

Les mesures PIV effectuées sur le côté aspiration du volet morphé étaient appropriées pour étudier plus en détail la physique de l'écoulement impliquée dans le fonc-

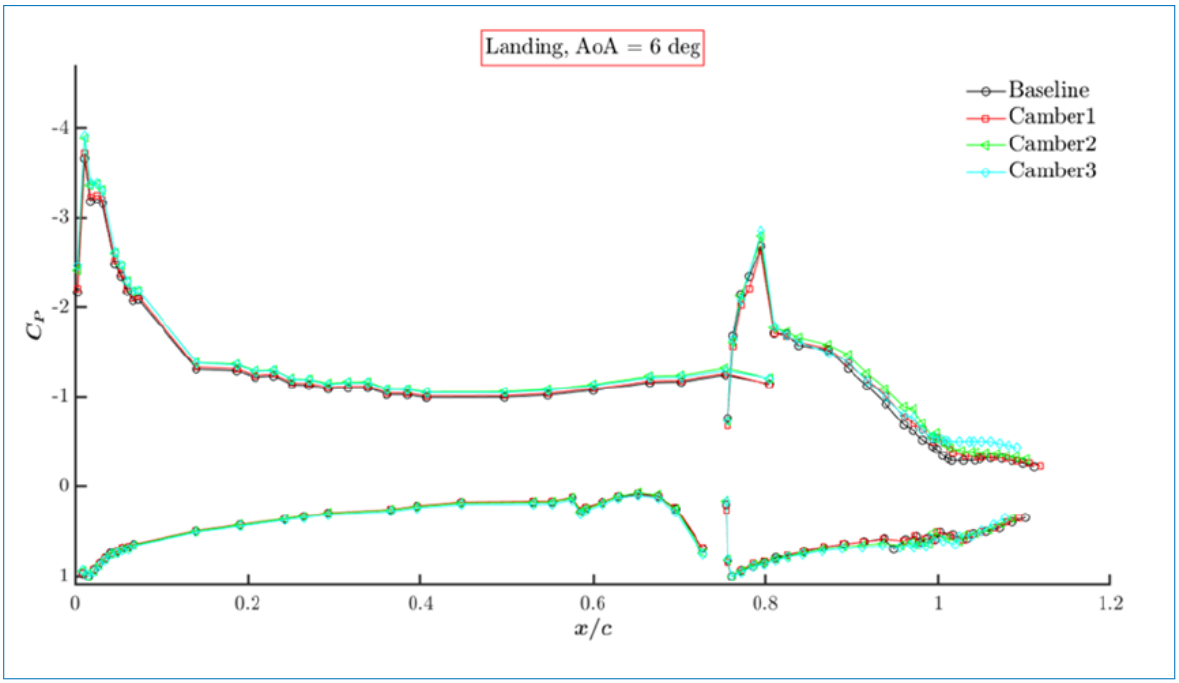


FIGURE 5.18 – Configuration d'atterrissage

tionnement du volet pour certains cas de test sélectionnés. En particulier, la Figure (5.19) montre la comparaison de la magnitude de la vitesse dans le plan mesurée dans la configuration de décollage à V1 = 34,1 m / s pour la configuration de base et la cambrure #1 à différents angles d'attaque, c.-à-d. $\alpha = 4, 6, 8$.

Dans tous les représentations du champ de l'écoulement, il est possible de remarquer la présence, la position et l'intensité du sillage de l'aile principale dans la zone d'investigation, en particulier dans la partie supérieure gauche des fenêtres de mesure. Ce sillage est bien séparé de la couche limite du volet, de sorte que l'interaction des deux régions de rotation est négligeable. La comparaison entre les mesures de débit effectuées avec la configuration de base du volet (voir Fig 5.19a) et la configuration de cambrure #1 (voir Fig 5.19b) montre que le la forme bombée produit une séparation d'écoulement naissante près du bord de fuite. Ceci est mis en évidence par la distance plus élevée, par rapport à la configuration de base, séparant les lignes de courant dans cette zone et par la zone à basse vitesse, coloré en bleu, près de la surface du profil aérodynamique. Cette région de séparation produit un épaississement de la couche limite près du bord de fuite, augmentant ainsi le traînée de pression.

Les résultats PIV pour la configuration d'atterrissage sont rapportés dans la Fig (5.20) montrant la comparaison de la magnitude de la vitesse dans le plan mesurée à V1 = 34,1 m / s avec la configuration de base, cambrure 1 et cambrure 2 du volet à deux angles d'attaque, c'est-à-dire $\alpha = 0, 2$

Contrairement au cas de décollage, pour la configuration d'atterrissage, le les champs d'écoulement montrent de grandes régions séparées dans la zone du bord de fuite du volet pour les angles d'attaque les plus élevés. Cette caractéristique a déjà été discutée lors de

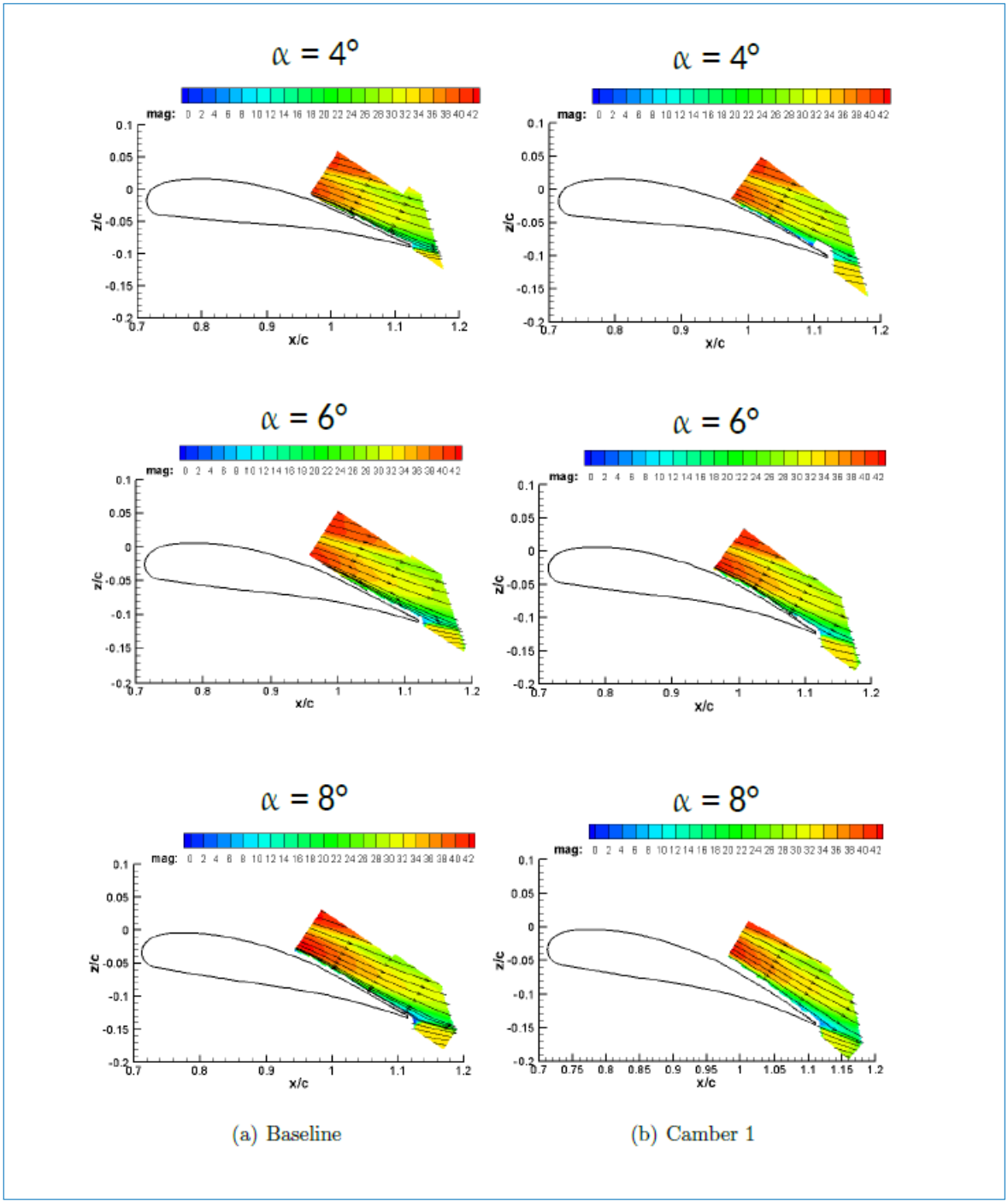


FIGURE 5.19 – Amplitude moyenne de la vitesse dans le plan mesurée par PIV dans le plan de symétrie du volet de morphing pour la configuration de décollage, $V1 = 34.1 m/s$

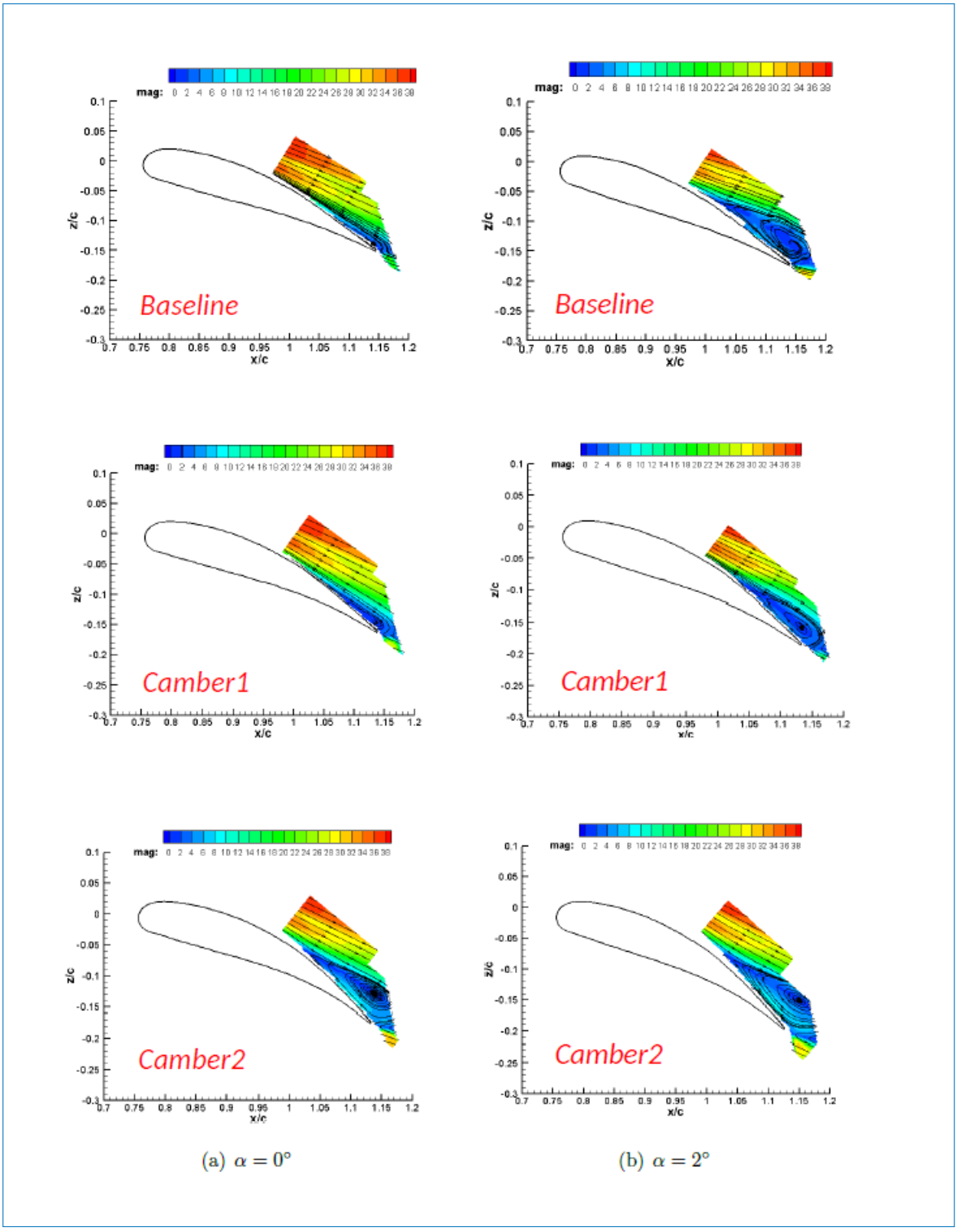


FIGURE 5.20 – Amplitude moyenne de la vitesse dans le plan mesurée par PIV dans le plan de symétrie du volet de morphing pour la configuration d'atterrissage, $V1 = 34.1m/s$

l'analyse de la distribution du CP qui montre un comportement presque plat dans une assez grande partie de la surface des volets près du bord de fuite.

Un comportement assez différent du des champs d'écoulement sont observés pour différentes cambrures du volet. Pour $\alpha = 0$, une région à faible vitesse peut être observée au bord de fuite du volet de ligne de base indiquant un début de séparation de l'écoulement. Pour la Cambrure 1, la zone de la séparation l'écoulement est assez similaire, lorsqu'on augmentant la cambrure du volet (Cambrure #2) une extension séparation de séparation de l'écoulement, caractérisé par une grosse bulle de séparation, est présent. Augmenter l'angle d'attaque à = 2, la zone de la séparation la région est augmentée pour tous les configurations des volets. Cependant, la cambrure 1 est la forme du volet qui produit une réduction de la grande bulle de séparation observée dans la configuration de base, confirmant ainsi l'avantage observé sur l'evaluation des performances de la voilure. D'autre part, la configuration du volet avec une cambrure accrue augmente la taille des région d'écoulement au bord de fuite par rapport à la configuration de base, ce qui confirme que la cambrure 2 ne produit pas de gain en termes de traînée.

5.3.3 Résultats expérimentaux des déformations du volet

L'objectif principal des mesures de forme était d'évaluer la déformation du morphing volet sous charge aérodynamique par rapport à la référence sans écoulement. En particulier, ces tests ont été réalisés avec un maximum vitesse d'écoulement de 30 m / s pour des raisons de sécurité liées à l'utilisation de l'installation optique complexe. La figure (5.21) montre les déplacements du côté aspiration du volet selon les trois axes du référentiel, pour la configuration d'essai au décollage à $\alpha = 8$ pour la cambrure 3.

Les mesures de forme confirment une bonne symétrie du déplacement, et donc de l'écoulement. En particulier, les déplacements le long du span (Y) sont plus faibles par rapport à celles dans le sens longitudinal (X) et verticales (Z), comme prévu. En raison des contraintes appliquées, la répartition du déplacement selon les directions X et Z montre que la déformation concerne principalement le bord de fuite du volet, dans la région centrale. En particulier, le déplacement le plus élevé mesuré pour V1 = 30 m / s est inférieur à 1% de la corde du volet.

De plus, augmenter la cambrure du volet, de grandes déformations vertical sont observées comme présenté sur la Figure (5.22) montrant les déplacements verticaux mesuré pour différentes cambrures dans la même condition de test de la Figure (5.21).

Afin d'obtenir le déplacement de la section complète de la voilure du volet, les résultats trouvés pour le côté aspiration ont été étendus vers le côté pression sous l'hypothèse que l'épaisseur du volet ne change pas sous la charge aérodynamique. La figure (5.23) montre la comparaison des déformés du volet de la Cambrure 3 en fonction de la vitesse de l'écoulement pour les configurations de décollage et d'atterrissage. La comparaison de la forme de la voilure met en évidence que les déformations ne sont pas négligeables, en particulier dans la région du bord arrière du volet, confirmant ainsi l'effet de déformation

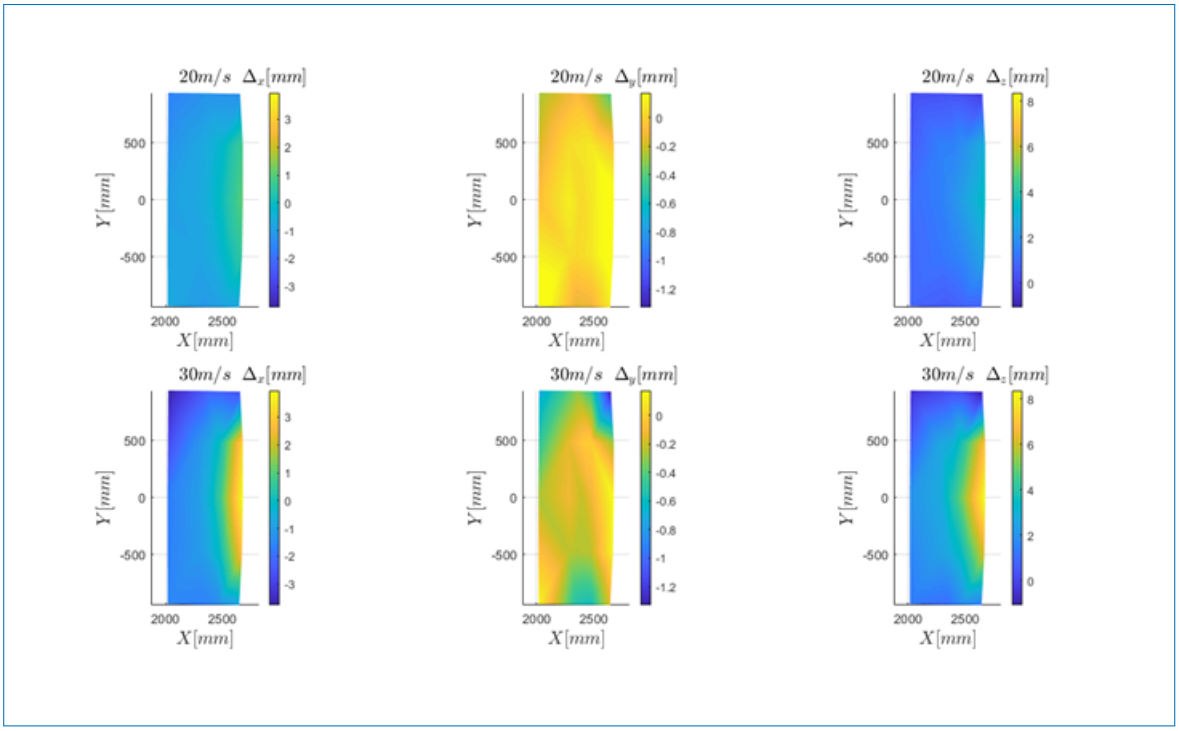


FIGURE 5.21 – Déplacement de l'extrados du volet morphing pour la configuration décollage

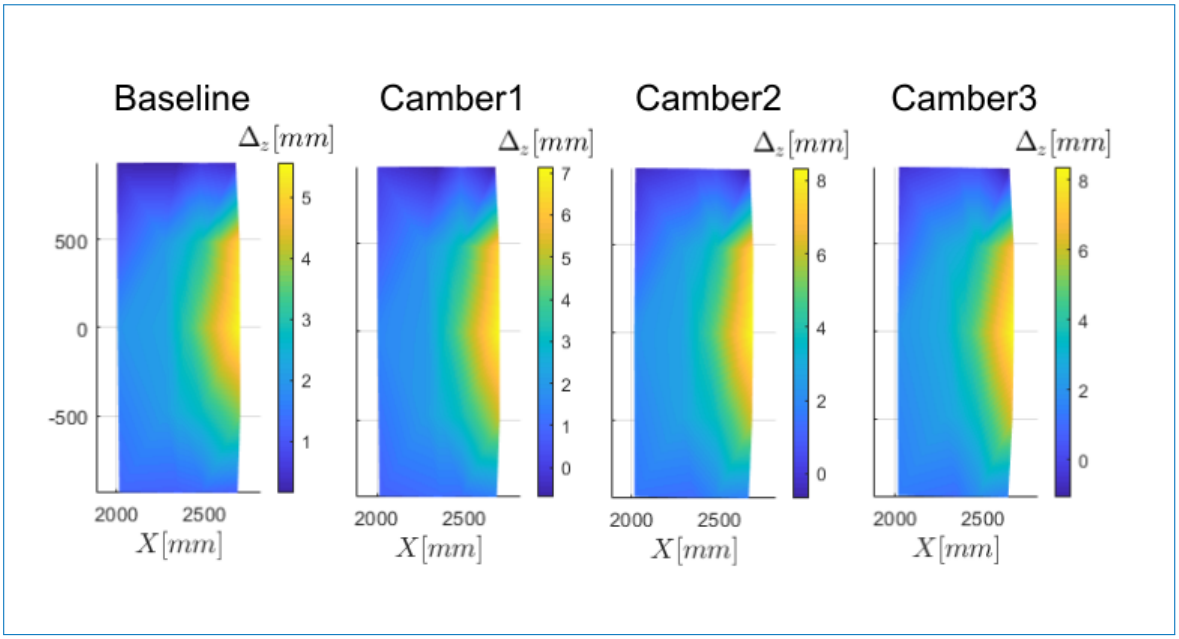
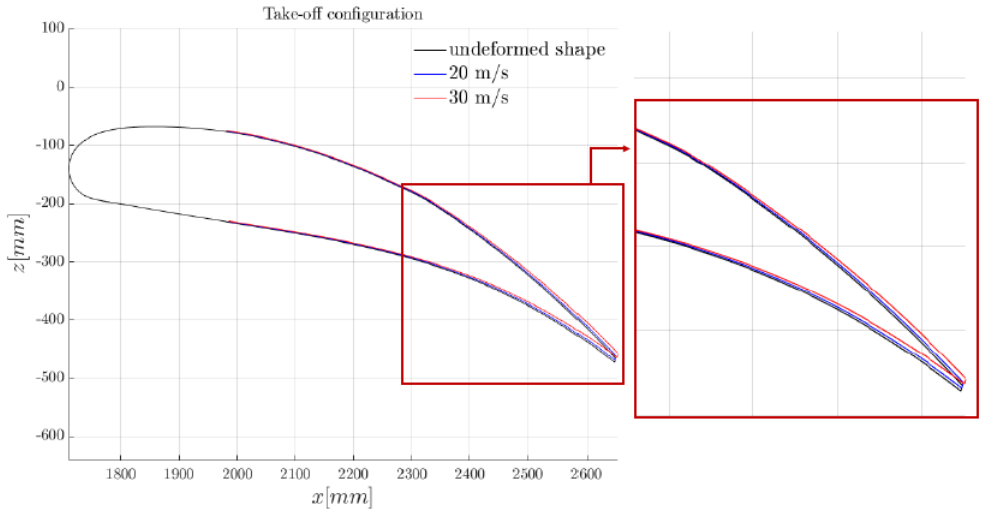
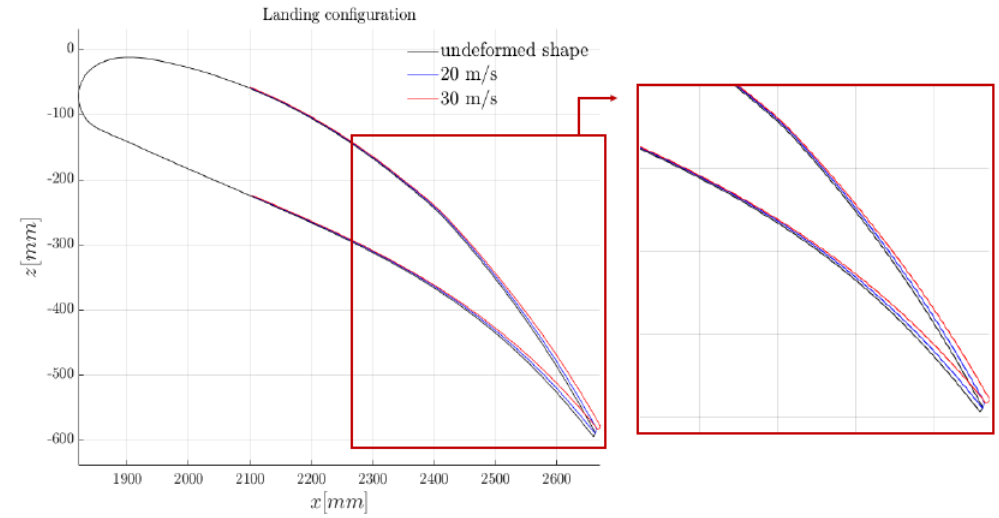


FIGURE 5.22 – Effet de la cambrure sur le déplacement vertical de l'extrados du volet morphing pour la configuration décollage.

des volets sur les charges aérodynamiques.



(a) Take-off



(b) Landing

FIGURE 5.23 – Comparaison des formes déformées du profil aérodynamique du volet pour la configuration Cambrure 3, $\alpha = 8$

5.4 Conclusion partielle

Une campagne expérimentale complète a été réalisée dans la grande soufflerie du Politecnico di Milano pour caractériser les performances d'une section d'aile équipée d'un volet hypersustentateur en morphing. Un prototype presque grandeur nature de l'aile principale d'un gros avion de passagers équipé du volet a été utilisé pour les tests. La conception des essais en soufflerie a été détaillée, car une partie de la portée de ce travail était d'étudier et de diffuser les meilleures pratiques pour réaliser une activité expérimentale complexe impliquant l'utilisation de modèles d'ailes aux dimensions proches de l' échelle réelle. Plusieurs techniques de mesure ont été utilisées dans la campagne d'essais. Les mesures de pression effectuées sur la section à mi-portée du modèle d'aile ont permis d'évaluer les effets aérodynamiques pour différentes formes transformées fournies par le volet dans les conditions de vol au décollage et à l'atterrissage. Les mesures ont montré une augmentation remarquable de la portance due à l'augmentation de la cambrure du volet, en particulier une augmentation d'au moins 7 % et 4 % par rapport à la configuration de base pour les conditions de décollage et d'atterrissage, respectivement, à l'angle d'attaque le plus élevé testé. De plus, la forme de cambrure la plus basse du volet en morphing testé fournit une diminution de la contribution de la traînée de pression dans la configuration d'atterrissage, conduisant à une augmentation de l'efficacité aérodynamique de l'aile d'environ 8 % par rapport à la configuration de base. Grâce à des formes de cambrures optimales, un freinage de l'augmentation de la traînée dû à la sortie des volet a été réussi. De plus, avec la cambrure #2, on a pu même obtenir une réduction de cette traînée. Les mesures PIV ont permis d'étudier la physique de l'écoulement impliquée dans les performances aérodynamiques du volet morphing. En particulier, l'étude du champ d'écoulement sur le côté aspiration du volet a montré une couche limite attachée dans la configuration de décollage pour presque toutes les formes cambrées, avec la présence d'une zone mince de séparation d'écoulement naissante au bord de fuite se produisant à la plus forte cambrure du volet. En revanche, le champ d'écoulement en conditions d'atterrissage a montré une large zone de séparation d'écoulement au bord de fuite qui est significativement réduite pour la forme des volets morphing caractérisés par la cambrure la plus faible, confirmant ainsi les bénéfices observés à partir de l'évaluation des performances aérodynamiques. Une mesure de forme optique non intrusive a été utilisée pour vérifier la déformation des sections de profil aérodynamique du volet sous chargement aérodynamique. Les mesures ont montré que les plus fortes déformations du volet sont présentes dans le bord de fuite, notamment dans la région centrale. Les déplacements verticaux observés au niveau du bord de fuite des volets étaient de l'ordre de quelques pourcents de la corde des volets, confirmant ainsi que la déformation de la forme des volets a un effet non négligeable sur les performances aérodynamiques de l'aile, comme le montrent les mesures de charge à différentes vitesses de l'écoulement. Dans le chapitre suivant, nous allons présenterle projet THOR que nous avons mené en collaboration avec AIRBUS ETCT et AIRBUS Hambourg, en vu de la realisation des essais en vol sur un drône.

CHAPITRE 6

Études conceptuelle et numériques en vu des essais en vol sur le projet MINOTHOR (Morphing in THOR) de AIRBUS

Sommaire

6.1 Introduction . . . 128
6.2 Généralités sur le projet MINOTHOR . . . 128
6.3 Simulations Aérodynamiques . . . 130
6.3.1 Paramètres de calculs . . . 130
6.3.2 Cambrure de volet vers le bas . . . 131
6.3.3 Cambrure de volet vers le haut . . . 134
6.4 Conception de l'aile . . . 137
6.4.1 Positionnement des volets . . . 137
6.4.2 Longerons et nervures . . . 138
6.4.3 Peau, trappe d'accès et capteurs de pression . . . 139
6.4.4 Bord d'attaque et bord de fuite . . . 139
6.4.5 Volet morphable . . . 140
6.5 Plan de vol pour les essais aérodynamiques . . . 141
6.6 Conclusion partielle . . . 142

6.1 Introduction

Dans ce chapitre, nous allons présenter une synthèse des travaux qui on été réalisés dans le cadre des essais en vol avec AIRBUS sur le programme THOR (Test of High-Tech Objectives in Reality). Après avoir présenté les généralités sur le programme THOR, nous allons présenter les calculs aérodynamiques et analyse structurale que nous avons effectué et enfin nous allons présenter le plan de vol pour les essais aérodynamiques.

Ma contribution dans cette partie consiste en la modélisation structurale des volets hypersustentateurs et de la partie fixe des ailes du drone THOR d'AIRBUS, pour les tests en "free flight" qui étaient prévus en juin 2020. Cette modélisation a permis la rélisation des volets hypersustentateurs déformables en collaboration entre les laboratores LAPLACE et IMFT, qui ont permis de réaliser les cambrures utilisées ensuite dans le modèle numérique fluide-structure, à l'aide des simulations effectuées par le code NSMB - Navier Stokes MultiBlock par Dr. Abderahmane Marouf, auxquelles j'ai participé pour l'analyse des résultats. La réalisation de ces volets déformables a permis de mettre en évidence des performances aérodynamiques accrues, présentées dans ce chapitre.

6.2 Généralités sur le projet MINOTHOR

Airbus utilise le projet de mini-avion connu sous le nom de THOR (Testing High-tech Objectives in Reality), comme banc d'essai pour les technologies d'avions futuristes. La version initiale de THOR pèse environ 21 kg. et peut tenir dans un carré de quatre mètres sur quatre. Il est propulsé par deux hélices électriques de 1,5 kW et 90% de ses composants structurels ont été imprimés en 3D à partir de poudre de polyamide plastique. Ce mini-avion ne représente pas une conception réelle d'avion de ligne qu'Airbus envisage, mais plutôt une plate-forme permettant un développement rapide et à faible risque de différentes technologies dans des conditions de vol réelles. La flotte actuelle de THOR dispose de 6 drônes ayant pour but de permettre aux différentes unités d'Airbus de tester de nouveaux concepts et permettant ainsi de donner des moyens concrets pour accélérer l'innovation. La figure (6.1) montre quelques exemples de plateformes de test qui ont été implémentés au sein du projet THOR.

Ces drones ont tous été réalisés dans une optique de manufacturing rapide. Les premiers drones comme Hydra ou Hexagon ont été imprimés en 3D et ont donc une structure en plastique imprimé en 3D. Arcus possède une aile en fibre de carbone. Enfin, Omega le dernier de la famille THOR possède des ailes en bois et un fuselage en fibres de carbone. C'est le modele Omega qui nous a été proposé pour implementer l'aile morphable car il dispose d'une aile détachable. La voilure du THOR Omega, est une aile de type Clark-Y ayant une envergure de 3.5 m. Les caractéristiques géométriques de la voilure sont consignées dans le tableau (6.1). Le plan 2D donné sur la figure (6.2) a permit de concevoir la voilure.



(a) THOR Hydra



(b) THOR Hexagon



(c) THOR Arcus



(d) THOR Omega

FIGURE 6.1 – Modèle THOR

Profil aérodynamique	Clark-Y
Corde à l'emplanture	630 mm
Flêche	$-5°$
Dihèdre	$3°$
Envergure totale	3500 mm

TABLE 6.1 – Géométrie de l'aile THOR Omega

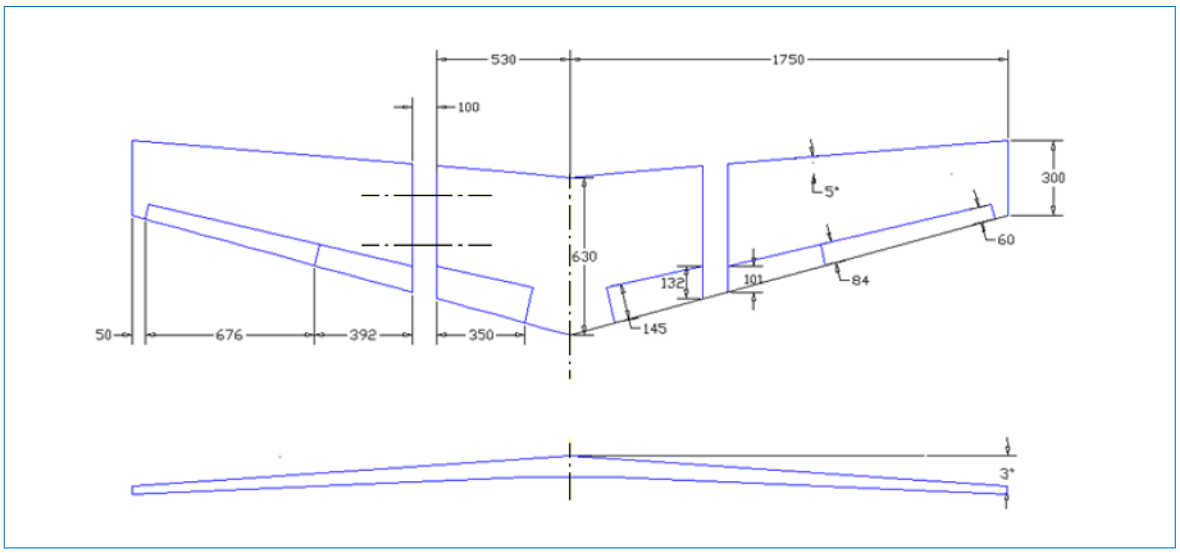


FIGURE 6.2 – Plan 2D de la voilure de THOR Omega

Organisation du projet MinoTHOR Le projet MinoTHOR est le fruit d'une collaboration étroite entre plusieurs entités sur des domaines d'expertise bien définis :

— L'Institut de Mécanique de Fluides de Toulouse : Pour les simulation aérodynamiques et analyse structurelle du drône,

— Le LAPLACE : Pour la conception et la fabrication du prototype

— OPHYTEC : Pour l'architecture électrique de l'ensemble

— AIRBUS ETCT : Pour la conception, le management, et la réalisation du prototype de drône

— AIRBUS Hambourg : Pour les essais aérodynamiques en vol

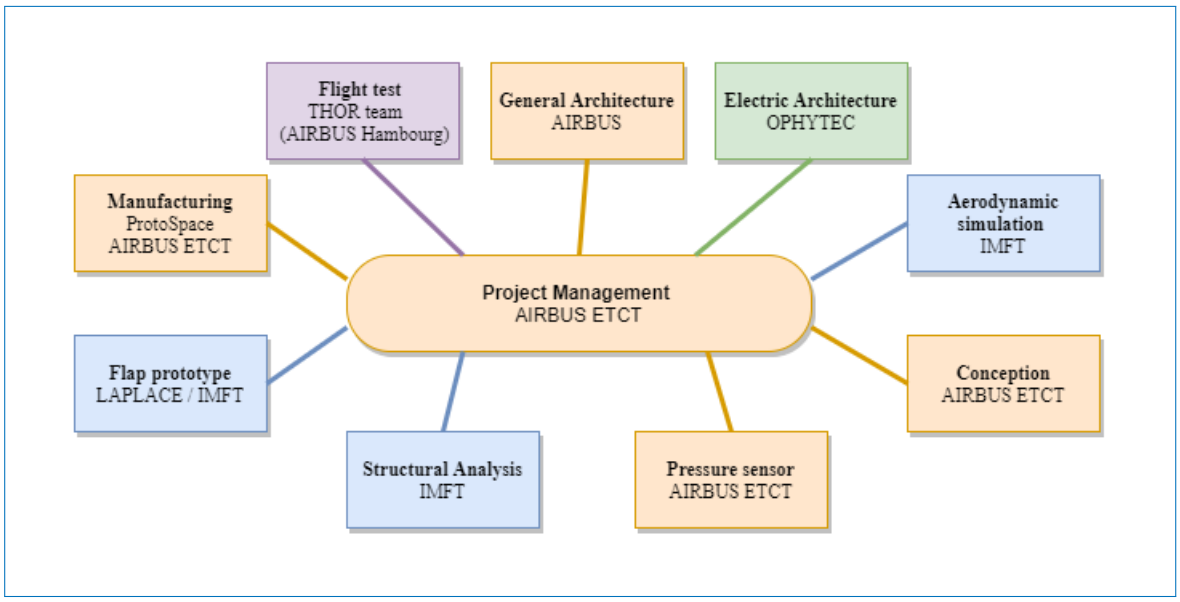


FIGURE 6.3 – Organisation du projet MinoTHOR

L'aperçu de l'organigramme du projet est donné sur la figure 6.3. Nous allons présenter ici, quelques résultats sur les simulation aérodynamiques et l'analyse structurelle de l'aile du MinoTHOR.

6.3 Simulations Aérodynamiques

6.3.1 Paramètres de calculs

Une grille bidimensionnelle a été créée autour du profil aérodynamique de Clark (corde = 1 m) comme présenté dans la figure (6.4) en utilisant des conditions aux limites de champ lointain de longueur 20 cordes afin d'éviter les effets de feed-back. Pour réaliser la simulation Le maillage contient 170000 cellules réparties principalement autour du profil aérodynamique et le sillage. Il a été divisé en 16 blocs ayant des nombres de cellules approximatifs afin d'accélérer les simulations (figure 6.4b). Le sillage est affiné sur 2 cordes (150 cellules dans le sens longitudinal) pour éviter les dissipations des structures cohérentes (figure 6.4c) et les cellules sont maintenues orthogonales avec $Y+ < 1$ afin de

capturer le couche sous-visqueuse dans la couche limite (figure 6.4d). Le nombre de Reynolds a été fixé à 2 millions (U = 34 m/s) ce qui correspond à la vitesse moyenne utilisée aux différentes étapes de vol. la solution a été étudiée dans un premier temps à un angle d'attaque de 10. Le modèle de turbulence OES a été utilisé pour cette étude.

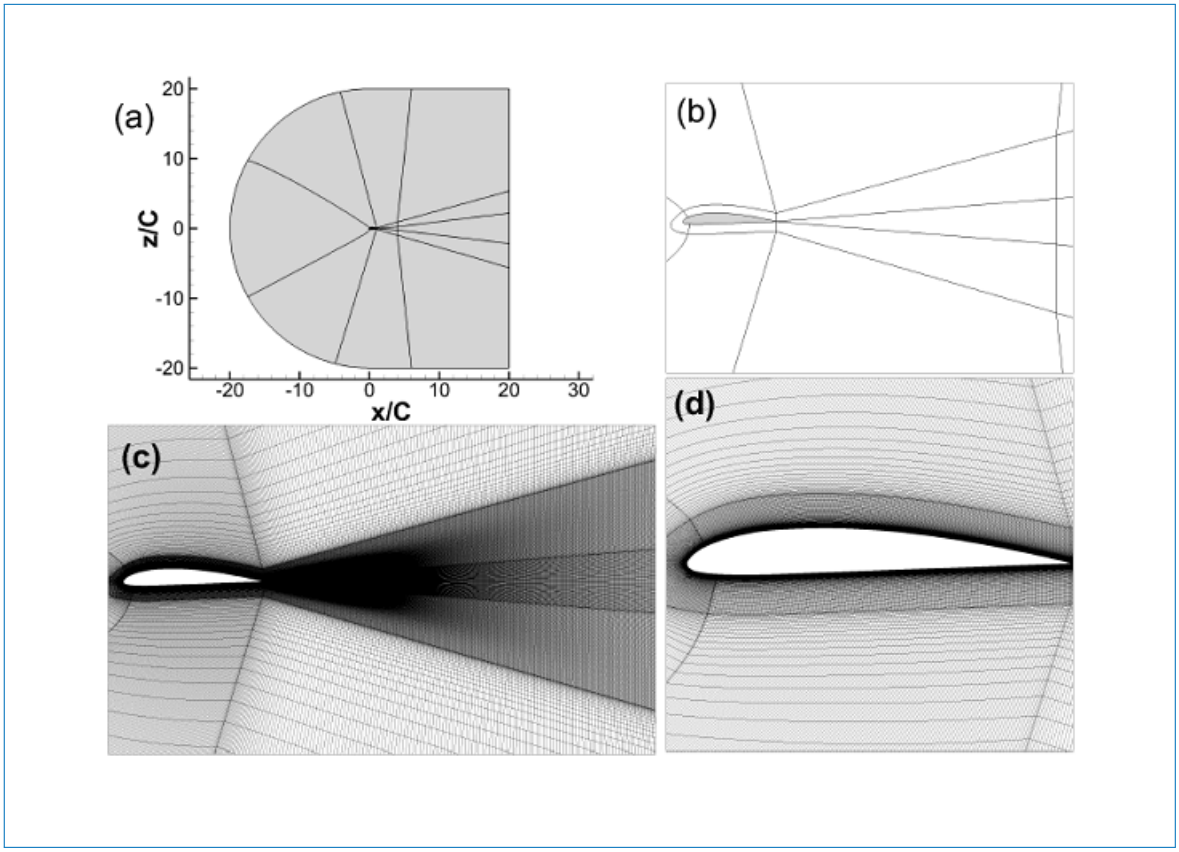


FIGURE 6.4 – Grille bidimensionnelle autour du profil aérodynamique de Clark et représentation de la région de sillage raffinée à l'aide d'une analyse multi-blocs

6.3.2 Cambrure de volet vers le bas

Différents profils de cambrure en morphing sont sélectionnés afin d'étudier l'effet de la cambrure (en bas) sur les forces aérodynamiques. Ces profils sont similaires à ceux de l'expérimental basé sur les alliages à mémoire de forme. Plusieurs positions sont déterminées allants de 1cm à 9cm afin d'optimiser l'aile en morphing en termes de performance aérodynamique.

La Figure (6.6) , illustre le coefficient de la pression autour de l'intrados et l'extrados du profil d'aile Clark et compare avec les différentes configurations du morphing en cambrure. Le morphing modifie la distribution de la pression autour de l'aile, augmente la dépression au niveau du bord d'attaque et augmente la différence (l'écart) entre la surpression (intrados) et la dépression (extrados). Cela provoquera un changement dans la résultante des forces, vu que c'est l'intégration du champ de la pression autour de la surface de l'aile.

La Figure (6.7), présente la portance sur la traînée pour évaluer l'effet de différentes

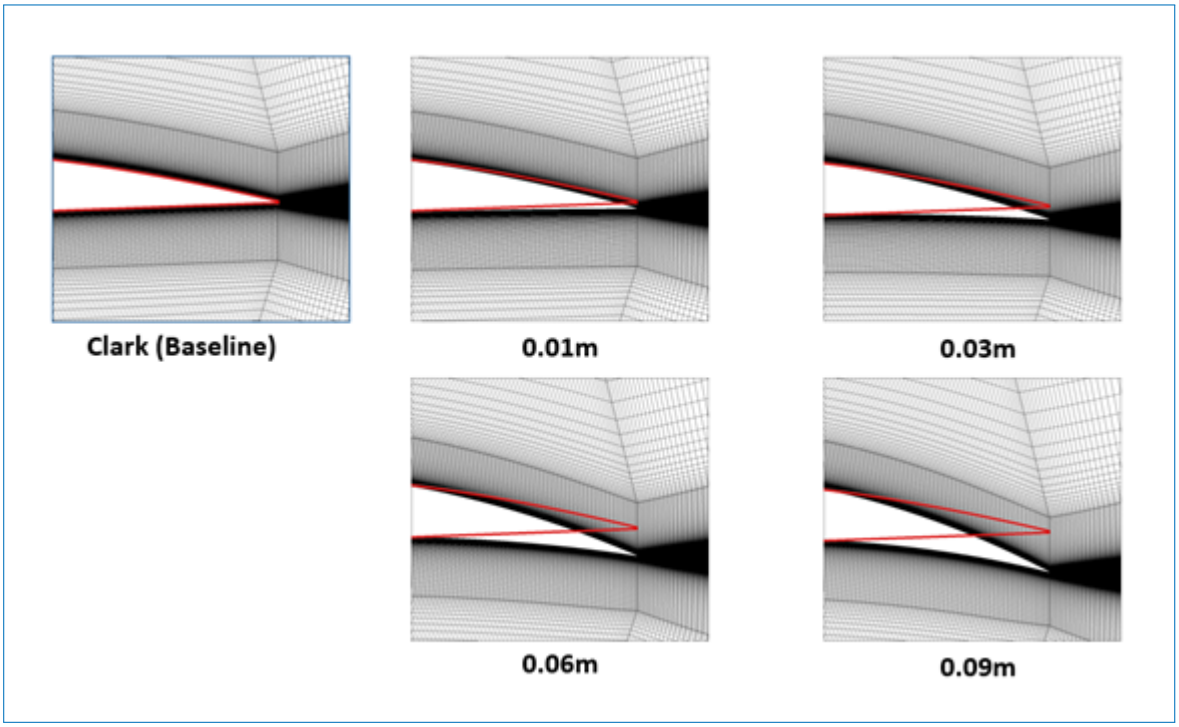


FIGURE 6.5 – Présentation de l'aile en morphing avec cambrure. Différentes amplitudes de déformation en bas sont sélectionnées de 1cm, 3cm, 6cm et 9cm. Le profil en rouge c'est le cas de références (sans morphing).

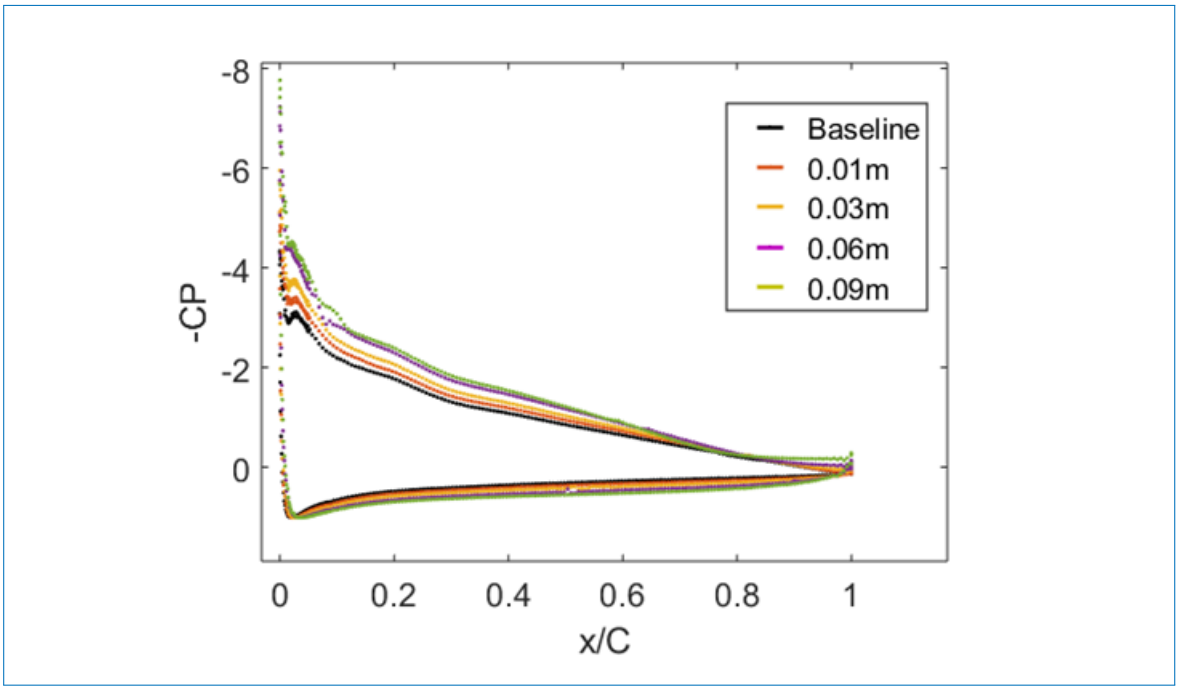


FIGURE 6.6 – Comparaison des coefficients de pression pour différentes cambrures avec la configuration sans cambrure (baseline).

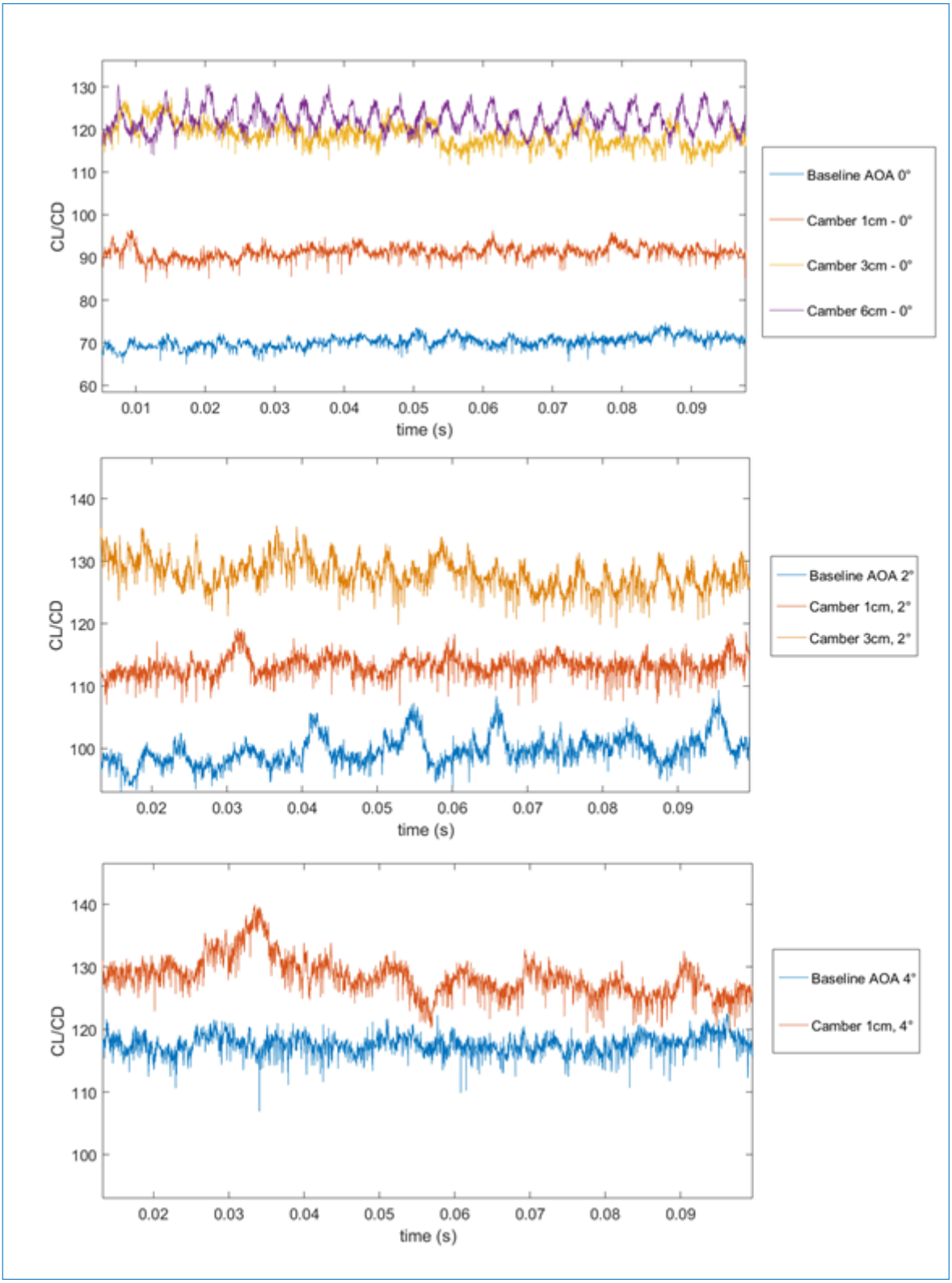


FIGURE 6.7 – Présentation de la finesse aérodynamique C_L/C_D et comparaison de plusieurs cambrures selon différents angles d'attaque avec la configuration initiale sans morphing (sans cambrure).

amplitudes de déformations de la cambrure en fonction de différents angles d'attaque entre 0° et 4°. Dans le cas avec 0° angle d'attaque, toutes les cambrures améliorent les performances aérodynamiques, cela est due à la modification indirecte de l'angle d'attaque qui augmente avec la cambrure mais aussi dans ce cas la couche limite reste attachée et donc une amélioration de la distribution de la pression au niveau des surfaces de l'aile se produit, le gain est énorme selon le tableau (6.2). Mais dans un cas général un décollage se fait rarement à un angle de 0°. Le passage à 2° deg d'angle d'attaque continue à montrer qu'un gain en finesse aérodynamique peut atteindre +26%. Finalement, l'angle d'attaque 4° avec une cambrure de 1cm peut également augmenter la finesse aérodynamique de +7.85%.

Angle d'attaque	Cambrure	$\frac{CL-CL_{ref}}{CL_{ref}}(\%)$	$\frac{CD-CD_{ref}}{CD_{ref}}(\%)$	$\frac{CL/CD-CL/CD_{ref}}{CL/CD_{ref}}(\%)$
0°	1 cm	+37.09	+6.24	+29.03
0°	3 cm	+97.80	+19.41	+65.65
0°	6 cm	+185.63	+65.43	+72.68
2°	1 cm	+23.38	+9.41	+12.73
2°	3 cm	+61.30	+27.57	+26.41
4°	1 cm	+16.99	+8.49	+7.85

TABLE 6.2 – Illustration des cas optimaux de la cambrure en fonction de l'angle d'attaque. Le gain en portance, en traînée et la finesse aérodynamique.

6.3.3 Cambrure de volet vers le haut

La figure (6.8) met en évidence l'écoulement de fluide de référence autour du profil aérodynamique de Clark. La différence de pression est créée à travers les surfaces supérieure et inférieure du profil aérodynamique sur la figure (6.8a) et l'écoulement du fluide est accéléré sur la surface supérieure près du bord d'attaque (figure 6.8b). La couche limite est entièrement turbulente à ce nombre de Reynolds. Le profil Clark n'est pas un profil aérodynamique supercritique (n'inclut pas de courbure dans son intrados mais une ligne), cela permet d'avoir moins de cisaillement entre le haut et le bas couches de cisaillement en raison de sa faible épaisseur et par conséquent, les instabilités de sillage sont moins prononcée à cet angle d'attaque (10°). Trois angles d'attaque différents (16°, 18° et 20°) près de la zone de décrochage sont sélectionnés afin de calculer une déformation de la cambrure vers le haut de 10 cm. La même loi de contrôle utilisé pour le prototype LS est utilisé pour la cambrure dynamique dans cette configuration.

L'augmentation de l'angle d'attaque induit la formation de tourbillons au niveau du bord de fuite (recirculation). Ce phénomène est provient de la séparation de la couche limite qui se déplace vers le bord d'attaque générant une couche de cisaillement dont l'origine suit le point de séparation. Proche de la conditions de décrochage la ligne de séparation s'approche de la région du bord d'attaque et produit un détachement complet de la couche limite et une perte considérable des forces de portance suivie d'une augmentation de la traînée. Ce phénomène peut être évité en utilisant une cambrure vers le haut. Sur la figure (6.9), des champs de magnitude de vitesse sont présentés pour différents angles

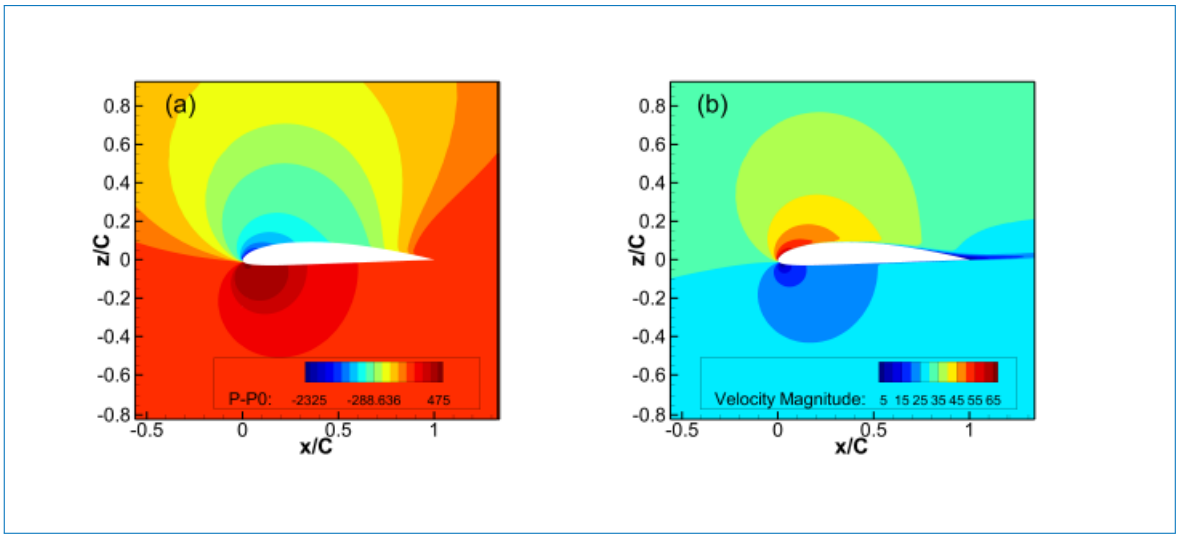


FIGURE 6.8 – Champs de solution autour du profil de Clark à un angle d'attaque de 10 ° . (a) : Distribution de la différence de pression P-P0. (b) : Contours de magnitude de vitesse. (c) : Lignes de courant autour des surfaces supérieure et inférieure du profil aérodynamique

d'attaque près des conditions de décrochage. Le profil aérodynamique non cambré est présenté sur les figures (6.9a), (6.9b) et (6.9c) pour différents angles d'attaque 16°, 18° et 20° respectivement.

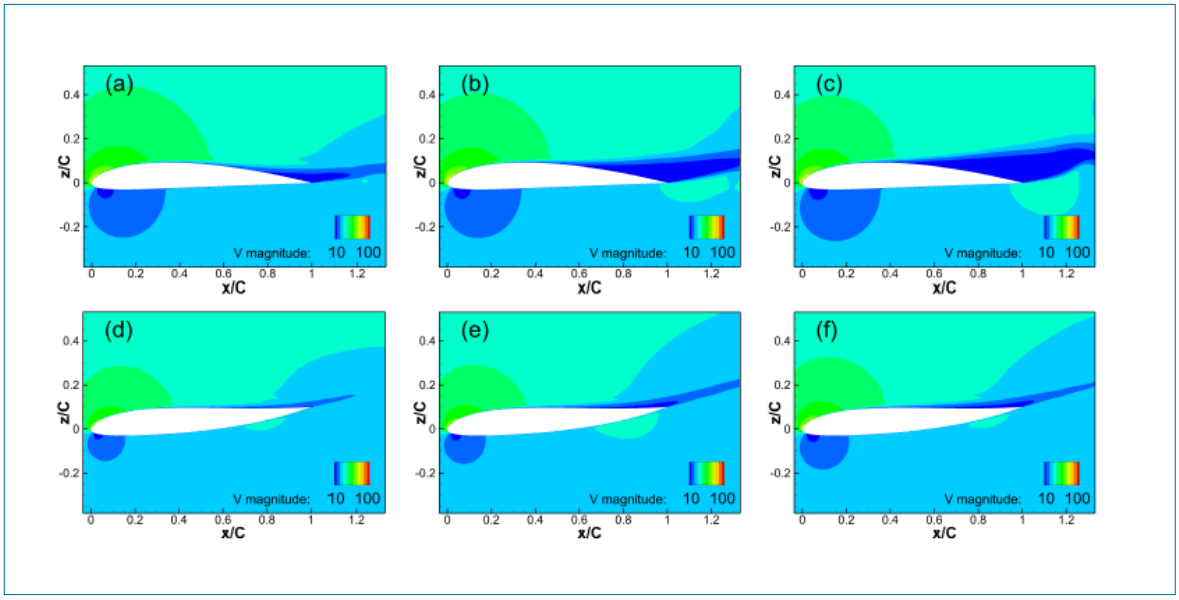


FIGURE 6.9 – Contours de magnitude de vitesse autour du profil aérodynamique de Clark à différents angles d'attaque. Ligne de base (référence)

Le point de séparation se déplace vers le bord d'attaque lorsque l'angle d'attaque augmente. À 20°, la séparation est formée à $x/C = 0{,}351$, pour 18° est approximativement à $x/C = 0{,}528$ et pour 16° elle est à $x/C = 0{,}782$. On note toute fois que la cambrure supprime complètement la séparation à tous les angles d'attaque testés (figure 6.10). Les lignes de courant sont rattachées à la surface supérieure du profil aérodynamique. La couche

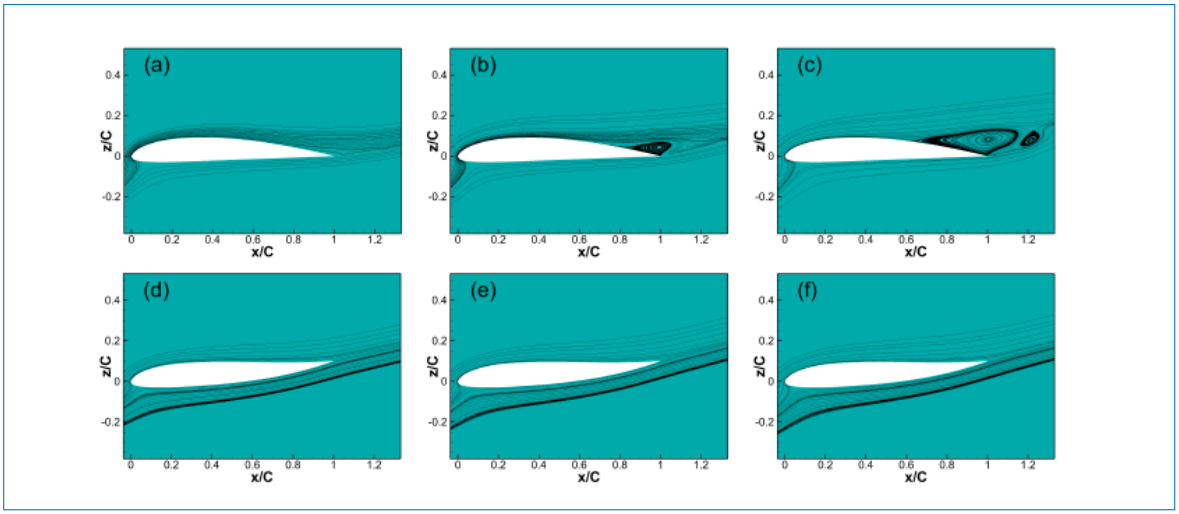


FIGURE 6.10 – Visualisation des lignes de flux autour du profil aérodynamique de Clark à différents angles d'attaque. Ligne de base (référence)

limite supérieure est ensuite ré-attachée et suit en continu la nouvelle forme cambrée. Le gradient de vitesse dU/dY à l'intérieur de la couche de cisaillement est alors diminué grâce à la ré-attache de la couche de cisaillement supérieure et du l'interaction des couches de cisaillement supérieures et inférieures devient moins critique et supprime donc toutes les instabilités dans le sillage. Dans la figure (6.11), la voritcity donne un aperçu de instabilités globales de sillage pour la configuration non cambrée et complètement cambrée. Pour les cas de référence, lorsque l'angle d'attaque est augmenté, le vortex de von Kármán l'excrétion est plus prononcée et le sillage devient plus épais en raison du cisaillement élevé produit par l'angle d'attaque et la recirculation (figures 6.11) (a), (b) et (c)). On constate que la cambrure atténue et supprime complètement les tourbillons de von Kármán pour tous les angles d'attaque (figure 6.11)). Un sillage plus fin est formé pour toutes les configuration cambrés. Les forces aérodynamiques moyennes sont étudiées pour le cas d'angle d'attaque de 20 ° . La traînée moyenne a été réduite en raison de l'amincissement du sillage et de la moyenne la portance semble également diminuer car la cambrure ralentit l'écoulement à travers son rétroaction vers le bord d'attaque produisant ainsi moins de différence de pression. Cependant un un gain de + 108% a été observé sur le rapport portance / traînée d'efficacité aérodynamique comme présenté dans le tableau (6.3).

	Baseline	Camber up	Gain/loss
C_D	0.074	0.017	-176.47 %
C_L	0.830	0.625	-24 %
C_L/C_D	17.66	36.76	+108 %

TABLE 6.3 – Représentation de la traînée, de la portance, du rapport portance/traînée pour les configurations de référence et cambrée avec le gain ou la perte en (%) à l'angle 20°

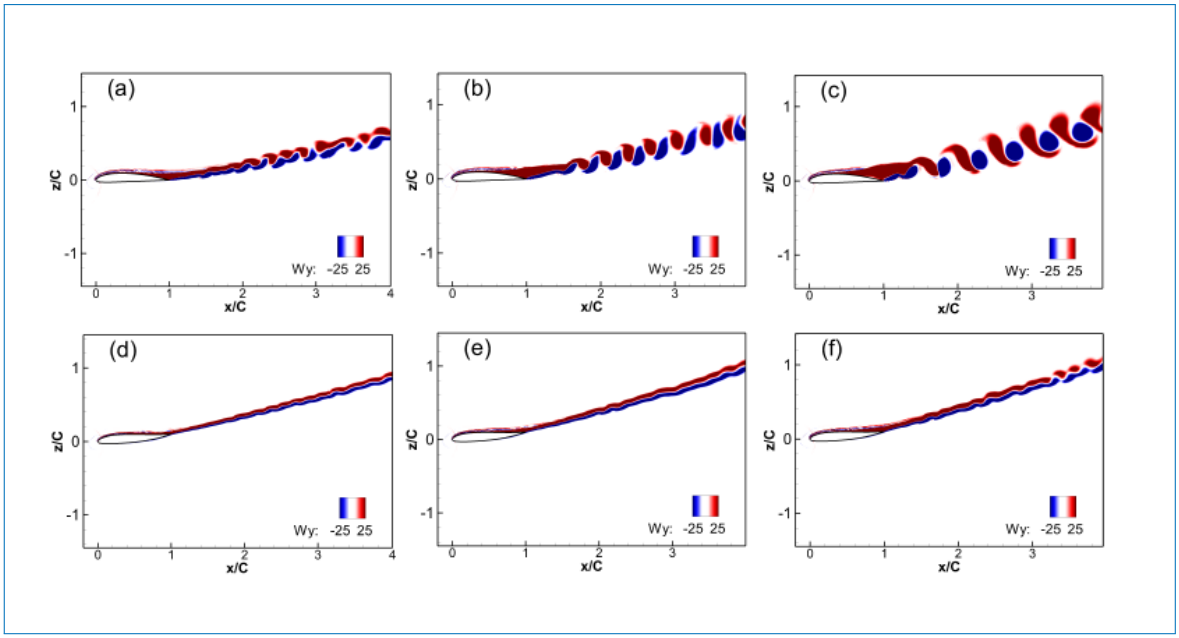


FIGURE 6.11 – Tourbillon dans le sens de l'envergure autour du profil aérodynamique Clark à différents angles d'attaque. Ligne de base (référence) : (a) 16 ° ; (b) 18 ° ; (c) 20 °. Camber up (10cm) : (d) 16 ° ; (e) 18 ° ; (f) 20 °

6.4 Conception de l'aile

6.4.1 Positionnement des volets

La conception de l'aile de Morphing wINg On THOR (MINOTHOR) a été réalisée sur le logiciel CATIA V5 de Dassault Systèmes. La géométrie extérieure de l'aile de THOR Omega a été conservée. La partie la plus délicate fut le choix du positionnement des volets morphables. Ce choix a été limité par la présence de tiges en fibres de carbone permettant de joindre l'aile externe à la voilure centrale. En effet, ces tiges ne sont pas parallèles à la flèche de l'aile mais sont perpendiculaires à l'axe de vol. Comme on peut le voir sur le plan 2D de l'aile (Figure 6.12), le volet externe existant sur l'aile de THOR possède une corde assez faible et la tige arrière limite l'espace disponible pour l'implémentation d'un volet avec une corde plus importante. Il est important de noter ici qu'un volet à cambrure variable a besoin d'une corde relativement grande pour pouvoir fonctionner : plus sa corde est importante, plus la longueur de l'actionneur d'AMF sera grande, meilleur l'angle de débattement pourra être. Afin de gagner en longueur de corde pour le volet externe, il a été décidé après concertation avec l'ingénieur en chef de l'avion de tolérer un trou au niveau du longeron arrière de l'aile et du volet afin que la tige arrière dépasse un peu dans le volet sans perturber son actionnement et son angle de débattement.

Cela permet ainsi de gagner en longueur de corde pour le volet et donc en angle de débattement. En ce qui concerne le volet intérieur, sa corde est également limitée par le positionnement de la tige en fibre de carbone : le longeron arrière sur lequel sera attaché le volet a été positionné de telle manière a ne pas interférer avec la tige en CFRP. Les contraintes limitantes pour l'envergure des volets ont été pour le volet externe, l'aileron

dont on voulait conserver les dimensions existantes afin d'utiliser celui ayant déjà volé et pour le volet interne la proximité du fuselage de l'avion. Il est important de noter ici que la partie entre l'aile externe et interne est conservé de l'avion existant et donc sans possibilité de changer son design. Le positionnement et l'angle des tiges assurant l'assemblage de l'aile n'était donc pas modifiable.

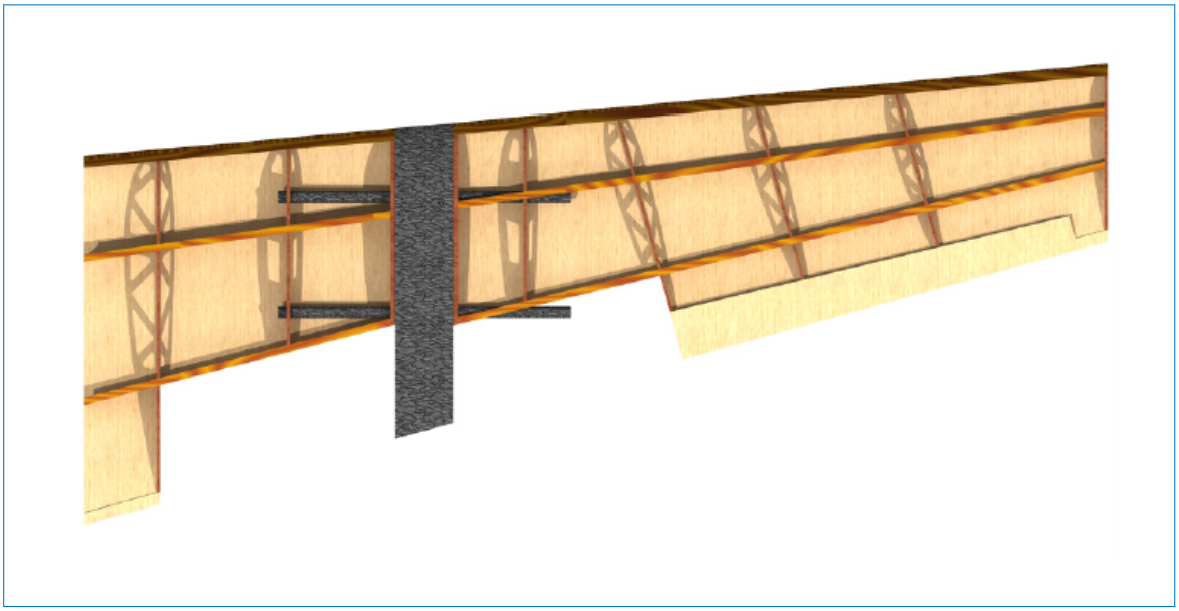


FIGURE 6.12 – Vue de dessus Aile du MinoTHOR

6.4.2 Longerons et nervures

Les longerons sont les composants structurels principaux d'une aile et sont soumis à différents types de forces :

- Au sol, des forces de flexion vers les bas s'appliquent sur les longerons dû au poids de l'aile ; cela génère de la compression sur sa partie inférieure du longeron et de la traction sur sa partie supérieure
- En vol, des forces de flexion vers le haut à cause de la portance appliquée sur l'aile : ces forces sont souvent compensées par le fait que le carburant est transporté dans les ailes des avions
- Des forces dû à la traînée de l'avion
- Des forces d'inertie quand l'avion est en roulis
- Des forces de torsion dans le sens de la longueur de l'aile résultant de la répartition des charges aérodynamiques dans le sens de la corde notamment lors de l'activation des ailerons ou des volets

Le longeron arrière a été positionné de manière à avoir un maximum de corde et d'envergure pour les volets et pour que ces derniers puissent venir s'y fixer. Le longeron arrière possède une section en C de manière à avoir un maximum de surface de collage

entre la peau et la bride du longeron. Une section en I n'était pas réalisable à cet endroit là du fait de l'attache du volet sur ce composant.

Le longeron avant à été positionné de manière à avoir un caisson central assez large pour pouvoir supporter les charges aérodynamiques subies par l'aile. Il possède une section en C afin d'avoir un maximum de surface de collage avec la peau. Cependant pour des raisons de manufacturing et de résistance structurelle au niveau de la jonction entre l'âme et la bride du longeron, des chanfreins et des congés ont été rajoutés pour rendre la pièce manufacturable à la fraiseuse à commande numérique.

Les nervures jouant un rôle différent des longerons dans une aile, permettent notamment de transmettre les charges aérodynamiques aux longerons, de supporter la forme de la peau de l'aile, de refermer le profil d'aile aux extrémités

6.4.3 Peau, trappe d'accès et capteurs de pression

Il a finalement été décidé de réaliser la peau de l'aile en contreplaqué bouleau avec une épaisseur de 2mm. Il était indispensable d'avoir des trappes d'accès sur l'intrados de l'aile de manière à avoir accès aux longerons de l'aile sur lesquels seront encastrés les actionneurs d'AMF et les volets morphables. Le positionnement des trappes d'accès est indiqué sur la figure (6.13). Leur conception a été faite de manière à ce qu'elle repose sur une moitié d'épaisseur de deux nervures, du longeron arrière et sur une bande du bord d'attaque.

Nous avons intégré dans le design des capteurs de pressions autour du profil de l'aile et des volets morphables afin de mettre en évidence l'impact du morphing sur la répartition de la pression et ainsi faciliter la démonstration de l'amélioration des performances en vol.

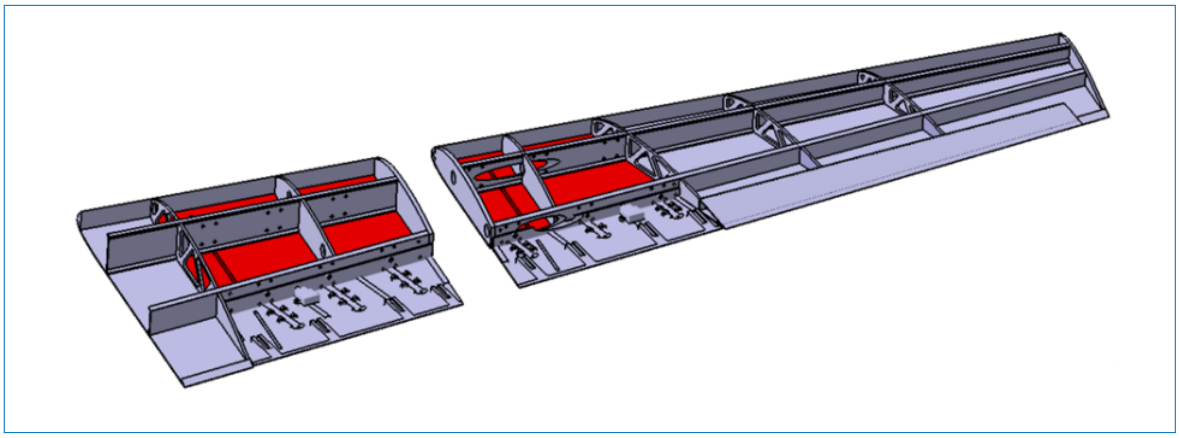


FIGURE 6.13 – Positionnement des trappes d'accès

6.4.4 Bord d'attaque et bord de fuite

Le bord d'attaque sera une pièce pleine du fait de la courbure importante du bord d'attaque très complexe à manufacturer avec une épaisseur de 2mm. Cependant, le bois

sélectionné pour cette pièce est du balsa ayant une densité très faible. Afin de faciliter l'assemblage du bord d'attaque, des structures de guidage ont été intégrées aux nervures et des trous en phase dans le bord d'attaque pour permettre une intégration précise et un maintien en place de la pièce optimale. Comme mentionné précédemment, le bord d'attaque comporte une rainure pour permettre l'emboîtement de la trappe d'accès sur l'intrados de la voilure. Le bord de fuite, lui consiste en un "triangle" et sera donc collé au niveau des surfaces représentant l'épaisseur des peaux.

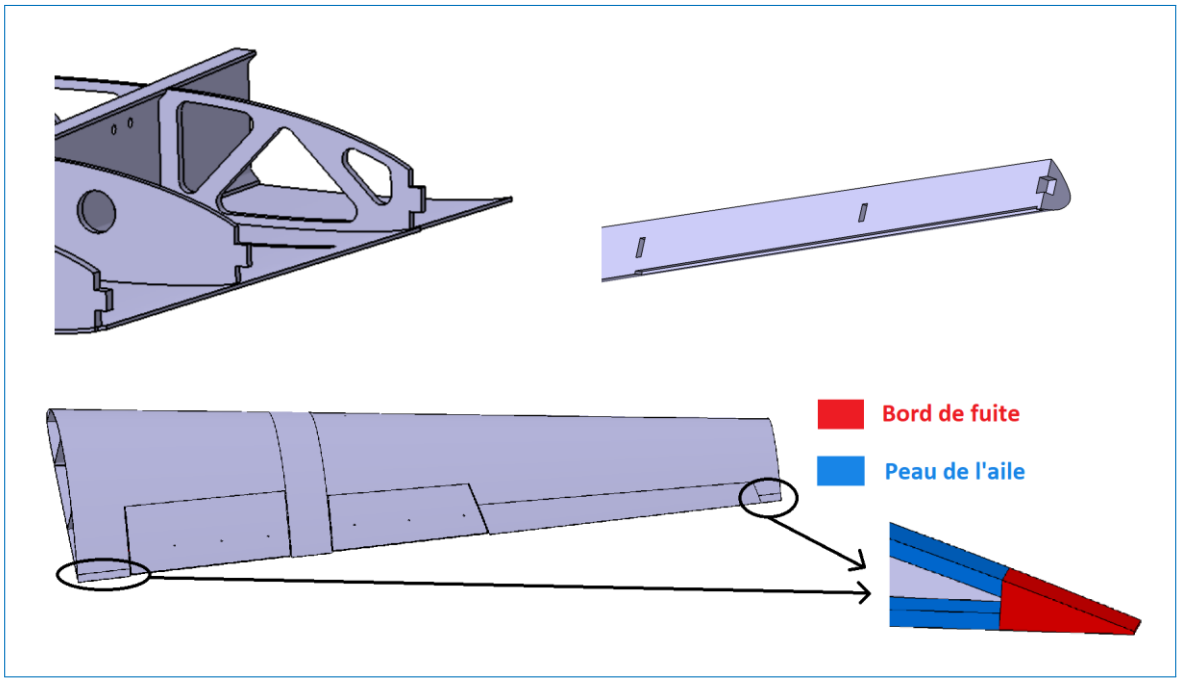


FIGURE 6.14 – Intégration du bord d'attaque et bord de fuite

6.4.5 Volet morphable

La conception du volet morphable s'est faite par itérations en suivant la devise de "Do fast, fail cheap". En effet, 4 itérations ont été réalisées pour arriver au design final présenté sur la figure (6.15) :

En bleue : 3 rangées de structure 'guide fils' pour chaque module permettant d'orienter les actionneurs d'AMFle long de la peau du volet

En vert : la pièce en PEEK en bout de module comportant une gorge permettant aux actionneurs d'AMF de faire demi-tour et de revenir s'encrer sur le longeron du volet. Cette pièce est attachée à la structure en Polyamide avec une vis.

En marron : l'inclinomètre permettant le contrôle en angle du volet depuis le sol.

En orange : la rainure permettant d'intégrer la bande de capteur de pression.

En rouge : les raidisseurs à épaisseur variable. Ces raidisseurs ont une épaisseur maximale de 2mm lorsqu'il touche le longeron et minimale à leur autre extrémité.

En beige : la partie glissière permettant à la queue d'aronde sur la peau supérieure de coulisser et d'assurer la solidarité entre l'intrados et l'extrados du volet

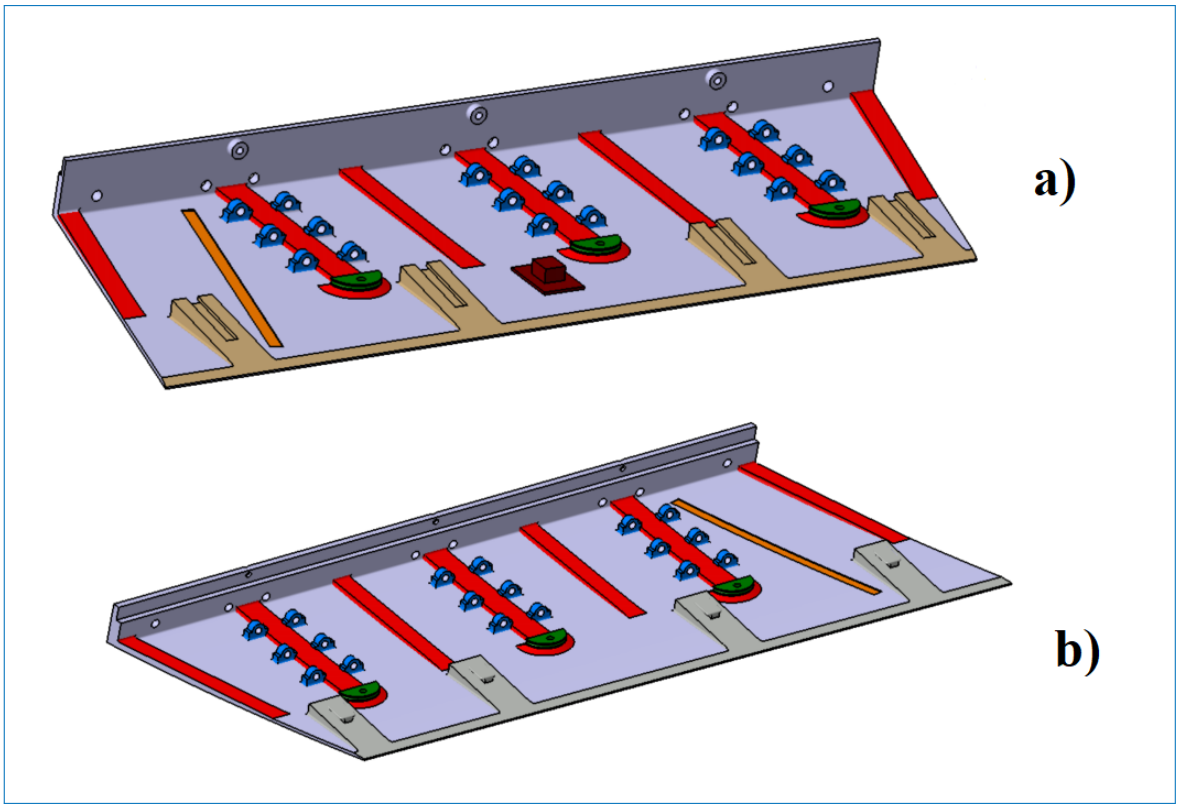


FIGURE 6.15 – Volet morphable : a) partie inférieure, b) partie supérieure

La partie supérieure du volet est similaire à l'exception près des queues d'aronde au niveau du bord de fuite en gris

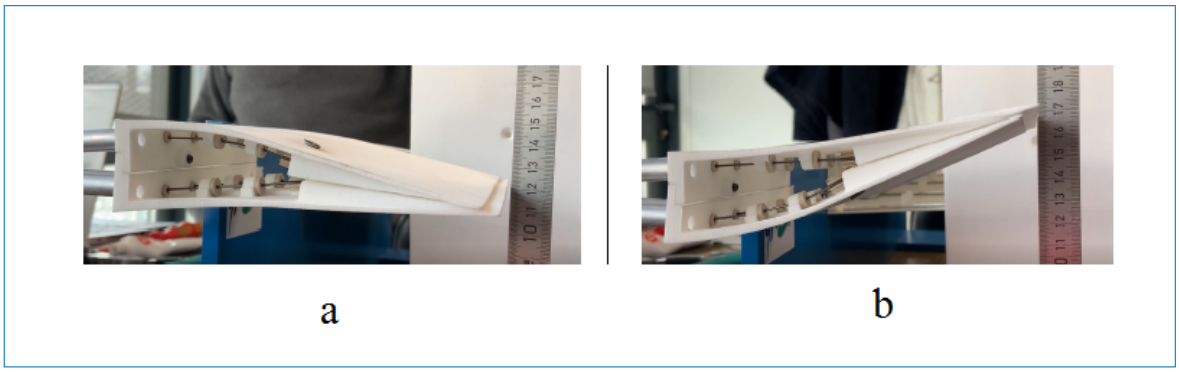


FIGURE 6.16 – Cambrures prototype du volet

6.5 Plan de vol pour les essais aérodynamiques

L'établissement du plan de vol a été réalisé en collaboration avec AIRBUS ETCT et AIBUS Hambourg. Afin d'avoir des indications d'altitude et de manoeuvres effectuées par THOR Omega, nous avons demandé à l'équipe de THOR en Allemagne de nous fournir des données d'un plan de vol typique que peut faire l'avion. L'avion a donc un angle de montée initiale de 17 degré et son altitude de croisière est 150m. Sa vitesse de croisière est 35m/s.

Les manoeuvres choisies pour le vol test doivent être capable de mettre en évidence l'amélioration des performances grâce au morphing. Une des valeurs clés d'un avion et qui est directement liée à sa performance est la vitesse de décrochage. Cette manoeuvre à ete intégré dans le plan de vol. En effet, l'on actionne les volets au maximum, et on met les gaz de l'avion au minimum tout en augmentant augmente son angle d'attaque progressivement ce qui lui fait gagner de l'altitude et perdre de la vitesse. Lorsque les filets d'air qui passent autour de l'aile deviennent turbulent et instationnaires, le nez de l'avion pique et le décrochage se produit. Ainsi, on pourra determiner la vitesse minimale à laquelle l'avion peut voler avec les volets cambrés.

De plus, nous souhaitions réaliser une manoeuvre permettant de mettre en évidence une amélioration des performances en croisière. Un profil aéronautique est optimisé pour un point de performance particulier. Le morphing permet d'adapter le profil aérodynamique pour un grand nombre de points de performance. Ainsi, nous allons dans un premier temps monter l'aile conventionnelle sur l'avion, déployer les volets à 20 degré, mettre l'avion en vol stabilisé (altitude constante, vitesse constante) et calculer le CL correspondant. Puis, nous réaliserons la même manoeuvre le plus rapidement possible après la première manoeuvre pour limiter le changement des conditions environnementales avec l'aile équipée des dispositifs morphables et les volets à 20 degré et récupérer un coefficient de portance.

L'une des manoeuvres a effectuer est de créer à partir des cambrures des volets des deux ailes un moment de roulis. En effet, le système électrique mis en place pour alimenter les câbles AMF permet de cambrer les volets d'une aile vers le haut et ceux de l'autre aile vers le bas afin de créer un moment de roulis. Cette manoeuvre permettrait de voir quel taux de roulis peut être généré et si cela se rapproche des performances d'ailerons conventionnels.

6.6 Conclusion partielle

Dans ce chapitre, nous avons présenté études réalises en vue de la préparations des essais en vol sur dans le cadre du projet THOR (Test of High-Tech Objectives in Reality) de AIRBUS. Les simulations numériques ont montré l'amélioration des performances aérodynamiques du au morphing pour différents angles d'incidence. Il à également été demontré que l'imposition d'une cambrure cambrage vers le haut du profil aérodynamique Clark pour des simulations bidimensionnelles s'est avérée réattacher l'écoulement dans la couche limite supérieure et supprimer la recirculation à des angles d'attaque élevés. Et par conséquent, on constate la suppression des vortex de von Kármán et un sillage plus mince s'est formé en suivant la nouvelle géométrie. Les performances aérodynamiques moyennes ont été augmentées jusqu'à +108%. La cambrure vers le haut permet d'éviter les phénomènes de décrochage qui conduisent à un décollement total de la couche limite et à une perte d'efficacité considérable.

Conclusion Générale

Conclusion générale

Cette thèse s'inscrit au sein du projet européen H2020 N° 723402, "Smart Morphing & Sensing for aeronautical configurations" (http://smartwing.org/SMS/EU/), et elle a pour principal objectif d'effectuer le design et le prototypage d'une aile d'avion à l'échelle proche de 1 avec son volet hypersustentateur en morphing pour les études en soufflerie dans les configuration de décollage et d'atterrissage (Soufflerie de S1 de l'IMFT, soufflerie GPVM de POLIMI). Les autres objectifs étaient de participer au expériences et l'analyse physique des résultats et des bénéfices obtenus par le morphing, d'une part, et d'autre part de effectuer la validation du nouveau système de mesure de pression à l'aide des fibres optiques à réseaux de Bragg. Le projet de recherche européen H2020 N° 723402, "Smart Morphing & Sensing for aeronautical configurations" est un projet multidisciplinaire associant de nouveaux actionneurs et capteurs électroactifs pour augmenter l'efficacité aérodynamique et atténuer les vibrations et le bruit afin d'améliorer globalement les performances aérodynamiques des aéronefs. Ce projet de recherche coordonné par INPT (Toulouse Institut National Polytechnique) a permis d'étudier les concepts de morphing électroactifs hybrides embarqués à différentes échelles allant des prototypes tRS "transonic Reduced Scale" (35 Cm de corde), sRS "subsonic Reduced Scale" (70 Cm de corde) vers des prototypes LS "Large Scale" (2.4 m de corde en configuration "clean") de l'avion Airbus A320.

Il est important de noter que la présente thèse a été réalisée au sein d'une équipe pluridisciplinaire et en conséquence de quoi, une synergie avec les études numériques à été observée [Marouf et al., 2019]. Les études numériques ont permis de définir les plages optimales des paramètres d'actionnement et les formes optimales à atteindre, ce qui a permis aux expériences de confirmer l'augmentation des performances aérodynamiques indiquée par les simulations. Il est a noter également qu'au cours de cette thèse, il y'a eu une forte interaction avec les PME tel que CEMENTYS pour les mesures de pressions à l'aide des fibres optiques à réseaux de Bragg (FBG) et NOVATEM pour l'intégration des actionneurs EMA. Plusieurs études consignées dans différents chapitres de ce manuscrit ont été menées au cours de cette thèse :

- La première partie des études a porté sur le design et le prototypage d'une aile à deux éléments avec un volet hypersustentateur en morphing. Nous avons au cours de cette recherche, participé au développement d'un système d'actionnement innovant par Alliage à Mémoire de Forme (AMF) en collaboration avec le LAPLACE, MIT et AIRBUS ETCT [Jodin et al., 2018]. À partir des données et des spécifications d'AIRBUS, la transition vers des actionneurs à échelle réelle pour le contrôle de la cambrure à été étudiée. Sur la base d'une structure articulée paramétrée simple, des modèles analytiques pour l'évaluation de la forme, l'équilibre des forces, les actionneurs, les technologies de peau et les charnières sont développés. Ces modèles font partie de l'algorithme de dimensionnement, codés pour optimiser la conception du volet en fonction de l'erreur d'approximation de la forme, du poids, de la consommation d'énergie et de la durée de vie. Il est démontré que l'actionneur agoniste-antagoniste est meilleur qu'un actionneur unidirectionnel avec un contre-ressort. De plus, la peau doit être précontrainte pour supporter les charges aérodynamiques avec une déformation limitée du profil aérodynamique. Ceci conduit à des efforts internes très importants qui surdimensionnent la structure et les actionneurs. Dès lors, une solution innovante bioinspirée avec plumes et peau interne apparaît comme une bonne alternative. Une optimisation multi-objectifs basée sur le front de Pareto a permis de choisir le choix final : un macro-actionneur de 9 kg et de 1 m de long transporte 2500 N de force aérodynamique tout en déformant le bord de fuite de 10 cm avec une consommation électrique moyenne maximale de 0,5 kW. Le résultat sert maintenant de base à la conception d'un véritable démonstrateur à l'échelle mais le modèle analytique avec hypothèse statique est limité ; le comportement dynamique fluide-structure doit être abordé. Partant de cette étude, nous avons développé au cours du projet SMS en synergie avec NOVATEM, un système d'actionnement à l'aide des actionneurs electromécaniques. Ce système d'actionnement plus robuste, nous a permis de construire et réaliser un prototype de volet en morphing qui a fait l'objet de plusieurs campagne d'essais dans la soufflerie.

- La deuxième contribution porte sur la caractérisation aérodynamique expérimentale des prototypes qui ont été construit. Nous avons effectué l'évaluation aérodynamique au sein de la soufflerie de l'IMFT du prototype d'aile à deux éléments fixe (non actionné, Prototype LS de 2m d'envergure) équipé d'un système de capteur de pression fluctuante innovant. L'évaluation aérodynamique a été effectué pour la configuration "Clean" (Volet non sorti) et la configuration "Take-off" (Volet sortis en position de décollage). Cette évaluation en soufflerie, a permis dans un premier temps de caractériser la dynamique de l'écoulement autour de l'aile afin de comprendre davantage les différents phénomènes physiques. Cette évaluation a permis également d'effectuer la validation du nouveau système de mesure de pression fluctuante à l'aide des capteurs de fibre optique à réseaux de Bragg développé au cours du projet SMS. Par ailleurs, en collaboration avec CEMENTYS, nous avons effectué la conception du volet hypersustentateur en morphing relatif à la cambrure de la corde et nous avons participé à son intégration à la soufflerie de POLIMI. Ce prototype est donc le prototype

LS de 4m d'envergure du projet SMS. Une campagne expérimentale complète a été donc réalisée dans la grande soufflerie de POLIMI pour caractériser les performances d'une section d'aile équipée du volet hypersustentateur en morphing. Les mesures de pression effectuées sur la section à mi-portée du modèle d'aile ont permis d'évaluer les effets aérodynamiques pour différentes formes transformées fournies par le volet dans les conditions de vol au décollage et à l'atterrissage. Les mesures ont montré une augmentation remarquable de la portance due à l'augmentation de la cambrure du volet, en particulier une augmentation d'au moins 7 % et 4 % par rapport à la configuration de base pour les conditions de décollage et d'atterrissage, respectivement, à l'angle d'attaque le plus élevé testé. De plus, la forme de cambrure la plus basse du volet en morphing testé fournit une diminution de la contribution de la traînée de pression dans la configuration d'atterrissage, conduisant à une augmentation de l'efficacité aérodynamique de l'aile d'environ 8 % par rapport à la configuration de base. Grâce à des formes de cambrures optimales, un freinage de l'augmentation de la traînée dû à la sortie des volet a été réussi. De plus, avec la cambrure #2, on a pu même obtenir une réduction de cette traînée. Les mesures PIV ont permis d'étudier la physique de l'écoulement impliquée dans les performances aérodynamiques du volet morphing. En particulier, l'étude du champ d'écoulement sur le côté aspiration du volet a montré une couche limite attachée dans la configuration de décollage pour presque toutes les formes cambrées, avec la présence d'une zone mince de séparation d'écoulement naissante au bord de fuite se produisant à la plus forte cambrure du volet. En revanche, le champ d'écoulement en conditions d'atterrissage a montré une large zone de séparation d'écoulement au bord de fuite qui est significativement réduite pour la forme des volets morphing caractérisés par la cambrure la plus faible, confirmant ainsi les bénéfices observés à partir de l'évaluation des performances aérodynamiques. Une mesure de forme optique non intrusive a été utilisée pour vérifier la déformation des sections de profil aérodynamique du volet sous chargement aérodynamique. Les mesures ont montré que les plus fortes déformations du volet sont présentes dans le bord de fuite, notamment dans la région centrale. Les déplacements verticaux observés au niveau du bord de fuite des volets étaient de l'ordre de quelques pourcent de la corde des volets, confirmant ainsi que la déformation de la forme des volets a un effet non négligeable sur les performances aérodynamiques de l'aile, comme le montrent les mesures de charge à différentes vitesses de l'écoulement. [Auteri et al., 2022]

- La troisième contribution porte sur les études menées sur projet MINOTHOR ("Morphing in THOR") entre AIRBUS ETCT (Emerging Technology and Concept de Toulouse), l'IMFT et le LAPLACE (Contrat AIRBUS 19078 _ 19079) en vu d'un essai en vol sur le drône THOR (Test of High-Tech Objectives in Reality). Ce projet est porté par AIRBUS Emerging Technologies & Concepts, avec une collaboration des laboratoires IMFT et le LAPLACE. Il vise à démontrer les avantages de ces nouveaux concepts de morphing en vol réel à AIRBUS Hambourg. Ce projet à ouvert des perspectives concrètes vers l'amélioration du morphing en vol réel.

Toutes les études menées au sein de cette thèse a permis de déboucher sur des perspectives importantes ; notamment sur du morphing en vol réel. Il est notamment envisagé, suite aux différentes interaction avec AIRBUS, de transposer ces concepts de morphing sur le volet hypersustentateur des avions réguliers afin d'augmenter les performances aérodynamiques de ces derniers.

Les travaux réalisés durant cette thèse ont donnés suite à des publications et communications scientifiques que vous trouverez dans la section suivante :

Publications et contributions

Revues scientifiques à comité de lecture

1. F. Auteri, A. Savino, A. Zanotti, G. Gibertini, D. Zagaglia, Y. Bmegaptche Tekap M. Braza. *Experimental evaluation of the aerodynamic performance of a large-scale high-lift morphing wing*. Aerospace Science and Technology, Volume 124, May 2022, https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107515

2. A. Marouf, Y. Bmegaptche Tekap, N. Simiriotis, J.-B.Tô, Y. Hoarau, J.F Rouchon, M. Braza. *Numerical investigation of frequency-amplitude effects of dynamic morphing for a high-lift configuration at high Reynolds number*, International Journal of Numerical Methods for Heat & Fluid Flow, March 2021, https://doi.org/10.1108/HFF-07-2019-0559

3. G Jodin, Y Bmegaptche Tekap, J M Saucray, J F Rouchon, M Triantafyllou, and M Braza. *Optimized design of real-scale a320 morphing high-lift flap with shape memory alloys and innovative skin. Smart Materials and Structures*, 27(11) :115005, October 2018. https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1361-665X/aae2ef

Articles de chapitre de livre

1. A. Marouf, N. Simiriotis, Y. Bmegaptche Tekap, J.-B. Tô, M. Braza, Y. Hoarau : *Predictive Numerical Study of Cambered Morphing A320 High-Lift Configuration Based on Electro-Mechanical Actuators*. May 2021, In book : Fluid-Structure-Sound Interactions and Control, Proceedings of the 5th Symposium on Fluid-Structure-Sound Interactions and Control https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-981-33-4960-5_47

2. Y. Bmegaptche Tekap, A. Giraud, A. Marouf, A. Polo Domingez, G. Harran, M. Braza, J. F. Rouchon : *Design and Experimental Validation of A320 Large Scale Morphing Flap Based on Electro-mechanical Actuators* May 2021, In book : Fluid-Structure-Sound Interactions and Control, Proceedings of the 5th Symposium on Fluid-Structure-Sound Interactions and Control https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-981-33-4960-5_45

3. A. Marouf, N. Simiriotis, J-B. Tô, Y. Bmegaptche Tekap, Y. Hoarau, M. Braza : *DDES and OES Simulations of a Morphing Airbus A320 Wing and Flap in Different Scales at*

High Reynolds, In book : Progress in Hybrid RANS-LES Modelling. January 2020, ISBN : 978-3-030-27607-2, https://doi.org/10.1007/978-3-030-27607-2_20

4. A. Marouf, N. Simiriotis, J. B. Tô, Y. Bmegaptche Tekap, Y. Hoarau, J. F. Rouchon, M. Braza : Numerical Study of Trailing-Edge Dynamics of a Two Element Airfoil-Flap with Morphing Flap at High Reynolds Number, Novembre 2019, In book : Advances in Critical Flow Dynamics Involving Moving/Deformable Structures with Design Applications (pp.455-465) Publisher : Springer, https://link.springer.com/chapter/10.1007/978-3-030-55594-8_37

Conférence avec proceedings

1. Y. Bmegaptche Tekap, A. Giraud, G. Jodin, C. Nadal, A. Marouf, I.G. Martinez, D. Harribey, B. Nogarede, J-F. Rouchon, M. Braza. *Design of a Large- Scale High-Lift Morphing A320 Wing Based on Electro-Mechanical Actuators and Shape Memory Alloys*, American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA, Aviation Forum, invited SMS Session, Dallas 17-21 June 2019 https://doi.org/10.2514/6.2019-2908

2. A. Marouf, Y. Hoarau, J. Vos, D. Charbonnier, Y. Bmegaptche Tekap, M. Braza. *Evaluation of the aerodynamic performance increase thanks to a morphing A320 wing with high-lift flap by means of CFD Hi-Fi approaches*, American Institute of Aeronautics and Astronautics AIAA, Aviation Forum, invited SMS Session, Dallas 17-21 June 2019 https://doi.org/10.2514/6.2019-2912

Conférences internationales

1. A. Marouf, A. Giraud, B. Nogarede, Y. Bmegaptche Tekap, M. Carvalho, C. Nadal, J-F. Rouchon, M. Braza, *Numerical Simulation of a Large-Scale high-lift morphing wing of A320 type, based on Electro-Mechanical actuators and Shape Memory Alloys*, 14th World Congress in Computational Mechanics (WCCM) ECCOMAS Congress 2020 11–15 January 2021, Paris, France

2. Y. Bmegaptche Tekap, A. Giraud, A. Marouf, C. Nadal, G. Harran, J-F. Rouchon, M. Braza. *Design and structural analysis of A320 large scale morphing flap based on electro-mechanical actuators*, 5th Symposium on Fluid-Structure- Sound Interactions and Control 27-30 August 2019, Crete island, Greece

3. Y. Bmegaptche Tekap, G. Jodin, A. Marouf, J.B Tô, G. Harran, J.-F. Rouchon, M. Braza. *Wind tunnel experimental investigation of an electroactive morphing high-lift flap on a two-element wing in subsonic speeds*. IUTAM 2018, "Critical flow dynamics involving moving/deformable structures with design applications", 18-22 June 2018, Santorini island, Greece

4. A. Marouf, Y. Bmegaptche Tekap, N. Simiriotis, J-B. To, J.-F. Rouchon, Y. Hoarau, M. Braza. *Numerical and experimental investigation of frequency and amplitude effects of*

a morphing wing in one/two element configurations at high Reynolds number, 54th 3AF International Conference on Applied Aerodynamics, Paris - France ; 03/2019 http://3af-aerodynamics2019.com/wp-content/uploads/AERO2019_PROGRAMME_22032019.pdf

5. A. Marouf, Y. Bmegaptche Tekap, N. Simiriotis, J.-B. To, J.-F. Rouchon, Y. Hoarau, M. Braza. *Predictive numerical study of cambered morphing A320 highlift configuration based on Electro-Mechanical Actuators*, 5th Symposium on Fluid-Structure-Sound Interactions and Control, 27-30 August 2019, Crete island, Greece, http://smartwing.org/FSSIC2019

6. A. Marouf, Y. Bmegaptche Tekap, N. Simiriotis, J.-B. To, J.-F. Rouchon, Y. Hoarau, M. Braza. *Aerodynamic performance increase of a morphing A320 wing with high-lift flap by means of Hi-Fi CFD approache*, 9th EASN International Conference on Innovation inAviation & Space, Invited SMS Session, 2019, Athens, Greece https://easnconference.eu/sites/default/files/9th_EASN_Final_Agenda.pdf

7. A. Marouf, N. Simiriotis, J-B. Tô, Y. Bmegaptche Tekap, Y. Hoarau, M. Braza. *Numerical investigation of one and two element wing-flap with a morphing flap at high Reynolds numbers using hybrid models*. 7th Symposium on Hybrid RANS-LES Methods, Berlin - Germany ; 09/2018 https://hrlm7.sciencesconf.org/218303

8. A. Marouf, N. Simiriotis, J.B Tô, Y. Bmegaptche Tekap, Y. Hoarau, J.-F. Rouchon, M. Braza. *Numerical study of trailing-edge dynamics of a two element airfoilflap with morphing flap at high Reynolds number*, IUTAM 2018, "Critical flow dynamics involving moving/deformable structures with design applications", 18-22 June 2018, Santorini island, Greece, http://smartwing.org/IUTAM

Disséminations scientifiques et conférences

1. La Nuit Européenne des Chercheur.e.s, 27 Septembre 2019 à Toulouse France. http://smartwing.org/SMS/EU/2019/10/09/the-european-researchers-night-la-nuit-europeenne-des-chercheurs-toulouse/
2. Science is Wonderful 2019, du 25 au 26 Septembre 2019 à Bruxelles, Belgique. http://smartwing.org/SMS/EU/2019/09/25/science-is-wonderful/
3. Aerodays 2019, du 27 au 30 Mai 2019 à Bucarest, Roumanie. http://smartwing.org/SMS/EU/2019/05/29/aerodays/
4. Salon International de l'Aéronautique et de l'Espace (SIAE) de Paris-Le Bourget 2019, du 17 au 23 Juin 2019 à Paris, France. https://www.siae.fr/
5. EuroScience Open Forum (ESOF 2018), du 09 au 14 Juillet 2018 à Toulouse, France. http://smartwing.org/SMS/EU/2018/07/26/esof-toulouse-sharing-science/
6. Innovation Leadership in Aerospace (ILA 2018), 25 au 29 Avril 2018 à Berlin, Allemagne. http://smartwing.org/SMS/EU/2018/05/03/innovation-leadership-in-aerospace-in-berlin/

7. 7th transport research arena TRA 2018, du 16 au 19 Avril 2018 à Vienne Autriche. http://smartwing.org/SMS/EU/2018/04/20/7th-transport-research-arena-tra-2018/ ; https://2018.traconference.eu/
8. Complex Systems in the Museum of Natural History, 04 Février 2018 à Toulouse France. http://smartwing.org/SMS/EU/2018/02/05/the-sms-project-participates-in-the-exhibition-about-the-complex-systems-taking-place-in-the-museum-of-natural-history-of-toulouse-in-04-02-2018/
9. Musé de l'aéronautique AEROSCOPIA, Toulouse - Blagnac, October 2017. http://smartwing.org/SMS/EU/2017/10/16/the-aeroscopia-museum/
10. La Nuit Européenne des Chercheur.e.s, 29 Septembre 2017 au Quai des savoirs à Toulouse France. http://smartwing.org/SMS/EU/2017/09/30/the-researchers-night-la-nuit-des-chercheurs/
11. Fête de la science, 15 Octobre 2017 à Toulouse France . http://smartwing.org/SMS/EU/2017/10/15/the-day-of-science-la-fete-de-la-science/ ; https://www.fetedelascience.fr/

ANNEXE A

Densité Spectrale de Puissance (DSP)

A.1 Définitions

On définit la densité spectrale de puissance (DSP en abrégé, Power Spectral Density ou PSD en anglais) comme étant le carré du module de la transformée de Fourier, divisée par le temps d'intégration T (ou, plus rigoureusement, la limite lorsque T tend vers l'infini de l'espérance mathématique de la transformée de Fourier du signal). Ainsi, si x est un signal et X sa transformée de Fourier, la densité spectrale de puissance est donné par la formule (A.1)

$$\Gamma_x = \frac{|X^2|}{T} \tag{A.1}$$

Elle représente la répartition fréquentielle de la puissance d'un signal suivant les fréquences qui le composent. Elle sert à caractériser les signaux aléatoires gaussiens stationnaires et ergodiques et se révèle indispensable à la quantification des bruits. Le signal pourrait être la traînée ou la portance en fonction du temps, les composantes de vitesse (u1,u2,u3) et la pression. Cette méthode contribue à étudier le spectre de turbulence obtenu par les simulations et composé de pics de fréquence prédominants et d'une partie continue s'étendant de la gamme des basses aux hautes fréquences.

Il existe deux principales méthodes d'estimation de la densité spectrale de puissance : les méthodes non paramétriques et paramétriques (Figure (A.1)). Les méthodes non paramétriques sont moins complexes en termes de calcul que les modèles paramétriques. De plus, ces méthodes se divisent en deux catégories : Périodogrammes et Corrélogrammes. Les périodogrammes font référence aux méthodes directes car ils utilisent une transformation directe du signal. Les corrélogrammes sont appelés méthodes indirectes. Ces méthodes sont basés sur le calcul de la transformée de Fourier d'une sorte d'estimation de la séquence d'autocorrélation

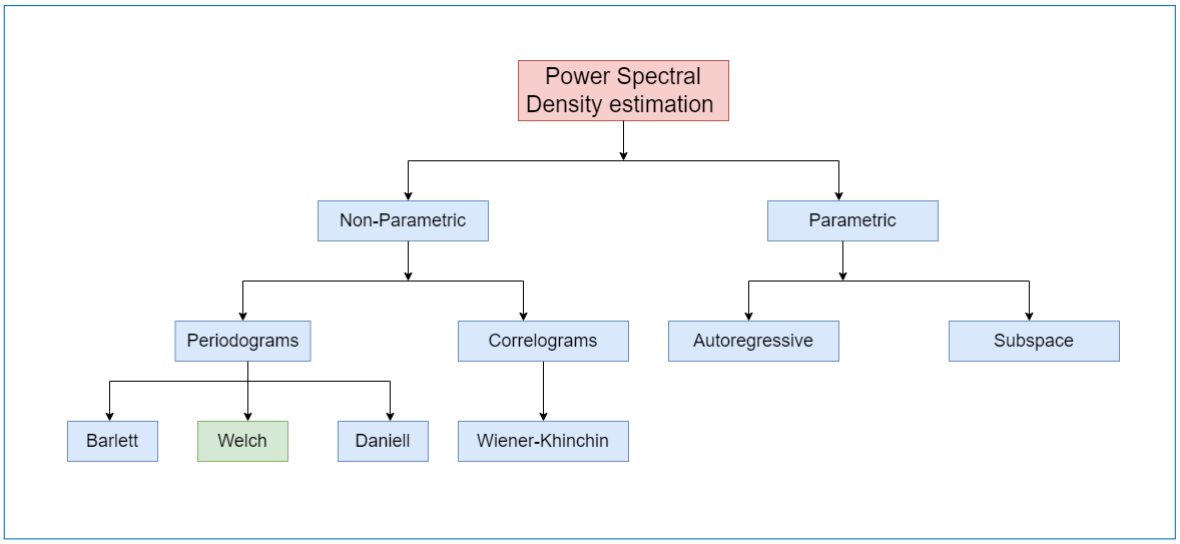


FIGURE A.1 – Présentation des méthodes d'estimation de PSD utilisées en traitement du signal

Dans le cadre de no travaux, l'estimation de la PSD est basée sur le périodogramme non paramétrique et un découpage du signal en un certain nombre de sous-ensembles le long desquels la PSD est évaluée selon la méthode de Welch. Cette méthode permet de réduire le niveau de bruit spectral dès lors que la taille des fenêtres choisies est optimale. En estimation spectrale, la méthode de Welch fournit un estimateur consistant de la densité spectrale de puissance. Cette méthode a été proposée par Peter D. Welch en 1967. Le biais de l'estimation est diminué en moyennant temporellement. Elle est à comparer à la méthode de Bartlett où on utilise les propriétés d'ergodicité du signal avec des moyennes statistiques. La méthode de Welch, comme la méthode de Bartlett, utilise une estimation du spectre du périodogramme ; dans les deux cas, on réduit le bruit aux dépens de la résolution en fréquence.

A.2 Principe de la méthode de Welch

La méthode de Welch s'apparente à la méthode de Bartlett, mais avec deux différences :

1. L'intervalle des M points du signal est découpé en segments qui se recouvrent partiellement : le segment original est divisé en K segments de longueur N, qui sont décalés deux à deux de D points. Par exemple :

   - Si D = N / 3, le taux de recouvrement est de 66 %

   - Si D = N, le taux de recouvrement est nul, et cette situation correspond à la méthode de Bartlett.

2. Chacun des K segments est ensuite « fenêtré », ce qui consiste à introduire une pondération temporelle des données. Le fenêtrage permet d'abord d'atténuer le phénomène de Gibbs. Les fonctions de fenêtrage accordent généralement plus d'importance aux données du centre du segment qu'à celles du bord, ce qui entraîne une perte d'infor-

mation. Le recouvrement des segments permet de réduire cet effet. Le fenêtrage de la méthode de Welch génère ce qui est appelé un périodogramme modifié.

Une fois les données préparées de cette manière, le périodogramme de chaque segment est défini par les carrés des modules des coefficients de la transformée de Fourier discrète, puis le résultat final est la moyenne arithmétique des périodogrammes individuels. Ce procédé permet de réduire la variance des puissances individuelles. On obtient finalement des puissances en fonction des fréquences.

A.3 Formulation Mathématique

On considère un processus discret $x(n)$ $(n = 0,\ n = \pm 1,\ n = \pm 2,\ n = \pm N)$ aléatoire stationnaire du second ordre de moyenne nulle et dont la fonction d'autocorrelation est :

$$r_x(k) = E\left\{x(n+k)x^*(n)\right\} \tag{A.2}$$

La transformée de Fourier de $r_x(k)$ est le spectre de $x(n)$:

$$S_x(\omega) = \sum_{k=-\infty}^{+\infty} \tag{A.3}$$

ou ω est la fréquence angulaire. En fait, la densité spectrale de puissance represente la répartition de la puissance du signal $x(n)$ sur l'axe des fréquences. On a donc les propriete suivantes :

$$S_x(\omega) \in \mathbb{R} \tag{A.4}$$

$$S_x(\omega) \geq 0 \tag{A.5}$$

$$E\left\{|x(n)|^2\right\} = r_x(0) = \frac{1}{2\pi}\int_{-\pi}^{\pi} S_x(\omega)\,\mathrm{d}\omega \tag{A.6}$$

En supposant que les séquences successives sont décalées de D $(\leq L)$ échantillons et que chacune d'entre elles est de longueur L, la i-th séquence est donnée par :

$$x_i(n) = x(n+iD),\ n = 0, 1, ..., L-1 \tag{A.7}$$

Ainsi, la quantité de recouvrement (overlap) entre $x_i(n)$ *et* $x_{i+1}(n)$ est $L - D$ points, et si K séquences couvrent les N données du signal, alors :

$$N = L + D(K-1) \tag{A.8}$$

Par exemple, sans recouvrement $(D = L)$ on a $K = N/L$ sections de longueur L comme dans la méthode de Bartlett. D'un autre côté, si les séquences se recouvrent de 50%

$K = L/2$, alors on peut former $K = 2N/L - 1$ sections de longueur L. On peut maintenir la meme résolution (longueur de section) que la méthode de Bartlett tout en doublant le nombre de périodogrammes modifiés qui sont moyennés ($K \approx 2N/L$), réduisant ainsi la variance. Cependant, avec 50% de recouvrement, on peut aussi former $K = N/L - 1$ section de longueur $2L$. On peut donc ameliorer la resolution et maintenir la meme variance que la méthode de Bartlett.

Par conséquent, en permettant les séquences de se recouvrir, il est possible d'augmenter le nombre et/ou la longueur des séquences qui sont moyennées, pour arriver à un compromis entre la reduction de la variance et une meilleure résolution.

La méthode de Welch peut s'écrire directement en fonction de $x(n)$:

$$S_W(\omega) = \frac{1}{KLU} \sum_{i=0}^{K-1} \left| \sum_{n=0}^{L-1} w(n)x(n+iD)exp(-j\omega n \right|^2 \tag{A.9}$$

ou en fonction du périodogramme modifié :

$$S_W(\omega) = \frac{1}{K} \sum_{i=0}^{K-1} S_{per.m}^{(i)}(\omega) \tag{A.10}$$

On peut montrer que :

$$E\left\{S_W(\omega)\right\} = E\left\{S_{per.m}(\omega)\right\} = \frac{1}{2\pi LU} S_x(\omega) * |W(\omega)|^2 \tag{A.11}$$

Où $W(\omega)$ est la transformée de Fourier de la fenêtre $w(n)$. Ainsi, la méthode de Welch est symptomatiquement non-biaisée. La résolution dépend de la fenêtre. On peut aussi démontrer, que pour un recouvrement de 50% et une fenêtre de Bartlett, la variance est approximativement :

$$var\left\{S_W(\omega)\right\} \approx \frac{9}{8K} S_x^2(\omega) \tag{A.12}$$

A.4 Mise en oeuvre

La méthode d'estimation de Welch peut être calculée efficacement via la FFT et est l'une des méthodes d'estimation de PSD les plus fréquemment utilisées. Pour obtenir des informations importantes à partir de signaux expérimentaux ou numériques basés sur des mesures de pression ou de vitesse, différents paramètres de la méthode de Welch ont été examinés tels que le type de fenêtre, qui peut être des fenêtres de Hanning, rectangulaires, gaussiennes ou de Hamming. La fenêtre de Hamming a révélé les fréquences prédominantes présentes dans le sillage par rapport aux autres fenêtres. Ce dernier a été choisi pour le calcul de la densité spectrale de puissance dans nos études.

Le choix des paramètres de la méthode influence le résultat. Pour une première approche, lorsque l'on ne connaît pas les caractéristiques du signal, on peut réaliser une analyse avec les paramètres suivants en partant du nombre M de points du signal :

- La taille N des segments est choisie comme la puissance de 2 qui est juste inférieure à $M/2$, $N = 2n$ avec $n \in \mathbb{N}$ et $2N \leq M \leq 4N$; ce choix permet d'exploiter la FFT dans sa version simple.
- Le nombre de segments K est fixé en fonction d'un taux de recouvrement R proche de 50% et de manière à maximiser la taille de la réunion des segments.
- Le spectre est évalué K fois sur N points.
- Le fenêtrage se base sur la fenêtre de Hamming

A.5 MATLAB Script

```
clc

disp('Monitor PSD')
disp('')
disp('Generating matrix of values...')
disp('')

%% Creating data matrix

data = rec20181003_1.Y(2).Data;
data = transpose(data);

x_data = rec20181003_1.X.Data;
faq = 1/(x_data(2) - x_data(1));
T = 59; % seconds
n_samples = T*faq; % Number of samples


%% Welch method

disp('done')
disp('Power spectrum - Welch method...')

K = 64; % Number of windows
R = 0.25; % Offset segment
nfft = 2.^20;
% nfft = 2.^(1 + nextpow2(n_samples));
window = round(n_samples/K,1);
noverlap = window*R; %number of overlapped samples

[spct,f] = pwelch(data(:,1),window,noverlap,nfft,faq);

%% FFT

Fs = faq;            % Sampling frequency
t = x_data;        % Time vector

fft_y = fft(data(:,1));

f_fft = Fs/length(data(:,1)):Fs/length(data(:,1)):Fs;

figure (1)
semilogx(f_fft,pow2db(abs(fft_y)))
xlabel('Frequency [Hz]')
ylabel('Power [dB]')
title('FFT')


%% Plot

figure (2)
semilogx(f,pow2db(spct))
xlabel('Frequency [Hz]')
ylabel('Power [dB]')
title('Welch method')
% xlim([1e0 5000])
% ylim([-1e2 0])

```

Bibliographie

2C/3C, P. (2010). User manual. *PIVTEC*. https://doi.org/www.pivtec.com

A. H., M., D., B., G. A., C., F. S., W., H. F., T. & A. W., W. (1987). IEEE standard on piezoelectricity. *American National Standards Institute*, 1-74. https://doi.org/https://doi.org/10.1109/IEEESTD.1988.79638

AB, G. S. Q. (p. d.). QUALISYS. https://doi.org/https://cdn-content.qualisys.com/2020/01/PI_Miqus.pdf

Abdessemed, C., Yao, Y., Bouferrouk, A. & Narayan, P. (2018). Morphing airfoils analysis using dynamic meshing. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*, *28*(5), pp. 1117-1133. https://doi.org/https://doi.org/10.1108/HFF-06-2017-0261

Antonio, C., Ignazio, D., Leonardo, L. & Pecora, R. (2018). *Morphing Wing Technologies*. Italy, Butterworth-Heinemann.

Auteri, F., Savino, A., Zanotti, A., Gibertini, G., Zagaglia, D., Tekap, Y. B. & Braza, M. (2022). Experimental evaluation of the aerodynamic performance of a large-scale high-lift morphing wing. *Aerospace Science and Technolog*, *124*. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ast.2022.107515

Burner, A. & Liu, T. (2001). Videogrammetric Model Deformation Measurement Technique. *Journal of Aircraft*, *38*(4), pp. 745-754. https://doi.org/https://doi.org/10.2514/2.2826

C., T., J.A., E., I.P., B., K.D., P. & P.M., W. (2010). Composite corrugated structures for morphing wing skin applications. *Smart Materials and Structures*, *19*(12). https://doi.org/https://doi.org/10.1088/0964-1726/19/12/124009

Chinaud, M., Rouchon, J., Duhayon, J., E.and Scheller, Cazin, S., Marchal, M. & Braza, M. (2014). Trailing-edge dynamics and morphing of a deformable flat plate at high Reynolds number by time-resolved PIV. *Journal of Fluids and Structures*, *47*, pp. 41-54. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2014.02.007

Chinaud, M., Scheller, J., Rouchon, J., Duhayon, E. & Braza, M. (2013). Hybrid electroactive wings morphing for aeronautic applications. *Mechatronic Systems and Materials IV*, *198*, pp. 200-205. https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/SSP.198.200.

D., K., S., F. A. & A., A. (2018). Structural and aerodynamics studieq on various wing configuration for morphing. *5th IFAC Conference on Advances in Control and Optimization of Dynamical Systems ACODS 2018*. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.ifacol.2018.05.084

Daynes, S. & Weaver, P. M. (2013). Review of shape-morphing automobile structures : concepts and outlook. *Journal of Automobile Engineering*, *227*(11), 1603-1622. https://doi.org/https://10.1177/0954407013496557

EDWARD A., B., BENJAMIN K. S., W., KEEJOO, L., CURT S., K. & N. M., W. (2010). Design and Fabrication of a Passive 1D Morphing Aircraft Skin. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, *21*(17), 1699-1717. https://doi.org/https://doi.org/10.1177/1045389X10378777

Eller, D. & Carlsson, M. (2003). An efficient aerodynamic boundary element method for aeroelastic simulations and its experimental validation. *Aerospace Science and Technology*, *7*(7), pp. 532-539. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S1270-9638(03)00056-7

Frank, C., Nicolas, L. & Thomas, M. (2003). Magnetostrictive actuators compared to piezoelectric actuators. *Proceedings of SPIE The International Society for Optical Engineering*, 1-7. https://doi.org/https://doi.org/10.1117/12.508734

Gabriel, M., Farhan, G. & Charles, B. (2010). flexible matrix composite skins for one-dimensional wing morphing. *Journal of intelligent material systems and structures*, *21*(17), 1771-1781. https://doi.org/https://doi.org/10.1177/1045389X10369719

Gorbet, R. B. & Russell, R. A. (1995). A novel differential shape memory alloy actuator for position contro. *Robotica*, *13*(04), 423-430. https://doi.org/https://doi.org/10.1017/S0263574700018853

H. P., M., M., K., T., L. & S., S. (2009). Design of a Smart Droop Nose as Leading Edge High Lift System for Transportation Aircrafts. *50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC*

Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 1-10. https://doi.org/https://doi.org/10.2514/6.2009-2128

Hans Peter, M., Johannes, R. & Markus, K. (2012). Groundtest of a Composite Smart Droop Nose. *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1-7. https://doi.org/https://doi.org/10.2514/6.2012-1580

HOARAU, Y., BRAZA, M., VENTIKOS, Y., FAGHANI, D. & TZABIRAS, G. (2003). Organized modes and the three-dimensional transition to turbulence in the incompressible flow around a NACA0012 wing. *Journal of fluid mechanics*, *496*, 63-72. https://doi.org/https://10.1017/S0022112003006530

Iman, D., Saeed, Z.-R. & Michael I., F. (2013). The Mechanical Behavior of Composite Corrugated Core Coated with elastomer for Morphing Skins. *Journal of Composite Materials*, *48*(13), 1623-1636. https://doi.org/https://doi.org/10.1177/0021998313488807

Jaronie Mohd, J., Martin, L., Aleksandar, S. & Mark A, G. (2013). A review of shape memory alloy research, applications and opportunities. *Materials and Design Elsevier*, *56*(2014), 1078-1113. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.matdes.2013.11.084

Jodin, G., Motta, V., Scheller, J., Duhayon, E., Döll, C., Rouchon, J. & Braza, M. (2017a). Dynamics of a hybrid morphing wing with active open loop vibrating trailing edge by time-resolved piv and force measures. *Journal of Fluids and Structures*, *74*, 263-290. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2017.06.015

Jodin, G., Motta, V., Scheller, J., Duhayon, E., Döll, C., Rouchon, J. & Braza, M. (2017b). Dynamics of a hybrid morphing wing with active open loop vibrating trailing edge by time-resolved PIV and force measures. *Journal of Fluids and Structures*, *74*, pp. 263-290. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2017.06.015

Jodin, G., Scheller, J., Duhayon, E., J., R., Triantafyllou, M. & Braza, M. (2017). Implementation of a hybrid electro-active actuated morphing wing in wind tunnel. *Solid State Phenomena*, *260*, 85-91. https://doi.org/https://doi.org/10.4028/www.scientific.net/SSP.260.85

Jodin, G., Scheller, J., Rouchon, J.-F. & Braza, M. (2017). On the multidisciplinary control and sensing of a smart hybrid morphing wing. *IEEE Int. Workshop of Electronics, Control, Measurement, Signals and their Application to Mechatronics (ECMSM)*, 1-6. https://doi.org/https://doi.org/10.1109/ECMSM.2017.7945866

Jodin, G., Tekap, Y. B., Saucray, J.-M., Rouchon, J.-F., Triantafyllou, M. & Braza, M. (2018). Optimized design of real-scale A320 morphing high-lift flap with shape

memory alloys and innovative skin. *Smart Materials and Structures*, *27*(11). https://doi.org/https://doi.org/10.1088/1361-665X/aae2ef

Johannes, S., Maxime, C., Jean-François, R., Eric, D. & Marianna, B. (2013). Experimental investigation of electro-active morphing for aeronautics applications. *21ème Congrès Français de Mécanique*, 1-6.

John D. Anderson, J. (2017). *Fundamentals of Aerodynamics*. New York, NY 10121., McGraw-Hill Education.

Kalyanmoy, D. (2001). *Multi-Objective Optimization Using Evolutionary Algorithms*. Wiley.

Kha, N. B. & Ahn, K. K. (2006). Position Control of Shape Memory Alloy Actuators by Using Self Tuning Fuzzy PID Controller. *1st IEEE Conf. on Industrial Electronics and Applications*, 1-5. https://doi.org/https://doi.org/10.1109/ICIEA.2006.257198

Khaled, R., D, S. & S, E. (2014). A review of piezoelectric polymers as functional materials for electromechanical transducers. *Smart Materials and Structures*, *23*(3). https://doi.org/https://doi.org/10.1088/0964-1726/23/3/033001

K.J., R., J., S., G., J., E., D., J.F., R. & M., B. (2015). Écoulement en bord de fuite d'un profil NACA 4412 morphé par un actionnement hybride. *22ème Congrès Français de Mécanique*, 1-11.

Kudva, J. N., B., S., J., P.-F. & E., G. (2002). The DARPA/AFRL/NASA Smart Wing Program - Final Overview. *Proc. SPIE 4698, Smart Structures and Materials 2002 : Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, 1-43. https://doi.org/https://doi.org/10.1117/12.475083

Lexcellent, C. (2013). *Shape-memory Alloys Handbook*. Wiley-ISTE.

Louis N., C. & Mark, S. (2011). Actuators for Active Flow Control. *Annual Review of Fluid Mechanics*, *43*(1), 247-272. https://doi.org/https://doi.org/10.1146/annurev-fluid-122109-160634

Lu, Y., W.and Tian & Liu, P. (2017). Aerodynamic optimization and mechanism design of flexible variable camber trailing-edge flap. *Chinese Journal of Aeronautics*, *30*(3), pp. 988-1003. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.cja.2017.03.003

Ma, N., Song, G. & Lee, H. (2004). Position control of shape memory alloy actuators with internal electrical resistance feedback using neural networks. *Smart Materials and Structures*, *13*(4), 777-783. https://doi.org/https://doi.org/10.1088/0964-1726/13/4/015

Marc, B. & Andreas, L. (2007). Shape-memory polymers. *Material today*, *10*(4), 20-28. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/S1369-7021(07)70047-0

Marouf, A., Tekap, Y. B., Simiriotis, N., J.-B.Tô, Hoarau, Y., Rouchon, J. & Braza, M. (2019). Numerical investigation of frequency-amplitude effects of dynamic morphing for a high-lift configuration at high Reynolds number. *International Journal of Numerical Methods for Heat and Fluid Flow*. https://doi.org/10.1108/HFF-07-2019-0559

Martin, P., Matteo, T., Askin T., I., Mirko, H., Rafic M., A. & Michael I., F. (2012). Hierarchical Approach for Conceptual Design of Morphing Devices. *53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1-11. https://doi.org/https://doi.org/10.2514/6.2012-1741

N, G. & S H, K. (2015). Review of properties of magnetic shape memory (MSM) alloys and MSM actuator designs. *Journal of Physics*, *588*(1). https://doi.org/https://doi.org/10.1088/1742-6596/588/1/012052

Pepper, R. & van Dam, C. (1996). Design Methodology for Multi-Element High-Lift Systems on Subsonic Civil Transport Aircraft. *NASA CR-202365*. https://doi.org/https://ntrs.nasa.gov/api/citations/19960054343/downloads/19960054343.pdf

Reddy, J. (2007). *Theory and Analysis of Elastic Plates and Shells*. CRC Press Taylor; Francis Group.

Rudiger, B. (2007). Piezoelectric multilayer beam bending actuators. *Springer Science and Business Media*. https://doi.org/https://doi.org/10.1007/978-3-540-32642-7

S., B., R., P., L., L., A., C., S., A. & L., D. R. (2011). Airfoil Structural Morphing Based on S.M.A. Actuator Series : Numerical and Experimental Studies. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, *22*(10), 987-1004. https://doi.org/https://doi.org/10.1177/1045389X11416032

Scheller, J., Chinaud, M., Rouchon, J., Duhayon, E., Cazin, S., Marchal, M. & Braza, M. (2015). Trailing-edge dynamics of a morphing NACA0012 aileron at high Reynolds number by highspeed PIV. *Journal of Fluids and Structures*, *55*, pp. 42-51. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2014.12.012

Scheller, J., Chinaud, M., Rouchon, J., Duhayon, E., Cazin, S., Marchal, M. & M., B. (2014). Trailing-edge dynamics of a morphing NACA0012 aileron at high reynolds number by high-speed PIV. *Journal of Fluids and Structures*, *55*, 42-51. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.jfluidstructs.2014.12.012

Scheller, J. (2015). electroactive morphing for the aerodynamic performance improvement of next generation airvehicles, *Thèse de doctorat*.

Shilpa, S. & Gokul Prasanth, K. N. (2013). Pertinent Smart Materials to Improve Aerodynamic Efficiency. *Advances in Aerospace Science and Applications*, *3*(3), 183-190.

Silvestro, B., Onur, B., Rafic, A., Michael, F. & Inman, D. (2011). Review of Morphing Aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, *22*(9), 823-877. https://doi.org/https://doi.org/10.1177/1045389X11414084

Silvestro, B., Wulf G., D. & Michael I., F. (2010). Morphing Trailing Edges with Shape Memory Alloy Rods. *21st International Conference on Adaptive Structures and Technologies (ICAST)*, 1-17.

Soulat, L., Pouangué, A. & Moreau, S. (2016). A high-order sensitivity method for multi-element high-lift device optimization. *Computers and Fluids*, *124*, pp. 105-116. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.compfluid.2015.10.013.

Thomas G., I., Robert C., S., Michael H., L., Zink, S. & Terrence A., W. (2007). Validation of the Lockheed Martin Morphing Concept with Wind Tunnel Testing. *48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 1-17. https://doi.org/https://doi.org/10.2514/6.2007-2235

Tomohiro, Y., Shin-ichi, T., Toshio, O. & Takashi, I. (2006). Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures. *Journal of Composites*, *37*(10), 1578-1586. https://doi.org/https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2005.10.015

William W., G. (1981). Mission Adaptive Wing System for Tactical Aircraft. *Journal of Aircraft*, *18*(7), 597-602. https://doi.org/https://doi.org/10.2514/3.57533

Zanotti, A., Ermacora, M., Campanardi, G. & Gibertini, G. (2014). Stereo particle image velocimetry measurements of perpendicular blade–vortex interaction over an oscillating airfoil. *Exp. Fluids 55*, pp. 1-13. https://doi.org/10.1007/s00348-014-1811-8

Zheng, M., Vu, K. K. & Liew J.Y., R. (2010). Aircraft morphing wing concepts with radical geometry change. *The IES Journal Part A : Civil and Structural Engineering*, *3*(3), 188-195. https://doi.org/https://doi.org/10.1080/19373261003607972