ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAÎTRISE EN GÉNIE MÉCANIQUE

M. Ing.

PAR
MORELLON, Émeric

# DÉVELOPPEMENT D'ACTIONNEURS EN ALLIAGE À MÉMOIRE DE FORME POUR UN PROTOTYPE D'AILE D'AVION ADAPTATIVE

MONTRÉAL, LE 17 FÉVRIER 2010

© Émeric Morellon, 2010

**PRÉSENTATION DU JURY**

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

M. Patrick Terriault, directeur de mémoire
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Vladimir Brailovski, codirecteur de mémoire
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Mme Françoise Marchand, présidente du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

M. Hakim Bouzid, membre du jury
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

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

LE 12 JANVIER 2010

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

**REMERCIEMENTS**

Je tiens tout d'abord à remercier messieurs Patrick Terriault et Vladimir Brailovski, qui étaient respectivement directeur et co-directeur de recherche durant cette maîtrise, pour m'avoir intégré à ce grand projet qu'est celui de l'aile adaptative. Leur aide et leur très grande disponibilité m'ont été très utiles tout au long de ce projet très varié, qui s'est déroulé aussi bien devant un écran d'ordinateur que dans le laboratoire, sur une machine-outil ou encore dans une soufflerie. J'ai ainsi pu approfondir mon expérience dans le domaine de l'aéronautique, qui m'a toujours fasciné, mais aussi découvrir le monde étonnant des alliages à mémoire de forme.

Merci aux techniciens du département de génie mécanique, notamment Michel, Patrick, Alain, Serge et Jean-Guy qui ont pu nous éviter de nombreux maux de tête par leurs conseils avisés, mais aussi pour tout le temps qu'ils ont passé avec nous pour chercher la solution à certains « soucis » expérimentaux (ah, l'électronique!).

Merci aussi à ceux qui ont été mes compagnons de tous les jours sur ce projet, à savoir Thomas, Daniel, Charles, Sébastien et Jean-Sébastien, mais aussi à tous les autres membres de la grande famille du LAMSI, c'est-à-dire Alexandre, Davy, Julien, Kajsa, Pierre-Luc, Yan, Yannick et Vincent, notamment pour tous ces moments de bonne humeur, que ça soit assis à nos bureaux, devant un bon expresso ou encore sur un terrain de badminton…

Je tiens aussi à remercier tous les amis que j'ai rencontrés et côtoyés tout au long de ma vie à Montréal, et qui m'ont permis de me sentir ici chez moi, même en étant à près de six mille kilomètres de la maison. Ils sont trop nombreux pour être cités ici mais ils se reconnaîtront j'en suis sûr.

Et pour finir un grand merci à ma famille pour m'avoir soutenu et encouragé tout au cours de ma scolarité, qui s'achève avec la rédaction de ce mémoire. Il est maintenant temps de faire le grand saut et de plonger dans le monde du travail !

# DÉVELOPPEMENT D'ACTIONNEURS EN ALLIAGE À MÉMOIRE DE FORME POUR UN PROTOTYPE D'AILE D'AVION ADAPTATIVE

MORELLON, Émeric

## RÉSUMÉ

Dans le contexte actuel, le fait de réduire la consommation de carburant des avions constitue à la fois un enjeu écologique, car il irait de pair avec une réduction des gaz à effet de serre, mais aussi économique, la raréfaction des énergies fossiles ne pouvant qu'entraîner une hausse du prix du kérosène à long terme. Ceci peut être obtenu grâce à une réduction de la traînée des ailes, qui se traduirait par une baisse de l'énergie que devront générer les moteurs. C'est dans ce contexte que s'inscrit le projet CRIAQ 7.1, nommé *Amélioration de l'écoulement laminaire sur une voilure aéroélastique*, et financé par le Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec (CRIAQ), le Conseil de recherches en sciences naturelles et en génie du Canada (CRSNG), Bombardier Aéronautique et Thales Canada, et est réalisé par deux universités québécoises, l'École de technologie supérieure (ÉTS) et l'École polytechnique de Montréal, ainsi que par le laboratoire d'aérodynamique du Conseil National de Recherche du Canada - Institut de recherche en aérospatiale (CNRC-IRA). L'objectif est la réalisation d'un système actif permettant de retarder l'apparition de la transition laminaire/turbulent de l'écoulement sur l'aile.

Pour cela, un prototype d'aile adaptative est conçu et réalisé, et est composé de trois éléments principaux hormis la structure rigide : une peau flexible sur laquelle sont installés des capteurs de pression pour détecter la position de la transition, un contrôleur et des actionneurs intelligents. Ces derniers sont composés de fils d'alliage à mémoire de forme (AMF) jumelés à un élément de rappel et permettent de modifier la géométrie de l'aile selon les conditions de vol. Celles-ci dépendent de la vitesse de l'écoulement (le nombre de Mach variant entre 0,2 et 0,35) et de l'angle d'attaque de l'aile, variant entre -1º et 2º. L'équipe de l'École polytechnique a généré une série de profils optimisés adaptés à chacune des configurations étudiées, et un modèle numérique décrivant le comportement de la peau flexible a été développé par le Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents (LAMSI) à l'ÉTS. Les résultats de ces études montrent que les mouvements de la peau devront être obtenus à partir de ceux de deux lignes d'action. Celles-ci devront être capables de générer des déplacements verticaux de 8 mm par rapport à leur position de référence dans le but d'obtenir des profils les plus proches possible des profils optimisés. Le modèle numérique a aussi permis de connaître les forces et déplacements requis aux deux lignes d'action, qui doivent être générés par les actionneurs et transmis à la peau flexible par l'intermédiaire d'un système de transmission.

Le présent mémoire décrit le procédé de dimensionnement qui a mené au choix de la géométrie des actionneurs, c'est-à-dire de la longueur et de la section nécessaires des éléments actifs permettant d'obtenir les forces et déplacements requis. Le premier paramètre à fixer est la force de l'élément de rappel, qui doit maintenir la peau dans sa position nominale en l'absence d'actionnement mais en présence de succion aérodynamique. Afin

d'obtenir le mouvement de la peau, les actionneurs se retrouvent confrontés aux forces créées par l'élément de rappel et par la déformation de la peau, mais sont aidés pour cela par la force de succion liée au chargement aérodynamique.

Le comportement des alliages à mémoire de forme étant difficile à modéliser, la méthode de dimensionnement la plus couramment utilisée est celle dite *par essais et erreurs*. Dans le cadre de cette étude, une caractérisation en laboratoire d'échantillons de faibles dimensions a permis de déterminer l'enveloppe des forces et déplacements que ceux-ci peuvent générer pour une déformation initiale, une température d'actionnement et un nombre de cycles donnés. Ensuite, une méthode de design basée sur la mise à l'échelle de ces résultats est mise en œuvre afin de déterminer la géométrie des actionneurs qui sont installés dans l'aile.

Il en ressort qu'une géométrie constituée de 6 fils d'alliage nickel-titane ayant subi une préparation thermomécanique préalable (laminage à froid et traitements thermiques), de longueur 1800 mm et de section unitaire 0,7 $mm^2$ satisfont aux exigences de l'application. Lors de l'installation dans le prototype, ils sont déformés à froid, ce qui leur permet de générer les courses et forces nécessaires pour déformer la peau flexible lorsqu'ils sont chauffés.

Le prototype d'aile adaptative a été validé expérimentalement au cours de trois séries d'essais en soufflerie, en octobre 2008, puis en février et mai 2009, au cours desquelles tous les paramètres des actionneurs AMF ont été mesurés (forces, déplacements, etc.) et comparés aux valeurs prévues lors de la phase de dimensionnement. Les mesures expérimentales ont validé la démarche développée dans ce mémoire.

**Mots-clés :** Alliages à mémoire de forme Ni-Ti, actionneurs, aile adaptative, essais en soufflerie.

# DESIGN OF SHAPE MEMORY ALLOY ACTUATORS FOR A MORPHING WING PROTOTYPE

MORELLON, Émeric

## ABSTRACT

Reducing fuel consumption of modern aircrafts is at the same time an ecological challenge, because it is associated with a reduction of greenhouse gases emissions, and an economical challenge, because due to fossil energy rarefaction, increases in fuel prices are burning issues. These goals may be achieved by reducing wing drag, and consequently engine power. This project is financed by the Consortium for research and innovation in Aerospace in Quebec (CRIAQ), the Natural sciences and engineering research council of Canada (NSERC), Bombardier Aerospace and Thales Canada, and named *7.1 - Laminar flow improvement on an aeroelastic research wing*. It is executed by two universities, *École de technologie supérieure* (ÉTS) and *École polytechnique de Montréal*, and also by the National Research Council Canada - Institute for Aerospace Research (NRC-IRA). The aim of this project is to develop an active system in order to delay the laminar-to-turbulent transition appearance on the wing.

For this study, a morphing wing prototype is designed and built. It is made of three main components apart the rigid structure: a flexible extrados on which pressure sensors are installed to detect the location of the transition, a controller, and smart actuators which move the flexible extrados through a transmission system. These actuators are made of shape memory alloy (SMA) wires placed in parallel of the bias element. They can modify the wing airfoil geometry depending of the flight conditions. These depend of the flow speed (Mach number varying from 0,2 to 0,35), and the angle of attack, varying from -1º to 2º. Optimised airfoils, which can adapt to each studied configuration, have been developed by *École polytechnique*. A numerical model describing the flexible extrados behavior is built by the *Laboratoire sur les alliages à mémoire et les systems intelligents* (shape memory alloys and smart systems laboratory), at ÉTS. The results of these studies show that the extrados profile should be controlled by two individually controlled actuators placed along the wing chord. They must be able to generate 8 mm vertical displacement from their reference position in order to reach the optimized airfoils. The numerical model gives the forces and strokes required at the two actuation lines, which must be generated by the actuators and transmitted to the flexible extrados through the transmission system.

To meet the functional requirements of the application, the geometry (length and cross-section) of the SMA active elements and the bias spring characteristics are calculated in this thesis. For that, the first parameter that must be fixed is the force of the bias element, which has to maintain the skin in the nominal position in presence of the aerodynamic suction and without actuation. In order to move the skin, the actuators must fight the force of the bias element and the deformation of the flexible extrados, but are helped for that by the suction force of the aerodynamic loading.

Because shape memory alloys' behaviour is difficult to model, the design process is mostly based on a *trial-and-error* approach. For this study, a characterization of small-dimensions SMA wires allowed to determine the force-stroke envelope, for a given value of the initial strain, actuation temperature and number of cycle. Then, the actuator geometry for the wing prototype can be defined, thanks to a design method based on a scaling of these results.

A 6 wires configuration, each 1800 mm length and 0.7 $mm^2$ cross-section, and made of nickel-titanium alloy (Ti-50.26 at% Ni) appears to satisfy the requirements of the application, once subjected to a preliminary thermo-mechanical preparation (30% cold rolling and heat treatments at 300ºC). These wires are cold-deformed during their installation into the prototype, to generate the strokes and forces required to deform the flexible extrados, once activated.

The morphing wing prototype has been experimentally tested three times in a wind tunnel, in October 2008, and then in February and May 2009. The SMA actuators' parameters (forces, displacements, etc.) were measured and compared to the predicted values found during the design process. The experimental results allowed the validation of the methodology developed in this master thesis.

**Keywords:** Ni-Ti shape memory alloys, actuators, morphing wing, wind tunnel tests.

## TABLE DES MATIÈRES

Page

INTRODUCTION ..... 1

CHAPITRE 1 RECENSION DES ÉCRITS ..... 3
1.1 Les ailes adaptatives ..... 3
1.1.1 Introduction à la terminologie aéronautique ..... 3
1.1.2 Avantages d'une aile adaptative ..... 5
1.1.3 Revue de concepts existants ..... 7
1.2 Les alliages à mémoire de forme ..... 14
1.2.1 Propriétés thermomécaniques des AMF ..... 15
1.2.2 Effet mémoire de forme ..... 19
1.2.3 Génération de contrainte lors du chauffage ..... 20
1.2.4 Choix de l'AMF en tant qu'actionneur ..... 22

CHAPITRE 2 POSITIONNEMENT DES TRAVAUX AU SEIN DU PROJET GLOBAL ..... 26
2.1 Objectifs de recherche ..... 26
2.2 Présentation de l'aile retenue pour la présente étude ..... 29
2.3 Paramètres de l'étude ..... 30
2.4 Étude d'un exemple de profil optimisé ..... 32
2.5 Enveloppe des forces d'actionnement ..... 34

CHAPITRE 3 CARACTÉRISATION DES ACTIONNEURS AMF ..... 37
3.1 Préparation des fils d'AMF ..... 37
3.2 Températures de transformation de l'alliage ..... 38
3.3 Caractérisation expérimentale du comportement de l'actionneur, sans butées ..... 39
3.4 Caractérisation expérimentale du comportement de l'actionneur, avec butées ..... 43
3.5 Influence de la température maximale ..... 46
3.6 Caractérisation expérimentale du comportement en fatigue de l'actionneur, avec butées ..... 47
3.7 Discussion ..... 49

CHAPITRE 4 CONCEPTION DES ACTIONNEURS ..... 51
4.1 Modélisation du système de transmission ..... 51
4.2 Principe de fonctionnement du système de transmission ..... 55
4.3 Dimensionnement des actionneurs et du ressort de rappel ..... 57
4.3.1 Premier cas limite : actionneur froid (butée basse) ..... 57
4.3.2 Second cas limite : actionneur chaud (butée haute) ..... 59
4.3.3 Dimensionnement des actionneurs ..... 61
4.3.4 Intégration des actionneurs dans l'aile ..... 67
4.3.5 Enveloppe d'actionnement ..... 69
4.4 Conclusion ..... 72

CHAPITRE 5 RÉSULTATS EXPÉRIMENTAUX ..... 73
5.1 Présentation du prototype ..... 73
5.1.1 Extrados flexible ..... 73
5.1.2 Système de transmission ..... 74
5.1.3 Système de commande ..... 75
5.2 Essais thermiques ..... 75
5.3 Caractérisation de la peau ..... 79
5.4 Validation des actionneurs en laboratoire ..... 83
5.5 Présentation de la soufflerie ..... 89
5.6 Première série d'essais en soufflerie ..... 90
5.6.1 Design préliminaire ..... 91
5.6.2 Problèmes rencontrés lors des premiers essais ..... 94
5.6.3 Analyse des résultats ..... 95
5.7 Ajustement des enveloppes de forces ..... 96
5.8 Seconde série d'essais en soufflerie ..... 98
5.8.1 Solutions mises en œuvre depuis la première série d'essais ..... 98
5.8.2 Comparatif des résultats entre les deux séries d'essais ..... 101
5.8.3 Validation du design ..... 103
5.9 Conclusions sur les essais en soufflerie ..... 106

CONCLUSION ..... 109

LISTE DES RÉRÉRENCES ..... 111

## LISTE DES TABLEAUX

Page


Tableau 1.1 Définitions de l'Encyclopédie Larousse de certains termes usuels de l'aéronautique ..... 4

Tableau 1.2 Résistivité électrique de divers matériaux, à température ambiante [20] ..... 23

Tableau 1.3 Principales propriétés des alliages à mémoire de forme classiques [22] ..... 23

Tableau 1.4 Densité d'énergie et paramètres ajustables suivant le mode de sollicitation d'un élément Ni-Ti [22] ..... 25

Tableau 2.1 Identification des différents cas d'optimisation étudiés ..... 31

Tableau 2.2 Valeurs des courses et forces en jeu aux deux lignes d'action ..... 35

Tableau 4.1 Cahier des charges de l'actionneur ..... 66

Tableau 4.2 Zone de travail de l'actionneur nº1 ..... 70

Tableau 5.1 Cas d'optimisation étudiés lors des essais en soufflerie ..... 90

Tableau 5.2 Courses et forces en jeu au niveau des deux lignes d'action, en vue des essais d'octobre 2008 ..... 92

Tableau 5.3 Courses et forces en jeu au niveau des deux lignes d'action, en vue des essais de février 2008 ..... 98

Tableau 5.4 Vitesse de déplacement des actionneurs lors des deux séries d'essais en soufflerie ..... 102

## LISTE DES FIGURES


Page

Figure 1.1 Géométrie d'une aile d'avion.....3

Figure 1.2 L'avion adaptatif de la NASA [5].....6

Figure 1.3 Le « Wright Flyer », en 1908 [7].....7

Figure 1.4 F-14 "Tomcat", en configuration a) basse vitesse (ailes dépliées) et b) haute vitesse (ailes repliées) [9].....9

Figure 1.5 Fou de Bassan, a) ailes dépliées, durant le vol [10] et b) ailes repliées, lorsqu'il plonge [11].....10

Figure 1.6 Volet hypersustentateur actionné par des fils en alliages à mémoire de forme [13].....11

Figure 1.7 Le prototype X-53 *Active Aeroelastic Wing* [14].....12

Figure 1.8 Différence entre les ailerons conventionnels et l'aile aéroélastique active, lors d'une manœuvre de virage à droite [14].....13

Figure 1.9 Schématisation de l'effet mémoire de forme simple sens.....14

Figure 1.10 Schémas d'un chargement thermodynamique complexe sur deux métaux : a) un acier, b) un alliage de nickel-titane [21].....16

Figure 1.11 Transformation de phase entre l'austénite et la martensite [21].....17

Figure 1.12 Diagramme d'état de la transformation martensitique.....19

Figure 1.13 Chemin thermomécanique de l'effet mémoire de forme simple sens : a) diagramme d'état; b) diagramme contrainte-déformation-température.20

Figure 1.14 Mécanisme de génération de contrainte.....21

Figure 1.15 Évolution de la température $M_s$ en fonction du pourcentage atomique de nickel dans l'alliage Ni-Ti [22].....24

Figure 2.1 Répartition des tâches du projet de l'aile adaptative.....28

Figure 2.2 Design conceptuel de l'aile adaptative.....29

Figure 2.3 Système d'actionnement de l'aile adaptative.....30

| | | |
|---|---|---|
| Figure 2.4 | Profil de référence et enveloppe maximale d'actionnement. | 32 |
| Figure 2.5 | Caractéristiques de l'actionnement de la structure adaptative, pour le cas C125 | 33 |
| Figure 2.6 | Caractéristiques de l'actionnement de la structure adaptative, pour les 47 profils étudiés, et pour chaque actionneur [29]. | 35 |
| Figure 2.7 | Enveloppes de travail au niveau de la peau. | 36 |
| Figure 3.1 | Essai DSC du fil d'AMF ayant subi les traitements thermiques et mécaniques. | 38 |
| Figure 3.2 | Représentation schématique (à gauche) et photo (à droite) du banc d'essais de traction. | 40 |
| Figure 3.3 | Stabilisation des propriétés de l'AMF au cours du cyclage. | 41 |
| Figure 3.4 | Résultats obtenus après 200 cycles, pour un matériau initialement non-stabilisé, et pour trois différentes valeurs de rigidité de l'élément de rappel). | 42 |
| Figure 3.5 | Différentes étapes du cycle d'actionnement avec butées. | 44 |
| Figure 3.6 | Exemple d'un cas de chargement avec butée. | 45 |
| Figure 3.7 | Plage d'actionnement de l'échantillon d'AMF stabilisé, dans le cadre d'une utilisation avec butées. | 45 |
| Figure 3.8 | Influence de la température de chauffage du fil d'AMF sur la force maximale générée, pour différentes valeurs de course. | 47 |
| Figure 3.9 | Évolution des forces et courses maximales générées en fonction du nombre de cycles, pour différentes positions de la butée. | 48 |
| Figure 4.1 | Représentation schématique du système d'actionnement (une seule ligne d'action est représentée). | 52 |
| Figure 4.2 | Modèle CAO du système de transmission. | 52 |
| Figure 4.3 | Représentation schématique simplifiée du système d'actionnement (une seule ligne d'action est représentée). | 53 |
| Figure 4.4 | Principales composantes de la partie flexible de l'aile. | 54 |
| Figure 4.5 | Mise en place du système et premier cycle de chargement. | 56 |

| | | |
|---|---|---|
| Figure 4.6 | Chronogramme représentant de manière schématique la mise en place du système et deux cycles d'actionnement. | 57 |
| Figure 4.7 | Système d'actionnement au repos, butée basse (peau en position nominale). | 58 |
| Figure 4.8 | Diagramme du corps libre de la came lorsque la peau est en position basse. | 59 |
| Figure 4.9 | Système d'actionnement activé, butée haute. | 60 |
| Figure 4.10 | Diagramme du corps libre de la came, peau en position haute. | 61 |
| Figure 4.11 | Longueurs du fil d'actionneur AMF, pour les deux cas limites. | 62 |
| Figure 4.12 | Disposition d'un actionneur AMF dans le prototype. | 67 |
| Figure 4.13 | Variation angulaire au niveau des actionneurs et du ressort de rappel lors de l'actionnement. | 68 |
| Figure 4.14 | Diagramme de design de l'actionneur nº1. | 71 |
| Figure 5.1 | Procédé de fabrication de l'extrados flexible. | 74 |
| Figure 5.2 | Représentation schématique du système d'actionnement. | 75 |
| Figure 5.3 | Implantation des thermocouples dans le prototype d'aile adaptative. | 76 |
| Figure 5.4 | Vue de dessous de la peau flexible. | 77 |
| Figure 5.5 | Vue de détail de la position des thermocouples. | 77 |
| Figure 5.6 | Température ressenties au niveau des capteurs, au cours du chauffage. | 78 |
| Figure 5.7 | Températures ressenties au niveau de la peau, au cours du chauffage. | 79 |
| Figure 5.8 | Essai de caractérisation de la peau. | 80 |
| Figure 5.9 | Représentation schématique du banc de caractérisation de la peau flexible. | 81 |
| Figure 5.10 | Rigidité de la peau ressentie à la ligne d'action nº1, lorsque la ligne nº2 est maintenue en position basse. | 82 |
| Figure 5.11 | Rigidité de la peau à la ligne d'action nº2, lorsque la ligne nº1 est maintenue en position basse. | 82 |
| Figure 5.12 | Prototype d'aile adaptative (sans la peau flexible). | 83 |

Figure 5.13 Caractéristique du ressort à gaz de 270 lb. ..... 86

Figure 5.14 Déplacement vertical de la came en fonction du temps, ligne d'action nº1. ..... 87

Figure 5.15 Température de l'actionneur en fonction du temps, ligne d'action nº1..... 87

Figure 5.16 Température de l'actionneur en fonction du déplacement vertical de la came, ligne d'action nº1. ..... 88

Figure 5.17 Schéma de la soufflerie 2m x 3m du CNRC. ..... 89

Figure 5.18 Enveloppe des forces d'actionnement, en vue des essais en soufflerie d'octobre 2008. ..... 91

Figure 5.19 Assemblage du prototype. ..... 93

Figure 5.20 Prototype de l'aile adaptative installé dans la soufflerie du CNRC, à Ottawa. ..... 94

Figure 5.21 Cas du chargement aérodynamique maximal (C135), lors des essais en soufflerie d'octobre 2008. ..... 95

Figure 5.22 Pressions internes et externes à l'extrados flexible [33]. ..... 96

Figure 5.23 Enveloppe des forces d'actionnement, en vue des essais en soufflerie de février 2009. ..... 97

Figure 5.24 Instrumentation de la force dans les actionneurs. ..... 99

Figure 5.25 Anciennes et nouvelles plages de fonctionnement des ressorts à gaz. .... 100

Figure 5.26 Méthodologie de réglage pour augmenter la force dans les actionneurs. 101

Figure 5.27 Essai d'actionnement lors des deux séries d'essais en soufflerie, au niveau de la 1ère ligne d'action, et pour le cas d'optimisation C135... 102

Figure 5.28 Essais d'actionnement dans le cas du chargement aérodynamique maximal. ..... 103

Figure 5.29 Essais d'actionnement dans le cas du chargement aérodynamique minimal. ..... 104

Figure 5.30 Comparaison des résultats théoriques avec ceux obtenus au cours des essais en soufflerie, pour la première ligne d'action, et dans le cas du chargement aérodynamique minimal (C101). ..... 105

Figure 5.31 Comparaison des résultats théoriques avec ceux obtenus au cours des essais en soufflerie, pour la première ligne d'action, et dans le cas du chargement aérodynamique maximal (C135). ..... 106

Figure 5.32 Position de la transition de l'écoulement laminaire/turbulent sur l'extrados flexible, observée par thermographie infrarouge, pour le cas C107 ($M$ = 0,2 et $\alpha$ = 2º), a) pour le profil de référence et b) pourle profil optimisé [33]. ..... 107

## LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

| | |
|---|---|
| %at. | Pourcent atomique |
| %c | Pourcent de la corde |
| AMF | Alliage à mémoire de forme |
| CAO | Conception assistée par ordinateur |
| CNRC | Conseil national de recherche du Canada |
| CRIAQ | Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec |
| DARPA | Defense advanced researched project agency |
| DSC | Calorimétrie différentielle à balayage |
| ÉTS | École de technologie supérieure |
| LAMSI | Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents |
| LARCASE | Laboratoire de recherche en commande active, avionique et en aéroservoélasticité |
| NASA | National aeronautics and space administration |
| NITINOL | Nickel titanium naval ordnance laboratories |
| ONERA | Office national d'études et recherches aérospatiales |
| PDA | Traitement thermique post-déformation |
| PID | Régulateur à action proportionnelle intégrale dérivée |

# INTRODUCTION

Ce travail de maîtrise s'inscrit dans un projet plus large du Consortium de Recherche et d'Innovation en Aérospatiale du Québec (CRIAQ), sous le thème 7.1 - *Amélioration de l'écoulement laminaire sur une voilure aéroélastique*. La problématique répond à la demande de Bombardier Aéronautique et de Thales Canada, partenaires industriels de ce projet. Le projet intègre deux universités québécoises, à savoir l'École de technologie supérieure et l'École polytechnique de Montréal, ainsi que le laboratoire d'aérodynamique du Conseil National de Recherche du Canada – Institut de recherche en aérospatiale (CNRC-IRA).

Le but de ce projet est la conception et la réalisation d'un système de contrôle actif du profil d'une aile expérimentale, afin de pouvoir maintenir un régime d'écoulement laminaire sur l'aile lorsque les conditions de vol changent. En effet, un écoulement laminaire étendu permet de diminuer la traînée, et par conséquent la consommation de carburant de l'avion. Pour ce faire, les tâches avaient été réparties comme suit au début du projet : l'École Polytechnique déterminait les formes théoriques des profils optimisés pour chaque cas aérodynamique de l'étude; le LAMSI prenait en charge la conception et la réalisation de la partie flexible de l'aile adaptative, ainsi que du système d'actionnement et le LARCASE réalisait le contrôle en boucle fermée à l'aide de la mesure de capteurs de pression (*Kulite*® et à fibre optiques), chargés de déterminer la position du point de transition sur l'extrados. Le CNRC prenait à sa charge la réalisation de l'intrados rigide de l'aile, et supervisait les essais en soufflerie qui se déroulaient dans la soufflerie 2 m x 3 m dans leurs locaux, à Ottawa.

Ce mémoire de maîtrise a pour but de développer les actionneurs en alliage à mémoire de forme dans un prototype d'aile d'avion adaptative. Cette aile est équipée d'une peau flexible, d'actionneurs intelligents et des capteurs de pression pouvant détecter le point de transition de l'écoulement, puis de modifier la forme de son profil afin de le repousser en direction du bord de fuite. Cela implique de déterminer la géométrie des éléments actifs, ainsi que la force des éléments de rappel qui permettent de réarmer le système.

Le premier chapitre consiste en une revue de la littérature des deux principaux thèmes de cette étude, à savoir les ailes adaptatives et les alliages à mémoire de forme. Une approche de certains concepts de base liés au domaine de l'aéronautique sera faite, suivie d'une étude présentant les principaux avantages des ailes adaptatives. Étant donné qu'ils font partie intégrante de l'aile adaptative conçue et réalisée au cours de cette étude, la technologie et le fonctionnement des alliages à mémoire de forme seront ensuite étudiés. Le deuxième chapitre présente le concept retenu pour l'aile adaptative, ainsi que les résultats déjà obtenus dans ce projet, comme les forces aux lignes d'action qu'il faudra générer afin que la peau flexible prenne la forme des profils optimisés. Ces enveloppes de forces vont constituer une grande partie du cahier des charges des actionneurs. Dans le troisième chapitre seront abordées les caractéristiques d'échantillons d'alliages à mémoire de forme étudiés en laboratoire, notamment les forces maximales que ceux-ci peuvent potentiellement générer dans diverses conditions d'utilisation. Le quatrième chapitre présente le système de transmission de l'aile adaptative, qui transmet la force fournie par les actionneurs à la peau flexible. Ceux-ci sont dimensionnés par un procédé de mise à l'échelle des résultats expérimentaux préalablement obtenus sur les échantillons étudiés en laboratoire. Enfin, différents essais ont été réalisés afin de caractériser le prototype de l'aile et les résultats sont présentés au cinquième chapitre. Une fois que la géométrie des actionneurs a été choisie, le prototype est prêt à être testé en soufflerie.

# CHAPITRE 1

# RECENSION DES ÉCRITS

Dans le but de bien cerner les deux grands thèmes qui font l'objet de ce mémoire, deux axes de recherche bibliographique ont été explorés : le premier concerne la littérature existante sur les ailes flexibles, et le second concerne le fonctionnement des alliages à mémoire de forme et leur utilisation comme actionneurs.

## 1.1 Les ailes adaptatives

### 1.1.1 Introduction à la terminologie aéronautique

Selon l'Encyclopédie Larousse en ligne [1], une aile est la « surface horizontale sur laquelle s'exercent les forces aérodynamiques de portance assurant la sustentation d'un avion ». La figure 1.1 présente la géométrie d'une aile d'avion, ainsi que la forme générale de l'écoulement au voisinage de celle-ci :

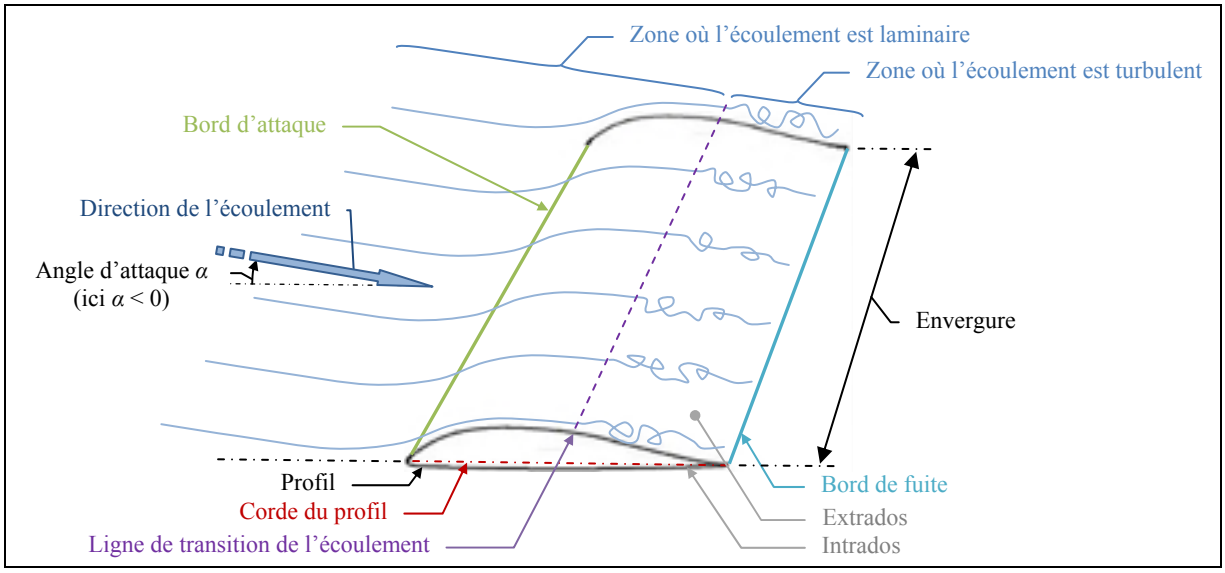



**Figure 1.1 Géométrie d'une aile d'avion.**

Pour faciliter la compréhension, l'aile représentée à la figure 1.1 est une aile droite, c'est-à-dire perpendiculaire au fuselage (elle possède un angle de flèche nul). C'est une aile de ce type qui sera réalisée au cours de ce projet.

Le tableau 1.1 regroupe les définitions des termes propres à l'aéronautique qui seront employés dans ce mémoire.

Tableau 1.1

Définitions de l'Encyclopédie Larousse de certains termes usuels de l'aéronautique

| **Terme** | **Définition de l'Encyclopédie Larousse [1]** |
|---|---|
| *Profil* | « Section d'une aile d'avion coupée dans sa profondeur. » |
| *Intrados* | « Surface inférieure d'une aile d'avion. » |
| *Extrados* | « Surface supérieure d'une aile d'avion. » |
| *Bord d'attaque* | « Bord antérieur d'une aile. » |
| *Bord de fuite* | « Bord postérieur d'une aile, opposé au bord d'attaque. » |
| *Corde* | « Segment de droite reliant le bord d'attaque au bord de fuite. » |
| *Envergure* | « Dimension d'une aile d'avion mesurée perpendiculairement à son plan de symétrie vertical. » |
| *Angle d'attaque* | « Angle formé par la corde d'un profil d'aile […] et la direction des filets d'air qui atteignent l'aile. » |
| *Portance* | « Composante de la résultante des forces de pression qui s'exercent sur un corps en mouvement dans un fluide, perpendiculaire à la direction de la vitesse. (C'est elle qui assure la sustentation d'un avion dans l'air ; elle résulte dans ce cas de la différence des vitesses relatives des filets d'air, donc des pressions, entre les faces supérieure et inférieure de l'aile.) » |
| *Traînée induite* | « Composante de la résultante des forces aérodynamiques s'exerçant sur un corps en déplacement dans l'air, parallèle à la vitesse et de sens opposé. » |
| *Couche limite* | « Mince zone d'écoulement ralenti au voisinage immédiat de la surface d'un corps en mouvement relatif par rapport à un fluide. » |
| *Écoulement laminaire* | « Se dit de l'écoulement d'un fluide lorsqu'il s'effectue par glissement des couches de fluide les unes sur les autres, sans échange de particules entre elles. » |
| *Écoulement turbulent* | « Se dit d'un écoulement dans lequel les filets fluides, au lieu de conserver leur individualité comme dans l'écoulement laminaire, échangent entre eux des particules fluides. » |
| *Transition* | « Point où, sur un profil, l'écoulement de l'air cesse d'être laminaire pour devenir turbulent. » |

Tableau 1.1 (suite)

Définitions de l'Encyclopédie Larousse de certains termes usuels de l'aéronautique

| Terme | Définition de l'Encyclopédie Larousse [1] |
|---|---|
| *Gouverne* | « Organe utilisé pour obtenir la rotation d'un aéronef autour de ses trois axes » |
| *Volet* | « Partie d'une aile ou d'une gouverne d'avion pouvant être braquée par rotation autour d'un axe parallèle à l'envergure de l'aile ou à la gouverne, afin de modifier la forme générale et, par suite, les caractéristiques aérodynamiques. » |
| *Aileron* | « Volet articulé placé à l'arrière d'une aile d'avion et dont la manœuvre permet l'inclinaison ou le redressement latéral de l'appareil. » |
| *Allongement* | « Rapport du carré de l'envergure à la surface de l'aile. » |

Dans le domaine aéronautique, retarder la transition laminaire – turbulent de l'écoulement sur une aile d'avion est une préoccupation certaine, car plus l'écoulement turbulent arrive tôt sur l'aile, plus la traînée est grande. Le principe de l'aile adaptative est justement de modifier la géométrie du profil afin de déplacer le point de transition le plus loin possible du bord d'attaque, le long de la corde.

### 1.1.2 Avantages d'une aile adaptative

Selon Sanders *et al.* [2], les performances aérodynamiques d'un avion sont optimisées pour des conditions spécifiques de vol. Le profil de l'aile d'un avion de ligne sera optimisé pour de longs vols à des vitesses et altitudes de croisière, tandis qu'un avion de chasse devra obtenir des performances à haute vitesse, même s'il doit pour cela se contenter d'une portée réduite. Le but d'une aile adaptative est de pouvoir s'adapter à ces changements de conditions, afin que le profil des ailes soit optimisé en tout temps, ce qui permet de minimiser la traînée. Ce paramètre est important, car selon Root [3], une diminution de la traînée d'un Boeing 747 de 1% correspond à une réduction de la consommation de 100 000 gallons (soit près de 380 000 litres) de kérosène par année et par avion. C'est la quantité de carburant nécessaire à cet avion pour parcourir l'équivalent de 33 000 kilomètres. Dans cette optique, le principe d'une aile « intelligente », optimisée pour chacune des conditions de vol prend

alors tout son sens, car les avantages qu'elle propose permettraient d'économiser sur les coûts de mise en œuvre des avions, et contribueraient à réduire les émissions de gaz $CO_2$ et $NO_x$, qui sont de puissants gaz à effet de serre.

Selon Cécile Michaut, journaliste scientifique à l'Office national d'études et recherches aérospatiales (ONERA, le centre français de recherches aérospatiales), « les principales sources de bruit sont situées au voisinage des discontinuités de l'aile (becs de bord d'attaque, volets et leurs supports, fentes), qui créent des tourbillons lorsque la voilure est déployée » [4]. On peut donc penser que le remplacement des gouvernes traditionnelles déployées au décollage ou à l'atterrissage par des actionneurs intégrés dans des bords d'attaque ou de fuite flexibles permettrait de réduire le bruit créé par l'avion au décollage et à l'atterrissage. L'augmentation de portance serait toujours générée, et la traînée réduite, car la forme déployée serait obtenue sans créer d'ouverture dans l'aile au niveau du bord de fuite.

Une aile flexible pourrait aussi permettre d'obtenir des gains en matière de manœuvrabilité, une caractéristique recherchée dans le cas des avions de chasse. Le contrôle de l'avion du futur pourrait alors se faire à l'aide de la déformation des ailes et non plus à l'aide de gouvernes conventionnelles, comme illustré à la figure 1.2, une vue d'artiste commandée par l'agence spatiale américaine, la NASA [5].

**Figure 1.2 L'avion adaptatif de la NASA [5].**

### 1.1.3 Revue de concepts existants

En 1903, le premier vol motorisé et contrôlé d'un aéronef (plus lourd que l'air) de l'histoire de l'aviation utilisait déjà le principe des ailes flexibles. Les frères Wright, originaires de Dayton dans l'Ohio, y possédaient un atelier de bicyclettes. Durant la conception de leur premier avion (présenté à la figure 1.3) ils réalisèrent que celui-ci aurait besoin de s'incliner pour pouvoir tourner, de la même manière qu'un cycliste doit se pencher dans un virage. Le contrôle de la trajectoire sur le « Wright Flyer » était alors obtenu grâce au gauchissement des ailes de l'avion, qui étaient souples [6]. Cette torsion entraînait une augmentation de la portance à l'extrémité d'une des ailes, et une diminution de la portance à l'extrémité de l'aile opposée, ce qui permettait de générer le mouvement de roulis.

**Figure 1.3 Le « Wright Flyer », en 1908 [7].**

Depuis, notamment à cause des avancées technologiques en matière de motorisation, les avions volent à des vitesses de plus en plus élevées. Il n'est alors plus possible de réaliser des ailes souples et entièrement déformables. Les avions actuels utilisent des ailerons, qui sont des surfaces rigides et mobiles situées au bord de fuite des ailes dans le but de contrôler le roulis en générant le différentiel de portance nécessaire. Ces derniers sont intégrés dans des ailes rigides et permettent de modifier le comportement aérodynamique de celles-ci, recouvertes d'une peau métallique puisque la flexibilité n'est plus nécessaire. Le fait d'avoir des ailes rigides implique que les profils ne peuvent pas être optimisés pour toutes les

conditions que l'avion va rencontrer en vol. Ils sont donc la plupart du temps optimisés pour le vol de croisière, dans des conditions standard.

Certains avions militaires possèdent des voilures à géométrie variable, ce qui leur permet d'évoluer à différentes vitesses sans perte d'efficacité, comme par exemple le Grumman F-14 "Tomcat" (figure 1.4). Ce dernier a été conçu durant la Guerre froide pour la marine américaine. Basé sur un porte-avions, en tant que chasseur supersonique, son rôle était d'intercepter d'éventuels bombardiers soviétiques avant qu'ils ne puissent lancer de missiles sur le porte-avions ou son groupe aéronaval. Il devait pour cela pouvoir décoller et atterrir à basses vitesses, mais aussi voler en régime de vol supersonique. C'est pour cela qu'il a été muni d'une voilure à géométrie variable, ses ailes présentant un angle de flèche pouvant varier entre 20º et 68º (et même jusqu'à un angle maximal de 75º dans sa configuration pour être stationné dans le hangar du porte-avions), à une vitesse angulaire de 7,5º par seconde. Cela lui permettait d'évoluer convenablement dans deux configurations totalement différentes, à savoir les régimes subsoniques et supersoniques. Le principal inconvénient de cette technologie reste sa complexité de mise en œuvre, qui cause un alourdissement de l'avion à cause du poids du mécanisme permettant de faire varier l'angle de flèche. Cela entraîne une chute du rendement énergétique de l'avion et une hausse des coûts liés à la maintenance [8].

**Figure 1.4 F-14 "Tomcat", en configuration a) basse vitesse (ailes dépliées) et b) haute vitesse (ailes repliées) [9].**

L'analogie est surprenante entre la géométrie que prend cet avion dans ses conditions de vol extrêmes, et certaines solutions adoptées dans la nature, comme avec l'exemple du Fou de Bassan, oiseau de l'Atlantique Nord spectaculaire à observer, qui plane haut dans les airs avant de plonger dans la mer à grande vitesse. L'Encyclopédie Larousse décrit son comportement comme suit : « lorsqu'il pique vers l'eau, le fou de Bassan part d'une hauteur de 10 à 40 m, et, dès qu'il aperçoit sa proie, il bascule vers l'avant, puis ferme peu à peu les ailes pour accélérer sa chute. Une fraction de seconde avant l'impact, les ailes restent tendues vers l'arrière, dans le prolongement du corps, de façon à mieux s'enfoncer dans l'eau. » [1] (*Voir* figure 1.5).

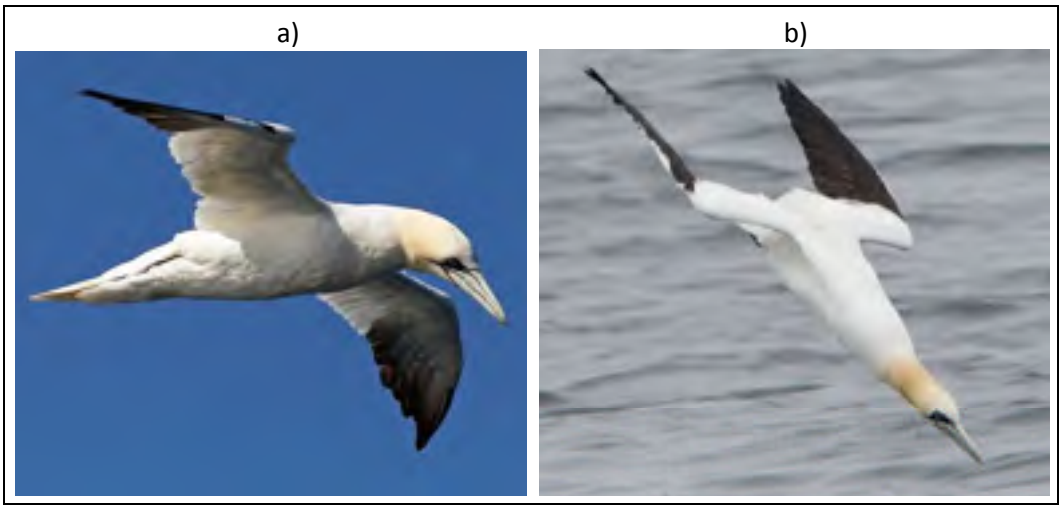



**Figure 1.5 Fou de Bassan,**
**a) ailes dépliées, durant le vol [10][1] et b) ailes repliées, lorsqu'il plonge [11][2].**
© Cédric Girard (a), et © Yvon Toupin 2006 (b).

Ainsi, de la même manière que cet oiseau va replier ses ailer pour diminuer sa résistance à l'air (et même à l'eau), le F-14 va augmenter l'angle de flèche de ses ailes pour pouvoir atteindre de plus hautes vitesses.

Un autre détail amusant à relever est que la première application industrielle utilisant des alliages à mémoire de forme (dont le comportement sera étudié dans les prochaines sections) fut un manchon de raccordement pour des conduits hydrauliques proches de la peau en aluminium du F-14, développés par la compagnie Raychem en 1969 pour remédier à des problèmes de soudure [12].

Une agence du département de la Défense des États-Unis, la DARPA, et Boeing développent conjointement des volets hypersustentateurs directement intégrés dans le bord de fuite flexible de l'aile d'un avion. Ceux-ci sont actionnés à l'aide de deux fils en alliages à mémoire de forme, connectés au bord de fuite de l'aileron flexible d'une part, et sur l'extrados et l'intrados d'autre part (figure 1.6). Lorsque le fil inférieur est activé, il vient

[1] Avec la permission de : Cédric Girard, www.aube-nature.com. Tous droits réservés.

[2] Avec la permission de : Yvon Toupin, www.oiseaux.net. Tous droits réservés.

déformer la structure flexible et en même temps le fil supérieur. Le retour au profil initial se fait à l'inverse en actionnant le fil supérieur. L'effet mémoire de forme étant induit simplement par le passage d'un courant électrique, plusieurs éléments de puissance hydrauliques, auparavant intégrés dans l'aile sont supprimés, de même que les éléments de transmission comme des articulations ou encore des glissières. Cela permet d'alléger considérablement les ailes, ainsi que de réduire les nuisances sonores liées à la voilure, car la plupart de ces éléments étaient lourds et peu aérodynamiques lorsqu'ils étaient déployés [13].

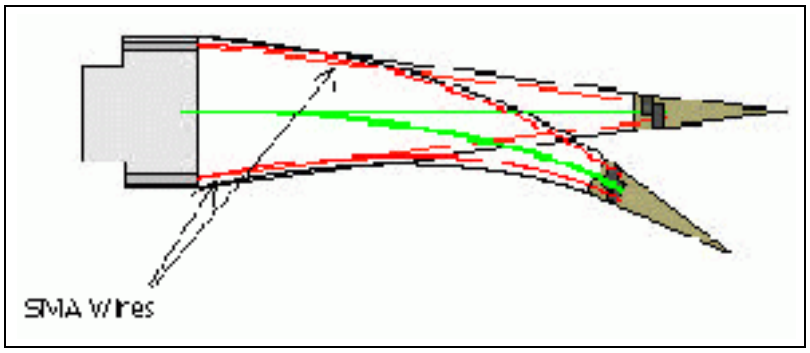



**Figure 1.6 Volet hypersustentateur actionné par des fils en alliages à mémoire de forme [13].**

Récemment, et grâce aux avancées dans les domaines des matériaux et de l'actionnement, la possibilité de changer la forme même des ailes a commencé à redevenir une réalité. Une étude a été menée conjointement par la NASA, le laboratoire de recherche de l'U.S. Air Force et Boeing Phantom Works dans le but d'obtenir une amélioration des performances en roulis en utilisant la torsion d'ailes flexibles sur le prototype X-53 *Active Aeroelastic Wing* (présenté aux figure 1.7 et 1.8), une version modifiée du F/A-18 "Hornet".

**Figure 1.7 Le prototype X-53 *Active Aeroelastic Wing* [14].**

Alors que l'avion standard contrôle le roulis en commandant conjointement la déflexion d'ailerons, des gouvernes arrière et de volets de bord d'attaque, il s'agit plutôt d'obtenir le mouvement de roulis de l'avion en induisant une vrille dans l'aile, tout comme dans le cas de l'avion des frères Wright un siècle auparavant. Pour cela, plusieurs surfaces de contrôle (bien plus petites que des ailerons standards) situées sur les bords d'attaque et du bord de fuite vont induire un gauchissement dans l'aile, et permettre ainsi de déformer l'aile en torsion (elle peut présenter un angle de torsion allant jusqu'à 5º [15]), comme illustré à la figure 1.8. Dès lors, l'effet des forces aérodynamiques sur l'aile déformée va engendrer une force de roulis.

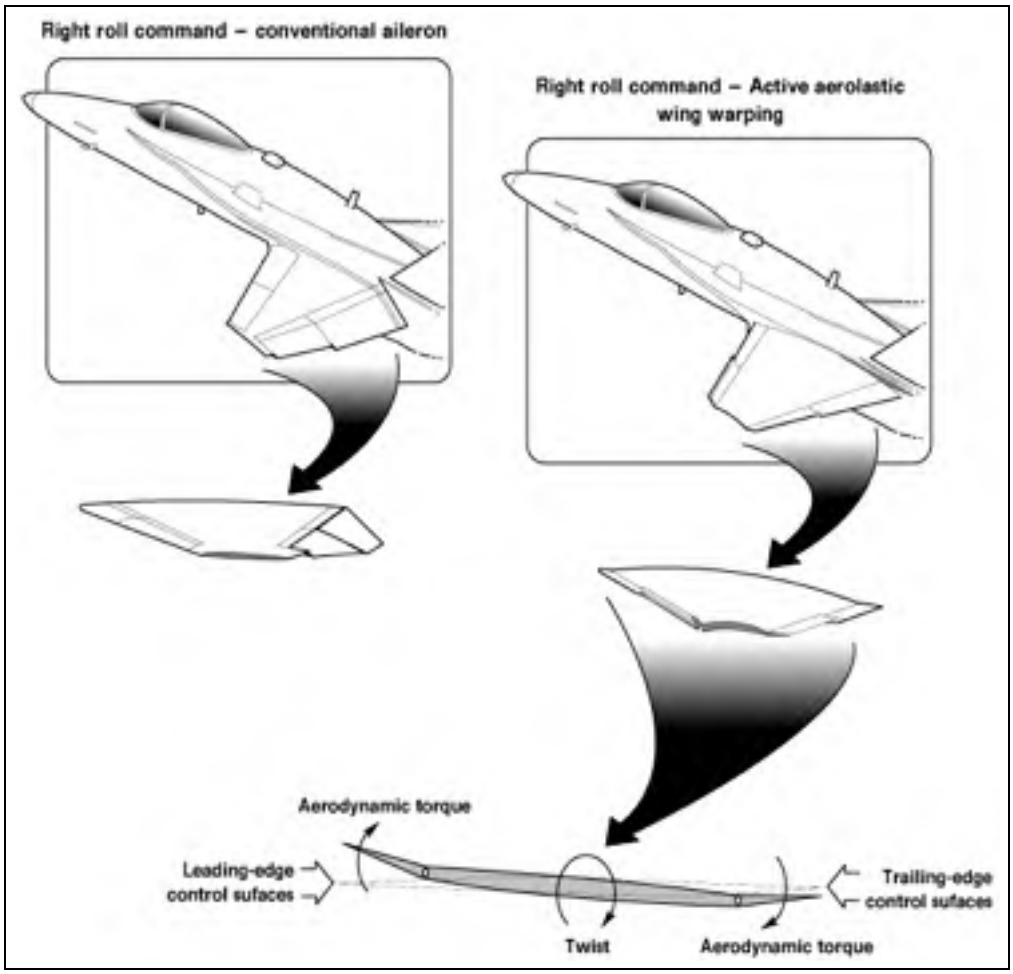



**Figure 1.8 Différence entre les ailerons conventionnels et l'aile aéroélastique active, lors d'une manœuvre de virage à droite [14].**

Les recherches ont montré que les taux de roulis ainsi obtenus étaient de l'ordre de 80 à 85% des performances d'un F/A-18 standard alors que le mouvement de rotation était induit uniquement par la torsion des ailes, sans utiliser les gouvernes arrière. Cette technologie devrait permettre de créer des ailes plus fines et possédant un allongement plus grand, tout en réduisant la masse structurelle de l'aile de 10 à 20% [16; 17].

Thill *et al.* présentent une revue de la littérature, très complète, sur les ailes adaptatives [18]. Après avoir présenté une revue sur les avantages des ailes adaptatives et les applications déjà mises en œuvre sur des avions existants, ils y présentent une multitude de projets de recherche en cours dans ce domaine, visant à améliorer les performances des ailes actuelles.

Ces concepts s'appuient sur des structures composées de matériaux étirables, déployables ou encore pliables, afin de pouvoir modifier l'allongement ou encore la cambrure d'une aile, grâce aux propriétés mêmes de la peau, ou encore à des systèmes d'actionneurs internes, par exemple en alliages à mémoire de forme.

## 1.2 Les alliages à mémoire de forme

L'origine de la découverte des alliages à mémoire de forme (AMF) remonte à 1932, depuis que le physicien suisse Arne Orlander a découvert l'effet de mémoire de forme dans un alliage d'or et de cadmium. Il a fallu attendre l'exposition universelle de 1958 pour voir les premiers actionneurs utilisant des AMF [19]. Ensuite, l'alliage de nickel et titane fut découvert dans les laboratoires de l'U.S. Navy, au *Naval Ordnance Laboratory* (ce qui est à l'origine du nom commercial *Nitinol*, un acronyme de *Nickel Titanium Naval Ordnance Laboratory*) en 1962 par William Buehler et Frederick Wang [12].

Ces alliages possédent plusieurs propriétés inédites parmi les matériaux métalliques : la capacité de "garder en mémoire" une forme initiale et d'y retourner même après une déformation (*effet mémoire de forme simple sens*, présenté à la figure 1.9), la possibilité d'alterner entre deux formes préalablement mémorisées lorsque sa température varie autour d'une température critique (*effet mémoire de forme double sens*), et un comportement superélastique permettant des allongements sans déformation permanente significativement supérieurs à ceux des autres métaux (*effet superélastique*).

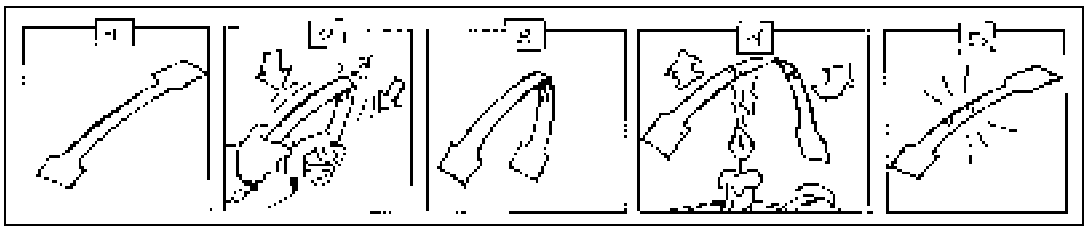


**Figure 1.9 Schématisation de l'effet mémoire de forme simple sens.**
(Réalisation interne du LAMSI).

Toutes ces propriétés trouvent leur origine dans la structure interne du matériau, qui subit un changement de phase à l'état solide, nommé transformation martensitique.

Dans le cadre de ce mémoire, seul le cas de l'effet mémoire de forme simple sens sera étudié, afin de bien comprendre les mécanismes qui seront mis en œuvre lors de l'actionnement dans le prototype d'aile adaptative. Pour plus d'informations sur les autres phénomènes, *voir* Brailovski *et al.* [20].

### 1.2.1 Propriétés thermomécaniques des AMF

Le comportement des AMF est très différent de celui des métaux classiques. Par exemple, la figure 1.10 montre la réponse de deux matériaux différents, un acier (a) et un alliage de nickel-titane (b) soumis au même chargement thermomécanique. Les conditions initiales sont celles du point 1, sans contrainte ni déformation, et à température ambiante. Entre les points 1 et 2 les deux échantillons sont soumis à un chargement, puis la contrainte est relâchée (point 3), la diminution de la contrainte se faisant selon la pente d'élasticité des deux matériaux. Les échantillons présentent à ce moment une déformation résiduelle (de l'ordre de 5%). Si leurs extrémités sont bloquées, et que les deux échantillons subissent un cycle chauffage / refroidissement de l'ordre de quelques dizaines de degrés Celsius (entre les points 3, 4 et 5), l'acier aura tendance à générer une faible contrainte de compression, liée à la dilatation du matériau, avant de retourner à contrainte nulle. L'alliage nickel-titane va, quand à lui, générer une contrainte importante en traction (chemin 3-3a-4), avant de retourner à contrainte nulle en suivant un chemin différent de celui suivi lors du chauffage (chemin 4-4a-4b-5). Les extrémités des deux échantillons sont alors relâchées, et ils sont soumis à un second balayage en température (chemin 5-6-7 pour l'acier et chemin 5-5a-5b-6-7 pour l'AMF). Son effet est presque invisible sur l'acier, qui va juste subir une très faible expansion alors que l'alliage nickel-titane reprend sa forme initiale avec l'augmentation de la température (point 6). Après le refroidissement, il est revenu aux mêmes conditions qu'à l'état initial (point 7).

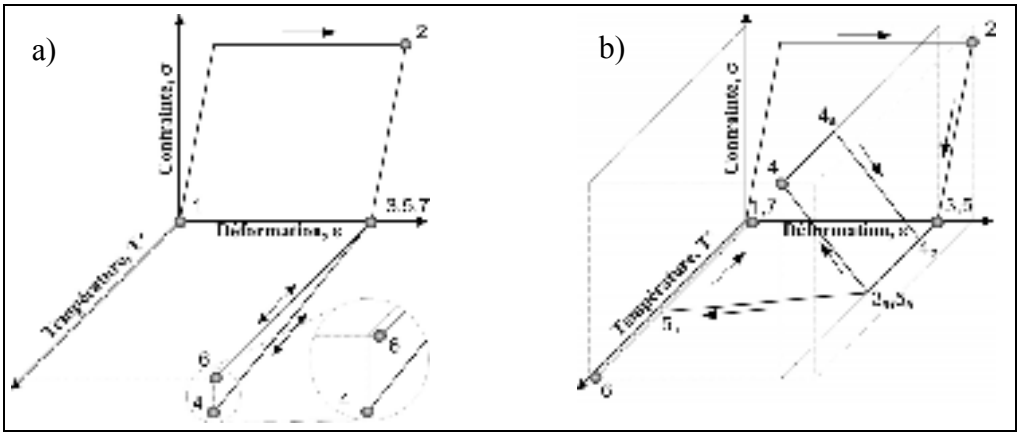



**Figure 1.10 Schémas d'un chargement thermodynamique complexe sur deux métaux : a) un acier, b) un alliage de nickel-titane [21].**
(Adaptée de [21]).

Les caractéristiques atypiques des AMF proviennent du fait qu'ils ont deux phases cristallographiques stables, appelées, par analogie aux aciers, phases « martensitique » et « austénitique ». La martensite est la phase observée à basse température et se présente sous deux formes : la martensite auto-accommodante (maclée) obtenue après un refroidissement sans contrainte, et la martensite orientée (déformée) obtenue sous charge. L'austénite apparaît quant à elle à haute température. Le passage d'une phase à une autre, illustré à la figure 1.11, peut se faire de façon thermique, par changement de température, de façon mécanique, suite à l'application d'une contrainte ou encore en combinant les deux.

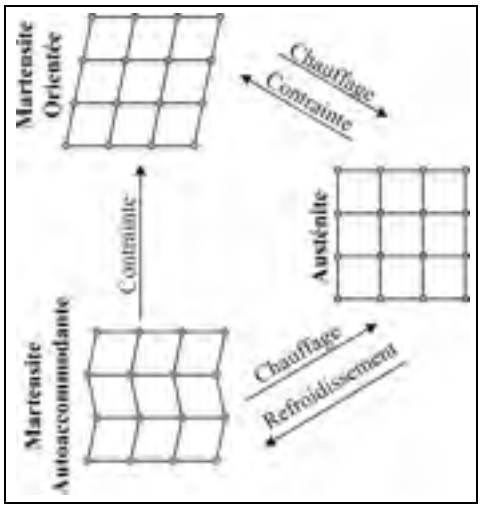



**Figure 1.11 Transformation de phase entre l'austénite et la martensite [21].**

Guénin [22] décrit la transformation martensitique de la façon suivante :

> « *La transformation martensitique est une transition structurale displacive du premier ordre présentant une déformation homogène de réseau cristallographique, constituée essentiellement par un cisaillement*. »

Le terme « transformation displacive » signifie que les déplacements relatifs des atomes sont faibles (de l'ordre du dixième d'une distance inter-atomique). Il n'existe donc aucune diffusion d'atomes lors de cette transformation, qui peut ainsi se produire sur une large plage de températures et ce très rapidement, sans changer ni l'ordre atomique ni la composition chimique de l'alliage. Cette transformation est aussi indépendante du temps car elle se propage uniquement par un mouvement de l'interface séparant les deux phases. On parle de transformation directe dans le sens austénite → martensite, et de transformation inverse dans le sens martensite → austénite. C'est la maille élémentaire qui change de forme au cours de la transformation martensitique : la phase martensitique est formée d'un empilement de mailles monocliniques (les atomes sont alignés sur un prisme rectangulaire dont la base est constituée d'un parallélogramme), tandis que la phase austénitique est de forme cubique centrée (un atome est disposé sur chaque coin d'un cube, et un autre au centre).

Comme décrit précédemment, la martensite se présente sous deux formes : la martensite auto-accommodante et la martensite orientée. La martensite auto-accommodante est constituée de rangées de mailles orientées dans une même direction (appelées variantes), jusqu'à ce qu'un défaut d'empilement génère une autre série de mailles dans une autre direction. L'empilement se fait alors de manière aléatoire. La martensite orientée est obtenue par mise en cisaillement de la martensite auto-accommodante, les variantes étant alors orientées de façon ordonnée. Cependant, il est à noter qu'un relâchement de la contrainte n'entraînera pas un retour à la forme auto-accommodée.

La transformation martensitique peut être induite aussi bien par une variation de température que par l'application d'une contrainte externe. La relation de Clausius-Clapeyron prédit l'évolution des températures de transformation de phase en fonction de la contrainte externe :

$$\frac{d\sigma}{dT} = \frac{\Delta S}{V_0 \, \Delta \varepsilon} \quad , \tag{1.1}$$

où $\Delta S$ est la variation d'entropie, $\Delta \varepsilon$ la variation de la déformation macroscopique au cours de la déformation, et $V_0$ le volume initial du cristal non déformé. $\Delta S$ et $\Delta \varepsilon$ peuvent être considérés indépendants de la température. L'équation de Clausius-Clapeyron est linéaire, ce qui permet de tracer le diagramme d'état présenté à la figure 1.12, dans l'espace contrainte en fonction de la température :

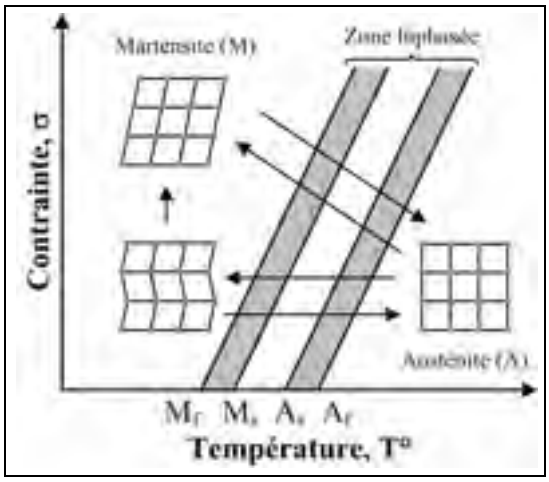



**Figure 1.12 Diagramme d'état de la transformation martensitique.**
(Adaptée de [21]).

En pratique, la transformation martensitique se réalise dans une région comprise entre deux droites, du fait que les multiples variantes de martensite ne vont pas toutes se transformer au même moment. Ainsi, lors de la transformation directe, c'est-à-dire de l'austénite à la martensite, il faut traverser la droite de début de transformation martensitique $M_s$ (*Martensite start*) et de fin de transformation martensitique $M_f$ (*Martensite finish*). De même, pour la transformation inverse, de la martensite à l'austénite, il faut traverser la droite de début de transformation austénitique $A_s$ (*Austenite start*) et de fin de transformation austénitique $A_f$ (*Austenite finish*). Ainsi, l'écart entre les domaines de transformation martensitique et austénitique représente une hystérésis thermique. Cette hystérésis est toujours présente lors des transformations et correspond aux pertes d'énergie à l'interface entre les deux phases. Il est intéressant de constater que les températures de transformation augmentent avec l'augmentation du niveau de contrainte.

### 1.2.2 Effet mémoire de forme

À l'aide d'un diagramme d'état et d'un diagramme de contrainte-déformation-température, la figure 1.13 présente le phénomène de mémoire de forme simple sens observé dans les AMF. Les numéros associés aux différentes étapes de la transformation correspondent également à ceux de la figure 1.9. La pièce est initialement à l'état basse température et non déformée. Sa

structure est alors composée de martensite auto-accommodante (1). Une contrainte externe est alors appliquée (2), puis relâchée (3). La martensite a alors été orientée par maclage. La pièce présente alors une déformation importante, sans toutefois que le matériau ne soit plastifié. En effet, la pièce retrouvera sa forme initiale suite à un chauffage (4), durant lequel la martensite va être transformée en austénite. Après refroidissement, la pièce sera dans les mêmes conditions qu'à l'état initial (5), tant au niveau macroscopique que microscopique.

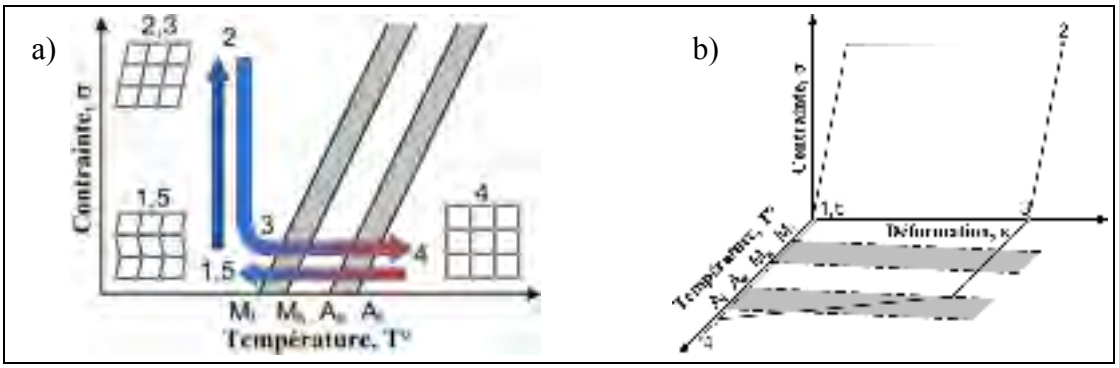



**Figure 1.13 Chemin thermomécanique de l'effet mémoire de forme simple sens : a) diagramme d'état; b) diagramme contrainte-déformation-température.**
(Adaptée de [21]).

Le cycle présenté à la figure 1.13 montre un retour de forme libre de toute restriction. Dans le cas où ce retour de forme est bloqué, par exemple si les extrémités de l'échantillon sont encastrées lors du chauffage, la transformation inverse est rendue plus difficile. Ce phénomène est abordé dans la prochaine section.

### 1.2.3 Génération de contrainte lors du chauffage

Lorsqu'un échantillon, préalablement déformé dans le domaine martensitique, est soumis à une augmentation de température alors que ses extrémités sont encastrées, d'importantes contraintes peuvent être générées grâce à l'effet mémoire de forme. Ce cas de chargement thermodynamique se nomme *génération de contrainte*, car la contrainte générée lors du chauffage est souvent plus importante que celle utilisée pour la déformation initiale. La figure 1.14 permet de visualiser schématiquement le mécanisme de génération de contrainte :

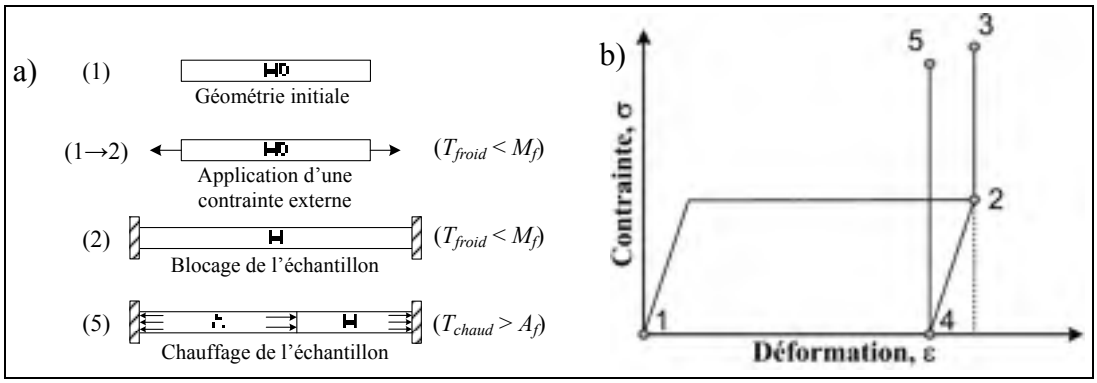



**Figure 1.14 Mécanisme de génération de contrainte.**
(Adaptée de [23]).

Dans ce cas ci, l'échantillon est à l'état basse température ($T_1 = T_{froid} < M_f$) et non déformé (point 1). Une contrainte est alors appliquée (point 2). La martensite, qui était à l'état de martensite auto-accommodante (*M0*) devient orientée (*M*). Dans un premier cas, les extrémités de l'échantillon restent bloquées et celui-ci est chauffé jusqu'à haute température ($T_3 = T_{chaud} > A_f$) (point 3); et la martensite (*M*) se transforme en austénite (*A*) dans le matériau. À l'inverse du cas de la section précédente l'échantillon ne peut pas regagner sa forme initiale. Il va alors générer une contrainte importante lors du chauffage ($\sigma_3 > \sigma_2$), et ce, dès que la température sera supérieure à $A_s$. Dans un deuxième cas, l'échantillon est relâché après application de la contrainte. Il s'en suit un retour élastique (2 → 4), et l'AMF présente une déformation résiduelle (point 4). Une fois ses extrémités de nouveau bloquées, l'échantillon génère une contrainte $\sigma_5$ (cependant $\sigma_5 < \sigma_3$) lors du chauffage jusqu'à haute température ($T_5 = T_{chaud}$ à nouveau).

La relation de Clausius-Clapeyron indique qu'une augmentation de la contrainte entraîne une augmentation des températures de transformation. Il est admis que la génération de contrainte débute lorsque la température dépasse $A_s$. Cela entraîne que la contrainte dans l'échantillon augmente en même temps le pourcentage d'austénite dans l'échantillon. La plage de transformation est donc plus grande dans le cas de la génération de contrainte, lorsque les extrémités de l'échantillon sont encastrées, que dans le cas abordé à la section 1.2.2, lorsque l'échantillon est libre.

Plusieurs auteurs ont étudié le mécanisme de génération de contrainte, et il ressort que les principaux paramètres qui influencent ce mécanisme sont [20; 24; 25] :

- la composition chimique de l'alliage,
- le taux de déformation à froid,
- la température et le temps de traitement thermique,
- la température d'essai,
- la déformation initiale de l'échantillon,
- le cyclage thermique,
- le cyclage mécanique.

Le choix d'un AMF comme actionneur est donc complexe. Il débute tout d'abord par le choix du matériau, puis des différents traitements thermomécaniques qui doivent être réalisés afin d'obtenir un comportement stable de l'élément actif. Enfin, il faut déterminer les conditions d'installation adaptées, qui seront propres à chaque application.

### 1.2.4 Choix de l'AMF en tant qu'actionneur

Cette section présente diverses caractéristiques propres à différents types d'alliages à mémoire de forme. Le choix de l'alliage utilisé pour l'application de l'aile adaptative sera fait dans le but que ses caractéristiques correspondent aux mieux aux principales exigences de l'application.

Un des principaux avantages des AMF vient du fait qu'en plus de présenter une grande densité d'énergie par rapport aux autres éléments actifs, certains types d'alliages (comme les alliages Ni-Ti) possèdent une résistivité très élevée (*Voir* tableau 1.2). Cette dernière caractéristique permet de simplifier énormément le système de chauffage en utilisant l'effet Joule et donc en branchant simplement une source de courant aux extrémités de l'élément d'AMF. Ils sont donc d'excellents candidats dans le domaine de l'actionnement.

Tableau 1.2

Résistivité électrique de divers matériaux, à température ambiante [20]

| Matériau | Résistivité (μΩ.cm) |
|---|---|
| Argent | 1,59 |
| Cuivre | 1,72 |
| Cu-Zn-Al (AMF) | 8,5 |
| Cu-Al-Ni (AMF) | 11 |
| Constantan (alliage de Cu-Ni) | 49 |
| Ni-Ti (AMF) | 80 |
| Nichrome™ | 100 |

Guénin [22] présente dans son étude les principaux alliages utilisés dans l'industrie possédant la propriété de mémoire de forme, notamment certains alliages à base de cuivre comme les alliages Cu-Zn-Al, Cu-Al-Ni, Cu-Al-Be, mais aussi les alliages du type Ni-Ti (communément appelés *Nitinol*) qui sont les plus utilisés en pratique. Certaines propriétés de ces alliages sont rassemblées dans le tableau 1.3.

Tableau 1.3

Principales propriétés des alliages à mémoire de forme classiques [22]

| Propriétés | Unité | Ni-Ti | Cu-Zn-Al | Cu-Al-Ni |
|---|---|---|---|---|
| Masse volumique | $10^3$ kg/m$^3$ | 6,5 | 7,5 | 7,5 |
| Résistivité électrique | $10^{-8}$ Ω· m | 60 | 8 | 12 |
| Module d'élasticité en traction de l'austénite | $10^4$ MPa | 9 | 7 | 7 |
| Module d'élasticité en cisaillement de l'austénite | $10^4$ MPa | 3,5 | 2,5 | 2,5 |
| Limite de rupture | MPa | 800 à 1000 | 300 à 600 | 400 à 700 |
| Température maximale d'utilisation | °C | 300 | 130 | 250 |
| Température de transformation $M_S$ | °C | – 200 à 100 | – 200 à 80 | 60 à 200 |
| Déformation mémoire maximale en traction | % | 8 | 4 à 6 | 4 à 6 |
| Conductivité thermique | J/K · m · s | 10 | 120 | 75 |

Pour la suite, les alliages Ni-Ti seront retenus, car ces derniers possèdent les propriétés les plus intéressantes parmi les alliages usuels. Ceux-ci présentent une composition proche de la composition équiatomique : ils sont typiquement composés de 50 à 51 %at. de nickel. Cependant, de petits changements dans la composition peuvent grandement affecter les températures de transformation, comme indiqué à la figure 1.15 qui montre l'évolution de la

température $M_s$ en fonction du pourcentage atomique de nickel dans l'alliage Ni-Ti. Il est alors possible de choisir la composition chimique de l'alliage afin que sa température de transformation soit adaptée à l'application.

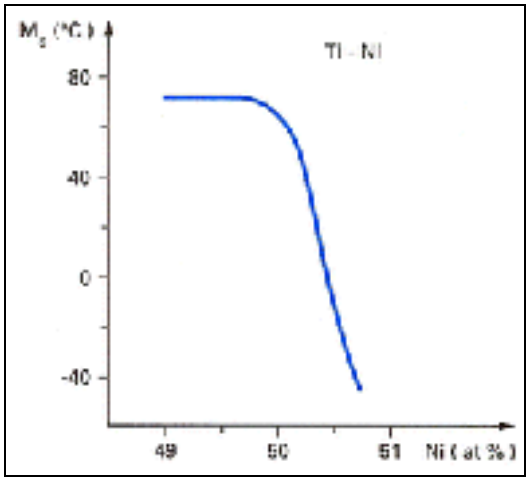



**Figure 1.15 Évolution de la température $M_s$ en fonction du pourcentage atomique de nickel dans l'alliage Ni-Ti [22].**

Dans le cas de cette étude, l'objectif est que la transformation se produise pour une température juste au dessus de la température ambiante, ce qui permet de minimiser l'énergie nécessaire lors du chauffage.

La manière dont l'AMF est sollicité influence, elle aussi, grandement les performances de l'actionneur. Le tableau 1.4 présente la densité d'énergie que peut fournir l'alliage Ni-Ti, en fonction de la géométrie de l'échantillon.

Tableau 1.4

Densité d'énergie et paramètres ajustables suivant
le mode de sollicitation d'un élément Ni-Ti [22]

| Mode de sollicitation | Densité d'énergie (J/kg) | Paramètres géométriques ajustables |
|---|---|---|
| Traction, compression | 466 | Longueur *L*, diamètre *d* |
| Torsion | 82 | |
| Ressort hélicoïdal | N/A | Diamètre fil *d*, diamètre enroulement *D*, nombre de spires *n* et pas des spires |
| Flexion encastrée | 4,6 | Longueur *l*, largeur *b*, épaisseur *h* |
| Flexion 3 points | 4,6 | |
| Flexion 4 points | 4,6 | *L*, *b*, *h* et *l,* distance entre les points d'application de la force |

C'est lorsqu'il est utilisé en traction ou en compression que l'alliage démontre la densité d'énergie la plus grande. Pour obtenir le meilleur rendement possible, le choix a donc été fait d'utiliser fils d'AMF sollicités en tension pour l'application de l'aile adaptative.

Cependant, il faut garder à l'esprit le fait qu'un élément en alliage à mémoire de forme ne peut, en principe, fournir du travail mécanique qu'au chauffage. Par contre, le fait de relier l'élément actif à un élément de rappel permet de fournir du travail au chauffage et au refroidissement. En effet, l'AMF génère du travail lors du chauffage, tandis que l'élément de rappel restitue l'énergie, emmagasinée durant le chauffage, pendant la phase de refroidissement. Le développement d'un tel actionneur nécessite donc de dimensionner un élément de rappel adapté qui servira à assurer une déformation à froid de l'élément actif et donc un « réarmement » de l'actionneur.

# CHAPITRE 2

# POSITIONNEMENT DES TRAVAUX AU SEIN DU PROJET GLOBAL

Ce chapitre présente les différents ensembles fonctionnels constituant l'aile adaptative et décrit le cadre des paramètres d'étude pour lesquels sont définis les profils optimisés. Il présente ensuite les forces des actionneurs nécessaires pour obtenir ces profils, tout d'abord en s'appuyant sur l'exemple d'un seul cas optimisé et pour l'ensemble des cas étudiés; ce qui permet de définir les enveloppes des forces d'actionnement. Ces dernières ont une place importante dans le cahier des charges des actionneurs de l'aile adaptative.

## 2.1 Objectifs de recherche

Comme mentionné dans l'introduction, ce travail s'inscrit dans un projet global, commandé par des industriels et réalisé par des laboratoires de recherche. Le mandat du LAMSI était de concevoir et réaliser le caisson de voilure devant être installé sur l'intrados rigide. Ceci impliquait un dimensionnement de toutes les composantes de la partie flexible, à savoir la peau flexible, le système d'actionnement et les actionneurs en alliage de forme. Le présent mémoire traite du dimensionnement des actionneurs en alliages à mémoire de forme et des éléments de rappel associés, qui fourniront le travail nécessaire pour déformer la peau afin d'obtenir les profils optimisés, mais aussi maintenir la peau à son profil nominal en l'absence d'actionnement.

La contribution de ce mémoire à ce projet est orientée autour de quatre axes principaux, à savoir : *i*) la caractérisation de l'élément actif en laboratoire, *ii*) le dimensionnement des actionneurs du prototype d'aile adaptative, *iii*) les essais en laboratoire et *iv*) les essais en soufflerie.

Dans un premier temps, il faut caractériser le comportement de l'élément actif en laboratoire. Pour cela, des essais d'actionnement sont réalisés pour observer le comportement de l'alliage

lors du cyclage, ensuite lors d'un actionnement avec butée et enfin, en fatigue et avec butée. Suite à cela, la géométrie des actionneurs en AMF du prototype est déterminée. Ceci va de pair avec le dimensionnement de l'élément de rappel, puisque la force d'installation de l'élément de rappel dépend de la section de l'actionneur, et que les forces d'actionnement dépendent de la force de l'élément de rappel. Par la suite, une fois que le prototype est conçu et réalisé et que les fils d'AMF ont subi les traitements thermiques et mécaniques, ils sont précyclés, avant d'être installés dans le prototype d'aile adaptative. Divers essais sont alors réalisés en laboratoire comme les essais de caractérisation du comportement de l'extrados flexible, de caractérisation du comportement de l'élément de rappel retenu, du comportement thermique à l'intérieur du prototype lors de l'actionnement et enfin des essais d'actionnement en conditions de laboratoire. Enfin, le prototype est préparé en vue des trois séries d'essais à la soufflerie d'Ottawa.

La figure 2.1 présente la répartition des tâches du projet. Les cases grisées représentent les contributions majeures de ce mémoire au projet, et renvoient le lecteur aux différentes sections de ce mémoire, dans lesquelles sont décrites ces opérations. En revanche les cases blanches représentent les opérations majoritairement réalisée par d'autres participants au projet.

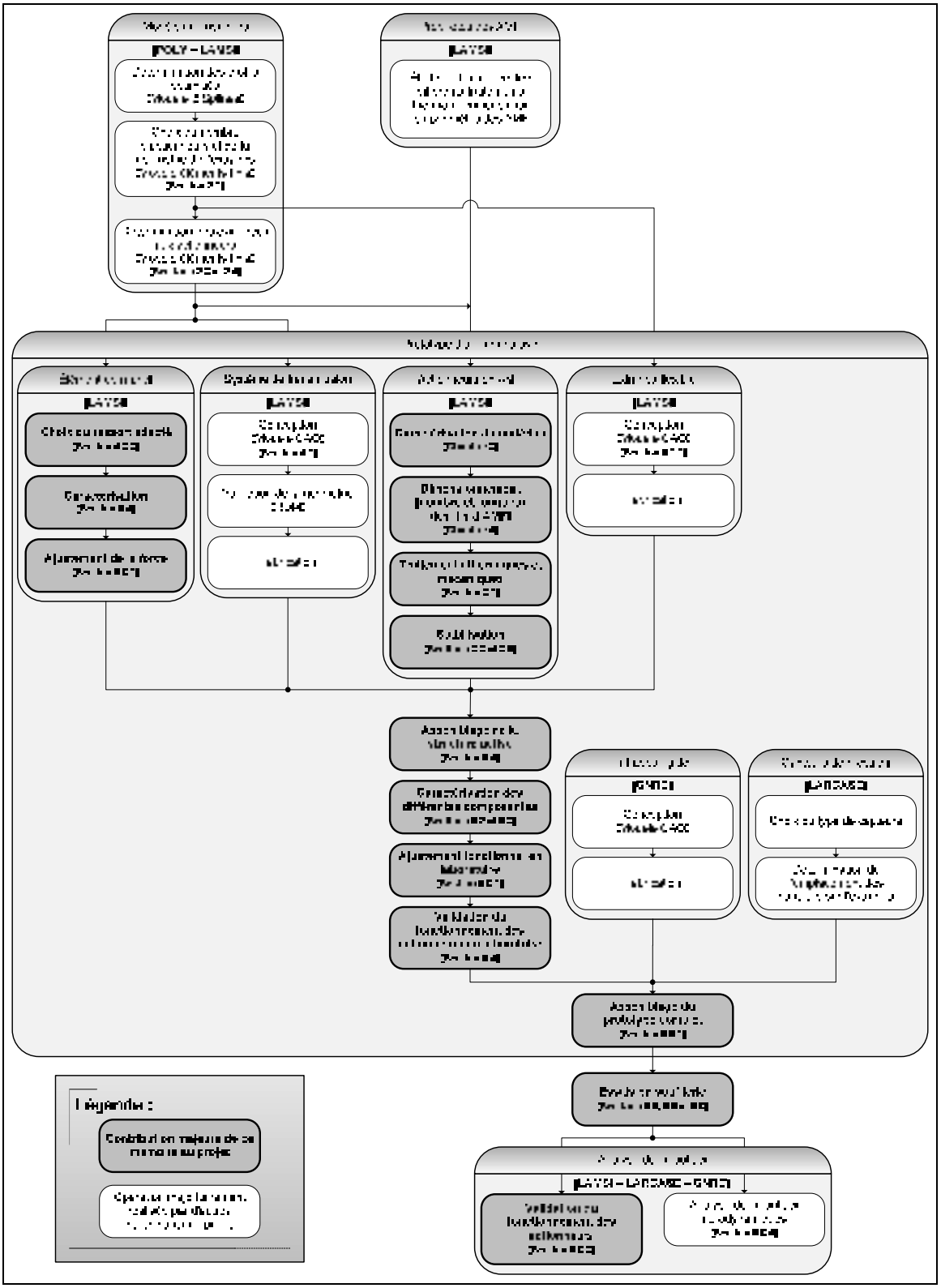


**Figure 2.1 Répartition des tâches du projet de l'aile adaptative.**

## 2.2 Présentation de l'aile retenue pour la présente étude

Le choix du profil utilisé comme profil de référence dans le cadre de cette étude a été réalisé au début du projet par les chercheurs du Conseil National de Recherche du Canada (CNRC). Il s'agit d'un profil 2D WTEA, conçu et optimisé au CNRC durant les années 1980 pour être utilisé en régime transsonique [26]. Les dimensions du prototype ont été fixées à 50 cm dans la direction de la corde et 1 m dans la direction de l'envergure. Ce profil a un rapport épaisseur/longueur de corde maximal de 16% et est similaire à une série de profils naturellement laminaires, dits profils supercritiques. La partie flexible s'étend de 3% de la corde (noté %c, soit à 15 mm du bord d'attaque) à 70 %c (à 350 mm du bord d'attaque). Dans le cadre de cette étude, ce n'est donc pas l'aile dans son intégralité qui est flexible, mais uniquement une partie de l'extrados.

Cette aile adaptative est composée de trois principaux éléments : un extrados flexible, un intrados rigide et un système d'actionnement à l'intérieur de l'aile (*Voir* figure 2.2). Les études effectuées pour optimiser la configuration de la structure flexible à l'aide d'un modèle éléments finis dans l'environnement *ANSYS* couplé au solveur aérodynamique *X'Foil* [27] ont permis de conclure que la structure flexible optimale sera composée de 4 couches de composites; et actionnée par deux lignes d'action situées respectivement à 25,3 et 47,6 %c du bord d'attaque de l'aile (soit aux premiers et deuxième tiers de l'extrados flexible).

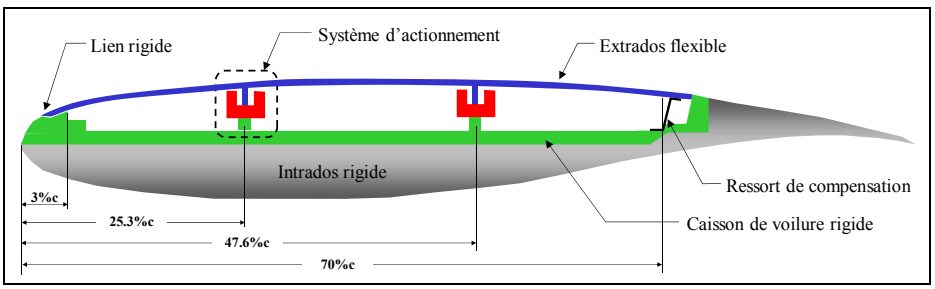



**Figure 2.2 Design conceptuel de l'aile adaptative.**
(Adaptée de [28]).

Pour cette configuration, les forces aérodynamiques couplées à celles d'actionnement permettent d'amener la peau flexible en position de déflexion maximale, tandis qu'en l'absence d'actionnement la structure flexible reviendra à sa position nominale (figure 2.3).

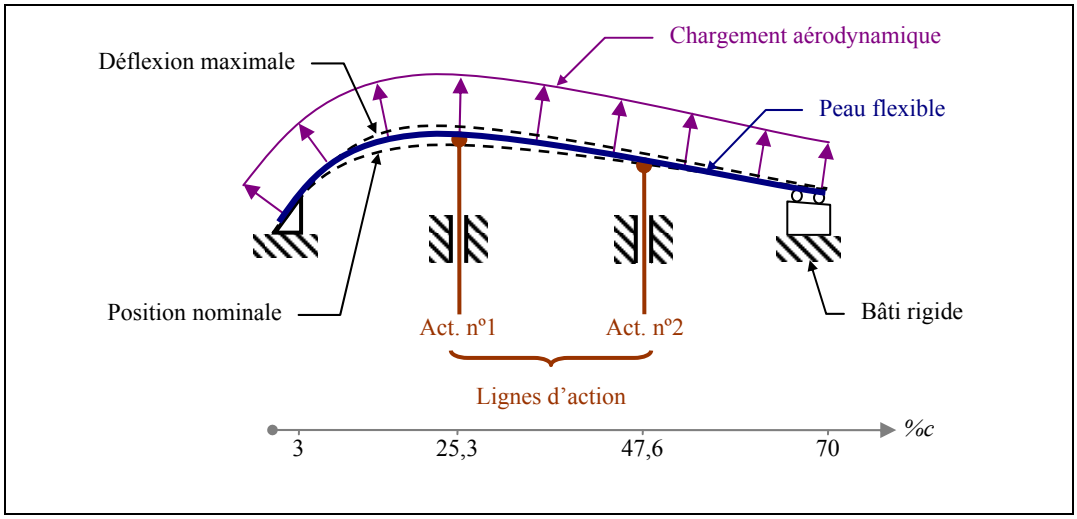



**Figure 2.3 Système d'actionnement de l'aile adaptative.**

## 2.3 Paramètres de l'étude

Dans le cadre de cette étude, 49 configurations de design ont été étudiées : 7 différents angles d'attaque variant entre -1º et 2º (par incréments de 0, 5º), et 7 vitesses variant entre Mach 0,2 et Mach 0,35 (par incréments de 0,025). Un profil optimisé, identifié C101 à C149 au tableau 2.1 a été déterminé pour chacune de ces conditions de vol.

Tableau 2.1

Identification des différents cas d'optimisation étudiés

| Nombre de Mach ($M$) | Angle d'attaque ($\alpha$) | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | -1,0° | -0,5° | 0,0° | 0,5° | 1,0° | 1,5° | 2,0° |
| 0,200 | ~~C101~~ | C102 | C103 | C104 | C105 | C106 | C107 |
| 0,225 | ~~C108~~ | C109 | C110 | C111 | C112 | C113 | C114 |
| 0,250 | C115 | C116 | C117 | C118 | C119 | C120 | C121 |
| 0,275 | C122 | C123 | C124 | **C125** | C126 | C127 | C128 |
| 0,300 | C129 | C130 | C131 | C132 | C133 | C134 | C135 |
| 0,325 | C136 | C137 | C138 | C139 | C140 | C141 | C142 |
| 0,350 | C143 | C144 | C145 | C146 | C147 | C148 | C149 |

Les cas C101 et C108 ne sont pas étudiés car le régime d'écoulement laminaire se prolonge déjà très loin du bord d'attaque, au delà de la partie flexible. Par conséquent, le profil nominal est considéré optimal pour ces conditions.

Pour chacun des 47 autres cas, le système d'actionnement doit générer une force et un déplacement à chaque ligne d'action, afin d'amener la peau flexible dans une configuration de profil optimisé. La figure 2.4 présente le profil nominal (de référence), l'enveloppe maximale d'actionnement, ainsi qu'un exemple de profil optimisé (cas C125), ces deux derniers étant tirés des résultats de l'analyse numérique.

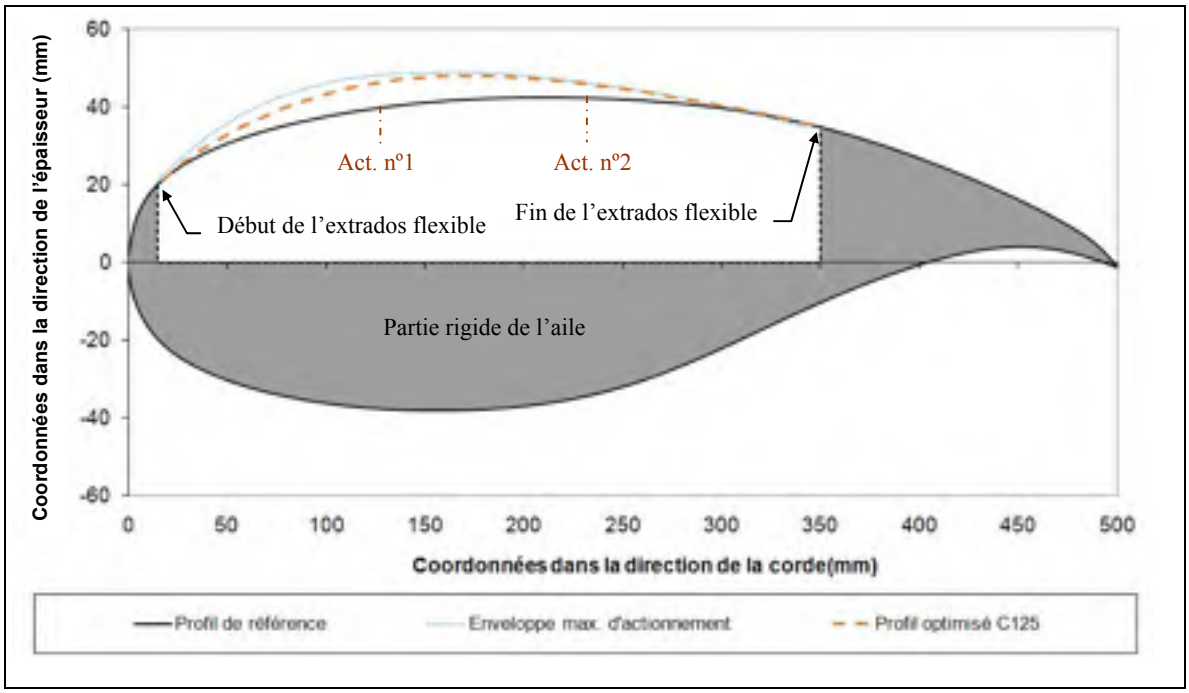



**Figure 2.4 Profil de référence et enveloppe maximale d'actionnement.**

## 2.4 Étude d'un exemple de profil optimisé

La figure 2.5 traite l'exemple du cas C125, et présente les caractéristiques d'actionnement pour cette configuration. En abscisse sont représentés les déplacements de la peau, et en ordonnée les forces d'actionnement. Par exemple, le profil optimisé correspondant à ce chargement aérodynamique ($\alpha$ = 0,5º et $M$ = 0,275) est atteint lorsque les actionneurs 1 et 2 se déplacent respectivement de 6,57 et 3,34 mm. Pour l'actionneur nº1, une force de 1032 N dirigée vers le bas est requise pour garder la peau à sa position nominale (déplacement nul). Puisque la force aérodynamique (succion) tire la peau vers le haut, il suffit alors de réduire la force dans le système d'actionnement à 533 N pour obtenir la course de 6,57 mm requise. Un différentiel de force $\Delta F_1$ de 499 N est alors nécessaire. L'objectif de l'aile adaptative est de retarder l'apparition du point de transition sur l'aile, tout en gardant la portance constante. La force de succion liée au chargement aérodynamique est supposée constante tout au long de l'actionnement, ce qui implique que $\Delta F_1$ correspond aussi à la force de rappel de la peau due à la déformation de celle-ci. En déplaçant l'actionneur nº1 de 6,57 mm, l'actionneur nº2 se

retrouve à une position trop haute par rapport à la position optimale. Le système d'actionnement doit alors générer une force supplémentaire pour garder la peau à un déplacement de 3,34 mm, ce qui explique la différence du signe de la pente pour les actionneurs pour ce cas particulier.

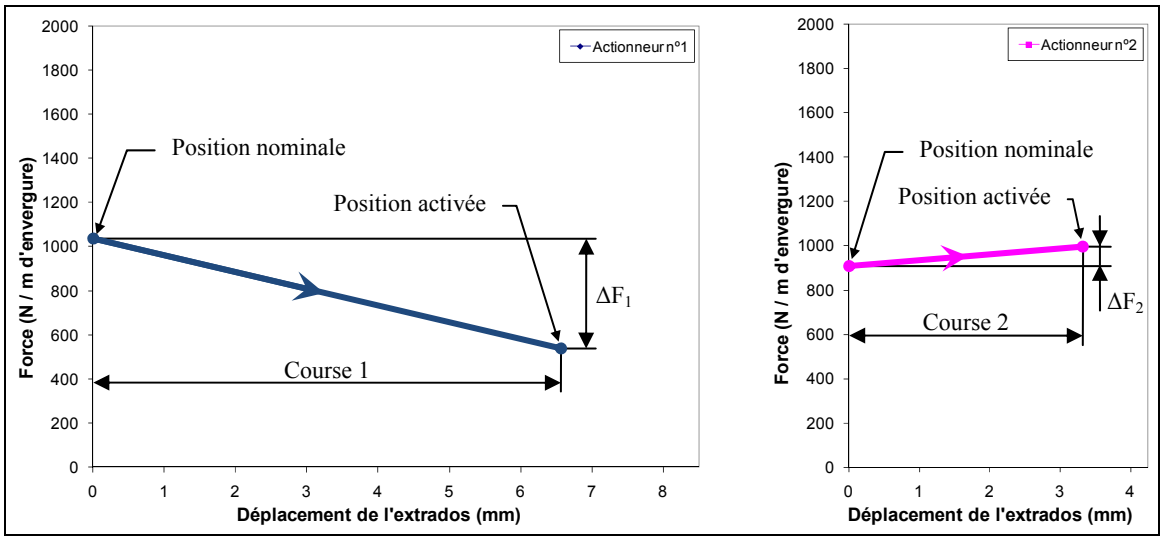



**Figure 2.5 Caractéristiques de l'actionnement de la structure adaptative, pour le cas C125.**

Une analyse de l'équilibre du système permet de déterminer la force d'actionnement à chacune des deux lignes d'action à l'aide de l'équation suivante :

$$F_{act} = F_{aéro} + F_{peau} \tag{2.1}$$

où

- $F_{act}$ est la force que doit générer le système d'actionnement,
- $F_{aéro}$ est la force aérodynamique appliquée sur la peau et ressentie par l'actionneur,
- $F_{peau}$ est la force de rappel générée par la peau, qui tend à revenir à sa position d'équilibre (énergie de déformation élastique).

Pour chacune des caractéristiques d'actionnement de la figure 2.5, le chargement aérodynamique ($F_{aéro}$) correspond à l'ordonnée à l'origine (en effet, la peau n'exerce pas de force de rappel lorsqu'elle est en position nominale). La pente des segments de droite correspond donc à la rigidité ressentie au niveau de la peau à chaque actionneur. Elle est définie par :

$$k_{peau} = \frac{\Delta F}{Course} \tag{2.2}$$

La rigidité ressentie de la peau n'est pas la même pour les deux actionneurs, à cause de l'influence des deux lignes d'action l'une sur l'autre et de leur position différente par rapport à la corde de l'aile.

## 2.5 Enveloppe des forces d'actionnement

La figure 2.6 présente les forces et déplacements qui devront être générés à chaque actionneur, pour atteindre la position optimale pour chacun des 47 profils étudiés. Le tableau 2.2 présente les valeurs limites dans lesquels chaque actionneur peut opérer.

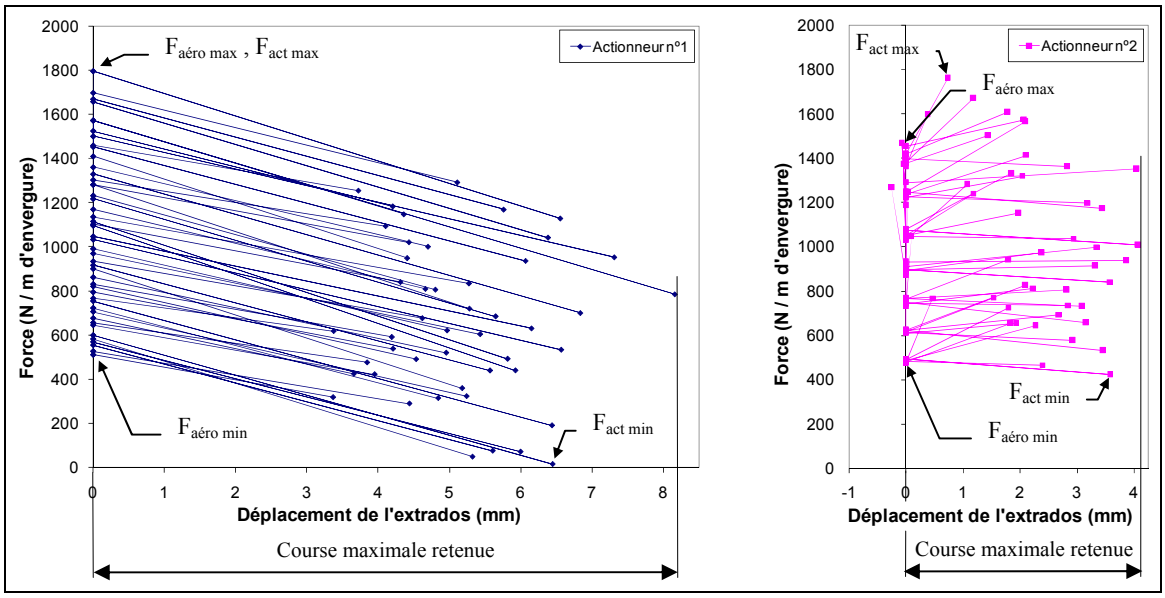



**Figure 2.6 Caractéristiques de l'actionnement de la structure adaptative, pour les 47 profils étudiés, et pour chaque actionneur [29].**

Tableau 2.2

Valeurs des courses et forces en jeu aux deux lignes d'action

| | | Actionneur n°1 | | Actionneur n°2 | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | Min | Max | Min | Max |
| Course | (mm) | 0 mm | 8,16 mm | -0,25 mm | 4,10 mm |
| $F_{aéro}$ | (N) | 510 N | 1800 N | 420 N | 1420 N |
| $F_{act.}$ | (N) | 15 N | 1800 N | 410 N | 1760 N |
| $k_{peau}$ | (N/mm) | 43,8 N/mm | 110,6 N/mm | -28,6 N/mm | 613,4 N/mm |

Pour simplifier le design, il a été décidé de ne pas permettre de valeur de course négative à l'actionneur nº2. En effet, cette situation ne concerne que trois cas, dont deux pour lesquels la course maximale est de moins d'un dixième de millimètre (C134 et C139), et un troisième où elle vaut -0,25 mm (C127). De plus, les rigidités obtenues pour ces cas-ci étaient très élevées (jusqu'à 11000 N/mm, pour des valeurs de course de moins de 0,03 mm). Elles n'ont donc pas été prises en compte par la suite, car ces valeurs ne sont pas représentatives pour des valeurs de course de l'ordre de quelques millimètres. La course minimale de l'actionneur nº2

sera supposée nulle. Cela permet de toujours ramener la peau en position nominale (c'est-à-dire en position basse) en l'absence d'actionnement.

La connaissance de la configuration de la structure ainsi que des forces aérodynamiques en jeu permet de définir une zone de travail en termes de forces et de courses pour les actionneurs, comme représenté à la figure 2.7. Du fait que la plage d'opération de l'actionneur nº2 se situe à l'intérieur de celle de l'actionneur nº1, un design fonctionnant pour l'actionneur nº1 fonctionnera aussi pour l'actionneur nº2. Par conséquent, tous les développements subséquents ne concerneront que l'actionneur n$^{o}$1.

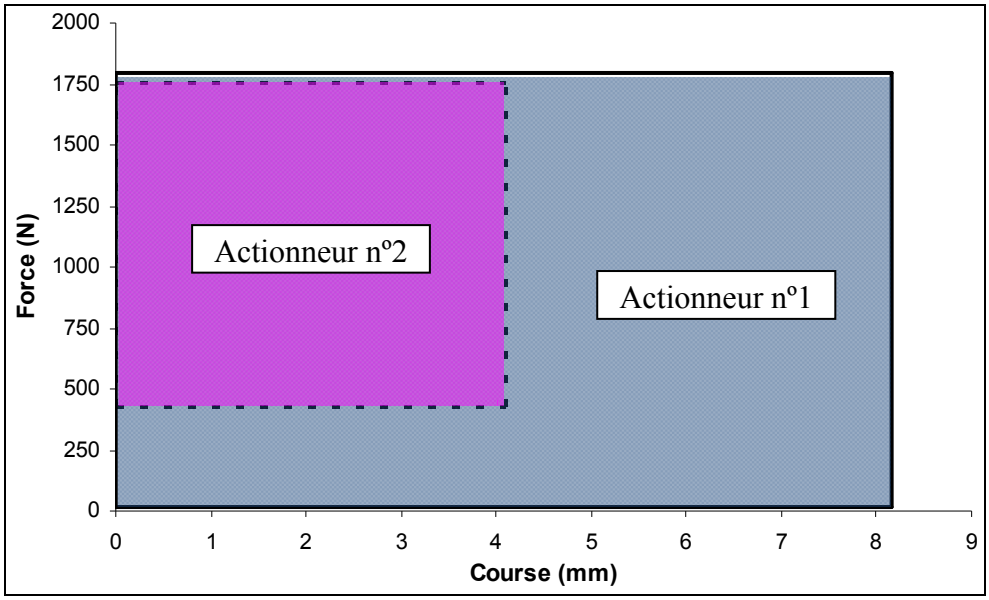



**Figure 2.7 Enveloppes de travail au niveau de la peau.**

En conclusion, le système de transmission et les actionneurs devront être dimensionnés afin d'assurer le mouvement de la peau entre la position nominale et la position maximale actionnée, ce qui correspond à une course totale de 8,16 mm. Ils devront pouvoir générer des forces maximales de 1800 N au niveau de la peau flexible. Pour cela, ils seront aidés par les forces de succion aérodynamique appliquées sur la peau, variant entre 510 et 1800 N selon les cas d'optimisation étudiés.

# CHAPITRE 3

# CARACTÉRISATION DES ACTIONNEURS AMF

Maintenant que l'ensemble des forces et des courses requises à la peau sont connues, il est nécessaire de caractériser le comportement des fils d'AMF qui réaliseront l'actionnement. Une caractéristique importante des AMF est que les actionneurs sont capables de générer une grande force si un faible déplacement est requis et vice-versa, mais jamais une grande force et un grand déplacement en même temps (cela provient directement du principe de conservation de l'énergie). Du fait que l'application de l'aile adaptative requiert à la fois une génération de forces et de déplacements de la part des actionneurs, il est important d'étudier le comportement du matériau pour déterminer sa plage d'actionnement; c'est-à-dire l'ensemble des configurations possibles d'actionnement pour un état initial donné. La démarche adoptée dans ce chapitre est d'étudier le comportement d'un échantillon de faibles dimensions et ainsi de déterminer sa plage d'actionnement, afin de pouvoir fixer ultérieurement les dimensions de l'actionneur qui répondra aux exigences de l'application, grâce à une méthode de mise à l'échelle de résultats expérimentaux.

## 3.1 Préparation des fils d'AMF

L'élément actif utilisé dans ce projet est un fil de *Nitinol* (Ti-50,26 %at. Ni, Référence : *Special Metals Corp., Cust. P.O. 56768, Lot #1, ø 0,0394"*), soit un alliage nickel-titane, de diamètre 1 mm. Il a subi au laboratoire un premier traitement thermique à 700ºC pendant une heure, suivi d'une trempe à l'eau, puis un laminage à froid d'environ 30%. La section $A$ du fil d'AMF passe de 0,785 mm² à 0,7 mm² suite à l'opération de laminage, mais cette dernière laisse des contraintes résiduelles dans le matériau. C'est pourquoi un traitement thermique post-déformation (communément appelé PDA, pour *post-deformation annealing*) à 300ºC pendant une heure suivi d'une trempe à l'eau est nécessaire.

Suite à cette préparation, les fils d'AMF utilisés pour la caractérisation sont découpés en échantillons de longueur $L$ = 70 mm.

## 3.2 Températures de transformation de l'alliage

La transformation de phase martensitique étant une transformation de phase à l'état solide, elle est associée à un échange de chaleur avec le milieu extérieur lors de la transformation. La figure 3.1 présente les résultats obtenus lors d'un essai de calorimétrie différentielle à balayage (communément appelée DSC, pour *Differential Scanning Calorimetry*), réalisé au LAMSI, selon la norme ASTM F2004-05. Il s'agit d'une méthode de mesure thermique permettant d'évaluer le flux de chaleur associé aux transformations de phase, et ainsi de déterminer les températures associées au début et à la fin de la transformation.

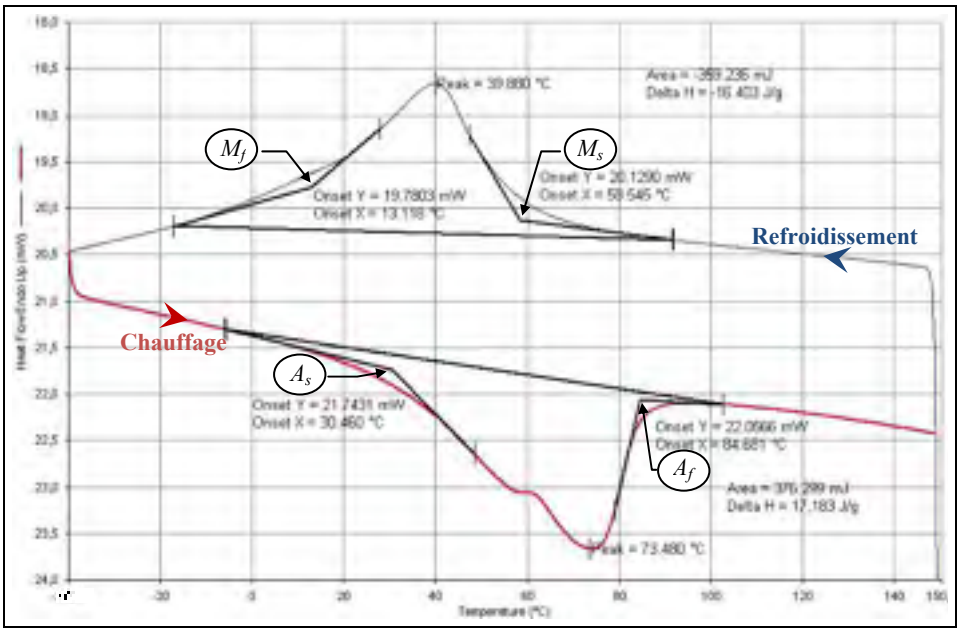



**Figure 3.1 Essai DSC du fil d'AMF ayant subi les traitements thermiques et mécaniques.**
(Réalisation interne du LAMSI)

La courbe du haut représente la transformation directe, au cours de laquelle l'austénite est transformée en martensite lors du refroidissement. La courbe du bas représente la

transformation martensitique inverse, durant laquelle la martensite est transformée en austénite suite à l'augmentation de la température.

Comme vu au chapitre 1, la relation de Clausius-Clapeyron indique que l'augmentation de la contrainte externe appliquée à l'échantillon entraîne une augmentation des températures de transformation. Le cyclage thermomécanique (décrit dans la section 3.3) visant à stabiliser les propriétés de l'alliage, associé au fait que les actionneurs seront utilisés sous contrainte, fait augmenter les températures de transformation. On peut considérer que, suite aux traitements de préparation, $M_f$ et $A_f$ seront respectivement proches de 30 et 100ºC (au lieu des 19,8 et 84,7ºC de la figure 3.1) [30].

## 3.3 Caractérisation expérimentale du comportement de l'actionneur, sans butées

Bien que l'échantillon d'AMF ait subi des traitements thermiques et mécaniques pour pouvoir développer l'effet mémoire de forme, son comportement n'est pas encore stabilisé. En effet, les propriétés du matériau évoluent lors des premiers cycles d'actionnement [24; 25]. Un cyclage doit être effectué pour les stabiliser, c'est-à-dire que l'échantillon doit subir des cas de chauffage / refroidissement répétés. Pour cela, un banc d'essais, présenté à la figure 3.2, sera utilisé. Ce banc d'essais permet de tester l'actionneur selon trois modes différents : charge constante (poids libre), déplacement constant (encastrement) ainsi que charge et déplacement variables (ressort).

L'échantillon est relié à un élément de rappel, dont la rigidité peut varier de 0 (cas d'un poids libre) à l'infini (cas d'un encastrement). Pour le cyclage, une masse est d'abord fixée à l'extrémité libre du banc de traction, de manière à ce que l'échantillon soit étiré à froid d'une longueur correspondant à 3% de sa longueur initiale. Cette condition est obtenue pour une contrainte dans le fil d'environ 250 MPa, c'est-à-dire avec une charge d'environ 175 N. Par la suite, il est chauffé par effet Joule en y injectant un courant continu, courant et tension variant respectivement entre 0 et 4,5 A et entre 0 et 1,2 V (soit une puissance maximale d'environ 5,5 W), puis refroidi par convection libre. La mesure de la température se fait

grâce à un thermocouple de type K fixé sur l'échantillon grâce à une bande de *Teflon*®. Un tel montage permet d'isoler électriquement le thermocouple et l'échantillon, mais assure une lecture correcte de la température.

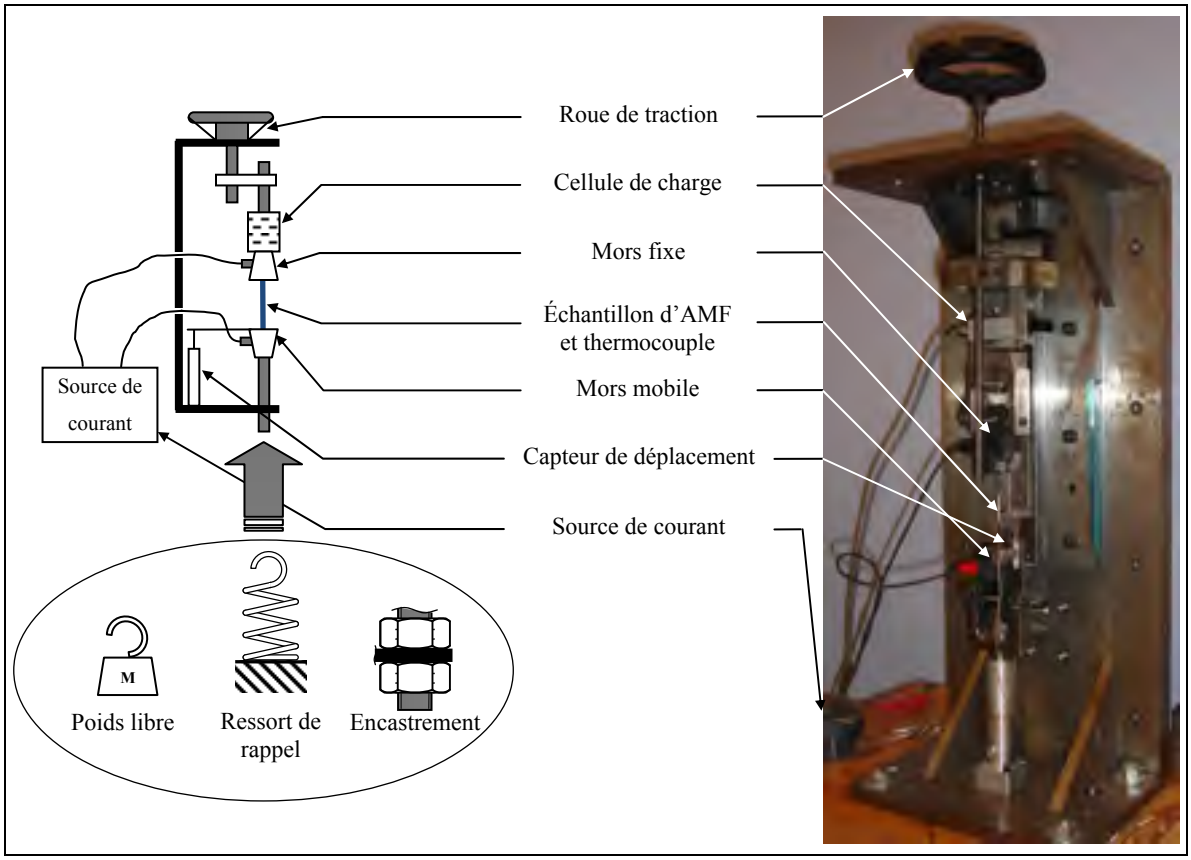



**Figure 3.2 Représentation schématique (à gauche) et photo (à droite) du banc d'essais de traction.**

La figure 3.3a présente l'allongement de l'échantillon en fonction de la température. L'échantillon est tout d'abord étiré à froid de 2,1 mm (correspondant à une déformation d'environ 3%). Lors des premiers cycles, on constate une importante variation des propriétés du matériau. Celles-ci ont tendance à se stabiliser après plusieurs cycles de chauffage-refroidissement, au cours de l'opération que l'on appelle cyclage. En effet, la déformation récupérable $\varepsilon_{rec}$, définie comme la différence des déformations martensitiques $\varepsilon_M$ (à l'état froid) et austénitiques $\varepsilon_A$ (à l'état chaud) évolue fortement lors des premiers cycles (*Voir*

défini par la structure flexible et un ressort de rappel). Chacun des trois cas de cyclage génère donc, à partir de la même condition initiale, deux points : un sur la courbe d'activation à chaud et l'autre sur la courbe à froid. L'enveloppe de ces points, comprise entre les courbes à chaud et à froid, représente donc l'enveloppe de design.

Ce modèle pourrait alors s'appliquer à des actionneurs de dimensions différentes, en effectuant une mise à l'échelle de cette enveloppe; ce qui permet de s'adapter à de nombreuses applications. En effet, la force générée par deux fils sera le double de celle générée par un fil, et les déplacements générés par un fil de longueur $2L$ seront le double de ceux générés par un fil de longueur $L$.

La figure 3.4 présente les résultats obtenus lors du cyclage de trois échantillons, pour trois différentes rigidités. Suite à l'application d'une force $F_i$, l'échantillon est déformé à froid d'une valeur $\delta_i$ = 2,1 mm. La position initiale correspond donc à un état similaire à l'état (2) de la figure 1.14. Après les 200 premiers cycles de chauffage / refroidissement, les propriétés de l'alliage sont considérées comme étant stabilisées et l'échantillon peut générer les courses et forces comprises entre la courbe à froid et la courbe d'activation à chaud.

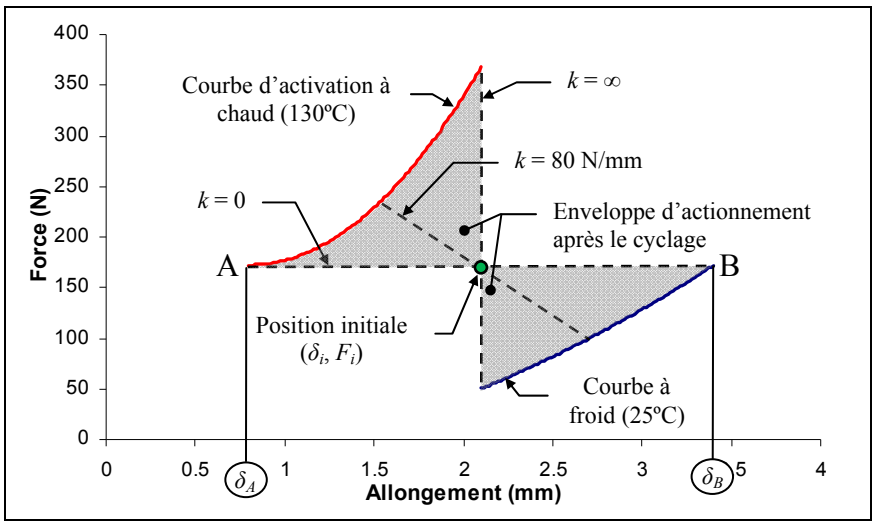



**Figure 3.4 Résultats obtenus après 200 cycles, pour un matériau initialement non-stabilisé, et pour trois différentes valeurs de rigidité de l'élément de rappel.**

Une donnée importante à extraire de la figure 3.4 est la course maximale que peut générer un fil de 70 mm de longueur stabilisé, c'est-à-dire après 200 cycles sous un chargement de 175 N :

$$C_{\max\ AMF} = \delta_B - \delta_A = 3{,}40 - 0{,}80 = 2{,}60\ \text{mm} \tag{3.1}$$

## 3.4 Caractérisation expérimentale du comportement de l'actionneur, avec butées

Le système d'actionnement du prototype d'aile adaptative, décrit au chapitre 4, incorpore une butée qui limite la reprise de forme (contraction) des actionneurs lors du chauffage. Il est donc important d'intégrer cette notion de butée dans la caractérisation.

Pour installer des butées dans le banc d'essai, un fil d'AMF précyclé est dans un premier temps sollicité en appliquant une charge de 175 N (état (1) des figure 3.5 et 3.6). Une fois que la valeur de course souhaitée est atteinte (état (2)) en chauffant l'AMF à une température de 70ºC pour une course $\delta_c$ = 1,2 mm (la température de chauffage est différente dépendant de la course désirée), une butée est installée (état (3)). Lorsque le courant est augmenté, l'AMF génère uniquement de la force, puisque la butée empêche le déplacement du système. Une fois la température maximale de 130ºC atteinte (état (4)), le chauffage est interrompu. L'échantillon refroidit alors par convection libre, tout d'abord sans déplacement (état (5)), puis en se décollant de la butée (état (6)).

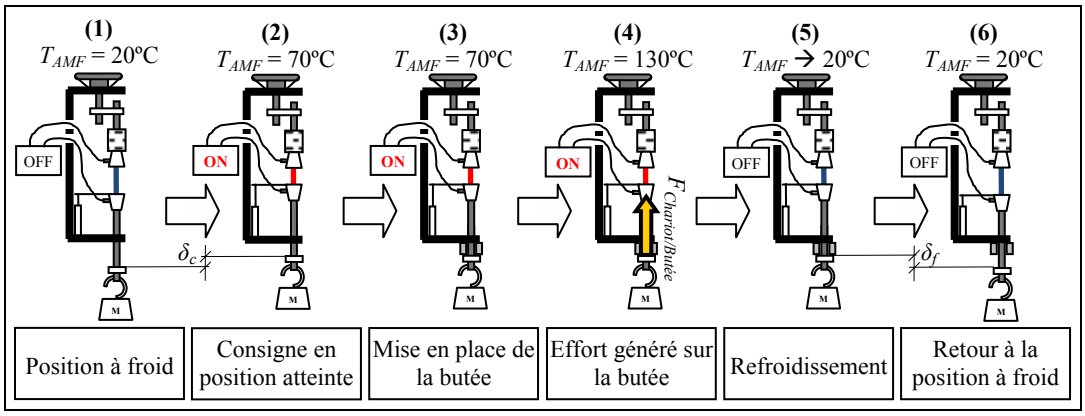



**Figure 3.5 Différentes étapes du cycle d'actionnement avec butées.**

La démarche avec la butée est répétée pour différentes valeurs de course, variant entre 0 et 2,4 mm, par pas de 0,6 mm (*Voir* figure 3.6), afin de parcourir l'ensemble de la course totale que peut générer l'AMF dans le cas de chargement par poids libre ($C_{max\ AMF}$ de l'équation (3.1)). Six échantillons sont utilisés à cet effet, ayant subi la même préparation initiale.

L'enveloppe de travail peut donc être agrandie en prenant en compte le cas de chargement avec butées, par rapport à l'enveloppe d'actionnement définie à la figure 3.4, représentée par les courbes en pointillé à la figure 3.6.

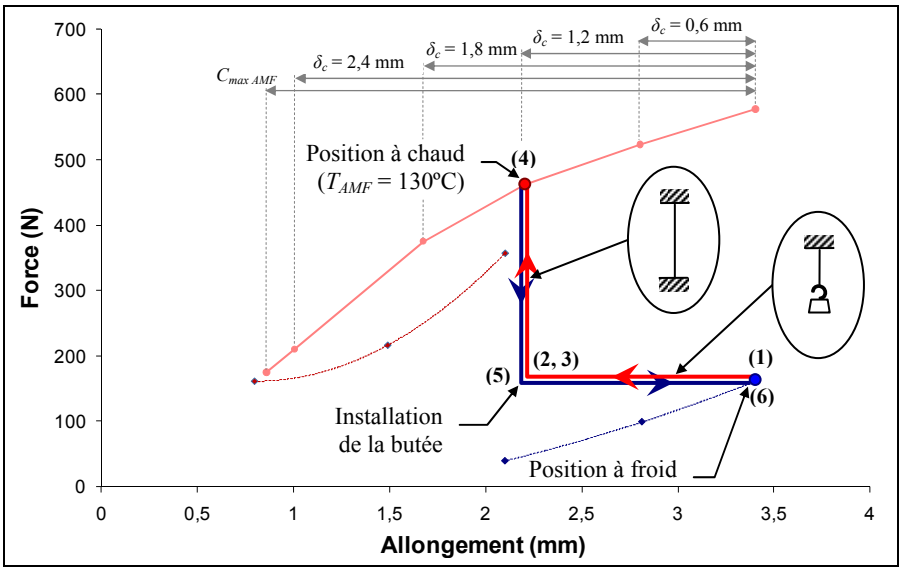



**Figure 3.6 Exemple d'un cas de chargement avec butée.**

Cela permet de définir une nouvelle courbe à chaud de l'actionneur ayant une plage d'opération plus importante, tel qu'illustré à la figure 3.7.

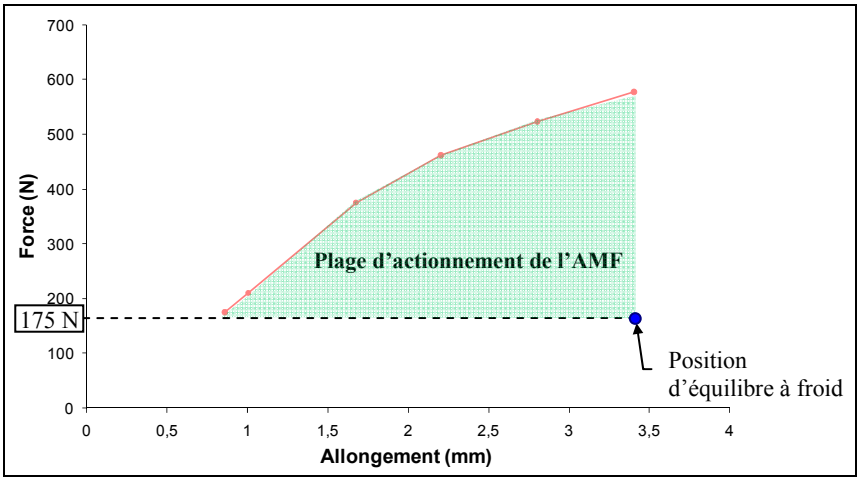



**Figure 3.7 Plage d'actionnement de l'échantillon d'AMF stabilisé, dans le cadre d'une utilisation avec butées.**

La zone grisée représente la plage d'actionnement de l'AMF, c'est-à-dire la force maximale que peut générer l'actionneur suite à une course donnée avant le blocage par la butée, et la génération de force (sans déplacement) au contact de celle-ci.

## 3.5 Influence de la température maximale

L'essai décrit à la section 3.4 (présentées à la figure 3.8) a permis de suivre l'évolution de la force générée en fonction de la température de l'échantillon d'AMF. Ces données ont permis de justifier le choix de la limite de température à mettre en œuvre dans le prototype. L'échantillon a été surchauffé jusqu'à une température de 180ºC, pour voir si un chauffage à une température maximale supérieure à celle utilisée précédemment permettrait de générer de plus grandes forces. La figure 3.8 montre que la courbe force générée en fonction de la température présente une asymptote horizontale, qui est atteinte aux environs de 160ºC. La force générée pour une température de 130ºC est égale à 95% de la force maximale. Cela vient du fait que l'effet mémoire des AMF apparaît pendant la transformation martensitique. Lorsque toute la martensite des actionneurs aura été transformée en austénite, la force générée n'augmentera plus. C'est ce qui explique que la force générée par un fil à 130ºC est presque la même que celle qu'il génère à 180ºC (la température de fin de transformation austénitique $A_f$ se situant autour de 90ºC).

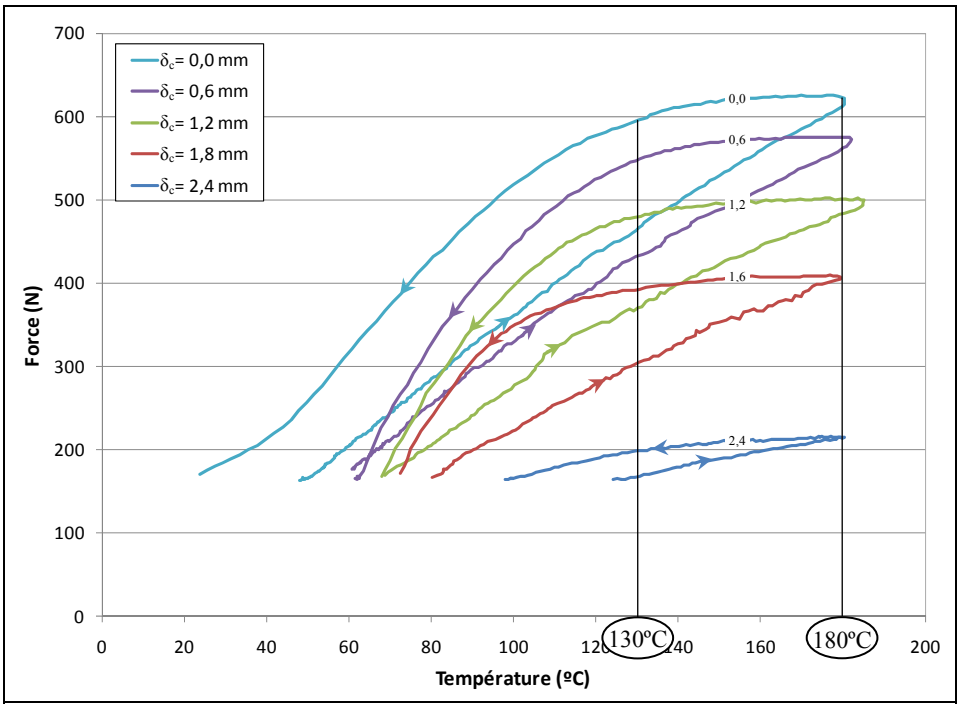



**Figure 3.8 Influence de la température de chauffage du fil d'AMF sur la force maximale générée, pour différentes valeurs de course.**

Par contre, l'expérience montre que le fait de soumettre les fils à une température de travail trop élevée aura tendance à rapidement dégrader leurs propriétés en fatigue. Cela justifie pleinement le choix d'une température de consigne de 130ºC.

## 3.6 Caractérisation expérimentale du comportement en fatigue de l'actionneur, avec butées

Un autre essai de caractérisation a été réalisé, dans le but d'observer l'évolution de la force générée par l'actionneur AMF dans le cas d'un actionnement avec butée, pour un grand nombre de cycles. Le montage utilisé est le même que celui de la figure 3.5, à savoir qu'un échantillon ($L = 70$ mm, $A = 0{,}7$ mm$^2$), lui aussi précyclé, subit de nombreux cycles de chauffage / refroidissement avec butée. Il est donc chauffé jusqu'à atteindre la valeur de la température maximale (130ºC), puis refroidi librement jusqu'à ce qu'il retrouve sa longueur initiale. La figure 3.9 présente l'évolution de la force maximale générée par l'AMF au

premier cycle, puis tous les 50 cycles suivants jusqu'au 200ème. Six échantillons ont été utilisés pour ces essais, un pour chaque valeur de course.

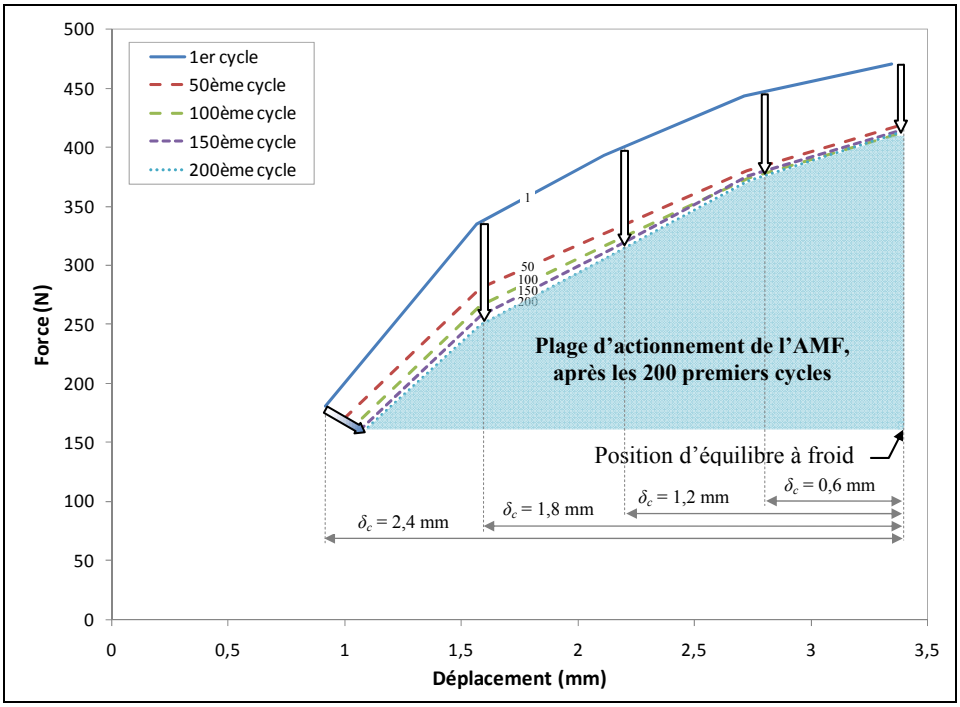



**Figure 3.9 Évolution des forces et courses maximales générées en fonction du nombre de cycles, pour différentes positions de la butée.**

Plusieurs éléments sont à remarquer dans cette figure. Tout d'abord, la force maximale générée par l'actionneur lors du premier cycle est inférieure à celle présentée aux figure 3.6 et 3.7. En effet, on constate par exemple que la force maximale fournie dans le cas d'une course nulle est d'environ 475 N, au lieu des 575 N obtenus précédemment. Cela provient du fait que les échantillons utilisés lors des deux séries d'essais n'étaient pas tout à fait identiques (le taux de déformation à froid variait légèrement). Cependant, l'objectif de ces essais est plutôt de démontrer que les propriétés du matériau vont se stabiliser après les premiers cycles d'actionnement et il est possible de passer outre cela en faisant une mise à l'échelle basée sur les valeurs des forces générées au premier cycle lors des deux séries d'essais.

Ensuite, l'information principale à lire sur cette figure est que le comportement de l'AMF ne sera pas tout à fait stabilisé au moment de son installation sur le banc d'essais. La force maximale générée lors de l'activation diminue fortement lors des 50 premiers cycles (de plus de 50 N). Elle semble converger vers une valeur stable après 200 cycles d'actionnement.

Enfin, dans le cas où l'échantillon est soumis à de grands déplacements (ici $\delta_c = 2{,}4$ mm, ce qui correspond à 3,5% de la longueur de l'échantillon), l'actionneur parvient à se rendre à la valeur de course demandée lors des premiers cycles, et même à générer un effort sur la butée, mais bien vite après cela il n'est plus capable de générer le déplacement en totalité. Il faudra donc prendre en compte cet élément lors du design du prototype et éviter de solliciter les actionneurs sur de trop grandes courses.

## 3.7 Discussion

Ce chapitre a permis de caractériser le comportement de l'alliage Ni-Ti retenu pour cette étude. Grâce aux résultats obtenus sur des échantillons de faibles dimensions ($A = 0{,}7$ mm$^2$ et $L = 70$ mm), il est possible de prévoir le comportement d'un actionneur composé de fils de section et de longueur plus grandes, grâce à une méthode de mise à l'échelle.

Avant d'être utilisés dans le prototype, les fils d'AMF doivent subir une préparation initiale. Celle-ci est constituée : *i*) d'un premier traitement thermique (chauffage à 700ºC pendant une heure suivi d'une trempe à l'eau); *ii*) d'un laminage à froid (d'environ 30%); *iii*) d'un second traitement thermique (PDA suivi d'une autre trempe à l'eau) afin d'éliminer une partie des contraintes internes créées par l'opération de laminage; et enfin, *iv*) d'un cyclage thermique sous charge constante (correspondant à une contrainte de 250 MPa), nécessaire pour obtenir une stabilisation des propriétés de l'alliage, qui s'accompagne d'un allongement permanent des fils.

De tels fils sont alors prêts à être installés dans le prototype, mais il faut garder à l'esprit que la plage d'actionnement est susceptible de se réduire encore lors des premiers cycles, à cause du changement dans les conditions d'utilisation. Afin de ne pas être affecté par ce

phénomène de fatigue, il faudra construire la plage d'actionnement de l'AMF après les 200 premiers cycles (à l'aide d'une mise à l'échelle de la figure 3.9) et s'assurer que les forces et courses imposées à l'élément actif restent bien à l'intérieur de celle-ci.

# CHAPITRE 4

# CONCEPTION DES ACTIONNEURS

Ce chapitre présente la méthodologie utilisée et les étapes de calcul qui ont mené à la conception de l'actionneur ainsi que du système de transmission des forces à l'intérieur du prototype d'aile adaptative. Il présente une méthode de design fondée sur la mise à l'échelle de résultats expérimentaux, qui a permis de fixer les dimensions des actionneurs, à savoir le nombre de fils et leur longueur, ainsi que la force de rappel de ces actionneurs, nécessaire au réarmement du système.

## 4.1 Modélisation du système de transmission

Comme présenté au chapitre 2, le mouvement de la peau qui permet d'atteindre la forme d'un profil optimisé est obtenu grâce au mouvement de deux lignes d'action. Afin de simplifier le design, il a été décidé que ces deux lignes d'action seraient identiques.

Le système d'actionnement, schématisé à la figure 4.1, est constitué de quatre éléments principaux : l'*actionneur AMF*, monté en parallèle avec l'*élément de rappel*, tous deux reliés à l'ensemble *came* qui, par l'intermédiaire de l'ensemble *glissière à billes et biellette*, transmet le mouvement à la peau flexible. Il est à noter que le ressort (schématisé dans cette figure) est utilisé en compression. De plus, chaque came est en réalité munie de cinq rainures dans lesquelles sont disposés autant de galets; ce qui lui permet de rester à l'horizontale tout au long du mouvement. Enfin, la came est représentée dans le même plan que la corde de l'aile dans les figure 4.1 et 4.3, selon l'axe $x$. Ceci est une représentation schématique car, dans le prototype, la came est installée parallèlement à l'envergure de l'aile, soit selon l'axe $y$ (figure 4.2 et 4.4).

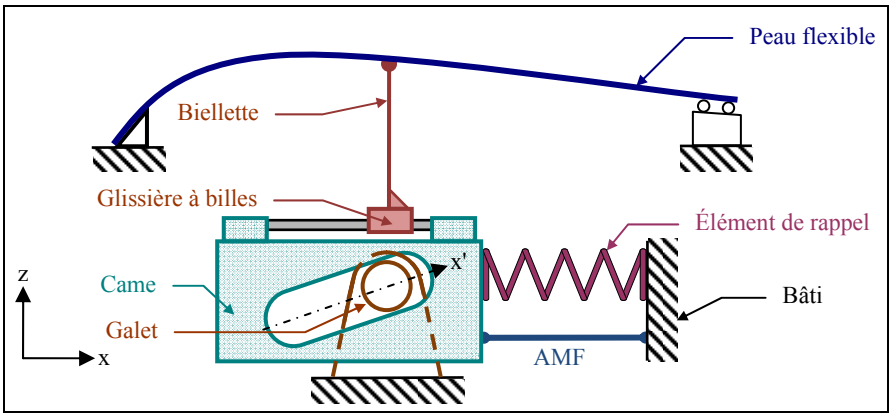



**Figure 4.1 Représentation schématique du système d'actionnement (une seule ligne d'action est représentée).**

Lors du chauffage de l'AMF dans le prototype, l'actionneur se contracte et la came se déplace à la fois verticalement et vers la droite (selon l'axe *x'* de la figure 4.1). La glissière à billes ne transmet que la composante verticale du mouvement (selon l'axe *z* de la figure 4.1) à la biellette qui est elle-même rattachée à la peau flexible. À l'inverse, le refroidissement de l'AMF résulte en un mouvement de la came vers la gauche, et donc un déplacement de la peau vers le bas.

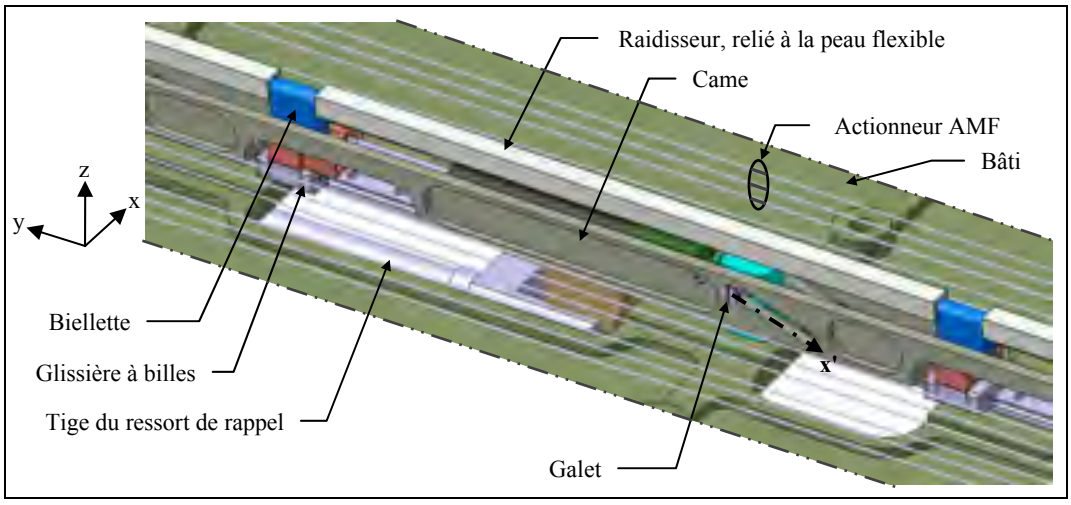



**Figure 4.2 Modèle CAO du système de transmission.**

Dans le but de simplifier les explications dans la suite du mémoire, un modèle simplifié du système d'actionnement est présenté à la figure 4.3. Ce modèle est, d'un point de vue cinématique, équivalent à celui du système réel, à la différence que le mouvement de la came se fait horizontalement. Le chauffage de l'AMF provoque un mouvement de la came vers la droite (cette fois selon l'axe *x* de la figure 4.3), qui transmet un effort vertical à la biellette, par l'intermédiaire du galet suiveur, afin d'obtenir un mouvement vers le haut de la peau flexible.

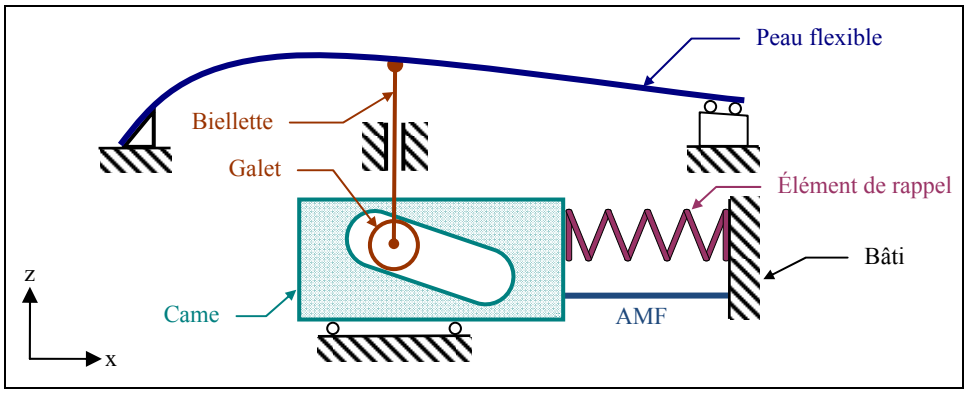



**Figure 4.3 Représentation schématique simplifiée du système d'actionnement (une seule ligne d'action est représentée).**

La figure 4.4 présente un modèle CAO de l'ensemble de la partie flexible de l'aile telle qu'elle a été réalisée. On peut y observer les différentes composantes du système d'actionnement abordées plus tôt dans ce chapitre.

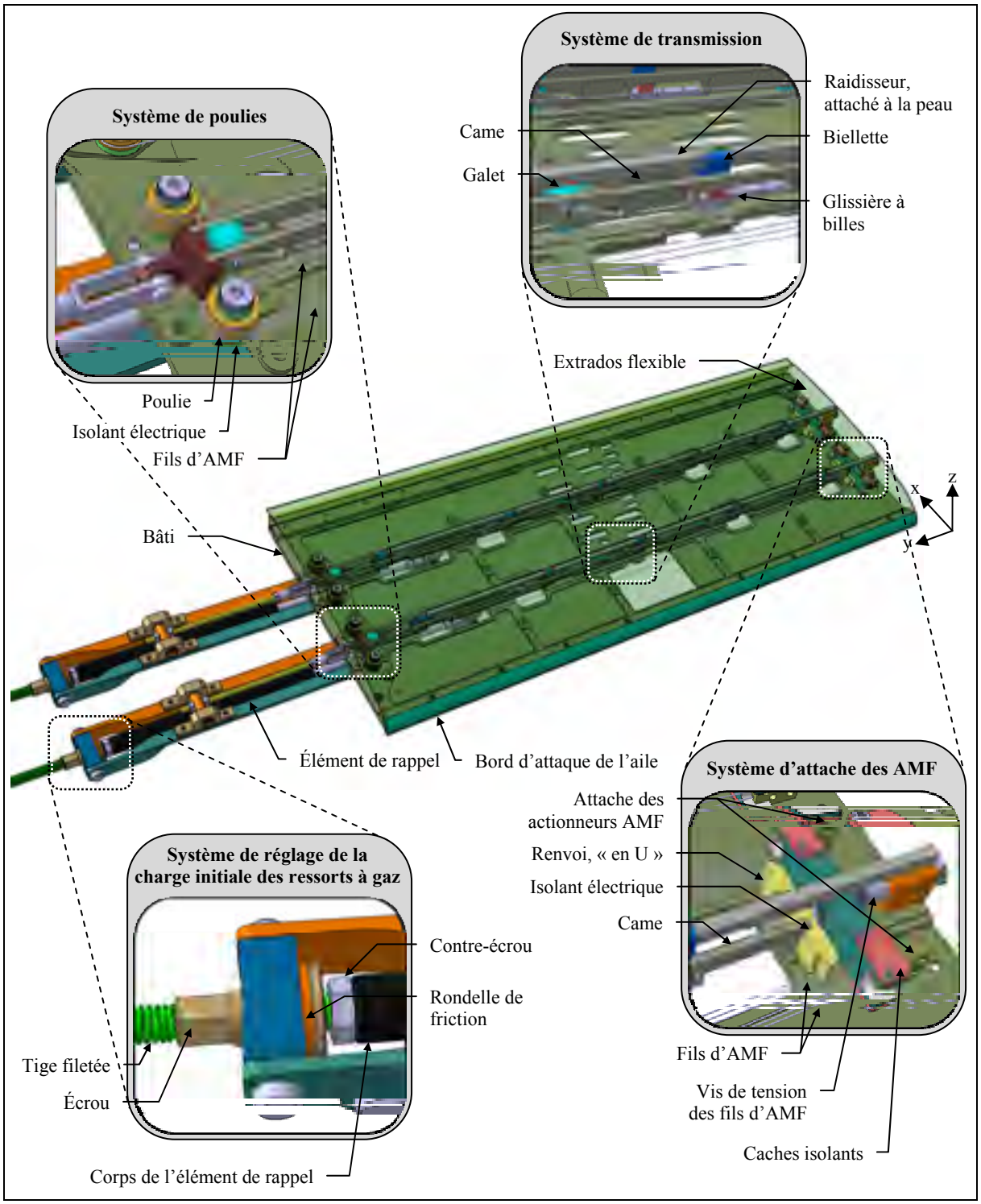


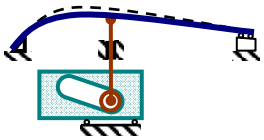

**Figure 4.4 Principales composantes de la partie flexible de l'aile.**

## 4.2 Principe de fonctionnement du système de transmission

Il est nécessaire d'installer des butées de fin de course sur le chariot mobile afin d'empêcher une détérioration de l'actionneur AMF due à une trop grande déformation. En pratique, la fonction de ces butées est remplie par les deux extrémités de la came.

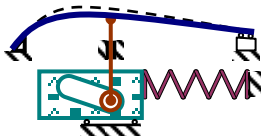
Le fait d'utiliser une came dans le système de transmission permet également de diminuer les forces ressenties à l'actionneur dues au chargement aérodynamique et à la rigidité de la peau mais, en contrepartie, augmente la course de l'actionneur et de l'élément de rappel. Compte tenu des contraintes de dimensionnement du système de transmission et des forces en jeu, un facteur de came $R = 3$ est retenu. Ainsi, pour 1 mm de déplacement de la peau, la came se déplace de 3 mm. Par conséquent, si on néglige les pertes d'énergie dans le système, pour une force de 3 N appliquée sur la peau, une force de 1 N sera ressentie par l'actionneur.

La mise en place du système et le premier cycle de fonctionnement sont décrits à la figure 4.5 en 6 étapes, identifiées de (A) à (F) :

(A) 

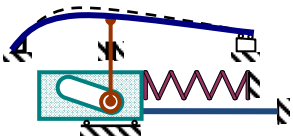
**Attachement de la peau :**

La peau flexible est reliée au système d'actionnement. La peau se trouve en position nominale (en position de butée basse).

(B) 

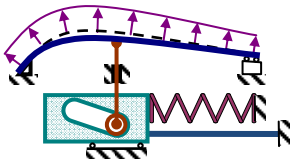
**Attachement du ressort :**

Le ressort est fixé à la came. La peau est toujours en position nominale. Le ressort travaille en compression, de sorte qu'il pousse constamment la came vers la gauche. Cependant, la butée bloque tout déplacement.

(C) 

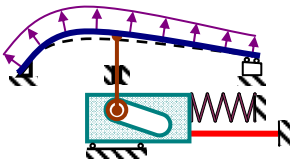
**Attachement de l'actionneur AMF :**

Le fil d'AMF, déjà précyclé, est étiré à froid pour appliquer la prédéformation initiale voulue. La force de tension ainsi générée est inférieure et opposée à la force de compression du ressort. La peau demeure toujours en position de butée basse.

(D) 

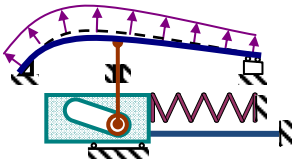
**Chargement aérodynamique :**

Le chargement aérodynamique est appliqué. Comme l'actionneur AMF, ce chargement cherche à déplacer la came vers la droite. Le système est dimensionné de façon à ce que la peau demeure en position nominale, ce qui implique que la came soit toujours en position de butée basse. Le système est maintenant prêt à être actionné.

(E) 

**Chauffage :**

En chauffant l'actionneur par un courant électrique, il génère un effort en traction qui, aidé par le chargement aérodynamique, déplace la peau vers la position de butée haute.

(F) 

**Refroidissement :**

L'actionneur n'est plus chauffé et il se refroidit naturellement par convection. Le ressort de rappel ramène la peau à la position de butée basse.

**Figure 4.5 Mise en place du système et premier cycle de chargement.**

Ces différentes étapes d'actionnement sont résumées dans le chronogramme de la figure 4.6 :

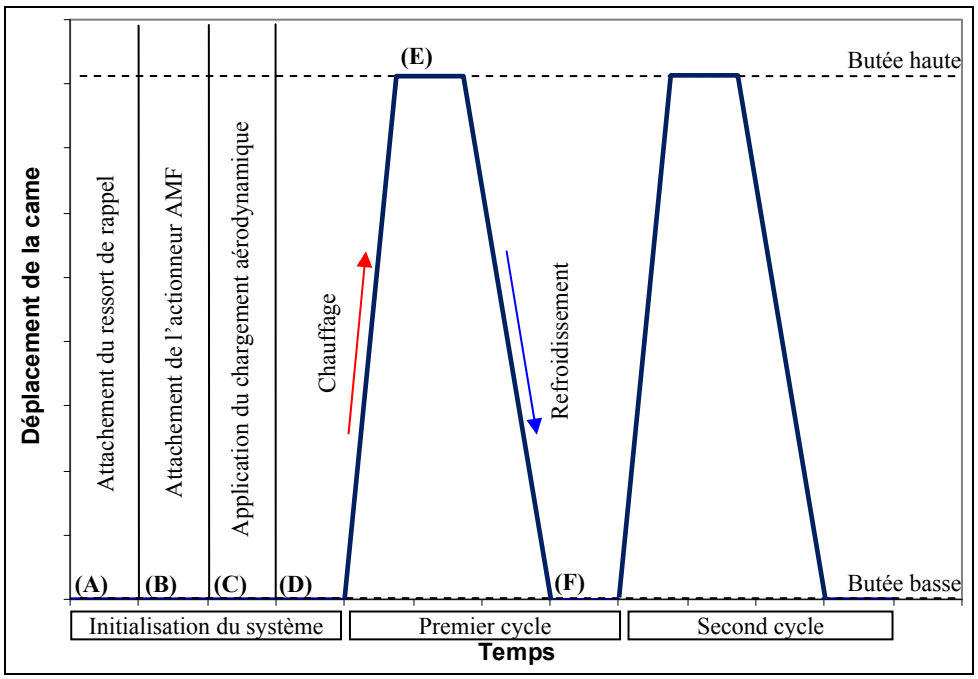



**Figure 4.6 Chronogramme représentant de manière schématique la mise en place du système et deux cycles d'actionnement.**

## 4.3 Dimensionnement des actionneurs et du ressort de rappel

Tel que discuté précédemment, le système possède deux positions extrêmes associées aux butées haute et basse. Pour dimensionner les actionneurs, il suffit d'étudier ces deux cas limites. Les prochaines sections décrivent l'équilibre des forces associées à ces deux positions.

### 4.3.1 Premier cas limite : actionneur froid (butée basse)

Dans cette configuration, l'actionneur AMF est au repos (aucun courant ne circule, et il est prédéformé à cause de la force exercée par le ressort de rappel). La peau est en position nominale, et le système d'actionnement est en position de butée basse. Puisque la force de rappel due à la rigidité de la peau est nulle, il faut que la force liée au ressort de rappel soit

suffisante pour déformer l'AMF ainsi que pour contrer les efforts liés au chargement aérodynamique. Le système peut être modélisé de la manière suivante :

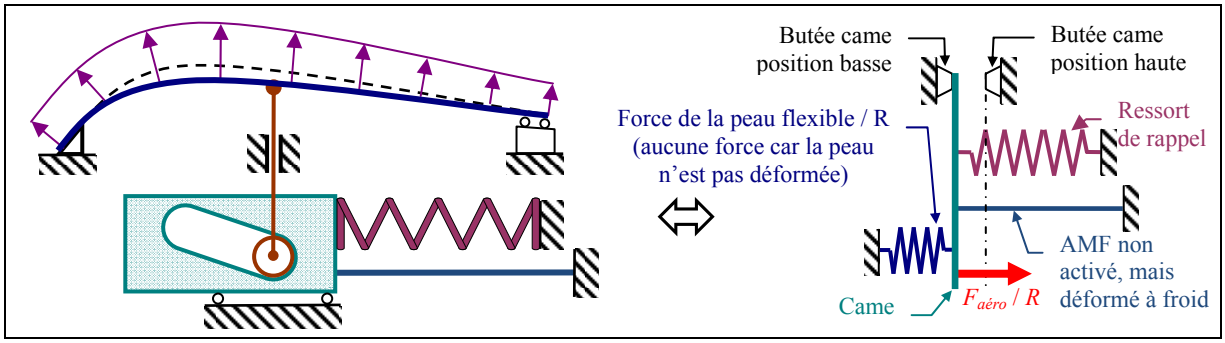



**Figure 4.7 Système d'actionnement au repos, butée basse (peau en position nominale).**

Les forces aérodynamiques et de rappel de la peau, ressenties à l'actionneur ont été réduites par le rapport de came *R*. La course de l'actionneur sera donc *R* fois plus grande que celle de la peau. La force de rappel du ressort, de même que la force d'actionnement reste inchangée.

On peut déterminer la force de rappel du ressort dans cette configuration grâce à une analyse statique du système (*Voir* figure 4.8) :

$$F_{ressort}^{min} = \frac{F_{aéro}}{R} + F_{AMF}^{déformation} \tag{4.1}$$

où :

- $R$ est le rapport de came.
- $F_{ressort}^{min}$ est la force exercée par le ressort de rappel sur la came, ressentie à l'actionneur concerné. C'est dans cette configuration que la force requise à l'élément de rappel est minimale.
- $F_{aéro}$ est la force aérodynamique appliquée sur la peau, ressentie à l'actionneur concerné. Cette force étant appliquée de l'autre côté de la came par rapport à

l'actionneur, sa valeur après la came est donc $R$ fois plus faible lorsqu'elle est exprimée au niveau de l'actionneur.

- $F_{AMF}^{déformation}$ est la force nécessaire pour déformer l'AMF jusqu'à sa longueur à froid (*Voir* Figure 4.11), à savoir la longueur à l'état libre, plus un allongement correspondant à 3% de la longueur initiale, plus un autre allongement correspondant à la valeur de la course maximale.

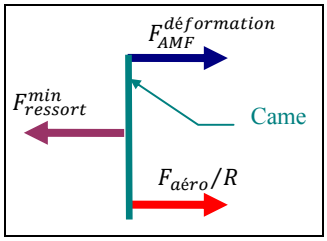



**Figure 4.8 Diagramme du corps libre de la came lorsque la peau est en position basse.**

La force de rappel nécessaire pour ramener la structure en position nominale sans chargement aérodynamique correspond à la force nécessaire pour déformer l'actionneur AMF à froid, et est donc égale à la force appliquée lors du cyclage, pour déformer l'actionneur non cyclé et à froid de 3% de sa longueur initiale.

Plus la charge aérodynamique augmente, plus le ressort de rappel doit offrir une résistance élevée pour garder le système en position de butée basse. Le cas le plus contraignant pour déformer la structure correspond au chargement aérodynamique le plus élevé.

### 4.3.2 Second cas limite : actionneur chaud (butée haute)

Dans cette configuration, l'actionneur AMF est activé. Il doit amener la peau à sa position extrême haute, et donc lutter contre les forces de rappel du ressort et de la peau, qui tendent à la ramener à son profil nominal, tout en étant aidé par l'effet de la force aérodynamique.

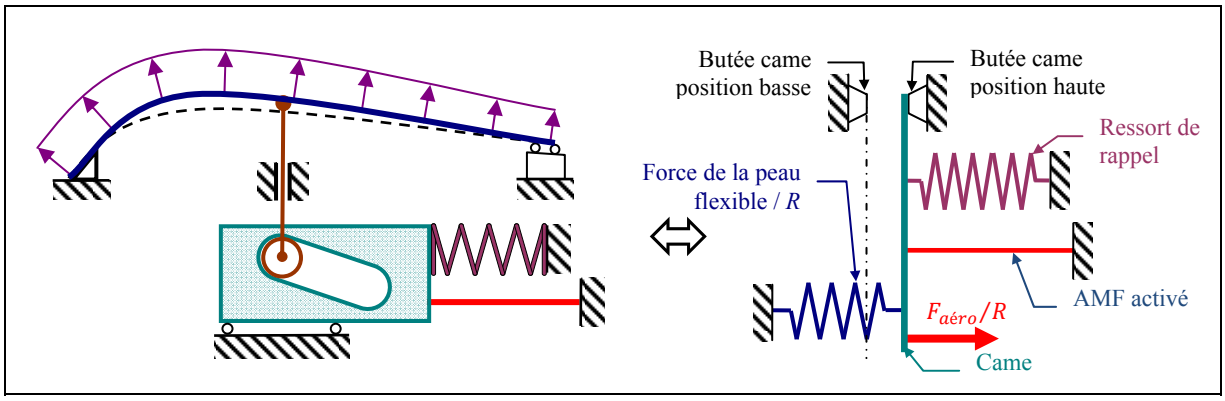



**Figure 4.9 Système d'actionnement activé, butée haute.**

La force nécessaire à l'actionnement est déterminée grâce à l'équation d'équilibre du système (issue du diagramme du corps libre, présenté à la figure 4.10) :

$$F_{AMF}^{chaud} = F_{ressort}^{max} + \frac{F_{peau} - F_{aéro}}{R} \tag{4.2}$$

L'équation (4.2) peut s'écrire aussi de la manière suivante, en remplaçant la valeur de la force maximale générée par l'élément de rappel. Celle-ci est définie comme étant la somme de la force minimale du ressort ainsi que du produit de la valeur du déplacement de la tige (soit celui de la came) par la rigidité du ressort :

$$\begin{cases} F_{peau} = k_{peau}\,\dfrac{\delta_{came}}{R} & (4.3) \\ F_{ressort}^{max} = F_{ressort}^{min} + k_{ressort}\,\delta_{came} & (4.4) \\ F_{AMF}^{chaud} = \left(F_{ressort}^{min} + k_{ressort}\,\delta_{came}\right) + \dfrac{\dfrac{k_{peau}\,\delta_{came}}{R} - F_{aéro}^{min}}{R} & (4.5) \end{cases}$$

où :

- $F_{peau}$ est la force de rappel générée par la peau, qui tend à revenir à sa position d'équilibre, et s'exprime comme le produit de la raideur $k_{peau}$ par la course $\delta_{peau}$.
- $F_{ressort}^{max}$ est la force maximale générée par le ressort de rappel, ressentie à l'actionneur concerné, lorsque celui-ci est en position de déformation maximale (butée haute).

- $F_{ressort}^{min}$ est la force du ressort lorsque le système est en position de butée basse,
- $k_{ressort}$ est la valeur de rigidité du ressort de rappel.
- $\delta_{came}$ est la valeur du déplacement horizontal maximal de la came, entre les deux butées. Du fait de la présence de la came, on a la relation $\delta_{peau} = \delta_{came}/R$.
- $F_{AMF}^{act.\ chaud}$ est la force que doit générer l'actionneur à chaud, lors de l'activation.
- $F_{aéro}$ est la force aérodynamique appliquée sur la peau, ressentie à l'actionneur concerné.

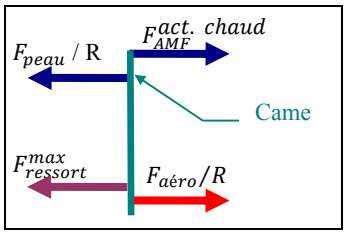



**Figure 4.10 Diagramme du corps libre de la came, peau en position haute.**

Le cas le plus exigeant pour l'actionneur est associé à la force aérodynamique la plus faible, lorsque la peau est en position extrême haute. En effet, c'est à ce moment là que les forces de rappel du ressort et de la structure sont maximales, et que la force aérodynamique, bénéfique à l'actionnement, est minimale.

### 4.3.3 Dimensionnement des actionneurs

L'étude des deux cas limites de l'application permet de déterminer les forces dans l'actionneur à l'état chaud et à l'état froid [28]. À l'état froid (équation (4.1)), l'élément de rappel doit pouvoir contrer la force de succion aérodynamique et amener les fils d'AMF à leur position initiale (étirée). À l'état chaud (équation (4.5)) l'actionneur AMF doit vaincre la force de l'élément de rappel et déformer la peau flexible, mais est aidé pour cela par la force aérodynamique.

$$\begin{cases} F_{ressort}^{min} = \dfrac{F_{aéro}^{max}}{R} + F_{AMF}^{f} & (4.1) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud} = \left(F_{ressort}^{min} + k_{ressort}\,\delta_{came}\right) + \dfrac{\dfrac{k_{peau}\,\delta_{came}}{R} - F_{aéro}^{min}}{R} & (4.5) \end{cases}$$

Les longueurs à chaud et à froid de l'actionneur sont définies de la manière suivante (*Voir* figure 4.11) :

$$\begin{cases} L_{AMF}^{c} = L_{AMF} + \delta_0 & (4.6) \\ L_{AMF}^{f} = L_{AMF} + \delta_0 + \delta_{came} & (4.7) \end{cases}$$

où :

- $L_{AMF}^{c}$, $L_{AMF}^{f}$ et $L_{AMF}$ correspondent respectivement aux longueurs du fil à l'état chaud, froid et libre,
- $\delta_0$ correspond à l'élongation correspondant au 3 % de déformation initiale,
- et $\delta_{came} = R \times \delta_{peau}$, où $\delta_{came}$ et $\delta_{peau}$ sont respectivement les composantes horizontales et verticales du déplacement maximal du galet. $\delta_{peau}$ étant la valeur du déplacement imposé à la peau, décrit au chapitre précédent (*Voir* sections 2.4 et 2.5).

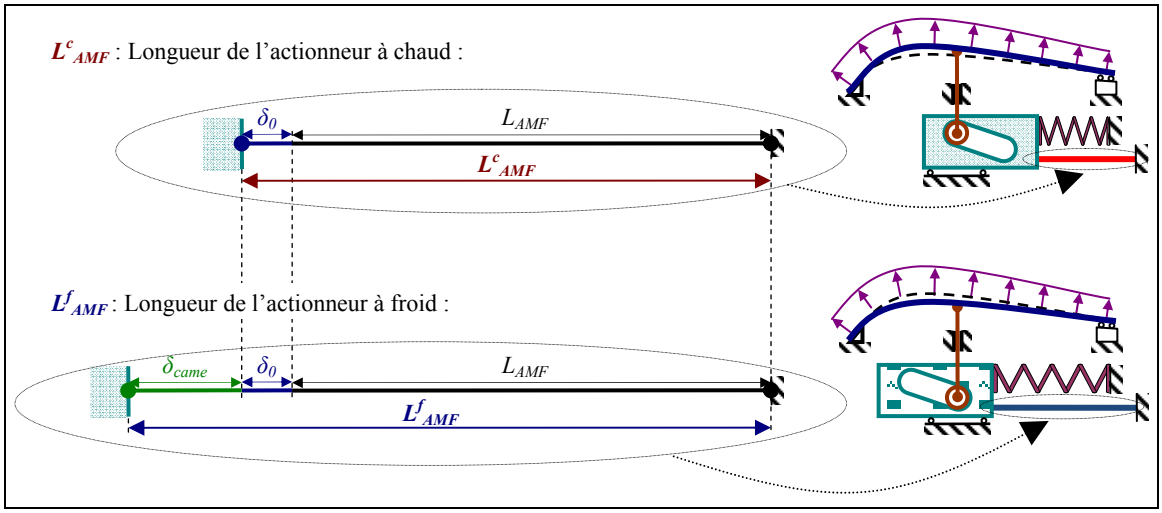



**Figure 4.11 Longueurs du fil d'actionneur AMF, pour les deux cas limites.**

L'actionneur AMF étant un fil de section constante, sa géométrie peut être définie en connaissant sa section droite ($S$, en mm²) et sa longueur à l'état libre ($L_{AMF}$, en mm). C'est donc ces deux valeurs qu'on va chercher à établir dans cette section. Il est nécessaire d'imposer des limites sur les valeurs maximales d'allongements et de contraintes générées, afin de garantir un comportement stable de l'actionneur dans le cadre d'une utilisation répétée.

Les équations (4.8) et (4.9) présentent les conditions d'installation du système. Au moment de l'installation, le fil (de longueur libre $L_{AMF}$) est étiré d'une valeur $\delta_0 + \delta$, ce qui équivaut à une longueur totale à froid $L_{AMF}^{f}$ et le fil présente une déformation $\varepsilon_{max}$. Au cours de l'actionnement les fils d'AMF se contractent, et l'allongement est égal à $\delta_0$. La longueur totale à chaud du fil est alors $L_{AMF}^{c}$ et il présente alors une déformation $\varepsilon_{min}$. La longueur à chaud est la somme de la longueur à froid et de la course de la came (équation (4.10)).

$$\begin{cases} L_{AMF}^{c} - L_{AMF} = \varepsilon_{min}\, L_{AMF} & (4.8) \\ L_{AMF}^{f} - L_{AMF} = \varepsilon_{max}\, L_{AMF} & (4.9) \\ L_{AMF}^{f} - L_{AMF}^{c} = \delta_{came} & (4.10) \end{cases}$$

En injectant (4.8) et (4.9) dans (4.10), on obtient :

$$(\varepsilon_{max} - \varepsilon_{min})\, L_{AMF} = \delta_{came} \tag{4.11}$$

La différence (4.8) - (4.9) donne :

$$L_{AMF}^{f} - L_{AMF}^{c} = \varepsilon_{max}\, L_{AMF} - \varepsilon_{min}\, L_{AMF} \tag{4.12}$$

D'où l'expression de la longueur initiale du fil :

$$\boxed{L_{AMF} = \frac{\delta_{came}}{\varepsilon_{max} - \varepsilon_{min}}} \tag{4.13}$$

Les équations (4.14) et (4.15) donnent l'expression de la contrainte liée à la tension dans le fil, à l'état froid et à l'état chaud :

$$\begin{cases} F_{AMF}^{déformation} = \sigma_{min}\, S & (4.14) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud} = \sigma_{max}\, S & (4.15) \end{cases}$$

En injectant l'équation (4.14) dans (4.1), on obtient :

$$F_{ressort}^{min} = \frac{F_{aéro}^{max}}{R} + \sigma_{min}\, S \tag{4.16}$$

En remplaçant (4.15) dans (4.5) :

$$\sigma_{max}\, S = \left(F_{ressort}^{min} + k_{ressort}\, \delta_{came}\right) + \frac{\frac{k_{peau}\, \delta_{came}}{R} - F_{aéro}^{min}}{R} \tag{4.17}$$

En combinant les équations (4.16) et (4.17) :

$$\sigma_{max}\, S = \frac{F_{aéro}^{max}}{R} + \sigma_{min}\, S + k_{ressort}\, \delta_{came} + \frac{\frac{k_{peau}\, \delta_{came}}{R} - F_{aéro}^{min}}{R} \tag{4.18}$$

Ce qui s'écrit encore :

$$S\,(\sigma_{max} - \sigma_{min}) = k_{ressort}\, \delta_{came} + \frac{\left(F_{aéro}^{max} - F_{aéro}^{min}\right) + \frac{k_{peau}\, \delta_{came}}{R}}{R} \tag{4.19}$$

D'où l'expression de la section du fil :

$$\boxed{S = \frac{\frac{\left(F_{aéro}^{max} - F_{aéro}^{min}\right)}{R} + k_{peau}\, \frac{\delta_{came}}{R^2} + k_{ressort}\, \delta_{came}}{(\sigma_{max} - \sigma_{min})}} \tag{4.20}$$

Afin de garantir la stabilité fonctionnelle des actionneurs AMF au cours de cycles répétés d'actionnement durant lesquels ils sont sollicités en générant de la force et des déplacements, les limitations suivantes ont été imposées sur les actionneurs de l'aile : la déformation est limitée entre 3 et 5%, et la contrainte entre 250 et 500 MPa [30]. Ces restrictions doivent permettre d'éviter que les fils ne se détendent au cours du refroidissement (un fil non étiré ne peut présenter l'effet mémoire de forme), ou encore qu'ils soient endommagés prématurément suite à une surcharge prolongée lors du chauffage.

L'élément de rappel choisi est un ressort de compression, à gaz (Référence : *Industrial Gas Spring Inc., 10-8-21,49-C-ME-RV-270*). Un ressort à gaz est constitué d'une tige liée à un piston, en translation dans une chambre hermétique contenant de l'azote sous pression. La force de rappel du ressort résulte de la différence de pression entre la pression à l'intérieur de la chambre et la pression atmosphérique dans une seconde chambre, de l'autre côté du piston.

Le choix d'un ressort de rappel pour jouer le rôle d'élément de rappel vient du fait que ce type de ressort possède une faible rigidité. La seconde caractéristique importante à prendre en compte est la force initiale du ressort, c'est-à-dire la force que le ressort génère au tout début de la course. Le ressort retenu, choisi dans le catalogue du fabricant et qui répond le mieux aux besoins de l'application possède une rigidité de 1,8 N/mm, une force initiale de 1200 N et une course de 200 mm. Du fait de sa faible rigidité, le comportement de l'ensemble « actionneur - ressort de rappel » sera proche du comportement d'un actionneur jumelé à un poids libre (la caractéristique force en fonction de la course de ce ressort est présentée plus loin, à la figure 5.13).

Le tableau 4.1 présente les conditions fonctionnelles auxquelles le système doit répondre, afin de pouvoir générer les cas les plus contraignants, à savoir les cas des chargements aérodynamiques minimum et maximum.

Tableau 4.1

Cahier des charges de l'actionneur

| | | | Min. | Max. |
|---|---|---|---|---|
| Déplacement de la peau* : | $\delta_{peau}$ | (mm) | 0 | 8,16 |
| Déplacement de la came : | $\delta_{came}$ | (mm) | 0 | 24,48 |
| Forces aérodynamiques* : | $F_{aéro}$ | (N) | 510 | 1800 |
| Rigidité de la peau* : | $k_{peau}$ | (N/mm) | 43,8 | 110,6 |
| Rigidité du ressort de rappel : | $k_{ressort}$ | (N/mm) | 1,8 | |
| Plage de déformation de l'AMF : | $\varepsilon$ | (%) | 3 | 5 |
| Plage de contrainte dans l'AMF : | $\sigma$ | (MPa) | 250 | 500 |
| Rapport de came : | $R$ | | 3 | |

* Données tirées du tableau 2.2.

Les caractéristiques dimensionnelles de l'actionneur peuvent donc être calculées, respectivement à l'aide des équations (4.20) et (4.13) :

$$S = \frac{\frac{(1800-510)}{3} + 110{,}6 \times \frac{24{,}48}{3^2} + 1{,}8 \times 24{,}48}{(500-250)} \approx 3{,}1 \text{ mm}^2 \tag{4.21}$$

$$L_{AMF} = \frac{24{,}48}{0{,}05-0{,}03} \approx 1224 \text{ mm} \tag{4.22}$$

Ainsi, un actionneur AMF de section totale 3,1 mm$^2$ et de longueur 1225 mm sera suffisant pour répondre aux conditions d'actionnement. Cependant, du fait que les fils d'AMF utilisés ont une section unitaire de 0,7 mm$^2$, l'actionneur correspondant aux équations (4.21) et (4.22) serait constitué de 5 fils (section totale 3,5 mm$^2$) de longueur 1225 mm montés en parallèle.

### 4.3.4 Intégration des actionneurs dans l'aile

La figure 4.12 présente la disposition retenue des actionneurs dans le prototype, principalement à cause des contraintes d'encombrement. Électriquement, chaque actionneur est composé de 3 fils de longueur $2 \times (890 + 910) = 3600$ mm, reliés aux deux bornes d'alimentation de puissance. Cependant, le comportement mécanique est celui de 6 fils de longueur 1800 mm, qui seraient encastrés d'un côté à une source d'alimentation, et de l'autre à la pièce en « U » qui est attachée au bout de la came. Pour la suite de l'étude c'est le point de vue mécanique qui sera adopté, et l'actionneur sera considéré comme étant constitué de 6 fils de section totale $6 \times 0{,}7 = 4{,}2$ mm$^2$, chacun long de 1800 mm.

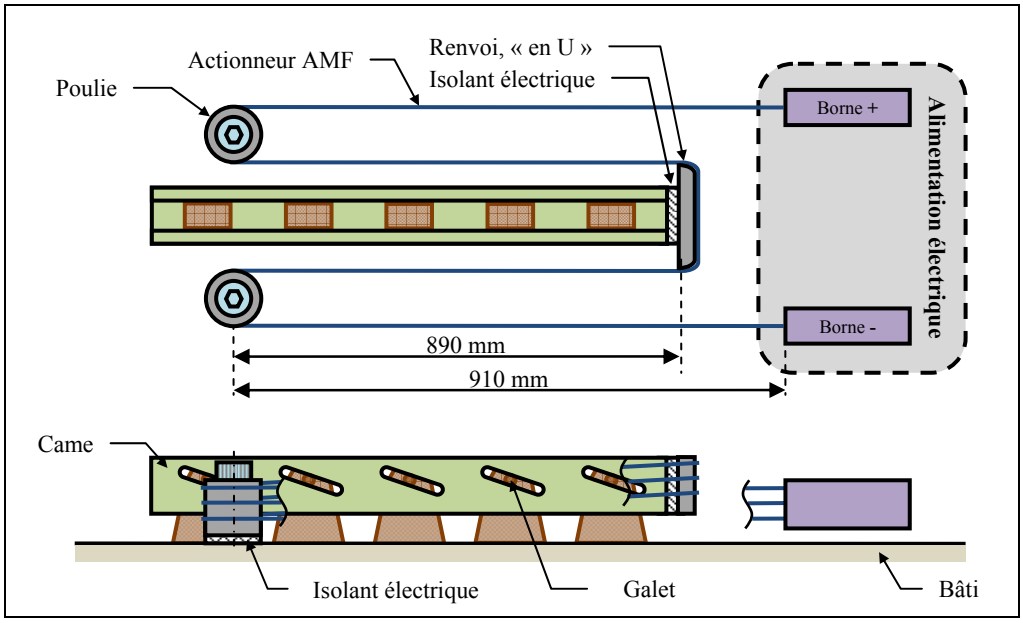



**Figure 4.12 Disposition d'un actionneur AMF dans le prototype.**

Une fois la géométrie de l'actionneur définie, les forces d'actionnement et de rappel du ressort peuvent donc être déterminées afin de garantir un fonctionnement adéquat du système avec le nombre de fils choisi.

Cependant le mouvement de la came n'est pas le même dans le modèle à la section 4.1 que sur le système réel. Le cas réel implique une variation au niveau de l'angle des fils d'AMF et

de l'élément de rappel lors du mouvement. En effet, lorsque le galet suiveur effectue sa course dans la rainure de came ((1) de la figure 4.13), le mouvement de la came est la résultante d'un mouvement de 24 mm dans le plan horizontal et de 8 mm dans le plan vertical (cette seconde composante qui est négligée dans le modèle). Cela implique que les fils d'AMF, qui sont disposés horizontalement, lorsque le système est au repos, seront inclinés d'un angle α lorsque la came sera à sa position extrême, tandis que les ressorts à gaz seront, eux, inclinés d'un angle β par rapport à l'horizontale ((2) et (3) de la figure 4.13).

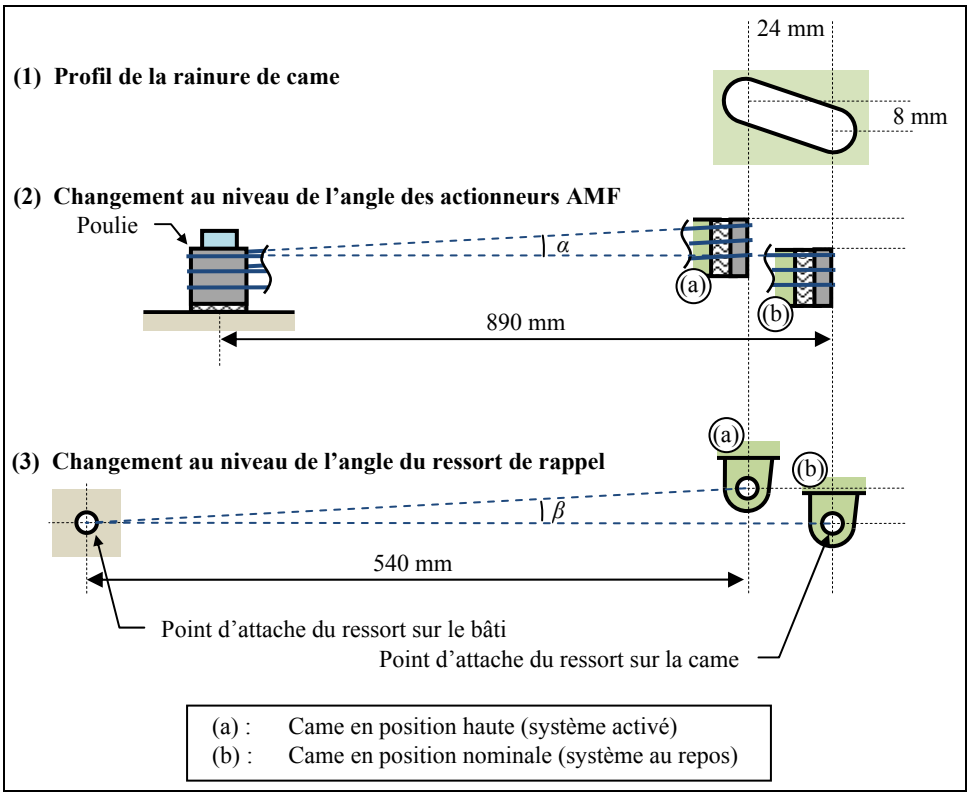



**Figure 4.13 Variation angulaire au niveau des actionneurs et du ressort de rappel lors de l'actionnement.**

Ainsi, lorsque le mouvement de la came est modélisé comme purement horizontal, les longueurs des fils d'AMF et du ressort de rappel sont respectivement égales à $L_{AMF}$ et $L_{ressort}$, au lieu de $L_{AMF}\cos\alpha$ et $L_{ressort}\cos\beta$ dans la réalité, où les fils sont en position oblique. Du fait des grandes dimensions des fils d'AMF et des ressorts de rappel face à la course verticale de la came (de 8 mm), les angles $\alpha$ et $\beta$ sont petits ($\alpha \approx 0{,}5°$ et $\beta \approx 0{,}8°$). Le

choix d'adopter le modèle simplifié se justifie car les écarts entre les dimensions réelles et modélisées sont inférieurs à 65 µm, soit de l'ordre de 0,01% de la longueur totale du ressort de rappel, et de 0,004% de la longueur du fil d'AMF.

De plus, à cause des contraintes de fabrication, la course maximale des actionneurs a été limitée à 8 mm. Ce changement n'affecte qu'un seul des 47 cas d'actionnement, qui requérait une course de 8,16 mm (*Voir* figure 2.5).

### 4.3.5 Enveloppe d'actionnement

L'équation (4.21) permettait de déterminer les dimensions minimales de l'actionneur pour satisfaire aux exigences de l'application. Cependant, comme présenté à la section 4.3.4, la géométrie adoptée est constituée de 6 fils de diamètre 0,7 mm$^2$, et de longueur 1800 mm.

Le cas le plus contraignant pour le ressort de rappel survient lorsque la force aérodynamique est maximale et que l'on souhaite conserver le système en position basse. Pour calculer la force du ressort, il faut prendre en compte que celui-ci devra assurer la déformation à froid des actionneurs, égale à 175 N par fil (se référer à la figure 3.7), mais aussi résister au chargement aérodynamique de succion maximal, de 1800 N. Celle-ci est déterminée à l'aide de l'équation (4.16) dont l'application numérique donne :

$$F_{ressort}^{min}(F_{aéro\ max}) = \frac{1800}{3} + 250 \times (0{,}7 \times 6) = 1650\ \text{N} \tag{4.23}$$

Une fois que la force de l'élément de rappel est définie, il est possible de déterminer les forces que devront générer les actionneurs lors de l'actionnement, pour les chargements aérodynamiques maximum et minimum, et pour les positions de butée haute et basse.

Les forces que l'actionneur doit générer à l'état froid, pour décoller le galet de la butée, sont obtenues à l'aide de l'équation (4.1) :

$$\begin{cases} F_{AMF}^{act.\ froid}(F_{aéro\ min}) = 1650 - \dfrac{510}{3} = 1480\ \text{N} & (4.24) \\ F_{AMF}^{act.\ froid}(F_{aéro\ max}) = 1650 - \dfrac{1800}{3} = 1050\ \text{N} & (4.25) \end{cases}$$

Les forces que l'actionneur doit générer lors de l'actionnement pour mener le système en position de butée haute sont obtenues à l'aide de l'équation (4.5) :

$$\begin{cases} F_{AMF}^{act.\ chaud}(F_{aéro\ min}) = (1650 + 1{,}8 \times 24) + \dfrac{110{,}6 \times \dfrac{24}{3} - 510}{3} = 1818{,}1\ \text{N} & (4.26) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud}(F_{aéro\ max}) = (1650 + 1{,}8 \times 24) + \dfrac{110{,}6 \times \dfrac{24}{3} - 1800}{3} = 1388{,}1\ \text{N} & (4.27) \end{cases}$$

Ces forces d'actionnement sont présentées dans le tableau 4.2 :

Tableau 4.2

Zone de travail de l'actionneur nº1

| | **Forces d'actionnement de l'actionneur nº1** | |
|---|---|---|
| | Avec $F_{aéro}$ min de 510 N | Avec $F_{aéro}$ max de 1800 N |
| Position de butée basse | 1480 N | 1050 N |
| Position de butée haute | 1820 N | 1390 N |

Il est alors possible de construire le diagramme de design des actionneurs comme suit.

1- La nouvelle enveloppe d'actionnement, dans le cas des actionneurs de l'aile adaptative est obtenue en mettant à l'échelle les résultats de la caractérisation expérimentale.

2- La butée haute est fixée à une valeur correspondant à 78 mm d'allongement des fils (soit environ 4,3% de déformation), pour que ces derniers ne soient pas endommagés suite à une trop grande déformation. Il en résulte la position de la butée basse,

obtenue à partir de la butée haute et de la course maximale, correspondant à un allongement des actionneurs de 54 mm (soit 3% de déformation).

3- Dans les deux cas extrêmes de chargements aérodynamiques, les actionneurs doivent fournir la force nécessaire pour déformer l'élément de rappel, mais étant aidés par la force aérodynamique. Le point à froid du cas du chargement aérodynamique est donc situé sur la limite basse en force de l'enveloppe d'actionnement. Lors de l'actionnement, les actionneurs doivent comprimer l'élément de rappel, et déformer la peau.

En utilisant le diagramme de design des actionneurs AMF (présenté à la figure 3.7) et les caractéristiques d'actionnement de l'application, la géométrie de l'actionneur a donc pu être définie. Dès lors, on peut vérifier qu'avec la géométrie adoptée, la zone de travail de l'actionneur se situe à l'intérieur de la plage d'actionnement du matériau.

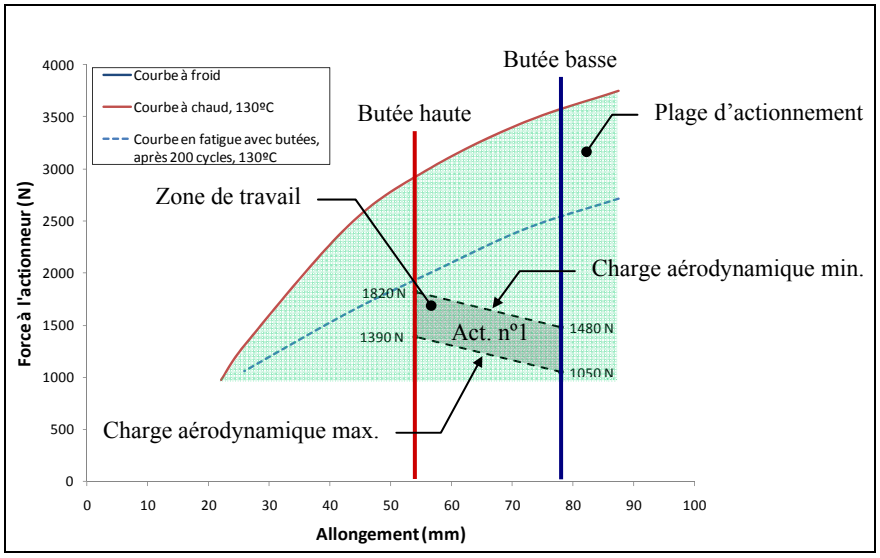



**Figure 4.14 Diagramme de design de l'actionneur nº1.**

## 4.4 Conclusion

Le modèle numérique présenté à la section 2.5 a fourni les paramètres d'entrée du système, à savoir la valeur des forces et déplacements minimum et maximum auxquels le système doit faire face, pour chacun des profils optimisés. Les éléments de rappel ont alors été dimensionnés afin de contrer la force de succion liée au chargement aérodynamique, pour que la peau soit maintenue en position de référence lorsqu'aucune commande d'actionnement n'est fournie au système. Il a alors été possible de déterminer les dimensions minimales des actionneurs pour amener la peau en position de déflexion maximale. Ils doivent pour cela contrer les forces de rappel, c'est-à-dire celles de la peau et des ressorts à gaz, tout en étant aidés dans cette tâche par la succion aérodynamique. Compte tenu des impératifs liés à la géométrie du prototype, il a été retenu que le système d'actionnement serait constitué de 6 fils de longueur 1800 mm, et de section 0,7 $mm^2$. Ceci a conduit à une nouvelle itération pour déterminer sur les forces des éléments de rappel. L'enveloppe des forces d'actionnement est alors entièrement déterminée, à savoir que la position des actionneurs sur le diagramme force – déplacement est connue tout au long de l'actionnement, pour les deux cas extrêmes, qui correspondent aux chargements aérodynamiques minimum et maximum. La vérification se fait en s'assurant que cette zone de travail soit à l'intérieur de l'enveloppe d'actionnement, définie par les propriétés intrinsèques de l'alliage Ni-Ti choisi pour l'application, c'est-à-dire de s'assurer que les actionneurs seront en tout temps capables de générer les forces et déplacements requis.

# CHAPITRE 5

# RÉSULTATS EXPÉRIMENTAUX

Une fois le design des actionneurs arrêté, il est possible de réaliser le prototype qui servira lors des essais en soufflerie. Le présent chapitre présente dans un premier temps les différentes composantes de la partie flexible de l'aile, puis la validation du prototype qui a été réalisée d'abord en laboratoire, et ensuite à l'aide de deux séries d'essais en soufflerie.

## 5.1 Présentation du prototype

Le prototype de l'aile adaptative a été réalisé à partir des paramètres fixés au cours de la conception des actionneurs, présentée au chapitre précédent.

### 5.1.1 Extrados flexible

Pour remplir pleinement le rôle d'extrados flexible, la structure de composite stratifiée utilisée dans cette étude est réalisée à partir de la résine époxy *Huntsman 8602 Reinfusion* et de deux types de couches, visibles à la figure 5.1 : du Carbone unidirectionnel et un Hybride Carbone/Kevlar tissé-croisé. Durant l'opération de moulage sous vide, le laminé est mis en forme à l'intérieur d'un moule en aluminium usiné selon le profil supérieur WTEA de référence. Pour minimiser le poids de la peau, toutes les couches sont orientées de sorte que leur direction de plus haut module d'élasticité soit parallèle à la direction de la corde, ce qui implique un ordre d'empilement classique $[0^H/0^C/\ldots]$. Des raidisseurs en acier sont fixés sur la surface intérieure du stratifié, précisément là où les actionneurs sont reliés à la structure, afin d'assurer l'uniformité de la déformation du profil le long de l'envergure, sans affecter le comportement en flexion dans le sens de la corde.

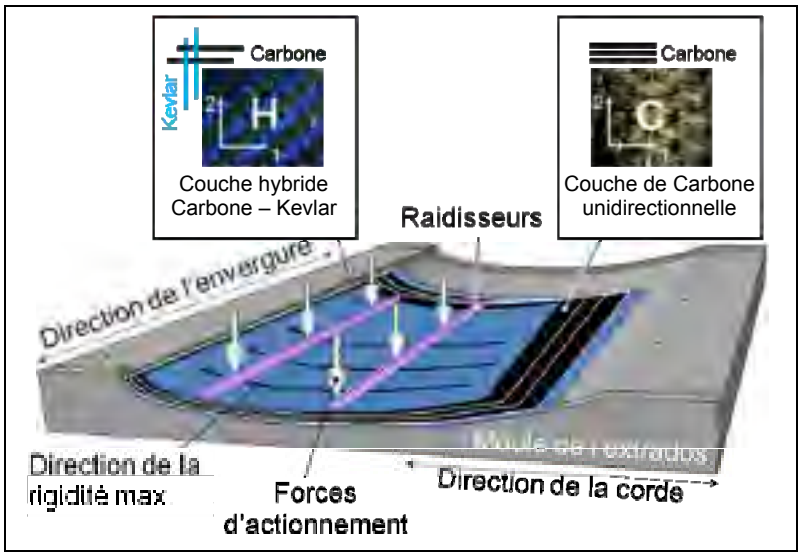



**Figure 5.1 Procédé de fabrication de l'extrados flexible.**
(Adaptée de [27]).

### 5.1.2 Système de transmission

Le système de transmission du prototype de l'aile est présenté à la figure 5.2. Les fils d'AMF, constituant l'élément actif, sont connectés à la plaque rigide d'un côté et à la came de l'autre. Au cours de l'actionnement, les fils d'AMF tirent la came qui transmet son mouvement à la peau flexible par l'intermédiaire de l'ensemble « galet suiveur - biellette ». Le déplacement de la came est mesuré à l'aide d'un potentiomètre linéaire (*Modèle LP804, Omega Eng. Inc., CT, USA*). Le ressort de compression à gaz est monté en parallèle avec les fils des actionneurs AMF et assure le retour de la peau flexible à sa position de référence en s'opposant à l'actionnement. La tension initiale des fils d'AMF est effectuée à l'aide du système de réglage de la force des ressorts à gaz (visible à la figure 5.12), lors de leur installation. Pour plus de lisibilité, celui-ci n'est pas représenté à la figure 5.2.

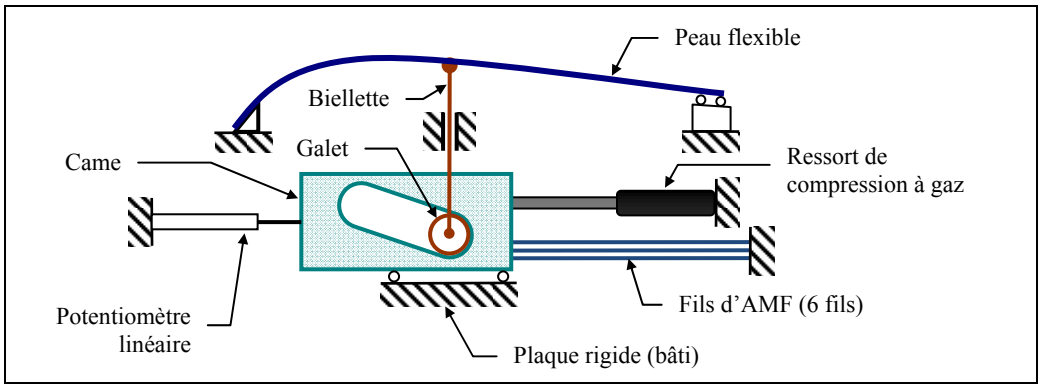



**Figure 5.2 Représentation schématique du système d'actionnement.**

### 5.1.3 Système de commande

Le chauffage des actionneurs AMF est réalisé par effet Joule, à l'aide de deux sources électriques programmables, chacune de puissance 3,3 kW (Référence : *SPS 100-33, AMREL Power Product Inc, CA, USA*). Ces sources ayant été choisies durant le design préliminaire, et avec des facteurs de sécurité élevés, il a été mis en évidence par la suite qu'elles étaient surdimensionnées [30]. En effet, les sources envoyaient dans les fils un courant de l'ordre de 10 A sous une tension d'environ 20 V au maximum. La puissance requise pour l'actionnement des deux lignes d'action a toujours été bien inférieure à 500 W lors des essais, tant en laboratoire qu'en soufflerie.

Le système est asservi au niveau de la position des deux lignes d'action, le retour se faisant par l'intermédiaire des potentiomètres linéaires. Il est contrôlé en boucle ouverte : une commande de déplacement est entrée, et le système envoie du courant électrique dans les actionneurs. Un contrôleur PID s'assure d'obtenir la valeur de consigne au niveau de la position des lignes d'action.

## 5.2 Essais thermiques

D'après les conditions imposées dans le cahier des charges, les capteurs de pression (des capteurs *Kulite*® et des capteurs à fibre optiques) placés sur la peau ne devaient jamais être

soumis à une température de plus de 80ºC (spécification du fabricant). Il a donc été nécessaire d'effectuer des mesures de température à l'intérieur du prototype lors du chauffage des actionneurs AMF afin de pouvoir garantir la sécurité des capteurs et de la peau en composite.

Les figure 5.3 et 5.4 présentent la disposition des thermocouples ayant été installés sur la peau pour réaliser ces essais. Sept thermocouples de type K ont été placés dans le prototype d'aile adaptative lors des essais de chauffage :

- Quatre dans des supports de capteurs de pression (nommés *Support de capteur* n$^{os}$1 à 4), situés dans les zones critiques, à savoir au dessus des actionneurs AMF,

- Trois directement sur la peau flexible : deux au dessus des actionneurs AMF (Peau nº1 et #3), et un au niveau du premier raidisseur, placé sur le joint de colle (Peau nº2).

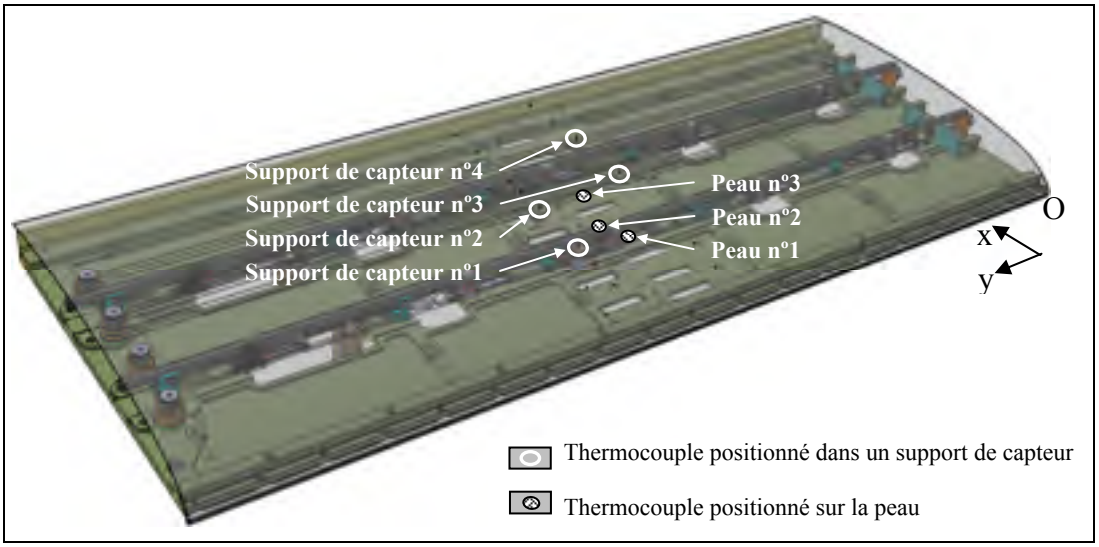



**Figure 5.3 Implantation des thermocouples dans le prototype d'aile adaptative.**

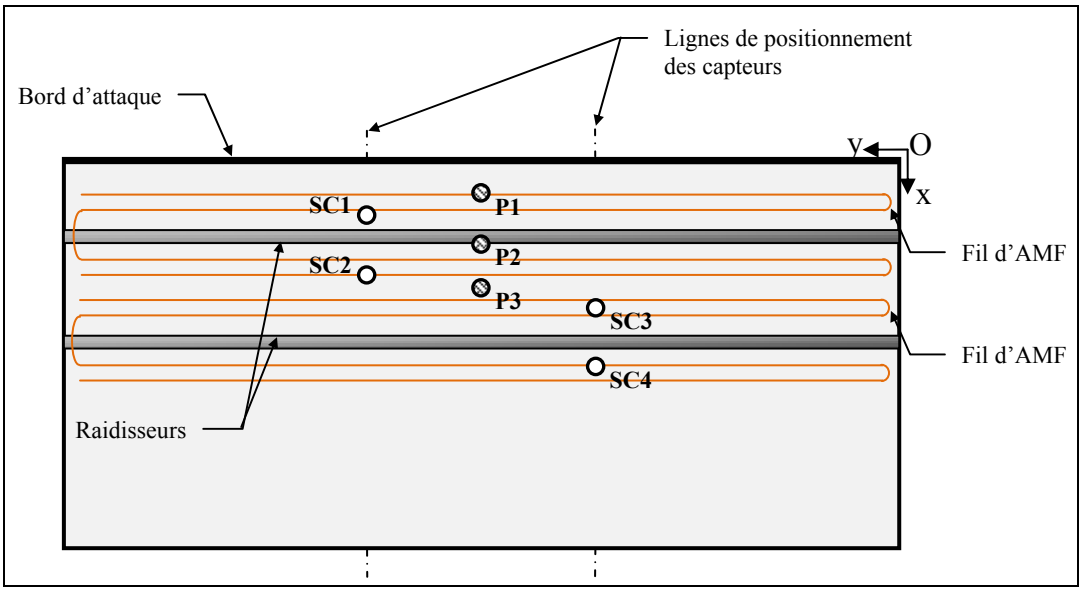



**Figure 5.4 Vue de dessous de la peau flexible.**

La figure 5.5 présente une vue de détail de l'installation des thermocouples. Les thermocouples positionnés sur la peau (P1-P3) sont disposés directement sur la surface en composite, et maintenus à l'aide d'une bande de ruban adhésif. Ceux qui sont disposés à l'intérieur des supports de capteurs en polyuréthane (SC1-SC4) sont au contact d'une goupille en acier, utilisée pour représenter l'extrémité métallique des capteurs à fibre optique.

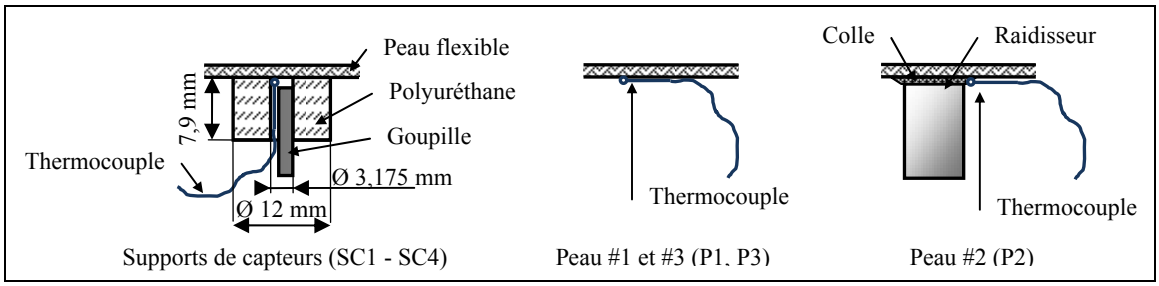



**Figure 5.5 Vue de détail de la position des thermocouples.**

Cet essai est réalisé en deux temps (*Voir* figure 5.6 et 5.7) : l'actionneur nº1 est tout d'abord chauffé seul pendant 8 minutes, puis l'actionneur nº2 est chauffé à son tour. Le chauffage des deux actionneurs est interrompu après 20 minutes. Le but de l'essai est donc de déterminer les températures maximales auxquelles ont été exposés les thermocouples, ce qui permet de

déterminer si les capteurs qui seront installés dans l'aile risquent d'être chauffés au-delà de leur température limite.

La figure 5.6 présente l'évolution de la température des thermocouples placés dans les supports de capteurs :

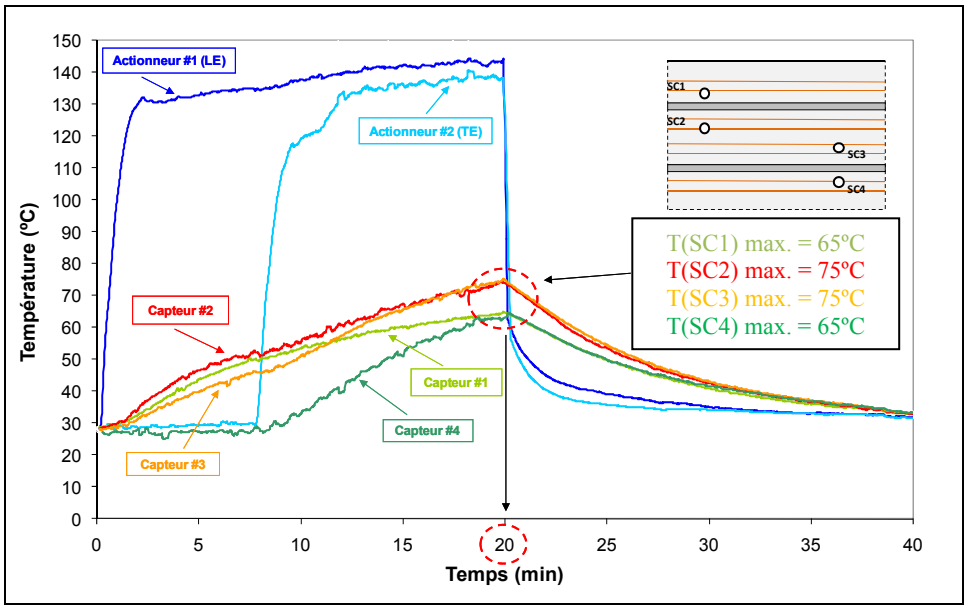



**Figure 5.6 Températures ressenties au niveau des capteurs, au cours du chauffage.**

L'évolution de la température des thermocouples disposés sur la peau en composite est présentée à la figure 5.7 :

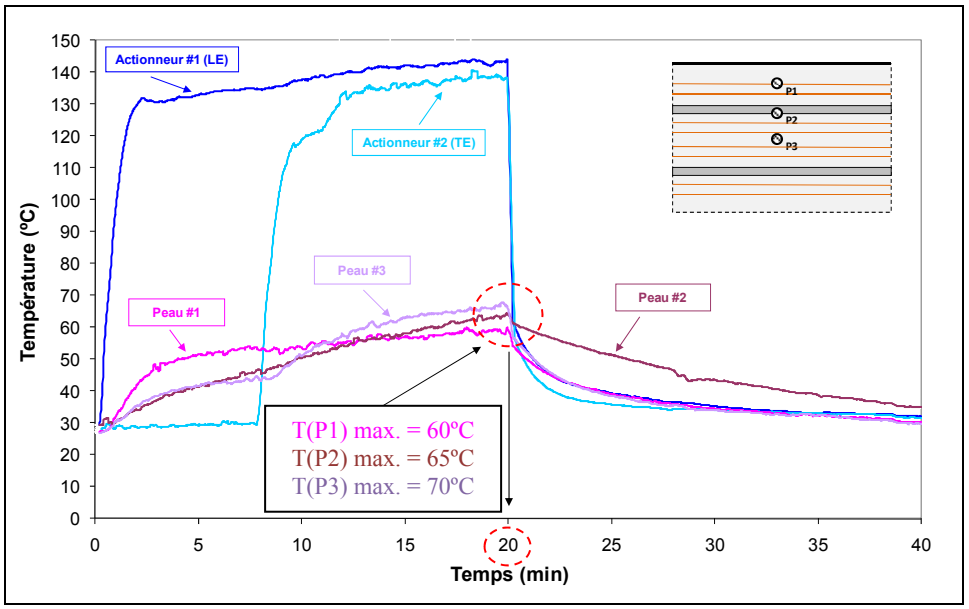



**Figure 5.7 Températures ressenties au niveau de la peau, au cours du chauffage.**

Il est ainsi possible de conclure que même pour une température de chauffage des actionneurs de 140ºC, la température au niveau des capteurs et de la peau reste en dessous de 75ºC, ce qui est conforme au cahier des charges du fabricant des capteurs. Ces derniers ne risquent donc pas d'être endommagés lorsque les fils d'AMF chauffent, au cours de l'actionnement.

## 5.3 Caractérisation de la peau

Les premières données au sujet du comportement de la peau flexible avaient été obtenues grâce au modèle numérique (analyse par éléments finis), dont les résultats sont décrits à la section 2.5. Dans le but de modéliser le comportement de la peau qui a été fabriquée, il est nécessaire de connaître ses caractéristiques tout au long de l'actionnement, à savoir la caractéristique force – déplacement de chacune des deux lignes d'action. Ceci permettra par la même occasion de valider le modèle numérique.

Dans cette condition, afin de n'observer que le comportement de la peau, les actionneurs AMF et les ressorts de rappel sont retirés du prototype (figure 5.8). C'est le système de

blocage manuel des cames, constitué d'une tige filetée et d'écrous, qui assurera le mouvement des lignes d'action pour les essais de caractérisation de la peau.

Des cellules de charge (Référence : *LC 201-100, Omega Eng. Inc., CT*) sont installées au niveau du système de blocage manuel des cames. Le mouvement vertical de la peau est obtenu grâce au serrage de l'un ou l'autre des écrous fixés à l'extrémité de la tige filetée (*Voir* figure 5.8 et 5.9).

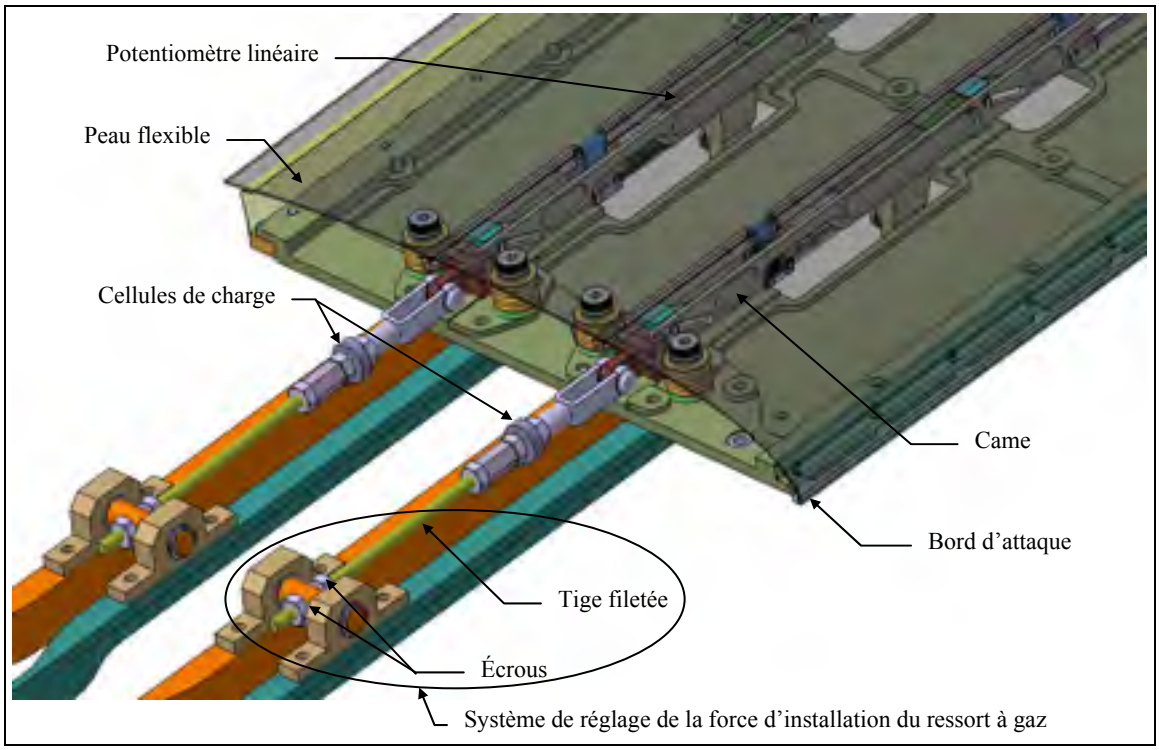



**Figure 5.8 Essai de caractérisation de la peau.**

La figure 5.9 offre une représentation schématique du banc d'essais utilisé pour caractériser la peau flexible.

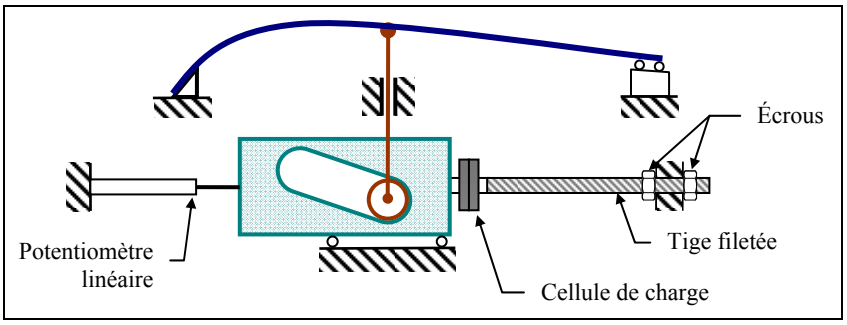



**Figure 5.9 Représentation schématique du banc de caractérisation de la peau flexible.**

Afin de se placer dans le cas le plus défavorable, l'étude portera sur le comportement d'une ligne d'action lorsque l'autre est maintenue en position nominale (position de butée basse). Dans un premier temps, la course maximale est appliquée sur la première ligne d'action pendant que la seconde est bloquée en position de référence (*Voir* figure 5.10). Dans un second temps, la première ligne d'action est maintenue en position nominale, et la course maximale est appliquée sur la seconde (*Voir* figure 5.11).

Il ressort des figure 5.10 et 5.11 que la force maximale qu'il faut appliquer à la peau pour l'amener en position extrême (correspondant à un déplacement vertical de la peau de 8 mm) est de 800 N pour la ligne nº1 et de 770 N pour la ligne nº2. On constate aussi que la course de 8 mm n'a pas pu être atteinte lors de ces essais (la force monte brusquement avant que la course n'atteigne 8 mm). Ceci est dû à un problème de réglage des jeux internes du mécanisme, qui a été réglé par la suite après une période de rodage. Ces résultats sont répétables, les caractéristiques obtenues étant superposées après plusieurs actionnements successifs.

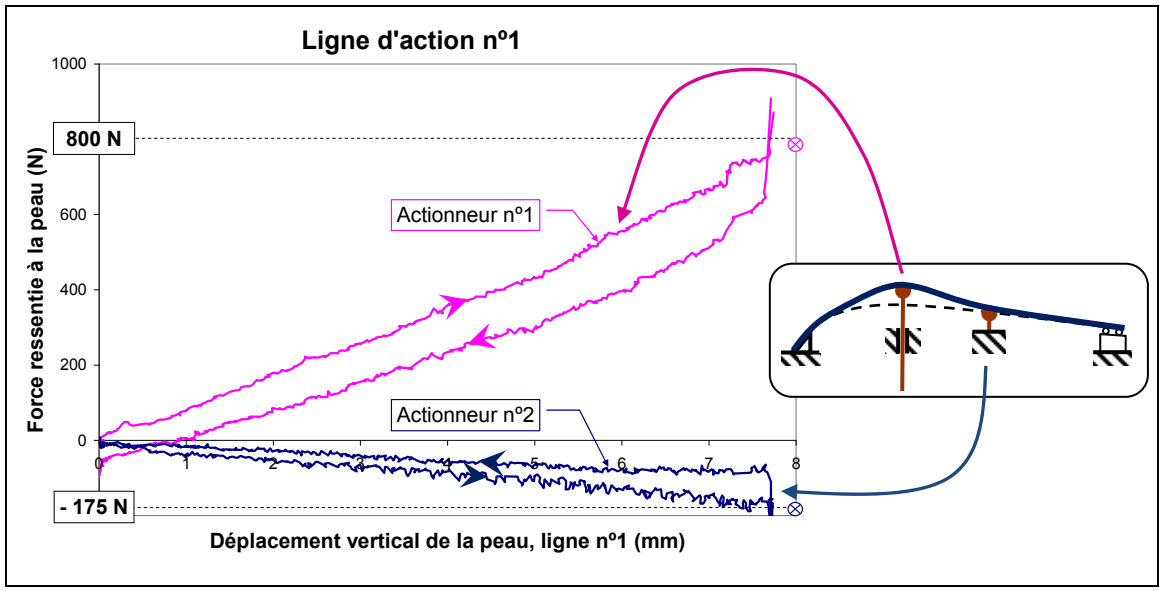



**Figure 5.10 Rigidité de la peau ressentie à la ligne d'action nº1, lorsque la ligne nº2 est maintenue en position basse.**

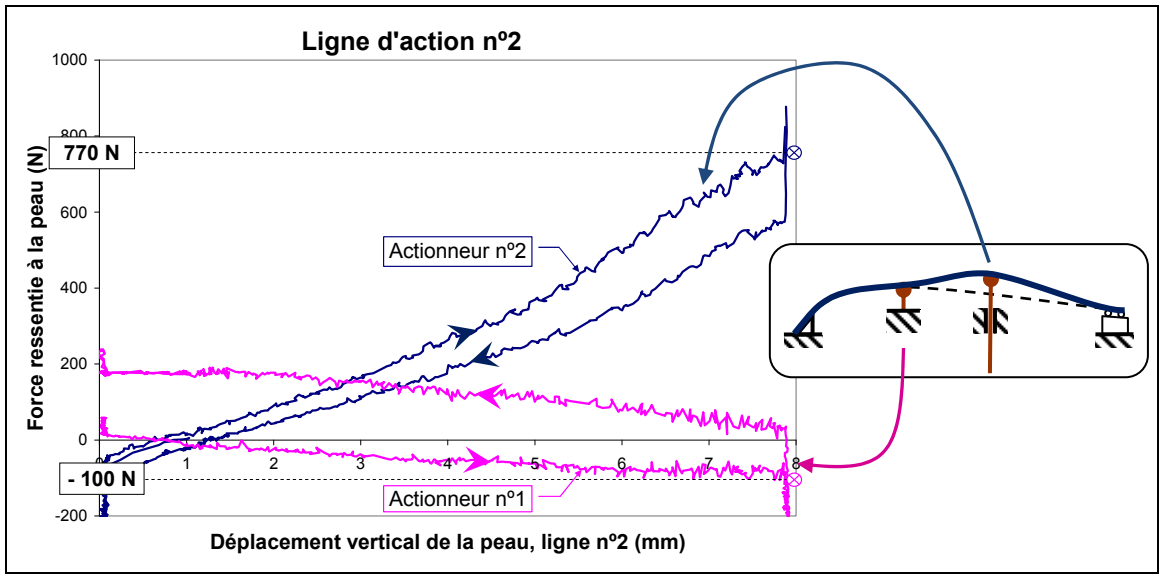



**Figure 5.11 Rigidité de la peau à la ligne d'action nº2, lorsque la ligne nº1 est maintenue en position basse.**

De plus, cet essai a permis de mesurer l'effort maximal que la peau flexible transfère d'une ligne d'action à l'autre lors de l'actionnement. Les figure 5.10 et 5.11 montrent respectivement qu'il est nécessaire d'appliquer une force vers le bas

$F_{interraction\ 2\to1} = 175$ N sur la ligne nº2 et $F_{interraction\ 1\to2} = 100$ N sur la ligne nº1 pour les maintenir en position basse lorsque la ligne opposée est actionnée jusqu'à la position haute.

## 5.4 Validation des actionneurs en laboratoire

Il n'est pas possible de recréer le phénomène d'aspiration dû au chargement aérodynamique dans les conditions du laboratoire. Il a ainsi été convenu de choisir deux séries de ressorts à gaz : une destinée aux essais en soufflerie, et une autre qui servirait uniquement pour les essais en laboratoire. En effet, en supposant le chargement aérodynamique constant, il est possible de recréer les conditions de la soufflerie en remplaçant l'élément de rappel par un autre de force plus faible, car la succion aérodynamique favorise l'actionnement. Ainsi la force d'installation des ressorts utilisés en laboratoire est égale à celle de ceux utilisés pour la soufflerie, diminuée de la valeur du chargement aérodynamique ressentie aux actionneurs (*Voir* l'équation (5.1) ci-après).

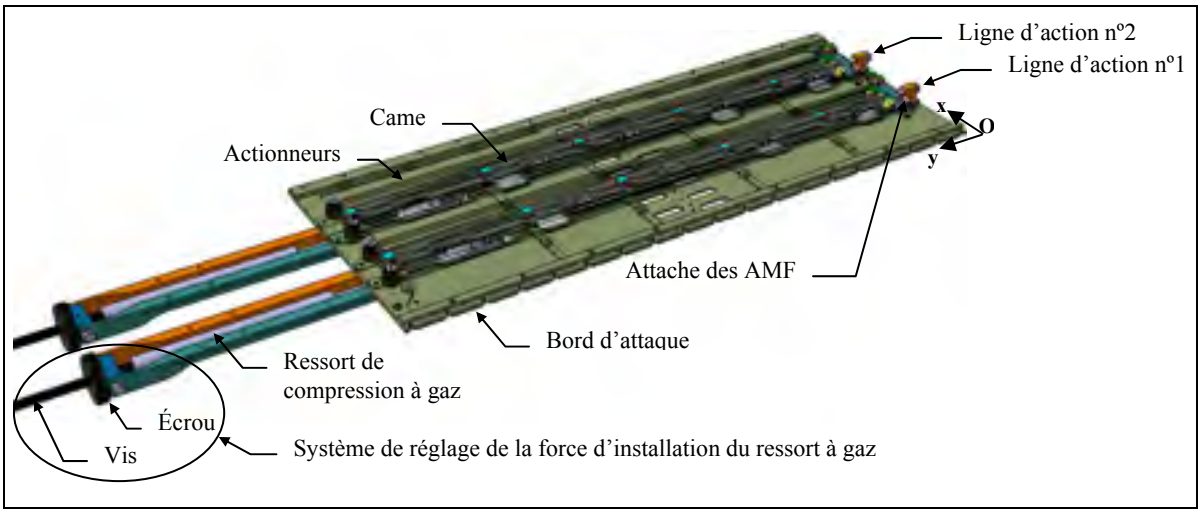



**Figure 5.12 Prototype d'aile adaptative (sans la peau flexible).**

Ces essais sont les premiers essais d'actionnement réalisés sur le prototype, et étant donné que les deux lignes d'action ont la même géométrie, il a été décidé de retirer la peau flexible

et de ne faire les essais que sur la première ligne d'action. L'objectif était double : dans un premier temps cela permettait de dissocier les deux lignes d'action (la peau transmettant les efforts d'une ligne sur l'autre autrement), et ensuite de s'assurer de ne pas endommager la peau en cas de surchauffe imprévue des actionneurs.

Il est alors possible de simuler l'effet de la déformation de la peau flexible en augmentant la force des ressorts à gaz à l'installation. La nouvelle force d'installation des ressorts à gaz se détermine comme suit :

$$F_{ressort\ i} = F_{AMF}^{déformation} + \frac{F_{interraction\ j \to i} + F_{act.\ peau\ i}}{R} \tag{5.1}$$

où :

- $F_{ressort\ i}$ est la force initiale de l'élément de rappel de la ligne d'action *i*, lors de l'installation, pour cette série d'essais en l'absence de peau flexible sur le prototype.
- $F_{AMF}^{déformation}$ est la force requise pour déformer initialement les actionneurs AMF. Elle est donnée par l'équation (4.14) ($F_{AMF}^{déformation} = 1050$ N).
- $F_{interraction\ j \to i}$ est la force qui doit être appliquée vers le bas pour garder la ligne d'action *i* dans sa position extrême basse (nominale), pendant que la ligne d'action *j* est actionnée jusqu'à sa position extrême haute ($F_{interraction\ 1 \to 2} = 100$ N, *voir* figure 5.11; et $F_{interraction\ 2 \to 1} = 175$ N, *voir* figure 5.10).
- $F_{act.\ peau\ i}$ représente la force nécessaire pour amener la peau dans sa position extrême haute à la ligne d'action *i*, pendant que l'autre ligne d'action est maintenue en position extrême basse. Cette force est ajoutée à la force d'installation du ressort de rappel pour simuler le comportement de la peau flexible lors des essais en laboratoire, mais ne sera pas prise en compte pour des essais en soufflerie, lorsque la peau flexible sera installée sur le prototype ($F_{act.\ peau\ 1} = 800$ N, *voir* figure 5.10; et $F_{act.\ peau\ 2} = 770$ N, *voir* figure 5.11).

Le calcul donne :

$$\begin{cases} F_{ressort\ _1} = 1050 + \dfrac{175 + 800}{3} = 1375 \text{ N} & (5.2) \\ F_{ressort\ _2} = 1050 + \dfrac{100 + 770}{3} = 1340 \text{ N} & (5.3) \end{cases}$$

Dans cette série d'essais en laboratoire, l'élément de rappel sert à modéliser le comportement de la peau flexible, mais, ce ressort à gaz ne présente pas la même rigidité que la peau en matériaux composites. Les forces $F_{ressort\ _i}$ déterminées ci-dessus représentent les forces maximales. Elles sont définies en position de butée haute, c'est-à-dire dans la position où le ressort est le plus comprimé. Puisque le ressort de rappel est installé lorsque le système est en position nominale (de butée basse), il faudra retrancher la valeur de la course à la valeur de l'allongement du ressort lorsque le système est en position de butée haute.

Un essai de traction, dont les résultats sont présentés à la figure 5.13, a été effectué sur le ressort de compression à gaz de 270 lb afin d'en déterminer les caractéristiques réelles. En effet, les caractéristiques du fabriquant, en pointillés, correspondaient uniquement à la valeur de force pour une course nulle et à une valeur de raideur constante. Dans la réalité, du fait de l'hystérésis du système il est nécessaire de déterminer les différentes forces lorsque la tige rentre ou sort. Bien que la course totale de la tige du ressort représente 200 mm, le fabricant préconise de toujours maintenir une marge de 5 mm par rapport aux extrémités de la course lors de l'utilisation. Cela provient de certains facteurs liés à la constitution interne du ressort, notamment la forme des joints situés sur le piston.

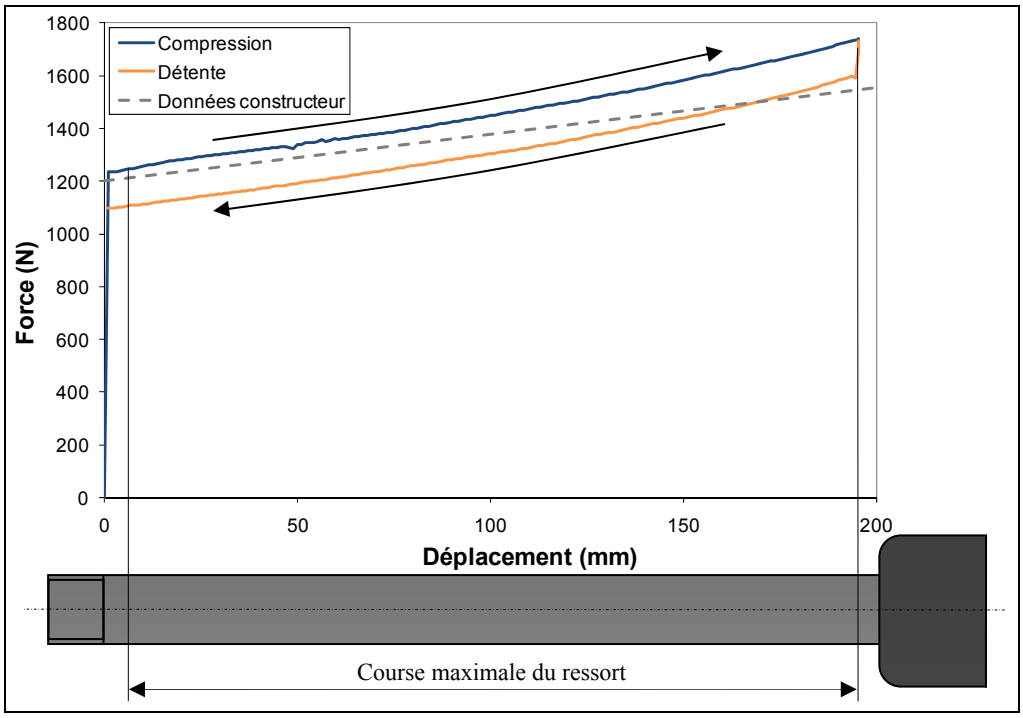



**Figure 5.13 Caractéristique du ressort à gaz de 270 lb.**

Afin de se placer dans le cas le plus défavorable, c'est la partie basse de la courbe qui sera utilisée pour le choix de la force d'installation de l'élément de rappel (celle qui est obtenue au cours de la détente, lorsque la tige est en train de sortir).

Le ressort de la ligne nº1 devra être comprimé de 127 mm en position haute (correspondant à une force de 1375 N), soit 103 mm lors de l'installation, et le ressort de la ligne nº2 devra être comprimé de 115 mm en position haute (correspondant à une force de 1340 N), soit 91 mm lors de l'installation. Une fois que les deux ressorts de rappel sont installés, ils appliquent la prédéformation initiale aux actionneurs AMF, et le système est prêt à être actionné.

Dans le but de valider le design des actionneurs, l'essai d'actionnement consiste à *i*) envoyer une consigne de déplacement de la peau de 8 mm (correspondant à la course maximale), *ii*) maintenir cette consigne quelques secondes, *iii*) couper l'alimentation aux actionneurs et *iv*) laisser le système revenir à sa position nominale (*Voir* figure 5.14 à 5.17).

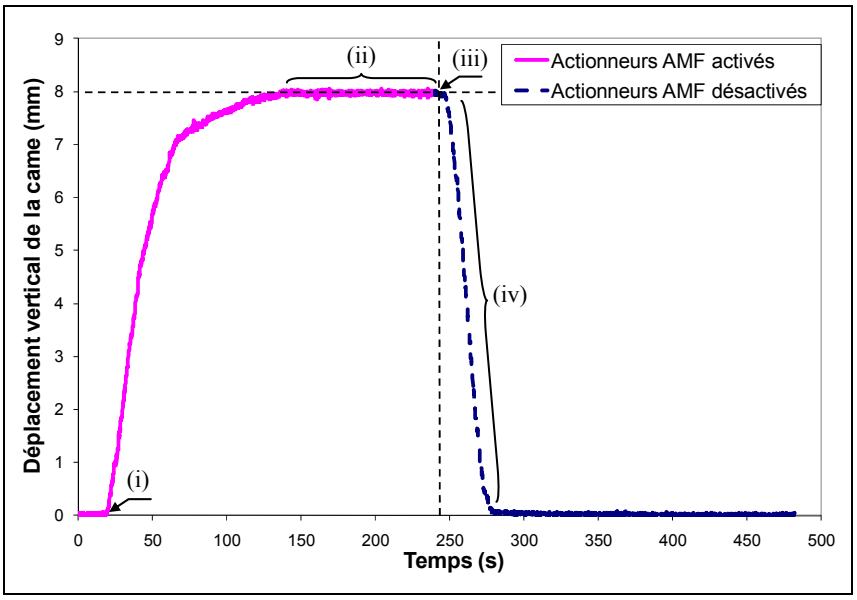



**Figure 5.14 Déplacement vertical de la came en fonction du temps, ligne d'action n°1.**

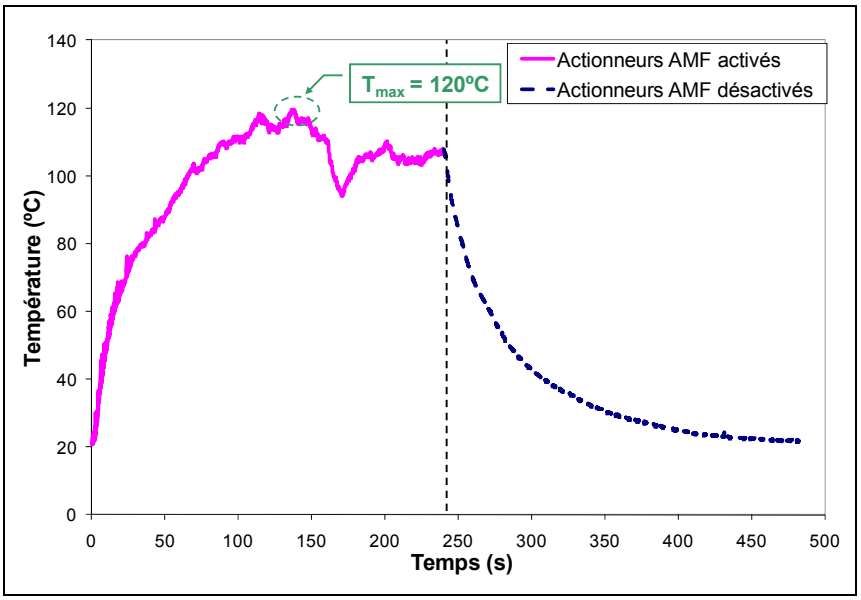



**Figure 5.15 Température de l'actionneur en fonction du temps, ligne d'action n°1.**

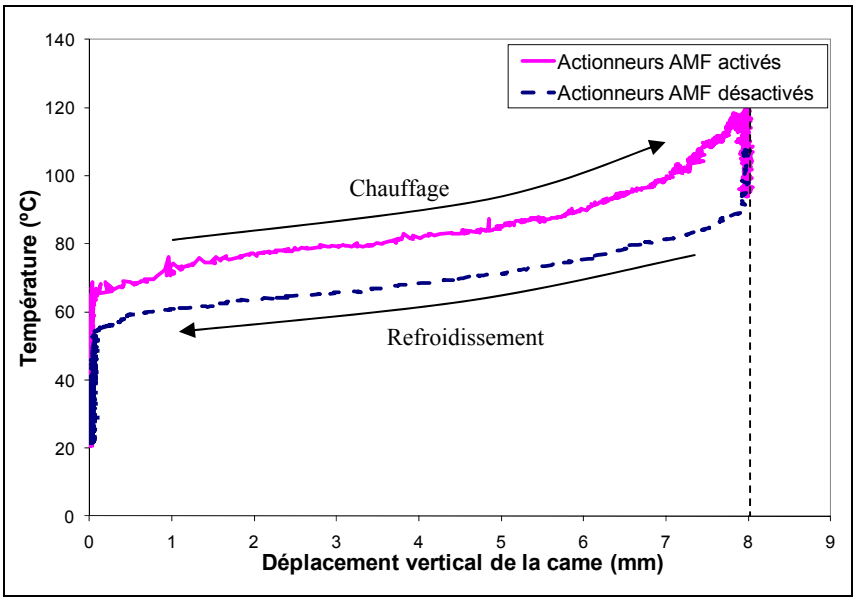



**Figure 5.16 Température de l'actionneur en fonction du déplacement vertical de la came, ligne d'action nº1.**

Les résultats montrent que le système est capable d'aller de la position basse à la position de butée haute, puis d'y retourner, ce qui valide la méthode de design employée dans la partie 4.3.

La température est mesurée, de la même manière que lors des essais de caractérisation de l'alliage, à l'aide d'un thermocouple de type K fixé à l'aide d'une bande de *Teflon*®. La température mesurée lors des essais d'actionnement reste inférieure à 120ºC, et reste donc inférieure à la température maximale autorisée de 130ºC. Ces résultats sont de plus compatibles avec ceux obtenus lors des essais thermiques (*Voir* section 5.2), au cours desquels la température de chauffage des AMF avait été fixée à une valeur supérieure, à 140ºC.

Le déplacement de la came ne se fait pas instantanément lors du chauffage. En effet, l'actionneur doit d'abord vaincre la force d'installation du ressort (correspondant à la valeur de la force aérodynamique maximale), ce qui fait que le mouvement de la came n'est observé que pour une température de 65ºC environ.

Ces essais ont permis de valider le comportement du prototype en laboratoire. Cependant afin de se placer dans les conditions réelles d'actionnement de l'aile adaptative, il faudrait créer la force de succion générée par les conditions aérodynamique, laquelle ne peut pas être fidèlement reproduite en dehors d'une soufflerie.

## 5.5 Présentation de la soufflerie

La soufflerie utilisée lors des essais est une des souffleries du Conseil National de Recherches du Canada (CNRC), à Ottawa. Sa section de travail est de 2m x 3m, et elle est adaptée aux régimes subsoniques (figure 5.17).

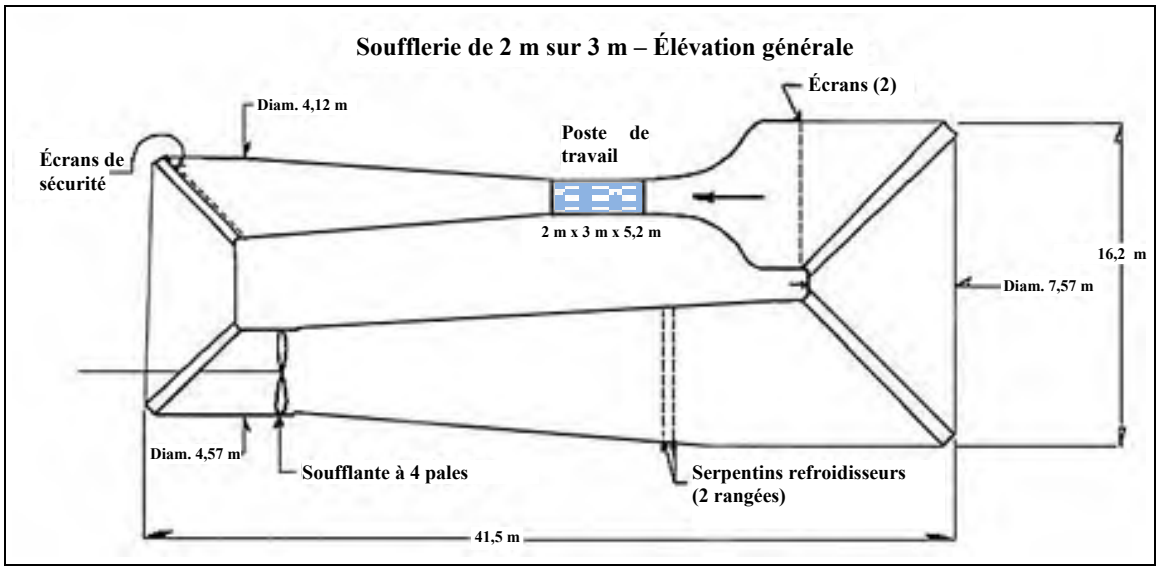



**Figure 5.17 Schéma de la soufflerie 2m x 3m du CNRC.**
(Adaptée de [32]).

Lors des premiers essais, la vitesse maximale de l'écoulement, avec le prototype de l'aile à l'intérieur du tunnel, se situait aux alentours de $M = 0{,}305$. Il est donc impossible de caractériser les cas aérodynamiques C136 à C149 dans cette soufflerie. Les cas étudiés lors des essais correspondent donc aux cas des profils optimisés dont le nombre de Mach est compris entre 0,2 et 0,3 (les cas C101 à C135, *voir* tableau 5.1).

Tableau 5.1

Cas d'optimisation étudiés lors des essais en soufflerie

| Nombre de Mach | Angle d'attaque (º) | | | | | | |
|---|---|---|---|---|---|---|---|
| | -1,0 | -0,5 | 0,0 | 0,5 | 1,0 | 1,5 | 2,0 |
| 0,200 | **C101** | C102 | C103 | C104 | C105 | C106 | C107 |
| 0,225 | C108 | C109 | C110 | C111 | C112 | C113 | C114 |
| 0,250 | C115 | C116 | C117 | C118 | C119 | C120 | C121 |
| 0,275 | C122 | C123 | C124 | C125 | C126 | C127 | C128 |
| 0,300 | C129 | C130 | C131 | C132 | C133 | C134 | **C135** |

Deux séries d'essais ont été effectuées, correspondant aux deux cas critiques, afin de valider le dimensionnement des actionneurs et des ressorts de rappel.

Le premier cas critique correspond à celui du chargement aérodynamique maximal (C135 : $\alpha = +2º$, $M = 0,3$). En effet, c'est ce cas le plus demandant pour le ressort de rappel. Le système doit être capable de revenir à sa position d'origine (butée basse) et d'y rester lorsque les actionneurs sont désactivés, alors que le chargement aérodynamique tend à écarter la peau de son profil nominal.

Le second cas critique correspond au cas du chargement aérodynamique minimal (C101 : $\alpha = -1º$, $M = 0,2$). La force du ressort de rappel étant validée suite à l'essai précédent, il faut maintenant que les actionneurs soient capables d'amener la peau au profil de déformation maximale (butée haute), et de maintenir dans cette position, lorsque l'aide du chargement aérodynamique est minimale.

## 5.6 Première série d'essais en soufflerie

Les premiers essais en soufflerie ont eu lieu au mois d'octobre 2008, dans la soufflerie présentée à la section 5.5.

### 5.6.1 Design préliminaire

Depuis les premiers résultats numériques, présentés à la section 2.5, certains paramètres ont été modifiés. En effet, la géométrie du profil a été légèrement modifiée dans la zone proche du bord d'attaque, de même que certains paramètres de l'optimiseur et du modèle numérique. Le fait que la course maximale a été limitée à 8 mm a aussi été pris en compte. Cela entraîne des changements de formes des profils optimisés, et donc des courses et des forces d'actionnement, ainsi que des forces aérodynamiques maximales et minimales. Une nouvelle enveloppe des forces d'actionnement a donc été générée, et est présentée à la figure 5.18 :

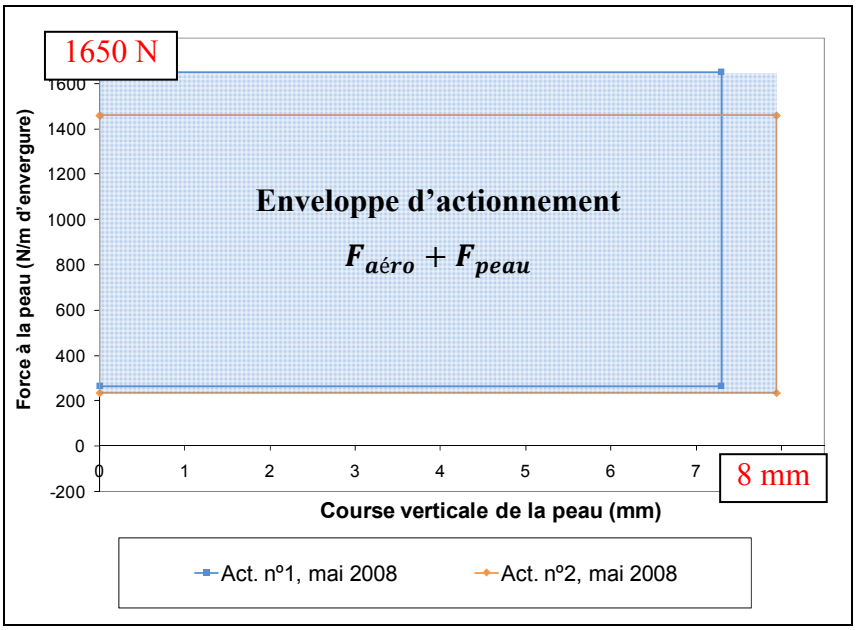



**Figure 5.18 Enveloppe des forces d'actionnement, en vue des essais en soufflerie d'octobre 2008.**

Les valeurs extrêmes de courses et de forces aérodynamiques, ressenties aux deux lignes d'action, au niveau de la peau, sont présentées dans le tableau 5.2.

Tableau 5.2

Courses et forces en jeu au niveau des deux lignes d'action,
en vue des essais d'octobre 2008

| | | **Actionneur nº1** | | **Actionneur nº2** | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | Min | Max | Min | Max |
| Course | (mm) | 0 | 7,30 | 0 | 7,95 mm |
| $F_{aéro}$ | (N) | 485 | 1650 | 465 | 1460 |

La connaissance de cette nouvelle enveloppe des forces d'actionnement, ainsi que des résultats expérimentaux, permet de définir les forces dans les actionneurs à l'état chaud et à l'état froid plus précisément qu'à partir des premières valeurs théoriques :

$$\begin{cases} F_{ressort}^{min} = \dfrac{F_{aéro}^{max} + F_{interraction_{max.}}}{R} + F_{AMF}^{déformation} & (5.4) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud} = \left(F_{ressort}^{min} + k_{ressort}\ \delta_{came}\right) + \dfrac{F_{act.\ peau} - F_{aéro}^{min}}{R} & (5.5) \end{cases}$$

Soit, après application numérique :

$$\begin{cases} F_{ressort}^{min} = \dfrac{1650 + 175}{3} + 1050 = 1660\ \text{N} & (5.6) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud} = (1660 + 1{,}8 \times\ 24) + \dfrac{800 - 465}{3} = 1815\ \text{N} & (5.7) \end{cases}$$

Les ressorts à gaz devront donc être installés pour une force initiale d'environ 1660 N. Cette force est plus grande que la force maximale que peut fournir le ressort à gaz de 270 lb. En effet, lorsque la tige du ressort est rentrée au maximum la force est d'environ 1500 N. De plus, le ressort de 270 lb est celui qui présente les forces les plus grandes, et il faudrait passer à une autre série de ressorts (ce qui implique de modifier la géométrie du prototype) pour obtenir des forces d'installation plus grandes. En conséquence, on décide alors de débuter les essais en soufflerie avec le prototype tel quel, avec les ressorts comprimés au maximum.

La figure 5.19 montre l'installation des actionneurs au moment de l'assemblage de la partie flexible de l'aile adaptative. On peut y observer les fils des capteurs *Kulite*® (fins), et ceux des capteurs à fibre optiques (épais). La figure 5.20 présente l'aile une fois montée sur le plateau tournant, à l'intérieur de la soufflerie du CNRC à Ottawa, lors des essais d'octobre 2008.

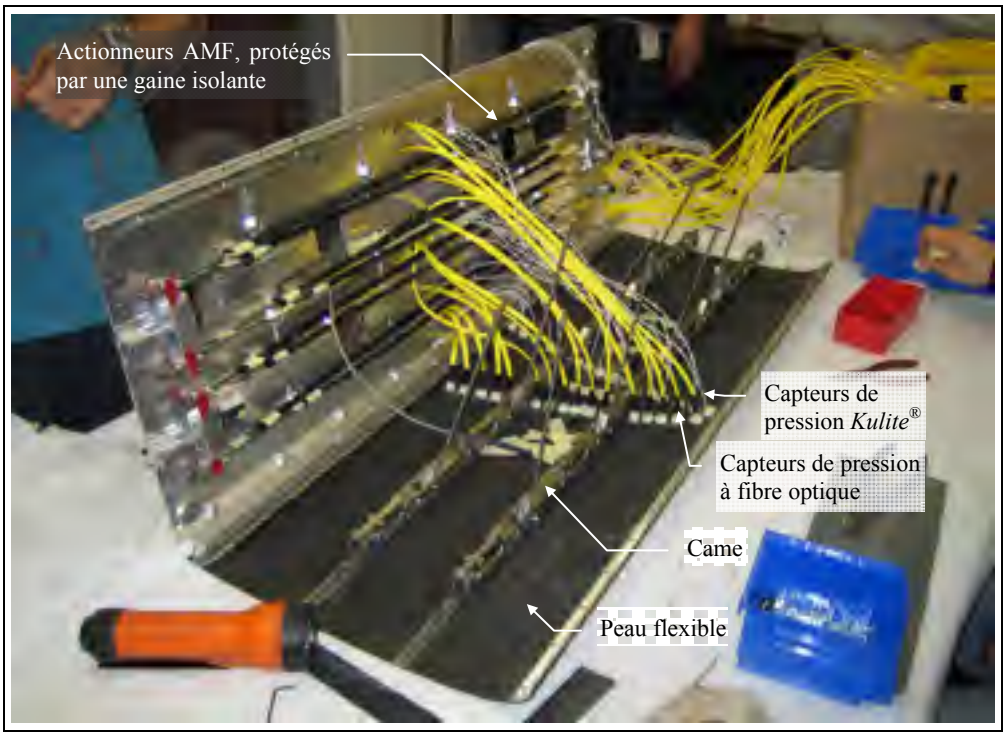



**Figure 5.19 Assemblage du prototype.**

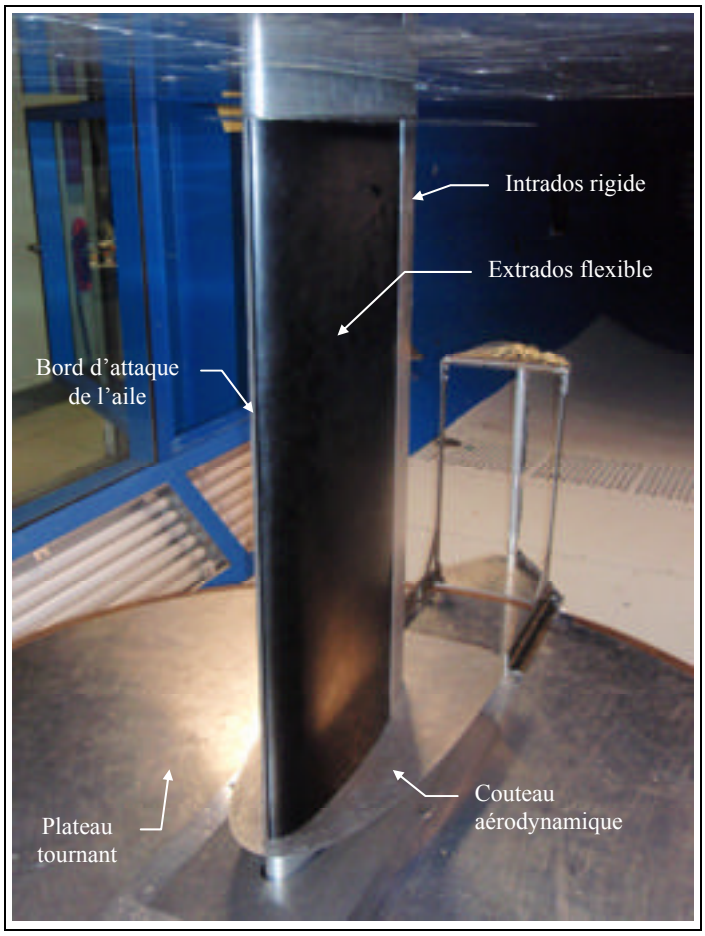



**Figure 5.20 Prototype de l'aile adaptative installé dans la soufflerie du CNRC, à Ottawa.**

### 5.6.2 Problèmes rencontrés lors des premiers essais

Plusieurs problèmes ont été rencontrés lors de cette première série d'essais. Le premier était dû à un fort bruit électromagnétique perçu par les différents capteurs, ce qui rendait l'acquisition des signaux des thermocouples impossible. Cela ne perturbait pas réellement l'actionnement, étant donné que le contrôle se faisait sur la valeur du déplacement. Par contre, il était impossible de s'assurer que les divers capteurs de pression présents dans l'aile n'étaient pas exposés à des températures trop élevées, ou encore les actionneurs eux-mêmes, ne soient pas endommagés. Une lecture de la température des actionneurs a quand même été obtenue en branchant directement l'un des trois thermocouples de chaque ligne d'action dans

un multimètre, dont les filtres internes permettaient d'obtenir un signal stable. La valeur de la température n'a donc pas pu être enregistrée, cette lecture rudimentaire ne permettant que d'arrêter le chauffage lorsque la température des fils s'approchait de la température maximale.

### 5.6.3 Analyse des résultats

L'objectif des premiers essais d'actionnement était de générer un déplacement maximal de la peau, dans le cas le plus favorable, à savoir le cas du chargement aérodynamique maximal. Cependant, les essais ont montré que la peau n'était pas capable de se rendre à la position la plus haute (8mm), mais qu'elle était limitée à une valeur de déplacement d'environ 4,5 mm (*Voir* figure 5.21) tandis que la température des actionneurs, lue à l'aide des multimètres, était au delà de 157ºC, soit bien au dessus de la température maximale autorisée. Les essais d'actionnement ont alors été interrompus pour ne pas risquer d'endommager les capteurs et les actionneurs à l'intérieur de l'aile.

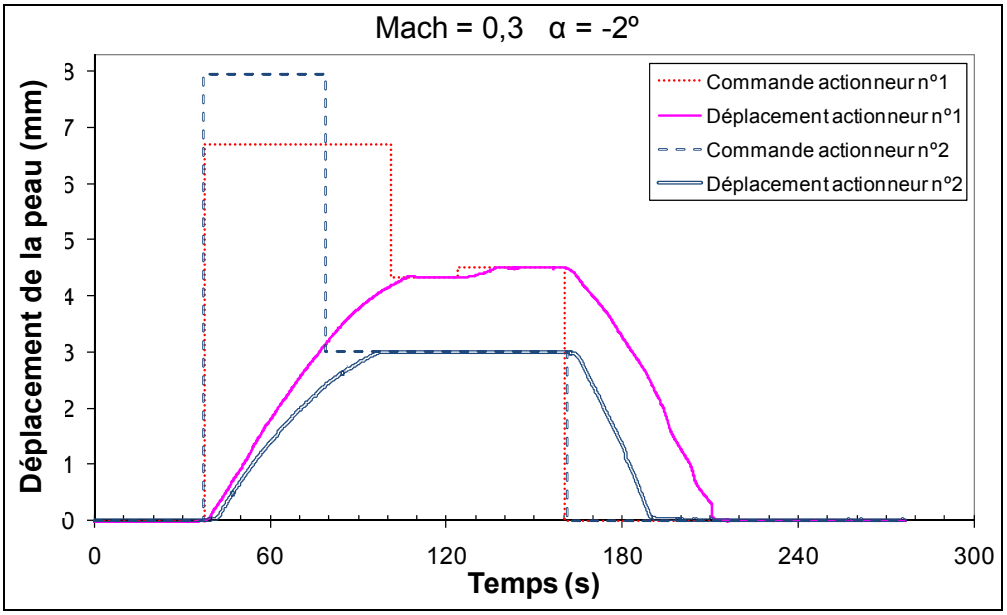



**Figure 5.21 Cas du chargement aérodynamique maximal (C135), lors des essais en soufflerie d'octobre 2008.**

Étant donné que le déplacement maximal n'avait pas été atteint dans le cas le plus favorable, il était inutile d'essayer de reproduire l'essai d'actionnement pour le cas le plus contraignant pour les actionneurs, à savoir le cas du chargement aérodynamique minimal.

Il fallait cependant générer les profils optimisés, afin d'obtenir au moins les informations des capteurs de pression lors de ces premiers essais en soufflerie. Pour cela, les déplacements aux lignes d'actions correspondant aux profils optimisés ont dû être générés à l'aide du système d'actionnement manuel (l'ensemble « tige filetée – écrou » déjà présenté à la figure 5.8).

## 5.7 Ajustement des enveloppes de forces

Bien que les actionneurs n'aient pas été en mesure de remplir leur mandat, ces essais ont permis de valider certaines hypothèses qui avaient été faites lors du calcul des forces d'actionnement. En effet, il a été possible de caractériser les variations de pression à l'intérieur de la soufflerie, à savoir la pression interne et la pression externe à la structure flexible (figure 5.22), qui sont deux paramètres influents du modèle numérique servant à évaluer les forces requises aux actionneurs [33].

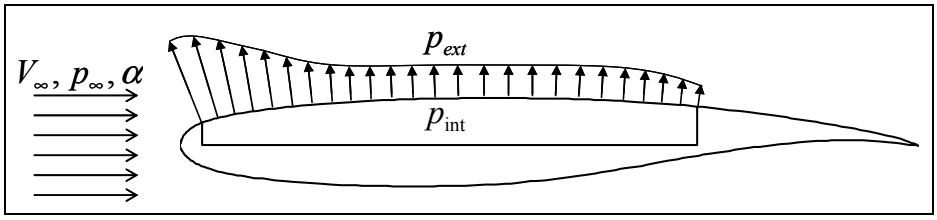



**Figure 5.22 Pressions internes et externes à l'extrados flexible [33].**

L'hypothèse de départ utilisée pour le calcul de l'aspiration aérodynamique sur la peau flexible supposait la pression totale dans la soufflerie constante, soit équivalente à la pression ambiante. Cette hypothèse s'appuyait sur la littérature [34] qui stipule qu'une soufflerie avec recirculation comportant une chambre d'essais ventilée (comme dans le cas de la soufflerie du CNRC) ne présente aucune variation de pression totale. Cette pression totale avait donc été supposée constante et égale à la pression atmosphérique. La pression interne dans l'aile

avait elle aussi été supposée égale à la pression atmosphérique. Or, les résultats d'octobre montrent une augmentation de la pression totale, ainsi qu'une diminution de la pression interne de l'aile, suivant l'augmentation du nombre de Mach. Ces variations réduisent considérablement le différentiel de pression entre l'extérieur et l'intérieur du prototype, et donc les forces aérodynamiques appliquées sur l'extrados flexible.

De nouvelles forces d'actionnement, présentées à la figure 5.23, ont été calculées une fois ces valeurs de pression corrigées. La nouvelle enveloppe d'actionnement fait intervenir des forces environ trois fois plus faibles que dans le cas précédent. La force maximale que doit générer l'actionneur passe de 1650 à 590 N.

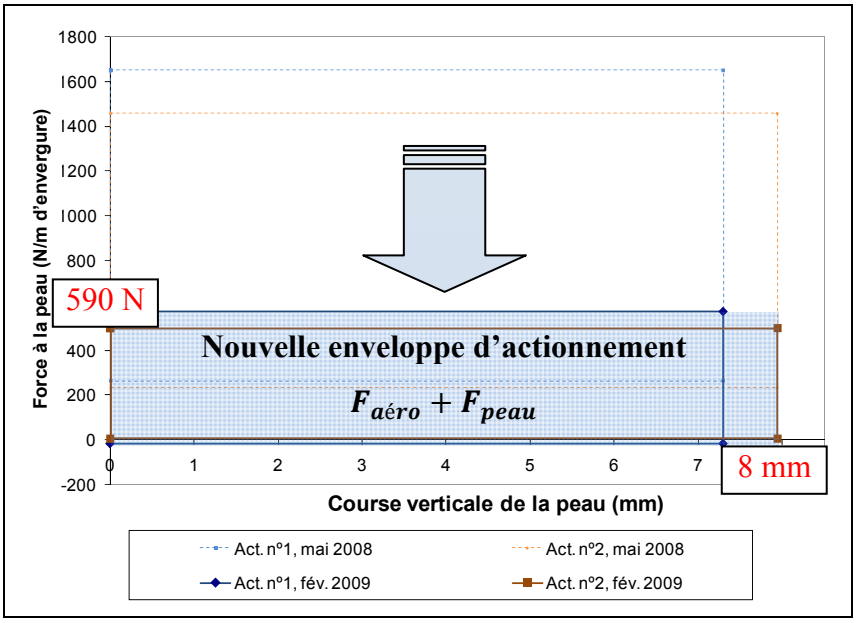



**Figure 5.23 Enveloppe des forces d'actionnement, en vue des essais en soufflerie de février 2009.**

Les valeurs extrêmes de courses et de forces aérodynamiques, ressenties aux actionneurs (ressenties au niveau de la peau) sont présentées dans le tableau 5.3.

Tableau 5.3

Courses et forces en jeu au niveau des deux lignes d'action,
en vue des essais de février 2008

| | | **Actionneur n°1** | | **Actionneur n°2** | |
|---|---|---|---|---|---|
| | | Min | Max | Min | Max |
| Course | (mm) | 0 | 7,30 | 0 | 7,95 |
| $F_{aéro}$ | (N) | 200 | 590 | 210 | 530 |

## 5.8 Seconde série d'essais en soufflerie

Une seconde série d'essais en soufflerie a eu lieu en février 2009, toujours dans la soufflerie du CNRC, à Ottawa.

### 5.8.1 Solutions mises en œuvre depuis la première série d'essais

La connaissance de la nouvelle enveloppe d'actionnement permet de calculer de nouvelles forces de rappel et d'actionnement, à l'aide des équations utilisées précédemment :

$$\begin{cases} F_{ressort}^{min} = \dfrac{F_{aéro}^{max} + F_{interraction_{max}}}{R} + F_{AMF}^{déformation} & (5.4) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud} = \left(F_{ressort}^{min} + k_{ressort}\ \delta_{came}\right) + \dfrac{F_{act.\ peau} - F_{aéro}^{min}}{R} & (5.5) \end{cases}$$

On constate que les forces aérodynamiques sont alors bien moins influentes dans le calcul de la force de rappel des actionneurs. Par contre, la force de déformation à froid des AMF joue un rôle prépondérant. La décision a été prise d'instrumenter la force dans les actionneurs afin de régler précisément la valeur de la tension initiale dans les fils, et de s'assurer que celle-ci restait constante tout au long des essais. Des vis instrumentées (Référence : *Standard Internally Gauged Hexagonal Head Cap Screws SXS*, *InterTechnology Inc.*), présentées à la figure 5.24, ont remplacé la vis de réglage de tension des actionneurs.

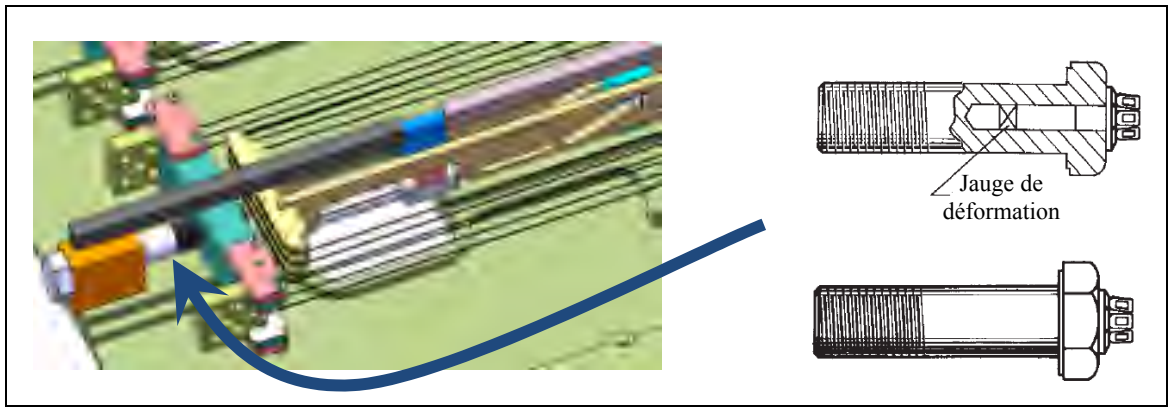



**Figure 5.24 Instrumentation de la force dans les actionneurs.**
(Adaptée de [35]).

Du fait de la présence de la cellule de charge au niveau des actionneurs, la force de déformation à froid de l'AMF ($F_{AMF}^{déformation}$) a pu être déterminée expérimentalement. Une valeur de 500 N a été retenue au lieu de celle de 1050 N utilisée précédemment. On peut alors calculer la force d'installation de l'élément de rappel, ainsi que celle que devront générer les actionneurs pour emmener la peau en position de butée haute :

$$\begin{cases} F_{ressort}^{min} = \dfrac{590 + 175}{3} + 500 = 755 \text{ N} & (5.8) \\ F_{AMF}^{act.\ chaud} = (755 + 1{,}8 \times 24) + \dfrac{800 - 200}{3} = 1000 \text{ N} & (5.9) \end{cases}$$

Les ressorts à gaz de 270 lb, qui avaient été dimensionnés pour s'opposer à des forces aérodynamiques bien plus grandes s'avéraient alors surdimensionnés pour l'application. Il a donc fallu ajuster leur comportement afin qu'ils aient un comportement similaire aux ressorts de 180 lb, en libérant une partie du gaz sous pression contenu dans le cylindre du ressort. La figure 5.25 présente la translation qu'a subie la plage de fonctionnement du ressort.

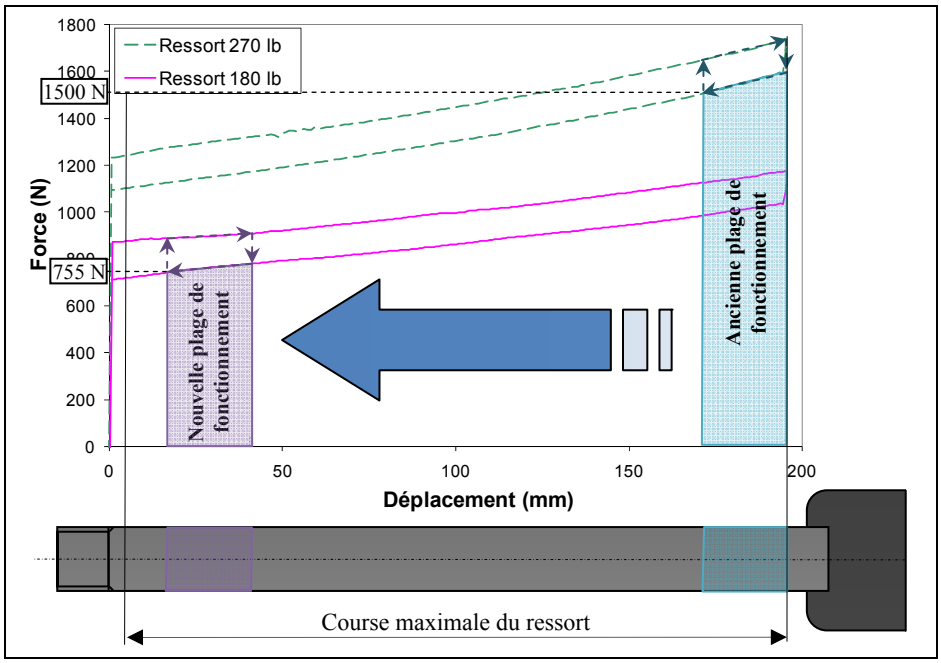



**Figure 5.25 Anciennes et nouvelles plages de fonctionnement des ressorts à gaz.**

L'avantage désormais est que le ressort travaille avec la tige presque entièrement sortie, ce qui permet de disposer d'une grande plage de réglage si la force avait besoin d'être augmentée lors des essais en soufflerie (si la force aérodynamique avait été plus grande que prévu, par exemple).

Un plan d'action a aussi été mis en place dans le cas où la consigne de déplacement maximal n'avait pas été atteinte lors des nouveaux essais. Le diagramme décisionnel de la figure 5.26 présente cette démarche. En effet, il est possible d'augmenter la force maximale que peut générer l'actionneur en augmentant légèrement la prétension dans les actionneurs. Cependant, si cette force venait à être trop grande, la force de rappel pourrait être trop faible pour ramener les actionneurs et la peau à leur position nominale. Il faudrait donc augmenter la force d'installation des ressorts à gaz. Il serait alors nécessaire de vérifier à nouveau que les actionneurs soient capables d'amener la peau à sa position de butée haute.

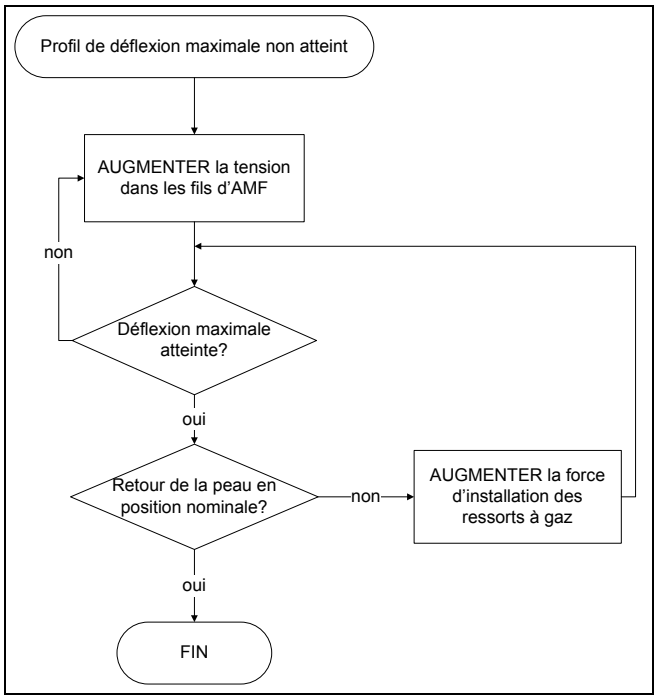



**Figure 5.26 Méthodologie de réglage pour augmenter la force dans les actionneurs.**

Dans la pratique, il n'a pas été nécessaire d'apporter de modifications ni au niveau de la prétension des fils d'AMF, car les actionneurs ont été capables d'amener la peau flexible en position de déformation maximale, ni au niveau de la force des ressorts à gaz, car les éléments de rappel ont été capables de la retenir en position nominale, pour chacun des deux cas limites.

### 5.8.2 Comparatif des résultats entre les deux séries d'essais

En ce qui concerne le gain de performances, le fait de réduire la force de rappel du ressort a permis d'obtenir des vitesses d'actionnement bien plus grandes que dans le cadre des premiers essais. En effet, on peut observer à la figure 5.27 que les 24 mm de course de la came ont été obtenus en 39 secondes en février 2009, alors que la came n'avait bougé que de 12,8 mm en 68 secondes au cours des essais d'octobre 2008. On peut alors déterminer des vitesses d'actionnement, présentées dans le tableau 5.4.

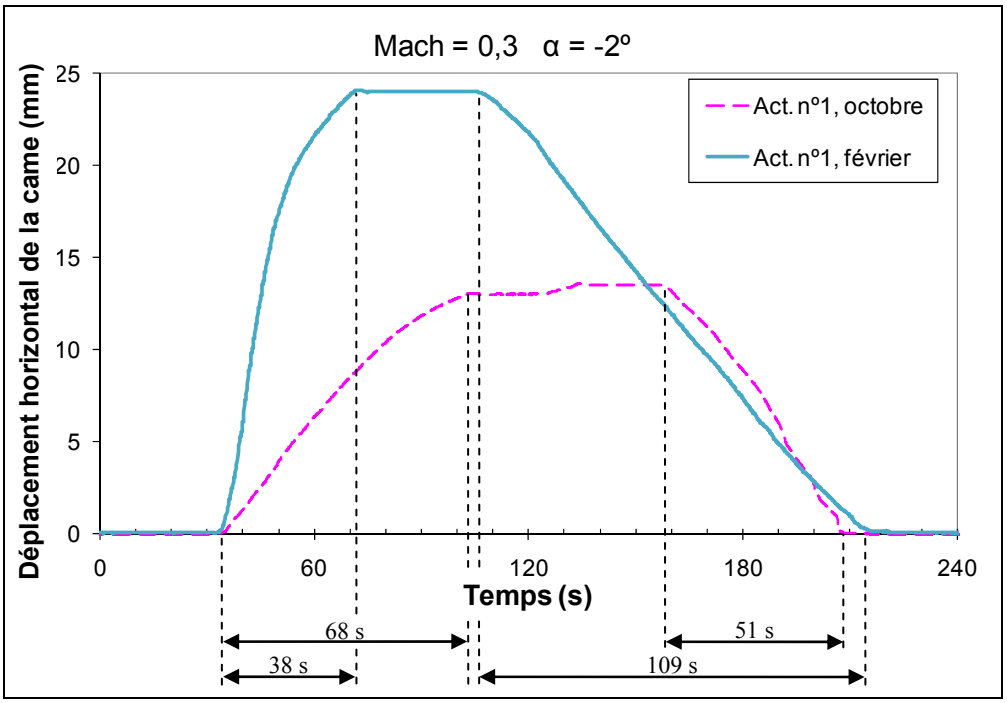



**Figure 5.27 Essai d'actionnement lors des deux séries d'essais en soufflerie, au niveau de la 1ère ligne d'action, et pour le cas d'optimisation C135.**

Tableau 5.4

Vitesse de déplacement des actionneurs lors des deux séries d'essais en soufflerie

| | | |
|---|---|---|
| Au chauffage | Octobre 08 | 11,3 mm/min |
| | **Février 09** | **37,9 mm/min** |
| Au refroidissement | Octobre 08 | -15,9 mm/min |
| | **Février 09** | **-13,2 mm/min** |

Entre octobre 2008 et février 2009 la vitesse de montée lors du chauffage des actionneurs a été plus que triplée, alors que les vitesses au refroidissement ont été du même ordre de grandeur.

### 5.8.3 Validation du design

Afin de valider le prototype, il faut que ce dernier soit capable d'emmener et de maintenir la peau à ses deux positions extrêmes, dans le cas des chargements aérodynamiques maximum et minimum. Lors de ces essais, les deux lignes d'action étaient tout d'abord actionnées tour-à-tour avec une consigne de déplacement maximal, puis les deux étaient actionnées en même temps. La figure 5.28 présente les valeurs des déplacements aux lignes d'action en fonction du temps, pour les cas du chargement aérodynamique minimal (cas C101), c'est-à-dire lorsque la succion aérodynamique aide le plus à l'actionnement. On voit que le système est capable de rester en position basse en l'absence d'actionnement, mais aussi lorsque l'autre ligne d'action est en position de déplacement maximum. La valeur de force de rappel choisie est donc validée.

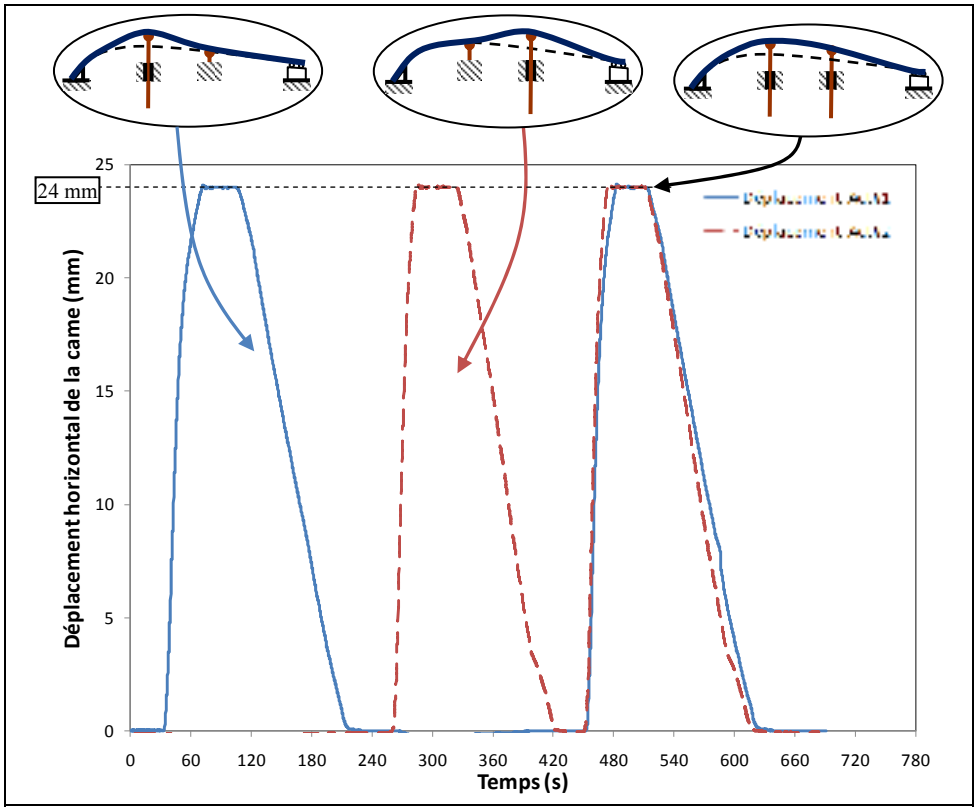



**Figure 5.28 Essais d'actionnement dans le cas du chargement aérodynamique maximal.**

De plus, les actionneurs ont été capables d'amener le système jusqu'à la consigne de déplacement maximal et d'y rester tant qu'ils étaient alimentés.

La figure 5.29 présente quant à elle les valeurs des déplacements aux lignes d'action en fonction du temps, pour les cas du chargement aérodynamique maximal (cas C135). C'est au niveau des actionneurs que ce cas est critique, mais ces derniers ont une fois encore été capables d'amener la structure en position de déformation maximale, dans le cas où l'aide apportée par le chargement aérodynamique est la plus faible. Le dimensionnement des actionneurs est alors validé lui aussi.

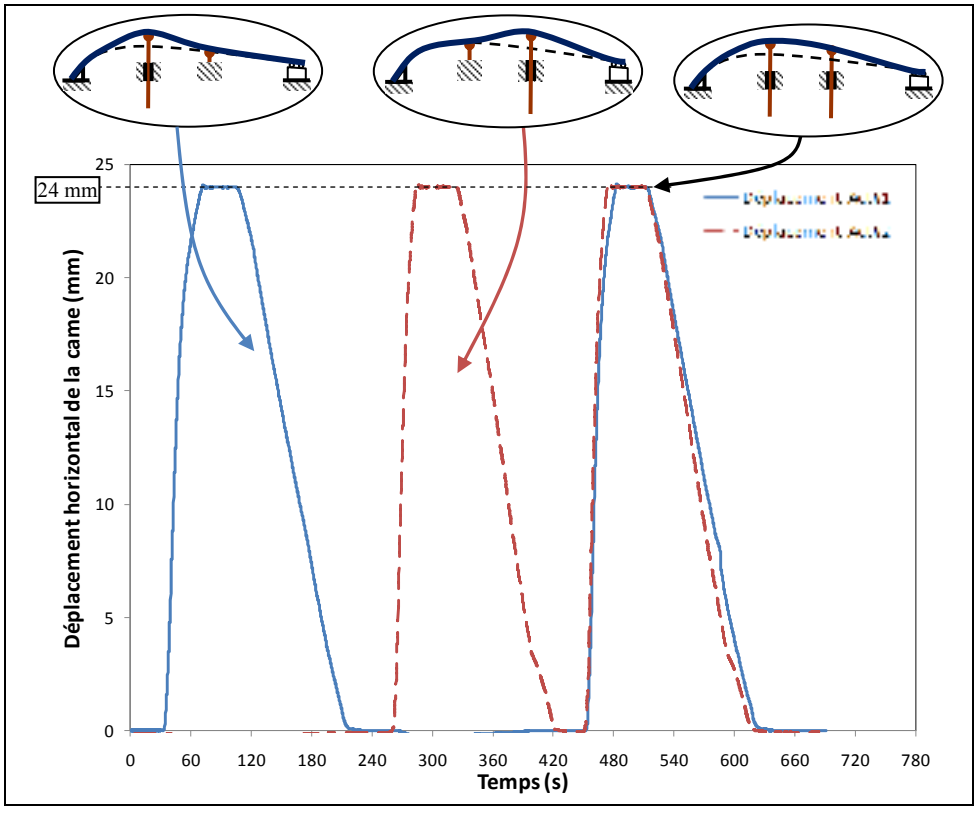



**Figure 5.29 Essais d'actionnement dans le cas du chargement aérodynamique minimal.**

L'acquisition de la force et du déplacement au cours de cette série d'essais permet de tracer le diagramme force – allongement des actionneurs dans les conditions réelles. Ces résultats, présentés aux figure 5.30 et 5.31, ont été obtenus dans le cas des chargements

aérodynamiques minimal et maximal, et la boucle que présente la courbe des données expérimentales est donc une boucle d'hystérésis, due aux frottements à l'intérieur de l'aile, certainement au niveau du contact entre la peau et les couteaux aérodynamiques. Il ne faut donc pas y voir la zone de travail des actionneurs (comme celle présentée sur le diagramme de design préliminaire, similaire à celui présenté à la figure 4.14). Les résultats théoriques sont ceux qui avaient été générés avec les dernières valeurs des forces aérodynamiques, et les caractéristiques de la peau déterminées expérimentalement.

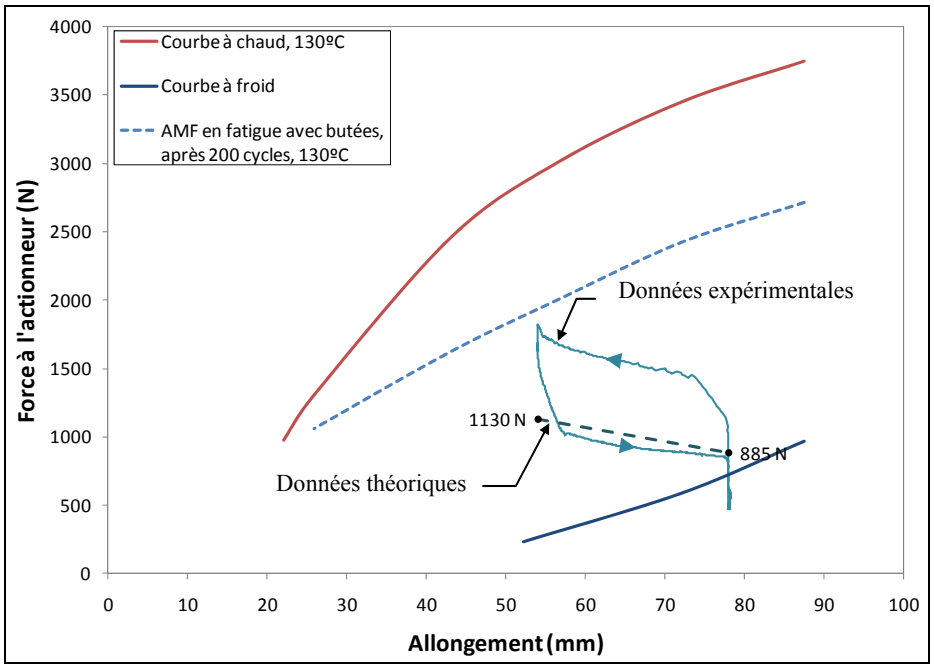



**Figure 5.30 Comparaison des résultats théoriques avec ceux obtenus au cours des essais en soufflerie, pour la première ligne d'action, et dans le cas du chargement aérodynamique minimal (C101).**

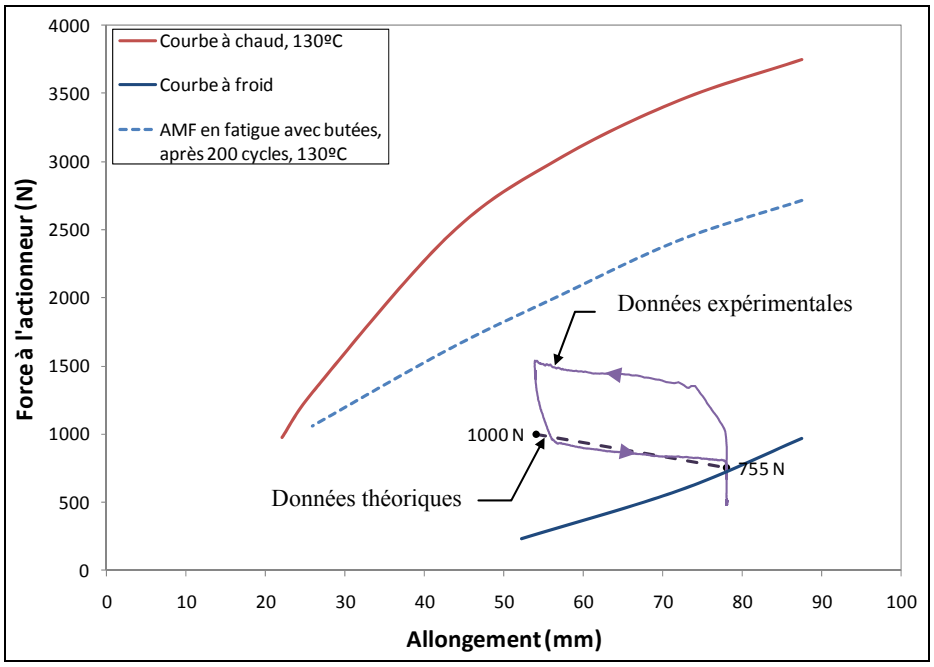



**Figure 5.31 Comparaison des résultats théoriques avec ceux obtenus au cours des essais en soufflerie, pour la première ligne d'action, et dans le cas du chargement aérodynamique maximal (C135).**

L'objectif de cette étude a donc été atteint, puisque les actionneurs ont été capables de générer en soufflerie les forces requises pour générer chacun des 35 cas aérodynamiques vus précédemment et ce, à plusieurs reprises. Il n'a par contre pas été possible d'étudier les cas pour lesquels M > 0,3, à cause des limites de la soufflerie.

## 5.9 Conclusions sur les essais en soufflerie

On peut formuler l'hypothèse que l'hystérésis mesurée aux figure 5.30 et 5.31 provient du frottement de la peau sur les couteaux aérodynamiques. En effet, c'est le changement majeur qui a été apporté entre les essais de caractérisation de la peau en laboratoire (tel que présentée à la section 5.3) et les essais en soufflerie présentés la section 5.8. De nouveaux essais en laboratoire, permettant de caractériser la peau flexible dans sa configuration d'essais en soufflerie, avec les couteaux aérodynamiques montés, permettraient de justifier cette hypothèse, mais n'ont pas encore été réalisés à ce jour.

L'objectif global du projet, visant à retarder la transition de l'écoulement sur l'aile a été atteint. Une technique de thermographie infrarouge, développée par le CNRC, a permis d'observer le déplacement de la transition laminaire – turbulent le long de la peau flexible, en temps réel lorsque l'aile était dans la soufflerie. Les résultats obtenus pour le cas C107 sont présentés à la figure 5.32. En abscisse est représenté le pourcentage de la corde, la peau en composites s'étendant du bord d'attaque à 70%c. En ordonnée, l'envergure de la peau flexible est représentée. Le fait que la transition se fasse sur une droite démontre que problème est bien bidimensionnel, comme prévu.

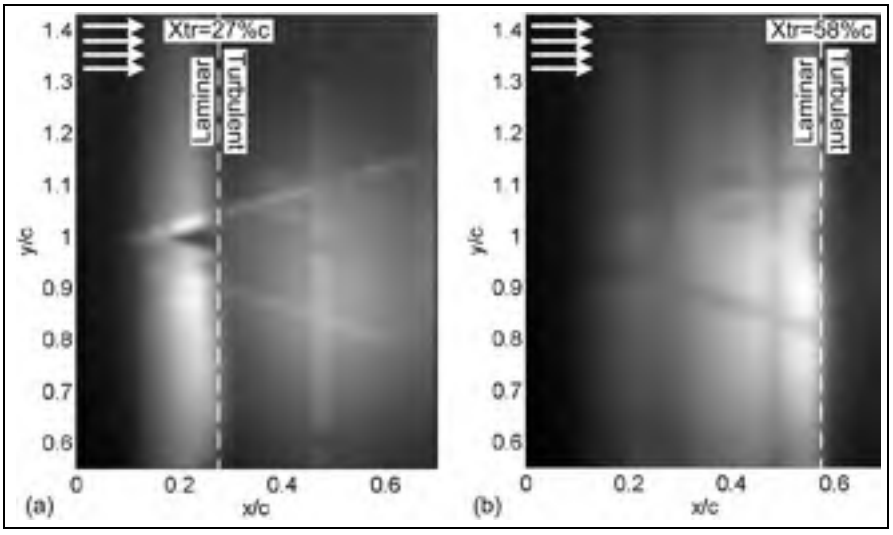



**Figure 5.32 Position de la transition de l'écoulement laminaire/turbulent sur l'extrados flexible, observée par thermographie infrarouge, pour le cas C107 ($M$ = 0,2 et $\alpha$ = 2º), a) pour le profil de référence et b) pour le profil optimisé [33].**

La transition a donc été déplacée de 27%c à 58%c, ce qui démontre que le prototype a été capable de remplir les objectifs pour lesquels il a été conçu. Ces résultats [33], couplés aux mesures de la balance et de la traînée induite de l'aile démontrent qu'il est possible d'obtenir une diminution significative de la traînée grâce à l'allongement de la zone d'écoulement laminaire sur l'extrados d'une aile adaptative. On peut donc penser que si un tel système était installé sur l'aile d'un avion, il contribuerait à réduire la consommation de carburant et par le fait les émissions de gaz à effet de serre.

Une troisième série d'essais a eu lieu au mois de mai 2009, durant laquelle le prototype a été capable de fonctionner en boucle fermée. La rétroaction des forces mesurées aux balances ont permis de réaliser une optimisation en temps réel de la forme de l'extrados, permettant ainsi d'exploiter le plein potentiel de l'aile adaptative, et ainsi de diminuer au maximum sa traînée. Celle-ci a été réduite en moyenne de 18,5% pour 8 cas aérodynamiques couvrant l'ensemble de l'enveloppe des cas d'actionnement, et la transition a été reculée de 25,4% c en moyenne [36].

# CONCLUSION

Une géométrie de l'actionneur en alliage de forme couplé à un élément de rappel a pu fournir le travail nécessaire pour déformer la peau flexible d'un prototype d'aile adaptative. Il a été démontré qu'un actionneur en alliage nickel-titane, et composé de 6 fils initialement de diamètre 1 mm pouvait générer les forces et déplacements nécessaires pour l'application. Ce prototype a fonctionné en soufflerie, et a démontré qu'il était possible de faire reculer le point de transition vers le bord de fuite. Il a ensuite fonctionné en boucle fermée au cours d'une autre série d'essais, qui a permis l'amélioration significative des performances aérodynamiques. De plus, le déplacement du point de transition vers le bord de fuite a été clairement visualisé à l'aide d'une caméra infrarouge.

Ce projet impliquait plusieurs laboratoires de recherche, ainsi que des partenaires industriels. Le mandat confié au LAMSI était de développer un prototype d'aile qui fonctionnerait au moment des essais en soufflerie. Cependant, par excès de prudence et du fait que le projet était en perpétuelle évolution, le système d'actionnement n'a été que partiellement optimisé. En effet, de nouvelles études [24; 25] sur les procédés de mise en forme des AMF laissent penser qu'il serait possible d'aller chercher de meilleures performances de la part des fils de *Nitinol* en leur faisant subir d'autres traitements thermomécaniques de préparation. Le modèle montre aussi qu'il semble y avoir une marge de manœuvre entre les exigences de l'application et ce que peuvent fournir les actionneurs. Les conditions d'installation devraient aussi permettre d'aller chercher de plus grandes forces, notamment en augmentant la déformation initiale des fils, au prix d'une plus faible longévité. Le fait que le système soit surdimensionné est cependant encourageant, car il laisse penser que ce prototype puisse être capable d'être utilisé pour des conditions de vol élargies, pour de plus hautes plages de vitesse (dans le régime transsonique), qui créeront des chargements aérodynamiques plus importants. Il faudra alors reconsidérer toute l'application en plus du système d'actionnement, comme les résistances de la peau en composite ou encore des colles utilisées.

Les performances de ce prototype pourraient être encore améliorées, par exemple en intégrant un système de blocage des lignes d'action, afin de pouvoir maintenir le système à la configuration optimisée sans alimenter les actionneurs en continu, ce qui rendrait l'application beaucoup moins énergivore. Des gains au niveau de temps de réponse pourraient être obtenus en permettant une meilleure circulation d'air dans l'aile (par exemple en installant un système de ventilation), ce qui permettrait de refroidir les fils d'AMF plus rapidement. Il serait aussi possible de remplacer l'élément de rappel par un deuxième fil d'AMF. C'est le principe des actionneurs AMF à rappel actif appelés antagonistes. Cependant de tels actionneurs semblent encore plus délicats à mettre en œuvre, du fait de l'hystérésis et de la forte non-linéarité dans le comportement du matériau.

L'objectif global et à long terme de ce projet reste de diminuer la consommation des futures générations d'avions. S'il était intégré dans l'aile d'un avion, certains des problèmes rencontrés lors de la construction de ce prototype pourront être contournés comme, par exemple, les problèmes liés à la miniaturisation du système qui se traduisent par un cruel manque d'espace et une grande difficulté d'accès à l'intérieur du prototype. Cependant il ne faut pas perdre de vue que sur les avions d'aujourd'hui l'espace à l'intérieur des ailes est utilisé pour stocker du carburant, pour y loger les systèmes de direction ou encore les dispositifs hypersustentateurs. L'espace y est donc très limité, et tout ajout de poids se transforme en une augmentation de la consommation de carburant. Cependant, si les gains énergétiques associés à la réduction de la traînée sont suffisamment conséquents, c'est-à-dire significativement supérieurs à la quantité d'énergie permettant d'obtenir le profil optimisé de l'aile, de tels systèmes seront possiblement intégrés dans les avions de demain.

## LISTE DES RÉRÉRENCES


[1] Éditions Larousse. 2009. *Encyclopédie Larousse en ligne*. En ligne. <http://www.larousse.fr/encyclopedie>. Consulté le 20 octobre 2009.

[2] Sanders, B., F. E. Eastep et E. Forster. 2003. « Aerodynamic and aeroelastic characteristics of wings with conformal control surfaces for morphing aircraft ». *Journal of Aircraft,* vol. 40, n° 1, p. 94-99.

[3] Root, Robert. 2002. « Fuel conservation : Airframe maintenance for environmental performance ». In *Aviation operational measures for fuel and emissions reduction workshop*. Madrid, Espagne. <http://www.icao.int/env/workshop/root.ppt>. Consulté le 18 septembre 2009.

[4] Cécile Michaut. 30 juin 2004. *ONERA : Coup de zoom - Réduire les bruits aérodynamiques des avions*. En ligne. <http://www.onera.fr/coupdezoom/11-bruyants-ecoulements.php>. Consulté le 13 octobre 2009.

[5] Levine, Jay. 2001. « The morphing aircraft: Future aircraft might change its features to maximize its efficiency ». En ligne. <http://www.dfrc.nasa.gov/Newsroom/X-Press/stories/043001/new_morph.html>. Consulté le 15 octobre 2009.

[6] Anderson, John D. 1989. *Introduction to flight*, 3ème éd. New York, NY, USA: McGraw-Hill, 616 p.

[7] NASA. 1908. « Great images in NASA (GRIN) ». En ligne. <http://grin.hq.nasa.gov/index.html>. Consulté le 12 octobre 2009.

[8] Henry, Janisa Jernard. 2005. « Roll control for UAVs by use of a variable-span morphing wing ». M.S., College Park, MD, USA, University of Maryland, 89 p.

[9] U.S. Navy. 1989 et 2005. « Navy news services - Photo galleries ». En ligne. <http://www.news.navy.mil/view_galleries.asp>. Consulté le 19 octobre 2009.

[10] Cédric Girard. Date inconnue. « Photo Fou de bassan, de la galerie Oiseaux sauvages ». Chauffour les Bailly, France: <http://www.aube-nature.com/>. Consulté le 19 octobre 2009.

[11] Yvon Toupin. juin 2006. « En pêche ». Île Bonaventure, QC, Canada: <http://www.oiseaux.net/>. Consulté le 19 octobre 2009.

[12] Kauffman, George B., et Isaac Mayo. 1997. « The story of Nitinol: The serendipitous discovery of the memory metal and Its applications ». *The Chemical Educator,* vol. 2, n° 2, p. 1-21.

[13] Abhijit Bhattacharyya. 2001. *University of Alberta smart material and micromachines web site : Educational Software for Micromachines And Related Technologies (eSMART)*. En ligne. <http://www.cs.ualberta.ca/~database/MEMS/sma_mems/index2.html>.

[14] NASA. 2004. « Dryden historical aircraft photo collection ». En ligne. <http://www1.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/AAW/index.html>. Consulté le 19 octobre 2009.

[15] Brown, Alan. 2005. « AAW phase 2 completed ». *NASA X-Press - Dryden Flight Research Center, Edwards, California* vol. 47, n° 2.

[16] Curry, Marty. Dec. 2004. *NASA AFTI/F-111 MAW fact sheet - NASA Dryden Flight Research Center*. <http://www.dfrc.nasa.gov/Gallery/Photo/F-111AFTI/HTML/EC88-0052-4.html>. Consulté le 19 cotobre 2009.

[17] Hess, Ronald K., et Peter M. Flick. 2004. « Autonomous flight control development on the active aeroelastic wing aircraft ». *SAE transactions,* vol. 113, n° 1, p. 1581-1586.

[18] Thill, C., J. Etches, I. Bond, K. Potter et P. Weaver. 2008. « Morphing skins ». *Aeronautical Journal,* vol. 112, n° 1129, p. 117-139.

[19] Vasina, M., F. Solc et K. Hoder. 2003. « Shape memory alloys - unconventional actuators ». In *2003 IEEE International Conference on Industrial Technology*. Vol. 1, p. 190. Coll. « 2003 IEEE International Conference on Industrial Technology (IEEE Cat. No.03TH8685) ». Piscataway, NJ, USA: IEEE. <http://dx.doi.org/10.1109/ICIT.2003.1290266>.

[20] Brailovski, V., S. Prokoshkin, P. Terriault et F. Trochu. 2003. *Shape memory alloys: fundamentals, modeling and applications*, 1ère éd. Montréal, QC, Canada: École de technologie supérieure, 844 p.

[21] Baril, Yannick-Vincent. 2004. « Conception et modélisation d'un systeme de fermeture du sternum ». M.Ing., Montréal, QC, Canada, École de technologie supérieure, 192 p. <http://proquest.umi.com/pqdweb?did=1407513351&Fmt=7&clientId=46962&RQT=309&VName=PQD>.

[22] Guénin, Gérard. 1996. « Alliages à mémoire de forme ». *Techniques de l'Ingénieur*.

[23] Li, Y., L. S. Cui, H. B. Xu et D. Z. Yang. 2003. « Constrained phase-transformation of a TiNi shape-memory alloy ». *Metallurgical and Materials Transactions A (Physical Metallurgy and Materials Science),* vol. 34A, n° 2, p. 219-23.

[24] Demers, Vincent. 2009. « Optimisation des propriétés fonctionnelles des alliages à mémoire de forme suite à l'application de traitements thermomécaniques ». Ph.D., Montréal, QC, Canada, École de technologie supérieure, 152 p. <http://proquest.umi.com/pqdweb?did=1707228581&Fmt=7&clientId=46962&RQT=309&VName=PQD>.

[25] Demers, Vincent. 2004. « Étude de l'influence des traitements thermomécaniques sur les propriétés des alliages à mémoire de forme titanium-50.0at.percent nickel et titanium-50.7at.percent nickel ». M.Ing., Montréal, QC, Canada, École de technologie supérieure, 244 p. <http://proquest.umi.com/pqdweb?did=913501201&Fmt=7&clientId=46962&RQT=309&VName=PQD>.

[26] Birla, G. 2008. « Études de l'écoulement aérodynamique sur une aile flexible en utilisant les codes Fluent et XFoil ». M.Ing., Montréal, QC, Canada, Ecole de technologie supérieure, 219 p. <http://proquest.umi.com/pqdweb?did=1697822481&Fmt=7&clientId=46962&RQT=309&VName=PQD>.

[27] Coutu, D., V. Brailovski et P. Terriault. (soumis à la publication). « Optimised design of an active structure for an experimental morphing laminar wing ». *Aerospace Technology and Science*.

[28] Brailovski, V., P. Terriault, D. Coutu, T. Georges, E. Morellon, C. Fischer et S. Bérubé. 2008. « Morphing laminar wing with flexible extrados powered by shape memory alloy actuators ». In *ASME Conf. Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems* (Ellicott City, Maryland, USA, 28-30 octobre 2008). Ellicott City, MA, USA.

[29] Coutu, D., V. Brailovski et P. Terriault. 2009. « Promising benefits of an active-extrados morphing laminar wing ». *Journal of Aircraft,* vol. 46, n° 2 (Mar-Apr), p. 730-731.

[30] Georges, T., V. Brailovski, E. Morellon, D. Coutu et P. Terriault. 2009. « Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extrados ». *Journal of Mechanical Design,* vol. 131, n° 9 (Sep), p. 091006.1-091006.9.

[31] Georges, T., V. Brailovski, D. Coutu et P. Terriault. 2008. « Design diagram for linear sma actuators integrated in a morphing wing structure ». In *Proceedings of the International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies* (Tsukuba, December 3-5, 2007). p. 455-462. Coll. « SMST-2007 - Proceedings of the International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies ». Tsukuba, Japan: ASM International. <http://dx.doi.org/10.1361/cp2007smst455>.

[32] Conseil National de Recherches Canada (CNRC). 2006. « Soufflerie de 2 m sur 3 m - Caractéristiques techniques ». En ligne. <http://www.nrc-cnrc.gc.ca/fra/installations/ira/2x3/techniques.html>. Consulté le 18 juin 2009.

[33] Coutu, D., V. Brailovski, P. Terriault, M. Mamou et Y. Mebarki. 2010 (à soumettre). « Optimization of the morphing laminar wing profile in wind-tunnel using a fluid-structure coupled model ». *Journal of Aircraft*.

[34] Anderson, John D. 2001. *Fundamentals of aerodynamics*, 3rd ed. Coll. « McGraw-Hill series in aeronautical and aerospace engineering ». New York, NY, USA: McGraw-Hill, 892 p.

[35] Notice technique. « Internally gauged hex head cap screws strainsert SXS Series », U.S. Patent No. 2,873,341. En ligne. Don Mills, ON, Canada: Intertechnology Inc. <http://www.intertechnology.com/Strainsert/Strainsert_Stnd_Inter_Gauged_Hex_Head_Cap_Screws_SXS.html>. Consulté le 18 novembre 2008.

[36] Coutu, D., V. Brailovski, P. Terriault, M. Mamou et E Laurendeau. 2009. « Real-time optimization of a research morphing laminar wing in a wind tunnel ». In *Proceedings of the ASME Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems (SMASIS 2009)*. Oxnard, CA, USA.