

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PAR ARTICLE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

COMME EXIGENCE PARTIELLE
À L'OBTENTION DE LA
MAÎTRISE AVEC MÉMOIRE EN GÉNIE MÉCANIQUE
M. Sc. A.

PAR
Jean-René POULIN-MASSON

OPTIMISATION DES PERFORMANCES D'UNE STRUCTURE DE COMPOSITE
ACTIONNÉE PAR DES FILS EN ALLIAGES À MÉMOIRE DE FORME

MONTREAL, LE 16 MAI 2016



Jean-René Poulin-Masson, 2016



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

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

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

Mme Martine Dubé, codirectrice de mémoire
Département de génie mécanique à l'École de technologie supérieure

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

M. Vladimir Brailovski, 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 25 AVRIL 2016

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Dans un premier temps, je souhaiterais remercier le professeur Patrick Terriault, qui a accepté de diriger mon projet de maîtrise au sein du LAMSI. Ta grande disponibilité pour prodiguer des conseils judicieux et partager ta vision pragmatique ont grandement facilité la réalisation de mon projet. Je souhaite également remercier la professeure Martine Dubé, qui a œuvré à titre de codirectrice pour ce projet. Tes connaissances techniques, ta disponibilité et ta rigueur ont été des éléments essentiels afin de me guider dans ce projet.

J'aimerais également souligner l'implication particulièrement importante de Pierre-Luc Vachon, qui a accepté de travailler sur la modélisation et l'optimisation du composite malgré un horaire très chargé. Sans ton implication, il m'aurait été très difficile de mener ce projet à terme.

Je dois également souligner le support des autres étudiants et chercheurs du LAMSI, notamment Yann, Charles, Mathieu, Victor, Alena et Karina. C'est une chance d'être entouré de gens aussi disponibles et compétents lorsque l'on est confronté à des défis. L'atmosphère au LAMSI était particulièrement stimulante et c'est grâce à vous.

Le projet qui est présenté dans ce mémoire n'aurait jamais été possible sans la collaboration de plusieurs techniciens. Je désire adresser un merci particulier à Serge Plamondon, Michel Drouin et Éric Marcoux pour leur support.

Je souhaiterais aussi adresser un remerciement particulier à mes parents pour leur support. En terminant, je désire remercier ma copine, Paola, pour ses encouragements, sa présence à mes côtés et son support indéfectible.

OPTIMISATION DES PERFORMANCES D'UNE STRUCTURE DE COMPOSITE ACTIONNÉE PAR ALLIAGES À MÉMOIRE DE FORME

Jean-René POULIN-MASSON

RÉSUMÉ

Le développement de structures adaptatives est un sujet de recherche qui prend des proportions de plus en plus grandes. Ces structures sont de plus en plus utilisées puisqu'elles permettent de répondre à un changement dans leurs conditions d'utilisation. L'un des domaines d'application les plus prometteurs est l'aérospatiale. Le développement des matériaux intelligents et l'avènement des matériaux composites dans ce domaine donnent de nouvelles opportunités de développement de structures adaptatives. En effet, beaucoup d'efforts sont déployés afin de développer des ailes ayant la capacité d'adapter leur géométrie afin de diminuer la consommation de carburant des avions modernes.

Le présent projet porte sur le développement d'une surface adaptative en composite adaptative applicable à l'extrados d'une aile d'avion. Il donne suite au projet CRIAQ 7.1, qui a fait la démonstration d'une aile laminaire adaptative. Le projet proposé ici table toutefois sur certaines problématiques identifiées à la suite de ce projet. L'objectif est donc de développer une surface adaptative actionnée par alliages à mémoire de forme ayant la capacité de conserver une géométrie déformée sans avoir recours aux actionneurs, et ce, en considérant la durée de vie de la surface. De plus, différents procédés de mise en forme ont été étudiés pour la surface de composite, à savoir; la mise en forme à partir de composite pré imprégné et l'infusion sous vide.

Le point de départ de la méthodologie proposée ici est d'identifier la géométrie de base ainsi que les géométries déformées souhaitées par le biais d'une analyse CFD. Ces éléments ont été conservés identiques au projet CRIAQ 7.1. Le contrôle d'une condition aux limites de la surface adaptative permettra de modifier la géométrie du composite à l'intérieur de cette enveloppe. L'obtention de la déformée cible se fait en optimisant l'empilement du composite. Pour y parvenir, un modèle ANSYS Mechanical APDL a été développé pour la partie adaptative de l'extrados. Une routine d'optimisation a également été développée afin de déterminer l'empilement qui permet de s'approcher au maximum de la déformée souhaitée. Les conditions sont telles que la surface adaptative est bloquée au bord d'attaque et le bord de fuite est mobile; l'application d'un déplacement tangent au bord de fuite permet de déformer la surface pour obtenir la géométrie désirée pour augmenter le ratio portance/trainée du profil d'aile.

VIII

La validité du modèle a été réalisée à l'aide du système GOM ARAMIS, qui permet de faire de la corrélation d'image. La pièce a été chargée sur une machine de traction/compression servohydraulique MTS 858 Mini-Bionix. Par le fait même, la durée de vie de l'extrados a été validée au moyen d'essais de fatigue. Un total de 1 000 000 de cycles de fatigue a été réalisé sur des échantillons de deux composites différents. Dans les deux cas, aucune dégradation significative en fatigue n'est observable. Toutefois, la répétabilité des résultats était meilleure dans le cas du composite fabriqué à partir de pré imprégné; ce dernier a donc été sélectionné.

Un mécanisme d'actionnement ayant la capacité d'être bloqué à n'importe quelle position est proposé dans ce projet. Le mécanisme est muni d'un arbre à cames situé près du bord de fuite de l'extrados, ce qui permet de libérer un maximum d'espace sous l'aile. Des fils en alliage à mémoire de forme sont utilisés pour l'actionnement et l'arbre est bloqué en position au moyen d'un ressort de torsion, ce qui permet d'obtenir un mécanisme léger et compact. Les actionneurs sont des fils de Nitinol (Ni 50,26%Ti). L'effet mémoire de double sens assisté est utilisé afin de simplifier le mécanisme, qui peut être rappelé seulement au moyen de l'énergie élastique emmagasinée dans la surface de composite. Des traitements thermomécaniques et une séquence d'éducation sont proposés pour développer le comportement souhaité des fils d'AMF.

Finalement, un prototype de la surface adaptative avec le mécanisme d'actionnement et les actionneurs a été fabriqué afin de procéder à la validation expérimentale. Le mécanisme a permis de déformer la surface et de la bloquer en position. Certaines difficultés ont toutefois été observées avec les actionneurs. L'ajustement de la tension initiale sur ces derniers faisait défaut et l'amplitude désirée dans le mouvement n'a pas pu être obtenue. Alors que le déplacement désiré était de 2,1 mm, seulement 1,7 mm a pu être obtenu. Enfin, le contrôleur développé a permis le contrôle de la température des actionneurs à plus ou moins 2°C. Pour l'arbre à cames, le contrôle en position a permis de maintenir un angle à plus ou moins 1° de la position désirée.

Mots clés : Composite adaptatif, alliages à mémoire de forme, structure adaptative, optimisation de composite, actionneurs, extrados.

OPTIMISATION OF A MORPHING COMPOSITE STRUCTURE ACTUATED BY SHAPE MEMORY ALLOYS

Jean-René POULIN-MASSON

ABSTRACT

Morphing structures have gained a lot of attention lately; these structures have the ability to change their geometry in order to optimise their performances. One of the most promising field of applications is the aerospace, where their implementation could result in a significant performance gain. Recent developments in the fields of intelligent materials as well as advent of composites materials in aerospace structural components give new opportunities for the development of such structures. Indeed, many research projects have focussed on developing shape morphing wings, which could optimise their geometry in response to a variation of flight conditions in order to reduce fuel consumption.

The project described in this document focuses on the development of a morphing composite surface that can be applied to a wing extrados. It is an effort in pursuing the CRIAQ 7.1 project, which demonstrated that adapting the profile of a wing extrados could successfully promote the laminar flow over the surface and thus, improve fuel consumption. Specific objectives are formulated in this project in order to solve some drawbacks of the solution proposed in the CRIAQ 7.1 project. As a result, a methodology is propose to develop a composite surface actuated by intelligent materials that can be deformed without a continuous actuation in order to minimize the energy consumption of the solution. It is done considering the lifetime of the surface as well as the manufacturing process. The two composite manufacturing processes considered here were the infusion as well as out of autoclave molding from pre-impregnated composite.

The starting point of the proposed methodology is to identify the nominal geometry as well as the deformed geometry that optimises the laminar flow region over the extrados by a CFD analysis. These elements were already known from the CRIAQ 7.1 project and are identical for the present project. In order to obtain the proper morphed geometry, the composite's lay-up is optimised. A model of the morphing surface is implemented in ANSYS Mechanical APDL as well as an optimisation sub routine to identify the lay-up that best match the targeted deformed geometry. The loading corresponds to a case where the leading edge of the extrados is fixed and the shape change is performed through the imposition of a tangent displacement at the trailing edge of the morphing surface.

The model was validated through mechanical testing on a servo-hydraulic traction machine MTS 858 Mini-Bionix using GOM ARAMIS, a digital image correlation device. The same machine was used to perform fatigue tests on 50 mm wide section of the extrados manufactured with the two processes studied. After 1 000 000 cycles, none of the sample shown evidence of fatigue degradation. However, a better repeatability in the general quality of the composite and a better repeatability of the results was observed for the pre impregnated composite, it was therefore selected for this application.

An actuation mechanism featuring a locking device was designed. The mechanism uses a camshaft located at the trailing edge of the extrados surface to apply the displacement, thus, freeing most of the space under the extrados. The locking device consists of a torsion spring wrapped around the camshaft and shape memory alloys wires are used to generate the rotation. The selected shape memory alloy is Nitinol (Ni 50,26%Ti). Thermo mechanical treatments were performed and a training routine was developed in order to develop the two way shape memory effect, which allows the mechanism to return to its nominal position without the use of external work.

A prototype of the mechanism designed to morph the extrados was manufactured and tested. The locking capable mechanism allowed to successfully morph the composite, however, full actuation was not reached. This is mainly due to the difficulty regarding the adjustment of the pre-tension in the actuators. While the desired displacement was 2,1 mm, only 1,7mm could be obtained. The controller developed for the application allowed a precise control of the temperature of the actuators as well as the position of the camshaft. The temperature was kept within 2°C from the command and the angular position was maintained within 1°.

Keywords: Morphing composite, shape memory alloys, adaptative structure, composite lay-up optimisation, extrados, composite.

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 ÉTAT DES CONNAISSANCES SUR LES STRUCTURES ADAPTATIVES	5
1.1 Généralités	5
1.1.1 Applications en aérospatiale	6
1.1.2 Autres exemples d'applications	7
1.1.3 Critères de développement.....	7
1.2 Composantes des structures adaptatives	8
1.2.1 Structure hôte	8
1.2.2 Élément actif	11
1.2.3 Autres composantes	12
1.3 Revue des concepts de surfaces à géométrie adaptative	12
1.3.1 Composites multi stables	12
1.3.2 Composites pseudo bistables	14
1.3.3 Actionnement de laminés multi stables	16
1.3.4 Actionneurs internes imprégnés.....	20
1.3.5 Actionneurs internes avec gaine	22
1.3.6 Actionneurs sous forme de plis supplémentaires.....	23
1.3.7 Surface adaptative munie d'actionneurs externes.....	24
1.3.8 Surfaces ondulées.....	27
1.3.9 Surfaces extensibles	30
1.4 Choix de la technologie d'actionnement.....	31
1.5 Autres choix de conception.....	33
1.6 Choix des matériaux et propriétés de l'extrados.....	34
CHAPITRE 2 INTRODUCTION AUX MATÉRIAUX UTILISÉS	37
2.1 Alliages à mémoire de forme	37
2.1.1 Microstructure	37
2.1.2 Mécanismes de déformation	39
2.1.3 Propriétés fonctionnelles.....	40
2.1.3.1 Effet mémoire de forme de simple sens.....	40
2.1.3.2 Superélasticité	42
2.1.3.3 Génération de contraintes	43
2.1.3.4 Effet mémoire de forme de double sens assisté (ATWSME)	44
2.1.4 Enveloppe d'actionnement.....	46
2.2 Matériaux composites	47
2.2.1 Procédés considérés	47
2.2.2 Procédé d'infusion sous vide (VARTM)	48
2.2.3 Moulage de pré imprégné	52

CHAPITRE 3	DEVELOPPEMENT OF A MORPHING WING EXTRADOS MADE OF COMPOSITE MATERIALS AND ACTUATED BY SHAPE MEMORY ALLOYS	55
3.1	Avant-Propos	55
3.2	Résumé.....	55
3.3	Abstract.....	56
3.4	Introduction.....	56
3.4.1	Morphing wing concepts.....	57
3.4.2	Morphing laminar wing (MLW).....	58
3.4.3	Strategy for developing the morphing extrados.....	59
3.5	Target deformation and loading case.....	61
3.6	Material selection and characterisation.....	62
3.6.1	Manufacturing.....	63
3.6.2	Characterization	63
3.7	FEM, optimisation and characterisation	64
3.7.1	ANSYS APDL model of the active surface.....	64
3.7.2	Optimisation strategy	65
3.7.3	Loading cases and lay-up evaluation routine.....	67
3.7.4	Lay-up selection.....	69
3.8	Fatigue testing and conformity evaluation.....	70
3.9	Actuation mechanism development.....	74
3.9.1	Requirements and challenges.....	74
3.9.2	Mechanism design	75
3.10	SMA wires actuators.....	78
3.10.1	Thermomechanical treatment and stabilisation routine	78
3.10.2	Evaluation of the actuation properties	79
3.11	Experimental validation of the prototype	80
3.11.1	Actuation sequence & Control.....	81
3.12	Conclusions.....	84
3.13	References.....	85
	CONCLUSION.....	89
	RECOMMANDATIONS	91
ANNEXE I	PROPRIÉTÉS DES CONSTITUANTS DES COMPOSITES.....	93
ANNEXE II	ÉVALUATION DES PROPRIÉTÉS DES COMPOSITES.....	103
ANNEXE III	RÉSULTATS DES ESSAIS MÉCANIQUES EFFECTUÉS SUR L'EXTRADOS	113
	LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	121

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1 Elastic properties of the selected materials	64
Tableau 2 Best lay-ups for each material	69

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 0.1	Concept de l'aile adaptative du projet CRIAQ 7.11
Figure 0.2	Schéma du panneau adaptatif avec actionneurs internes3
Figure 1.1	Matériaux utilisés pour la fabrication du Boeing 7879
Figure 1.2	Modification de la courbure induite par changement.....13
Figure 1.3	Approches de conception pour laminés bistables14
Figure 1.4	Schématisation du comportement pseudo bistable.....15
Figure 1.5	Schéma d'actionnement d'un composite bi stable par piézoélectrique.....16
Figure 1.6	Positions d'équilibres d'un composite bistable17
Figure 1.7	Composite mixte activé thermiquement par effet Joule.....19
Figure 1.8	Actionneur en AMF pour composite bi stable20
Figure 1.9	Endommagement d'un composite avec actionneurs en AMF intégrés21
Figure 1.10	Poutre adaptative avec fils d'AMF internes22
Figure 1.11	Laminé de composite fibre métal23
Figure 1.12	Actionneur d'AMF en flexion pour chevron adaptatif.....24
Figure 1.13	Mécanisme d'actionnement pour rotor d'hélicoptère25
Figure 1.14	Surface de composite ondulé.....27
Figure 1.15	Peau flexible développée à partir de surface ondulée et mécanisme d'actionnement28
Figure 1.16	Mécanisme d'actionnement employé pour déformer la surface ondulée.....29
Figure 1.17	Panneau adaptatif à actionnement antagoniste.....29
Figure 1.18	(a) Peau en composite à matrice élastomère et (b) Structure extensible30
Figure 2.1	Diagramme de transformation d'un AMF38

Figure 2.2	Schéma de la transformation martensitique et inverse.....	39
Figure 2.3	Schématisation de l'effet mémoire de forme (Réalisation du LAMSI)	41
Figure 2.4	Représentation de l'effet mémoire de forme de simple sens	41
Figure 2.5	Schématisation de l'effet super élastique des AMF	42
Figure 2.6	(a) Schématisation du mécanisme de génération de contraintes et (b) relation contrainte-déformation lors de la génération de contrainte.....	43
Figure 2.7	Schématisation de l'ATWSME	45
Figure 2.8	Illustration de l'enveloppe d'actionnement d'un AMF	46
Figure 2.9	Schématisation du procédé d'infusion sous vide	49
Figure 3.1	Morphing laminar wing design	58
Figure 3.2	(a) Nominal profile, targeted profile and actuation envelope and (b) Schematic representation of the loading case.....	61
Figure 3.3	(a) Finite element model of the extradors (nominal profile) and (b) Typical deformation results for various lay-ups.....	65
Figure 3.4	Conformity index of the 400 best lay-ups for the optimal tangent displacement.....	68
Figure 3.5	Mold for manufacturing the extradors and lay-up selected.....	70
Figure 3.6	Schematic representation of the fatigue test bench	71
Figure 3.7	Typical fatigue test results (a) Cyclic force displacement curves for the Advanced Group SP series pre impregnated carbon fiber with deflexion distribution and (b) Cyclic force-displacement curves for the T300/Huntsman 8604 composite	73
Figure 3.8	Deformed geometry for the two materials with deviation from target.....	74
Figure 3.9	Illustration of the actuation mechanism (a) Assembled view and (b) Exploded view	76
Figure 3.1	Schematic representation of the cam system.....	77
Figure 3.11	Test bench for stabilisation of the nitinol actuators	79
Figure 3.12	Actuation envelope of the SMA wires at a 125°C.....	80

Figure 3.13	(a) Controller and data acquisition setup and (b) Temperature and position measured for a typical actuation sequence	82
Figure 3.14	(a) Comparison between the model and the prototype deformed geometry for a 1,7 mm tangential displacement and (b) measurement by DIC.....	84

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AMF	Alliages à mémoire de forme
APDL	ANSYS Parametric design language
ATWSME	Effet de mémoire de forme à double sens assistée (<i>Assisted two-way shape memory effect</i>)
CRIAQ	Consortium de recherche et innovation en aérospatiale au Québec
CFD	Dynamique des fluides numérique (Computer fluid dynamics)
ÉTS	École de technologie supérieure
FEM	Modèle par éléments finis (<i>Finite element model</i>)
LAMSI	Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents
LVDT	Transformateur différentiel à variation linéaire (<i>Linear variable differential transformer</i>)
Nitinol	Nickel titanium naval ordnance laboratory
Ni-Ti	Nickel-Titane
PTFE	Polytétrafluoroéthylène
SHELL281	Éléments finis de type coques comportant 8 nœuds
SMA	Shape memory alloys
SME	Effet mémoire de forme (<i>Shape memory effect</i>)
TWSME	Effet mémoire de forme de double sens (<i>Two-way shape memory effect</i>)

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

$A_s, ^\circ\text{C}$	Température au commencement de la transformation inverse
$A_f, ^\circ\text{C}$	Température à la fin de la transformation inverse
E_1, GPa	Module de Young dans l'axe longitudinal d'un pli ou d'un stratifié de composite
E_2, GPa	Module de Young dans l'axe transversal d'un pli ou d'un stratifié de composite
E_3, GPa	Module de Young dans l'axe normal d'un pli ou d'un stratifié de composite
G_{12}, GPa	Module de cisaillement dans le plan d'un pli ou d'un stratifié de composite
G_{23}, GPa	Module de cisaillement dans le plan normal au pli ou au stratifié de composite
G_{13}, GPa	Module de cisaillement dans le plan transversal au pli ou au stratifié de composite
$M_s, ^\circ\text{C}$	Température au commencement de la transformation martensitique
$M_f, ^\circ\text{C}$	Température à la fin de la transformation martensitique
$\epsilon_r, -$	Déformation récupérable
$\epsilon_p, -$	Déformation permanente
$\epsilon_e, -$	Déformation élastique
$\sigma_{cr}^m, \text{MPa}$	Contrainte critique de transformation
σ_{as}, MPa	Contrainte de début de transformation inverse
σ_{af}, MPa	Contrainte de fin de transformation inverse
σ_{ms}, MPa	Contrainte de début de transformation martensitique
σ_{mf}, MPa	Contrainte de fin de transformation martensitique
$\nu_{12}, -$	Coefficient de Poisson majeur d'un pli ou d'un stratifié de composite
$\nu_{23}, -$	Coefficient de Poisson dans le plan normal d'un pli ou d'un stratifié de composite
$\nu_{13}, -$	Coefficient de Poisson dans le plan transversal d'un pli ou d'un stratifié de composite

INTRODUCTION

Le point de départ de cette recherche est un projet antérieur du Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale du Québec (CRIAQ) ayant été réalisé en partie à l'ÉTS. Le projet CRIAQ 7.1, réalisé en partenariat avec Bombardier, Thalès et l'École Polytechnique de Montréal visait à démontrer la faisabilité d'une aile laminaire adaptative. Pour ce faire, un concept a été modélisé, fabriqué et validé en soufflerie. L'approche mise de l'avant consistait à ajuster le profil de l'aile en fonction du chargement aérodynamique. Pour y parvenir, un extradors actif a été développé en utilisant une stratégie d'optimisation multi objective. L'extrados, présenté à la figure 0.1, était une surface de composite dont l'actionnement était réalisé grâce à l'imposition d'un déplacement en deux lignes d'action par un mécanisme à cames. Le mécanisme d'actionnement était activé par des fils en alliage à mémoire de forme (AMF). La Figure 0.1 montre un schéma de l'aile adaptative et son mécanisme d'actionnement.

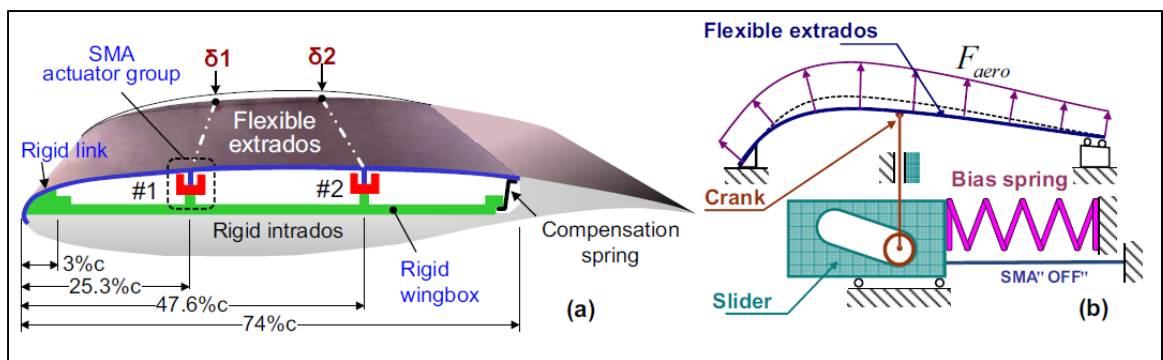


Figure 0.1 Concept de l'aile adaptative du projet CRIAQ 7.1
Tirée de (Brailovski et al., 2010)

Le projet a permis de montrer que l'ajustement du profil de l'aile était une stratégie efficace pour réduire la traînée pour plusieurs conditions de vol. En effet, des réductions jusqu'à 15% du rapport des forces portance sur traînée ont été obtenues. Néanmoins, alors que la stratégie d'ajustement du profil s'est montrée concluante lors de la validation en soufflerie, il reste beaucoup d'améliorations à apporter avant de mettre le concept en œuvre dans une application réelle.

Dans un premier temps, le système adaptatif doit être suffisamment compact pour être compatible avec l'application. Or, le concept développé dans le projet CRIAQ 7.1 ne répond pas à ce besoin étant donné qu'il occupe une portion importante de la section de l'aile, qui sert normalement au stockage du carburant. Étant donné que l'objectif à l'origine de la mise en œuvre d'un tel système est de diminuer la consommation de carburant, il se doit d'être aussi léger que possible. Pour ce faire, il convient de réduire le nombre de composantes de la transmission et surtout, son volume.

C'est dans le même ordre d'idée et en réponse à ces nécessités que deux étudiants du laboratoire sur les alliages à mémoire de forme et systèmes intelligents (LAMSI), Simon Lacasse et Charles Simoneau, ont développé un panneau adaptatif. Les projets réalisés par ces étudiants visaient à développer un laminé en composite muni d'actionneurs intégrés. Encore une fois, les actionneurs sélectionnés sont des fils en AMF. Cependant, ceux-ci sont insérés dans une gaine qui est elle-même insérée dans le laminé, hors du centroïde de la section. Les efforts développés par ces actionneurs sont ainsi transférés aux extrémités de la surface de composite et créent un moment de flexion qui génère des déformations hors plan du laminé. Leurs efforts ont été déployés afin de développer un modèle par éléments finis permettant de prévoir le comportement d'une telle structure ainsi que pour fabriquer et valider expérimentalement la faisabilité du concept. La figure 0.2 montre la configuration proposée dans leurs travaux.

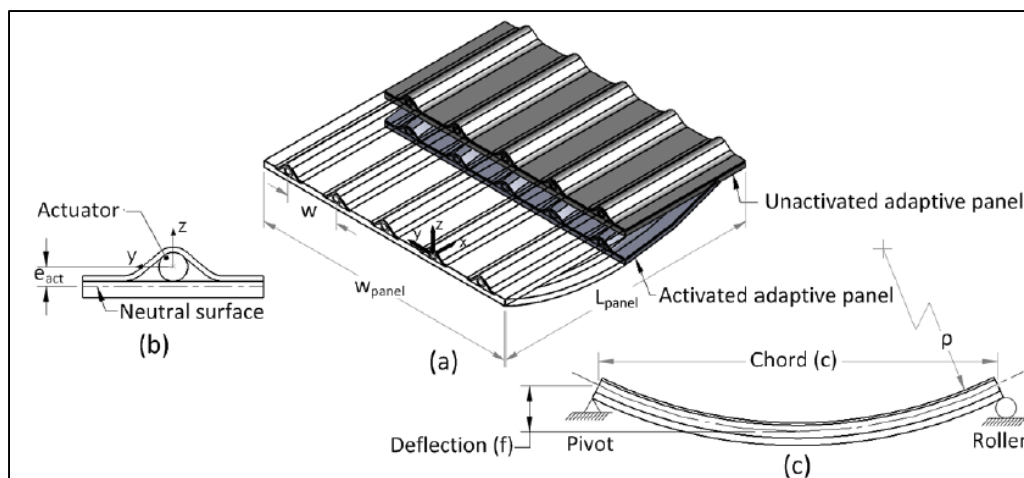


Figure 0.2 Schéma du panneau adaptatif avec actionneurs internes
 Tirée de (Lacasse et al., 2013)

Le modèle par éléments finis développé dans le cadre de ce projet a permis de prédire de manière satisfaisante le comportement du panneau adaptatif. Malheureusement, la validation expérimentale a montré qu'il découle de l'intégration des AMF au composite plusieurs défis technologiques.

Dans un premier temps, le contrôle sur la base des températures d'actionneurs requiert une meilleure compréhension des échanges thermiques au sein du panneau. De surcroît, bien que le panneau développé dans ce projet permettait de répondre aux problématiques d'encombrement exprimées dans le projet CRIAQ 7.1, les déformées générées ne répondent pas aux besoins de l'extrados flexible puisqu'un rayon de courbure constant est généré. Également, la consommation énergétique de la structure active est problématique puisque l'actionnement de cette dernière requiert le chauffage des actionneurs de façon continue. Finalement, la validation du concept a révélé une problématique supplémentaire associée au comportement en fatigue/fluage du panneau adaptatif.

La recherche proposée ici se veut un effort supplémentaire pour résoudre certaines des problématiques observées lors du développement de panneaux adaptatifs. Pour ce faire, un lien entre les deux projets décrits préalablement sera établi. Un panneau déformable, applicable à un extradors d'aile d'avion sera développé, afin de corriger certaines lacunes des technologies précédemment étudiées.

En ce sens, il est impératif que la structure en question soit valable d'un point de vue énergétique. Pour y parvenir, il est essentiel de développer une structure en mesure de conserver sa géométrie déformée sans recourir aux actionneurs en continu. Dans l'optique de l'efficacité énergétique, il apparaît essentiel que la structure soit aussi légère et compacte que possible. Une autre considération importante sera la durée de vie, qui devrait être maximisée afin de justifier le coût d'une telle technologie. Afin de démontrer son efficacité, une validation expérimentale de la structure active devra être réalisée. Pour cette validation, la structure active sera développée dans l'optique de générer des déformées établies dans l'application dont fait l'objet le projet CRIAQ 7.1.

Les chapitres suivants présentent une revue de la littérature concernant les structures à géométrie adaptative avec une attention particulière sur les panneaux et surfaces déformables. En plus de généralités sur les structures intelligentes, les sujets qui y sont traités sont notamment les applications et les différentes technologies d'actionnement de panneaux adaptatifs. Le chapitre 1 vise à positionner certains choix relatifs au développement de la surface adaptative dont il est question dans cet ouvrage. Un deuxième chapitre portant sur les AMF et la mise en forme des matériaux composites est également ajouté pour établir les notions de base qui seront requises pour la suite du projet. Par la suite, l'article dont a fait l'objet le présent projet est présenté avant de conclure et d'émettre une série de recommandation.

CHAPITRE 1

ÉTAT DES CONNAISSANCES SUR LES STRUCTURES ADAPTATIVES

Dans un premier temps, diverses structures adaptatives sont présentées afin de connaître l'ensemble des approches mises de l'avant lors du développement de ces structures ainsi que leurs applications. Par la suite, des choix seront effectués relativement aux matériaux à préconiser pour la fabrication de la surface adaptative ainsi qu'à la technologie d'actionnement à employer pour réaliser le présent projet de recherche.

1.1 Généralités

De manière générale, on peut considérer qu'une structure dite adaptative est en mesure de modifier certaines de ses propriétés en réponse à un changement de ses conditions d'utilisation. Les propriétés qui peuvent être modifiées sont différentes selon les besoins de l'application. Un grand nombre de propriétés peuvent être adaptées telles que la rigidité, les propriétés thermiques, vibratoires, ou encore géométriques. Les structures adaptatives comportent un minimum de deux éléments, soit une structure hôte et un élément actif.

La définition de structure adaptative proposée ici est somme toute assez vaste, il n'est donc pas surprenant que ces structures aient un champ d'application tout aussi étendu. Par exemple, il existe des structures développées pour s'ajuster à l'endommagement en se réparant de manière autonome (Wu, Meure et Solomon, 2008). D'autres exemples sont les structures permettant le contrôle des vibrations (Wagg et al., 2008).

Comme le présent projet vise plutôt le développement d'un extrados d'aile d'avion, la revue de littérature présentée ici s'intéresse principalement aux structures ayant la capacité d'adapter leur géométrie.

1.1.1 Applications en aérospatiale

Le principal domaine d'application des structures adaptatives est sans doute l'aérospatiale, puisque la mise en œuvre de cette technologie laisse entrevoir la possibilité d'améliorer considérablement la consommation de carburant des avions (IATA 2013). De nombreux concepts de structures adaptatives ont déjà été mis en œuvre; (Barbarino et al., 2011) dressent le portrait de l'intégration des structures actives dans les aéronefs au fil du temps. On remarque que la majorité des concepts s'appliquent aux ailes d'avions. Une revue plus exhaustive des projets de recherche sur les ailes adaptatives est présentée dans (Sofla et al., 2010). Cet article montre également que les concepts modernes sont basés sur les matériaux composites et actionnés par des matériaux intelligents; c'est aussi le cas dans (Baier et Datashvili, 2011). Il existe toutefois des concepts qui ont recours aux actionneurs plus traditionnels (Poonsong, 2004; Bharti, 2007).

Bien que la majorité des concepts de structures à géométrie adaptative s'appliquent aux ailes d'avions, d'autres applications existent. Un concept de chevron adaptatif a été développé et mis en œuvre afin de réduire les émissions sonores des avions lors du décollage et de l'atterrissage. Cette pièce est triangulaire et est une structure située à la sortie de la nacelle d'un moteur d'avion. Le chevron en question, développé notamment dans (James, Frederick et Butler, 2006), est un composite actionné par des actionneurs en alliages à mémoire de forme sous forme de ruban. Enfin, quelques prototypes de structures actives développées pour des applications en aérospatiale sont présentés dans (Calkins et Mabe, 2010) et dans (Hartl et Lagoudas, 2007). Parmi ces structures, on retrouve notamment une entrée d'air ajustable et un rotor d'hélicoptère actif. Plusieurs concepts de structures actives ont également été développés pour ajuster l'angle d'attaque d'une pale d'hélice pour un hélicoptère comme c'est le cas dans (Park et Kim, 2008) et (James et al., 2008). Parmi ces concepts, les plus intéressants seront abordés plus en détail dans les sections subséquentes.

1.1.2 Autres exemples d'applications

Beaucoup d'efforts sont déployés pour mettre en œuvre des surfaces adaptatives compactes, sous forme de peau. Une revue exhaustive des concepts les plus prometteurs est présentée dans (Thill et al., 2008). Ces concepts s'appliquent à un domaine plus large que l'aérospatiale. Une revue des concepts applicables au domaine de l'automobile est présentée dans (Daynes et Weaver, 2013). Plusieurs concepts présentés dans ces documents sont identiques ou très similaires à ceux qui sont développés pour l'aérospatiale. Ceci montre que de telles technologies ont des domaines d'applications plus vastes. Enfin, il est possible de trouver des structures actives développées pour le secteur de l'énergie, plus particulièrement pour les éoliennes; (Daynes et Weaver, 2012) ont développé un bord de fuite adaptable pour une pale d'éolienne. Le bord de fuite actif est en mesure de faire varier son orientation sur une plage de -15 à 15° .

1.1.3 Critères de développement

De manière générale, puisque la mise en œuvre des structures adaptatives peut être relativement complexe selon l'application, le gain en performance qui en découle doit être significatif. Comme le mentionnent (Sofla et al., 2010), les structures adaptatives doivent être compactes et légères. Pour y parvenir, il est préférable d'avoir recours aux matériaux composites autant que possible dans la conception ainsi qu'aux matériaux intelligents pour l'actionnement. De plus, il faut éviter d'avoir recours à des systèmes de transmission complexes qui augmentent trop la masse de la structure. Enfin, en ce qui concerne les peaux flexibles, (Thill et al., 2008) précisent qu'il est essentiel de trouver un équilibre au niveau de la rigidité de la structure afin de faciliter l'actionnement, sans toutefois nuire à la capacité de la structure de soutenir le chargement aérodynamique. Ces constatations s'appliquent à l'ensemble des domaines d'applications et peuvent se résumer comme suit; l'intégration d'une structure active ne doit en aucun cas être un obstacle à la fonction primaire de la structure et elle doit, de surcroît, en augmenter significativement les performances.

1.2 Composantes des structures adaptatives

Les structures adaptatives sont généralement composées de plusieurs éléments qui interagissent afin d'obtenir les propriétés optimales pour les conditions d'utilisation. La complexité de la structure dépend principalement de son application et de choix de conception. Quoi qu'il en soit, pour avoir une structure adaptative, on distingue un minimum de deux composantes principales, soient une structure hôte et un élément actif, qui permet au dispositif de s'ajuster aux conditions. Les choix relatifs à ces deux composantes sont nombreux et quelques possibilités de matériaux ou de systèmes seront passées en revue dans les prochaines sections.

1.2.1 Structure hôte

Les structures hôtes utilisées dans le cas des structures adaptatives sont majoritairement en matériaux composites. D'une part, puisque la majorité des structures adaptatives recensées sont destinées à l'aérospatiale, il n'est pas surprenant que ces dernières soient faites de composite. Rappelons que les derniers programmes de développement d'aéronefs (Boeing 787, Airbus A350, Bombardier C-Series, etc.) misent sur l'intégration de structures de composite à grande échelle pour en diminuer la masse (Gibson, 2011). À cet effet, la Figure 1.1 montre les matériaux employés pour la fabrication du Boeing 787. Il est possible de constater que les composites sont employés massivement dans plusieurs structures de l'appareil. On note aussi cette tendance, à plus faible échelle toutefois, dans le secteur de l'automobile.



Figure 1.1 Matériaux utilisés pour la fabrication du Boeing 787
Tirée de (Gibson, 2011)

Il faut noter que dans la plupart des cas, les composites utilisés comme structure hôte sont des composites à fibres continues et à matrice de polymère. Ce choix est naturel puisque ces matériaux possèdent une rigidité spécifique ainsi qu'une résistance spécifique très élevée. D'autre part, la mise en forme des matériaux composite rend l'intégration de capteurs et actionneurs particulièrement attrayante.

Au niveau du choix des constituants du composite, les matériaux les plus utilisés à titre de renforts sont divers grades de fibres de carbone ou de verre. Les fibres d'aramide sont parfois utilisées, mais de manière plus marginale où encore dans des composites mixtes comme ce fut le cas dans l'étude de (Coutu, Brailovski et Terriault, 2010). La fibre de carbone peut être préférée pour ses propriétés mécaniques et sa plus faible masse alors que la fibre de verre peut agir comme un isolant dans le cas d'intégration de capteurs ou d'actionneurs au sein du composite (Bettini et al., 2009). Pour ce qui est de la matrice, l'époxy est le choix le plus fréquent. Il existe un large éventail de type d'époxy qui possède des propriétés optimisées

pour différentes applications. Des résines de type polyester peuvent aussi être utilisées. De plus, les récents développements ont permis de développer des résines de type thermoplastiques à haute résistance mécanique et pouvant être mises en œuvre à plus haute température. Par contre, l'utilisation de ces résines dans les structures adaptatives est très peu documentée.

Bien que les composites stratifiés aient généralement un comportement non isotrope qui est plus complexe à étudier, il devient alors possible d'optimiser le comportement d'une structure de manière plus innovante. Par exemple, il est possible de diminuer les déformations selon une direction au profit d'une autre. Pour y arriver, le nombre de plis, leurs orientations et leur séquence d'empilement peuvent être optimisés localement. Il est aussi possible de faire varier la nature des plis pour une versatilité encore plus grande. Des composites mixtes, possédant plusieurs types de fibres, peuvent également être développés. En somme, les composites stratifiés permettent d'optimiser les propriétés pour une application particulière; cette approche a été utilisée notamment dans (Michaud, Joncas et Botez, 2013) pour optimiser un extradorsal d'aile d'avion.

Les méthodes pour optimiser les laminés de composites sont assez nombreuses. Pour les cas les plus simples, il est possible de procéder par calculs analytiques. Pour les cas plus complexes, des méthodes numériques, paramétriques et évolutives sont également employées (Stegmann et Lund, 2005). Certaines méthodes sont déjà intégrées à des logiciels de modélisation et d'analyse par éléments finis et permettent d'obtenir une solution rapidement. C'est le cas de la méthode proposée dans le logiciel Optistruct de la compagnie Altair (Zhou, Fleury et Dias, 2008). Finalement, une technique évolutive largement documentée dans la littérature est l'approche d'optimisation par algorithmes génétiques, présentée notamment dans (Park et al., 2008) et (Soremekun et al., 2001). Cette approche évolutive est basée sur le principe de sélection naturelle de Darwin et permet de maximiser les chances d'obtenir la solution optimale globale plutôt qu'un optimum local. Par contre, la mise en œuvre de cette technique requiert le développement d'un algorithme et donc plus de programmation.

1.2.2 Élément actif

L'élément actif dans une structure adaptative est celui qui fournit l'énergie nécessaire à l'actionnement de cette dernière. Il existe plusieurs dispositifs qui permettent de réaliser l'actionnement. Les choix récurrents pour des applications plus conventionnelles reposent sur des technologies pneumatiques, hydrauliques ou électriques. Cependant, tel que spécifié dans (Sofla et al., 2010), ces choix ne sont pas optimaux en raison de la pénalité en espace et en poids qui découle de leur mise en œuvre. D'autres types d'actionneurs tels que les matériaux intelligents, dont les applications sont plus marginales, doivent alors être considérés pour obtenir des structures légères et compactes. Les matériaux intelligents les plus couramment utilisés pour les structures adaptatives sont sans doute les alliages à mémoire de forme (AMF) et les matériaux piézoélectriques.

Les matériaux piézoélectriques ont la particularité de se déformer lorsqu'un champ électrique leur est imposé. Inversement, lorsqu'une déformation leur est imposée, un champ électrique interne est créé. Cette caractéristique permet de les utiliser comme actionneurs. Cependant, bien que les piézoélectriques puissent produire de grandes forces, le déplacement associé est très limité, soit environ 0,1% (Brailovski et al., 2003). Il en va de même pour l'énergie qui peut être libérée par ces matériaux. On trouve néanmoins plusieurs applications d'actionneurs dont certaines seront abordées plus loin.

Les alliages à mémoire de forme sont également des matériaux qui permettent de fabriquer des actionneurs très compacts. L'utilisation de ces matériaux pour l'actionnement est particulièrement intéressante en raison de la capacité de générer de grandes déformations récupérables qui peuvent être de l'ordre de 8% (Brailovski et al., 2003). En outre, il s'agit de la technologie d'actionnement qui possède la plus grande densité d'énergie. Les mécanismes responsables de ce comportement seront expliqués dans une section du chapitre 2 dédiée aux alliages à mémoire de forme. Grâce à leurs propriétés fonctionnelles exceptionnelles, ces matériaux peuvent être utilisés pour fabriquer des actionneurs sous plusieurs formes comme des rubans, des fils, des poutres, etc.

1.2.3 Autres composantes

Bien que la combinaison d'une structure hôte et d'un élément actif soit suffisante afin de créer une structure dite adaptative, il peut être essentiel d'insérer des composantes additionnelles. Par exemple, dans le cas où des actionneurs sont intégrés à la structure hôte, il peut être nécessaire de recourir à une gaine pour isoler les actionneurs (Lacasse et al., 2013), (Dong, Boming et Jun, 2008). Dans certains cas, il est incontournable d'avoir recours à un mécanisme de transmission du mouvement. C'est notamment le cas dans l'étude de (Icardi et Ferrero, 2009), ou des actionneurs qui travaillent en torsion sont mis à profit. Finalement, dans le cas où le maintien en position de la structure active est important, il peut être nécessaire d'intégrer un mécanisme indépendant pour conserver la géométrie déformée.

1.3 Revue des concepts de surfaces à géométrie adaptative

L'objectif poursuivi dans la présente section est de passer en revue les concepts reflétant l'état des connaissances en ce qui concerne le développement de surfaces adaptatives. De nombreuses stratégies ont été employées afin de créer des panneaux, majoritairement en composites, ayant la capacité d'adapter leur géométrie. Parmi celles-ci, on distingue quelques approches; à savoir, l'exploitation d'un comportement multi stable, les structures constituées de surfaces ondulées et les surfaces extensibles. D'autres surfaces capables de modifier leur configuration sont développées à l'aide de matériaux plus traditionnels munis d'actionneurs externes.

1.3.1 Composites multi stables

De nombreux concepts de surfaces adaptatives sont basés sur le développement d'un laminé de composite asymétrique. En réalisant un empilement asymétrique, des contraintes résiduelles se créent lors de la cure de la résine étant donné que les plis de composite ont des propriétés thermiques fortement anisotropes. Afin d'accommoder les contraintes résiduelles, des déformations sont engendrées localement et il en résulte, au niveau macroscopique, un rayon de courbure non nul et des déformations hors plan. La courbure obtenue, souvent, n'est

pas unique et peut être modifiée puisque le laminé possède généralement plusieurs positions d'équilibre. Il est possible de modéliser ce comportement et d'en tirer profit afin de développer des surfaces adaptatives, tel que montré dans (Hufenbach et Gude, 2002).

De nombreux auteurs ont exploité ce comportement pour développer des surfaces dites adaptatives. Il existe toutefois plusieurs approches pour développer des laminés asymétriques et il en va de même pour l'actionnement de ces derniers. Dans (Panesar et Weaver, 2012), une approche d'optimisation de l'orientation des fibres avec une fonction objective visant à maximiser les déformations hors plan du laminé a été développée. La surface de composite est constituée de deux plis unidirectionnels au-dessous et les deux plis supérieurs ont des orientations de fibres variables. Afin de définir l'orientation, le domaine à considérer a été divisé en sous-éléments et une orientation est calculée à l'aide d'un algorithme pour chaque élément. Pour ce cas, l'application ciblée est un volet pour une aile d'avion. Une validation expérimentale a été réalisée; afin de faire varier la direction des fibres dans un pli de composite, une technique nommée "tow steering technique" a été utilisée pour la fabrication. À la Figure 1.2, il est possible de voir l'évolution de la position du prototype lors du chauffage de ce dernier.

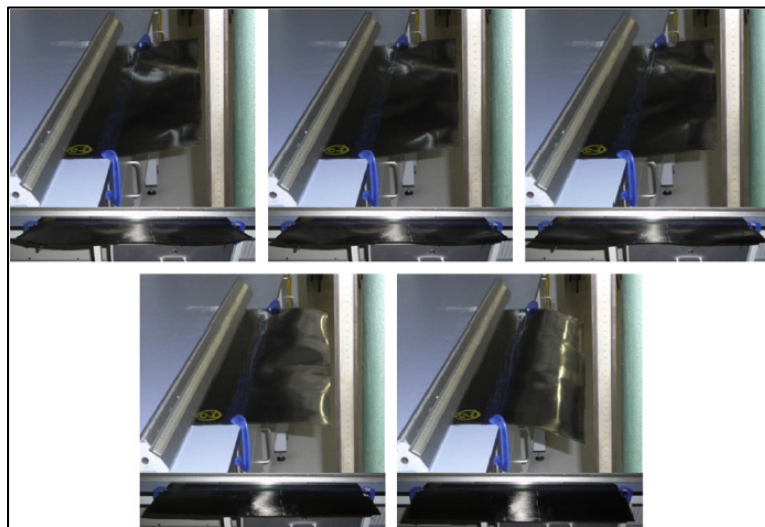


Figure 1.2 Modification de la courbure induite par changement de température d'un laminé multi stable
Tirée de (Panesar et Weaver, 2012)

Dans deux autres études, des composites bistables comparables ont été fabriqués et caractérisés. Dans le premier cas (Mattioni, Weaver et Friswell, 2009), le comportement bistable est obtenu grâce à un empilement non symétrique de plis unidirectionnels à 0 et 90°. Dans le second cas (Sousa, Camanho et Suleman, 2013), un comportement similaire est obtenu en fabriquant un laminé dont les plis sont constitués de fibres continues recourbées encore une fois selon un empilement non symétrique. Ces deux cas sont illustrés à la Figure 1.3.

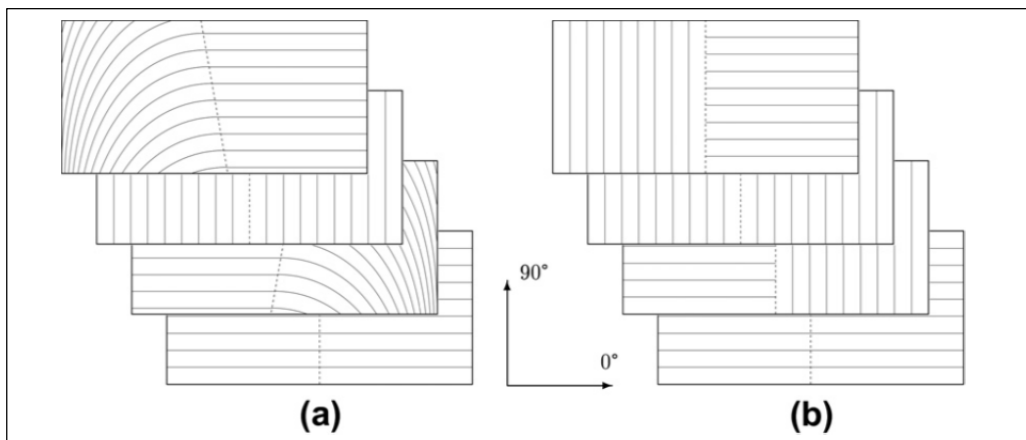


Figure 1.3 Approches de conception pour laminés bistables
(a) Avec fibres curvilinéaire et (b) Avec plis discontinus
Tirée de (Sousa, Camanho et Suleman, 2013)

L'étude des deux laminés présentés à la Figure 1.3 a permis de montrer que les deux approches permettent d'obtenir des comportements très similaires, par contre les rayons de courbure et leur distribution ne sont pas identiques. La courbure des laminés s'est présentée comme une stratégie avantageuse puisqu'aucune discontinuité n'est créée au sein du laminé.

1.3.2 Composites pseudo bistables

Il est également possible de créer des structures ayant un comportement relativement similaire pour lesquelles une seule géométrie d'équilibre peut être obtenue, toute autre géométrie pourra être conservée seulement pour un temps donné. Le comportement de ces composites se désigne comme un comportement pseudo bistable. Il est possible de l'obtenir

en mettant à profit le comportement viscoélastique de certains polymères. Ce comportement a été étudié notamment dans (Brinkmeyer et al., 2013) et dans (Brinkmeyer et al., 2012). La structure est schématisée à la Figure 1.4 avec un exemple du comportement qui peut être obtenu en réponse à l'application et le retrait d'une charge.

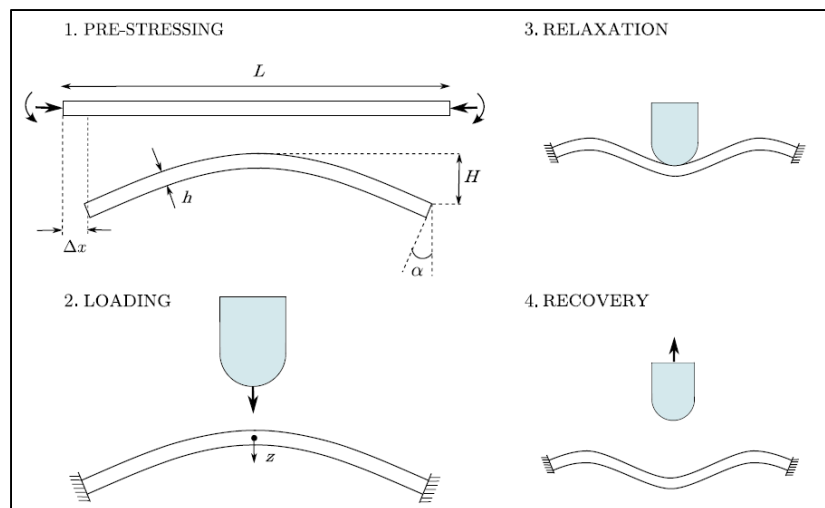


Figure 1.4 Schématisation du comportement pseudo bistable
Tirée de (Brinkmeyer et al., 2013)

Le composite en question est constitué de deux couches de matériau élastomères renforcés avec un composite à fibres de verre constituant jusqu'à 8% du volume de la pièce. Plusieurs configurations ont été mises à l'essai et la réponse à une déformation a été caractérisée. Le temps de recouvrement de la géométrie du matériau est fortement influencé par les conditions imposées lors de la déformation initiale ainsi que la configuration du matériau. Les principales limitations du concept sont que le comportement pseudo bistable se manifeste pour des conditions aux frontières, des déformations et des compositions très précises, en plus d'être très sensible aux conditions environnementales. Les fluctuations de températures inhérentes à l'application étudiée ici rendent cette approche moins appropriée.

1.3.3 Actionnement de laminés multi stables

Tel que discuté en section 1.2, les structures adaptatives comprennent généralement une structure hôte et un élément actif. En ce sens, les laminés multi stables à eux seuls ne répondent pas à cette description puisqu'ils ne peuvent pas changer de forme de manière autonome. Plusieurs recherches sur les surfaces multi-stables ont permis d'évaluer différentes façons d'actionner ces dernières. (Portela et al., 2008), (Arrieta et al., 2013), (Gude, Hufenbach et Kirvel, 2011) et (Tawfik, Stefan Dancila et Armanios, 2011) ont tous étudié la possibilité de faire changer la géométrie de laminés de composite multi stables via l'utilisation d'un actionneur piézoélectrique. Dans tous les cas, l'actionneur en question est une plaque piézoélectrique mince qui est simplement collée sur le laminé, tel que montré à la Figure 1.5.

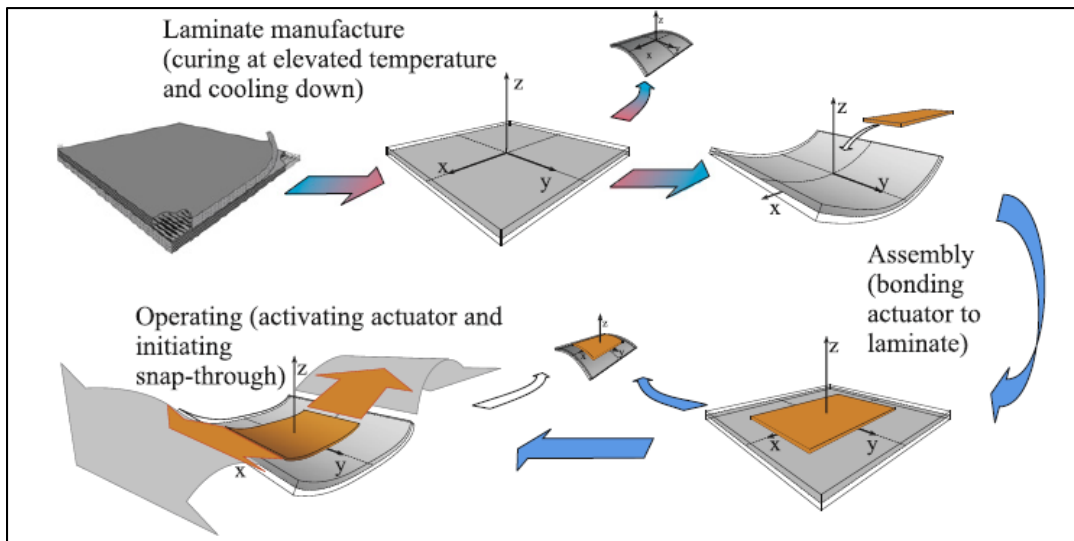


Figure 1.5 Schéma d'actionnement d'un composite bi stable par piézoélectrique
Tirée de (Gude, Hufenbach et Kirvel, 2011)

En créant un champ électrique au sein de l'actionneur piézoélectrique, ce dernier se déforme; sa déformation permet alors de générer un effort suffisant sur la plaque multi stable pour passer à une autre configuration. Par contre, tel que spécifié préalablement, les piézoélectriques ne sont pas en mesure de produire de grands déplacements, ce qui limite quelque peu leur utilisation.

Dans un autre ordre d'idée, il a été montré dans (Panesar et Weaver, 2012) que le simple fait de modifier la température des composites multi stable peut induire un changement de la géométrie. Selon l'application, il serait possible de développer un composite qui change de géométrie en réponse à des conditions environnementales variables. Dans un tel contexte, on parle de structure passive.

En raison de la complexité des applications étudiées, la majorité des surfaces adaptatives actionnées thermiquement sont des structures actives. En ce sens, la surface adaptative doit être chauffée localement ou dans son ensemble par une source d'énergie externe afin de générer le changement de forme. Dans (Mattioni et al., 2008), un composite bistable a été développé et il a été montré que le changement de température de ce dernier permet de modifier sa géométrie. Pour cette étude, le laminé, présenté à la Figure 1.6, est composé de deux sections dont l'empilement diffère; l'une des sections est conçue d'un empilement de plis asymétrique à 0 et 90 degrés alors que pour l'autre, les plis sont tous dans la même direction. La section fortement asymétrique est alors responsable du comportement bistable de l'ensemble de la pièce.

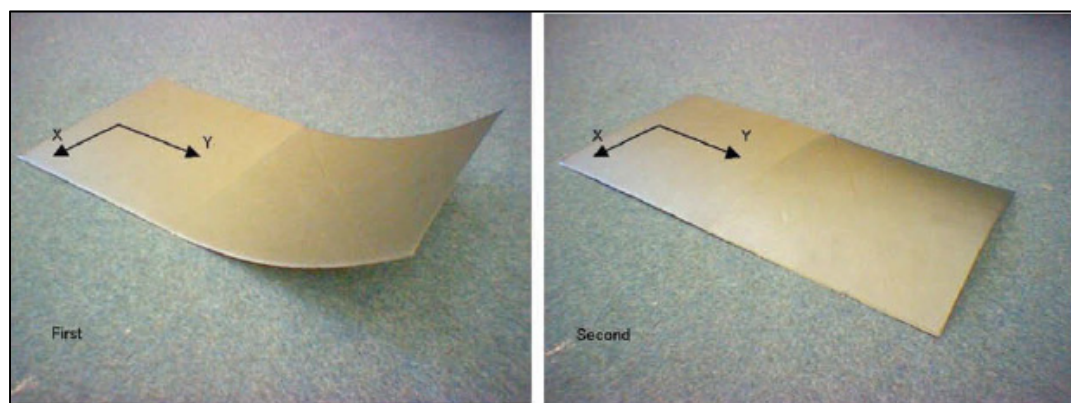


Figure 1.6 Positions d'équilibres d'un composite bistable
Tirée de (Mattioni et al., 2008)

La modélisation de ce comportement pose parfois problème étant donné la plage de température d'utilisation. Dans cette optique, (Eckstein, Pirrera et Weaver, 2013) ont développé un modèle pour prédire le comportement de ces matériaux, en prenant soin de

considérer les propriétés du matériau qui sont fortement influencées par la température. La rigidité des plis de composite et les coefficients d'expansion thermique sont donc dépendant de la température. Bien que ce modèle n'ait pas été validé expérimentalement, un modèle par éléments finis a permis de montrer des résultats comparables à ceux obtenus par la méthode analytique.

Également, une expérimentation de (Trakakis et Galiotis, 2010) a été réalisée pour investiguer la possibilité d'utiliser des composites mixtes pour générer des déformations hors plan. Le composite en question est constitué de plis renforcés de fibres de verre et d'autres renforcés de fibres de carbone. La non-symétrie du laminé est en conséquence associée à la différence des propriétés des fibres plutôt qu'à l'orientation des plis. En effet, l'expérimentation portait sur un laminé possédant 3 plis de fibres de carbone/époxy unidirectionnel et 3 plis de fibres de verre/époxy unidirectionnel. Les fibres de carbone ont été dénudées aux deux extrémités de l'échantillon afin d'y faire circuler un courant électrique. Le principe est schématisé à la Figure 1.7. Les propriétés électriques du carbone ont permis de l'utiliser comme élément chauffant grâce à l'effet Joule. La différence au niveau des coefficients d'expansion thermique des deux types de fibres permettent de générer des déformations dans l'échantillon lors du chauffage.

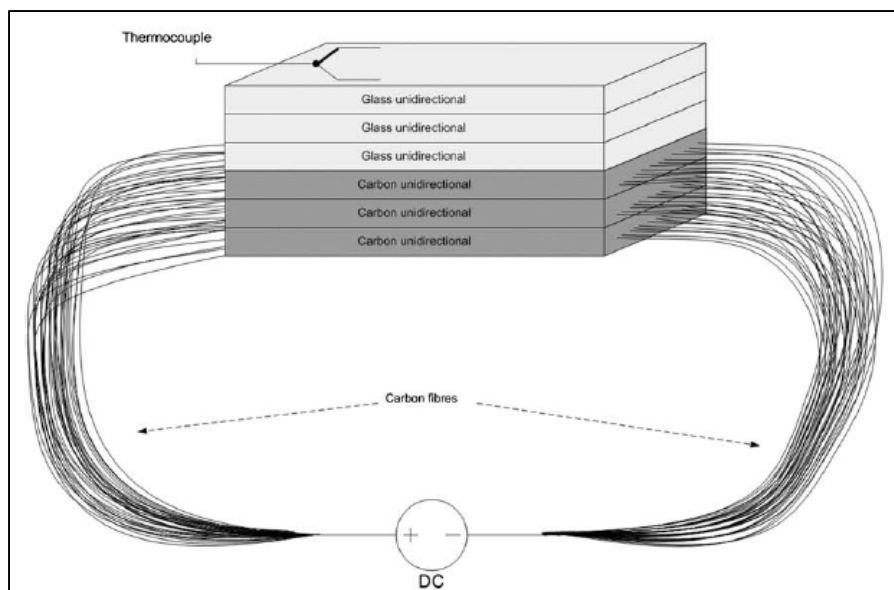


Figure 1.7 Composite mixte activé thermiquement par effet Joule
Tirée de (Trakakis et Galiotis, 2010)

Enfin, avec un positionnement analogue à un essai de flexion à 3 points, la déflexion de l'échantillon a été mesurée en fonction de la température. Pour un espacement de 23 cm entre les appuis, les déflexions mesurées sont d'environ 3,5 mm lorsque la température de la surface est de 115°C; l'actionnement est réalisé en environ 400 secondes. La relation observée entre la température et la déflexion est fortement linéaire. La problématique se situe au niveau des contraintes thermiques qui sont de l'ordre de 700 MPa.

Dans d'autres cas, des chercheurs ont opté pour l'actionnement des composites multi stables par des actionneurs en AMF. C'est notamment le cas de (Dano et Hyer, 2003), qui ont développé un mécanisme externe pour y parvenir. Dans cette étude, les auteurs ont été en mesure d'appliquer la théorie classique des laminés, combinée à la méthode du travail virtuel pour prédire analytiquement la force requise pour l'actionnement. L'actionnement des AMF se fait en y faisant circuler un courant électrique, provoquant ainsi le chauffage de ces derniers par effet Joule. Un modèle d'éléments finis de la structure adaptative a également été développé en y intégrant la relation constitutive de (Lagoudas, 2008) pour modéliser les actionneurs d'AMF.

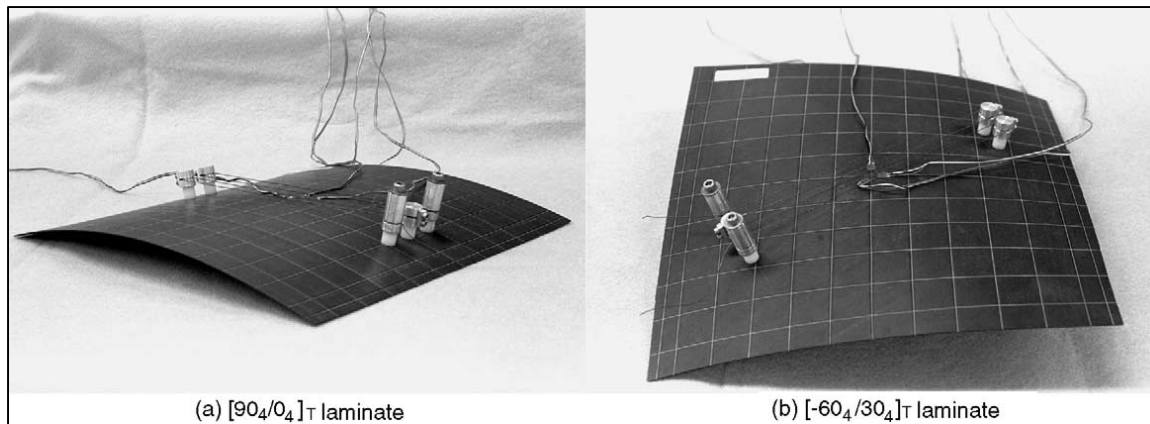


Figure 1.8 Actionneur en AMF pour composite bi stable
Tirée de (Dano et Hyer, 2003)

La solution retenue dans ce cas-ci est moins compacte que dans le cas des piézoélectriques puisque ces derniers sont insérés à l'extérieur et à une bonne distance de la surface à actionner, tel qu'illustré à la Figure 1.8. Une étude similaire a été réalisée dans (Hufenbach, Gude et Kroll, 2002) pour laquelle les AMF étaient externes, mais directement collés à la surface. D'autres groupes de recherche ont cependant opté pour une solution plus compacte en intégrant les actionneurs directement dans le composite, cette solution s'est avérée intéressante du point de vue de l'encombrement, mais relativement complexe au niveau de l'exploitation. La section suivante est consacrée à cette solution.

1.3.4 Actionneurs internes imprégnés

De nombreux projets de recherche ont porté sur développement de composites mixtes comprenant des actionneurs intégrés dans la matrice du composite; dans ce cas, les AMF agissent en quelque sorte comme un constituant supplémentaire. Dans (Zhou et Lloyd, 2009), ainsi que dans (Bettini et al., 2009; Riva et al., 2009), la possibilité d'intégrer des actionneurs sous forme de fil d'AMF directement au composite lors de la mise en forme a été étudiée. Dans un tel cas, les AMF sont insérés au composite lors de la séquence d'empilement ou de préformage des fils de renforts. Lors de la cure de la résine, la réticulation du polymère permet de lui donner sa forme finale et les actionneurs sont pris à l'intérieur, au même titre que les fibres de renforts. Le résultat est illustré sur la Figure 1.9. Pour cette solution, le

transfert de la charge générée par l'actionneur se fait grâce au cisaillement produit à l'interface actionneur-structure hôte. La qualité de l'interface AMF-Polymère est par conséquent un élément important à caractériser pour connaître du succès dans le développement d'une telle technologie. Dans ce cas-ci, une mauvaise adhésion des actionneurs avec la matrice du composite a été observée et est responsable d'un décollement qui progresse rapidement avec les cycles d'actionnement des AMF. Le phénomène est également illustré à la Figure 1.9. La séparation des actionneurs avec la matrice rend le transfert de charge inefficace pour les régions affectées.

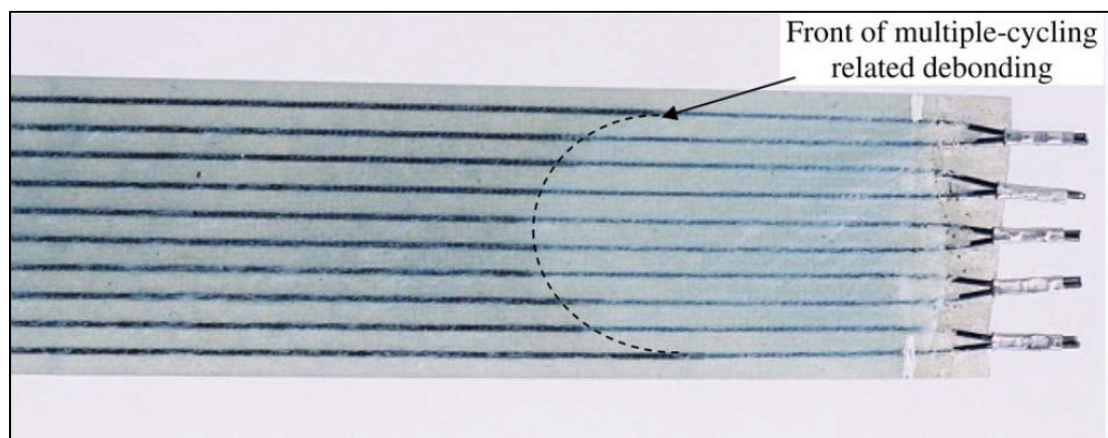


Figure 1.9 Endommagement d'un composite avec actionneurs en AMF intégrés
Tirée de (Zhou et Lloyd, 2009)

Conséquemment à la décohésion à l'interface AMF-Polymère, cette approche est moins intéressante dans la mesure où la durée de vie d'une surface adaptative doit être suffisante pour en justifier les coûts de développement. Ici, quelques dizaines de cycles ont suffi à créer une décohésion importante. En outre, dans le cas où le composite est constitué de fibres de renforts en carbone, la conductivité électrique de ces dernières est un obstacle à l'activation des actionneurs par effet Joule puisque le courant risque de se dissiper dans l'ensemble du composite.

1.3.5 Actionneurs internes avec gaine

Pour solutionner à la fois le problème de décohésion et d'isolation électrique, certains chercheurs ont opté pour l'intégration d'une gaine isolante dans le composite; l'actionneur est inséré dans cette dernière. Cette stratégie implique que les efforts générés par l'actionneur sont repris aux extrémités du composite grâce à un système de fixation. Dans les travaux de (Simoneau et al., 2014), des fils en AMF ont été intégrés au composite au sein d'une gaine de téflon étant disposée hors de la fibre neutre du laminé lors de la mise en forme par un procédé d'infusion. Les fils étaient entraînés pour manifester l'effet mémoire de forme à double sens à température ambiante. Le rétrécissement des fils d'AMF lors du chauffage entraînait une courbure du composite, qui reprenait sa forme automatiquement lors du refroidissement des AMF. (Baz, Chen et Ro, 2000) ont travaillé avec des actionneurs sous forme de rubans insérés dans une gaine, au centroïde de la section. Dans leurs cas, l'effet mémoire de forme de simple de sens a été exploité et les actionneurs travaillaient en flexion. La pièce est présentée à la Figure 1.10, dans sa géométrie initiale et déformée.

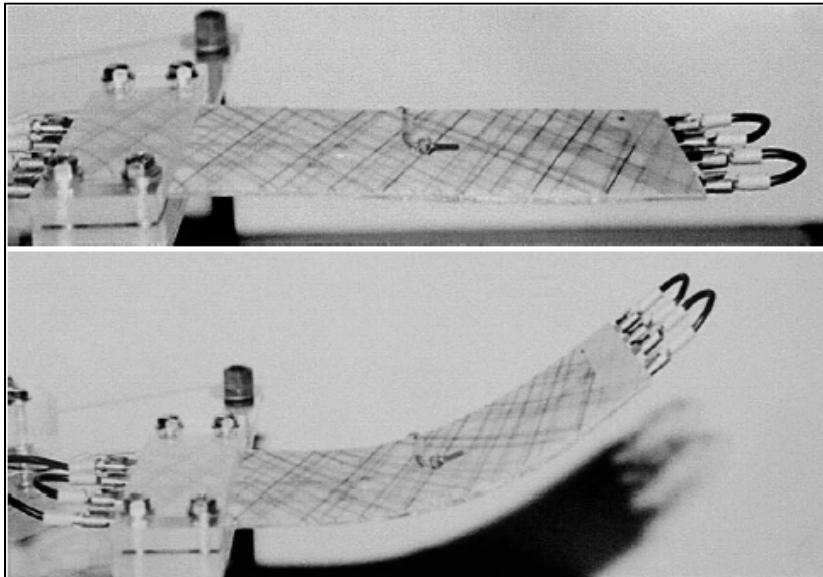


Figure 1.10 Poutre adaptative avec fils d'AMF internes
Tirée de (Baz, Chen et Ro, 2000)

1.3.6 Actionneurs sous forme de plis supplémentaires

Dans un autre ordre d'idée, (Cortes et al., 2008) ont développé un panneau adaptatif basé sur les composites métal-fibres. Les actionneurs sont des AMF sous forme de métal en feuille inséré comme un pli de composite, c'est-à-dire sur l'ensemble du panneau, alors qu'un pli de composite Verre/Époxy se trouve entre les feuilles d'AMF. De plus, entre les couches de Nitinol et de fibres de verre, un fil d'Inconel 600 est inséré en plusieurs boucles afin de servir d'élément chauffant. Les couches de Nitinol ont préalablement été entraînées pour mémoriser une géométrie qui est récupérée lors du chauffage par effet Joule du fil d'inconel. L'empilement résultant de ces choix de conception est présenté à la Figure 1.11.

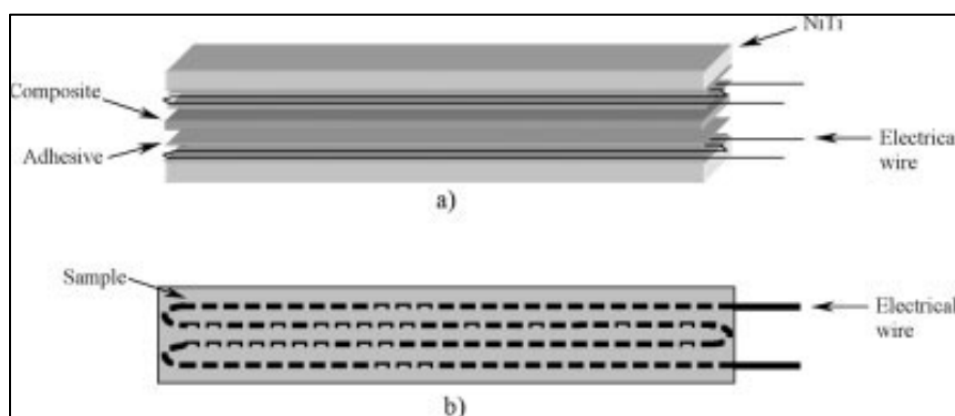


Figure 1.11 Laminé de composite fibre métal
Tirée de (Cortes et al., 2008)

Encore une fois, la compacité de la solution est particulièrement intéressante. Toutefois, la problématique d'échange thermique demeure présente et il existe un risque que le fil d'Inconel qui sert d'élément chauffant se rompe, auquel cas il serait difficile à remplacer. À la lumière de ce qui a été observé jusqu'ici, il convient de s'intéresser aux actionneurs externes, qui, bien que moins compacts, ont certainement des avantages relativement à la consommation d'énergie et pourraient faciliter l'intégration d'un dispositif autobloquant.

1.3.7 Surface adaptative munie d'actionneurs externes

Tel que discuté préalablement, les AMF permettent de créer des actionneurs qui travaillent en tension, mais il est aussi possible de créer des actionneurs qui génèrent directement de la flexion ou encore de la torsion (Brailovski et al., 2003). Bien que le développement, la caractérisation et la mise en œuvre de ces actionneurs soient parfois complexes, certaines structures adaptatives éprouvées en ont tiré profit. Le concept de chevron adaptatif dans (Turner et al., 2006) et (Hartl et al., 2010) est un bon exemple d'application des actionneurs externes. Des alliages à mémoire de forme sont utilisés en flexion pour adapter la géométrie d'une surface de composite. Trois actionneurs comme celui présenté à la Figure 1.12 ont été utilisés afin de générer le changement de géométrie.

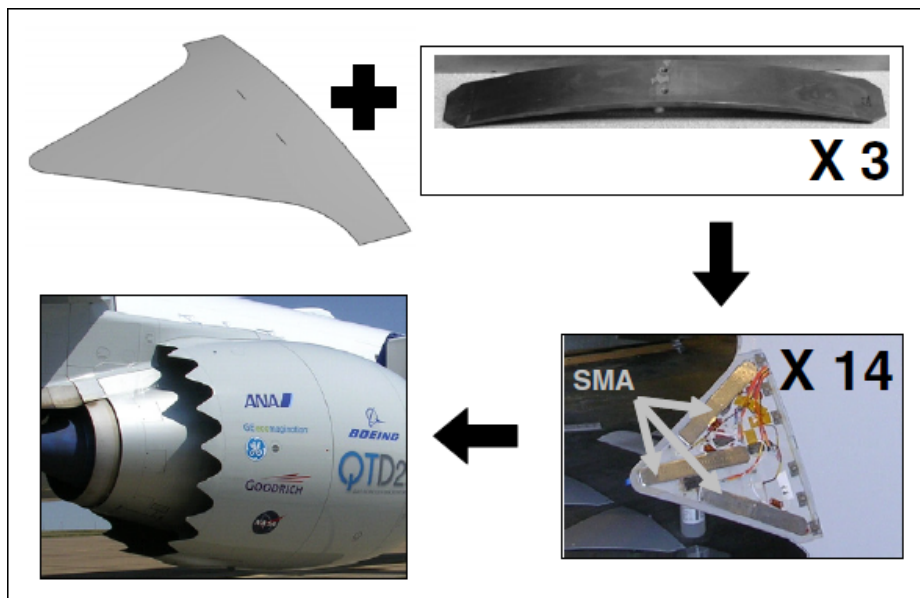


Figure 1.12 Actionneur d'AMF en flexion pour chevron adaptatif
Tirée de (Hartl et al., 2010)

Les dimensions de l'actionneur sont de 25,4 cm en longueur, 3,8 cm en largeur, alors que l'épaisseur varie entre 1,5 et 4,4 mm afin d'obtenir une contrainte constante dans la section. Dans le cas d'un actionneur aussi volumineux, il est toutefois difficile d'activer thermiquement la pièce par effet Joule. En effet, il faudrait faire circuler un courant trop important au sein de la pièce; cette problématique est inhérente à la section transversale

importante de l'actionneur. Il est toutefois possible d'utiliser une bande chauffante sur la surface pour générer la chaleur, qui se transporte ensuite par conduction dans la pièce. Lors d'un essai de flexion à 3 points, il a été montré que l'actionneur peut produire une force d'environ 325 N pour un déplacement d'environ 5 mm au point central.

D'autres projets ont plutôt mis à profit des actionneurs sous forme de tubes à paroi mince en AMF. Les tubes étaient préalablement entraînés pour produire une rotation lors du chauffage. Tout d'abord, notons que (Icardi et Ferrero, 2009) se sont tournés vers cette stratégie pour modifier l'orientation du bord de fuite d'une aile d'avion. Toutefois, leur travail s'est centré uniquement sur la modélisation par éléments finis d'un concept. Il existe toutefois des structures adaptatives mettant des actionneurs en AMF travaillant en torsion qui ont été développées et validées expérimentalement: (Kennedy et al., 2004) ainsi que (Calkins et Mabe, 2010) utilisent cette approche pour contrôler l'angle de déviation de pales d'hélicoptère. Dans le premier cas, le concept est fort intéressant puisqu'il intègre un système de blocage. De plus, l'actionnement se fait également de manière bidirectionnelle et un système de contrôle robuste est développé pour contrôler la position du mécanisme.

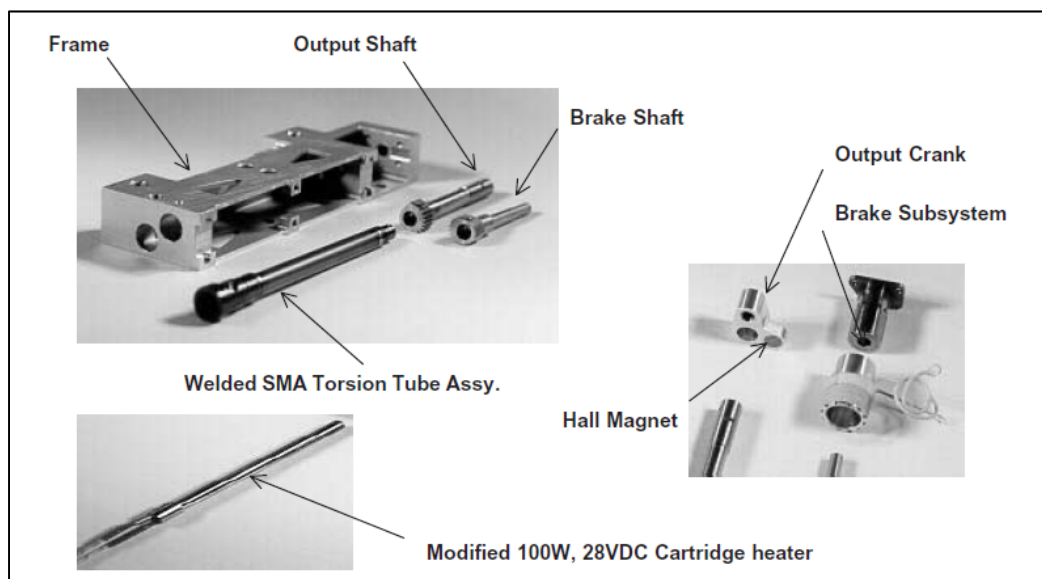


Figure 1.13 Mécanisme d'actionnement pour rotor d'hélicoptère
Tirée de (Kennedy et al., 2004)

La Figure 1.13 montre une vue explosée comprenant les principales pièces du mécanisme d'actionnement développé pour le rotor d'hélicoptère. Les actionneurs sont deux tubes en AMF qui fournissent la torsion de manière antagoniste; ils sont montés dans un boîtier qui comprend des engrenages pour l'accouplement des tubes avec un arbre de sortie ainsi qu'un arbre servant au dispositif de blocage. Ce mécanisme est particulièrement intéressant pour une application comme celle étudiée ici puisqu'il comprend un dispositif de blocage et intègre une stratégie de contrôle fiable qui a été validée expérimentalement.

L'actionnement du tube se fait dans ce cas-ci avec un élément chauffant cylindrique directement inséré dans les tubes d'AMF. Le freinage se fait au moyen d'une bague superélastique. Lorsque chauffée, la bague superélastique se dilate, ce qui permet de libérer la condition d'interférence avec l'arbre de freinage, qui permet alors la rotation du système. Le système s'est montré efficace, bien qu'il ralentisse considérablement le temps d'actionnement et complexifie la stratégie de contrôle. Les dispositifs électroniques pour le contrôle sont également intégrés au boîtier, mais ne sont pas présentés sur la Figure 1.13. Le dispositif de contrôle permet d'atteindre l'angle visé avec une précision de $\pm 0,15$ degré.

Notons que d'autres recherches similaires ont également visé à intégrer des actionneurs en AMF en torsion de manière à optimiser le comportement des rotors d'hélicoptères (James et al., 2008), (Park et Kim, 2008). De plus, un concept a également été élaboré et validé expérimentalement dans lequel un tube d'AMF en torsion était utilisé pour initier le changement de géométrie d'une aile (Hartl et Lagoudas, 2007). Les actionneurs en torsion, développés par (Jardine, Bartley-Cho et Flanagan, 1999), étaient très légers et compacts et pouvaient fournir un couple appréciable. En effet, un tube de 0,5 po de diamètre et d'une masse d'environ 28 grammes pouvait générer un couple d'environ 500 lb-po.

1.3.8 Surfaces ondulées

Dans certaines études, afin de faciliter l'actionnement des surfaces, la rigidité de la surface adaptative a été minimisée volontairement. Pour y parvenir (Yokozeki et al., 2006), (Thill et al., 2007) et (Elzey, Sofla et Wadley, 2005) ont développé des surfaces de composites ondulées pour lesquels la rigidité est très faible. Ces structures peuvent notamment subir des déformations hors plan plus importantes qu'un laminé traditionnel avant leur rupture. La Figure 1.14 montre la surface ondulée développée dans la première étude. La structure en question possède une rigidité beaucoup plus grande dans le sens des ondulations que dans la direction normale. L'espacement et la taille des oscillations permettent de varier la rigidité.

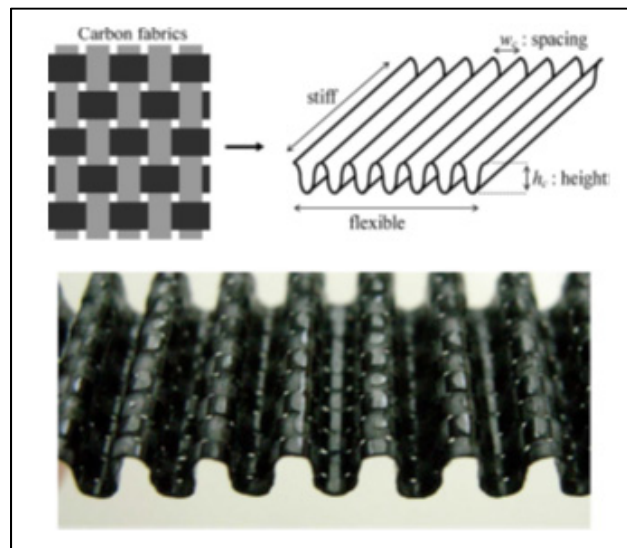


Figure 1.14 Surface de composite ondulé
Tirée de (Yokozeki et al., 2006)

La surface présentée à la Figure 1.14 a été caractérisée afin d'évaluer les modules de rigidité en tension et en flexion ainsi que la résistance mécanique dans les deux axes principaux. Les résultats montrent qu'elle possède des propriétés mécaniques raisonnables dans l'axe longitudinal alors que ses propriétés sont plus faibles de plusieurs ordres de magnitude dans l'axe transversal. Cette stratégie permet de minimiser le travail requis pour l'actionnement de la géométrie, au détriment des propriétés mécaniques, qui sont inévitablement affaiblies.

Dans une recherche similaire, (Thill et al., 2010) ont développé une peau flexible à partir d'une structure ondulée comparable. Afin d'obtenir des propriétés mécaniques suffisantes pour résister à la charge aérodynamique, ils ont combiné deux surfaces ondulées et les ont collées à une structure sous forme de mousse. De plus, pour avoir une surface lisse au niveau de l'écoulement, une série de courtes et minces surfaces de composite ont été collées sur la surface supérieure de manière à ce qu'une de leur extrémité soit libre de glisser sur une autre surface pour s'adapter aux grandes déformations que subit la structure ondulée; l'extrémité libre est superposée à une autre surface collée comme le montre la Figure 1.15.

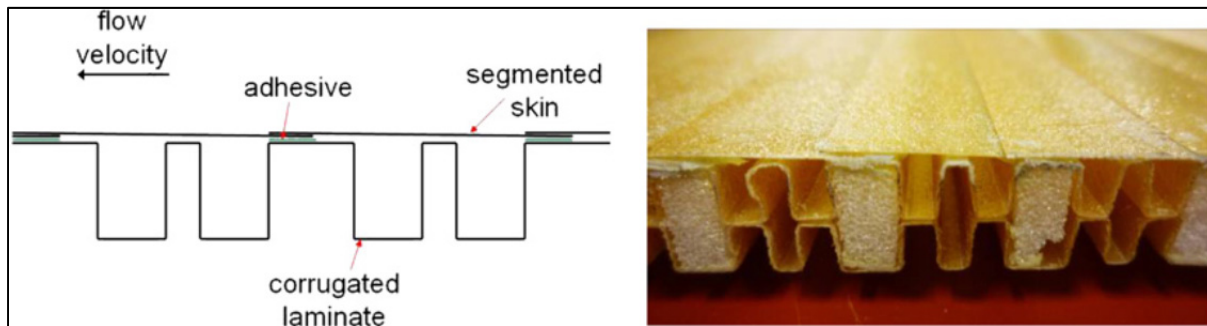


Figure 1.15 Peau flexible développée à partir de surface ondulée et mécanisme d'actionnement

Tirée de (Thill et al., 2010)

Le composite ondulés été utilisée afin de fabriquer un prototype de bord de fuite d'aile d'avion. Des essais en soufflerie ont permis de valider ce concept et de montrer qu'il est possible de le mettre en œuvre avec succès afin de varier l'angle du bord de fuite, sa longueur ou encore son profil. Toutefois, le mécanisme d'actionnement employé pour actionner cette surface, est plutôt volumineux, il est présenté à la Figure 1.16.



Figure 1.16 Mécanisme d'actionnement employé pour déformer la surface ondulée.
Tirée de (Thill et al., 2010)

Finalement, bien que le concept de (Sofla et al., 2010) soit quelque peu différent, il met aussi à profit la faible rigidité en flexion des structures ondulées afin de faciliter l'actionnement d'un panneau adaptatif. Une illustration de la structure adaptative développée dans cette étude est présentée à la Figure 1.17.

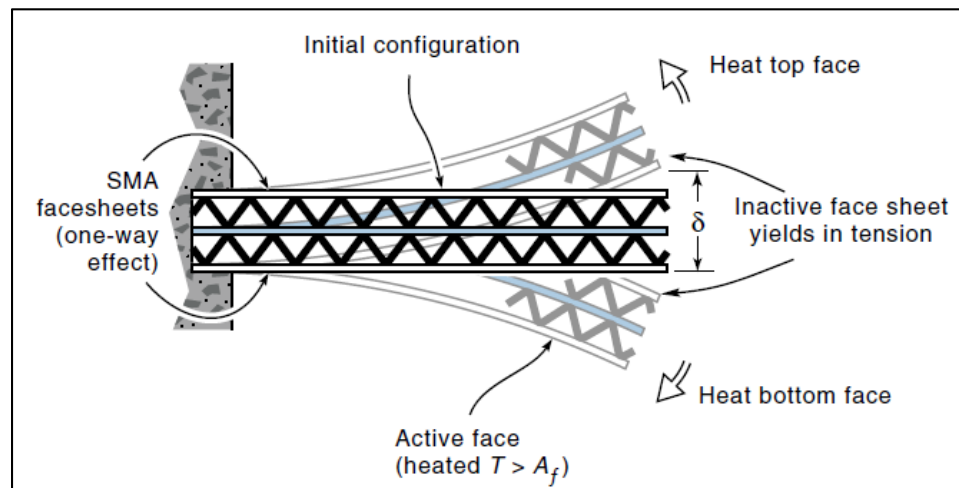


Figure 1.17 Panneau adaptatif à actionnement antagoniste
Tirée de (Elzey, Sofla et Wadley, 2005)

Ce concept vise à réduire la puissance d'actionnement nécessaire et à développer une structure qui peut conserver une déformée de manière autonome, sans avoir recours à un actionnement continu. L'introduction d'une surface ondulée au cœur du panneau adaptatif permet ainsi de minimiser l'énergie associée aux déformations élastiques du panneau lors de son actionnement puisque la structure possède une très faible rigidité en flexion. Les actionneurs sont fixés à la structure sur les surfaces externes, augmentant ainsi leur distance de l'axe neutre. L'effet mémoire de forme simple sens d'actionneurs en AMF antagonistes est ensuite employé pour actionner cette dernière, qui conserve la géométrie déformée tant que l'actionneur opposé n'est pas actionné.

1.3.9 Surfaces extensibles

Une autre stratégie qui peut être explorée est l'emploi de matériaux ayant de faibles rigidités et ayant la capacité de subir de grandes déformations. Cette approche permet notamment de faire varier une géométrie de manière significative. Par contre, leur mise en œuvre peut être complexe puisqu'elles peuvent difficilement, à elles seules, supporter les charges aérodynamiques sur une grande surface. Dans une première étude, (Bubert et al., 2010) ont développé un composite à matrice élastomère renforcé de fibres continues capable de subir des déformations de l'ordre d'environ 100%. Voici un schéma présentant le composite en question, servant de peau extensible. La peau est installée sur une structure ondulée ayant des propriétés compatibles (Figure 1.18).

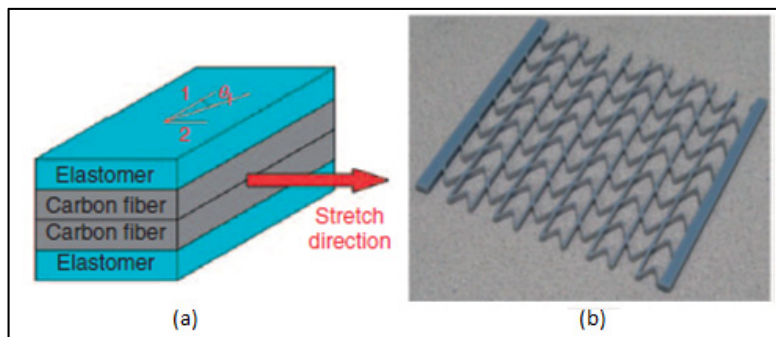


Figure 1.18 (a) Peau en composite à matrice élastomère et
(b) Structure extensible
Adaptée de (Bubert et al., 2010)

L'une des problématiques observées lors du développement de ce matériau est la faible qualité de l'interface fibres/matrice. Associée à la grande incompatibilité des déformations des fibres et de la matrice, cette réalité confère de faibles propriétés au composite une fois déformé. Il a cependant été possible d'obtenir les caractéristiques voulues pour ce matériau, soit un allongement à la rupture de plus de 100% et un coefficient de Poisson nul dans l'axe longitudinal. Une structure aux propriétés compatibles a également été développée pour assurer une rigidité en flexion et permettre à l'ensemble de résister aux charges aérodynamiques. Par la suite, à partir de cette peau et de la structure extensible, (Vocke et al., 2011) ont fabriqué une aile dont l'envergure peut également varier de 100%. L'activation de la structure se fait au moyen d'actionneurs pneumatiques. Une validation du concept en soufflerie a permis de montrer que le concept résiste aux charges aérodynamiques.

1.4 Choix de la technologie d'actionnement

Les technologies d'actionnement les plus employées dans des concepts de structures adaptatives sont les matériaux piézoélectriques, les AMF et les actionneurs pneumatiques. Parmi ces solutions, les AMF sont ceux qui ont été le plus largement utilisés notamment dans les applications qui ont été validées expérimentalement. Dans le cadre de ce projet, il est naturel de mettre à profit les AMF, dont la densité d'énergie est la plus élevée de toutes les technologies d'actionnement évaluées.

En portant un regard sur l'ensemble des recherches dont il a été question jusqu'ici, force est de constater que les technologies de surfaces adaptatives comprenant des AMF incorporés ne conviennent pas à l'application considérée. En effet, la quasi-totalité des approches d'actionnement présentées ne permet pas d'atteindre l'un des objectifs formulés, c'est-à-dire, d'avoir une surface dont la géométrie peut être modifiée à travers une certaine plage et maintenue sans avoir recours aux actionneurs. Bien que les laminés multi-stables répondent partiellement à ce besoin, ceux-ci ne possèdent généralement qu'un nombre très restreint de positions d'équilibre.

Dans la majorité des projets portant sur l'intégration directe des actionneurs, il est possible de déceler quelques problématiques importantes. Dans un premier temps, on peut s'attarder au cas où les actionneurs sont intégrés directement à la matrice du composite lors de la mise en forme de ce dernier :

- nécessité de prévenir la transformation inverse des AMF lors de la cure du composite à haute température en les mettant sous tension,
- transfert de charge limité à l'interface polymère/AMF,
- décohésion à l'interface lors du chargement thermomécanique cyclique,
- difficulté dans la mesure et le contrôle des températures des actionneurs,
- isolation électrique nécessaire pour composite à fibres de carbone.

Ajoutons que lors du chargement cyclique des AMF, une déformation résiduelle irrécupérable est généralement observée (Brailovski et al., 2003). Bien que peu documentée dans l'étude des surfaces adaptatives, il s'agit d'une problématique potentielle puisque l'interface polymère actionneur est fixé lors de la cure du composite. Un allongement subséquent des actionneurs serait alors responsable de contraintes résiduelles réduisant la vie en fatigue de la structure. Enfin, bien que l'insertion des AMF dans une gaine permette de résoudre certains problèmes, les problèmes suivants ont été observés dans (Simoneau et al., 2014) et (Lacasse et al., 2013) :

- création de zones riches en résine au sein du composite et diminution des propriétés,
- allongement des AMF inhérent au chargement cyclique donc nécessité d'intégrer un dispositif de reprise de jeu,
- températures difficiles à mesurer avec précision,
- problématique de fatigue/fluage du composite.

En ce sens, il convient d'opter pour des actionneurs en AMF externe. Les options sont soit d'opter pour des actionneurs sous forme de fils, ou alors des géométries permettant de travailler en flexion ou en rotation. Les actionneurs en torsion semblent intéressants puisque, sous forme de tubes à paroi mince, ils peuvent générer un couple appréciable malgré une très faible masse (Jardine, Bartley-Cho et Flanagan, 1999). Toutefois, ils sont difficiles à trouver dans les alliages souhaitables et plutôt dispendieux.

Pour ce qui est des actionneurs en flexion, l'éducation serait plus complexe puisque les géométries de base et déformées à obtenir nécessiteraient le développement d'outils spécifiques. De plus, le couplage des actionneurs en flexion directement à la surface adaptative risquerait de les exposer à des conditions d'échange thermique défavorables.

Enfin, afin que le mécanisme soit autobloquant, il convient d'utiliser des actionneurs qui permettent d'entraîner une pièce en rotation puisqu'il serait possible d'intégrer un système de blocage simple et capable de conserver n'importe quelle position sur la plage d'actionnement. L'utilisation d'actionneurs sous forme de fils, combiné à un mécanisme qui permettra de transformer leur déplacement axial en rotation semble un bon compromis.

1.5 Autres choix de conception

Les déplacements hors plan qui devront être générés par la structure adaptative développée dans ce projet ne pourront se faire au moyen d'un mécanisme situé sous la partie adaptative de l'extrados afin de libérer au maximum l'espace sous la surface. Toutefois, la courbure initiale de la surface permet de générer de la flexion autrement. Par exemple, il sera possible de générer des déplacements hors plan en contrôlant des conditions aux limites de la surface. En ce sens, une rotation ou une translation peut être imposée à une extrémité de la surface afin de générer des déplacements.

La stratégie qui est proposée est de réaliser un travail d'optimisation de l'extrados flexible. Comme la géométrie de l'extrados est fixée, il faudra optimiser le cas de chargement et la rigidité de la partie active de la surface. L'idée est de faire varier, localement, la rigidité de la surface afin de modifier son comportement en flexion et ainsi approcher une déformée ciblée pour optimiser les performances aérodynamiques de la surface. Pour ce qui est du chargement, il faut s'assurer de contrôler une condition aux frontières pertinentes à l'atteinte de l'objectif et de connaître les valeurs de déplacement qui permettent d'y arriver.

1.6 Choix des matériaux et propriétés de l'extrados

Des choix préliminaires peuvent être réalisés en ce qui concerne les matériaux. La revue des concepts de surface adaptative a permis de constater que les composites sont pratiquement incontournables pour la mise en œuvre de structures adaptatives. Il faut ajouter que comme l'approche retenue pour atteindre la déformée est de faire varier la rigidité de l'extrados, les composites sont préférables. En effet, il est possible de contrôler un grand nombre de variables affectant la rigidité, comme le nombre de plis, le type de tissé, l'orientation des plis, etc. En outre, comme l'application proposée est un extrados d'aile d'avion, il est naturel d'opter pour un composite laminé carbone/époxy.

Des choix préliminaires peuvent être réalisés concernant les constituants du composite. Pour ce qui est des fibres de carbone, comme des déformations importantes seront imposées au composite, il serait préférable d'opter pour un grade de fibres de carbone ayant une elongation à la rupture importante. Généralement, ce sont les fibres de faibles modules qui possèdent l'allongement à la rupture plus important, elles sont aussi généralement moins chères. Au niveau de la résine, l'époxy est le choix préférable pour obtenir une bonne durée de vie en fatigue. Cependant le grade final sera sélectionné en fonction du procédé utilisé pour la mise en forme.

Un modèle par éléments finis sera développé afin d'évaluer le comportement de l'extrados flexible. Grâce à cette simulation, une optimisation locale des propriétés du matériau pourra être réalisée afin d'obtenir la déformée qui correspond à la limite d'actionnement du projet CRIAQ 7.1. L'extrados sera subdivisé en plusieurs sous-sections et pour chacune d'entre elles, il sera possible d'optimiser l'orientation et le nombre de plis du composite. Une fois l'empilement de l'extrados identifié, une caractérisation de son comportement en flexion pourra être réalisée afin de valider le modèle par éléments finis.

CHAPITRE 2

INTRODUCTION AUX MATÉRIAUX UTILISÉS

Le présent chapitre a pour but de faire la revue de certains concepts spécifiques à la surface adaptative développée dans ce projet. Pour les raisons énoncées à la section 1.5, les AMF sont sélectionnés à titre d'éléments d'actionnement pour la surface adaptative développée ici. En ce sens, il est essentiel de présenter leurs caractéristiques pour bien saisir leur fonctionnement afin de les mettre en œuvre dans ce projet. La première section de ce chapitre se veut une revue non exhaustive des mécanismes régissant le comportement des AMF et leurs propriétés fonctionnelles. Pour ce qui est des constituants du panneau adaptatif, le choix des matériaux composites laminés a été justifié à la section 1.4. Une revue de certains concepts relatifs aux procédés de mise en forme sélectionnés pour ce projet sera alors présentée dans la seconde portion de ce chapitre.

2.1 Alliages à mémoire de forme

2.1.1 Microstructure

Les alliages à mémoire de forme sont des matériaux qui possèdent la capacité de subir de grandes déformations de manière réversible. Ce comportement est attribuable au fait que ces matériaux sont polymorphes (Callister et Rethwisch, 2012); c'est-à-dire qu'ils peuvent avoir plusieurs structures cristallines à l'état solide. Dans le cas du Nitinol, la structure d'équilibre à basse température est la martensite et à plus haute température, on retrouve une structure d'équilibre dite austénitique. La transformation de l'austénite vers la martensite est appelée transformation martensitique et la transformation qui a lieu lors du chauffage, soit de la martensite vers l'austénite, est appelée transformation inverse.

La transformation martensitique ne se fait pas à une température constante; elle dépend de l'état de contrainte ainsi que de la température du matériau. En ce sens, la température de transformation dépend de la contrainte appliquée. Graphiquement, la relation entre la contrainte appliquée, la température du matériau et la transformation est montrée à la Figure 2.1.

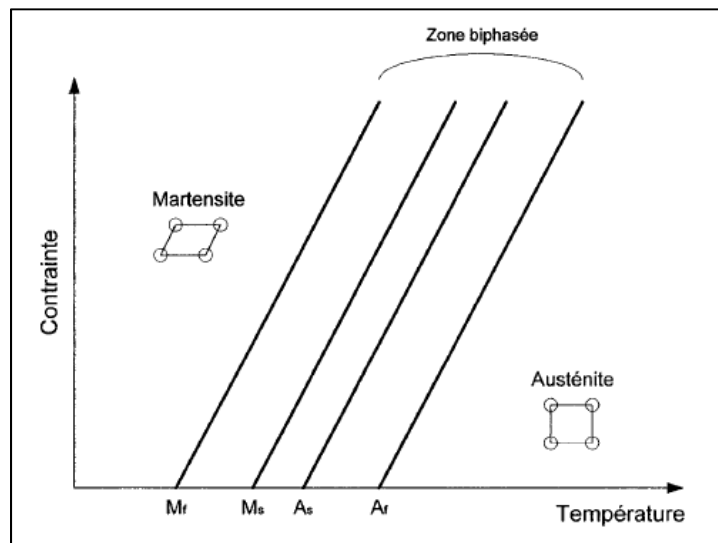


Figure 2.1 Diagramme de transformation d'un AMF
Tirée de (Brailovski et al., 2003)

Sur la Figure 2.1, les températures de transformation, pour une contrainte nulle, sont notées M_f , M_s , A_s et A_f . Les lettres M et A correspondent respectivement à la transformation martensitique et inverse (martensite vers austénite) alors que l'indice s et f désignent respectivement la température de début et de fin de transformation. Pour un état contrainte-température à gauche de la ligne M_f , le matériau est composé entièrement de martensite. Toutefois, si l'état contrainte-température se situe à droite de la ligne A_f , le matériau est à l'état austénitique. De plus, il faut noter que les températures de transformation martensitique et de transformation inverse sont différentes. Entre les deux températures correspondant à une transformation donnée, le matériau est composé d'une portion de martensite et d'une portion d'austénite; il est dit biphasé.

Enfin, la transformation de phase à l'état solide des AMF leur confère un comportement particulier, responsable de leurs propriétés fonctionnelles extraordinaires. Afin de bien comprendre de comportement, il est essentiel de présenter brièvement le mécanisme de déformation des AMF.

2.1.2 Mécanismes de déformation

La transformation martensitique des AMF est une transformation sans diffusion à l'état solide. C'est-à-dire que la transformation se fait par cisaillement, grâce à un mouvement ordonné des atomes, qui se réorganisent au sein d'une même maille par de faibles déplacements. La transformation est donc indépendante du temps; elle se fait subitement (Demers, 2004). Ce mode de déformation est aussi appelé maclage et possède la particularité d'être réversible dans le cas des AMF. À la Figure 2.2, les différents états métallurgiques des AMF sont présentés schématiquement.

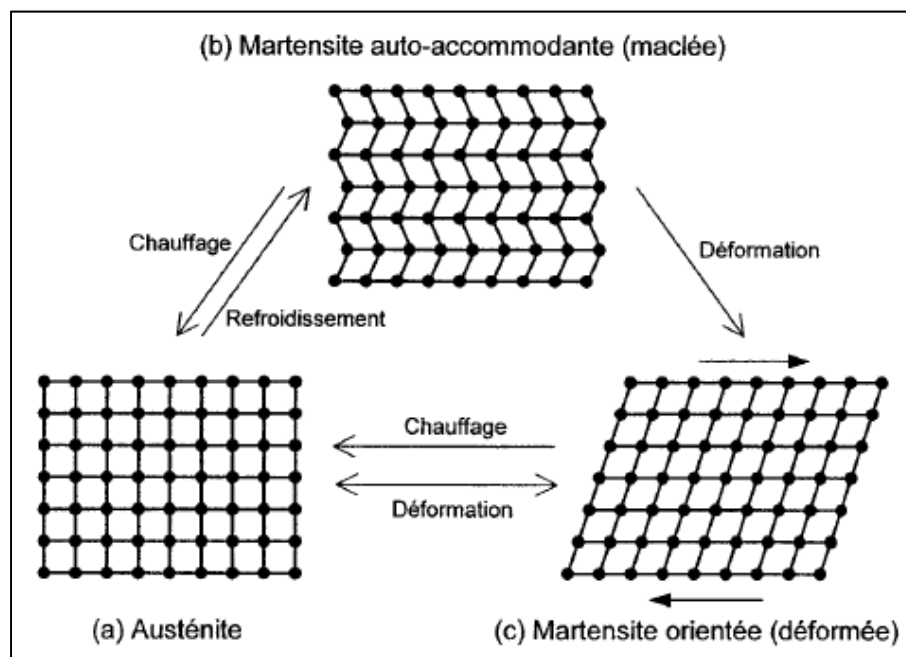


Figure 2.2 Schéma de la transformation martensitique et inverse
Tirée et adaptée de (Duerig et al., 1990)

Dans le cas d'un AMF à l'état austénitique tel que présenté à la Figure 2.2 (a), le refroidissement sous contrainte nulle permet d'obtenir une structure martensitique sous forme de plaquettes. La martensite est alors dite auto accommodante, ou maclée. Elle est formée par maclage, alors que les atomes se replacent afin d'accommoder l'espace disponible lors du changement de température. À cet état, présenté en Figure 2.2 (b), un chauffage provoque simplement un retour à la phase austénitique. Toutefois, l'application d'une déformation sur la martensite autoaccomodante permet une réorientation des plaquettes de martensite selon la direction du chargement; cette structure est appelée martensite orientée. Le retrait de la déformation ne permet pas de revenir à une structure de martensite autoaccomodante; le passage par la phase austénitique est nécessaire. Le retour à l'état austénitique se fait simplement par chauffage de la martensite orientée. Finalement, dans le cas où un matériau à l'état austénitique subi une déformation suffisante, il se transformera directement à l'état martensite orientée. Dans un tel cas, l'application d'une déformation favorise la croissance des variantes de martensite selon la direction du chargement.

2.1.3 Propriétés fonctionnelles

La microstructure et les mécanismes de déformation particuliers des AMF leur confèrent certains comportements que les métaux traditionnels ne possèdent pas; à savoir, l'effet mémoire de forme et la superélasticité. Ces comportements, aussi appelés propriétés fonctionnelles, permettent d'utiliser les AMF pour des applications particulières et sont décrits ici.

2.1.3.1 Effet mémoire de forme simple sens

L'effet mémoire de forme se désigne comme la capacité d'un matériau à subir de grandes déformations et de retourner à sa géométrie initiale; qui est en quelque sorte mémorisée. Dans le cas des AMF, le retour à la géométrie initiale se fait en chauffant le matériau dans le domaine austénitique, comme le montre le schéma de la Figure 2.3.

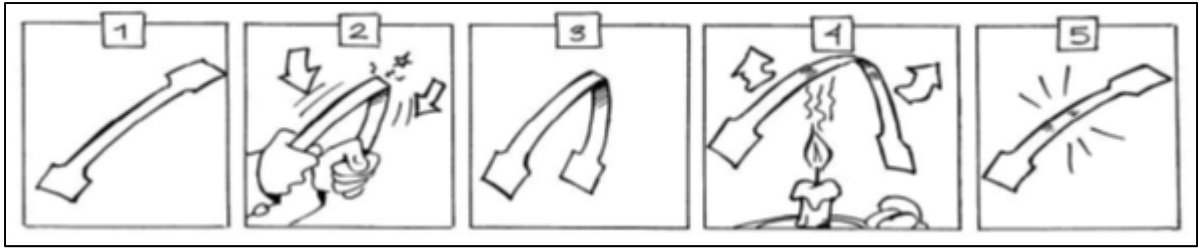


Figure 2.3 Schématisation de l'effet mémoire de forme (Réalisation du LAMSI)

À l'aide de la Figure 2.4, il est possible de bien comprendre l'effet mémoire de forme des AMF. Ce comportement se manifeste lorsque des déformations sont appliquées à un AMF alors que sa microstructure est constituée de martensite autoaccomodante (de B vers C). Le comportement est d'abord élastique linéaire, mais l'application d'une contrainte suffisante (point B vers C) permet la réorientation préférentielle des variantes de martensite. Ces changements microstructuraux s'accompagnent de grandes déformations à l'échelle macroscopique. Ces déformations sont toutefois réversibles dans le cas des AMF. Le retrait de la contrainte (de D vers E) donne lieu à un retour élastique, toutefois, la majorité des déformations sont associées à la réorientation de la martensite et sont conservées. Lorsque le chauffage de l'échantillon est réalisé (de E vers A), celui-ci revient à l'état austénitique et retrouve sa géométrie initiale et les déformations sont récupérées. En refroidissant à nouveau l'échantillon dans le domaine martensitique, ce dernier conservera cette géométrie à condition qu'aucune contrainte ne soit appliquée.

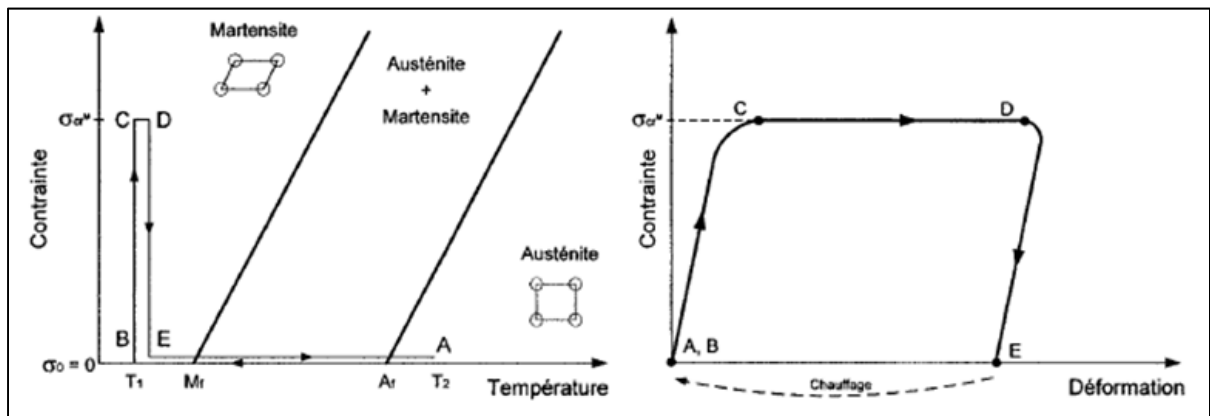


Figure 2.4 Représentation de l'effet mémoire de forme de simple sens
Tirée de (Demers, 2004)

Cet effet a été utilisé pour obtenir des structures adaptatives dans plusieurs cas. Parmi les exemples de structures adaptatives citées préalablement, les concepts de (Baz, Chen et Ro, 2000) et (Elzey, Sofla et Wadley, 2005) ont utilisé cette propriété fonctionnelle des AMF afin de générer le changement de géométrie d'une structure.

2.1.3.2 Superélasticité

La superélasticité se désigne comme la capacité d'un matériau à subir de grandes déformations de manière réversible. Ce comportement, aussi appelé pseudoplasticité, se manifeste pour un AMF lorsque le chargement thermomécanique est réalisé dans la zone biphasée; il doit donc être réalisé à une température supérieure à A_f . Selon l'alliage, les déformations réversibles peuvent aller jusqu'à environ 10%. La Figure 2.5 schématise ce comportement, avec un chargement appliqué au point A.

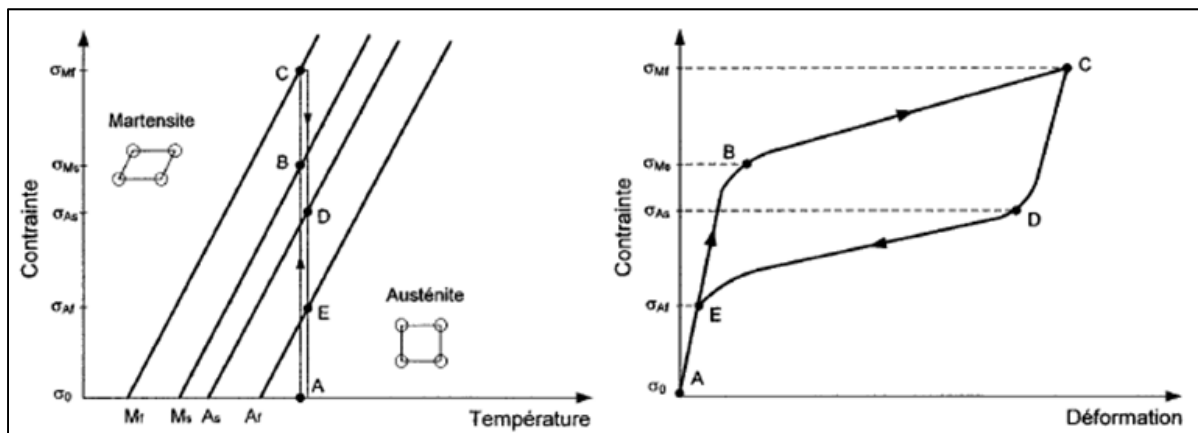


Figure 2.5 Schématisation de l'effet super élastique des AMF
Tirée de (Demers, 2004)

Dans le cas du chargement présenté ci-haut, on note dans un premier temps que le matériau se situe au départ à l'état austénitique (point A). Lorsqu'une déformation est imposée au matériau, celui-ci se comporte de manière élastique et la relation contrainte-déformation est dominée par un comportement linéaire dont la pente est donnée par le module d'Young de l'austénite. Une fois la contrainte critique de transformation martensitique à cette température est atteinte (point B), le matériau entre dans le domaine biphasé. Se faisant, l'austénite se

transforme en martensite à mesure que la contrainte augmente; en raison de la déformation appliquée, certaines orientations de croissances de martensite sont favorisées. Entre les points B et C, c'est la transformation de phase qui est responsable de la déformation; la relation linéaire n'est plus valable. Lorsque la charge est relâchée, on note un retour élastique caractérisé par le module d'Young de la martensite entre C et D. Ensuite, la transformation inverse se produit entre D et E, il existe une hystérésis étant donné que les transformations martensitique directe et inverse ne se font pas pour le même état thermomécanique. La dernière portion, de E vers A se fait alors à l'état austénitique.

2.1.3.3 Génération de contraintes

Il est également possible de mettre à profit le changement de phase à l'état solide des AMF afin de générer une contrainte mécanique. Ce mécanisme est particulièrement important en vue d'utiliser les AMF comme actionneurs. La méthode pour y parvenir peut être expliquée à l'aide de la Figure 2.6 a et b.

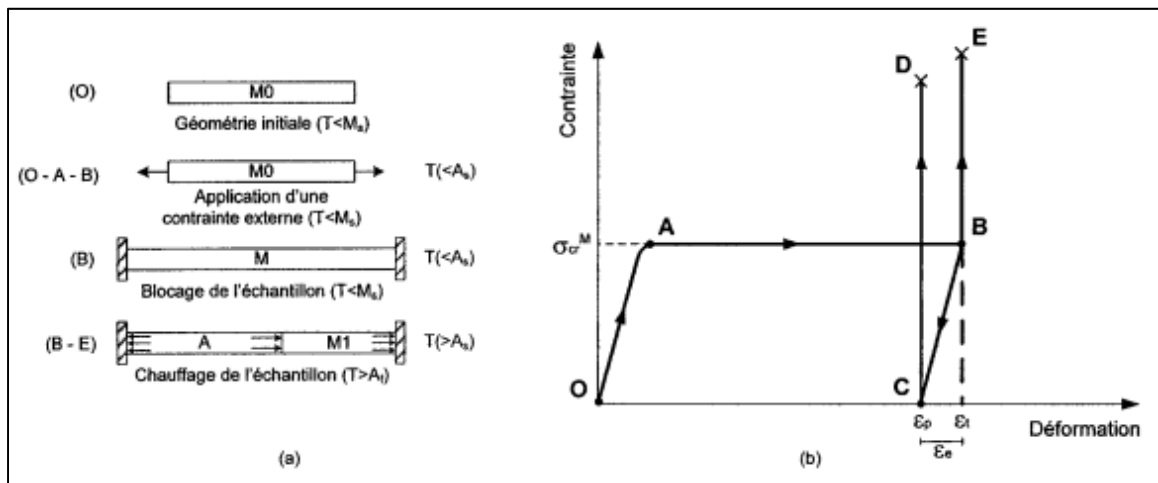


Figure 2.6 (a) Schématisation du mécanisme de génération de contraintes et (b) relation contrainte-déformation lors de la génération de contrainte
Tirée de (Demers, 2004)

La génération de contrainte se réalise à partir d'un échantillon à l'état martensitique auquel on applique une déformation de manière à orienter la martensite (de O vers B). À ce stade, deux possibilités existent; la contrainte appliquée peut être relâchée ou conservée. Si la contrainte est relâchée (de B vers C), la déformation pseudo plastique (ε_p) est conservée, mais le déchargement est accompagné d'un retour élastique (ε_e). Finalement, dans les deux cas (point B ou C), le chauffage de l'échantillon à une température correspondant au domaine austénitique permet de générer une force (de B vers E ou de C vers D si l'échantillon est relâché). L'échantillon étant bloqué, toute déformation causée par la transformation inverse est impossible; une contrainte est alors générée.

La contrainte générée, dans le même ordre d'idée que la déformation dans le cas de l'effet mémoire de forme, est proportionnelle au taux de transformation de phase au sein de l'échantillon (Šittner et al., 2000). Outre les propriétés du matériau et sa mise en forme, pour un échantillon donné, le mécanisme de génération de contrainte est largement influencé par la température de chauffage ainsi que par la déformation initiale qui est imposée (Demers, 2004). En outre, pour un alliage donné, les paramètres de mise en forme et les traitements thermomécaniques antérieurs affectent aussi la contrainte générée.

2.1.3.4 Effet mémoire de forme double sens assisté (ATWSME)

Outre les propriétés fonctionnelles présentées préalablement, il est possible d'en obtenir une supplémentaire. Il s'agit de l'effet mémoire de forme double sens assisté. Pour cet effet, deux géométries d'équilibre sont observées : l'une est obtenue à haute température et l'autre, à basse température. Afin d'illustrer ce mécanisme, le graphique de la Figure 2.7 montre la relation contrainte-déformation-température d'un AMF. Les 5 courbes en trait fin sur le plan contrainte-déformation sont analogues à la relation contrainte-déformation d'un matériau superélastique qui est illustré à la Figure 2.5; chacune des courbes correspond à une température constante. La courbe foncée permet d'illustrer l'effet mémoire de forme double sens assisté. Pour obtenir cet effet, l'échantillon doit constamment être sous contrainte, d'où le qualificatif 'assisté'.

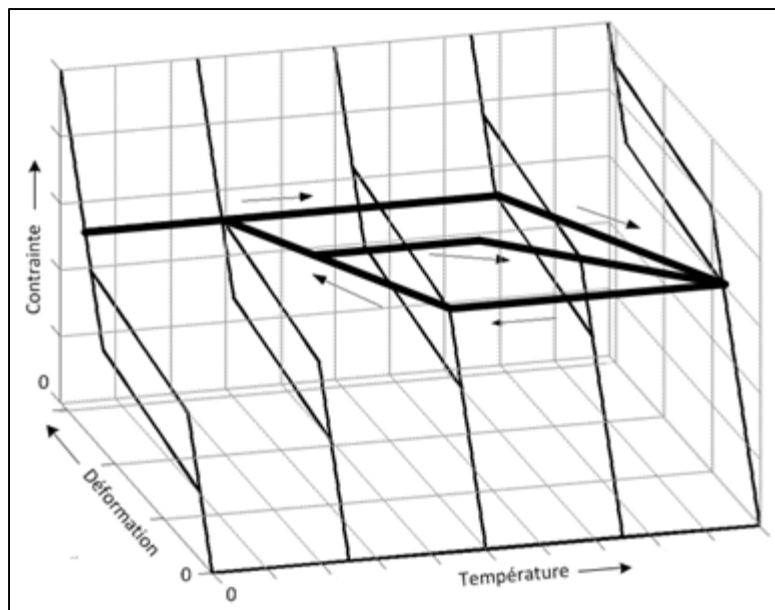


Figure 2.7 Schématisation de l'ATWSME
Tirée de (Simoneau, 2013)

Il est aussi possible d'obtenir un effet double sens à contrainte nulle, mais un traitement d'éducation doit préalablement avoir été réalisé. Pour ce faire, un cycle thermomécanique est répété, typiquement, une centaine de cycles permettent de stabiliser l'effet mémoire de forme double sens (Sofla, Elzey et Wadley, 2008). La répétition du cycle thermomécanique, telle que celui présenté à la Figure 2.7, crée un réseau de dislocations complexes ainsi que des déformations plastiques locales et de la martensite résiduelle. La présence des dislocations et autres défauts a pour effet de créer un champ de contraintes résiduelles au sein du matériau. Lors d'une transformation martensitique subséquente à contrainte nulle, ces contraintes résiduelles ont pour effet de favoriser certaines orientations de croissance lors de la transformation martensitique, entraînant ainsi un changement de forme, ce qui permet d'utiliser les AMF en génération de contrainte sans avoir besoin de leur imposer une déformation (Simoneau, 2013).

2.1.4 Enveloppe d'actionnement

Bien que la caractérisation des traitements thermomécaniques des AMF s'intéresse souvent à la contrainte générée ou alors la déformation récupérable, ces informations ne suffisent pas à caractériser complètement un actionneur. La Figure 2.8 montre ces deux cas, qui correspondent respectivement au mode fixe (b), ou l'actionneur travaille contre un système de rigidité infinie, et à un mode à contrainte constante (a), ou l'actionneur est assemblé avec une contrainte interne qui ne changera pas lors de l'activation. Toutefois, en réalité, les systèmes actionnés sont généralement élastiques (c) avec une rigidité non nulle et la contrainte générée varie en fonction du déplacement. Lors de l'actionnement, le chauffage par effet Joule permet donc de passer de l'état contrainte-déformation donnée par les conditions d'assemblages à froid (point 1) vers un état à chaud (point 3).

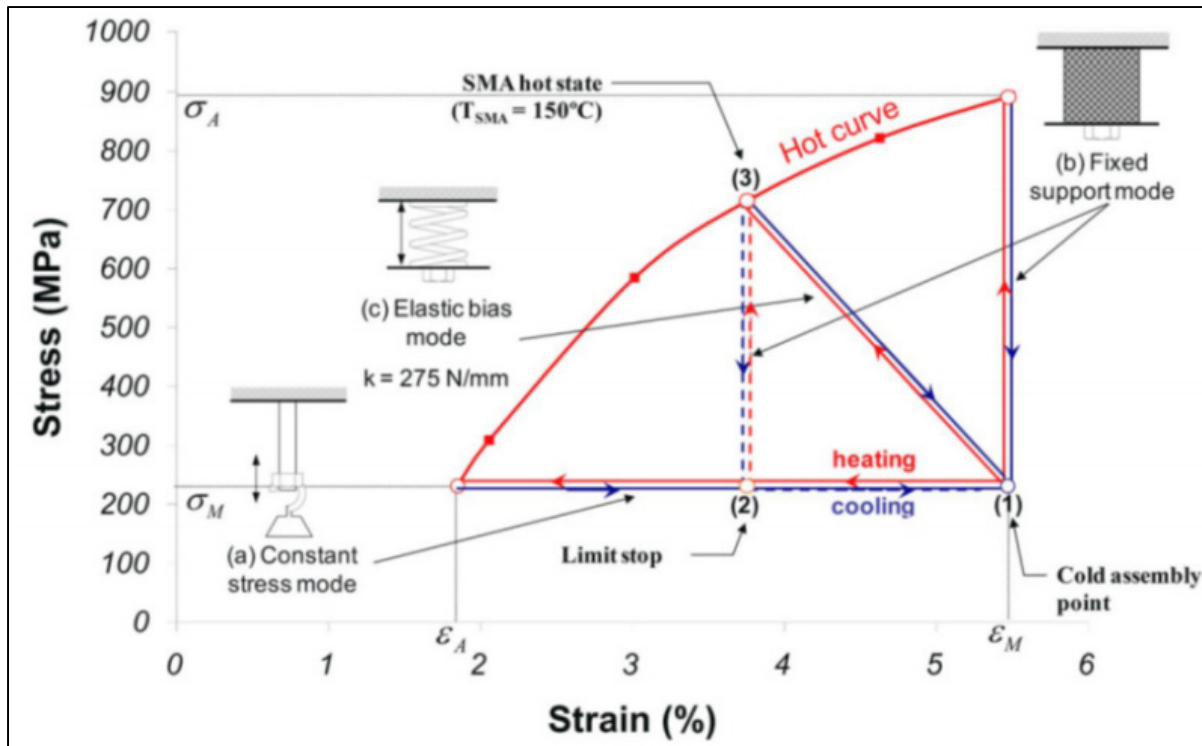


Figure 2.8 Illustration de l'enveloppe d'actionnement d'un AMF
Tirée de (Georges et al., 2009a)

La réponse à ces divers modes de chargement est fortement influencée par les conditions d'assemblage des actionneurs (position du point 1) ainsi que par la composition de l'alliage, les traitements thermomécaniques et les cycles d'éducation qu'il a subis. En ce sens, la courbe d'activation à chaud sera différente pour chaque application. Pour un actionneur donné, la contrainte générée lors du chauffage diminue pour une déformation croissante comme le montre la courbe à chaud, qui caractérise les limites d'actionnement pour un actionneur à une température donnée. En ce sens, il est impératif de s'assurer que l'enveloppe d'actionnement de l'AMF, qui se situe sous la courbe à chaud, permet de balayer les exigences pour le système étudié. Cette vérification doit être effectuée dans les conditions d'assemblage du système ainsi qu'à la température maximale d'actionnement souhaitée.

2.2 Matériaux composites

2.2.1 Procédés considérés

Afin de compléter la revue des concepts relatifs aux structures adaptatives, quelques procédés de mise en forme des composites avancés seront discutés puisque ces matériaux seront employés pour fabriquer la structure. Deux procédés seront considérés puisqu'ils sont les plus couramment employés dans la fabrication de pièces de composite en aérospatiale, soit le moulage par infusion « vaccum-assisted-resin-transfer-moulding (VARTM) » et la mise en forme à partir de préimprégné (Soutis, 2005). Ce sont par ailleurs ces deux procédés qui ont majoritairement été utilisés dans les projets de recherche sur les surfaces adaptatives présentés au chapitre 1.

Notons qu'il existe de nombreux autres procédés, par exemple, le moulage par compression, la pultrusion, le placement de fibres, l'enroulement filamentaire, le moulage par transfert de résine, etc. Ces procédés ne sont pas discutés ici, car ils ne se prêtent pas bien à l'application traitée ici ou requièrent de l'équipement qui n'est pas disponible et trop dispendieux.

2.2.2 Procédé d'infusion sous vide (VARTM)

La mise en forme des composites par infusion sous vide permet de mettre en forme des pièces de composite aux géométries complexes à partir de renforts tissés auxquels une matrice thermodurcissable de faible viscosité peut être infusée. Il s'agit d'un procédé qui permet de créer des pièces de bonne qualité en regard des tolérances et de l'état de surface de la pièce (Strong, 2008). De plus, le procédé est relativement rapide, économique et requiert peu d'équipement tout en permettant une grande flexibilité au niveau du design. Bien que le procédé requière beaucoup de minutie de l'opérateur, il permet d'obtenir une bonne reproductibilité au niveau des pièces et permet d'obtenir des produits ayant une faible teneur en porosité. Le taux volumique de fibres obtenu pour une infusion sous vide est généralement autour de 60%, ce qui est supérieur à ce qui est obtenu en « wet lay-up » (laminage manuel).

La procédure pour le procédé d'infusion sous vide est présentée en détail dans plusieurs ouvrages; notamment (Campbell Jr, 2003; Strong, 2008). Une description sommaire est cependant présentée ici. Notons qu'au départ, il est essentiel de posséder un moule ouvert pour réaliser l'empilement. Le moule peut être fait de différents matériaux, notamment de l'aluminium ou en matériaux composite. De plus, il est nécessaire de préalablement découper les couches de fibres selon la bonne orientation à l'aide d'un patron ou d'une machine automatisée. Afin de faciliter la compréhension de la procédure, un montage d'infusion est présenté schématiquement à la Figure 2.9.

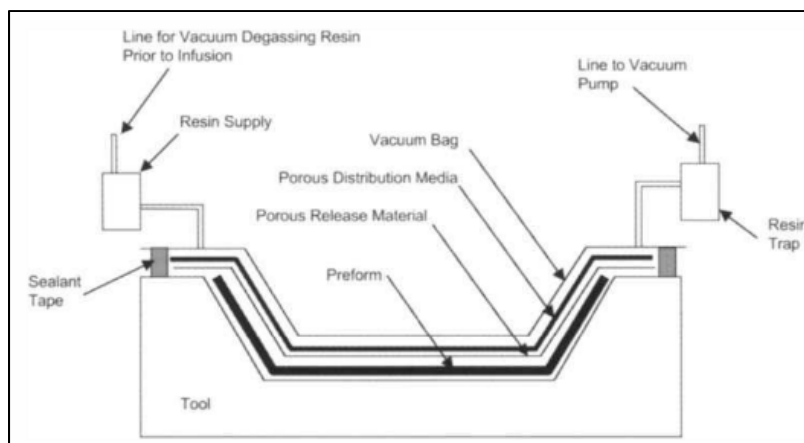


Figure 2.9 : Schématisation du procédé d'infusion sous vide
Tirée de (Campbell Jr, 2003)

Tel que spécifié précédemment, la découpe des différents plis nécessaires pour créer l'empilement souhaité doit être réalisée avant le moulage. Elle doit être faite sur une table de découpe propre afin de ne pas contaminer le composite. Les étapes subséquentes, permettant de réaliser le moulage par infusion, sont présentées ici.

1. La première étape consiste à préparer les surfaces du moule. Cette partie se fait en plusieurs sous-étapes qui sont décrites ici:
 - Un ruban adhésif peut être appliqué sur le contour du moule afin de s'assurer que le mastic d'étanchéité soit appliqué sur une surface où l'adhésion est bonne suite à la préparation des surfaces de moulage.
 - Un nettoyage complet du reste de la surface doit être réalisé entre chaque pièce à l'aide d'un produit tel que le Zyvox Waterclean, qui fut utilisé pour ce projet.
 - Par la suite, le moule doit être scellé à l'aide du produit Zyvox ® Sealer GP; quatre couches de scellant sont successivement appliquées à 15 minutes d'intervalles.
 - Suite à une heure de repos, l'agent démoulant peut être appliqué sur le moule, le Zyvox ® Enviroshield a été utilisé ici. Encore une fois, 4 couches ont été appliquées successivement toutes les 15 minutes et une période de repos de 30 minutes doit faire suite la dernière couche.

- Le ruban adhésif sur le contour du moule peut être retiré; la partie protégée par ce ruban n'étant pas traitée, il est possible d'y apposer le mastic d'étanchéité.
2. Un mastic d'étanchéité est appliqué autour de la pièce à mouler en laissant au minimum 2,5 cm de distance par rapport aux bords de la pièce. Les différents plis de fibres, préalablement découpés, peuvent ensuite être placés selon l'empilement établi lors de la phase de conception. Il est impératif de respecter aussi précisément que possible les angles requis afin que les propriétés de la pièce soit conformes aux propriétés exigées.
 3. Un tissu antiadhésif poreux, aussi appelé tissu d'arrachage, doit être mis en place sur l'ensemble de la surface à infuser. Les pores du tissu d'arrachage permettent à l'excédent de résine d'être évacué. Ce tissu est coupé et disposé de manière à laisser une longueur excédentaire de 2,5 cm sur tous les côtés de la pièce infusée.
 4. Le média d'infusion est ensuite installé sur le dessus du tissu d'arrachage. Il s'agit d'un treillis de plastique permettant à la résine de s'écouler facilement et au vide de se faire sur l'ensemble de la surface. En général, le média d'infusion est légèrement plus court que la pièce dans la direction d'infusion d'environ 2,5 cm afin de créer une zone de contrôle de débit à la fin de la région infusée.
 5. La tuyauterie d'infusion incluant les spirales d'entrée et de sortie de résine peut alors être positionnée. La spirale d'entrée sera éventuellement connectée à un réservoir contenant la résine dégazée à l'aide d'un tuyau de plastique. La spirale de sortie sera quant à elle connectée à un réservoir permettant d'accumuler la résine excédentaire. Le réservoir de sortie est lui-même connecté à une pompe à vide. La position des spirales d'entrée et de sortie doit être bien sélectionnée afin d'assurer que la résine est infusée dans toute la pièce. Au besoin, plusieurs spirales d'entrée et de sortie peuvent être utilisées afin de faire l'infusion par séquence.

6. Le film de mise sous vide doit ensuite être positionné sur l'ensemble de la zone d'infusion. Il est collé au mastic d'étanchéité sur l'ensemble du périmètre de la région infusé.
7. La mise sous vide doit être réalisée afin de vérifier l'étanchéité du montage. Pour y arriver, le tuyau d'entrée de la résine doit être bouché à l'aide d'une pince. Une attention particulière doit être portée afin d'entendre toute fuite d'air, s'il y en a, elles doivent être corrigées à l'aide de mastic d'étanchéité. De plus, la lecture de la pression sur la pompe permet d'avoir une idée des fuites. En éteignant la pompe, la pression d'infusion souhaitée doit être maintenue constante pour 15 minutes (Ratelle, 2012).
8. La résine peut finalement être préparée. La préparation consiste à mélanger la résine et les agents permettant sa réticulation, le durcisseur, dans le cas de l'époxy. La proportion de durcisseur est indiquée par le fabricant de résine. La quantité de résine peut être évaluée à partir du volume de la pièce et le taux volumique de résine attendu, on ajoute généralement un certain pourcentage pour la tuyauterie et les zones hors de la pièce. La résine doit être mélangée et dégazée dans une cloche pour une période de dix minutes.
9. L'infusion peut finalement débuter; le tuyau d'alimentation est alors connecté au contenant de résine et la pince de serrage est relâchée. L'infusion se fait en continu jusqu'à ce que la résine atteigne le tuyau de sortie, à ce moment, le serrage du tuyau d'entrée est réalisé et l'excédent de résine sera pompé dans le réservoir sur la ligne de sortie lors du début de la cure. Il faut toujours porter une attention particulière à la vitesse d'infusion; celle-ci peut être contrôlée en pinçant le tuyau d'entrée de résine.

Une fois l'infusion complétée, la cure doit être faite dans les conditions recommandées par le fabricant de la résine; la température et la pression doivent être contrôlées pendant un certain temps. Pour ce qui est de la résine Huntsman 8604 utilisée dans ce projet, une période

de cure de 24 heures à température ambiante a été respectée. Les propriétés finales de la résine dépendent fortement des conditions de cure de cette dernière; particulièrement la résistance mécanique et la température de transition vitreuse.

2.2.3 Moulage de préimprégné

Il est aussi possible de mettre en forme des matériaux composites à partir de fibres pré-imprégnées. Dans ce cas-ci, la matrice (thermodurcissable ou thermoplastique) est déjà imprégnée sur le tissé qui contient les fibres, dans l'arrangement souhaité. Dans le cas de l'époxy, la résine imprégnée est déjà mélangée avec le durcisseur; le matériau doit conséquemment être conservé à basse température pour retarder la cure. Pour ce procédé, il est généralement possible d'obtenir des teneurs volumiques en fibres encore plus importantes que dans le cas de l'infusion, soit de 60 à 70%. Également, la teneur en porosités du produit fini est très basse, à moins de 1%.

Dans plusieurs cas, la mise en forme à partir de pré imprégné se fait dans un autoclave, qui permet d'augmenter la pression externe et de contrôler la température de cure. Il existe cependant des pré-imprégnés conçus pour être mis en forme hors autoclave. L'avantage de la mise en forme hors autoclave se situe principalement au niveau des coûts de production. Dans ce cas, la cure de la résine se fait sous vide complet afin de retirer les porosités ainsi que de retirer la résine excédentaire.

La procédure de préparation du moule, de découpe et de mise sous vide (débullage) est similaire à celle décrite pour le procédé d'infusion (VARTM). Une description du procédé de mise en forme à partir de pré-imprégné est fournie ici avec un accent sur les éléments qui sont différents de l'infusion, pour les éléments similaires, il faut se référer à la description du procédé d'infusion.

1. La préparation du moule pour la fabrication de pièces de pré imprégné est en tout point similaire à celle pour le procédé d'infusion décrit préalablement. Pour la description complète, il faut se référer à la section 2.2.2.

2. Avant de débiter l'empilement, il faut sortir le pré-imprégné du congélateur et le laisser reposer à température ambiante pour environ 2 heures en conservant la pellicule protectrice. Cette étape permet d'éviter que l'humidité condense sur les plis froids en retirant la pellicule. Pour ce procédé, le positionnement du premier pli est particulièrement important, il doit être collé sur le moule de manière à bien épouser la forme de ce dernier. Il faut à tout prix éviter de créer des bulles d'air entre le pli et le moule. Le premier pli peut donc être mis sous vide pour une période de 15 minutes afin de s'assurer qu'il adhère bien à la surface du moule et afin de retirer les bulles d'air. Pour la suite, le débullage, décrit au point 3, est réalisé en mettant l'empilement sous vide pour 15 minutes à tous les 3 plis supplémentaires.
3. La procédure de débullage se fait selon les étapes suivantes
 - Un tissu d'arrachage perforé doit être positionné sur la surface de la pièce en excédant cette dernière de 2,5 cm. Il faut limiter au maximum l'apparition de plis sur ce tissu.
 - Ajout d'un tissu respirant sur le tissu d'arrachage perforé préalablement installé. Une surface supplémentaire doit être ajoutée à l'extérieur de la surface de la pièce pour installer la valve de raccordement à la pompe à vide et assurer la distribution du vide sur l'ensemble de la pièce.
 - Le sac d'étanchéité est positionné sur l'ensemble du moule, il faut s'assurer de bien positionner la base de la valve de raccordement à la pompe à vide à l'intérieur du sac, sur la région supplémentaire de tissu respirant prévu à cet effet. En ayant cette région supplémentaire, on évite que la pression atmosphérique, appliquée sur la valve, laisse des marques indésirables sur l'empilement qui seraient visibles sur la pièce finale.
 - Perforation du sac d'étanchéité sur la base de la valve et installation de la partie supérieure de la valve.
 - Mise sous vide pour une période de 15 minutes. Comme pour l'infusion, il faut porter attention au son qui est émis par toutes fuites d'air et les colmater.

4. Une fois l'empilement réalisé et débullé, le moule peut être mis au four, toujours sous vide. Le temps et la température pour la cure sont généralement indiqués par le fabricant dans la fiche technique du matériau. Pour ce qui est de la vitesse de chauffage et de refroidissement, elle peut être affectée par la géométrie du moule. En effet, un moule de section épaisse aura généralement une inertie thermique plus grande et mettra plus de temps à atteindre la température souhaitée. Des thermocouples sont généralement localisés sur le moule pour valider le choix des vitesses de chauffage.
5. Lorsque la cure est complétée, la pièce peut être démoulée. Pour produire une nouvelle pièce, il suffit de répéter les étapes à partir de l'application d'agent démoulant.

Dans le présent projet, les deux procédés décrits préalablement seront utilisés pour fabriquer des pièces. Des essais mécaniques et de caractérisation permettront ensuite de déterminer le procédé qui se prête le mieux à l'application étudiée.

CHAPITRE 3

DEVELOPPEMENT OF A MORPHING WING EXTRADOS MADE OF COMPOSITE MATERIALS AND ACTUATED BY SHAPE MEMORY ALLOYS

J-R. Poulin, P. Terriault, M. Dubé, P-L. Vachon

École de technologie supérieure, 1100 Notre-Dame Ouest

Montréal (PQ), Canada, H3C 1K3

Ce chapitre a été soumis dans le Journal of Intelligent Material Systems and Structures à titre de « research paper »

3.1 Avant-Propos

Le présent chapitre est constitué d'un article qui résume les travaux de recherches réalisés dans le cadre de ce projet de maîtrise. L'article présente la méthodologie mise de l'avant pour le développement du composite adaptatif applicable à un extradados d'aile d'avion. Comme l'article présente une méthodologie en plusieurs étapes, il est divisé en 7 sections qui sont en quelque sorte chronologiques dans le développement de l'extrados. Comme certaines parties du développement du panneau adaptatif sont présentées brièvement dans l'article, il faut se référer aux annexes pour avoir plus de détails.

3.2 Résumé

L'article qui suit propose une méthodologie pour le développement d'une surface de composite à géométrie adaptative applicable à un extradados d'aile d'avion. Le point de départ de la méthode proposée est d'identifier le profil nominal ainsi que les profils déformés requis pour optimiser l'écoulement d'air sur la surface. Par la suite, un modèle de la surface adaptative est développé dans ANSYS mechanical APDL et une routine d'optimisation y est combinée afin de sélectionner le cas de chargement optimal ainsi que l'empilement permettant d'obtenir la déformée identifiée. Le modèle est validé expérimentalement par des essais mécaniques sur une machine servohydraulique MTS 858 Mini-Bionix avec l'aide du système de corrélation d'image ARAMIS. Un mécanisme d'actionnement est également

développé, il permet l'actionnement par des fils en alliages à mémoire de forme et intègre un mécanisme autobloquant. Les actionneurs en alliages à mémoire de forme sont entraînés pour produire un effet mémoire de forme de double sens. Enfin, un prototype est fabriqué et un programme Labview implémenté afin de contrôler la position et l'extrados.

3.3 Abstract

This paper focuses on the development of a shape morphing composite skin representing a wing extradors. The objective is to design and manufacture a skin capable of changing its geometry in certain flight conditions in order to improve its aerodynamic efficiency. The methodology consists in identifying the aerodynamic requirements for the skin geometry for two flight conditions. One geometry is considered to be the nominal geometry, i.e., the geometry of the skin before any load application. The deformed geometry is obtained upon application of a displacement at the trailing edge of the active portion of the wing profile. The displacement is imposed on the skin by shape memory alloy (SMA) actuators that are developed for this specific application. The actuators are combined with a self-locking transmission mechanism that is used to maintain the deformed geometry without any further energy consumption by the SMA. The lay-up of the composite material used to manufacture the skin is optimised such that upon application of the load by the SMA actuators, the deformed profile approaches the desired geometry as closely as possible. This lay-up optimisation is done through an ANSYS APDL sub-routine. The FEM model is validated experimentally by conducting mechanical testing on the fabricated profile. The deformation of the profile is measured with a digital image correlation device and compared to the predictions of the FEM.

3.4 Introduction

Efficiency is a primary concern in transportation engineering, especially in aerospace applications, as fuel represents a major operating cost for any airline. Several strategies can be employed to improve aircraft efficiency. In the last decades, manufacturers have taken advantage of composite materials to reduce the weight of the new generation of aircrafts.

Other improvements have been made by studying aero-elasticity or increasing the efficiency of gas turbines. Another approach that has gained a lot of attention lately is the development of adaptive structures that can change the characteristics of an aircraft in real-time. These morphing structures are mostly applied to the wings in order to reduce the lift-induced drag which is responsible for as much as 43% of the total drag of the aircraft (Abbas et al., 2013) .

3.4.1 Morphing wing concepts

Most morphing wing concepts that were commissioned are swept wings, which had been mostly used for military applications (Barbarino et al., 2011). Other morphing strategies were also studied such as adjusting the wing span (Ajaj et al., 2013; Vocke et al., 2011), the chord length or the camber (Campanile and Sachau, 2000; Bettini et al., 2010). While many concepts were validated for small scale prototypes, only a handful were tested in a wind tunnel and even fewer in real flight.

An exhaustive list of concepts that were developed is summarized in (Sofla et al., 2010) where the principal characteristics required for the successful development of a morphing wing are identified. The development of morphing structures for aerospace applications faces many challenges in terms of the weight and the compactness of the mechanism responsible for the morphing characteristics. Also, in order to keep up with the latest trends in aero-structures developments, the solution must promote the use of composite materials. Finally, the energy consumption of the system must be minimal in order to maximize the efficiency improvement arising from its implementation.

Relying on smart materials for the actuation of morphing structures is a good way to achieve compact actuators of minimal weight. Successful applications were already found in the aerospace industry, especially for shape memory alloys (SMA) actuators (Turner et al., 2006; Hartl and Lagoudas, 2007). SMA are often selected for their outstanding functional properties and their energy density ($1\text{-}5\text{ J/cm}^3$) which is the highest among all actuation technologies (Brailovski et al., 2003). Actuation is performed by heating SMA wires.

3.4.2 Morphing laminar wing (MLW)

A few years ago, an extensive study has been conducted to validate the possibility of improving the lift-to-drag ratio of a wing by adjusting its profile (Coutu et al., 2011; Coutu et al., 2009; Brailovski et al., 2008; Coutu et al., 2010; Georges et al., 2009a; Brailovski et al., 2010). The strategy employed to improve this ratio was based on an aero-structural optimisation. The morphing wing profile developed in this project is shown in Figure 3.1. It features two SMA actuator groups that control the out-of-plane displacement of the extrados at two locations (25,3% and 47,6% of the chord).

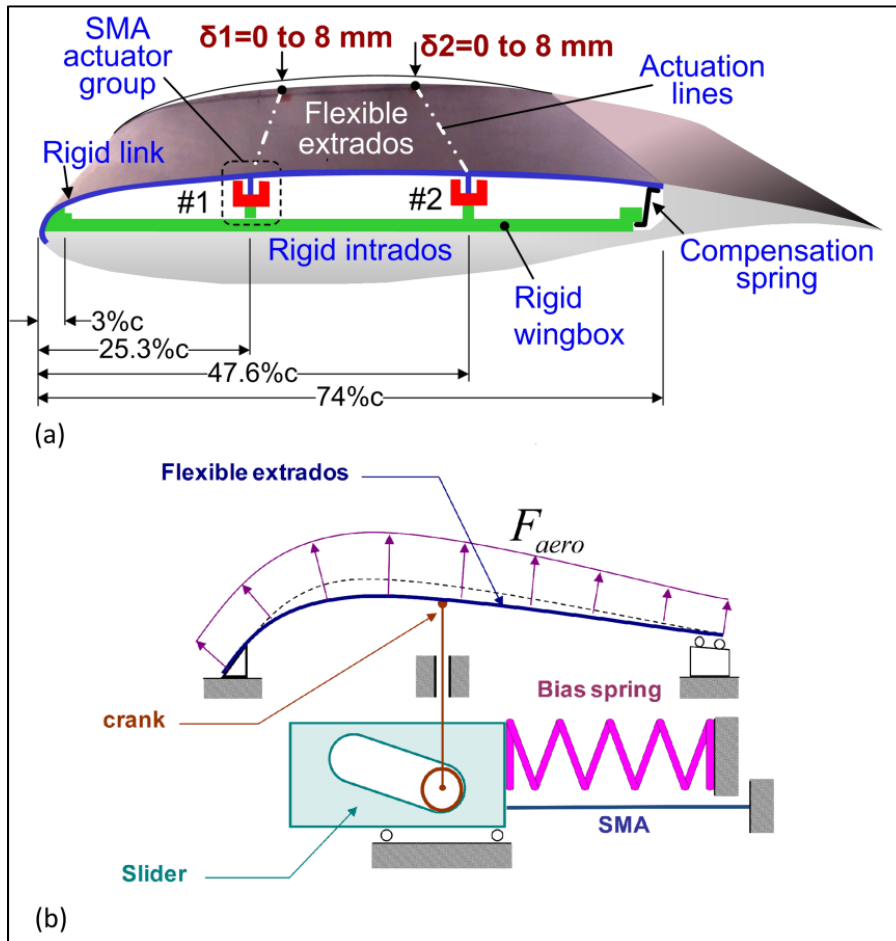


Figure 3.1 Morphing laminar wing design
Adapted from (Georges et al., 2009b)

Promising results were obtained through wind tunnel testing. An improvement of 10 to 15% of the lift-to-drag ratio was measured for the different free stream cases. The project also demonstrated that SMA actuators can successfully be integrated to a morphing structure in order to control its deformation with precision. Although many analogue morphing wing concepts have been proven to be interesting in laboratory testing, most technologies still face challenges and are not ready to be applied in industry. For example, actuators often need to be heated continuously in order to remain deformed for extended periods of time, resulting in poor system efficiency. The actuation mechanism may also interfere with several key components of the aircraft such as the fuel tanks, structural ribs and other components.

3.4.3 Strategy for developing the morphing extrados

The aim of the present paper is to propose a new shape morphing composite skin concept applied to the flexible extrados designed in the MLW project. The adaptive surface must overcome issues highlighted in (Coutu et al., 2011) and (Simoneau et al., 2014; Lacasse et al., 2014). Likewise, the concept developed here represents an effort to increase the efficiency of the wing by focusing on the following requirements:

- Smart materials should be used for actuation;
- The mechanism must be implemented with a minimal weight and volume penalty;
- A locking device must be integrated to minimize energy consumption;
- Advanced composite materials should be used for the morphing surface.

Among the smart materials available for this application, SMA are the most widely used. Many morphing surface designs benefit from their compactness as they are directly embedded into the composite skin. While this approach eliminates the need for a transmission mechanism and external components, it is nevertheless associated with several drawbacks. A poor adhesion is usually observed between the resin of the composite and the SMA actuators. As a result, the load transfer is not optimal and debonding occurs after as few as 100 loading cycles (Lau et al., 2002);(Zhou and Lloyd, 2009);(Payandeh et al., 2010).

Furthermore, SMA actuators tend to develop permanent strain throughout their lifetime when subjected to thermomechanical cycles. This degradation results in a progressive lengthening of the SMA wires (Sofla et al., 2008). After extensive use, the actuators become loose, and the length must be adjusted.

Another approach consists in embedding a sheath between the composite plies and inserting the SMA wires into it. In such a case, the load transfer is assumed by external devices located at both ends of the skin and is therefore independent of the SMA-epoxy interface. However, the heat generated to actuate the system still creates a creep degradation of the composite (Simoneau et al., 2014),(Lacasse et al., 2014). Moreover, heating SMA wires on a surface exposed to a high velocity and low temperature air flow results in high thermal losses and reduces the efficiency of the system. For these reasons, the morphing surface developed in this paper will use SMA actuators that are located outside the composite skin.

A design methodology is proposed for a morphing extrados that addresses the issues discussed above. First, a nominal wing profile is selected. From this profile, a section of the extrados is selected to be morphed and its targeted profile is identified by a CFD analysis to delay the laminar-turbulent flow transition. A tangential displacement is applied at the trailing edge of the morphing extrados to generate the shape change of the extrados, from the nominal to the targeted geometry. In order to ensure the conformity of the morphed geometry, a FEM model and an optimisation routine are implemented to identify an adequate lay-up for the skin of the composite. An actuation mechanism featuring SMA wire actuators and a locking device is also designed and manufactured to morph the surface. Fatigue of the adaptive composite surface is studied to verify if degradation is observed within 1 million cycles. At this stage, two processes are considered to manufacture the extrados: they will both be studied, and a final choice will be made based on the durability and the quality of the resulting extrados.

3.5 Target deformation and loading case

The morphing surface studied here is the extrados of the wing profile covered by (Coutu et al., 2009). The morphing portion of the extrados is located between 15 and 350 mm of the 500 mm chord length. The nominal profile is a WTEATE01, and the targeted deformed profile was identified from the analysis performed in the CRIAQ 7.1 MLW project (Brailovski et al. 2008). The nominal profile, as well as the targeted profile and the actuation envelope, are shown in Figure 3.2 (a).

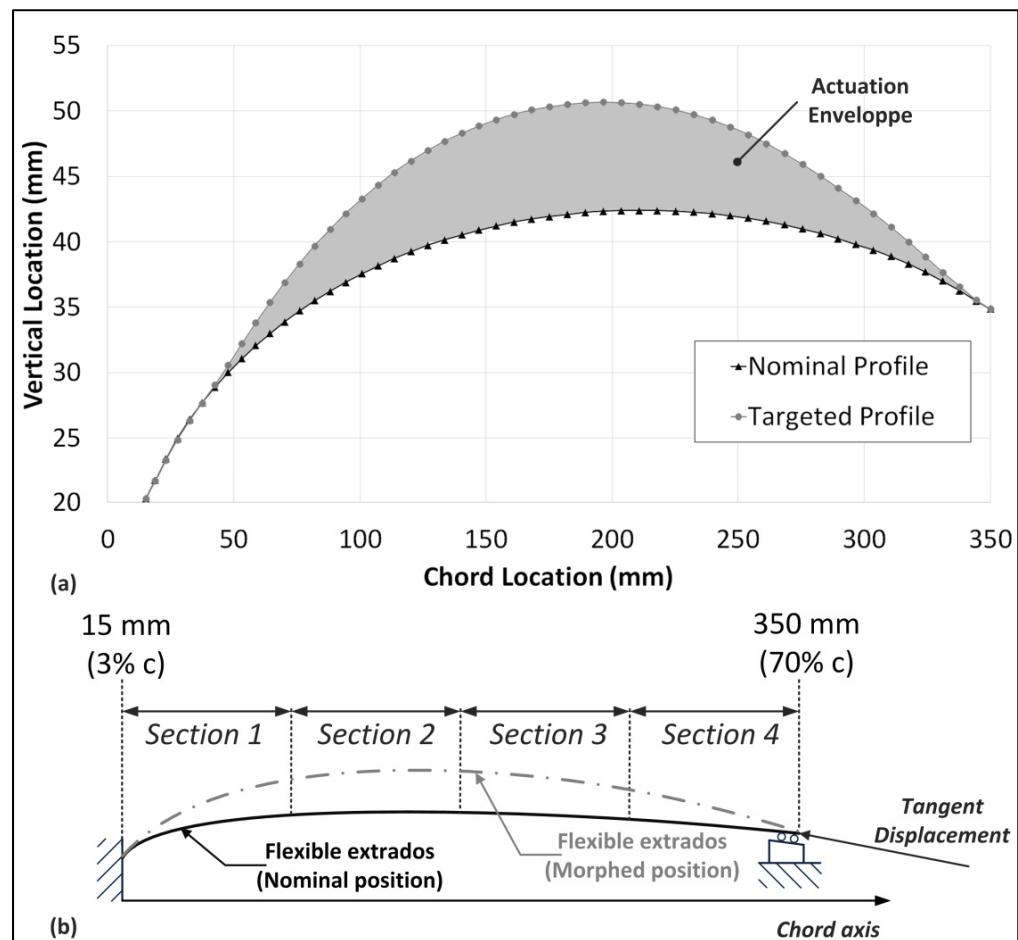


Figure 3.2 (a) Nominal profile, targeted profile and actuation envelope and (b) Schematic representation of the loading case

In this work, the change in geometry is generated by the application of a tangential displacement at the trailing edge of the active surface while the leading edge remains fixed. With the initial curve in the extrados, a bending moment is created in the extrados, resulting in out-of-plane displacements of the surface. The displacements in the normal direction of the extrados are blocked at the trailing edge. The actuation mechanism can be located close to the trailing edge of the wing thereby freeing up most of the space inside the wing box for fuel tanks and other structural components. Only one degree of freedom is controlled, i.e., the displacement of the trailing edge in the tangential axis. The targeted profile is obtained by optimising the tangent displacement at the trailing edge and the lay-up of the composite skin. The composite surface is divided into four sections (see Figure 3.2 b), each of them having its own lay-up and associated stiffness. An ANSYS APDL model and optimisation routine are implemented in order to select the optimal displacement magnitude as well as the optimal lay-up of each section, to minimize the gap between the targeted and the deformed profiles.

3.6 Material selection and characterisation

Laminated composite materials were selected for the morphing extrados since they offer significant flexibility design. The stacking sequence, the number of plies, the division into sub-sections, and the nature of the plies can all be optimised. For this specific application, unidirectional carbon fiber/epoxy (CF/epoxy) composites were selected for their low density and good mechanical properties. Low modulus carbon fibers were preferred since their strain limit is higher than that of high modulus fibers, extending the deformation that can be applied to the composite while minimizing the actuation force required to deform them. Two processes were studied for manufacturing the active extrados, namely, vacuum assisted resin transfer molding (VARTM) and out-of-autoclave pre-impregnated molding.

3.6.1 Manufacturing

For the VARTM process, T-300 unidirectional carbon fiber was used with a Huntsman Araldite 8604 epoxy resin, which will be referred to as the *infused material* for the remainder of this article. The infusion was performed under full vacuum and the resin was cured for 24 hours under ambient environmental conditions. To promote a proper wetting of the fibers, the infusion direction was normal to the direction having the most 0° plies.

The pre-impregnated material was provided by Advanced Group. The material is an SP series high toughness unidirectional HTS carbon fiber/epoxy composite containing 35%wt of resin, and will be referred to as the *Prepreg* throughout this article. For each lay-up, debulking was performed for the first ply and for each additional 3 plies, at full vacuum, for 15 minutes to minimize the amount of voids entrapped between the plies before curing. The cure was performed in an oven and consisted in heating the material from room temperature to 150°C at a heating rate of $2^\circ\text{C}/\text{min}$ followed by a dwell time of 60 minutes and a cool down rate of $1^\circ\text{C}/\text{min}$ to 40°C .

3.6.2 Characterization

The in-plane elastic properties (E_1 , E_2 , G_{12} , ν_{12}) of the materials were measured experimentally using flat rectangular specimens with the dimensions specified in the ASTM standards D3039 and D3518. An aluminium mould was used to manufacture the tensile test specimens. Data acquisition was performed at a frequency of 2Hz using the GOM ARAMIS digital image correlation device. The properties measured for both materials are shown in Tableau 1. The two materials have similar properties, except for the thickness of the plies, which differs by a factor of 2.

Tableau 1 Elastic properties of the selected materials

Properties	Prepreg	Infused
E_1 (GPa)	136.7±2.1	133.3±1.6
$E_2 \approx E_3$ (GPa)	6.70±0.1	7.80±0.2
ν_{12}	0.32±0.03	0.30±0.03
G_{12} (GPa)	2.98±0.1	3.34±0.1
Ply Thickness (mm)	0.16	0.32

3.7 FEM, optimisation and characterisation

3.7.1 ANSYS APDL model of the active surface

A non-linear model of the active portion of the extradors (15 mm to 350 mm from the leading edge) was implemented in ANSYS Mechanical APDL 15.0. This model was used to evaluate the deformed geometry and to perform the optimisation of the composite lay-up and actuator displacement value. A tangential displacement was applied at the trailing edge of the surface with all rotations and other displacements blocked. The leading edge boundary condition was fixed, with no rotation or displacement allowed. The adaptive surface was modeled with 8-node layered SHELL281 elements. The model width was 50 mm. 53 control points of the WTAE wing profile were used to define the active extradors. A mesh convergence study was conducted to determine the adequate size of the elements, which was 5 mm. The model corresponding to the nominal profile is shown in Figure 3.3 (a) and two different deformed profiles are shown in Figure 3.3 (b).

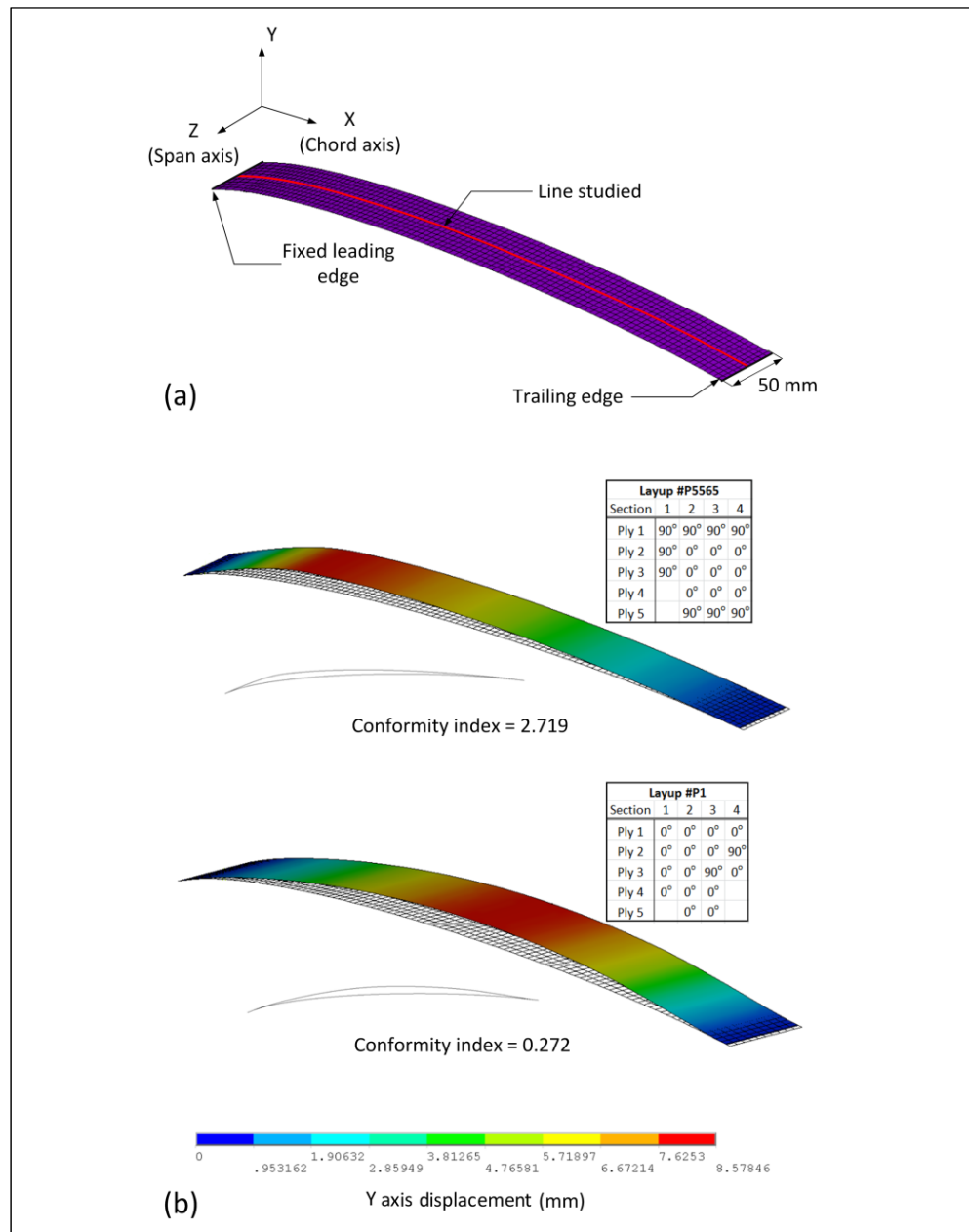


Figure 3.3 (a) Finite element model of the extrados (nominal profile) and (b) Typical deformation results for various lay-ups

3.7.2 Optimisation strategy

The magnitude of the tangential displacement at the trailing edge was determined within the optimisation routine in order to minimize the deviation between the targeted profile and the deformed profile obtained numerically. A conformity index (CI) was used to evaluate the

deviation; the index is an average y-position difference between the deformed profile obtained from the FEM and the targeted profile over the 53 chord-wise control points of the extrados morphing section:

$$CI = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (y_{i,fem} - y_{i,target})^2}{n}} \quad \text{Eq. 1}$$

In this equation, (n) is the number of control points over the middle line of the model of the extrados, $(y_{i,fem})$ is the y-coordinate of the i^{th} control point evaluated by the finite element model and $(y_{i,target})$ is the targeted y-coordinate of the i^{th} control point.

The composite lay-up is varied over each of the four sections shown in Figure 3.2 (b). Before establishing the best combination of composite lay-ups, several criteria were identified in terms of the possible lay-ups. Although the computation time was only a few seconds for this model, the large number of lay-up possibilities to be evaluated made the optimisation routine lengthy. Thus, a few manufacturing and design criteria were imposed to avoid unnecessary computation of lay-ups:

- Only symmetrical and balanced lay-ups were considered
- The number of plies in each section was kept between 3 and 5 for the infused material
- For the prepreg material, each ply was doubled in order to have the same thickness as that of the infused material
- Only cross-ply laminates were considered (0 and 90° plies) in order to limit the amount of possibilities
- The upper and lower plies had to be continuous from the leading edge to the trailing edge.

Given these limitations, 8192 extrados configurations had to be computed. Note that although the limitation for cross-ply laminates is quite restrictive, the scope of the project was limited to proposing a design methodology. Adding angle plies to the lay-up is easily done at the cost of optimisation time without affecting the validity of this methodology.

3.7.3 Loading cases and lay-up evaluation routine

The displacement optimisation sub-routine was carried out to determine the trailing edge tangential displacement which, for a given lay-up, minimizes the conformity index. Preliminary tests showed that the order of magnitude of the tangential displacement required was approximately 2 mm. The precision of this value was refined by determining the optimal displacement in an iterative loop for each of the 8192 allowable lay-ups. It turned out that the optimal displacement was extremely close to 2.1 mm for the vast majority of the laminates. Hence, this displacement value was fixed for the lay-up optimisation subroutine and selected as a requirement for the actuation mechanism.

Among all the lay-up cases evaluated for the lay-up optimisation sub-routine, conformity index varying between 0.27 and 2.78 mm were obtained for the 2.1 mm displacement, showing that the lay-up selection can significantly influence the deformed geometry. The 400 best lay-ups are represented in Figure 3.4 with each one's conformity index plotted against the actuation force required to impose the 2.1 mm displacement. Note that the force is normalised per unit of length and has units of N/m.

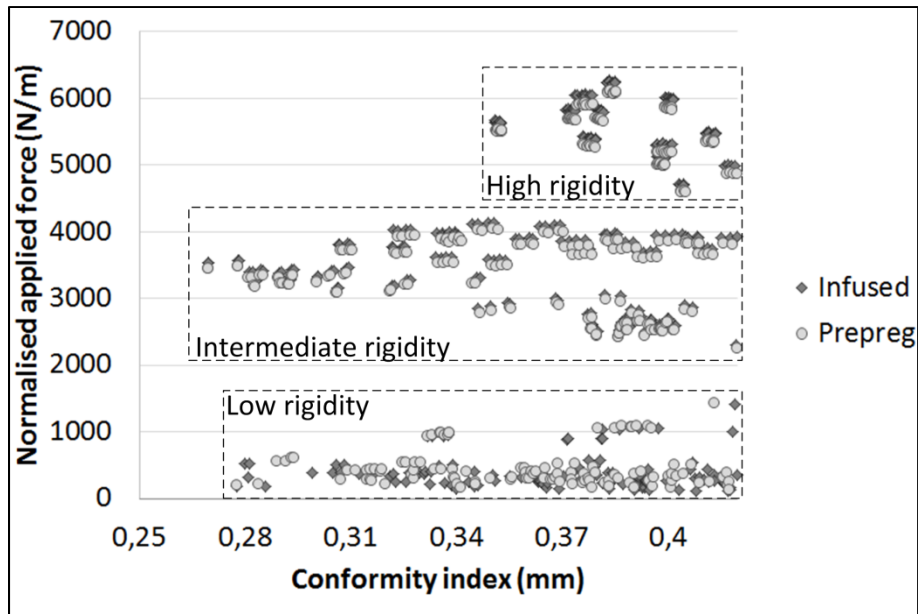


Figure 3.4 Conformity index of the 400 best lay-ups

The results can be separated into 3 main groups according to rigidity. A first group of lay-ups has a force requirement of 100 to 1200 N/m at the trailing edge. This first group thus corresponds to a “low rigidity” group of extrados. The lay-ups included in this group were mainly composed of spanwise 90° plies. The main difference between the second “intermediate rigidity” group and third “high rigidity” group lay in the number of plies in the first two sections of the extrados. A medium rigidity was obtained for lay-ups composed of four plies in the first two sections. The actuation force for this group ranged from 2000 and 4200 N/m. The third group was composed of lay-ups containing five plies in the first two sections, leading to a higher rigidity and actuation force of 4500 to 6300 N/m.

Figure 3.4 also shows that for a given lay-up, the two studied materials needed approximately the same force to produce a 2.1 mm tangential displacement, for a given lay-up. This was due to the two materials having very similar elastic properties. The two materials also led to very similar conformity indexes.

3.7.4 Lay-up selection

Four of the five best conformity indexes were found within the intermediate rigidity group for the two materials. The best solutions in this group had a conformity index of 0.27 and 44 intermediate rigidity lay-ups had conformity indexes comprised between 0.27 and 0.3, while only 12 were found within the low rigidity group and none within the high rigidity group. The lifetime of the low rigidity lay-ups might be a problem when it comes to fatigue degradation since they are mainly composed of transverse (90°) plies which are prone to cracking under fatigue loading (Berthelot, 2003; Yokozeki et al., 2002). For these reasons, the final lay-up had to be found within the intermediate rigidity group. The five best candidate lay-ups in terms of conformity index for each material are shown in Tableau 2.

Tableau 2 Best lay-ups for each material

Material	Lay-up	Conformity index (mm)	Actuation force (N/m)	Section 1	Section 2	Section 3	Section 4
Infused	I1	0.26973	3450	[0 ₄]	[0 ₄]	[0 ₅]	[0/90/0]
	I2	0.26977	3445	[0 ₄]	[0 ₄]	[0 ₂ /90/0 ₂]	[0/90/0]
	I3	0.27758	203	[90 ₄]	[90 ₄]	[90 ₅]	[90 ₃]
	I4	0.27808	3478	[0 ₄]	[0 ₄]	[0 ₂ /90/0 ₂]	[0 ₃]
	I5	0.28097	3315	[0 ₄]	[0 ₄]	[0/90/0/90/0]	[0/90/0]
Prepreg	P1	0.26974	3535	[0 ₄]	[0 ₄]	[0 ₅]	[0/90/0]
	P2	0.26977	3530	[0 ₄]	[0 ₄]	[0 ₂ /90/0 ₂]	[0/90/0]
	P3	0.27758	175	[90 ₄]	[90 ₄]	[90 ₅]	[90 ₃]
	P4	0.27835	3569	[0 ₄]	[0 ₄]	[0 ₅]	[0 ₃]
	P5	0.27984	517	[90/0 ₂ /90]	[90 ₂ /0/90 ₂]	[90/0/90/0/90]	[90 ₄]

The lay-up selection should not be based solely on the best calculated conformity index. Manufacturing aspects must be considered as well. For example, infused lay-up I1 has the best conformity index, but lay-up I2 produces a similar conformity index while being easier to manufacture. Indeed, the 90° ply located at mid-thickness in section 3 can be applied continuously from section 3 to section 4. As a result, the laminate I2 is preferable since it provides one less discontinuity in the lay-up, with a negligible conformity index penalty. The same conclusions can be drawn by observing the results for the two best lay-up candidates P1 and P2. The other candidates shown in Table 2 do not present advantages over lay-ups I2 and P2, and are, therefore not considered. The selected lay-up is shown in Figure 3.5.

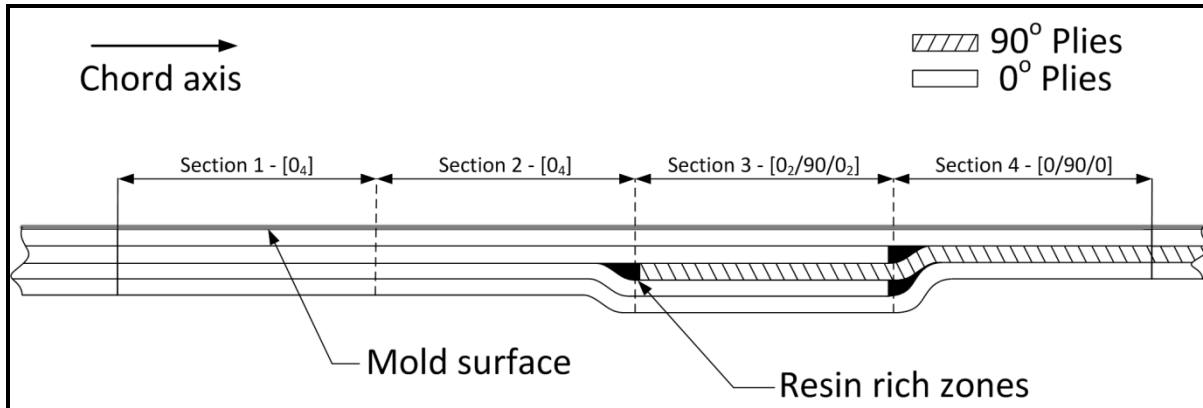


Figure 3.5 Mold for manufacturing the extrados and lay-up selected

3.8 Fatigue testing and conformity evaluation

An exhaustive fatigue study of the two materials considered here is not within the scope of this project. Rather than performing advanced fatigue testing, a simple method was used to verify if the lifetime of the extrados is limited by fatigue within 1 million cycles. Lifetime is defined by the ability of the extrados to be cycled from the nominal position to the limits of operating range without failure or excessive degradation. In cross-ply laminates, micro cracking of the 90° plies is usually the first damaging mechanism observed. Resin rich zones created between sections can also serve as seats for fatigue cracks. These fatigue damages usually result in a stiffness loss (Yokozeki et al., 2002), and thus, degradation was evaluated by the stability of the reaction force and the deformation in response to the applied 2.1 mm tangential displacement at the trailing edge.

Fatigue testing was performed in an MTS Mini-Bionix servo-hydraulic machine by imposing a cyclic tangential displacement ranging from 0 to 2.1 mm over a 50 mm wide section of the extrados. The force-displacement curves and the deformation of the skin were recorded during the tests. As shown in Figure 3.6, the section of the extrados profile is mounted in two housings; the leading edge is fixed in the lower jaw of the machine and the trailing edge is fixed in the mobile upper jaw. A total of 5 samples were tested for each material.

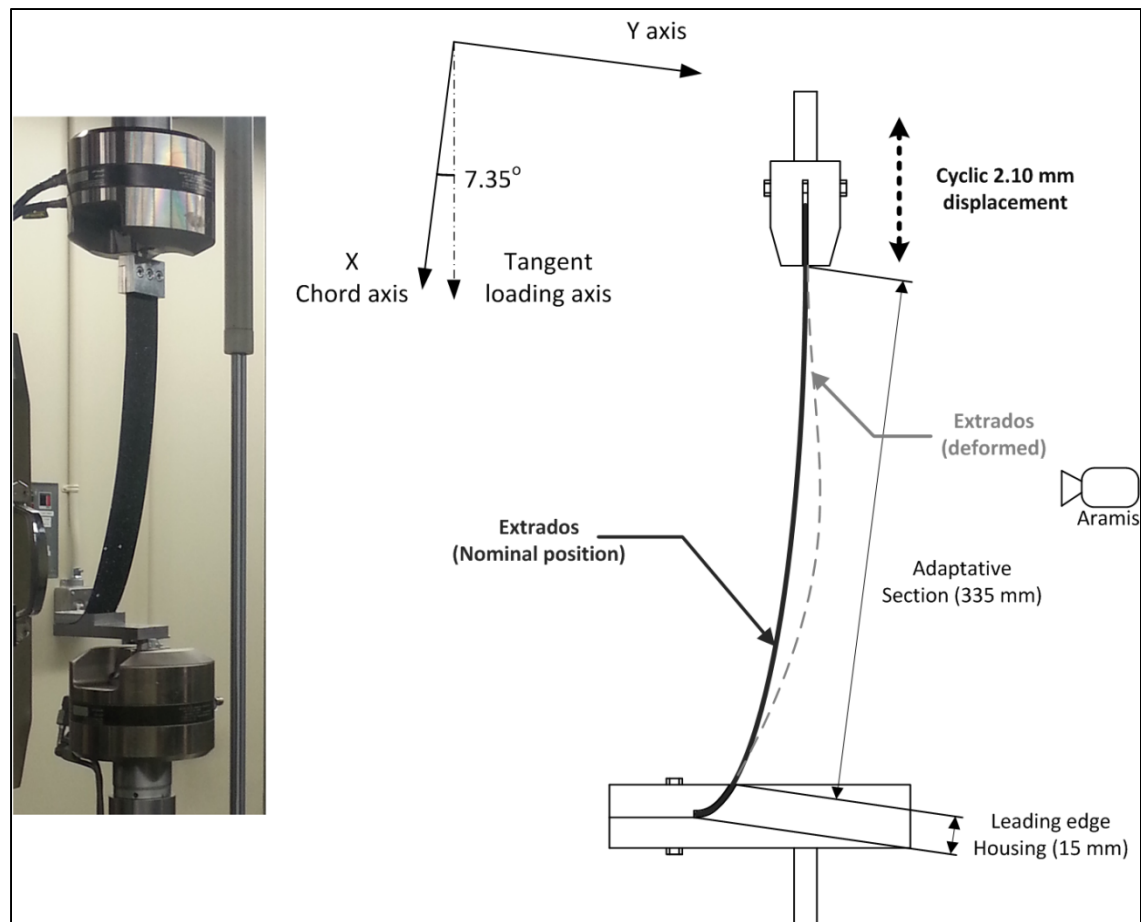


Figure 3.6 Schematic representation of the fatigue test bench

The deformed geometry was measured by digital image correlation with GOM ARAMIS for the first loading cycle which was applied at a low crosshead speed. The force-displacement curve was also recorded during this first loading cycle. The purpose of this test was to validate the ANSYS APDL model in terms of the deformation. The second stage of testing consisted in imposing a cyclic displacement of 2.1 mm at a frequency of 5 Hz. During this stage, the force-displacement curve was recorded for the following cycle numbers 100; 500; 1 000; 5 000; 10 000; 50 000; 100 000; 500 000 and 1 000 000. After 1 000 000 cycles, the composite surface was again loaded at a low crosshead speed and the deformation of the profile was measured.

The force-displacement curves were plotted for each sample, using a normalized force for a one meter span section of the extrados. Typical results for the prepreg and infused materials are shown in Figure 3.7 (a) and 7 (b) respectively. For the prepreg material, several examples of the deflection in the Y axis are also shown, as measured with the ARAMIS system.

Both force-displacement relationships are similar with a slightly lower rigidity for the infused material, as expected from the elastic properties measured previously (section 3). No evidence of stiffness loss is observed, even after 1 000 000 cycles. The amplitude of the reaction force for a displacement of 2.10 mm was stable over the full range of fatigue cycles with a variation of less than 2%. The morphed geometry was also measured with ARAMIS after 1 000 000 cycles of fatigue. Computing the experimental conformity index revealed that the morphed geometry remained the same. Another interesting observation concerns the repeatability of the results; although fatigue degradation was never observed, the forces required to deform the five samples of each material were more stable for the prepreg material with a standard deviation of 48 N/m, compared to 104 N/m for the infused material. These deviations are equivalent to 1.8% and 4.1% of the total actuation force respectively for the prepreg and infused material.

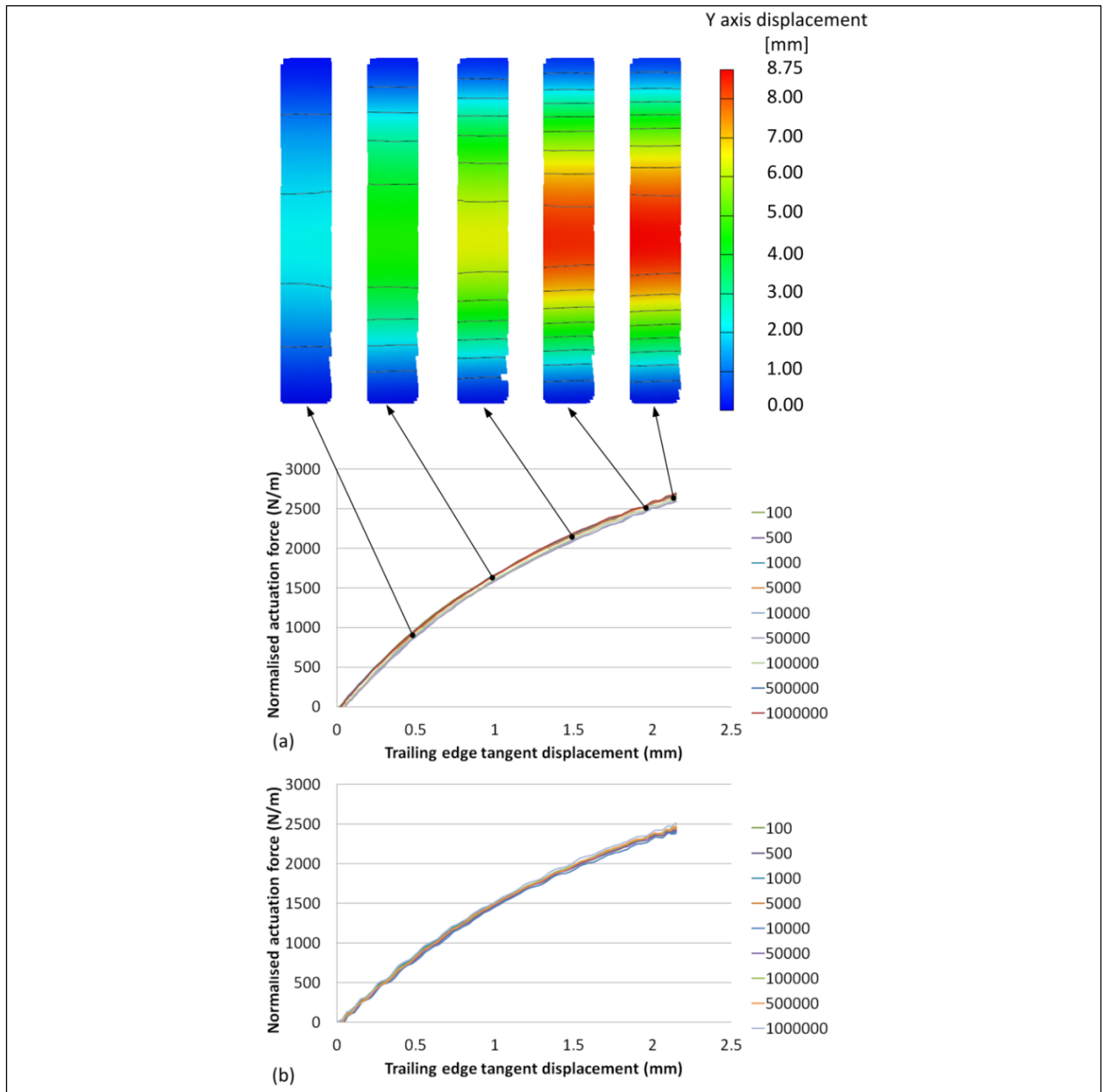


Figure 3.7 Typical fatigue test results (a) Cyclic force displacement curves for the prepreg with deflexion distribution and (b) Cyclic force-displacement curves for the infused composite

While the model presented in section 4 suggested that a conformity index of 0.269 mm could be achieved for this lay-up, the experimental conformity index measured by DIC, respectively for the infused and prepreg materials are 0.305 and 0.311 mm with standard deviations of 0,016 and 0,014 mm. As a result, the two materials are considered to have an

equivalent conformity. FEM and experimentally obtained deflections of the extrados are shown in Figure 3.8. Only one FEM profile is represented given that the profiles for the two materials are almost identical.

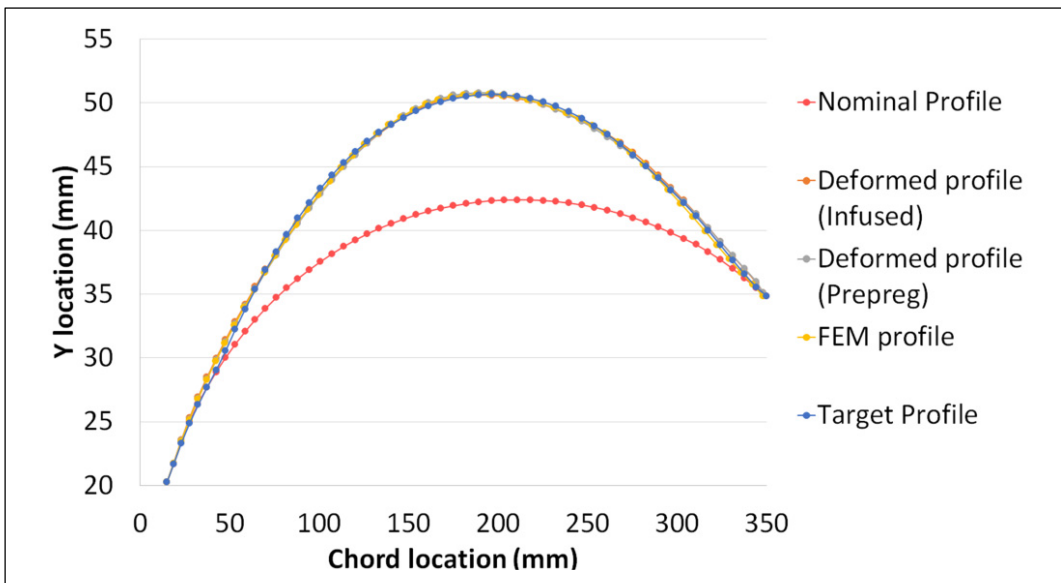


Figure 3.8 Deformed geometry for the two materials with deviation from target

The conclusion that was drawn from the fatigue testing is that the two materials and manufacturing processes studied are suitable for this application. Fatigue of the composite skin is not a limiting factor in terms of the lifetime of the structure. Prepreg material is selected for its better surface finish and because it is easier to obtain a reproducible quality.

3.9 Actuation mechanism development

3.9.1 Requirements and challenges

The requirements for the actuation mechanism in terms of force and displacement were identified in the optimisation phase of the project. A 2.1 mm displacement has to be applied at the extrados trailing edge in the tangent direction. SMA wire actuators must be coupled with other components to ensure a precise control. The mechanism configuration will affect the actuation force and therefore, the actuation properties required for the SMA wires.

Some challenges need to be addressed for the integration of the SMA actuators in the composite surface. Firstly, a mechanism that locks the system in place without any energy supplied must be developed. Secondly, it was desirable to design a mechanism capable of being locked at any position within the actuation envelope. These two aspects had to be achieved with SMA actuators that are activated using thermal energy input. Although the properties of the SMA actuators were stabilized prior to installation, their functional properties evolved through their lifetime as degradation occurred. Controlling the mechanism through a simple temperature measurement is therefore not desirable. Finally, other requirements for this design are considered, such as the limitation of the friction forces for the guiding device at the trailing edge of the extrados and the volume and of the mass minimization of the entire system, including the locking device.

3.9.2 Mechanism design

The mechanism features a rotating shaft on which three cylindrical cams, two torsions springs and a rotary encoder are mounted as shown in figure 3.9. The cams consist of PTFE composite cylindrical sleeves assembled with a 1.3mm eccentricity on the camshaft. The relation between the tangent displacement and the rotation of the camshaft is therefore sinusoidal. A first set of SMA wires are used as actuators to rotate the shaft when they are heated by Joule effect. The rotary encoder allows control of the position even with limited knowledge of the thermo-mechanical behaviour of the SMA actuators. The torsion springs are mounted with an interference fit on each ends of the shaft to serve as a locking device. The interference condition of the torsion springs could be removed at any time by pulling on one of their extension while the other one is fixed, thus increasing its diameter and allowing the shaft to rotate freely. A second set of SMA wires were used to pull on the extension and free the rotation of the shaft, these wires are referred to as the brake actuators for the remaining of this paper. The shaft is mounted on needle bearings to reduce friction. The cylindrical cams transfer the load to the extrados through the trailing edge stiffener glued under the extrados. Finally, to avoid dealing with a guiding device generating friction, a flexural guiding device is used. The trailing edge of the extrados is attached to the base plate

by four thin steel ribbons (one large and three narrow). The steel ribbons are glued under the extrados and fixed to the base plate with bolts. The assembly method ensures that the motion of the extrados remains in the tangential axis while minimizing friction.

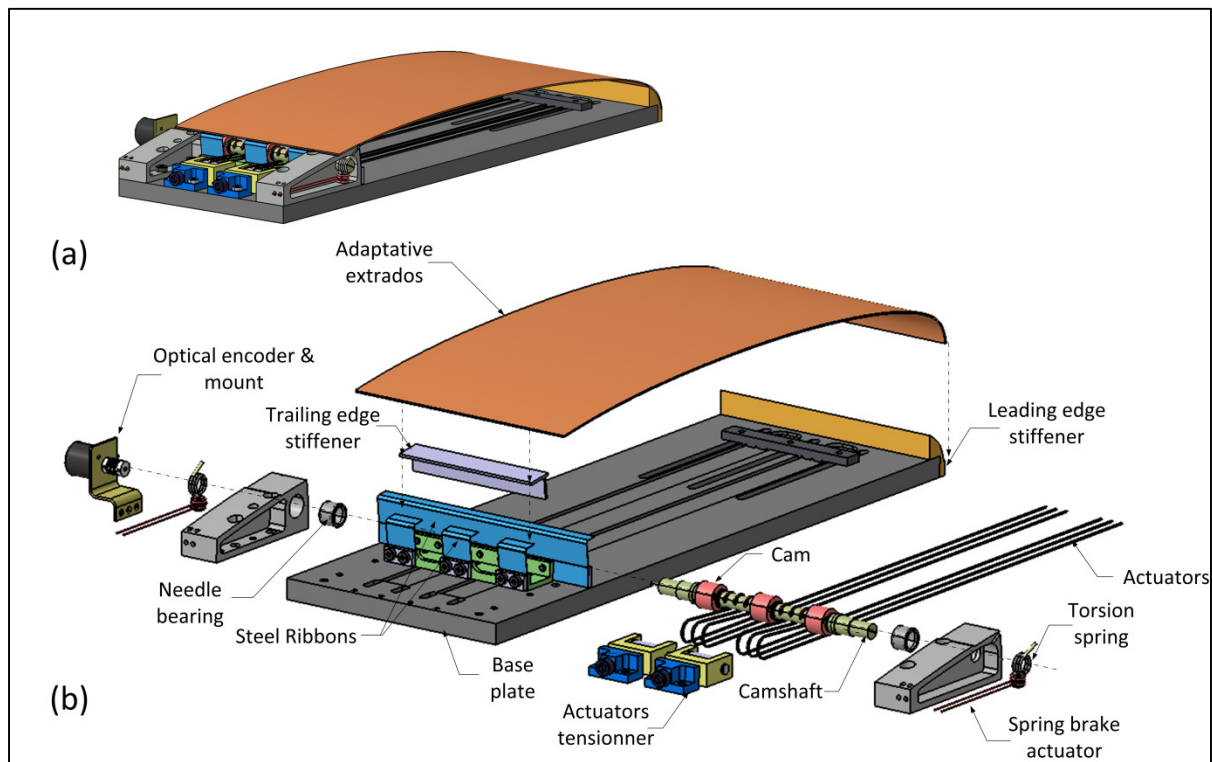


Figure 3.9 Illustration of the actuation mechanism (a) Assembled view and (b) Exploded view

The camshaft is located close to the trailing edge of the wing, freeing most of the space under the extrados. Six SMA wires are used as actuator; one end of each wires is wrapped around the shaft and fixed to it while the other end is redirected towards the leading edge of the wing by two adjustable pulley identified as the actuator tensioner in Figure 3.9. When the SMA wires are heated, their contraction generates a rotation of the camshaft which, in turns, pushes on the trailing edge stiffener. A schematic representation of the cam system is shown in Figure 3.10.

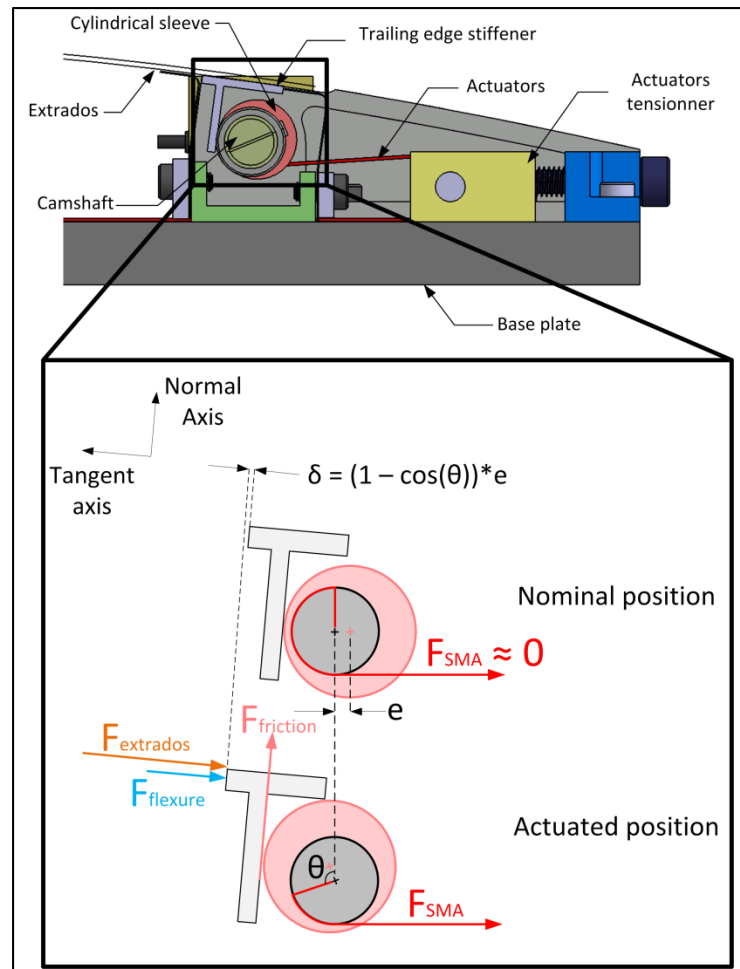


Figure 3.10 Schematic representation of the cam system

The actuators requirements in terms of stress and strain must be evaluated and will be compared to the actuation properties of the SMA wires. The total actuation force accounts for the nonlinear force-displacement relationship of the extrados, the forces required to deform the guiding device, as well as the friction at the interface between the cylindrical cams and the trailing edge stiffener. The reaction force of the guiding device is evaluated with an ANSYS mechanical model. Since the control was performed through an optical rotary encoder, the tangent displacement and the loads can be expressed in terms of angular displacement of the camshaft. The equation relating the displacement of the extrados (δ) and the angular position (θ) of the camshaft are given in Figure 3.10.

3.10 SMA wires actuators

3.10.1 Thermomechanical treatment and stabilisation routine

The SMA selected for actuating the extrados is Nitinol, a near equiatomic Nickel-Titanium alloy containing 50,26% at. Ni, which was supplied by SAES Getters in the form of 1 mm diameter wires. The wires were delivered as-drawn, with a level of cold work of 30%. As-drawn SMA wires were annealed at 700°C for one hour to restore their microstructure. Then, they were cold rolled at a logarithmic thickness reduction ratio of $e=0.3$ in a FENN laboratory rolling mill. A post-deformation annealing was performed at 500°C for one hour.

The degradation of the functional properties of Nitinol is a well-known phenomenon, SMA actuators tend to develop permanent strain (ϵ_p) throughout their lifetime, especially in the first actuation cycles (Sofla et al., 2008). In order to stabilize their actuation properties, a stabilization routine, consisting in thermal cycling under constant stress, was performed after the thermomechanical treatments. This training technique is rather simple to implement, and it promotes the development of the assisted two-way shape memory effect (ATWSME) (Otsuka and Wayman, 1999). The ATWSME simplifies the mechanism design, as pre-stretching of the actuators is not required; lengthening takes places naturally upon cooling.

A schematic representation of a training cycle is shown in Figure 3.11. Both ends of the 1000 mm Nitinol wire were fixed in electrically insulated jaws. The upper jaw was attached to a load cell, while a mass was suspended to the lower jaw. A LabVIEW program was used to heat the wire up to 150°C by Joule's effect, free convection cooling followed from 150°C to 25°C, and the cycle started over. An LVDT was also used to measure the displacement and the accumulation of permanent strain. The stabilization was considered complete when the permanent strain accumulated was less than 0.05 mm for 10 consecutive heating/cooling cycles; this occurred after 200 to 250 cycles. Therefore, the training routine consisted of 250 heating cycles under 150 MPa constant stress.

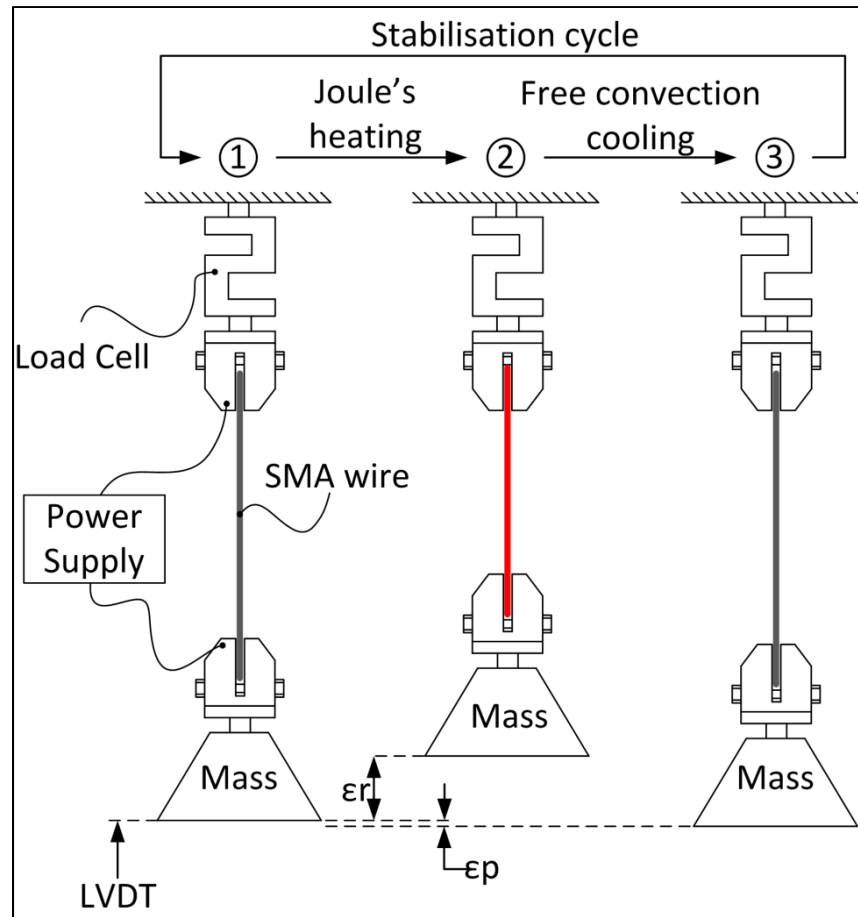


Figure 3.11 Test bench for stabilisation of the nitinol actuators

3.10.2 Evaluation of the actuation properties

In order to ensure that the actuators met the specifications regarding the force and stroke specifications required for the application, their actuation properties were measured with a MTS 858 Mini-Bionix servo-hydraulic machine equipped with an environmental chamber. Firstly, the tensile machine was programmed to maintain a constant position while the SMA wire is heated up to 120°C. The generated stress of 375 MPa (see the vertical path at 0 m/m on Figure 12) was obtained. Then, the other measurements were carried out in order to define the actuation envelope. The sample remained undeformed during heating, until the stress reaches a specific value (300, 200, 100 and 10 MPa). Once the desired stress was obtained, the tensile machine switched to a force control mode, and as a result, stress was therefore constant until the maximum temperature is reached. Contraction of the sample was then

observed due to reverse transformation. Afterwards, the electrical current was cut to cool the sample and the opposite path was followed. The measured actuation envelope is shown in Figure 3.12. When compared to the actuation requirements briefly described in section 6, it can be seen that the six SMA wires (diameter of 1 mm and length of 400 mm) used in the mechanism are able to produce enough force (converted in the figure in stress) and displacement (converted in the figure in strain) to deform the composite skin. This conclusion is stated because the actuation requirement path is entirely located inside the actuation envelope.

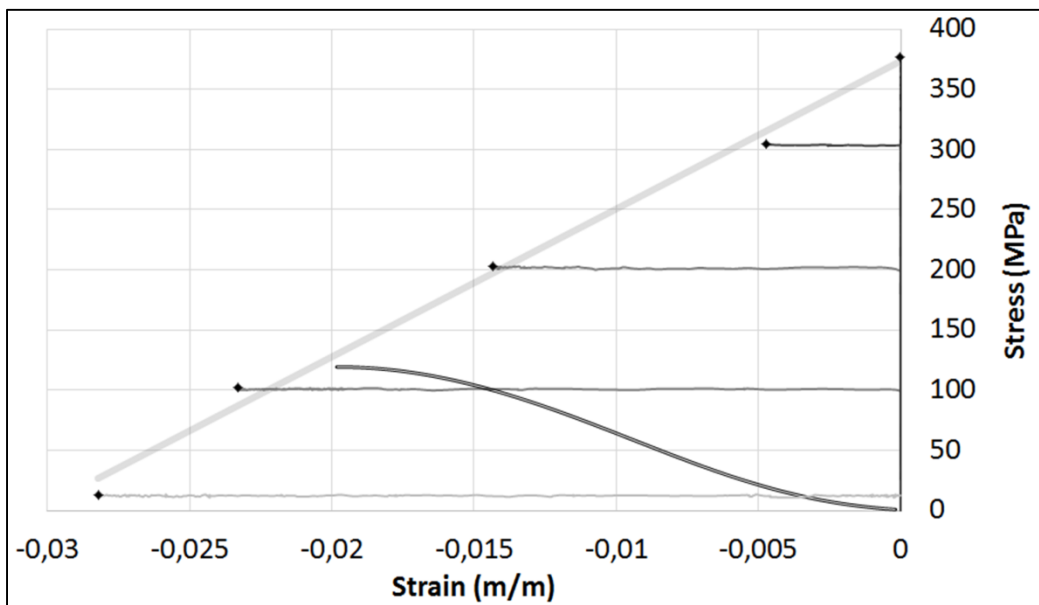


Figure 3.12 Actuation envelope of the SMA wires at a 125°C

3.11 Experimental validation of the prototype

A validation of the concept was performed with an instrumented prototype of the actuation mechanism. An optical rotary encoder was used to provide the camshaft angular position feedback and type K thermocouples were used to measure the temperature of the actuators. Joule heating of the actuators was carried out by two DC power supplies controlled by a Labview program integrating a PI closed loop feedback control. Shape morphing of the extrados was measured with a GOM ARAMIS system during the actuation sequence.

3.11.1 Actuation sequence & Control

The first step of the actuation cycle consists in heating the first set of SMA wire actuators to free the rotation of the camshaft. These actuators pull the free tang of the torsion springs, thus, increasing the diameter of its spiral section and removing the interference condition on the camshaft. Once the required temperature of 120°C is reached, it is maintained as the main set of actuators is heated until the desired angle is reached. The position of the camshaft is maintained by a PI controller which controls the current input in the main actuator group. When the desired angle is obtained, the brake actuators are cooled by free convection to restore the locking condition on the camshaft. Once their temperature reaches 40°C, the main actuators are cooled and the position of the camshaft is maintained.

The experimental setup for the validation is shown in Figure 3.13. The temperature of both actuators set as well as the position of the camshaft were monitored; the values are plotted against time in Figure 3.13 (b) for an actuation sequence. In this sequence, the locking device is disengaged by heating the brake actuators to 120°C, a 60° position command is sent and maintained by the controller, followed by an 80° degree command. Finally, the locking device is re-engaged and all the actuators are cooled

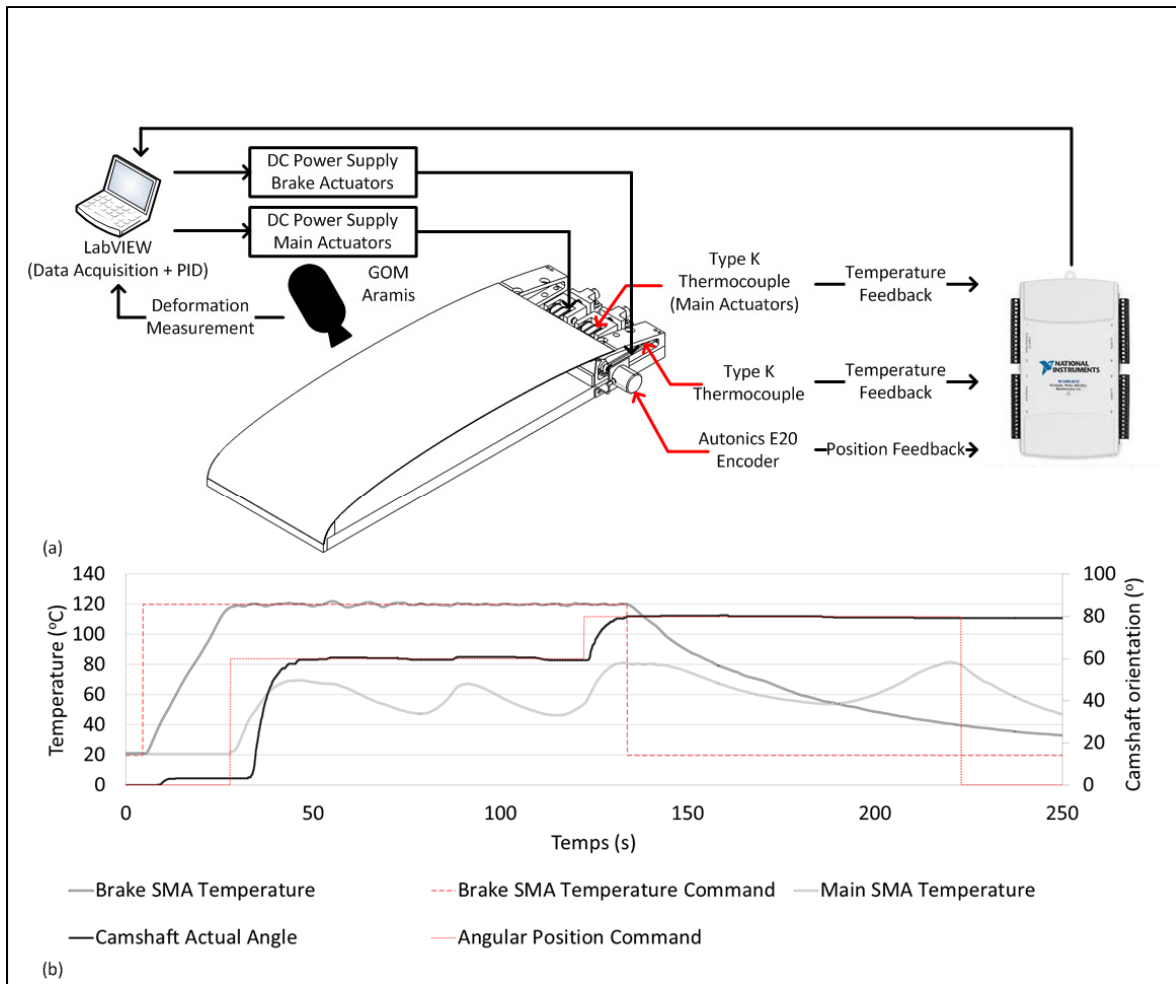


Figure 3.13 (a) Controller and data acquisition setup and (b) Temperature and position measured for a typical actuation sequence

Regarding the control of the brake actuator, the PI controller was precise enough to maintain the SMA wire temperature within 2°C from the command. The control of the angular position was also satisfactory because when it reaches a prescribed value, the controller was able to keep it within 1 degree. Disengaging and re-engaging the locking device results in a 3 degree drift and 1 degree respectively. This difference is explained by the fact that cooling is slower than heating and therefore, the main actuators have more time to correct the position. One of the limitations of the prototype is that each time the lock is engaged, reaching the subsequent displacement command requires a return to the nominal profile. An option could be implemented on the control program to avoid this. However, that is not within the scope of this experimental validation.

Some difficulties were also encountered in the final experiments with the SMA actuators. While the maximum rotation required to fully morph the extrados was 118° , the SMA actuators could not generate more than 90° of rotation. Therefore, it was not possible to fully morph the extrados to its desired profile. This can be explained by the difficulty adjusting the pre-tension in the actuators uniformly. The wires were also trained in pure tension, however, in the prototype, they were wrapped around the pulley, and highly strained regions cannot generate the same work. Nevertheless, it could be demonstrated that the partially morphed geometry of the prototype corresponds to the experimental profile obtained for the 1.7mm tangential displacement. Indeed, in Figure 14 (a), a very good agreement between the FEM calculated and the profile for a 1.7 mm tangential displacement can be observed. Also, in Figure 14 (b), the experimental Y axis displacement is shown and the distribution is quite uniform along the width of the sample.

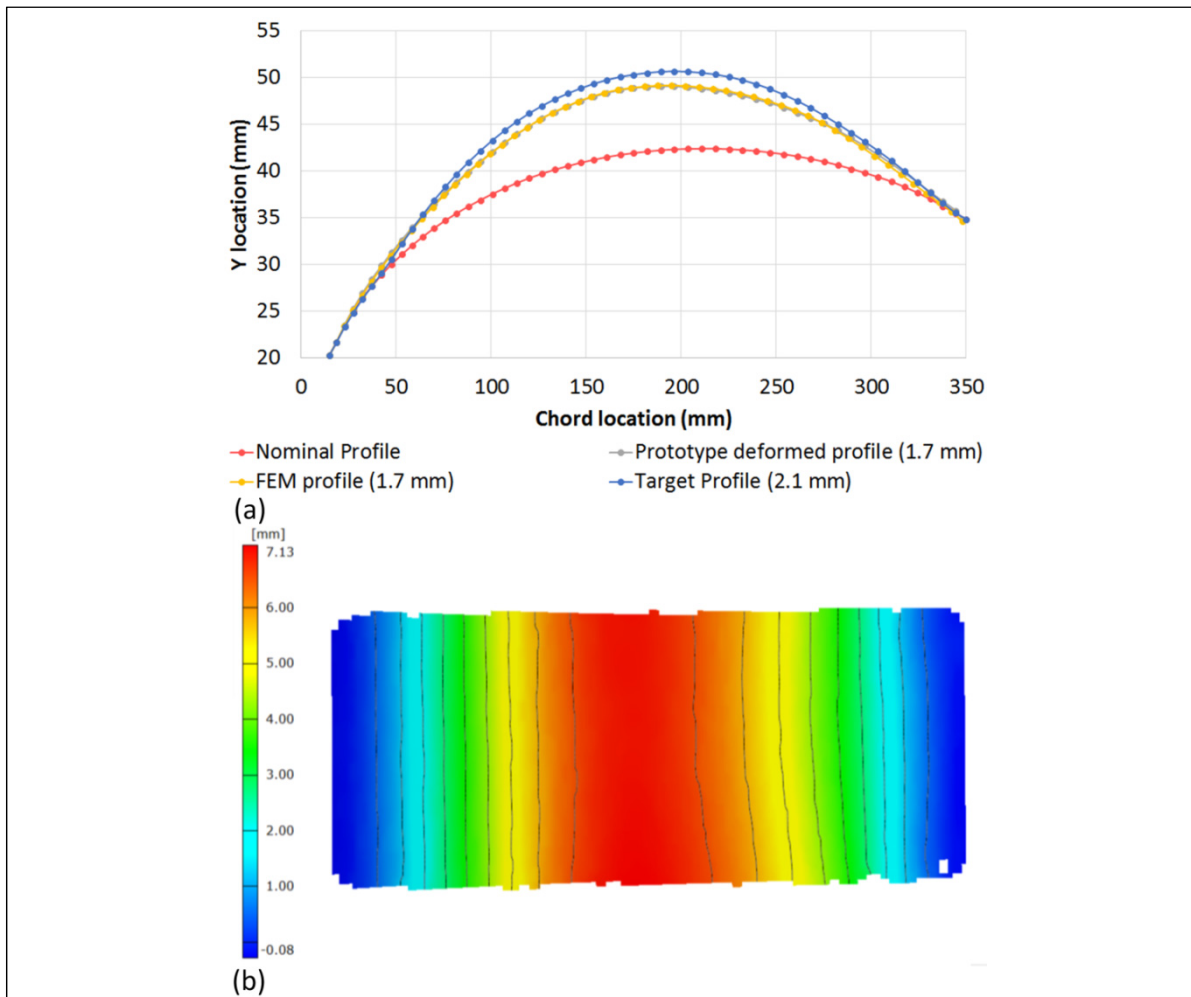


Figure 3.14 (a) Comparison between the model and the prototype deformed geometry for a 1,7 mm tangential displacement and (b) measurement by DIC

3.12 Conclusions

In this project, a composite morphing extrados has been developed by optimising its lay-up for a given loading case. It includes a compact locking mechanism featuring shape memory alloy actuators that could morph this composite to a desired geometry. The targeted geometry was selected based on CFD analysis, and was successfully obtained through an optimisation routine performed with an ANSYS APDL. Fatigue testing also showed that the lifetime of the structure for two considered materials can exceed 1 000 000 cycles. Pre-impregnated composite has been shown to be a process to be recommended for the application of a morphing extrados due to the best surface finish and the overall quality.

SMA wire actuators were used to rotate a camshaft which imposes a tangential displacement to a composite skin. A 3% ATWSME was obtained through thermo-mechanical treatments followed by a training routine consisting of thermally cycling the wires under a 150 MPa stress. Although the actuation properties measured were deemed sufficient to generate the desired rotation of the camshaft, the prototype failed to fully morph the extrados, and only 80% of the desired deflection was obtained. This was caused by the difficulty to adjust the initial tension of the actuators. Further work should be done in order to implement a device allowing a better management of the initial tension of the actuators. Nevertheless, the methodology presented here, in which an optimal morphed geometry of a composite skin is obtained by locally controlling its lay-up configuration, can be applied to other geometries subjected to other loadings.

3.13 References

- Abbas A, de Vicente J and Valero E. (2013) Aerodynamic technologies to improve aircraft performance. *Aerospace Science and Technology* 28: 100-132.
- Ajaj RM, Saavedra Flores EI, Friswell MI, et al. (2013) The Zigzag wingbox for a span morphing wing. *Aerospace Science and Technology* 28: 364-375.
- Barbarino S, Bilgen O, Ajaj RM, et al. (2011) A Review of Morphing Aircraft. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22: 823-877.
- Berthelot J-M. (2003) Transverse cracking and delamination in cross-ply glass-fiber and carbon-fiber reinforced plastic laminates: static and fatigue loading. *Applied Mechanics Reviews* 56: 111-147.
- Bettini P, Airoidi A, Sala G, et al. (2010) Composite chiral structures for morphing airfoils: Numerical analyses and development of a manufacturing process. *Composites Part B: Engineering* 41: 133-147.
- Brailovski V, Prokoshkin S, Terriault P, et al. (2003) *Shape memory alloys: fundamentals, modeling and applications*: École de technologie supérieure Montréal.
- Brailovski V, Terriault P, Coutu D, et al. (2008) Morphing laminar wing with flexible extrados powered by shape memory alloy actuators. *ASME 2008 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. American Society of Mechanical Engineers, 615-623.

- Brailovski V, Terriault P, Georges T, et al. (2010) SMA actuators for morphing wings. *Physics Procedia* 10: 197-203.
- Campanile L and Sachau D. (2000) The belt-rib concept: a structronic approach to variable camber. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 11: 215-224.
- Coutu D, Brailovski V and Terriault P. (2010) Optimized design of an active extrados structure for an experimental morphing laminar wing. *Aerospace Science and Technology* 14: 451-458.
- Coutu D, Brailovski V, Terriault P, et al. (2009) Real-time optimization of a research morphing laminar wing in a wind tunnel. *ASME 2009 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. American Society of Mechanical Engineers, 203-209.
- Coutu D, Brailovski V, Terriault P, et al. (2011) Aerostructural Model for Morphing Laminar Wing Optimization in a Wind Tunnel. *Journal of Aircraft* 48: 66-76.
- Georges T, Brailovski V, Morellon E, et al. (2009a) Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extrados. *Journal of Mechanical Design* 131: 091006.
- Georges T, Brailovski V, Morellon E, et al. (2009b) Design of Shape Memory Alloy Actuators for Morphing Laminar Wing With Flexible Extrados. *Journal of Mechanical Design* 131: 091006-091006.
- Hartl DJ and Lagoudas DC. (2007) Aerospace applications of shape memory alloys. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering* 221: 535-552.
- Lacasse S, Terriault P, Simoneau C, et al. (2014) Design, manufacturing, and testing of an adaptive composite panel with embedded shape memory alloy actuators. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*: 1045389X14549862.
- Lau K-T, Chan AW-L, Shi S-Q, et al. (2002) Debond induced by strain recovery of an embedded NiTi wire at a NiTi/epoxy interface: micro-scale observation. *Materials & Design* 23: 265-270.
- Otsuka K and Wayman CM. (1999) *Shape memory materials*: Cambridge university press.
- Payandeh Y, Meraghni F, Patoor E, et al. (2010) Debonding initiation in a NiTi shape memory wire–epoxy matrix composite. Influence of martensitic transformation. *Materials & Design* 31: 1077-1084.

- Simoneau C, Terriault P, Lacasse S, et al. (2014) Adaptive Composite Panel with Embedded SMA Actuators: Modeling and Validation. *Mechanics Based Design of Structures and Machines* 42: 174-192.
- Sofla A, Elzey D and Wadley H. (2008) Cyclic degradation of antagonistic shape memory actuated structures. *Smart Materials and Structures* 17: 025014.
- Sofla AYN, Meguid SA, Tan KT, et al. (2010) Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges. *Materials & Design* 31: 1284-1292.
- Turner TL, Buehrle RD, Cano RJ, et al. (2006) Modeling, Fabrication, and Testing of a SMA Hybrid Composite Jet Engine Chevron Concept. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 17: 483-497.
- Vocke RD, Kothera CS, Woods BKS, et al. (2011) Development and Testing of a Span-Extending Morphing Wing. *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22: 879-890.
- Yokozeki T, Aoki T and Ishikawa T. (2002) Fatigue growth of matrix cracks in the transverse direction of CFRP laminates. *Composites Science and Technology* 62: 1223-1229.
- Zhou G and Lloyd P. (2009) Design, manufacture and evaluation of bending behaviour of composite beams embedded with SMA wires. *Composites Science and Technology* 69: 2034-2041.

CONCLUSION

L'objectif de ce projet était d'optimiser l'empilement d'une surface de composite et à développer une stratégie d'actionnement mettant en œuvre les AMF pour maintenir une géométrie déformée sans recourir à un actionnement en continu. Deux procédés de fabrication de composite; soient l'infusion sous vide et le moulage à partir d'un préimprégné, ont été considérés et comparés afin de sélectionner le meilleur matériau.

La revue des concepts de composites adaptatifs a permis de montrer que l'intégration des actionneurs au sein même du composite pose quelques problèmes au niveau du contrôle, du blocage en position de la surface et de la dégradation du composite. Pour ces raisons, un mécanisme externe a été développé afin de contrôler la position du bord de fuite de l'extrados.

Un modèle ANSYS APDL non linéaire de l'extrados a été implémenté en considérant un encastrement au bord d'attaque et un encastrement mobile au bord de fuite. Le déplacement du bord de fuite a fait l'objet d'une première routine d'optimisation afin d'identifier le cas de chargement optimal et l'empilement du composite sur la surface a également été optimisé en considérant 4 sections égales dans la direction de la corde. En appliquant des limitations sur le nombre de plis et l'orientation de ces derniers, 8192 cas ont été calculés, comparés à la cible et classés grâce à un indice de conformité. Cette stratégie d'optimisation a permis de sélectionner un empilement ayant une géométrie déformée très proche de la géométrie cible, toutefois, la nécessité de calculer chacun des empilements peut devenir problématique advenant un trop grand nombre de variables à considérer. L'ajout de sections dans l'empilement, de plis supplémentaires ou encore d'angles admissibles peut allonger significativement le processus d'optimisation.

L'étude des deux procédés de fabrication pour le composite (infusion et moulage à partir de pré-imprégné) n'a pas permis d'écarter complètement un procédé pour cette application, mais plutôt d'en identifier un préférable. Les essais de fatigue réalisés sur l'empilement optimal

visant à évaluer la durée de vie de la surface adaptative ont montré qu'aucune dégradation significative n'est observée dans la plage d'actionnement comprenant 1 000 000 de cycles. Il a toutefois été observé que le composite fabriqué à partir de pré-imprégné a généralement un meilleur fini de surface et sa qualité est plus facilement repérable. Ce procédé a par conséquent été jugé préférable pour l'application à l'extrados d'aile d'avion.

La revue de littérature a permis de montrer que les alliages à mémoire de forme sont une technologie d'actionnement particulièrement intéressante pour ce type d'application, particulièrement pour leur densité d'énergie. Les actionneurs développés ici devaient mettre à profit l'effet mémoire de forme de double sens pour éviter d'utiliser un élément de rappel, bien que l'élasticité de la surface en composite agissait comme tel. Un effet mémoire de double sens à la hauteur 3% a été mesuré suite aux traitements thermo mécaniques et à la routine de stabilisation développée.

Le prototype de mécanisme d'actionnement fabriqué afin de contrôler la position du bord de fuite de l'extrados a donné des résultats intéressants, mais des ajustements supplémentaires pourraient être éventuellement apportés. Le mécanisme a montré que l'utilisation de fils d'AMF permet d'entraîner la rotation d'un arbre à cames afin d'imposer un déplacement linéaire. Le mécanisme de guidage à base de ressorts de flexion a bien fonctionné pour assurer l'orientation du déplacement. Quelques difficultés ont néanmoins été observées avec les actionneurs et leur exploitation. Dans un premier temps, le traitement d'éducation ayant forcé l'orientation de la martensite, il devenait difficile de leur faire épouser le rayon de courbure de l'arbre ou de la poulie de redirection. De surcroît, le mécanisme ne permettait pas de régler la tension individuellement dans les actionneurs. Il était donc difficile de les faire travailler de manière identique et d'obtenir un déploiement complet de la surface. Enfin, le dispositif autobloquant, constitué d'un ressort de torsion a permis de bloquer le déplacement de la surface, mais l'actionnement du dispositif avec un AMF a posé les mêmes difficultés que pour l'actionnement de l'arbre à cames.

RECOMMANDATIONS

Les observations réalisées tout au long de ce projet de recherche permettent de formuler certaines recommandations à quiconque souhaiterait poursuivre le développement de surfaces adaptatives pour le type d'application étudié ici.

- Recommandations relatives à l'optimisation du composite

Dans un premier temps, selon la complexité du problème, la séquence d'optimisation pourrait tenir compte d'un plus grand nombre de critères. Dans le projet présenté ici, certains choix ont été établis au départ, mais auraient pu être des éléments à optimiser. Par exemple, le nombre de sections de la surface adaptative ainsi que la position des discontinuités aurait pu faire l'objet d'une première boucle d'optimisation. Les choix auraient pu être basés par exemple sur le rayon de courbure ou d'autres critères afin d'approcher au maximum la déformée visée.

La prochaine génération de surface adaptative devrait promouvoir une optimisation de l'empilement de composite qui s'étend au-delà des stratifiés diagonaux. L'ajout de plis à angles permettrait de considérer des stratifiés pour des cas de chargement plus complexes.

L'ajout de variables d'optimisation augmente énormément la quantité de possibilités à évaluer. Pour pallier à cette problématique, la routine d'optimisation pourrait tirer profit des algorithmes génétiques, qui sont fréquemment utilisés pour l'optimisation des composites afin d'obtenir une solution satisfaisante sans avoir à évaluer l'ensemble des possibilités.

- Recommandations relatives au mécanisme d'actionnement

Concernant le mécanisme d'actionnement développé pour ce projet, le premier point à améliorer concerne le réglage de la tension initiale dans les actionneurs. Un dispositif permettant de régler la tension individuellement dans chaque actionneur devrait être

implémenté. Afin de faciliter l'intégration des actionneurs à l'arbre à cames et à la poulie de redirection, ceux-ci pourraient également être plus spécifiques pour l'application en ayant des propriétés variables. Il serait intéressant de les laminier plus sévèrement localement ou d'effectuer un recuit local dans les régions où ils doivent épouser une forme spécifique.

Une alternative intéressante pourrait être utilisée afin de libérer un maximum d'espace sous l'aile, la rotation de l'arbre à cames pourrait être générée à partir d'un tube de Nitinol à paroi mince ayant subi un entraînement en torsion. De cette manière, une quantité d'espace encore plus grande pourrait être libérée sous la surface de l'aile et l'ensemble du mécanisme serait encore plus compact.

Afin d'avoir une plus grande versatilité dans les déformées générée par le mécanisme d'actionnement, ce dernier pourrait permettre de contrôler plus d'un degré de liberté. Le mécanisme développé ici permet de balayer l'enveloppe d'actionnement défini au tout début du projet, mais en ayant un seul degré de liberté contrôlé. Il serait donc intéressant de concevoir un mécanisme qui contrôle simultanément une rotation en plus du déplacement au bord de fuite.

- Recommandations relatives au contrôle

Le contrôle des actionneurs au moyen d'un encodeur est un moyen intéressant de contrôler la position de l'extrados, mais une corrélation précise entre le déplacement linéaire la rotation de l'arbre doit tenir compte de la déformation de certaines composantes (arbre à cames, raidisseur de l'extrados, etc.). Afin d'assurer un contrôle très précis, il serait préférable d'établir une corrélation entre la position de l'arbre et le déplacement du composite. Dans le présent projet, le retour à la géométrie optimale n'a pas été considéré, il se fait brusquement lorsque le mécanisme de blocage est relâché. Or, pour une application réelle, il faudrait s'assurer d'amortir ce retour, ceci peut être fait en effectuant un contrôle du chauffage lors du relâchement du dispositif de blocage afin d'avoir un certain frottement en permanence.

ANNEXE I

PROPRIÉTÉS DES CONSTITUANTS DES COMPOSITES

Les propriétés des constituants du composite infusé fournies par les fabricants, soit la résine Huntsman 8604 et la fibre de carbone Torayca T300 sont présentées aux pages suivantes. Pour ce qui est du pré imprégné, sa fiche technique avec les propriétés mesurées par le fabricant est également fournie.



Enriching lives through innovation

Advanced Materials

Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System

EPOXY RESIN SYSTEM

DESCRIPTION :

Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System is a two-component, low-viscosity epoxy system developed for use in the production of advanced composites using vacuum-assisted resin transfer molding (VARTM), resin transfer molding (RTM), Seemans Composite Resin Injection Molding Process (SCRIMPSM), or other infusion processes. The low-mixed viscosity and wet-out potential of Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System enhance processability parameters.

Araldite® LY 8604 System / Aradur® 8604 System has enhanced temperature performance after only a room temperature cure and maintains excellent toughness. Composites produced with this product can achieve a glass transition of 176°F (80°C) without a post cure.

ADVANTAGES :

- Exceptionally long work life
- Excellent high-heat resistance with a room temperature cure
- Superior properties
- Remains transparent after cured

MIX RATIO :

By weight:	100 to 15	Resin to Hardener
By volume:	100 to 19	Resin to Hardener

Mixing Instructions: Measure each component accurately (±5%) into clean containers. Thoroughly mix resin and hardener together (minimum 2 minutes) scraping container sidewalls, bottom, and mixing stick several times to assure a uniform mix.

TYPICAL HANDLING PROPERTIES :

Tested @ 77°F(25°C) unless otherwise noted.

Property	Criteria	ASTM Test Method	Test Value
Color	Mixed		Transparent
Specific Gravity	Resin	D-792	1.14
	Hardener		0.90
Viscosity, cP	Resin	D-2393	750
	Hardener		20
Gel Time, minutes	Mixed		370
	4 fl.oz.	D-2471	220
	14 fl.oz.		120

NOTE: Typical Properties – These physical properties are reported as typical test values obtained by our test laboratory. If assistance is needed in establishing product specifications, please consult with our Quality Control Department.



HUNTSMAN

Enriching lives through innovation

ACCESSORIES :

The following sealer and release agent have been specifically identified for use with the Araldite® LY 8604 System to achieve maximum results.

<i>Mold Sealer:</i>	RenShape High Performance Sealer
<i>Release Agent:</i>	Frekote® 700-NC

PROCESSING :
Mold Preparation:

- Clean mold with acetone or ethanol solvent.
- Apply two coats of sealer allowing time to dry to touch between each coat.
- Apply five coats of release agent allowing time to dry to touch between each coat.

RECOMMENDED CURE SCHEDULE :

24 hours minimum @ 77°F (25°C).

NEAT SYSTEM
TYPICAL CURED PROPERTIES :

Cured 7 days @ 77°F (25°C)

Tested @ 77°F(25°C) unless otherwise noted.

Property	ASTM Test Method	Test* Value
Density, lb./ft ³ (g/cm ³)	D-792	71 (1.14)
Cubic inch per Pound	D-792	24.3
Hardness (Shore D)	D-2240	81
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	11,411
Flexural Modulus, psi	D-790	0.41 x 10 ⁶
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	7,600
Tensile Modulus, psi		0.45 x 10 ⁶
Tg by DMA, E' onset, °F (°C)	D-4065	164 (73)
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	17,790
% Elongation	D-638	2.0

*All properties are of neat product form (non-composite).





Enriching lives through innovation

INFUSION PROCESS

TYPICAL CURED PROPERTIES :			
Cured 7 days @ 77°F (25°C) Tested @ 77°F(25°C) unless otherwise noted.			
Property	ASTM Test Method	Test ¹ Value	Test ² Value
Hardness (Shore D)	D-2240	92	91
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	47,324	88,467
Flexural Modulus, psi	D-790	2.3×10^6	5.6×10^6
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	48,386	73,253
Tensile Modulus, psi		0.89×10^6	7.9×10^6
Tg by DMA, E' onset, °F (°C)	D-4065	176 (80)	176 (80)
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	29,031	34,400
Compressive Modulus, psi		3.2×10^6	—
% Elongation	D-638	—	1.0

LAY-UP PROCESS :

	Glass Laminate ¹	Graphite Laminate ²
Panel Type:	Approx. 2 ft.x 2 ft. flat panel	Approx. 2 ft.x 2 ft. flat panel
Cloth Type:	8 layer, Volan A 7500, 10 oz.	8 layer, 3K, 70P
Cloth Rotation:	0 degrees	0 degrees
Procedure:	VARTM, flat panel	VARTM, flat panel
Laminate Thickness:	0.085"	0.080"
Laminate Resin Content:	36%	38%

PACKAGING :

Unit		Weight
5 gallon	Resin	43 lb.
1 gallon	Hardener	6.5 lb.
Drum	Resin	467 lb.
5 gallon	Hardener	33.75 lb.
Drum	Hardener	350 lb.



HUNTSMAN

Enriching lives through innovation

HANDLING :

Work in a well ventilated area and use clean, dry tools for mixing and applying For two component system, combine the resin and hardener according to mix ration. Mix together thoroughly and use immediately after mixing. Material temperature should not be below 18 °C (65 °F) when mixing.

STORAGE :

Araldite® LY 8604/ Aradur® 8604 System should be stored in a dry place, in the sealed original container, at temperatures between +2°C and +40°C (+35.6°F and +104°F). Under these storage conditions, the shelf life is 2 years. The product should not be exposed to direct sunlight.

PRECAUTIONARY STATEMENT :

Huntsman Advanced Materials Americas LLC maintains up-to-date Material Safety Data Sheets (MSDS) on all of its products. These sheets contain pertinent information that you may need to protect your employees and customers against any known health or safety hazards associated with our products. Users should review the latest MSDS to determine possible health hazards and appropriate precautions to implement prior to using this material.

First Aid!

Refer to MSDS as mentioned above.

KEEP OUT OF REACH OF CHILDREN**FOR PROFESSIONAL AND INDUSTRIAL USE ONLY**



IMPORTANT LEGAL NOTICE

Huntsman Advanced Materials warrants only that its products meet the specifications agreed with the user. Typical properties, where stated, are to be considered as representative of current production and should not be treated as specifications.

The manufacture of materials is the subject of granted patents and patent applications; freedom to operate patented processes is not implied by this publication.

While all the information and recommendations in this publication are, to the best of Huntsman Advanced Material's knowledge, information and belief, accurate at the date of publication, NOTHING HEREIN IS TO BE CONSTRUED AS A WARRANTY, WHETHER EXPRESS OR IMPLIED, INCLUDING BUT WITHOUT LIMITATION, AS TO MERCHANTABILITY OR FITNESS FOR A PARTICULAR PURPOSE. IN ALL CASES, IT IS THE RESPONSIBILITY OF THE USER TO DETERMINE THE APPLICABILITY OF SUCH INFORMATION AND RECOMMENDATIONS AND THE SUITABILITY OF ANY PRODUCT FOR ITS OWN PARTICULAR PURPOSE.

The behavior of the products referred to in this publication in manufacturing processes and their suitability in any given end-use environment are dependent upon various conditions such as chemical compatibility, temperature, and other variables, which are not known to Huntsman Advanced Materials. It is the responsibility of the user to evaluate the manufacturing circumstances and the final product under actual end-use requirements and to adequately advise and warn purchasers and users thereof.

Products may be toxic and require special precautions in handling. The user should obtain Safety Data Sheets from Huntsman Advanced Materials containing detailed information on toxicity, together with proper shipping, handling and storage procedures, and should comply with all applicable safety and environmental standards.

Hazards, toxicity and behavior of the products may differ when used with other materials and are dependent on manufacturing circumstances or other processes. Such hazards, toxicity and behavior should be determined by the user and made known to handlers, processors and end users.

Except where explicitly agreed otherwise, the sale of products referred to in this publication is subject to the general terms and conditions of sale of Huntsman Advanced Materials LLC or of its affiliated companies including without limitation, Huntsman Advanced Materials (Europe) BVBA, Huntsman Advanced Materials Americas Inc., and Huntsman Advanced Materials (Hong Kong) Ltd.

Huntsman Advanced Materials is an international business unit of Huntsman Corporation. Huntsman Advanced Materials trades through Huntsman affiliated companies in different countries including but not limited to Huntsman Advanced Materials LLC in the USA and Huntsman Advanced Materials (Europe) BVBA in Europe.

ReInfusion, Ren and RenShape Express are registered trademarks of Huntsman Corporation or an affiliate thereof in one or more, but not all, countries.

Copyright © 2007 Huntsman Corporation or an affiliate thereof. All rights reserved.

Main Offices :
Huntsman Corporation
10003 Woodloch Forest Dr.
The Woodlands
Texas 77380
(281) 719-6000

Huntsman Advanced Technology
Center
8800 Gosling Rd.
The Woodlands
Texas 77381
(281) 719-7400
Website :
www.huntsman.com/advanced_materials



TORAYCA® T300 DATA SHEET

Baseline carbon fiber used in aerospace applications. Has 30 year production history and is known for its balanced composite properties, high quality, consistency, reliability and supplyability.

FIBER PROPERTIES

		English	Metric	Test Method
Tensile Strength		512 ksi	3,530 MPa	TY-030B-01
Tensile Modulus		33.4 Msi	230 GPa	TY-030B-01
Strain		1.5 %	1.5 %	TY-030B-01
Density		0.064 lbs/in ³	1.76 g/cm ³	TY-030B-02
Filament Diameter		2.8E-04 in.	7 µm	
Yield	1K	22,568 ft/lbs	66 g/1000m	TY-030B-03
	3K	7,523 ft/lbs	198 g/1000m	TY-030B-03
	6K	3,761 ft/lbs	396 g/1000m	TY-030B-03
	12K	1,862 ft/lbs	800 g/1000m	TY-030B-03
Sizing Type	40A, 40B		1.0 %	TY-030B-05
& Amount	40D		0.7 %	TY-030B-05
	50A, 50B		1.0 %	TY-030B-05
Twist		Twisted, Untwisted, or Never twisted		

FUNCTIONAL PROPERTIES

CTE	-0.41 $\alpha \cdot 10^{-6}/^{\circ}\text{C}$
Specific Heat	0.19 Cal/g $\cdot^{\circ}\text{C}$
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm $\cdot\text{s}\cdot^{\circ}\text{C}$
Electric Resistivity	1.7 $\times 10^{-3} \Omega\cdot\text{cm}$
Chemical Composition: Carbon	93 %
Na + K	<50 ppm

COMPOSITE PROPERTIES*

Tensile Strength	270 ksi	1,860 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	20.0 Msi	135 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	215 ksi	1,470 MPa	ASTM D-695
Flexural Strength	260 ksi	1,810 MPa	ASTM D-790
Flexural Modulus	18.0 Msi	125 GPa	ASTM D-790
ILSS	14 ksi	10 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.0 ksi	76 MPa	ASTM D-3039

* Toray 250°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

T300

COMPOSITE PROPERTIES**

Tensile Strength	255 ksi	1,760 MPa	ASTM D-3039
Tensile Modulus	19.5 Msi	130 GPa	ASTM D-3039
Tensile Strain	1.3 %	1.3 %	ASTM D-3039
Compressive Strength	230 ksi	1,570 MPa	ASTM D-695
Compressive Modulus	18.5 Msi	125 GPa	ASTM D-695
In-Plane Shear Strength	14 ksi	98 MPa	ASTM D-3518
ILSS	15.5 ksi	11 kgf/mm ²	ASTM D-2344
90° Tensile Strength	11.5 ksi	80 MPa	ASTM D-3039

** Toray Semi-Toughened 350°F Epoxy Resin. Normalized to 60% fiber volume.

See Section 4 for Safety & Handling information. The above properties do not constitute any warranty or guarantee of values.

These values are for material selection purposes only. For applications requiring guaranteed values, contact our sales and technical team to establish a material specification document.

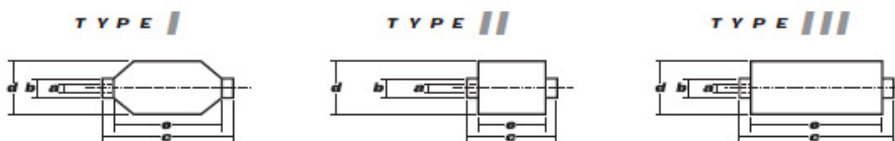
PACKAGING

The table below summarizes the tow sizes, twists, sizing types, and packaging available for standard material. Other bobbin sizes may be available on a limited basis.

Tow Sizes	Twist ¹	Sizing	Bobbin Net Weight (kg)	Bobbin Type ²	Bobbin Size (mm)					Spools per Case	Case Net Weight (kg)
					a	b	c	d	e		
1K	A	40A, 50A	1.0	I	94	99	320	135	260	15	15
	A	40A, 50A	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
	B	50B	1.0	II	76	82	192	132	156	16	16
3K	A	40A, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40B, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
6K	A	40D, 50A	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
	B	40D, 50B	2.0	II	76	82	192	157	156	12	24
12K	A	50A	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24
	B	50B	4.0	II	76	82	192	204	156	6	24

¹ Twist A: Twisted yarn B: Untwisted yarn made from a twisted yarn through an untwisting process

² Bobbin Type See Diagram below



TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

6 Hutton Centre Drive, Suite #1270, Santa Ana, CA 92707 TEL: (714) 431-2320 FAX: (714) 424-0750
Sales@Toraycfa.com Technical@Toraycfa.com www.torayusa.com



ADVANCED Group

明安國際企業股份有限公司

ADVANCED INTERNATIONAL MULTITECH CO., LTD.

ADVANCED INTERNATIONAL MULTITECH CO., LTD

AD Group—SP Prepreg

High Toughness Prepreg

● Description

- AD Group—SP series is a 130 °C ~150°C curing epoxy based prepreg which is for application of high performance structural products.

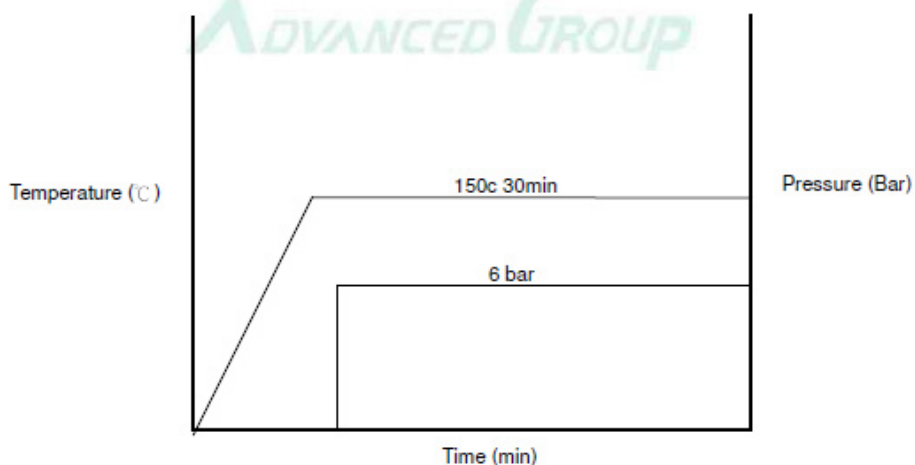
● Characteristic

- Excellent energy absorption
- Perfect fatigue resistance
- Long shelf-life and Good Tack

● Applications

- Sporting goods
- Electronic products
- Medical facilities

● Curing cycle



No. 33 Ta Yen South Rd. Lin Hai Industrial District Kaohsiung 812, Taiwan, R.O.C
TEL : 886-7-8715135 FAX : 886-7-8720898

2010/03
by AD Group R&D

AD Group—SP Prepreg

Data Sheet

● Mechanical Properties:

		24T	30T	40T
Fiber Type		HTS	IM600	M40S
FAW / RC		120 / 35	110 / 25	100 / 35
0° Tensile Strength	(MPa)	2012	2121	1704
0° Tensile Modulus	(GPa)	136	164	195
90° Tensile Strength	(MPa)	59	54	45
90° Tensile Modulus	(GPa)	7	5	4
0° Flexural Strength	(MPa)	1252	1297	1145
0° Flexural Modulus	(GPa)	123	147	171
90° Flexural Strength	(MPa)	122	93	83
90° Flexural Modulus	(GPa)	8	8	7
Short Beam Strength	(MPa)	77	79	81

*All data above are calculated by advanced group.

1. Test standard :ASTM
2. Curing at mechanical properties about 150°C / 30min / 6bar
3. All data are normalized to 55% fiber volume.

● Storage Condition:

AD Group—SP series should be refrigerated in a sealed polyethylene bag. Storage temperature is preferably below -15°C. In order to avoid moisture condensation, prepreg has to be reached room temperature before opening it.

PPG Storage Temperature and Preservation deadline

Storage Temperature	-15°C	-10°C	-5°C	0°C	5°C
Preservation deadline	6 Months	4.2Months	3Months	1.8Months	1.5Months

*This data is for reference only

ANNEXE II

ÉVALUATION DES PROPRIÉTÉS DES COMPOSITES

Bien que les propriétés des constituants employés dans la mise en forme des composites soient bien connues d'après les fiches du fabricant, les propriétés des composites sont fortement influencées par les étapes de mise en forme. Une bonne connaissance des propriétés des deux matériaux sélectionnés était essentielle afin d'assurer le respect de la déformée et la validité de la routine d'optimisation. Des essais de caractérisation ont été réalisés ou les normes ASTM D3039 et ASTM D3518 ont été employées comme guide pour la préparation des échantillons ainsi que pour la réalisation des essais. Des échantillons avec des plis à 0° , 90° et $\pm 45^\circ$ ont été fabriqués pour mesurer les propriétés élastiques E_1 , E_2 , G_{12} et ν_{12} . L'acquisition de données a toutefois été réalisée à l'aide du système de corrélation d'images GOM ARAMIS.

Dans un premier temps, les courbes de traction pour le matériau infusé sont présentées. Le matériau est constitué de fibres de carbone T300 Torayca dont les propriétés sont montrées à la fin de l'annexe II. La résine sélectionnée est un époxy Huntsman Araldite 8604 combiné au durcisseur Aradur 8604. Cette résine possède une faible viscosité ce qui en fait un choix idéal pour l'infusion. L'infusion a par ailleurs été réalisée sous vide complet et la cure a été réalisée à température ambiante pour une période de 24 heures. Au total, trois infusions ont été requises pour préparer les stratifiés dans lesquels les éprouvettes à 0° , 90° et $\pm 45^\circ$ ont été découpées. Le Tableau A II-1 montre la quantité et les dimensions des éprouvettes utilisées pour caractériser le matériau infusé.

Tableau A II-1 Éprouvettes utilisées pour la caractérisation du T300/Huntsman 8604

Empilement	Quantité	Dimension [mm] (Longueur x largeur x épaisseur)
$[0^\circ_5]$	8	250 x 15 x 1,6
$[90^\circ_8]$	8	180 x 25 x 2,56
$[\pm 45^\circ]_{2S}$	9	250 x 25 x 2,56

La Figure A II-1 présente les courbes de traction pour le composite T300/Huntsman 8604 orienté à 0 degré sont présentées avec un tableau récapitulatif des propriétés mécaniques obtenues. Il est à noter que la majorité des essais n'ont pas permis de mener à la rupture des échantillons étant donné un glissement des échantillons dans les mâchoires. Toutefois, la mesure des propriétés élastiques par corrélation d'image n'est pas compromise. Les mesures des propriétés pour chaque échantillon suivent donc au Tableau A II-1.

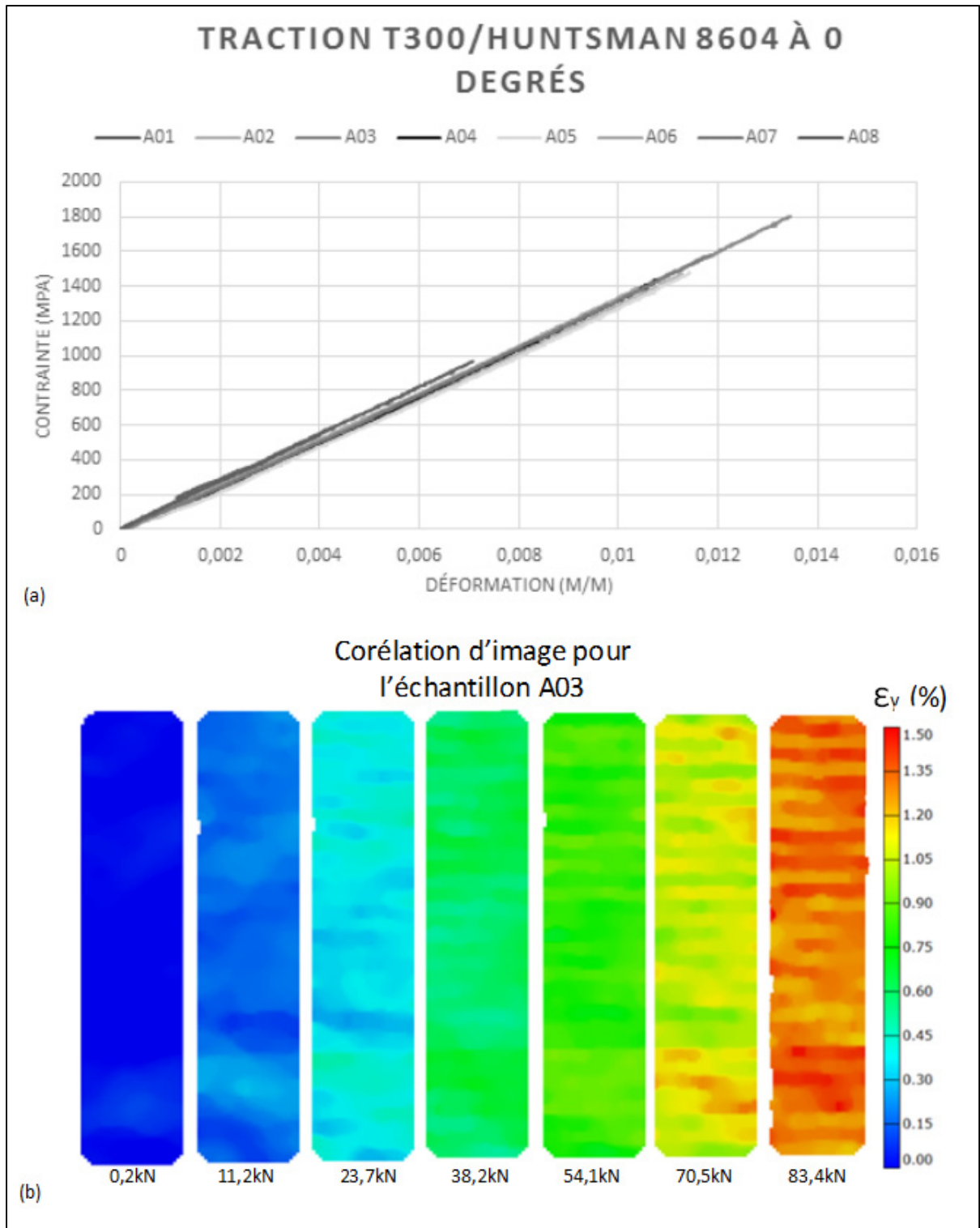


Figure A II-1 (a) courbes contraintes-déformations pour les échantillons infusés à 0 degré et (b) champ de déformation pour l'échantillon A03

Tableau A II-2 Résultats des essais de traction pour le composite T300/Huntsman 8604 à 0 degré

Échantillon	E1 (GPa)	v12
A01	132.28	0.230
A02	131.97	0.276
A03	135.82	0.270
A04	132.99	0.336
A05	130.59	0.367
A06	133.34	0.338
A07	133.91	0.285
A08	135.34	0.317
Moyenne	133.28	0.302
Écart-Type	1.626	0.042
Max	135.82	0.37
Min	130.59	0.23

À la Figure A II-2 et au Tableau A II-3 sont présentés respectivement les courbes de traction pour les échantillons infusés à 90 degrés ainsi que les modules E_2 mesurés par corrélation d'image.

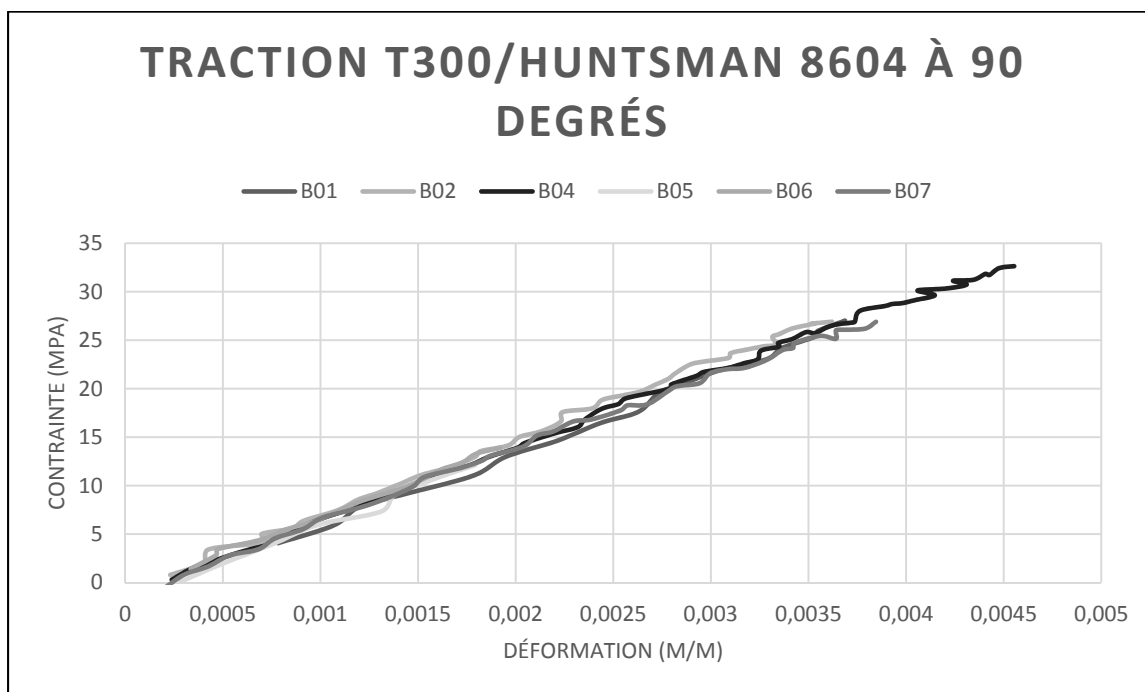


Figure A II-2 Courbes contraintes-déformations pour les échantillons d'infusés à 90 degrés

Tableau A II-3 Résultats des essais de traction pour le composite T300/Huntsman 8604 à 90 degrés

Échantillon	E2 (GPa)
B01	7.97
B02	7.87
B03	-
B04	7.60
B05	8.03
B06	7.62
B07	7.70
B08	-
Moyenne	7.80
Écart-Type	0.168
Max	8.03
Min	7.60

Pour compléter le résumé des essais de caractérisation du matériau infusé, la Figure A II-3 et le Tableau A II-4 montrent respectivement les courbes de traction pour les échantillons infusés à +/- 45 degrés ainsi que les modules de cisaillement G_{12} mesurés pour chacun des échantillons.

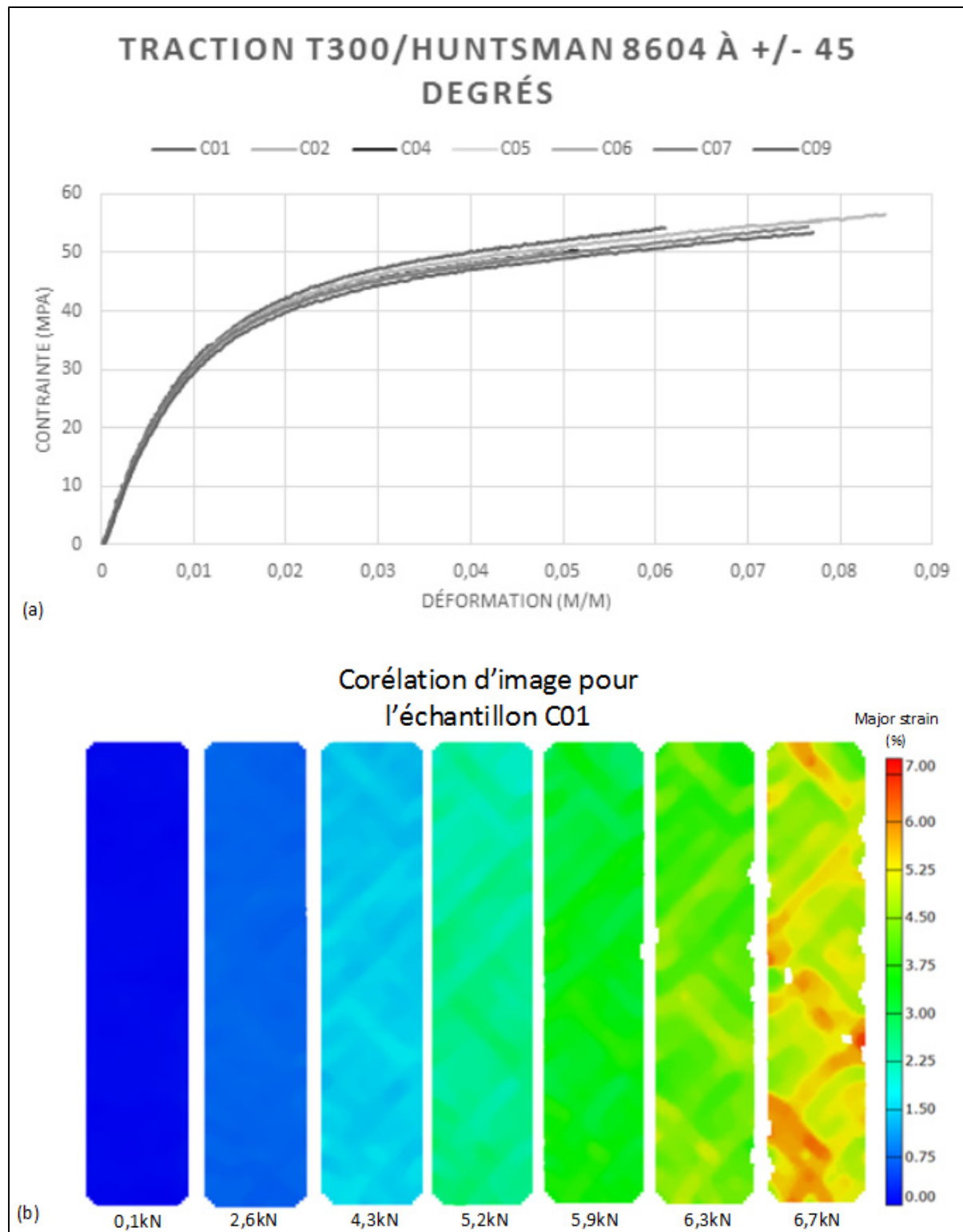


Figure A II-3 (a) Courbes contraintes-déformations pour les échantillons infusés à +/- 45 degrés et (b) champs de déformation pour l'échantillon C01

Tableau A II-4 Résultats des essais de traction pour le composite T300/Huntsman 8604 à +/- 45 degrés

Échantillon	G12 (GPa)
C01	3.32
C02	3.34
C03	-
C04	3.20
C05	3.30
C06	3.48
C07	3.40
C08	-
C09	3.34
Moyenne	3.34
Écart-Type	0.079
Max	3.48
Min	3.20

Pour la partie à venir, les résultats équivalents sont présentés pour le pré imprégné. Le matériau retenu est le composite Carbone/Époxy haute ténacité Advanced Group SP series. Pour chaque empilement, le premier pli a été débuller pendant une période de 15 minutes et le débullage a été fait tous les 3 plus supplémentaires. Pour ce qui est de la cure, elle a été réalisée sous vide complet (-29 po Hg) et à une température de 150°C pour une période de 60 minutes. Le Tableau A II-5 présente le nombre d'échantillons testés pour chaque empilement ainsi que leurs dimensions.

Tableau A II-5 Éprouvettes utilisées pour la caractérisation du pré imprégné

Empilement	Nombre d'échantillons	Dimension [mm] (Longueur x largeur x épaisseur)
$[0^{\circ}_8]$	14	250 x 15 x 1,6
$[90^{\circ}_{16}]$	8	180 x 25 x 2,56
$[+45^{\circ}, -45^{\circ}]_{4S}$	10	250 x 25 x 2,56

Dans le même ordre d'idée que pour le premier matériau, les courbes contraintes déformation mesurée par corrélation d'image sont présentés à la Figure A II-4 et le tableau A II-6 présente les modules E1 et coefficients de poisson pour chaque éprouvette.

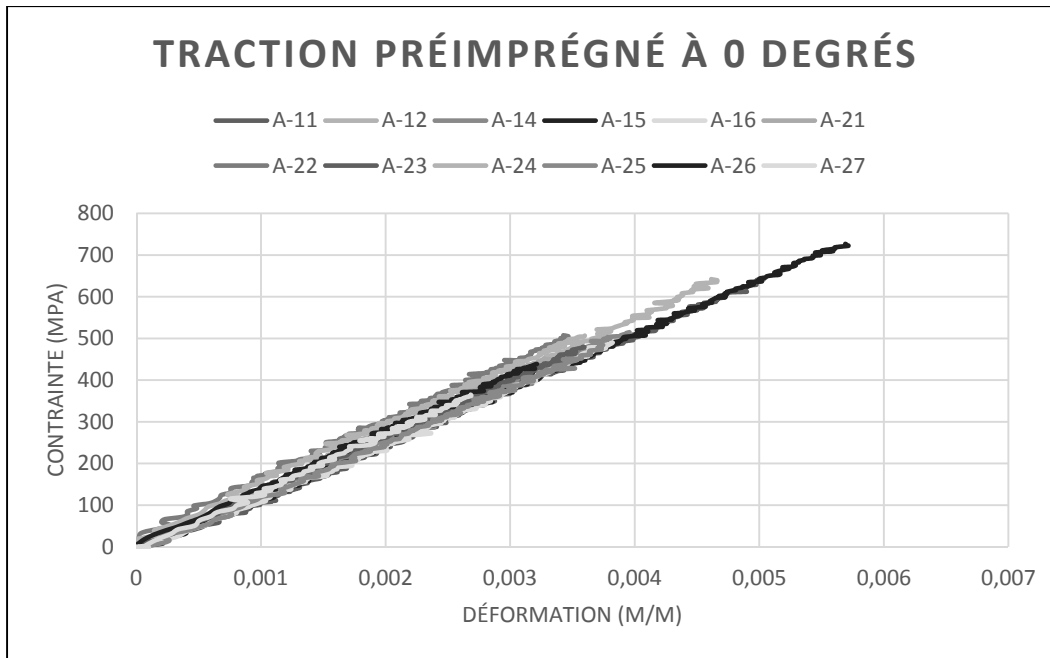


Figure A II-4 Courbes contraintes-déformations pour les échantillons de pré imprégné à 0 degré

Tableau A II-6 Résultats des essais de traction pour le pré imprégné à 0 degré

Échantillon	E1 (GPa)	v12
A11	135.14	0.31
A12	140.29	0.32
A13	-	-
A14	136.86	0.36
A15	131.67	0.29
A16	139.34	0.31
A21	140.32	0.37
A22	138.36	0.26
A23	135.71	0.33
A24	-	-
A25	132.10	0.28
A26	136.81	0.35
A27	137.24	0.35
Moyenne	136.71	0.321
Écart-Type	2.933	0.033
Max	140.32	0.37
Min	131.67	0.26

À la Figure A II-5 et au Tableau A II-7 sont présentés respectivement les courbes de traction pour les échantillons fabriqués avec le pré imprégné Advanced Group à 90 degrés ainsi que les modules E_2 mesurés par corrélation d'image.

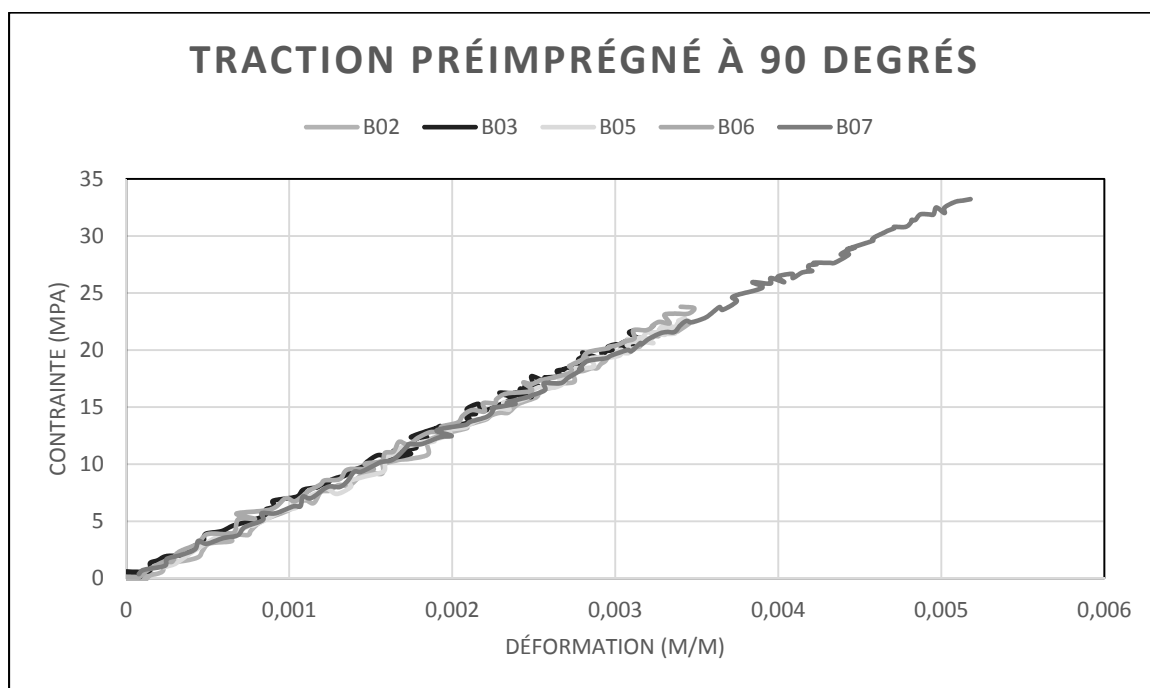


Figure A II-5 Courbes contraintes-déformations pour les échantillons de pré imprégné à 90 degrés

Tableau A II-7 Résultats des essais de traction pour le pré imprégné à 90 degrés

Échantillon	E2 (GPa)
B11	-
B12	6.72
B13	6.71
B14	-
B15	6.79
B16	6.82
B17	6.52
Moyenne	6.71
Écart-Type	0.105
Max	6.82
Min	6.52

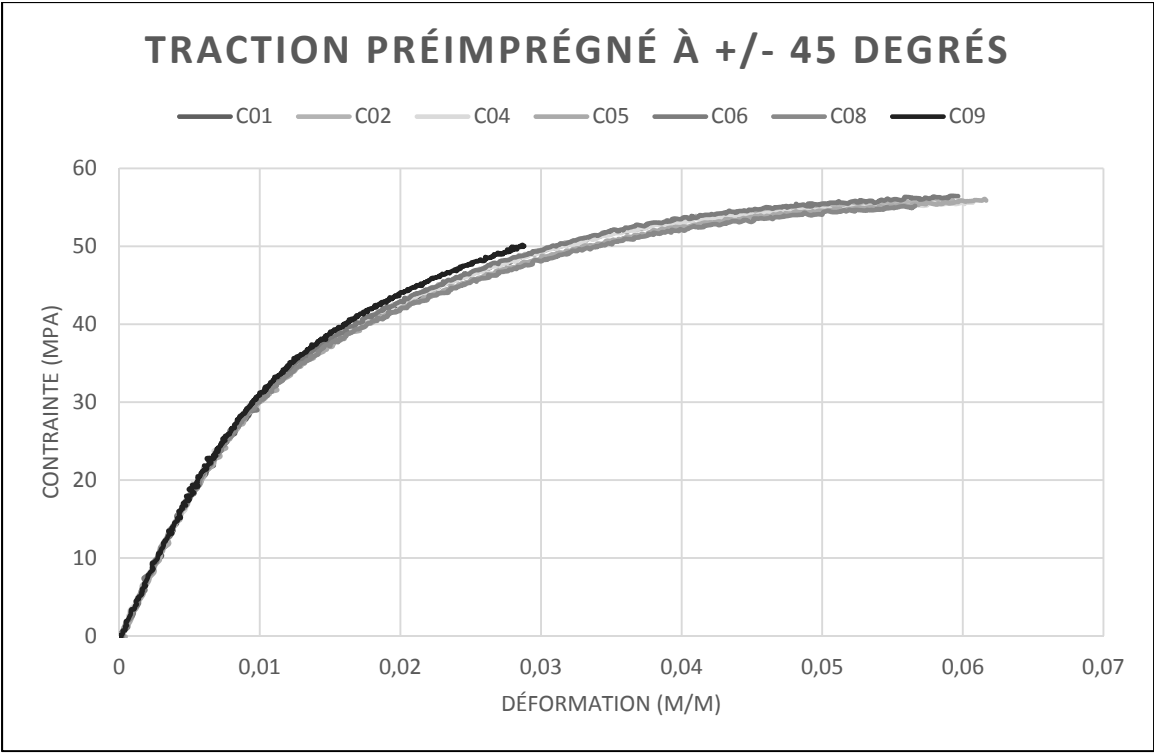


Figure A II-6 Courbes contraintes-déformations pour les échantillons de pré imprégné à +/- 45 degrés

Tableau A II-8 Résultats des essais de traction pour le préimprégné à +/- 45 degrés

Échantillon	G12 (GPa)
C11	2.94
C12	2.94
C13	-
C14	2.97
C15	2.95
C16	2.88
C17	-
C18	3.05
C19	3.11
Moyenne	2.98
Écart-Type	0.076
Max	3.11
Min	2.88

ANNEXE III

RÉSULTATS DES ESSAIS MÉCANIQUES EFFECTUÉS SUR L'EXTRADOS

Des essais mécaniques sur la surface de composite constituant l'extrados ont été réalisés et sont discutés dans le chapitre 3 du mémoire. Toutefois, dans le contexte de l'article, l'ensemble des résultats de ces essais ne pouvait pas être présenté. C'est dans cet ordre d'idée que sont présentées plus d'informations concernant ces essais qui ont permis de valider le modèle par éléments finis de l'extrados, d'effectuer un choix de procédé et de valider le comportement en fatigue de l'extrados.

L'échantillon utilisé pour évaluer le comportement de l'extrados est une tranche de 50 mm de largeur de ce dernier, fabriqué selon l'empilement sélectionné suite à l'optimisation. La fabrication des échantillons a été effectuée selon les procédures décrites au chapitre 2. Les surfaces fabriquées dans le moule avaient une largeur de 230mm, 3 échantillons de 50 mm ont été coupés dans chacune d'elles. Deux extrados infusés et deux extrados fabriqués à partir de pré imprégné ont donc été mis en forme, ce qui a permis d'obtenir 6 échantillons pour chaque matériau. Parmi ces échantillons, seulement 5 ont été testés en fatigue.

Pour les essais mécaniques, les échantillons étaient montés entre deux encastrements ayant été usinés afin de respecter la géométrie de l'extrados. Les encastrements étaient conçus pour être serrés dans les mohrs de la machine de traction MTS 858 Mini Bionix. Le bord d'attaque de l'extrados était encastré jusqu'à 15mm afin de respecter les conditions du modèle par éléments finis. Pour ce qui est du bord de fuite, l'échantillon a été coupé 15 mm plus long et le blocage était effectué jusqu'à la limite de la portion adaptative, soit, à 350 mm du bord d'attaque.

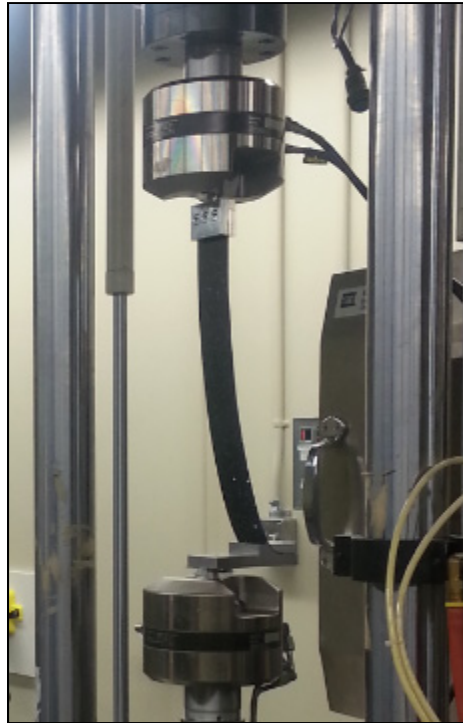


Figure A III-1 Montage de l'extrados pour les essais mécaniques

La procédure pour l'essai consistait à charger l'échantillon en appliquant un déplacement cyclique de -2,1 mm au bord de fuite de l'extrados. Dans un premier temps, 3 cycles lents étaient faits afin d'enregistrer la courbe force-déplacement de l'extrados ainsi que la déformée au moyen du système de corrélation d'images GOM Aramis. Par la suite, les échantillons étaient cyclés à 5Hz pour un total de 1 000 000 cycles. Pour cette partie, seule la réponse force-déplacement était évaluée pour 5 cycles vers les cycles 10, 50, 100, 500, 1000, 5000, 10000, 50000, 100000, 500000 et 1 000 000. Enfin, suite à cet essai, 3 cycles lents étaient encore une fois réalisés afin d'évaluer la déformée après cyclage en fatigue.

Les courbes force-déplacement pour les échantillons testés sont présentés à la Figure A III-2 pour le composite préimprégné et à la Figure A III-3 pour le matériau infusé. Il a été observé que la variabilité de cette réponse est nettement plus faible pour le matériau préimprégné. De surcroît, la force est plus élevée, ce qui signifie que le composite est plus rigide.

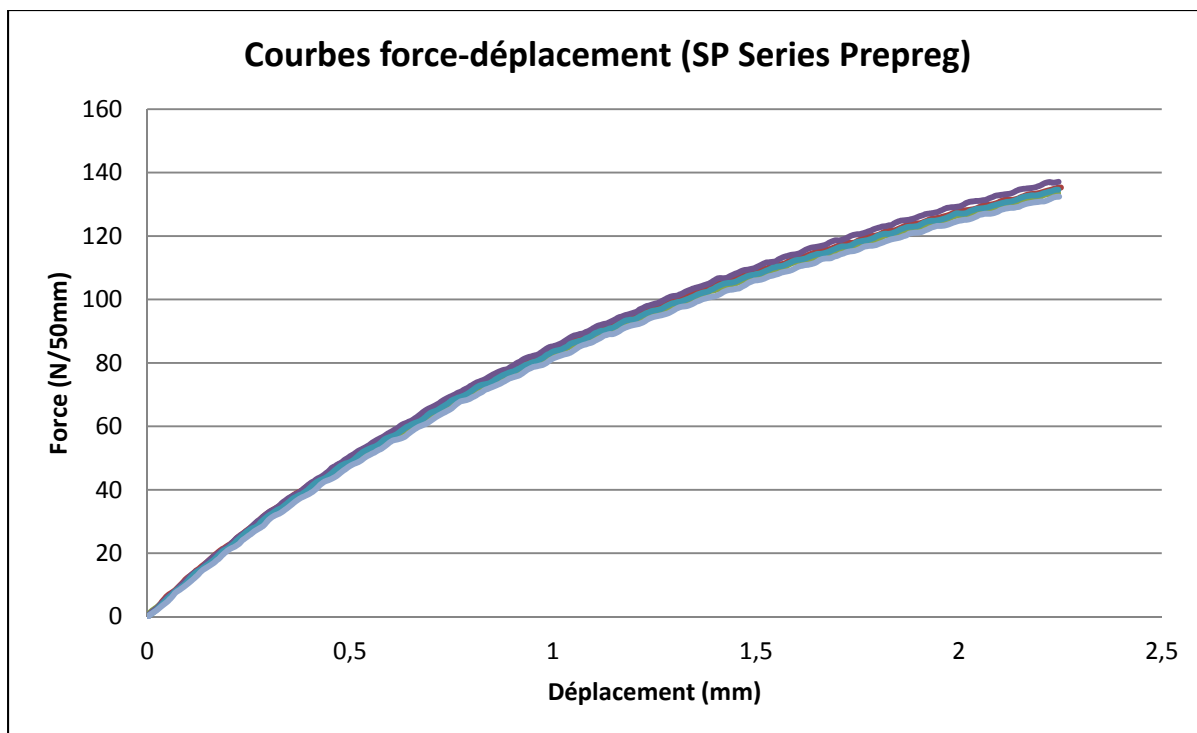


Figure A III-2 Courbes forces-déplacement pour les 5 échantillons de préimprégné

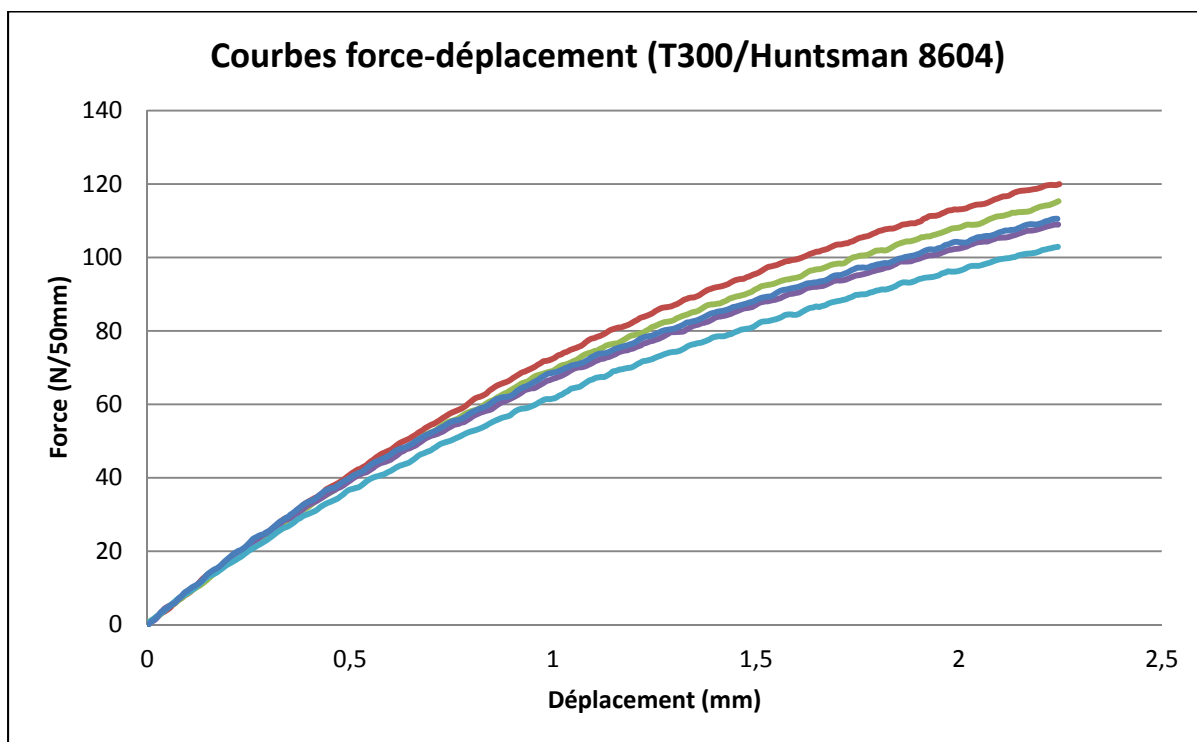


Figure A III-3 Courbes forces-déplacement pour les 5 échantillons infusés

Alors que les résultats concernant les courbes force-déplacement sont plutôt faciles à obtenir, ceux pour la déformée nécessitent une démarche un peu plus complexe. Dans un premier temps, il était nécessaire d'effectuer des transformations afin de repositionner l'image dans son référentiel. Une translation a été effectuée afin de repositionner l'origine et une rotation de 7,5 degrés devait être effectuée. Cette rotation venait annuler celle qui avait été réalisée dans le montage afin d'aligner l'axe de déplacement de la MTS Minibionix avec l'axe tangent au bord de fuite de l'extrados. Une fois les transformations effectuées, il était possible d'évaluer les déplacements et d'évaluer le profil de déflexion de la surface adaptative. Pour chacun des échantillons, un total de 5 sections équidistantes de 8mm ont été utilisés. Pour ces sections, le déplacement d'environ 130 points a été mesuré pour évaluer la déformée. Les déplacements observés aux cycles de chargements initiaux sont présentés à la Figure A III-4 et la Figure A III-5 respectivement pour les échantillons infusés et fabriqués à partir de pré imprégné. Il était également possible d'évaluer un indice de conformité expérimentale à partir de courbes présentées ici.

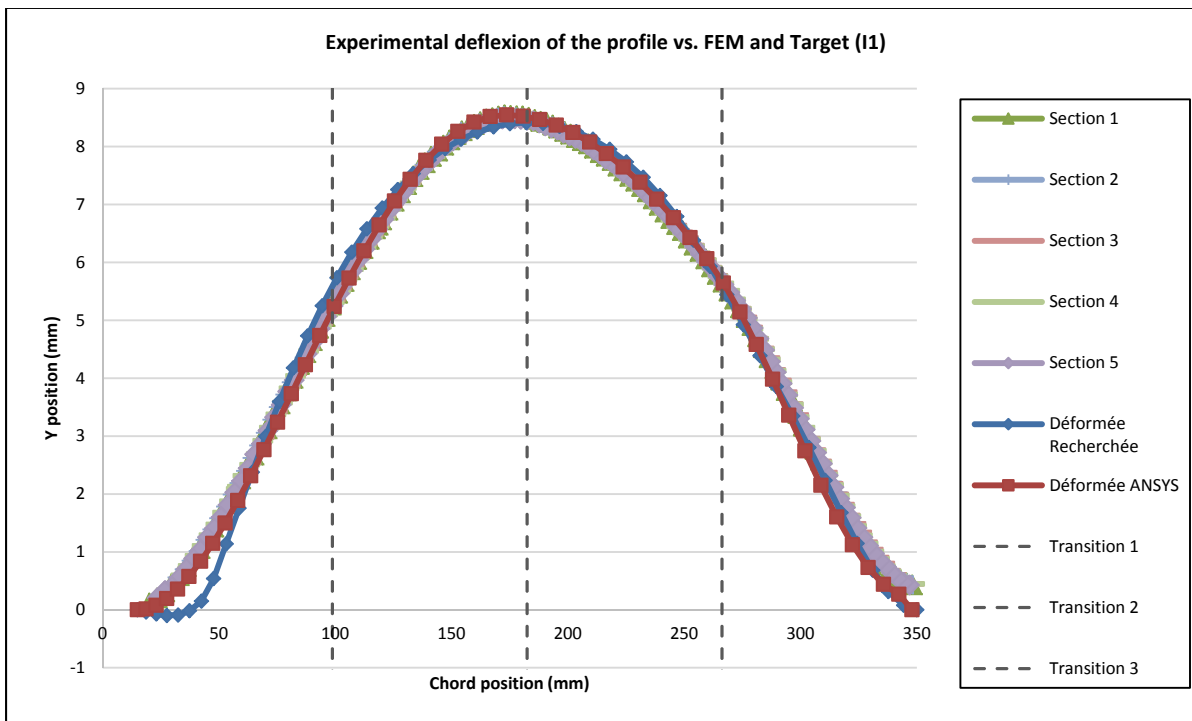


Figure A III-4 Exemple de distribution de la déflexion pour échantillon infusé

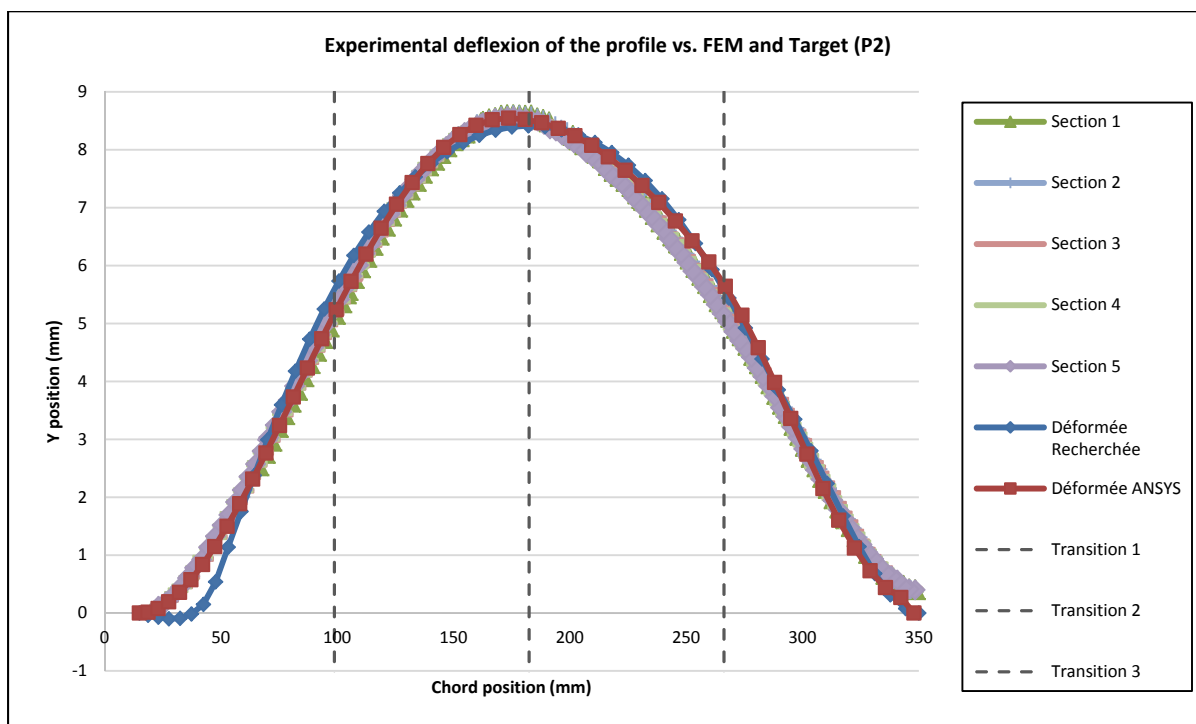


Figure A III-5 Exemple de distribution de la déflexion pour échantillon préimprégné

Les distributions de déflexion pour les deux matériaux présentent des caractéristiques intéressantes. Dans les deux cas, la déformée s'approche beaucoup de la cible. Toutefois, on observe que la déflexion aux environs de la troisième transition est légèrement plus faible que la cible dans le cas du pré imprégné. En opposition, on note que les déformations de la quatrième section de l'échantillon infusé sont légèrement supérieures à la cible. Ces tendances étaient observables pour l'ensemble des échantillons testés. L'impact sur l'indice de conformité sera toutefois discuté plus loin.

Par la suite, les courbes force-déplacement tout au long des essais de fatigue ont été tracés pour chacun des échantillons mis à l'essai. Elles sont montrées en Figure A III-6 et Figure A III-7. Seuls deux exemples seront présentés ici afin de ne pas alourdir le texte inutilement. Les courbes obtenues sont pratiquement identiques, excepté que leur ordonnée à l'origine change. Ceci s'explique par un léger glissement de la surface dans les encastremets qui est plus notable à partir de 100 000 cycles. Le phénomène de glissement n'est pas aussi

facilement observable pour l'ensemble des échantillons, il peut donc être associé au serrage des échantillons qui n'était possiblement pas identique. Les courbes force-déplacement permettent néanmoins de conclure que la réponse en force-déplacement ne change pas significativement pour une durée de vie de 1 000 000 cycles. En effet, en excluant le phénomène de glissement, il est impossible de noter une variation de plus de 2% au niveau de l'amplitude de la force.



Figure A III-6 Réponse force déplacement typique en fatigue pour un échantillon infusé

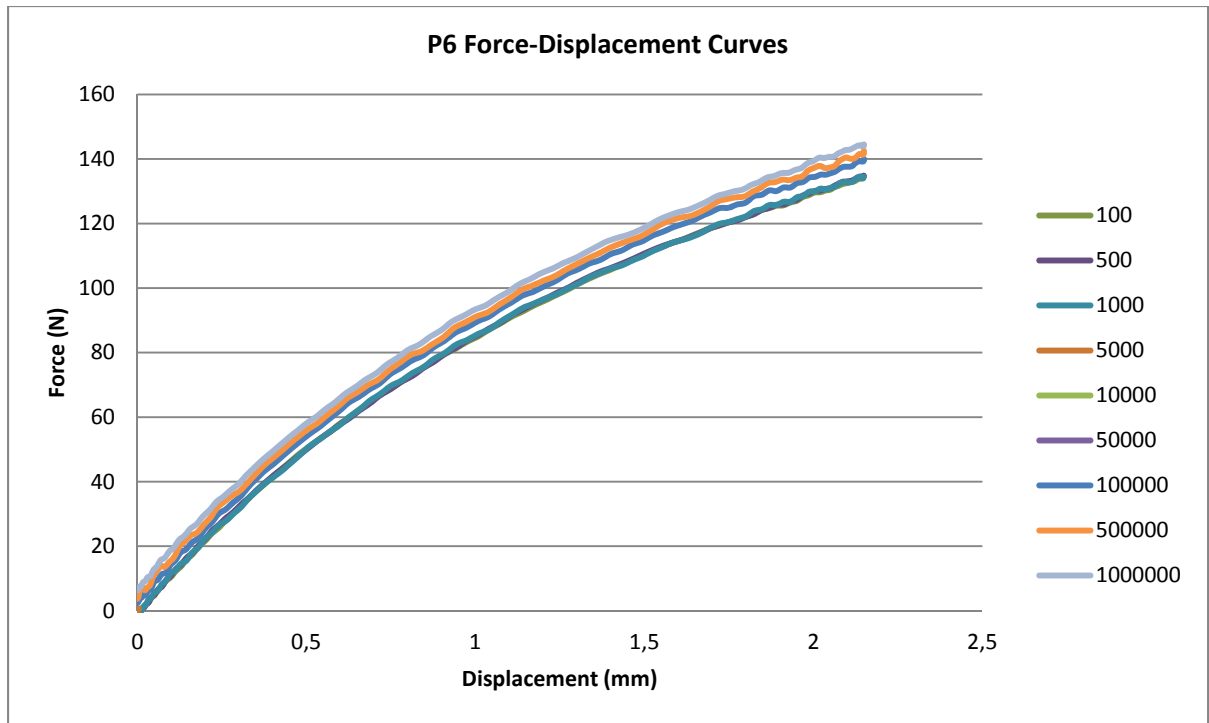


Figure A III-7 Réponse force déplacement typique en fatigue pour un échantillon de pré imprégné

Bien que la déformée après les cycles de fatigue ait été évaluée, il n'est pas pertinent de la présenter ici étant donné que les courbes sont à toute fin pratique identiques à celles observées avant. Les comparaisons seront alors faites au moyen d'un indice de conformité expérimentale, qui a permis d'évaluer la différence entre la géométrie ciblée et la géométrie obtenue expérimentalement lors des essais de fatigue. Les indices de conformité moyens sont présentés à la Figure A III-8.

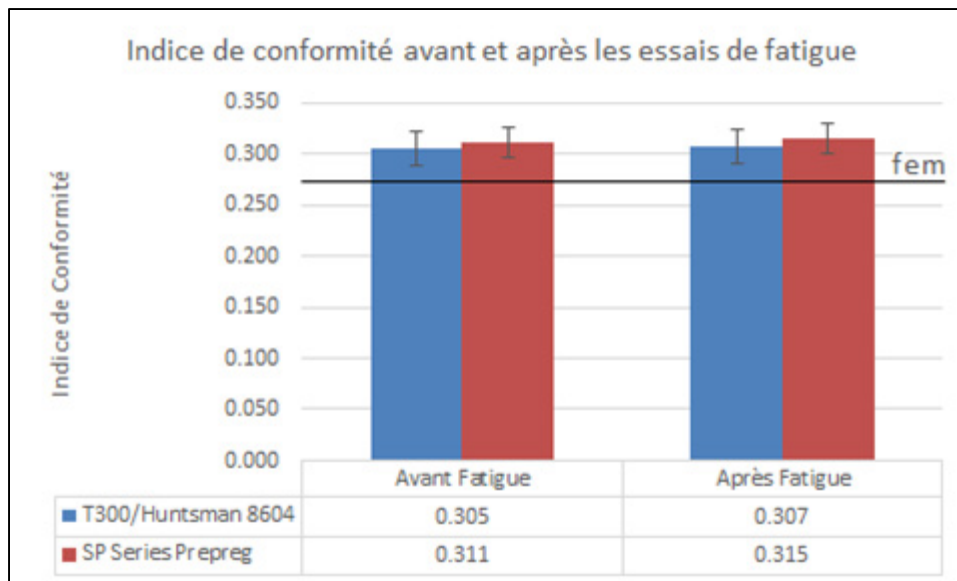


Figure A III-8 Comparaison des indices de conformité expérimentaux pour les deux procédés considérés avant et après les essais de fatigue

Les résultats d'indice de conformité proviennent de l'analyse des déformations de 5 sections pour les 5 échantillons avant et après les résultats de fatigue. On note que de manière générale, alors que le modèle prévoyait un indice de conformité de 0,27 mm, les résultats expérimentaux sont plutôt autour de 0,31. Cette différence est satisfaisante et montre que les résultats corréleront plutôt bien avec le modèle. Dans un autre ordre d'idée, on note qu'en moyenne le composite infusé s'approche plus de la cible, mais en considérant la dispersion des résultats, la différence n'est pas significative. En ce sens, la dégradation de l'extrados en fatigue n'est pas observable après un million de cycles pour aucun des matériaux, et l'indice de conformité à elle seule ne permet pas de privilégier aucun des deux matériaux.

Pour effectuer le choix final du matériau, il faut donc se baser sur la dispersion de la réponse force-déplacement, qui est beaucoup plus faible dans le cas du pré imprégné. On peut donc en déduire que la qualité est plus facilement repérable. C'est également ce qui a été observé visuellement au niveau de la surface de moulage des échantillons. La qualité générale de la surface est passablement meilleure pour le pré imprégné. C'est donc le procédé qui a été retenu pour la validation finale du prototype.

LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Abbas, A., J. de Vicente et E. Valero. 2013. « Aerodynamic technologies to improve aircraft performance ». *Aerospace Science and Technology*, vol. 28, n° 1, p. 100-132.
- Ajaj, R. M., E. I. Saavedra Flores, M. I. Friswell, G. Allegri, B. K. S. Woods, A. T. Isikveren et W. G. Dettmer. 2013. « The Zigzag wingbox for a span morphing wing ». *Aerospace Science and Technology*, vol. 28, n° 1, p. 364-375.
- Arrieta, Andres F., Onur Bilgen, Michael I. Friswell et Paolo Ermanni. 2013. « Modelling and configuration control of wing-shaped bi-stable piezoelectric composites under aerodynamic loads ». *Aerospace Science and Technology*, vol. 29, n° 1, p. 453-461.
- Baier, Horst, et Leri Datashvili. 2011. « Active and Morphing Aerospace Structures-a Synthesis Between Advanced Materials, Structures and Mechanisms ». *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, vol. 12, n° 3, p. 225-240.
- Barbarino, Silvestro, Onur Bilgen, Rafic M. Ajaj, Michael I. Friswell et Daniel J. Inman. 2011. « A Review of Morphing Aircraft ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, n° 9, p. 823-877.
- Baz, A, T Chen et J Ro. 2000. « Shape control of NITINOL-reinforced composite beams ». *Composites Part B: Engineering*, vol. 31, n° 8, p. 631-642.
- Berthelot, Jean-Marie. 2003. « Transverse cracking and delamination in cross-ply glass-fiber and carbon-fiber reinforced plastic laminates: static and fatigue loading ». *Applied Mechanics Reviews*, vol. 56, n° 1, p. 111-147.
- Bettini, P., M. Riva, G. Sala, L. Landro, A. Airolidi et J. Cucco. 2009. « Carbon Fiber Reinforced Smart Laminates with Embedded SMA Actuators—Part I: Embedding Techniques and Interface Analysis ». *Journal of Materials Engineering and Performance*, vol. 18, n° 5-6, p. 664-671.
- Bettini, Paolo, Alessandro Airolidi, Giuseppe Sala, Luca Di Landro, Massimo Ruzzene et Alessandro Spadoni. 2010. « Composite chiral structures for morphing airfoils: Numerical analyses and development of a manufacturing process ». *Composites Part B: Engineering*, vol. 41, n° 2, p. 133-147.
- Brailovski, V., P. Terriault, T. Georges et D. Coutu. 2010. « SMA actuators for morphing wings ». *Physics Procedia*, vol. 10, n° 0, p. 197-203.
- Brailovski, Vladimir, S Prokoshkin, P Terriault et F Trochu. 2003. *Shape memory alloys: fundamentals, modeling and applications*. École de technologie supérieure Montréal.

- Brailovski, Vladimir, Patrick Terriault, Daniel Coutu, Thomas Georges, Emeric Morellon, Charles Fischer et Sébastien Bérubé. 2008. « Morphing laminar wing with flexible extrados powered by shape memory alloy actuators ». In *ASME 2008 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. p. 615-623. American Society of Mechanical Engineers.
- Brinkmeyer, A., A. Pirrera, M. Santer et P. M. Weaver. 2013. « Pseudo-bistable pre-stressed morphing composite panels ». *International Journal of Solids and Structures*, vol. 50, n° 7–8, p. 1033-1043.
- Brinkmeyer, A., M. Santer, A. Pirrera et P. M. Weaver. 2012. « Pseudo-bistable self-actuated domes for morphing applications ». *International Journal of Solids and Structures*, vol. 49, n° 9, p. 1077-1087.
- Bubert, Edward A., Benjamin K.S. Woods, Keejoo Lee, Curt S. Kothera et N.M. Wereley. 2010. « Design and Fabrication of a Passive 1D Morphing Aircraft Skin ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 21, n° 17, p. 1699-1717.
- Calkins, Frederick T, et James H Mabe. 2010. « Shape memory alloy based morphing aerostructures ». *Journal of Mechanical Design*, vol. 132, n° 11, p. 111012.
- Callister, William D, et David G Rethwisch. 2012. *Fundamentals of materials science and engineering: an integrated approach*. John Wiley & Sons.
- Campanile, LF, et D Sachau. 2000. « The belt-rib concept: a structronic approach to variable camber ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 11, n° 3, p. 215-224.
- Campbell Jr, Flake C. 2003. *Manufacturing processes for advanced composites*. Elsevier.
- Cortes, P., W. J. Cantwell, K. S. C. Kuang et S. T. Quek. 2008. « The morphing properties of a smart fiber metal laminate ». *Polymer Composites*, vol. 29, n° 11, p. 1263-1268.
- Coutu, Daniel, Vladimir Brailovski et Patrick Terriault. 2010. « Optimized design of an active extrados structure for an experimental morphing laminar wing ». *Aerospace Science and Technology*, vol. 14, n° 7, p. 451-458.
- Coutu, Daniel, Vladimir Brailovski, Patrick Terriault, Mahmoud Mamou et Eric Laurendeau. 2009. « Real-time optimization of a research morphing laminar wing in a wind tunnel ». In *ASME 2009 Conference on Smart Materials, Adaptive Structures and Intelligent Systems*. p. 203-209. American Society of Mechanical Engineers.
- Coutu, Daniel, Vladimir Brailovski, Patrick Terriault, Mahmoud Mamou et Youssef Mebarki. 2011. « Aerostructural Model for Morphing Laminar Wing Optimization in a Wind Tunnel ». *Journal of Aircraft*, vol. 48, n° 1, p. 66-76.

- Dano, M. L., et M. W. Hyer. 2003. « SMA-induced snap-through of unsymmetric fiber-reinforced composite laminates ». *International Journal of Solids and Structures*, vol. 40, n° 22, p. 5949-5972.
- Daynes, Stephen, et Paul M Weaver. 2012. « A morphing trailing edge device for a wind turbine ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*.
- Daynes, Stephen, et Paul M Weaver. 2013. « Review of shape-morphing automobile structures: concepts and outlook ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part D: Journal of Automobile Engineering*.
- Demers, Vincent. 2004. « Étude de l'influence des traitements thermomécaniques sur les propriétés des alliages à mémoire de formes Ti-50.0 at.% Ni et Ti-50.7 at.% Ni ». École de technologie supérieure.
- Dong, Yu, Zhang Boming et Liang Jun. 2008. « A changeable aerofoil actuated by shape memory alloy springs ». *Materials Science and Engineering: A*, vol. 485, n° 1–2, p. 243-250.
- Duerig, Thomas W, KN Melton, D Stockel et CM Wayman. 1990. « Engineering aspects of shape memory alloys ». *Butterworth-Heinemann, Reed Books Services Ltd, P. O. Box 5, Rushden, Northants, NN 10 9 YX, UK, 1990. 499.*
- Eckstein, E., A. Pirrera et P. M. Weaver. 2013. « Morphing high-temperature composite plates utilizing thermal gradients ». *Composite Structures*, vol. 100, n° 0, p. 363-372.
- Elzey, Dana M., Aarash Y. N. Sofla et Haydn N. G. Wadley. 2005. « A shape memory-based multifunctional structural actuator panel ». *International Journal of Solids and Structures*, vol. 42, n° 7, p. 1943-1955.
- Facchinello, Yann. 2011. « Développement de la technologie de laminage à tiède pour la mise en forme d'alliage à mémoire de forme Ti-Ni ». École de technologie supérieure.
- Georges, Thomas, Vladimir Brailovski, Emeric Morellon, Daniel Coutu et Patrick Terriault. 2009a. « Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extradors ». *Journal of Mechanical Design*, vol. 131, n° 9, p. 091006.
- Georges, Thomas, Vladimir Brailovski, Emeric Morellon, Daniel Coutu et Patrick Terriault. 2009b. « Design of Shape Memory Alloy Actuators for Morphing Laminar Wing With Flexible Extradors ». *Journal of Mechanical Design*, vol. 131, n° 9, p. 091006-091006.
- Gibson, Ronald F. 2011. *Principles of composite material mechanics*. CRC Press.

- Gude, M., W. Hufenbach et C. Kirvel. 2011. « Piezoelectrically driven morphing structures based on bistable unsymmetric laminates ». *Composite Structures*, vol. 93, n° 2, p. 377-382.
- Hartl, D J, et D C Lagoudas. 2007. « Aerospace applications of shape memory alloys ». *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering*, vol. 221, n° 4, p. 535-552.
- Hartl, DJ, DC Lagoudas, FT Calkins et JH Mabe. 2010. « Use of a Ni60Ti shape memory alloy for active jet engine chevron application: I. Thermomechanical characterization ». *Smart Materials and Structures*, vol. 19, n° 1, p. 015020.
- Hufenbach, W, M Gude et L Kroll. 2002. « Design of multistable composites for application in adaptive structures ». *Composites Science and Technology*, vol. 62, n° 16, p. 2201-2207.
- Hufenbach, W., et M. Gude. 2002. « Analysis and optimisation of multistable composites under residual stresses ». *Composite Structures*, vol. 55, n° 3, p. 319-327.
- Icardi, U., et L. Ferrero. 2009. « Preliminary study of an adaptive wing with shape memory alloy torsion actuators ». *Materials & Design*, vol. 30, n° 10, p. 4200-4210.
- James, Mabe, Calkins Frederick et G. Butler. 2006. « Boeing's Variable Geometry Chevron, Morphing Aerostructure for Jet Noise Reduction ». In *47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*. Coll. « Structures, Structural Dynamics, and Materials and Co-located Conferences »: American Institute of Aeronautics and Astronautics. < <http://dx.doi.org/10.2514/6.2006-2142> >. Consulté le 2014/02/13.
- James, Mabe, Gravatt Lynn, Bushnell Glenn, Gutmark Ephraim, DiMicco Russell et Harris Chris. 2008. « Shape Memory Alloy Actuators for Deployable Rotor Blade Aerodynamic Devices ». In *46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. Coll. « Aerospace Sciences Meetings »: American Institute of Aeronautics and Astronautics. < <http://dx.doi.org/10.2514/6.2008-1451> >. Consulté le 2014/02/13.
- Jardine, A Peter, Jonathan D Bartley-Cho et John S Flanagan. 1999. « Improved design and performance of the SMA torque tube for the DARPA Smart Wing Program ». In *1999 Symposium on Smart Structures and Materials*. p. 260-269. International Society for Optics and Photonics.
- Kennedy, Dennis K, Friedrich K Straub, L McD Schetky, Zaffir Chaudhry et Richard Roznoy. 2004. « Development of an SMA actuator for in-flight rotor blade tracking ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 15, n° 4, p. 235-248.

- Lacasse, S, P Terriault, C Simoneau et V Brailovski. 2013. « DESIGN, MANUFACTURING AND TESTING OF AN ADAPTIVE COMPOSITE PANEL WITH EMBEDDED SMA ACTUATORS ». *PRÉSENTATION DU JURY*, p. 25.
- Lacasse, Simon, Patrick Terriault, Charles Simoneau et Vladimir Brailovski. 2014. « Design, manufacturing, and testing of an adaptive composite panel with embedded shape memory alloy actuators ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, p. 1045389X14549862.
- Lagoudas, Dimitris C. 2008. *Shape memory alloys: modeling and engineering applications*. Springer.
- Lau, Kin-Tak, Alik Wai-Lik Chan, San-Qiang Shi et Li-Min Zhou. 2002. « Debond induced by strain recovery of an embedded NiTi wire at a NiTi/epoxy interface: micro-scale observation ». *Materials & Design*, vol. 23, n° 3, p. 265-270.
- Mattioni, F., P. M. Weaver et M. I. Friswell. 2009. « Multistable composite plates with piecewise variation of lay-up in the planform ». *International Journal of Solids and Structures*, vol. 46, n° 1, p. 151-164.
- Mattioni, F., P. M. Weaver, K. D. Potter et M. I. Friswell. 2008. « Analysis of thermally induced multistable composites ». *International Journal of Solids and Structures*, vol. 45, n° 2, p. 657-675.
- Michaud, F, S Joncas et R Botez. 2013. « DESIGN, MANUFACTURING AND TESTING OF A SMALL-SCALE COMPOSITE MORPHING WING ». In *THE 19TH INTERNATIONAL CONFERENCE ON COMPOSITE MATERIALS*. (Montreal).
- Otsuka, Kazuhiro, et Clarence Marvin Wayman. 1999. *Shape memory materials*. Cambridge university press.
- Panesar, Ajit S., et Paul M. Weaver. 2012. « Optimisation of blended bistable laminates for a morphing flap ». *Composite Structures*, vol. 94, n° 10, p. 3092-3105.
- Park, Chung Hae, Woo Il Lee, Woo Suck Han et Alain Vautrin. 2008. « Improved genetic algorithm for multidisciplinary optimization of composite laminates ». *Computers & Structures*, vol. 86, n° 19, p. 1894-1903.
- Park, Jae-Sang, et Ji-Hwan Kim. 2008. « Design and aeroelastic analysis of active twist rotor blades incorporating single crystal macro fiber composite actuators ». *Composites Part B: Engineering*, vol. 39, n° 6, p. 1011-1025.
- Payandeh, Yousef, Fodil Meraghni, Etienne Patoor et André Eberhardt. 2010. « Debonding initiation in a NiTi shape memory wire–epoxy matrix composite. Influence of martensitic transformation ». *Materials & Design*, vol. 31, n° 3, p. 1077-1084.

- Portela, Pedro, Pedro Camanho, Paul Weaver et Ian Bond. 2008. « Analysis of morphing, multi stable structures actuated by piezoelectric patches ». *Computers & Structures*, vol. 86, n° 3–5, p. 347-356.
- Ratelle, Jean-Sébastien. 2012. « Conception, modélisation, fabrication et validation expérimentale d'une structure d'aile en matériaux composites ». École de technologie supérieure.
- Riva, M., P. Bettini, L. Landro, G. Sala et A. Airoidi. 2009. « Carbon Fiber-Reinforced Smart Laminates with Embedded SMA Actuators—Part II: Numerical Models and Empirical Correlations ». *Journal of Materials Engineering and Performance*, vol. 18, n° 5-6, p. 672-678.
- Simoneau, Charles. 2013. « Modélisation de matériaux composites adaptatifs munis d'actionneurs en alliage à mémoire de forme ». École de technologie supérieure.
- Simoneau, Charles, Patrick Terriault, Simon Lacasse et Vladimir Brailovski. 2014. « Adaptive Composite Panel with Embedded SMA Actuators: Modeling and Validation ». *Mechanics Based Design of Structures and Machines*, vol. 42, n° 2, p. 174-192.
- Šittner, P, D Vokoun, GN Dayananda et R Stalmans. 2000. « Recovery stress generation in shape memory Ti50Ni45Cu5 thin wires ». *Materials Science and Engineering: A*, vol. 286, n° 2, p. 298-311.
- Sofla, A. Y. N., S. A. Meguid, K. T. Tan et W. K. Yeo. 2010. « Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges ». *Materials & Design*, vol. 31, n° 3, p. 1284-1292.
- Sofla, AYN, DM Elzey et HNG Wadley. 2008. « Cyclic degradation of antagonistic shape memory actuated structures ». *Smart Materials and Structures*, vol. 17, n° 2, p. 025014.
- Soremekun, G, Z Gürdal, RT Haftka et LT Watson. 2001. « Composite laminate design optimization by genetic algorithm with generalized elitist selection ». *Computers & Structures*, vol. 79, n° 2, p. 131-143.
- Sousa, C. S., P. P. Camanho et A. Suleman. 2013. « Analysis of multistable variable stiffness composite plates ». *Composite Structures*, vol. 98, n° 0, p. 34-46.
- Soutis, C. 2005. « Fibre reinforced composites in aircraft construction ». *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 41, n° 2, p. 143-151.
- Stegmann, Jan, et Erik Lund. 2005. « Discrete material optimization of general composite shell structures ». *International Journal for Numerical Methods in Engineering*, vol. 62, n° 14, p. 2009-2027.

- Strong, A Brent. 2008. *Fundamentals of composites manufacturing: materials, methods and applications*. SMe.
- Tawfik, Samer A., D. Stefan Dancila et Erian Armanios. 2011. « Unsymmetric composite laminates morphing via piezoelectric actuators ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 42, n° 7, p. 748-756.
- Thill, C, JA Etches, IP Bond, KD Potter et PM Weaver. 2007. « Corrugated composite structures for aircraft morphing skin applications ». In *18th International conference of adaptive structures and technologies, Ottawa, Ontario, Canada*.
- Thill, C., J. A. Etches, I. P. Bond, K. D. Potter et P. M. Weaver. 2010. « Composite corrugated structures for morphing wing skin applications ». *Smart Materials and Structures*, vol. 19, n° 12, p. 124009.
- Thill, C., J. Etches, I. Bond, K. Potter et P. Weaver. 2008. « Morphing skins ». *THE AERONAUTICAL JOURNAL*.
- Trakakis, G., et C. Galiotis. 2010. « Development and testing of a self-deformed composite material ». *Composite Structures*, vol. 92, n° 2, p. 306-311.
- Turner, Travis L., Ralph D. Buehrle, Roberto J. Cano et Gary A. Fleming. 2006. « Modeling, Fabrication, and Testing of a SMA Hybrid Composite Jet Engine Chevron Concept ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 17, n° 6, p. 483-497.
- Vocke, Robert D., Curt S. Kothera, Benjamin K.S. Woods et Norman M. Wereley. 2011. « Development and Testing of a Span-Extending Morphing Wing ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol. 22, n° 9, p. 879-890.
- Wagg, David, Ian Bond, Paul Weaver et Michael Friswell. 2008. *Adaptive structures: engineering applications*. John Wiley & Sons.
- Wu, Dong Yang, Sam Meure et David Solomon. 2008. « Self-healing polymeric materials: A review of recent developments ». *Progress in Polymer Science*, vol. 33, n° 5, p. 479-522.
- Yokozeki, Tomohiro, Takahira Aoki et Takashi Ishikawa. 2002. « Fatigue growth of matrix cracks in the transverse direction of CFRP laminates ». *Composites Science and Technology*, vol. 62, n° 9, p. 1223-1229.
- Yokozeki, Tomohiro, Shin-ichi Takeda, Toshio Ogasawara et Takashi Ishikawa. 2006. « Mechanical properties of corrugated composites for candidate materials of flexible wing structures ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 37, n° 10, p. 1578-1586.

- Zhou, Gang, et Peter Lloyd. 2009. « Design, manufacture and evaluation of bending behaviour of composite beams embedded with SMA wires ». *Composites Science and Technology*, vol. 69, n° 13, p. 2034-2041.
- Zhou, Ming, Raphael Fleury et Warren Dias. 2008. « Composite Design Optimization œ from Concept to Ply-Book Details ». *Proceedings of the 8th WCSMO, Lisbon, Portugal*.