

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE PRÉSENTÉ À
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

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

M. Ing.

PAR
Simon LACASSE

CONCEPTION, FABRICATION ET CARACTÉRISATION D'UN PANNEAU
ADAPTATIF EN COMPOSITE AVEC ACTIONNEURS EN AMF INTÉGRÉS

MONTRÉAL, LE 5 AVRIL 2013



Simon Lacasse, 2013



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

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

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

Mme Martine Dubé, 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 3 AVRIL 2013

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

REMERCIEMENTS

Je tiens tout d'abord à remercier mon directeur, Patrick Terriault, et mon co-directeur, Vladimir Brailovski, de m'avoir accueilli dans le LAMSI et ainsi de m'avoir permis d'effectuer ce projet de recherche sous leur direction. Je veux leur témoigner ma reconnaissance pour tout le temps et les efforts qu'ils ont investis tout au long de la réalisation de ce projet ainsi que pour leur soutien.

Je veux remercier mes collègues du LAMSI : Pierre-Luc, Guillaume, Yann, Thomas, Karina, Jean-Sébastien, Fanny, Charles F. et Jonathan qui m'ont fait vivre de bons moments ainsi que pour leurs précieux conseils. Un merci tout particulier à Charles Simoneau, collaborateur immédiat et co-auteur de l'article présenté dans ce mémoire, pour ses contributions significatives et pour toutes les séances de « brainstorming » qui ont permis de régler bien des problèmes rencontrés lors de la réalisation de cette maîtrise. Je souhaite également remercier les techniciens du département de génie mécanique de l'ÉTS et plus particulièrement Patrick, Michel, Alain, Mario, Hugo et Claude-Daniel pour leur aide inestimable et leur support.

Un grand merci à ma famille et à mes amis pour leur encouragement et leur support. Finalement, un merci infiniment grand à ma compagne de tous les jours, Monica, pour ton soutien, tes encouragements et simplement ta présence réconfortante. Je te remercie également de la motivation que tu m'as apportée alors que tu investissais temps et énergie dans tes études.

CONCEPTION, FABRICATION ET CARACTÉRISATION D'UN PANNEAU ADAPTATIF EN COMPOSITE AVEC ACTIONNEURS EN AMF INTÉGRÉS

Simon LACASSE

RÉSUMÉ

Ce mémoire a permis de développer un outil capable de prédire la géométrie d'un panneau adaptatif qui a la capacité de changer de géométrie selon les conditions auxquelles il est soumis. Ce panneau, tel que conçu pour ce projet, est constitué de deux principaux composants : la structure hôte qui assure l'intégrité structurale du panneau ainsi que le système d'activation intégré à même la structure hôte. La structure hôte est faite d'un composite à matrice polymère (Époxy : Araldite 8605 de Huntsman) renforcé de fibres (carbone : T300 unidirectionnel de Toray). Le système d'actionnement consiste en un fil d'alliage à mémoire de forme (Ti-50.26at%Ni de SAES Getters) de 1 mm de diamètre. Afin de générer un mouvement, les actionneurs sont positionnés de sorte à créer un décalage, selon l'épaisseur, entre le plan neutre du stratifié et l'axe des actionneurs. Les alliages à mémoire de forme sont des matériaux particuliers qui ont la capacité de se contracter lorsqu'ils sont chauffés. Lors de leur chauffage par effet Joule, les actionneurs peuvent générer des forces qui sont transmises au panneau adaptatif par le biais d'un système de fixation. Un moment de flexion est ainsi généré grâce au décalage entre les actionneurs et le plan neutre du panneau, déformant ainsi le panneau adaptatif.

Le fondement de l'outil de conception est basé sur la combinaison de la rigidité de la structure hôte et de la capacité d'actionnement de l'AMF. Un modèle par éléments finis développé dans le logiciel *Ansys 13* permet d'obtenir la rigidité de la structure hôte en fonction des différents paramètres (orientation, nombre de couches) du stratifié qui la compose et de la position de l'actionneur (position selon l'épaisseur, espace entre deux actionneurs). Selon ce modèle, il apparaît que le rayon de courbure d'un tel panneau est constant sur toute sa longueur et que la longueur du panneau n'influence pas les résultats. De plus, les résultats montrent que la rigidité est constante peu importe la déformation axiale de l'actionneur. Fait intéressant à noter, plus la distance entre les actionneurs est grande, plus la rigidité ressentie par chacun des actionneurs est élevée.

La capacité d'actionnement des AMF est évaluée de façon expérimentale. Pour débiter, il a été démontré qu'un traitement thermique de 550°C pendant une heure augmente de façon significative l'énergie produite par les actionneurs tout en modifiant leur température de transformation. Par la suite, une stabilisation de 100 cycles à 150 MPa des actionneurs permet de créer un comportement à effet mémoire de forme double sens tout en permettant de générer une contrainte suffisamment élevée. Finalement, l'enveloppe de fonctionnement de l'actionneur est créée en fonction des températures d'activation qui varient de 50°C à 150°C.

Les propriétés respectives des AMF et de la structure hôte permettent ensuite de créer le diagramme de conception. Ainsi, il est possible d'exprimer le rayon de courbure (objectif) en

VIII

fonction de la température d'activation et de la configuration du stratifié. Cette relation est finalement vérifiée expérimentalement. Pour ce faire, un panneau adaptatif à 4 couches [90₃/FIL/90] est fabriqué selon la méthode de moulage par transfert de résine sous vide et installé sur un banc d'essai conçu à cet effet. À ce sujet, divers paramètres ont été explorés lors de la fabrication afin de trouver les conditions de fabrication adéquates. Il apparaît qu'une direction d'infusion perpendiculaire à l'orientation des actionneurs offre de meilleurs résultats. De plus, l'utilisation d'une gaine permet d'éliminer les gabarits de montage qui seraient nécessaires afin de tenir les actionneurs en place lors de la mise en forme et du traitement de post-polymérisation.

Les résultats montrent que, lorsque les actionneurs sont chauffés par effet Joule, le rayon de courbure mesuré se compare à ceux établis à partir de l'outil de conception. Toutefois, la température mesurée ne concorde pas avec les valeurs théoriques. Ainsi, il est nécessaire d'appliquer un facteur de correction sur la température mesurée en se basant sur les propriétés des AMF. Un tel facteur permet d'établir une correspondance entre le rayon de courbure mesuré et le rayon de courbure provenant de l'outil de conception. Ainsi, une méthode plus efficace de la mesure des températures est nécessaire.

Mots-clés : alliage à mémoire de forme, structure adaptative, actionneurs, éléments finis, stratifié, composite, polymère

CONCEPTION, FABRICATION ET CARACTÉRISATION D'UN PANNEAU ADAPTATIF EN COMPOSITE AVEC ACTIONNEURS EN AMF INTÉGRÉS

Simon LACASSE

ABSTRACT

This research project has developed a tool to predict the geometry of an adaptive panel which has the ability to change its geometry according to the surrounding conditions under which it is subjected. This panel, as designed for this project, consists of two main components: the host structure that ensures the structural integrity of the panel and the activation system embedded in the host structure. The host structure is made of a fiber-reinforced (carbon: Toray T300 unidirectional) polymer (Epoxy: Huntsman Araldite 8605). The actuation system consists of shape memory alloy wire (SAES Getters Ti-50.26at%Ni) of one mm diameter. To generate the movement, the actuators are positioned to create an offset, along the thickness, between the neutral plane of the laminate and the axis of the actuators. Shape memory alloys are special materials that have the ability to contract themselves when heated. When heated by Joule effect, the actuators contract and generate forces which are transmitted to the adaptive panel through a fixation device. A bending moment is thus generated by the difference between the actuator and the neutral plane of the panel, deforming the adaptive panel.

The design tool is based on the combination of the rigidity of the host structure and the operating capacity of the SMA. A finite element model is developed on the commercial software *ANSYS 13*. This model provides the stiffness of the host structure depending on various parameters of the laminate (orientation and number of plies) and of the actuator (position along the thickness, distance between two actuators). According to this model, it appears that the radius of curvature of such a panel is constant throughout its length and that the panel's length does not influence the results. In addition, the results show that the stiffness is constant regardless of the axial deformation of the actuator. Interestingly, the greater the distance between the actuators, the greater is the stiffness felt by each actuator.

The operating capacity of the SMA is evaluated experimentally. It has been shown that heat treatment of 550°C for one hour significantly increases the energy produced by the actuators while changing their transformation temperature. Thereafter, a stabilization of 100 cycles at 150 MPa of the actuators creates the two-way shape memory effect while producing a sufficiently high generated stress. Finally, the operating envelope of the actuator is created based on the activation temperatures ranging from 50°C to 150°C.

The respective SMA and host structure properties are then used to create the adaptive panel's design diagram. Thus, it is possible to express the radius of curvature (target) depending on the actuation temperature and on the laminate configuration. This relationship is finally verified experimentally. To do this, a 4-layer adaptive panel [90₃/WIRE/90] is produced by the vacuum assisted resin transfer molding method and installed on a testing bench designed for this purpose. In this regard, various parameters were investigated during manufacture to

find the ideal manufacturing conditions. It appears that an infusion flow direction perpendicular to the actuators orientation offer better results. In addition, the use of a sheath eliminates the use of jigs which are necessary to keep the actuator in place during the forming processing and post-polymerization treatment.

The results show that when the actuators are heated by Joule effect, the measured radius of curvature is comparable to the one established from the design tool. However, the measured temperatures are not consistent with the theoretical values. Thus, it is necessary to apply a correction factor to the measured temperature based on the SMA properties. Such a factor is used to establish a correspondence between the measured radius of curvature and the radius of curvature obtained from the design tool. Thus, a more efficient method of temperature measurement is required.

Keywords: shape memory alloy, adaptive structure, actuators, finite element, laminate, composite, polymer

TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION	1
CHAPITRE 1 STRUCTURES ADAPTATIVES	3
1.1 Applications	3
1.2 Actionnement	6
1.2.1 Alliages à mémoire de forme	6
1.2.2 Actionneurs conventionnels	11
1.2.3 Actionneurs piézoélectriques	12
1.2.4 Autres méthodes d'actionnement	13
CHAPITRE 2 MISE EN OEUVRE DES STRUCTURES ADAPTATIVES	15
2.1 Stratifié et AMF	15
2.2 Interaction AMF-stratifié	19
2.3 Mise en forme	21
2.4 Contrôle de la géométrie	23
2.5 Problématique et objectifs	24
CHAPITRE 3 DESIGN, MANUFACTURING AND TESTING OF AN ADAPTIVE COMPOSITE PANEL WITH EMBEDDED SMA ACTUATORS	25
3.1 Résumé	25
3.2 Abstract	26
3.3 Introduction	26
3.4 Design procedure: concept	28
3.5 Host structure	31
3.5.1 Manufacturing	31
3.5.2 Finite element model	33
3.5.3 Properties of the model constituents	35
3.5.4 Model simplification	37
3.5.5 FEA results	40
3.6 SMA active elements	42
3.6.1 Materials and processing (PDA temperature)	42
3.6.2 Stabilisation routine	43
3.6.3 Actuation envelope	45
3.7 Design diagram of the panel assembly	48
3.8 Experimental validation	51
3.8.1 Test bench	51
3.8.2 Temperature measurement and correction	54
3.8.3 Results	56
3.9 Conclusion	58
3.10 Acknowledgements	59
3.11 References	59

CONCLUSION GÉNÉRALE.....	65
RECOMMANDATIONS	67
ANNEXE I DESCRIPTION DU PROCÉDÉ DE FABRICATION.....	69
ANNEXE II PROPRIÉTÉS DES CONSTITUANTS DU PANNEAU ADAPTATIF	75
ANNEXE III CARACTÉRISATION DES ACTIONNEURS	93
ANNEXE IV FABRICATION PRÉLIMINAIRE.....	99
ANNEXE V ADAPTIVE COMPOSITE PANEL WITH EMBEDDED SMA ACTUATORS : DESIGN, MANUFACTURING, TESTING	107
BIBLIOGRAPHIE.....	111

LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1.1	Définition des températures de transformation.....7
Tableau 3.1	Geometric parameters of the FEM.....34
Tableau 3.2	Elastic properties of the composite laminate36
Tableau 3.3	Elastic properties of the resin, sheath and SMA active element.....36
Tableau 3.4	Interface configurations39
Tableau 3.5	DSC Results (heating-cooling rate of 10 ⁰ /min)43

LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 0.1	Représentation schématique du système de transmission de mouvement de l'aile adaptative Tirée de Georges et al. (2009)1
Figure 1.1	Diagramme d'état d'un AMF8
Figure 1.2	Effet mémoire de forme : a) Diagramme contrainte-température-déformation; b) Diagramme d'état ; c) Transformation de phase Tirée de Terriault (2005)9
Figure 1.3	Exemple d'une enveloppe d'actionnement d'un AMF (Tirée de Georges et al. (2009))11
Figure 1.4	Muscle artificiel et pression interne14
Figure 2.1	Discontinuités observées au niveau de la plaque16
Figure 3.1	Panel with embedded SMA actuators: (a) Isometric view; (b) transversal section; and(c) longitudinal section.29
Figure 3.2	Schematized design diagram for an adaptive panel with embedded SMA actuators. Note that the abscissa is inverted in this figure because the actuators work in compression, resulting in negative axial strain.30
Figure 3.3	Force transfer arrangement31
Figure 3.4	Embedding of SMA actuators: (a) Minimum distance between SMA elements (w), (b) Section view of the panel in the vicinity of the sheath implantation32
Figure 3.5	FEM of the adaptive panel33
Figure 3.6	Evolution of the control parameters σ_{act} (a), ϵ_{act} (b) and ρ (c) as functions of the normalized model length38
Figure 3.7	Effect of interface bonding conditions on the panel's rigidity (insert shows detail corresponding to the zone encompassed by the dotted line)40
Figure 3.8	FEA results: Axial rigidity for a 90/90/90/SMA/90 laminate41

Figure 3.9 Effect of the initial strain on the stress generation potential of the 150MPa – stabilized specimens.....44

Figure 3.10 (a) Definition of the loading sequences used to obtain the SMA actuation envelope; (b) schematic arrangement of the testing bench; (c) Details of each loading sequence.46

Figure 3.11 Working envelope for the 150MPa–stabilized zero-stretched specimens ($T_a = 150^\circ\text{C}$)47

Figure 3.12 Working envelopes and work density as a function of the actuation temperature48

Figure 3.13 (a) Design diagram of a 90/90/90/SMA/90 laminate; (b) Detail of the design diagram corresponding to the zone encompassed by a dotted line in (a).....50

Figure 3.14 (a) Panel's test bench schematic representation, (b) photo of the activated panel52

Figure 3.15 Example of results given by *Aramis*: (a) Displacement of three sections; (b) Panel displacement field; (c) Fitted cylinder on the panel; (d) Image from the left camera54

Figure 3.16 (a) Typical temperature evolution in the panel during heating and cooling stages; (b) Position of the thermocouples; (c) Thermal imaging of the panel during heating.55

Figure 3.17 (a) Transformation temperature at stress ranges from 0 to 130 MPa and Clausius-Clapeyron coefficient value (β); (b) Results of the temperature correction.56

Figure 3.18 Radius of curvature: (a) Configuration A: $w = 20$ mm, 19 wires; (b) Configuration B: $w = 40$ mm, 10 wires; solid lines – calculations, dashed lines – experiment.....57

LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES

AMF	Alliage à mémoire de forme
DDL	Degrés de liberté
DSC	Calorimétrie différentielle à balayage
ÉTS	École de technologie supérieure
LAMSI	Laboratoire sur les alliages à mémoire et les systèmes intelligents
PDA	Traitement thermique post-déformation
TTR	Températures de transformation

LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

A_s , °C	Température de début de transformation en austénite
A_f , °C	Température de fin de transformation en austénite
c , mm	Corde du panneau lorsque courbé
E_{11}, E_{22}, E_{33} , GPa	Module élastique du composite, longitudinal, transversal, normal
e_{act} , mm	Décalage de l'axe de l'actionneur par rapport à la surface neutre du panneau
E_{panel} , GPa	Rigidité du panneau
G_{12}, G_{13}, G_{23} , GPa	Module de cisaillement du composite, longitudinal, transversal, normal
l_{min}, l_{max} , mm	Longueur du modèle normalisée minimale et maximale entre lesquelles les paramètres sont constants
L_{model} , mm	Longueur du modèle de l'analyse par éléments finis (dans la direction X)
L_{panel} , mm	Longueur du panneau
M_s , °C	Température de début de transformation en martensite
M_f , °C	Température de fin de transformation en martensite
t_{low} , mm	Épaisseur des couches inférieures
t_{sleeve} , mm	Épaisseur de la gaine
t_{up} , mm	Épaisseur des couches supérieures
T_{act} , °C	Température d'activation de l'actionneur
T_{PDA} , °C	Post deformation annealing temperature
W , mm	Distance entre deux actionneurs
w_{panel} , mm	Largeur du panneau
α_{act} , °C ⁻¹	Coefficient d'expansion thermique de l'actionneur
β , MPa/°C	Coefficient de Clausius-Clapeyron
ΔZ , mm	Déplacement selon la direction Z
ϵ_{act}	Déformation axiale résultante de l'actionneur
ϵ_i	Déformation initiale
ϵ_{ind}	Déformation axiale induite ($\alpha_{act} \times \Delta T_{act}$)
θ_{resin} , °	Angle de la zone de résine
$\nu_{12}, \nu_{13}, \nu_{23}$	Coefficient de Poisson du composite: longitudinal, transversal, normal
ρ , mm	Rayon de courbure du panneau
σ_{act} , MPa	Contrainte axiale résultante de l'actionneur
σ_{gen}^{max} , MPa	Contrainte générée maximale
σ_T , MPa	Contrainte constante du mode support fixe – contrainte constante
σ_{ST} , MPa	Contrainte de stabilisation
\emptyset_{act} , mm	Diamètre de l'actionneur d'AMF

INTRODUCTION

Les motivations liées à la réalisation de ce projet de recherche proviennent principalement d'un projet antérieur (Figure 0.1) qui a été réalisé au Laboratoire sur les alliages à mémoire et systèmes intelligents (LAMSI) du Département de génie mécanique de l'École de technologie supérieure (ÉTS). Ce projet visait notamment à concevoir, à fabriquer et à valider en soufflerie une aile déformable activée par des actionneurs en alliage à mémoire de forme (AMF) dans le but de réduire la traînée en améliorant l'écoulement laminaire sur l'aile. L'inconvénient majeur de ce concept est que le mouvement est transmis à l'extrados par l'entremise d'un système imposant composé de cames, de glissières et de bielles occupant un espace important à l'intérieur de l'aile.

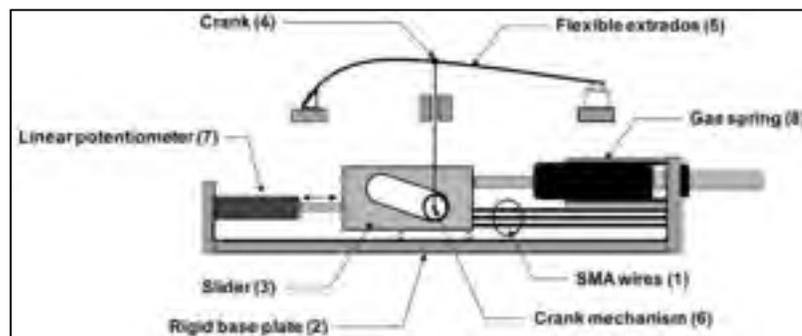


Figure 0.1 Représentation schématique du système de transmission de mouvement de l'aile adaptative
Tirée de Georges et al. (2009)

Afin de permettre l'utilisation optimale de l'espace intérieur de l'aile pour y entreposer du carburant ou pour y loger le train d'atterrissage, l'encastrement des actionneurs à même l'enveloppe de l'aile est envisagé. Ce concept permet d'éliminer le mécanisme de transmission de mouvement nécessaire à la déformation de l'extrados de l'aile adaptative. Ce projet de recherche vise donc à développer une méthodologie de fabrication ainsi qu'un outil servant à prédire les mouvements et la géométrie d'un panneau adaptatif.

Le concept ainsi proposé se nomme, au sens large, panneau adaptatif, car son utilisation n'est pas limitée en tant qu'enveloppe déformable pour une aile adaptative. En effet, le panneau

adaptatif tel que conçu peut être employé dans bien d'autres domaines. D'ailleurs, la section 1.1 liste de manière non-exhaustive quelques applications dans lesquelles un panneau déformable pourrait être utilisé. Les actionneurs utilisés pour générer le mouvement du panneau adaptatif sont faits à partir de fils en AMF. Puisque ces matériaux ont des comportements qui diffèrent des matériaux communs, une description des caractéristiques particulières des AMF est de mise.

Dans le deuxième chapitre, une revue de la littérature est effectuée sur la mise en œuvre ainsi que sur des concepts existants de panneaux adaptatifs en faisant ressortir les principales recommandations effectuées par les auteurs de ces études.

Le troisième chapitre présente l'article qui a été produit dans le cadre de la réalisation de ce mémoire. Cet article expose les théories derrière l'outil de conception, la caractérisation des éléments constitutifs du panneau adaptatif, de la réalisation de l'outil de conception ainsi que les résultats tirés d'essais expérimentaux.

Pour terminer, une conclusion générale rappelle les points importants qui ont été traités dans ce mémoire suivie des recommandations à suivre pour la poursuite des activités de recherche menant à la fabrication d'une nouvelle génération de panneaux adaptatifs.

CHAPITRE 1

STRUCTURES ADAPTATIVES

1.1 Applications

Un panneau adaptatif est un élément qui a la capacité de modifier sa géométrie en fonction des conditions environnantes. Ces modifications ont pour objectif d'optimiser la géométrie de l'élément en question afin d'en obtenir des performances optimales. Idéalement, aucune action extérieure ne devrait être nécessaire lors de l'activation d'une surface. Ainsi, la surface est dite intelligente puisque les capteurs et les actionneurs sont intégrés à la surface et contrôlés par un système en boucle ouverte ou fermée (Coutu et al., 2011). Les surfaces adaptatives peuvent être divisées en deux principaux éléments constitutifs : la structure hôte qui assure l'intégrité structurelle et la rigidité à l'ensemble ainsi que l'élément actif qui crée le mouvement du panneau adaptatif.

Dans la littérature scientifique, les principaux domaines d'application des surfaces adaptatives sont l'aérodynamique et l'aéronautique. En effet, beaucoup de travaux de recherche s'orientent dans le développement de surfaces déformables dans le but d'améliorer les performances générales des aéronefs (Calkins et Mabe, 2010). Sofla et al. (2010) ainsi que Thill et al. (2008) font une revue exhaustive de concepts d'ailes déformables en cours de développement. Les éléments aérodynamiques adaptatifs peuvent aussi inclure les pales d'hélicoptères (Barbarino, Gandhi et Webster (2011), Koratkar et Inderjit (2001), Bushnell, Arbogast et Ruggeri (2008)) ou d'éoliennes (Daynes et Weaver (2012), Puterbaugh et Beyene (2011)). D'ailleurs, Coutu, Brailovski et Terriault (2010) ont démontré, avec des essais en soufflerie, que l'utilisation d'une aile adaptative offrait une diminution de traînée d'une moyenne de 18.5% sous plusieurs conditions de vol. Un parallèle peut aussi se faire dans le domaine de l'hydrodynamique où Young, Baker et Motley (2010) mènent des études en ce sens.

Simpson et Boller (2008) mentionnent que les surfaces adaptatives doivent, à court terme, être utilisées sur des éléments aérodynamiques à échelle réduite comme des avions sans pilotes, des avions miniatures ou encore sur certains éléments aérodynamiques comme les volets hypersustentateurs ou les ailerons de direction. Afin d'assurer le succès de leur développement, il serait en effet prématuré, à ce stade de développement, de vouloir créer une aile adaptative à échelle réelle.

D'autre part, les surfaces adaptatives peuvent être employées dans le but de réduire le bruit produit par les avions. Par exemple, Turner et al. (2006) se concentrent sur le développement d'une tuyère à chevrons à géométrie variable qui change de forme à l'approche des aéroports afin de réduire le bruit produit par le moteur d'avion. Des structures d'admission d'air dans les moteurs font aussi l'objet de recherche de la part de Jung et al. (2010) toujours dans l'optique de réduction de bruits et de consommation de carburant. Le projet SAMPSON (Pitt, Dunne et White, 2002) vise à modifier l'entrée d'air des moteurs d'un F-15 afin d'y contrôler le débit d'air et ainsi diminuer la consommation de carburant, ce qui permet d'y augmenter son rayon d'action jusqu'à 20%.

Il ne faudrait toutefois pas limiter l'utilisation des surfaces déformables à ces applications aérodynamiques et hydrodynamiques. Ce type de surface pourrait être utilisé dans toutes applications nécessitant la modification de la géométrie d'une surface. L'enveloppe extérieure des bâtiments est un autre domaine pour lequel ces panneaux peuvent être utilisés. Par exemple, Bioria et Sumini (2009) proposent une enveloppe de bâtiment constituée de plusieurs petites surfaces adaptatives intelligentes qui changent de forme en fonction de divers paramètres tirés de l'air, de l'eau, de la lumière du soleil ainsi que de la proximité d'un utilisateur. Le changement de forme ainsi créé permet de contrôler efficacement et intelligemment l'environnement intérieur du bâtiment sur lequel ce type d'enveloppe est utilisé. D'autre part, Del Grosso et Basso (2010) utilisent des surfaces adaptatives dans le but de créer des enveloppes acoustiques permettant une isolation sonore en fonction de diverses sources de bruit. L'activation de la structure de ces deux derniers concepts s'effectue par l'entremise d'éléments et de mécanismes externes. Or, le système d'activation de ces

surfaces pourrait avantageusement être remplacé par des actionneurs en AMF intégrés à même la surface offrant une grande facilité d'actionnement.

Les éléments utilisés dans le domaine de l'optique sont des composants où les panneaux adaptatifs peuvent être fort utiles. L'utilisation de miroirs déformables est en effet avantageuse afin d'effectuer les corrections nécessaires à l'obtention d'une image nette. Les miroirs des télescopes terrestres modernes peuvent atteindre de 30 à 40 m en diamètre et il est très complexe de contrôler leur géométrie. En effet, ces miroirs requièrent plusieurs milliers d'actionneurs, ce qui augmente de surcroît le coût de fabrication. Rodrigues, Bastait et Preumont (2010) ainsi que Kanno et al. (2007) ont effectué des études montrant l'efficacité et l'utilité des miroirs déformables. Bien que ces éléments aient besoin d'une extrême précision afin d'être efficaces, il est fort probable que l'utilisation de panneau adaptatif avec actionneur intégré serait profitable. Parallèlement, les antennes pourraient aussi bénéficier des avantages offerts par les surfaces déformables comme le mentionne Tanaka (2006).

Une des principales conclusions à tirer de ces différentes études est que les avantages reliés à l'utilisation de ce type de panneau doivent être significatifs. En effet, la complexité supplémentaire engendrée au niveau de la fabrication, de l'équipement additionnel requis ou encore au niveau de l'entretien ne doit pas annuler les effets positifs d'un tel panneau. De plus, dans certaines applications, le poids et l'espace occupés par le système d'activation doivent être minimisés. Lorsqu'une telle surface est employée sur un élément aérodynamique d'un aéronef, il ne faut pas que le système d'activation entre en conflit avec des éléments normalement présents dans une aile d'avion comme le train d'atterrissage ou les réservoirs de carburant. Pour pallier à ces difficultés, l'intégration des actionneurs à même la surface adaptative est proposée.

1.2 Actionnement

L'activation des structures adaptatives peut être effectuée par une grande variété d'actionneurs. La section qui suit présente ceux qui sont les plus répandus ainsi que les avantages et inconvénients qui leur sont respectivement associés.

1.2.1 Alliages à mémoire de forme

Les alliages à mémoire de forme sont des matériaux métalliques qui présentent des comportements particuliers. En effet, ce type d'alliage propose trois comportements propres qui les distinguent des métaux courants; en l'occurrence l'effet mémoire simple sens, l'effet superélastique ainsi que l'effet mémoire double sens assisté. L'effet mémoire simple sens permet au matériau de revenir à sa forme initiale suite à une grande déformation. La superélasticité des AMF se traduit par la possibilité de ces matériaux de subir des déformations non permanentes de loin supérieures aux autres alliages métalliques. Finalement, l'effet mémoire double sens se caractérise par l'existence de deux positions d'équilibre, une première à basse température et une autre à haute température. Ces deux positions sont obtenues en appliquant une contrainte constante à l'alliage en question tout en faisant varier la température. (Terriault, 2005; Wayman et Otsuka, 1999)

L'effet mémoire simple sens des AMF est le comportement qui permet leur utilisation en tant qu'actionneur. C'est donc ce comportement qui sera principalement décrit dans la prochaine section afin d'expliquer le principe de fonctionnement des actionneurs en AMF. Tout d'abord, une brève présentation du changement de phase qui se produit dans un AMF lors de son activation est nécessaire à la compréhension du fonctionnement des actionneurs.

Les AMF présentent des comportements très spécifiques grâce à la présence de deux phases cristallographiques. Ces alliages ont la capacité de réorganiser le positionnement de leurs atomes qui se traduit par un changement de phase solide-solide. Par analogie aux aciers, les deux phases présentes dans les AMF sont la martensite et l'austénite. Chacune de ces phases

est thermodynamiquement plus stable à une température donnée : la martensite étant présente à basse température alors que l'austénite apparaît à une plus haute température. D'ailleurs les températures auxquelles le changement de phase se produit se nomment températures de transformation (TTR). Le Tableau 1.1 donne la définition des quatre températures de transformation.

Tableau 1.1 Définition des températures de transformation

Désignation	Description
M_f	Température de fin de transformation en martensite
M_s	Température de début de transformation en martensite
A_s	Température de début de transformation en austénite
A_f	Température de fin de transformation en austénite

Un diagramme d'état type incluant la position des différentes températures de transformation d'un AMF est montré à la Figure 1.1. Un cycle complet de chauffage et de refroidissement à contrainte constante y est aussi présenté. Lors du chauffage, l'AMF se transforme graduellement en austénite entre les températures A_s (100% martensite et 0% austénite) et A_f (100% austénite et 0% martensite). À l'inverse, lors du refroidissement, l'austénite se transforme en martensite à partir de la température M_s jusqu'à ce que la transformation soit complétée à la température M_f . Ces différences de température entre les cycles de chauffage et de refroidissement font apparaître une hystérésis dans le comportement des AMF. Ainsi, la transformation de martensite en austénite s'effectue à une température supérieure à la transformation inverse. La transformation peut aussi se produire lorsque, à température constante, une contrainte suffisamment élevée est appliquée au matériau de manière à traverser les lignes de transformation présentées à la Figure 1.1. Un chargement thermomécanique, combinaison d'une variation de contrainte et d'un changement de température, peut aussi générer un changement de phase.

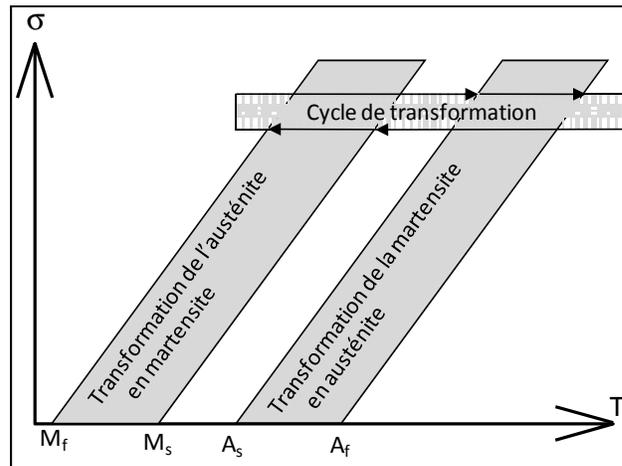


Figure 1.1 Diagramme d'état d'un AMF
Adaptée de Terriault (2005)

Il faut aussi noter que les températures de transformation tendent à augmenter lorsqu'une contrainte est appliquée au matériau. De plus, la composition chimique influence grandement les TTR. Par exemple, l'augmentation de la quantité de nickel en masse atomique de 50% à 51% diminue les TTR de plus de 100°C.

Outre leur étonnant comportement, les AMF ont certaines autres particularités dont il faut tenir compte lors de leur utilisation en tant qu'actionneurs. L'hystérésis, la durée de vie limitée en fatigue ainsi que l'évolution du comportement lors des premiers cycles d'activation sont les aspects qui doivent être considérés pour la conception des actionneurs. En effet, la réponse et le comportement d'un actionneur en AMF varient significativement lors des premiers cycles d'activation. Les essais menés par Georges et al. (2008) indiquent une variation importante des propriétés d'un actionneur en AMF lors des 200 premiers cycles de chauffage-refroidissement sous charge constante. Ainsi, dans le but de diminuer les variations dans le comportement des actionneurs, il sera nécessaire d'effectuer plusieurs cycles thermomécaniques sur les fils d'AMF qui seront employés pour déformer le panneau adaptatif.

Effet mémoire de forme simple sens

Le passage d'une phase à l'autre se nomme la transformation martensitique. Cette transformation, combinée à l'existence de deux formes de martensite, sont les aspects qui donnent aux AMF leurs propriétés atypiques par rapport aux autres matériaux métalliques. Afin de bien comprendre le processus, la Figure 1.2 montre les différentes étapes de transformations qui se produisent lors de l'effet mémoire de forme.

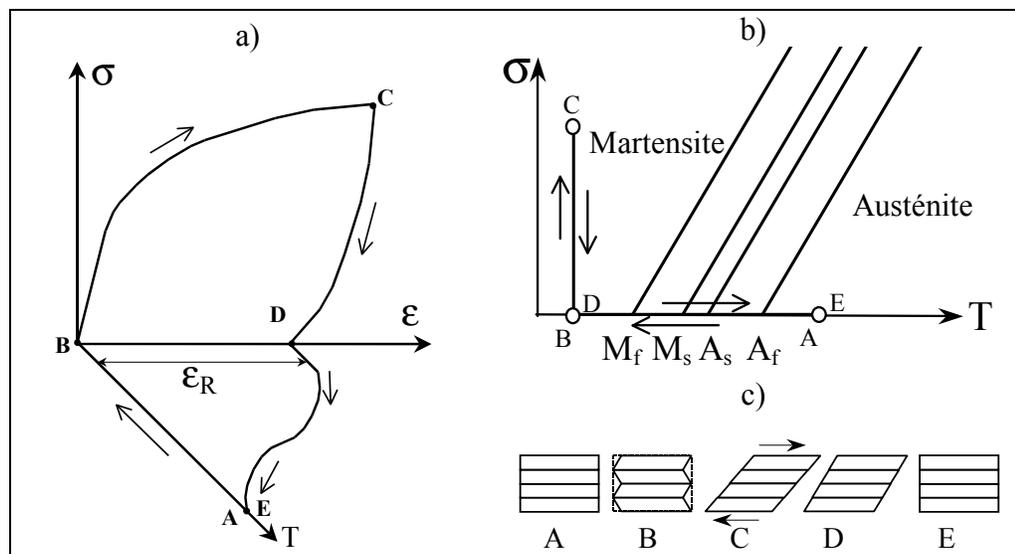


Figure 1.2 Effet mémoire de forme : a) Diagramme contrainte-température-déformation; b) Diagramme d'état ; c) Transformation de phase
Tirée de Terriault (2005)

Le point de départ du cycle de l'effet mémoire de forme tel que montré à la Figure 1.2 débute à haute température et à contrainte nulle, état représenté par le point A. À ce moment, le matériau est composé uniquement d'austénite. Tel que schématisé à la Figure 1.2c), l'austénite est une phase cristallographique cubique tandis que la martensite est une phase cristallographique cisillée. En fait, une maille cubique d'austénite peut se transformer en plusieurs mailles de martensite dépendamment de la direction du cisaillement. Une diminution de la température est alors effectuée jusqu'au point B. L'austénite présente dans le matériau commence à se transformer en martensite à partir de la température M_s jusqu'à ce qu'il n'y ait que de la martensite auto accommodante à la température M_f . Le point B de la

Figure 1.2c) schématise la martensite auto accommodante; c'est-à-dire que la martensite s'est cisailée dans toutes les directions de telle sorte qu'aucune déformation macroscopique n'est obtenue. Une contrainte est maintenant appliquée à température constante jusqu'au point C. Une déformation composée de déformation élastique et de déformation due à la réorientation de la martensite selon la direction d'application de la contrainte se produit. Le matériau est maintenant composé de martensite orientée tel que montré au point C. Le retrait de la contrainte permet de récupérer un peu de déformation due au retour élastique de la martensite (point D). Finalement, l'augmentation de la température (point E) force la transformation des variantes de martensite en austénite. Les déformations sont récupérées et le matériau revient alors à son état initial.

Effet mémoire double sens

L'effet mémoire double sens diffère de l'effet mémoire simple du fait qu'il n'est pas nécessaire d'appliquer une contrainte afin d'obtenir de la martensite orientée. En effet, la martensite orientée est obtenue directement à partir de l'austénite lors du refroidissement (représenté par le chemin B-C-D de la Figure 1.2). Ainsi, l'alliage possède deux positions d'équilibre: une position d'équilibre en phase austénitique (à chaud) et une position d'équilibre en état martensitique (à froid). La simple variation de température suffit à générer la transformation de phase pour passer d'une forme à une autre. L'effet mémoire double sens est obtenu après avoir « entraîné » le matériau, plus précisément en appliquant une contrainte constante puis en variant la température.

Habituellement, l'effet mémoire double sens génère moins de contrainte et reprend moins de déformation par rapport à l'effet mémoire simple. Toutefois, un tel comportement confère aux AMF des avantages intéressants en ce qui a trait à leur utilisation en tant qu'actionneurs pour un panneau adaptatif. Ces avantages sont présentés au Chapitre 2.

Enveloppe de fonctionnement

Les actionneurs en alliage à mémoire de forme ont des limites en ce qui concerne les valeurs maximales de déplacement et de force générée en fonction des conditions de sollicitation auxquelles ils sont soumis. La Figure 1.3 montre un exemple d'enveloppe d'actionnement d'un AMF. À grande déformation, la contrainte générée est très faible et, à l'inverse, la génération de contrainte est élevée à petite déformation. Des sollicitations intermédiaires peuvent aussi être induites aux actionneurs. Le point (3) de la Figure 1.3 montre une telle position intermédiaire obtenue avec le couplage d'un actionneur d'AMF à un ressort (Georges et al., 2009). Chaque actionneur possède sa propre courbe d'activation en fonction des traitements thermomécaniques, des cycles d'éducation qu'il a subis et de la composition de l'alliage. La construction de l'enveloppe d'actionnement est un aspect important du présent projet qui fera l'objet d'une description détaillée au chapitre 2.

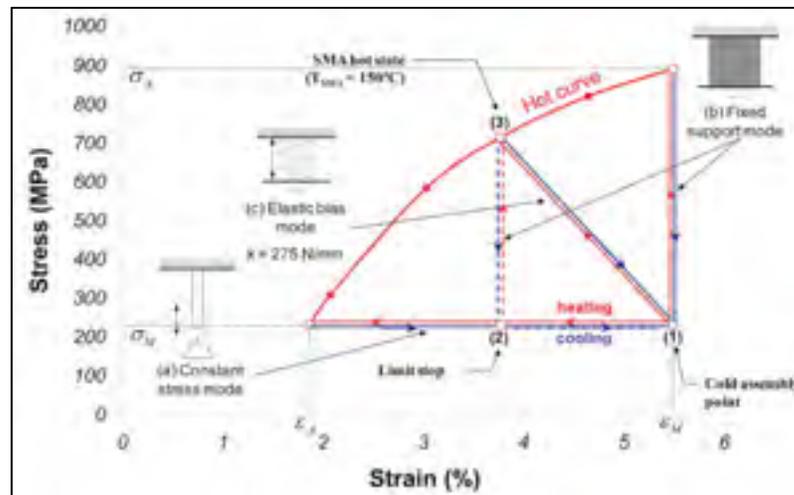


Figure 1.3 Exemple d'une enveloppe d'actionnement d'un AMF (Tirée de Georges et al. (2009))

1.2.2 Actionneurs conventionnels

Les actionneurs conventionnels regroupent principalement des éléments tels les vérins pneumatiques ou hydrauliques, les moteurs électriques ou encore les mécanismes de vis et

écrous. D'ailleurs, ce dernier système d'actionnement a été employé pour l'activation d'une aile déformable dans les travaux menés par Thill et al. (2010) ainsi que Vos, Gurdal et Abdalla (2010). Les méthodes d'activation conventionnelles sont très employées car elles ont l'avantage d'être facile d'utilisation. De plus, ces actionneurs permettent d'obtenir de grandes déformations qui sont impossibles à obtenir avec d'autres types d'actionneurs. En contrepartie, ces systèmes d'actionnement sont souvent lourds et encombrants, ce qui limite leur utilisation à des applications où l'espace disponible et le poids ne sont pas critiques. De plus en plus d'efforts sont déployés afin d'éliminer ce type d'actionneurs dans les domaines où le poids représente un enjeu important, comme dans le transport. Par exemple, Pitt, Dunne et White (2002) cherchent à remplacer un actionneur hydraulique conventionnel utilisé à bord d'un aéronef par un actionneur en AMF.

1.2.3 Actionneurs piézoélectriques

Les actionneurs fabriqués à partir d'éléments piézoélectriques sont, tout comme les AMF, activés par l'application d'un courant électrique. Par contre, ce qui les distingue, est le fait que les AMF sont activés par la chaleur que produit le courant électrique (effet Joule), alors que les éléments piézoélectriques sont activés par le champ électrique (Choi et Han, 2010). Ce mode d'excitation de l'actionneur piézoélectrique lui confère un certain avantage sur les actionneurs d'AMF puisqu'il n'est pas nécessaire de se préoccuper de l'effet de la chaleur produite par l'activation de l'actionneur en AMF. Ainsi, les matériaux hôtes n'ont pas à être compatibles ou à supporter de hautes températures. L'inertie thermique n'étant plus un facteur, les actionneurs piézoélectriques peuvent opérer à hautes fréquences.

Toutefois, les actionneurs piézoélectriques ont plusieurs désavantages au profit de l'utilisation des actionneurs en AMF. Premièrement, les déplacements des éléments piézoélectriques sont très faibles, de l'ordre du micromètre. Par exemple, les essais menés par Ghasemi-Nejhad, Russ et Pourjalali (2005) ont démontré que les déplacements de l'extrémité en flexion d'un stratifié de composite avec des actionneurs piézoélectriques encastrés sont très faibles. En effet, les résultats de leur expérimentation indiquent qu'un

déplacement d'environ 0.15 mm a été observé sur un stratifié de composites en carbone/époxy d'une dimension de 265 mm x 215 mm x 0.30 mm. Ces infimes déplacements peuvent être suffisants pour corriger des défauts de forme des surfaces constituant des miroirs ou des antennes (Kanno et al., 2007; Maji et Starnes, 2000) mais peuvent ne pas être suffisants pour d'autres applications telles les ailes déformables ou les enveloppes de bâtiment. D'autre part, la puissance spécifique des actionneurs piézoélectriques est très faible par rapport aux alliages à mémoire de forme. En effet, les AMF ont une puissance spécifique (en J/cm³) de 1000 à 5000 fois plus élevée que les actionneurs piézoélectriques (Brailovski et al., 2003). De plus, les actionneurs piézoélectriques requièrent des différences de potentiels allant de 100 à 1000 volts à des courants très faibles afin d'assurer leur fonctionnement adéquat.

Finalement, les actionneurs piézoélectriques sont majoritairement employés avec des composites bi-stables. Étant donné sa faible course et la haute tension requise pour l'alimenter, un tel actionneur est couramment utilisé afin d'initier la transformation de ce type de composites (Bowen et al., 2007; Gude, Hufenbach et Kirvel, 2010).

1.2.4 Autres méthodes d'actionnement

D'autres méthodes d'activation des surfaces adaptatives ont aussi été recensées. Par exemple, Luo et al. (2010) proposent de contrôler le mouvement d'une plaque à l'aide d'éléments photostrictifs couplés à des actionneurs piézoélectriques activés à distance par des rayons ultra-violets. D'autre part, Bubert et al. (2010) ainsi que Peel et al. (2009) proposent d'utiliser des muscles artificiels (Pneumatic Artificial Muscle, PAM) afin de contrôler la géométrie d'une aile d'avion. Ce type d'actionneur se contracte, tel un muscle, lorsqu'il est gonflé générant ainsi force et mouvement. Toutefois, ces actionneurs génèrent une contrainte (en N/cm²) environ 13 fois inférieure à un actionneur d'AMF (Peel et al., 2009). Un concept similaire aux muscles artificiels est aussi étudié par Shan et Bakis (2005). Il s'agit de contrôler la pression interne de différentes cellules d'un matériau composite dans le but d'en contrôler la géométrie.

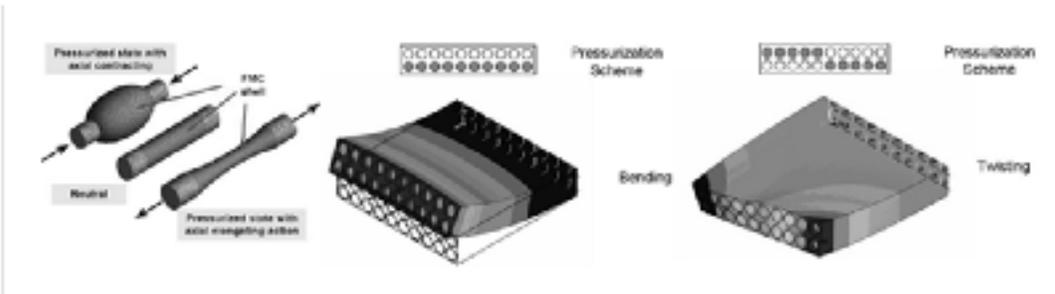


Figure 1.4 Muscle artificiel et pression interne
Tirée de Thill et al. (2008)

À la lueur de ces travaux, il a été décidé d'utiliser les AMF comme actionneur pour des considérations de compacité et de densité d'énergie. Le prochain chapitre discutera entre autres de la manière dont les AMF ont été insérés dans le panneau de composite.

CHAPITRE 2

MISE EN OEUVRE DES STRUCTURES ADAPTATIVES

2.1 Stratifié et AMF

Les fils en AMF sont largement utilisés en tant qu'actionneurs linéaires; ils sont généralement situés à l'extérieur de la surface à modifier sur laquelle ils sont reliés par un quelconque dispositif de fixation, (Coutu, Brailovski et Terriault (2010); Strelec et al. (2003); Yang et al. (2006); Barbarino et al. (2009)). Les actionneurs en AMF ont l'avantage d'être plutôt compacts puisqu'ils sont principalement constitués de fils circulaires de diamètres variant de 0.05 mm (Xu et al., 2004) à 0.5 mm (Zhou et Lloyd, 2009). L'alliage nickel-titane (NiTi) est un matériau couramment employé dans la fabrication d'actionneurs linéaires. Selon Morellon (2010) et Wayman et Otsuka (1999), les avantages du NiTi sont:

- Température d'activation relativement peu élevée qui est facilement contrôlable en modifiant l'alliage composant le matériau;
- Résistivité élevée facilitant le chauffage par effet Joule (passage d'un courant électrique);
- Très grande densité d'énergie par unité de masse lorsqu'il est utilisé en traction et en compression;
- Ratio longueur de course/poids élevé;
- Vitesse d'activation pouvant être élevée (limitée par la vitesse à laquelle l'actionneur peut être chauffé);
- Résistance à la corrosion très élevée;
- Opération silencieuse.

Dans leurs travaux, Georges et al. (2009) utilisent un système de cames entraîné par des actionneurs en AMF afin de modifier le profil d'une aile d'avion dans le but de retarder l'écoulement turbulent sur la surface de cette dernière. Bien que très efficace, ce système de cames est complexe et occasionne un poids supplémentaire indésirable. Une autre étude faisant

Intervenir quatre fils d'AMF en tant qu'actionneurs est celle de Strelec et al. (2003). Ces actionneurs, connectés à la surface par un dispositif lourd et encombrant, ont pour but de modifier la géométrie du bord de fuite d'une aile d'avion. Par ailleurs, un système d'actionnement extérieur faisant intervenir des AMF a été développé par Yang et al. (2006) dans le but de modifier la géométrie d'une plaque droite. Dans ce concept, un fil d'AMF est fixé en différents points à l'aide de boulons à une surface en matériau composite; le chauffage par effet Joule de l'actionneur engendre alors une flexion de la surface. Ce mode de fixation de l'actionneur à la surface fait en sorte que sa forme présente des discontinuités importantes aux points de fixation (voir Figure 2.1).

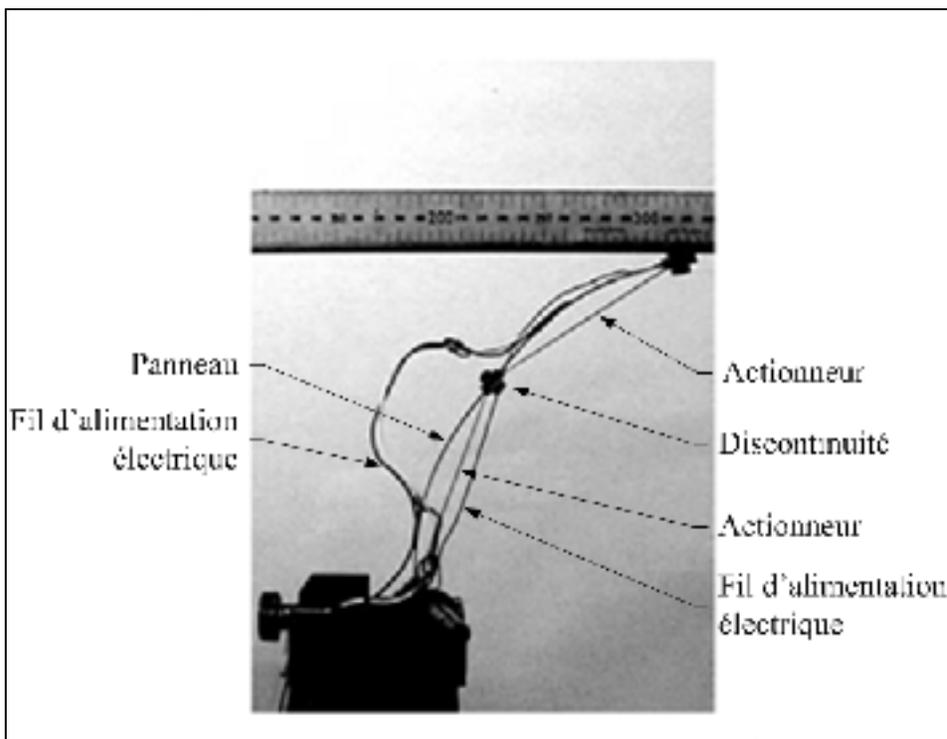


Figure 2.1 Discontinuités observées
au niveau de la plaque
Tirée de Yang et al. (2006)

Ces trois dernières études ont prouvé que les AMF peuvent bel et bien être employés comme actionneur. Toutefois, les systèmes développés lors de ces études requièrent d'imposants mécanismes afin de transformer l'effort de traction en travail utile, ou ne permettaient pas

d'obtenir des déformations continues. Ces discontinuités sont non souhaitables pour la plupart des applications nécessitant des surfaces déformables, notamment au niveau des surfaces qui sont utilisées pour leur aérodynamisme.

L'insertion des éléments actifs à l'intérieur même de la structure est avantageuse par rapport à l'utilisation d'éléments externes nécessaires à la transmission du mouvement. En effet, l'insertion des actionneurs permet l'activation de surfaces qui sont difficilement accessibles par l'extérieur ou lorsque l'espace physique est restreint (Bettini et al., 2009).

Les matériaux composites sont largement employés dans la fabrication de structures adaptatives. En effet, les matériaux composites possèdent d'excellentes propriétés en termes de résistance mécanique, de légèreté, de durabilité, de résistance aux impacts, au feu et à la corrosion. Selon Thill et al. (2008), les matériaux utilisés dans la fabrication des ailes déformables doivent être résistants dans un sens et souples dans l'autre afin de permettre le mouvement tout en étant suffisamment rigides pour résister aux forces aérodynamiques. Un compromis doit donc être obtenu entre un matériau qui possède une grande rigidité, mais qui augmente l'énergie requise pour activer la surface, ainsi qu'un matériau de faible rigidité qui diminue l'énergie d'activation. Il est à noter qu'un rayon de courbure peut aussi être généré lorsque l'actionneur est situé dans le plan neutre d'un panneau fait d'un stratifié non symétrique.

Les propriétés orthotropes des composites en font des matériaux tout indiqués pour répondre à ces exigences, surtout lorsqu'il est question de panneaux adaptatifs employés dans des aéronefs où la légèreté des composites est un atout important. De plus, la possibilité de contrôler l'orientation des renforts combinée à la grande variété de résines disponibles permettent de facilement contrôler la rigidité d'une pièce composite selon des directions préférentielles. De ce fait, un grand nombre d'études concernant les surfaces adaptatives font intervenir des matériaux composites comme structure hôte (Balta et al., 2005; Bettini et al., 2009; Cortes et al., 2008; Turner et al., 2006; Xu et al., 2004; Yang et al., 2006; Zhou et Lloyd, 2009).

En outre, la méthode de fabrication des stratifiés de composites permet l'intégration d'éléments actifs à l'intérieur même du matériau. Les composites fabriqués de couches successives de renfort de fibres offrent une grande flexibilité pour l'insertion d'actionneur. Il est facilement possible de contrôler l'orientation de l'élément actif dans le plan ainsi que sa position selon l'épaisseur du stratifié. Balta et al. (2005) affirment que l'insertion directe d'actionneur AMF de faible diamètre dans un composite à matrice polymérique n'altère d'aucune façon son intégrité structurelle. Certes moins répandus, d'autres formes d'actionneurs en AMF sont aussi utilisés. Cortes et al. (2008) utilisent des actionneurs en AMF en forme de plaque qu'ils collent à l'extérieur d'un stratifié de composite dans le but d'en modifier la géométrie.

Ces dernières études font cependant ressortir quelques recommandations importantes concernant les matériaux composites utilisés dans des panneaux adaptatifs. Par exemple, Zhou et Lloyd (2009) mentionnent que l'élément actif doit avoir une excentricité suffisante par rapport à l'axe neutre du panneau afin de créer un moment suffisamment élevé pour le faire fléchir. Cependant, une excentricité élevée est obtenue avec un stratifié qui comporte beaucoup de couches afin d'éloigner l'actionneur de l'axe neutre. Ce grand nombre de couches augmente la rigidité de la plaque et demande ainsi une plus grande force d'actionnement afin de générer le mouvement de la plaque. Dans le présent travail, la minceur a été privilégiée afin de diminuer la rigidité en flexion de la plaque, ce qui devrait en faciliter sa déformation.

Les recherches menées par Xu et al (2004) ont démontré que les fils d'AMF intégrés dans un stratifié de composite doivent être positionnés de sorte à ce que la direction des fibres d'au moins une des deux couches adjacentes soit parallèle à ces fils. Ceci permet d'éviter la présence de vide à l'intérieur du stratifié qui se forme lorsque les fibres sont perpendiculaires au fil.

Il faut aussi porter une attention particulière à la chaleur transmise à la structure hôte lors du chauffage de l'actionneur. En effet, McLaughlin Jr et al. (1996) et Ogihara, Takeda et

Kobayashi (1998) mentionnent qu'un cyclage thermique affecte les performances des composites carbone/époxy sous chargement statique et en fatigue. Bien que cet effet ne sera pas analysé dans le cadre de ce travail, il est important d'en tenir compte lors de la conception du panneau adaptatif. Par exemple, il a été choisi d'utiliser une résine époxy haute température afin de limiter les effets de la chaleur sur les performances du panneau.

D'autre part, Zhou et Lloyd (2009) suggèrent que les stratifiés faits de fibres de carbone sont semi-conducteurs et que, lors de l'activation de l'actionneur par courant électrique (chauffage par effet Joule), le courant fuit dans le stratifié puisque les fils d'AMF ne sont pas électriquement isolés de l'hôte en composite. Ce problème n'a pas été remarqué avec les stratifiés en fibres de verre. Cela pourrait être problématique dans le cadre de ce projet de recherche car c'est de la fibre de carbone qui est utilisée. Toutefois, l'utilisation d'une gaine permettrait l'isolation électrique entre l'actionneur et la structure hôte.

2.2 Interaction AMF-stratifié

Un problème récurrent est rencontré dans la littérature concernant l'adhésion à l'interface hôte-actionneur. La majorité des auteurs s'entendent pour dire qu'il faut absolument une forte adhésion entre l'actionneur et la résine afin d'obtenir un transfert de force suffisamment élevé pour créer le mouvement (Bettini et al., 2009). Ainsi, des recherches sont menées afin d'améliorer la cohésion entre l'actionneur et la structure hôte (Fischer, Terriault et Brailovski, 2012). Toutefois, les résultats sont mitigés puisqu'une grande quantité de paramètres influent sur la qualité de la cohésion à l'interface et qu'il est difficile de comparer entre elles les différentes études portant sur ce sujet (Fischer-Rousseau, 2012). Afin de contourner ce problème, Jung et al. (2010) ont décidé d'insérer des vis au travers du stratifié et d'y attacher les actionneurs avec des résultats satisfaisants. Dans le cas présent, une gaine sera employée afin d'éliminer le problème de cohésion à l'interface actionneur-hôte. Les prochains paragraphes traitent d'ailleurs des avantages et des inconvénients liés à l'utilisation d'une gaine.

L'actionneur est ainsi inséré dans une gaine dans l'objectif d'éliminer et de diminuer les effets négatifs de certains aspects : conductibilité électrique de la fibre de carbone qui pourrait court-circuiter le courant injecté dans les actionneurs pour leur chauffage, nécessité d'utiliser un gabarit de montage, entretien et remplacement des actionneurs, etc. Les études portant sur les avantages ou les désavantages de l'utilisation de gaines sont très peu nombreuses. Néanmoins, les paragraphes suivants présentent ce qui a déjà été accompli jusqu'à présent dans ce domaine.

Afin de résoudre le problème de conductibilité électrique, le matériau composant la gaine doit nécessairement être un isolant électrique. De plus, cette gaine doit être flexible afin de permettre la déformation du panneau adaptatif et doit être compatible avec la résine employée. Ainsi, une gaine en polymère serait tout indiquée pour répondre à ces exigences. En outre, la température de transition vitreuse doit être supérieure à la température d'activation de l'actionneur afin d'éviter d'obtenir un comportement caoutchouteux de la gaine. Enfin, le coefficient de friction entre l'AMF et la gaine doit être le plus bas possible afin d'éliminer toute possibilité d'adhésion.

Thompson et Loughlan (2000) ont utilisé avec succès de minces tubes de plastique en polyamide et en PTFE en guise de gaine pour des AMF intégrés dans un composite. De leur côté, Calkins et Mabe (2010) ont aussi utilisé des tubes de téflon (PTFE) afin d'isoler électriquement leur actionneur composé de plusieurs fils d'AMF. Ainsi, dans le cadre de ce projet de recherche, une gaine de téflon (PTFE) est employée afin d'y insérer les actionneurs. De plus, ce matériau facilite grandement l'insertion des actionneurs dans le panneau adaptatif à cause de son faible coefficient de frottement. Ceci est essentiel car, dans ces travaux, des fils temporaires en acier sont insérés dans les gaines lors de la fabrication afin d'éviter que le tube s'écrase sur lui-même sous la pression lors de la mise en forme.

Outre les avantages liés à la fabrication et à l'assemblage des panneaux adaptatifs, l'ajout d'une gaine offre plusieurs autres bénéfices. Par exemple, dans l'optique d'une utilisation industrielle à grande échelle des panneaux adaptatifs, le retrait, l'inspection, l'entretien et le

remplacement, si nécessaire, des actionneurs est un aspect important à considérer particulièrement dans le domaine de l'aéronautique où les normes d'inspection sont très rigoureuses. D'un point de vue expérimental, les gaines donnent de la flexibilité sur les configurations de panneaux à analyser. Par exemple, il est facile d'y insérer un actionneur sur deux ou toute autre combinaison possible.

Cependant, l'utilisation d'une gaine n'a pas que de bons côtés. En effet, certains auteurs (Thompson et Loughlan, 2000) ont abandonné l'idée d'utiliser une gaine car ils jugeaient leur utilisation trop défavorable. Selon eux, il faut minimiser les impacts des occlusions géométriques dans le stratifié de composite. Or, l'ajout d'une gaine augmente de façon non négligeable l'espace occupé par l'actionneur. Il est donc nécessaire d'utiliser une gaine avec les parois les plus minces possible afin de limiter les effets négatifs dans le stratifié.

L'emploi d'une gaine élimine donc le lien direct entre l'actionneur et la structure hôte. Ainsi, les efforts transmis par l'actionneur à la structure hôte lors du chauffage ne peuvent l'être par l'entremise du cisaillement au niveau de l'interface actionneur-hôte. Il est donc nécessaire d'implanter un mécanisme qui permet de transférer à la structure hôte l'effort généré par l'actionneur. Une solution simple consiste à bloquer le déplacement des actionneurs aux deux extrémités de la plaque. L'inconvénient de cette façon de faire est que les efforts sont presque tous transmis au panneau adaptatif par les extrémités. Or, il est impossible de prévoir si ce mode de transmission des efforts aura le même résultat que si l'actionneur était parfaitement collé à la structure hôte. Des simulations par éléments finis seront donc nécessaires afin de connaître la différence entre les deux modes de transmission des efforts à la structure hôte.

2.3 Mise en forme

Le moulage par transfert de résine sous vide (communément appelé VARTM pour Vacuum-assisted resin transfert moulding) est employé pour la fabrication des panneaux de composite à matrice polymère renforcé de fibres qui seront utilisés pour effectuer les différents tests requis (Une description détaillée du procédé et les précautions à prendre sont fournies à

l'annexe I). Ce procédé a été sélectionné principalement en raison de la simplicité de mise en œuvre. En effet, ce procédé ne requiert pas de température élevée ni l'application d'une pression externe, ce qui évite d'avoir recours à de l'équipement dispendieux tel un autoclave et permet d'infuser des pièces très grandes et complexes d'un seul coup. Avec des matériaux de base et de l'outillage économique, le procédé VARTM est le procédé ayant la plus grande croissance parmi les modes récents de mise en forme des matériaux composites (Schwartz, 2010).

Cependant, ce procédé de mise en forme des matériaux composites requiert un travail laborieux de préparation avant de pouvoir procéder à l'infusion. En effet, il faut faire preuve d'une grande minutie lors de chacune des étapes précédant la fabrication. Une erreur de manipulation, si minime soit-elle, peut mener à une pièce finie qui sera inutilisable. Il faut, de plus, porter une attention particulière à l'étanchéité du montage car cela peut générer des zones de vide dans la pièce et affecter grandement les propriétés mécaniques.

Gabarit de montage

La méthode de mise en forme des matériaux composites requiert un traitement de post-polymérisation lors duquel le composite est soumis à une chaleur élevée. L'insertion d'actionneurs en AMF dans le composite impliquerait donc l'utilisation d'un gabarit de montage pour deux raisons. D'une part, les actionneurs en AMF devraient être armés (déformation initiale représentée chemin B-C-D de la Figure 1.2) et maintenus dans cette position grâce à un gabarit de montage tel qu'utilisé par Simpson et Boller (2008), Zhou et Lloyd (2009) ou Jung et al. (2010). D'autre part, la chaleur nécessaire à la post-polymérisation engendrerait un déplacement non désiré de l'actionneur pouvant résulter en une déformation permanente du panneau ou encore d'un décollement entre la résine et l'actionneur. Pour pallier à ces problèmes, il est proposé d'insérer l'actionneur à l'intérieur d'une gaine comme l'ont fait Baz, Chen et Ro (2000). La gaine est installée lors du moulage du panneau et les effets de son utilisation sont discutés plus loin.

L'utilisation de cette gaine n'élimine toutefois pas totalement l'utilisation d'un gabarit de montage qui demeure nécessaire au maintien de la déformation initiale de l'actionneur. C'est ici que l'effet mémoire double sens des AMF devient fort utile. En effet, ce comportement spécifique est exploité afin d'éliminer le gabarit de montage puisque la déformation initiale n'est plus nécessaire. La réduction de la contrainte générée et de la déformation récupérable (dûe à l'utilisation de l'effet mémoire double sens) ne devrait pas avoir d'effet négatif sur la performance du panneau. Ce possible désavantage est grandement compensé par l'élimination du gabarit de montage, ce qui simplifie grandement le processus d'installation de l'actionneur à l'intérieur du panneau adaptatif.

2.4 Contrôle de la géométrie

Afin de mesurer avec précision les déformations de la surface adaptative, un système de mesure par corrélation d'images sera employé. L'appareil utilisé est le modèle *Aramis* mis au point par la compagnie *GOM*. Ce système a l'avantage de mesurer une grande surface tout en éliminant l'utilisation de multiples jauges de déformation qui pourraient être nécessaires afin d'obtenir les mêmes informations. Les objets dynamiques et en mouvement peuvent facilement être mesurés en utilisant des caméras à grande vitesse. Ce système d'acquisition est basé sur l'utilisation de deux caméras, synchronisées entre elles, qui prennent des images à intervalles précis. Les images sont ensuite comparées entre elles par photogrammétrie pour ainsi reconstituer une image 3D de l'objet mesuré. À partir de cette reconstitution 3D, les déplacements et les déformations dans toutes les directions peuvent être obtenues. Un motif possédant un fort contraste (blanc vs noir) doit être appliqué sur l'objet mesuré et ils doivent toutefois se déformer simultanément. Ainsi, un motif aléatoire créé avec de la peinture noire et blanche est appliqué sur le panneau adaptatif afin de pouvoir mesurer les déplacements.

Selon Schmidt, Tyson et Galanulis (2003), les avantages d'un tel système se traduisent par :

- Visualisation des gradients de déformation et des points d'intérêt;
- Validation des modèles par éléments finis;
- Essais sur des matériaux non homogènes et anisotropiques;

- Réduction du nombre de prototypes avant la mise en marché d'un produit;
- Prise de mesures sans contacts;
- Prise de mesures au travers de filtres (vitre, écran, etc).

Un tel appareil est ici utilisé pour sa simplicité d'utilisation ainsi que sa capacité à mesurer efficacement une grande surface en mouvement.

2.5 Problématique et objectifs

Tel que discuté précédemment, il est plutôt difficile de prédire le comportement d'un panneau adaptatif muni d'actionneurs en AMF. En fait, la prédiction du comportement d'un AMF est en soit plutôt complexe à réaliser. Ce travail a pour objectif de développer un outil de conception simple ainsi qu'une technique de fabrication d'un panneau adaptatif composé d'un stratifié de composite activé par des actionneurs d'AMF intégrés. L'outil de conception est basé sur la caractérisation expérimentale des AMF et sur la modélisation par éléments finis de la structure hôte. Ainsi, la nécessité de réaliser une modélisation par éléments finis des actionneurs d'AMF est éliminée. Enfin, la faisabilité ainsi que l'efficacité du moulage par transfert de résine sous vide utilisé lors de la fabrication du panneau adaptatif seront vérifiées.

CHAPITRE 3

DESIGN, MANUFACTURING AND TESTING OF AN ADAPTIVE COMPOSITE PANEL WITH EMBEDDED SMA ACTUATORS

S. Lacasse, P. Terriault, C. Simoneau, V. Brailovski

École de technologie supérieure, 1100 rue Notre-Dame Ouest

Montréal (PQ), Canada, H3C 1K3

Ce chapitre a été soumis dans « Journal of Intelligent Material Systems and Structures » à titre de « Original article ».

3.1 Résumé

L'article présenté dans ce chapitre expose les principales étapes qui ont mené à la réalisation de ce projet de recherche ainsi que les résultats qui en découlent. Puisque cet article est un résumé de tout ce qui a été effectué, le lecteur est invité à consulter les annexes pour plus de détails concernant certaines sections. L'article est divisé en cinq sections qui correspondent chacune à une étape importante du projet de recherche. La première section présente l'idée derrière l'outil de conception. Les deux sections suivantes présentent les deux principaux constituants de l'outil de conception, soit la structure hôte et l'élément actif en AMF. La structure hôte, faite d'un stratifié de composite, constitue l'élément structurel du panneau adaptatif et lui confère sa rigidité. La fabrication d'un tel panneau s'effectue selon la méthode exposée à l'annexe I. Par ailleurs, l'annexe II donne plus de détails en ce qui a trait aux propriétés et à la caractérisation de la structure hôte. Le rôle de l'élément actif est assuré par un fil d'AMF en nickel-titane. Pour de plus amples renseignements sur la caractérisation et la détermination de l'enveloppe de travail d'un tel actionneur, se référer à l'annexe III. La combinaison des propriétés des deux principaux constituants du panneau adaptatif s'effectue dans la quatrième section afin d'y créer le diagramme de conception. Enfin, les essais expérimentaux ainsi que les résultats qui s'y rattachent sont présentés dans la dernière section. L'annexe IV peut être consultée afin de retrouver davantage de détails sur les étapes de fabrication préliminaire ayant conduit à la fabrication finale du panneau adaptatif.

Finalement, l'annexe V expose l'article qui a été soumis dans le cadre de la *19th International Conference on Composite Materials* qui se tiendra à Montréal du 28 juillet au 2 août 2013.

3.2 Abstract

This paper presents a novel design procedure leading to fabrication of a composite adaptive panel prototype with an embedded array of linear SMA actuators. This procedure allows determination of the panel's radius of curvature as a function of the SMA actuators' actuation temperature and panel configuration (number and orientation of plies, number and location of actuators, the materials' properties and the geometric arrangement). This design procedure integrates properties of the host structure (composite laminate) and of the actuators (SMA wires) in the framework of a unique design diagram. The performances of SMA actuators are obtained by experimental manipulations, whereas the rigidity of the host structure is calculated using the finite element numerical modeling approach. To validate the developed design procedure, a [90₃/wire/90] 425x425x5 (mm) adaptive panel prototype is fabricated using the VARTM method. The results obtained from experimental tests are used to monitor the global performance of the adaptive panel and to validate the developed design procedure.

3.3 Introduction

An adaptive panel is a structure, flat (or not), with the ability to modify its shape according to the surrounding conditions to which it is subjected. These structures can be used for various applications from antenna (Lesueur et al., 2009) or mirror shaping (Kanno et al., 2007; Rodrigues, Bastais and Preumont, 2010) to building structures (Biloria and Sumini, 2009). In the case of adaptive antennas or mirrors, the surface geometry is generally modified to obtain a better signal or to compensate for optical aberrations caused by atmospheric turbulence. In the case of adaptive building structures, their shape changes according to the external (light, air, water) and internal (number of attendees) conditions to control the environment inside a building.

Adaptive structures are also widely used in aero or hydrodynamic applications to improve the global efficiency, including drag and weight reduction, of aircraft wings (Coutu, Brailovski and Terriault, 2010; Peel et al., 2009; Sofla et al., 2010; Thill et al., 2010), marine propellers (Young, Baker and Motley, 2010), helicopter blades (Barbarino, Gandhi and Webster, 2011; Koratkar and Inderjit, 2001), and wind turbines (Daynes and Weaver, 2012).

For an adaptive structure to be economically viable, the benefit of its application should overcome the weight and complexity added by the presence of sensors and actuators responsible for the structure's intelligence (Calkins and Mabe, 2010; Sofla et al., 2010). For example, in the case of specific adaptive structures, such as morphing airfoils, the actuators should not interfere with the existing features such as landing gears or fuel tanks normally located in aircraft wings. Integrating the actuators directly into the adaptive structure using, for example, piezoelectric patches or shape memory alloys wires allows a drastic economy in space and weight, favoring their practical utility (Ghasemi-Nejhad, Russ and Pourjalali, 2005; Xu et al., 2004; Zhou and Lloyd, 2009).

Shape memory alloys (SMAs) are metallic alloys which exhibit particular behaviour. For this work, it is only necessary to know that these alloys can be programmed (or trained) to shorten when they are heated, thus generating mechanical work. More details on SMAs can be found elsewhere (Wayman and Otsuka, 1999). The main advantage of this type of actuator is their higher level of energy density (work per volume or weight) and their larger strokes as compared to other non-conventional push-pull actuators (Brailovski et al., 2003). Furthermore, the most commonly-used SMAs, titanium-nickel alloys, possess a relatively high electrical resistance which facilitates their actuation by direct electrical heating (Joule effect) (Brailovski et al., 2003).

This work aims at developing a design procedure and a manufacturing technique applicable to an SMA-driven adaptive structure consisting of a composite laminate panel with embedded active SMA elements. With this objective in mind, the conceptual idea behind the design procedure is exposed first. Two main adaptive structure constituents, the host

structure and the actuator system, are presented next. The finite element analysis (FEA) of the host structure is performed first, to link the panel rigidity to its geometry, for different axial strains generated by embedded SMA elements. Subsequently, the experimental testing routine is used to build SMA actuation envelopes. The results obtained are then merged together to create a design diagram of an entire adaptive panel. Finally, an experimental validation of the developed concept of an adaptive panel with embedded SMA active elements is carried out.

3.4 Design procedure: concept

The adaptive panel contains two main components: the passive host structure, which assures the structural integrity of the whole system, and the embedded active elements (actuator system) (Figure 3.1(a), (b) and (c)). In our work, the host structure is a composite laminate. The active elements are parallel arrays of titanium-nickel SMA wires embedded into the laminate with an offset (e_{act}) between the neutral surface of the laminate and the SMA wires' location (Figure 3.1(b)). When heated, the SMA wires contract and their action is transmitted to the host structure (Figure 3.1(a)). A bending moment is then generated, deforming the panel. Figure 3.1(c) shows schematically the panel deformation generated by the contraction of SMA elements for the case of a simply supported flat panel. In Figure 3.1(a), w_{panel} , L_{panel} and w indicate the panel's width, its length and the distance between actuators, respectively. In Figure 3.1(c), parameters c , ρ and f are the panel's chord, radius of curvature and deflection, respectively.

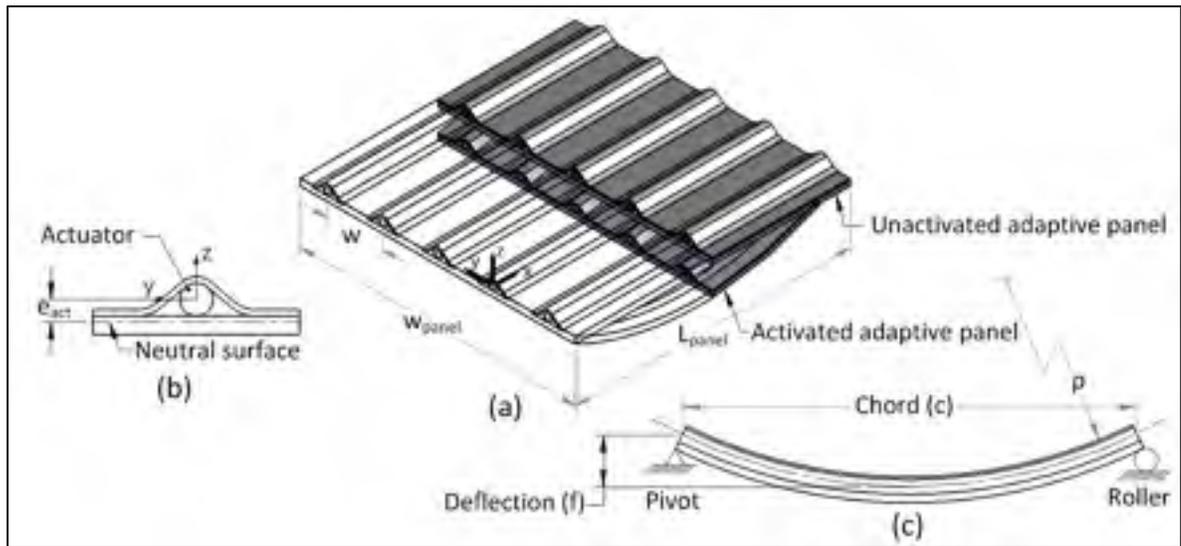


Figure 3.1 Panel with embedded SMA actuators: (a) Isometric view; (b) transversal section; and (c) longitudinal section.

As stated above, when SMA elements are heated, they generate active forces/displacements and transmit them to the host structure. In order to link the action of the actuators to the reaction of the host structure, their respective stress-strain states are expressed in terms of the same state parameters, namely the actuator stress and strain, in the framework of a unified “design diagram” similar to that used in Georges et al. (2008) and schematized in Figure 3.2. The host structure’s rigidity is represented here by a series of curves $E_3 > E_2 > E_1$, where E_i is the host structure stiffness; whereas the SMAs actuation envelope is represented by the other series of curves $T_3 > T_2 > T_1$, where T_{act} is the temperature at which the actuator is heated (referred to as the actuation temperature in this work). The actuation envelope reflects the stress-strain (force-stroke) characteristics and therefore the work generation capacity of the SMA actuator; it is dependent upon the alloy’s composition and processing, on the initial strain applied to the SMA active element, and on the number of actuation cycles, (Brailovski and Terriault, 2010; Demers et al., 2007; Georges et al., 2009).

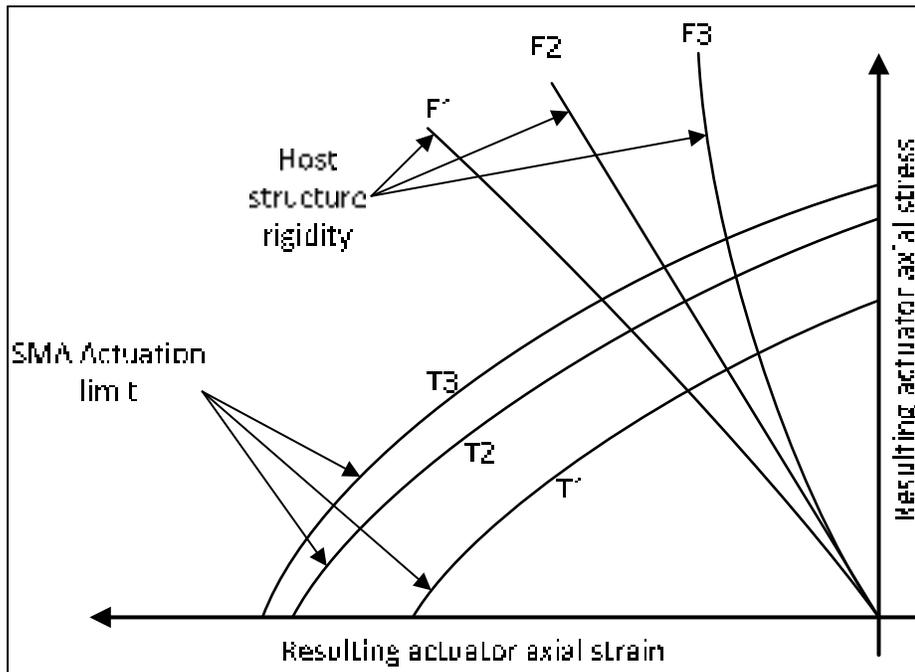


Figure 3.2 Schematized design diagram for an adaptive panel with embedded SMA actuators. Note that the abscissa is inverted in this figure because the actuators work in compression, resulting in negative axial strain.

The stiffness of the passive host structure can only be controlled during manufacturing through a composite layup. On the contrary, the SMAs actuation envelope can be controlled actively, in service, by raising the actuation temperature; the higher the T_{act} , the greater the work density (area of the stress-strain envelope) the SMAs can provide. The intersections of the host structure's stiffness curves and the SMA actuation envelopes correspond to a series of equilibrium positions, each associated with a given stress-strain state of the panel and therefore with its geometry (radius of curvature, ρ or deflection, f).

3.5 Host structure

3.5.1 Manufacturing

One of the major limitations regarding the integration of SMA active elements into composite structures is the bonding strength between the SMA elements and the host structure (Zhou and Lloyd, 2009). In this work, when heated, SMA elements are allowed to slide inside tubular channels made in the host structure. These tubular channels represent polymer tubes, referred to hereafter as sheaths, embedded in the host structure during its manufacturing. When SMA elements are heated, they act on the host structure through a dedicated fixation system located on the periphery of the panel (Figure 3.3). This concept provides two substantial benefits. First, the active elements can easily be removed, inspected and replaced. Second, the sheath electrically insulates the active element from the host structure, thus allowing more efficient Joule-heating of the actuator and protection from overheating of the surrounding laminate (Zhou and Lloyd, 2009).

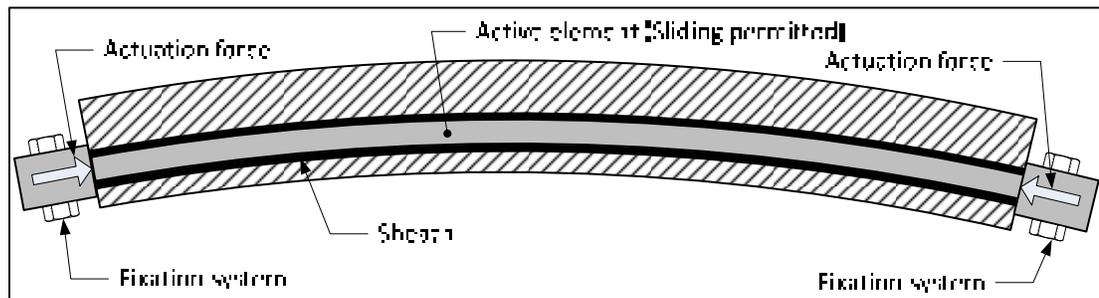


Figure 3.3 Force transfer arrangement

Given an almost infinite number of reinforcement and matrix types and their possible combinations, the following parameters of the laminate host structure are fixed in this work:

- Reinforcement: T-300 Toray carbon fiber plies (thickness $e = 0.3$ mm; number $N = 4$);
- Matrix: Araldite 8605 epoxy resin (Huntsman);
- Active elements: Ti-50.26 at.%Ni 1 mm diameter wire (SAES Getters);
- Sheath: PTFE (Zeus Inc.): inside and outside diameters ID 1,07 mm–OD 1,67 mm; and

- To facilitate the panel's bending during actuation, the following composite layup is adopted: 90/90/90/SMA/90.

In this work, the VARTM (Vacuum assisted resin transfer molding) technique is used to manufacture the host structure. Prior to infusion, tubular sheath elements are disposed in a parallel array between the third and the fourth plies of the laminate, and sacrificial stainless steel wires are placed inside the sheaths. The resin is infused in the direction perpendicular to that of the sheaths to favor uniform flow. After infusion and curing (24 h at room temperature, 2 h at 121°C or 3 h at 177°C), the sacrificial stainless steel wires are replaced by SMA elements. Finally, the extremities of the SMA elements are inserted into dedicated fixation systems (Figure 3.3) to allow the force transmission between the active and the passive components of the adaptive panel.

Given the relatively large size of the sheath/SMA assembly compared to the overall thickness of the plate, some practical limitations in terms of the minimum distance between two neighboring SMA wires (w , Figure 3.4(a)) should be respected. In this work, this distance is limited to 20 mm to preserve the panel integrity between two adjacent sheaths. Figure 3.4(b) shows the details and the geometry of the resin-rich zone located close to the sheath implantation.

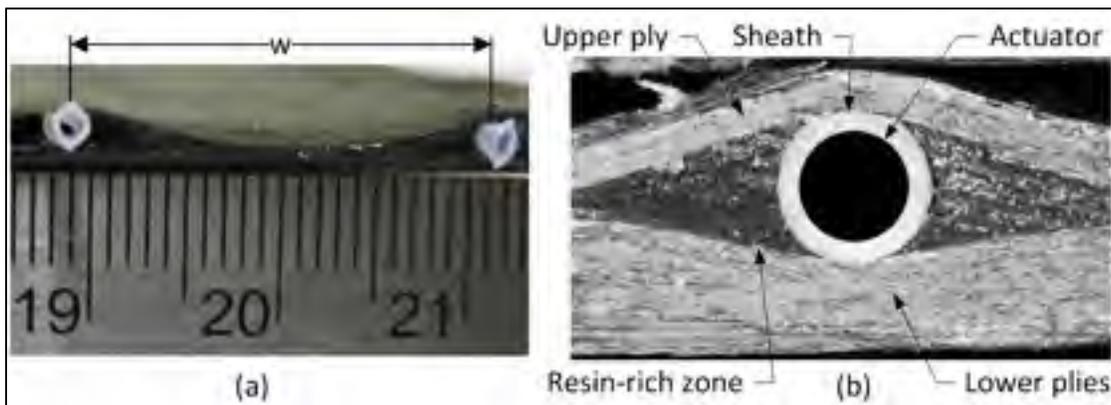


Figure 3.4 Embedding of SMA actuators: (a) Minimum distance between SMA elements (w), (b) Section view of the panel in the vicinity of the sheath implantation

3.5.2 Finite element model

A finite element model (FEM) of the adaptive panel is built to link the panel's rigidity to its geometry for different axial strains generated by the contraction of the embedded active elements. The FEM takes into account the local thickening of the structure caused by the sheath/SMA assembly as well as the resin-rich zone in the vicinity of the active elements (Figure 3.5). To reduce computing time, symmetry and repetition conditions are utilized: the width of the FEM is limited to a half-distance between two neighbouring SMA wires, $w/2$. The geometric parameters of the model and their values are collected in Tableau 3.1.

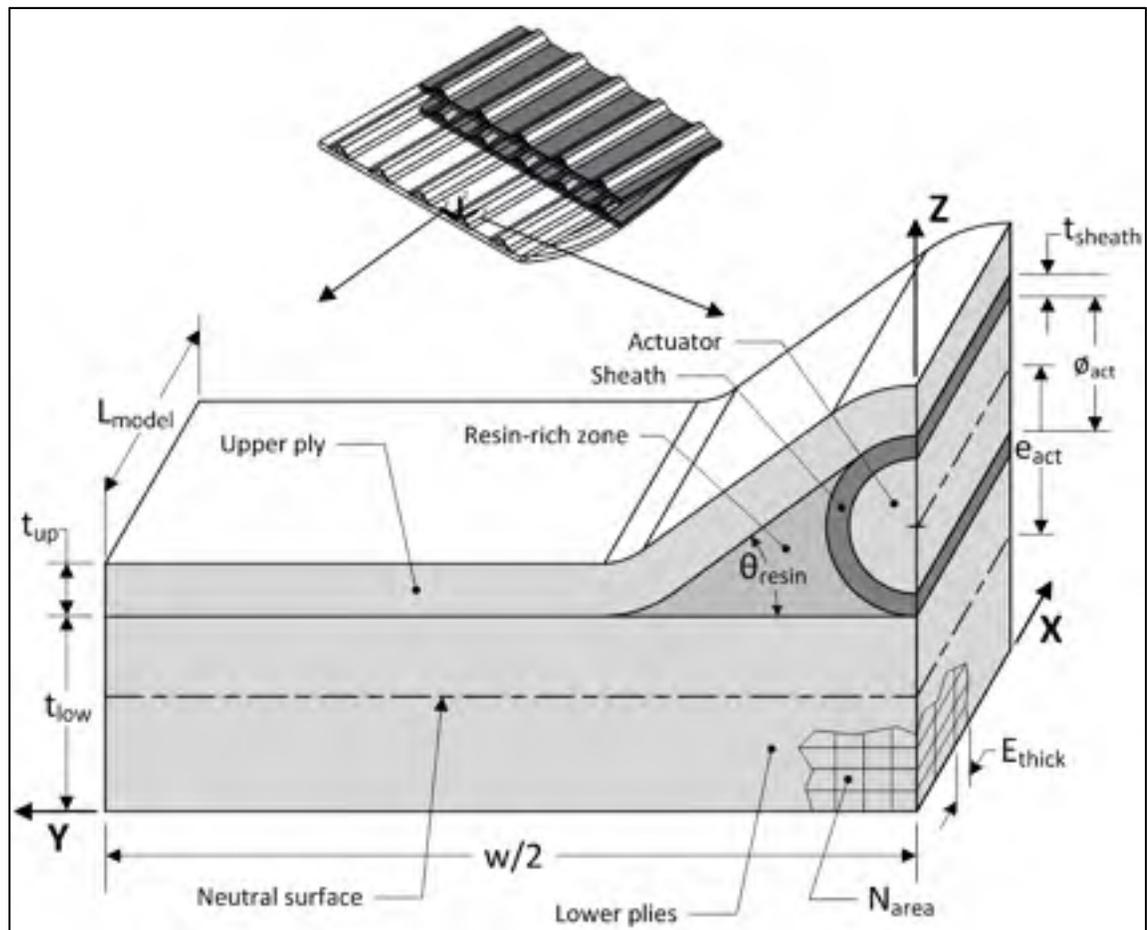


Figure 3.5 FEM of the adaptive panel

Tableau 3.1 Geometric parameters of the FEM

Parameters	Symbol	Value	Units
Thickness of the upper plies	t_{up}	0.3	mm
Thickness of the lower plies	t_{low}	0.9	mm
SMA actuator diameter	ϕ_{act}	1.0	mm
Sheath thickness	t_{sheath}	0.3	mm
Actuator offset relative to neutral surface	e_{act}	0.87	mm
Angle of the resin-rich zone	θ_{resin}	40	°
FEA model length (in X direction)	L_{model}	To be determined	mm
Distance between actuators (variable)	w	From 20 to 100	mm

The model, built in the ANSYS software environment, is divided into four parts: the composite laminate (upper and lower plies), the resin-rich zone, the sheath and the active element. The composite laminate is modeled by 20-node Solid186 layered structural solid elements. These elements allow the user to specify the thickness, the orthotropic properties and the orientation of each ply. Each ply is meshed with one element in the Z (thickness) direction. The mesh size in the Y direction is fixed to be equal to the ply thickness. These conditions allow the mesh size in the resin-rich zone, the sheath and the SMA element to be constant. The mesh size in the X direction is limited to 3.3-times the thickness of the elements to respect the distortion warning limits of the software (aspect ratio: 20, parallel deviation: 100°, maximum corner angle: 165°).

The resin-rich zone, the sheath and the SMA element are meshed with 8-node Solid186 homogeneous structural solid elements, given their isotropic mechanical properties. To improve the mesh quality in the resin-rich zone, the radii near the corner area are approximated by straight lines. Finally, to prevent rigid body motion, the displacements of the model's surface at $x = L_{model}$ are fixed at 0, and the symmetry conditions are added to the free surfaces of the model: $y = 0$ and $y = w/2$.

To model the SMA element's contraction during heating, a model of a conventional elastic material with a negative coefficient of thermal expansion (α_{act}) is used, similarly to (Turner and Patel, 2007). When the temperature rises (ΔT_{act}), the material contracts, simulating the shape memory effect. The product $\alpha_{act} \times \Delta T_{act}$ (hereafter referred to as “induced strain”, ϵ_{ind}) becomes an input control parameter for the FEM of the host structure. Note that values of α_{act} and ΔT_{act} are completely fictitious, whereas their product (induced strain, ϵ_{ind}) is not (see Section Design diagram of the panel assembly for further explanation). When heated, the actuator will cause large displacement of the panel, and so the non-linear method of resolution is used. The load is applied incrementally, which permits the output parameters ($\sigma_{act}, \epsilon_{act}, \rho$) to be monitored.

3.5.3 Properties of the model constituents

Three 90/90/90/SMA/90 composite plates are infused according to the manufacturers' recommendations and cut into specimens to be tested on an *MTS 858 Minibionix* tensile testing machine to determine their in-plane tensile (ASTM D 3039/D 3039M-00, 2006) and shear (ASTM D 3518/D 3518M-94, 2001) properties. The measured data and the assumption of a transverse isotropy (Mallick, 2008) allows Tableau 3.2 to be compiled.

The elastic properties attributed to the resin-rich zone, to the sheath and to the Ti-Ni SMA element are presented in Tableau 3.3. For this work, the Young's modulus of the Ti-Ni SMA wires (55 GPa) corresponds to a mean value between the Young's modulus of martensite (30 GPa) and austenite (80 GPa) phases (Brailovski et al., 2003). Preliminary calculations indicate that this simplification does not significantly affect the panel's rigidity (with a discrepancy of less than 3%).

Tableau 3.2 Elastic properties of the composite laminate

Properties	Orientations	Definitions	Mean	St. dev.
Elastic Modulus [GPa]	Longitudinal ¹	E_{11}	111,4	3,9
	Transversal ¹	E_{22}	7,4	0,3
	Normal ³	$E_{33} = E_{22}$	7,4	-
Shear Modulus [GPa]	Longitudinal ²	G_{12}	3,3	0,1
	Transversal ³	$G_{13} = G_{12}$	3,3	-
	Normal ³	$G_{23} = \frac{E_{22}}{2(1+\nu_{23})}$	2,4	-
Poisson's ratio	Longitudinal ¹	ν_{12}	0,34	0,03
	Transversal ³	$\nu_{13} = \nu_{12}$	0,34	-
	Normal ³	$\nu_{23} = \nu_{32} = \nu_{12} \left(\frac{1-\nu_{21}}{1-\nu_{12}} \right)$	0,51	-
		<i>where</i> $\nu_{21} = \left(\frac{E_{22}}{E_{11}} \right) \nu_{12}$		

¹American (Society for Testing and Materials. 2008)

²American (Society for Testing and Materials. 1994)

³Mallick (2008)

Tableau 3.3 Elastic properties of the resin, sheath and SMA active element

Material	Elastic modulus [GPa]	Poisson's ratio
Resin: Araldite 8605 (Huntsman) ¹	2.5	0.4
Sheath: ID1,07mm/OD1,67mm PTFE (Zeus Inc.) ²	0.5	0.4
SMA: ø1mm Ti-50.26at%Ni wire (SAES Getters) ³	55	0.3

¹Huntsman resin data sheet

²Zeus sheath datasheet

³Brailovski et al. (2003)

3.5.4 Model simplification

Two preliminary analyses are performed to increase the model's efficiency: assessment of the influences of the model length and of the SMA-structure interface modeling approach in terms of an adequate trade-off between the model's precision and the simulation time.

Model length L_{model} : Several values of the model's length (L_{model} in X direction, Figure 3.5) are simulated to analyse the impact of model length on the following control parameters: the actuator's axial stress (σ_{act}), the actuator's axial strain (ϵ_{act}) and the panel's radius of curvature (ρ). The results show that all the control parameters converge toward constant values in the middle of the model (with a normalized length, defined by the position (x) divided by the model length (L_{model}), of between 0.2 and 0.7), while they diverge at the model's extremities (Figure 3.6). As a compromise between the shortest (20 mm-long) and the longest (100 mm-long) models (6500 to 31300 nodes), an intermediate 60 mm-long model (18900 nodes) is used in this work. This assumption allows adequate results to be obtained, while requiring fewer elements and therefore shorter resolution times.

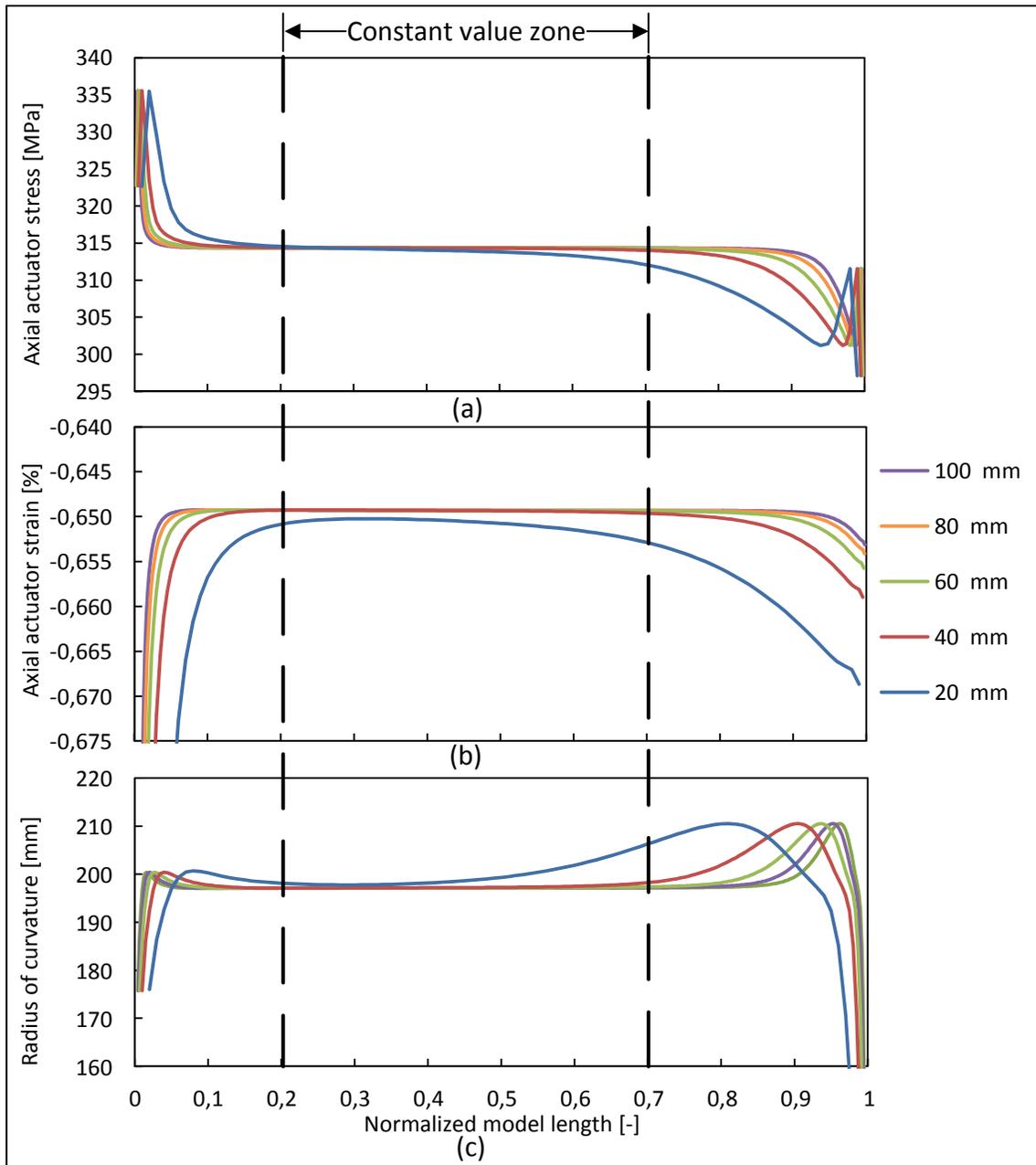


Figure 3.6 Evolution of the control parameters σ_{act} (a), ϵ_{act} (b) and ρ (c) as functions of the normalized model length

SMA-structure interface modeling: In this section, sheath-SMA interaction is analysed, taking into account that during heating, SMA elements slide inside the sheath. Such interactions can be simulated using surface contact elements. On the other hand, using a fully or partially coupled DOF (degree of freedom) approach would be much more effective in terms of calculation time. To establish which approach provides acceptable results while being efficient in terms of calculation time, four interface modeling conditions (Tableau 3.4) are compared as to their effect on the model's control parameters: axial stress (σ_{act}), axial strain (ϵ_{act}) and the radius of curvature (ρ). Note that 3-D 8-Node Conta174/Target170 surface-to-surface contact elements with friction coefficients varying from $\mu=0$ (frictionless sliding) to $\mu=\infty$ (fully bonded interface) are used in this study.

Tableau 3.4 Interface configurations

Case	Interface bonding conditions
1	Surface contact ($\mu=0$)
2	Surface contact ($\mu=\infty$)
3	Partially-coupled (Y, Z - fixed; X - free) DOF
4	Fully-coupled (X, Y, Z - fixed) DOF

The results (Figure 3.7) show that the most realistic case of frictionless sliding ($\mu=0$, case 1) is not significantly different from cases 2 (permanent surface contact $\mu=\infty$) and 4 (fully coupled DOF), whereas the case 3 (partially-coupled DOF) diverges significantly from other bonding conditions. Considering the 2.5% difference in rigidity calculated between cases 1 and 2 or 4 as negligible and to benefit from the shortest resolution time, the fully-coupled DOF approach (case 4) is used in the subsequent tests. Interpreting the curves of Figure 3.7 is presented in more detail in the next section.

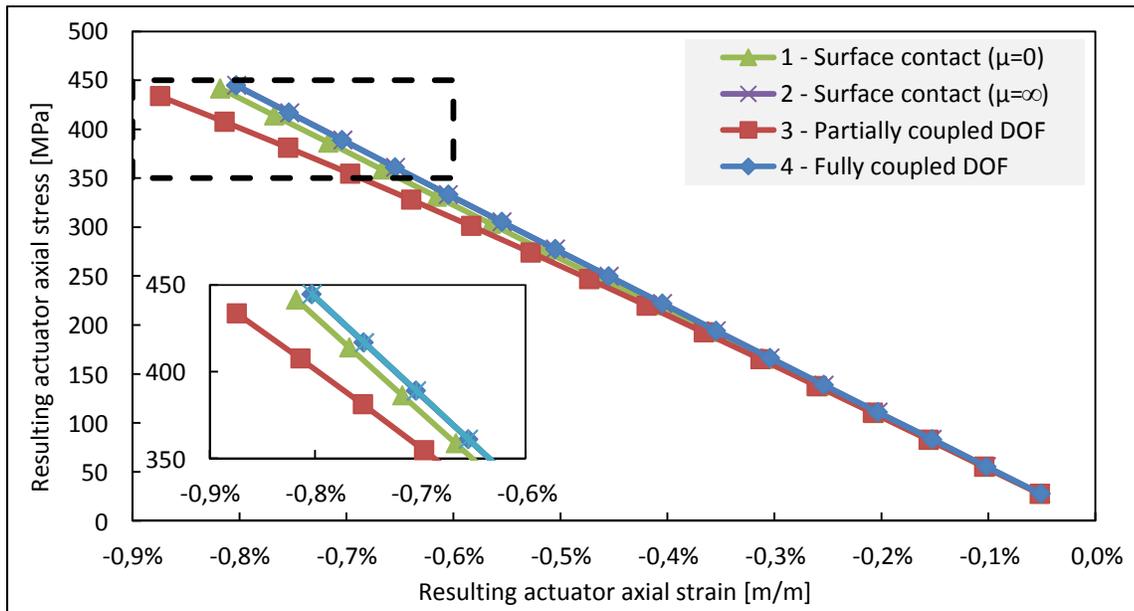


Figure 3.7 Effect of interface bonding conditions on the panel's rigidity (insert shows detail corresponding to the zone encompassed by the dotted line)

3.5.5 FEA results

The FEA of the host structure shows a linear variation of the resulting actuator axial stress (σ_{act}) as a function of the resulting actuator axial strain (ϵ_{act}) (Figure 3.8). Even though the SMA behavior is not linear, this procedure allows us to characterize the panel's stiffness in term of the SMA axial strain. Therefore, the solid lines on Figure 3.8 represent the panel's stiffness (E_{panel}) for various distances between neighbouring SMA elements, $w = 20$ to 100 mm. The markers on these lines correspond to the induced axial strains ϵ_{ind} of 0.6, 1.2, 1.8, 2.4 and 3.0% (thin dashed lines), and to the radii of curvature of 120, 150, 195 and 250 mm (thick dashed curves).

For a given value of the inter-actuator distance, Figure 3.8 allows the amount of the actuator's induced and resulting axial strains required to reach a fixed value of the radius of curvature, ρ , to be determined. It is important to explain the difference between the SMAs *induced* ϵ_{ind} and the *resulting* ϵ_{act} axial strains. The induced axial strain, ϵ_{ind} , corresponds to the $\alpha_{act} \times \Delta T_{act}$ product, and it is the maximum strain that can be reached by an SMA

element upon heating, when no opposing force is applied (stress-free recovery). In reality, the actuator is embedded into the panel and therefore it is not free to contract. Consequently, the resulting, or equilibrium, axial strain (ϵ_{act}) of the actuator embedded in the host structure will be smaller than the induced axial strain (ϵ_{ind}), and the greater the panel stiffness (E_{panel}), the greater will be this difference.

It can be seen in Figure 3.8 that for the same resulting strain, the greater the distance between the actuators, the higher the panel stiffness (E_{panel}) resisted by each actuator. Furthermore, for a given distance between the actuators, the higher the induced axial strain, the higher the resulting axial strain, and, therefore, the smaller the radius of curvature of the plate.

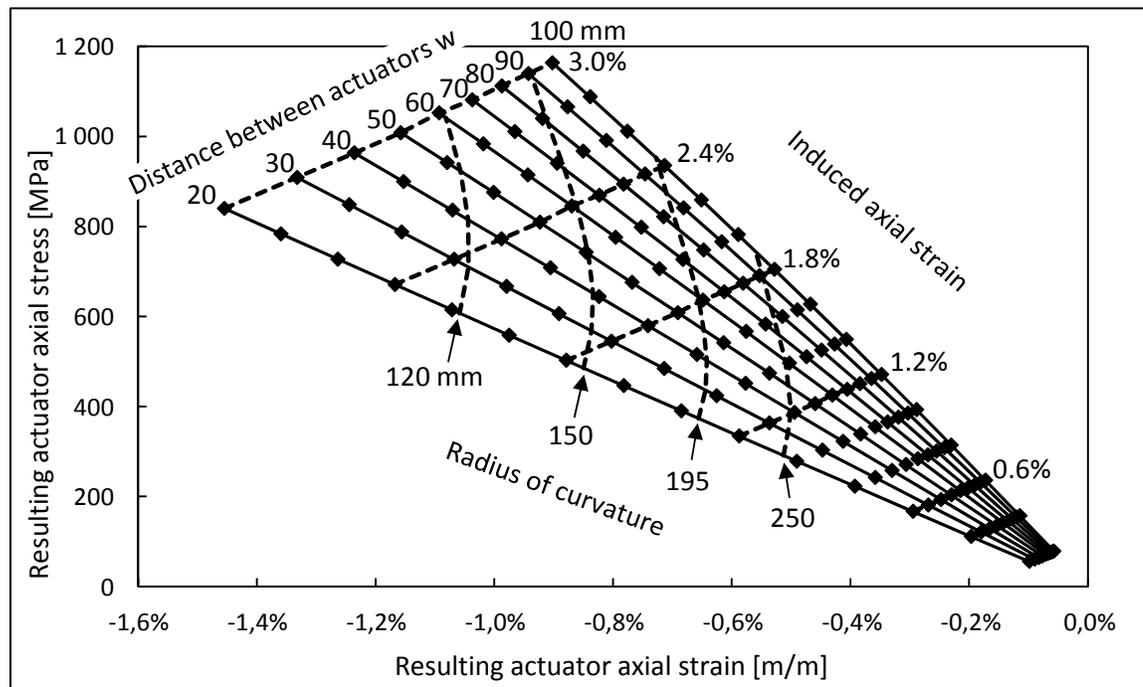


Figure 3.8 FEA results: Axial rigidity for a 90/90/90/SMA/90 laminate

This diagram allows determination of the inter-actuator distance and of the induced actuator strain (ϵ_{ind}) required to reach the targeted value of the radius of curvature, ρ . For example, let us suppose that we need a flat panel that reaches a radius of curvature of $\rho=195$ mm when the SMA elements are heated. If the distance between the active elements is $w = 100$ mm, the

SMA's induced axial strain should be $\epsilon_{ind} = 2.4 \%$, whereas if this distance is $w = 60 \text{ mm}$ (more actuators for the same panel width), the SMA's induced strain should be lower ($\epsilon_{ind} = 1.8 \%$). This means that for a panel of the same size, the greater the number of active elements, the smaller the recovery strain required from these active elements. To quantify the maximum strains and stresses that the SMA actuators are capable of generating upon heating, the SMA actuation envelopes need to be built.

3.6 SMA active elements

3.6.1 Materials and processing (PDA temperature)

In this work, Ti-50.26at%Ni $\varnothing 1\text{mm}$ wire supplied by SAES Getters is used. Given that the material is supplied in as-drawn condition (approximately 30% cold work), post-deformation annealing (PDA) needs to be performed to restore the alloy's shape memory properties. One of the quickest methods to detect the effect of PDA on the SMA characteristics is to perform Differential Scanning Calorimetry (DSC) testing according to the ASTM F 2004-05(2010) standard. DSC measures the energy related to the martensite-to-austenite phase transformation in the material, and vice versa. Generally speaking, the higher the transformation energy (the latent heat of phase transformation), the higher the material actuation potential. Tableau 3.5 contains the DSC results obtained from three samples with $T_{PDA} = 450, 500$ and 550°C (1h). This table shows that the specimen subjected to $T_{PDA} = 550^\circ\text{C}$ (1h), results in the highest transformation energy. Thus, this T_{PDA} will be used for the remainder of the project. This testing also provides six characteristic temperatures of phase transformation in the stress-free state: martensite start and finish (M_s and M_f), austenite start and finish (A_s and A_f), and austenite \rightarrow R-phase transformation start and finish (R_s^c and R_f^c), that are essential for designing the SMA active element heating-cooling envelope. Note here that higher PDA temperatures are not used here because previous studies show that the yield strength decreases progressively with the increase of the PDA temperature (Filip and Mazanec, 1995).

Tableau 3.5 DSC Results (heating-cooling rate of 10°/min)

T _{PDA} [°C]	Characteristic temperatures, [°C]						Latent heat, [J/g]	
	Heating		Cooling				Heating	Cooling
	A _s	A _f	R _s ^c	R _f ^c	M _s	M _f	ΔH _{M-A}	ΔH _{M-R} + ΔH _{R-A}
450	55	71	56	47	11	-20	7,5	7,0
500	58	78	51	45	23	7	6,7	5,6
550	71	85	48	42	42	31	22,7	25,6

3.6.2 Stabilisation routine

Since the behavior of SMAs varies significantly during the first heating-cooling cycles, a 100-cycle stabilization routine was devised for this project (Georges et al., 2008). One stabilization cycle consisted of heating and cooling the specimen subjected to a given constant stress (σ_{ST}). During the stabilisation routine, the wire was repeatedly heated by Joule effect from 25 to 150°C with subsequent free-convection cooling. The stabilization stress (σ_{ST}) was fixed to 150 MPa. The experiments showed that the use of stabilisation stresses higher than 150 MPa did not provide significant benefits in terms of the actuation envelope. The application of lower stresses did not provide effective stabilization within 100 cycles of testing.

Note also that the stabilization routine used in this work promoted a so-called two-way shape memory effect which resulted in spontaneous material lengthening upon cooling under zero stress (Wayman and Otsuka, 1999), thus eliminating the need for pre-stretching the SMA wires during the panel assembly. To support this assertion, three stabilized specimens were stretched to a maximum strain of 6% (OAB, Figure 3.9), 4%, and 2%, respectively, and then released, whereas the fourth specimen was not stretched at all. All the specimens were then blocked and repeatedly (10-times) heated and cooled in the 25 to 150°C temperature range (BC for $\epsilon_i = 6\%$, Figure 3.9). It can be observed that the specimens generated significant

stresses (550 MPa) even when they were not pre-stretched. Given these results, in the remainder of this work, the stabilized SMA elements are assembled with the host structure without pre-stretching.

Another observation to be made from Figure 3.9 is that, given the limited stiffness of the testing bench, the stress generation plots deviate from the strictly vertical position for all the testing cases. This indicates that this test provides a conservative estimation of stresses that can be generated by the studied alloy; the maximum stresses could be assessed by extrapolation (see actuation envelope).

It should also be noted that the lower the initial strain, the higher the residual strain accumulated during repetitive actuation. It follows then that the SMA-wire fixation systems should be periodically repositioned to remove the gap forming between the systems and the plate. This possibility is indeed offered by the design proposed in this work, and it represents additional benefits stemming from the use of free-sliding instead of embedded SMA actuators, because in the last case, no post-manufacturing adjustment is possible.

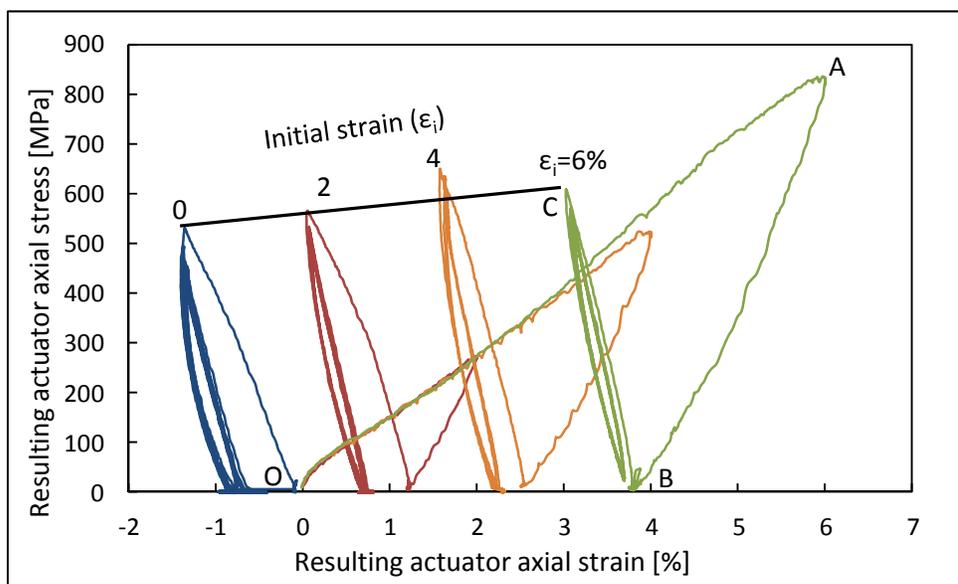


Figure 3.9 Effect of the initial strain on the stress generation potential of the 150MPa – stabilized specimens.

3.6.3 Actuation envelope

The actuation envelope defines the maximum recoverable stresses and strains that an SMA active element can generate under specific loading conditions. To build the said actuation envelope, a series of experiments must be conducted first. As shown on Figure 3.10(a), the following heating sequences should be applied to the tested SMA element starting from point O: the fixed-support stress generation mode (O-C), the stress-free strain recovery mode (O-G), and the mixed fixed-support – constant-stress mode, at least at two stress levels (σ_T) : O-D-E and O-D'-E'. When points C, E, E' and G corresponding to the stress-strain generation path of each of the testing modes are connected, the resulting C-E-E'-G curve combined with the O-C and O-G lines delimit the actuation envelope of the active element being tested (shaded area of Figure 3.10). All the possible stress-strain trajectories this active element can provide will necessarily be contained within this envelope; the larger the envelope, the greater the overall working generation capacity of the active element.

A dedicated test bench (see Figure 3.10(b) for a schematic representation) is used to control and to monitor the temperature, strain and stress in the SMA wire. During the experiment, the wire (initial length 70 mm) is heated (Sorensen DML 40-15 AMETEK Inc., USA) from 25 to 150°C by Joule effect with subsequent free-convection cooling (the temperature is controlled using a K-type thermocouple). The strain is measured with a Messphysik ME46 video extensometer. The generated stress is measured by a load cell (LC 101-500, Omega Inc., USA). This test bench allows us to execute all the previously-described loading sequences by changing its configuration.

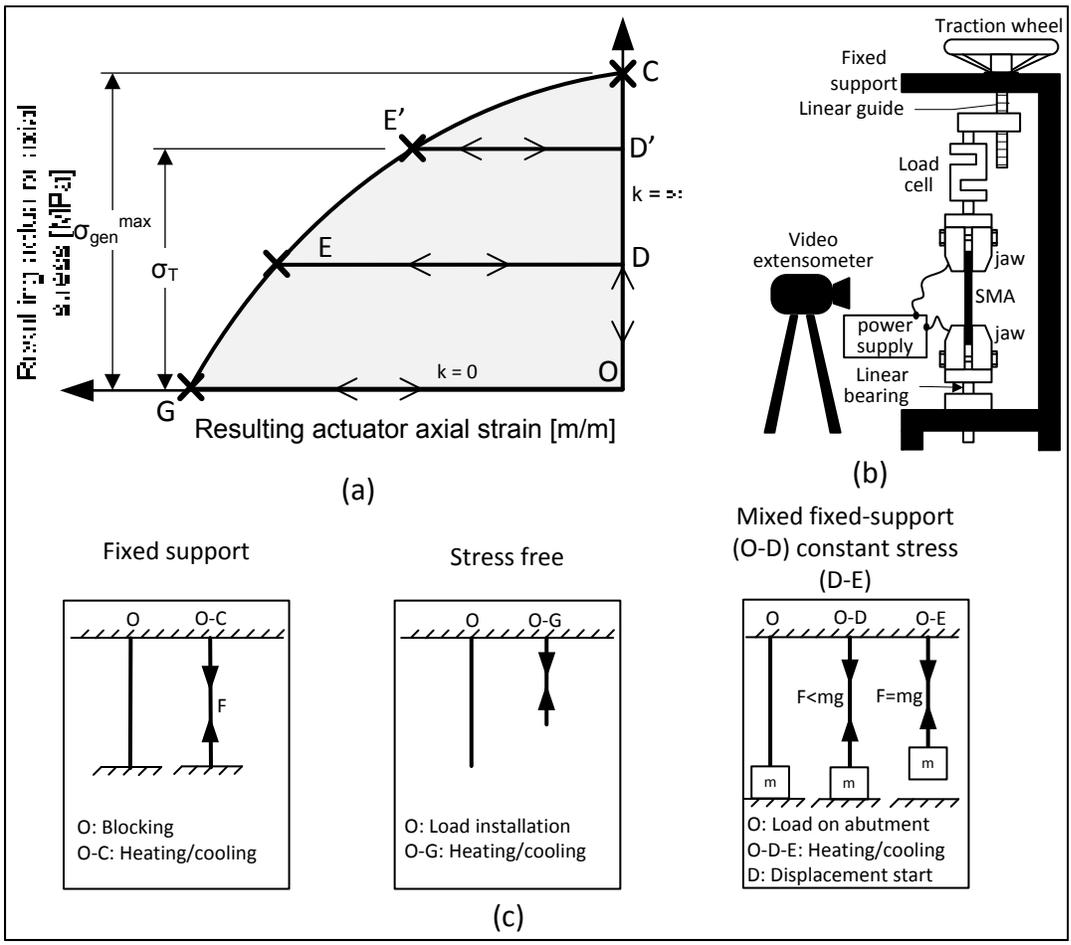


Figure 3.10 (a) Definition of the loading sequences used to obtain the SMA actuation envelope; (b) schematic arrangement of the testing bench; (c) Details of each loading sequence.

Figure 3.11 shows the results of such testing using 150 MPa–stabilized zero-stretched specimens. The O-C (fixed-support testing), O-E₃, O-E₂ and O-E₁ (fixed-support – 150, 300 and 400 MPa constant testing stress, σ_t) and O-G (stress-free strain recovery) plots are shown. Connecting G, E₃, E₂, E₁ and C points by a straight line allows a working envelope to be drawn (note that this line is extrapolated to intersect the y-axis: point D corresponds to a stress that could be generated if a sufficiently rigid fixture was used). It can be observed that such an envelope could also be drawn using only two testing modes: stress-free and fixed-support testing; the strategy adopted for subsequent testing.

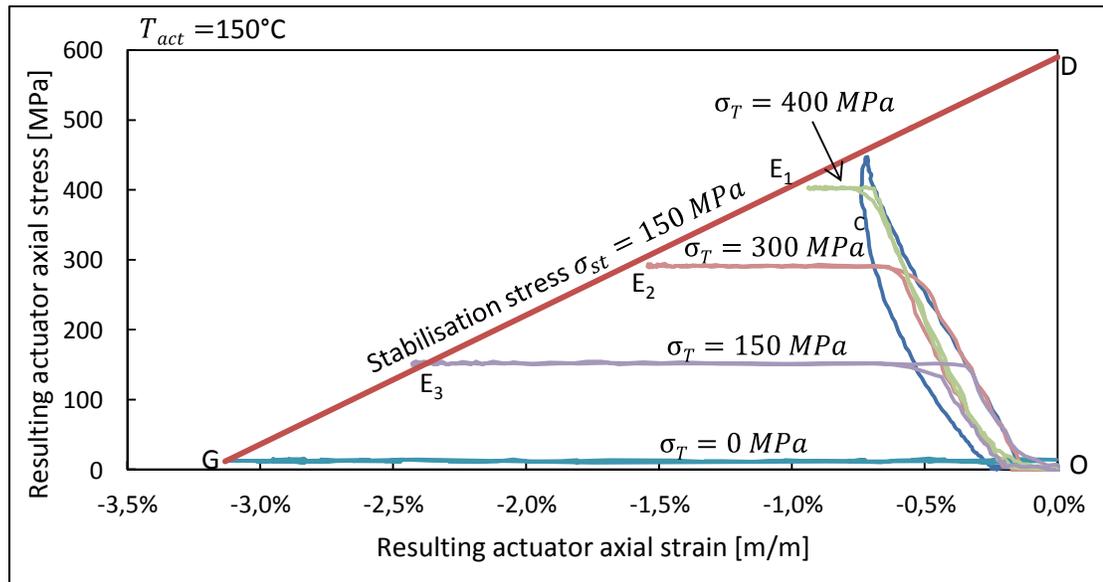


Figure 3.11 Working envelope for the 150MPa-stabilized zero-stretched specimens ($T_a = 150^\circ\text{C}$)

All the previous data were obtained with the specimens heated up to a maximum actuation temperature of 150°C . The working envelopes corresponding to actuation temperatures varying from 50 to 150°C are shown in Figure 3.12. The dashed lines on the right of the chart are extrapolated from the experimental results. It can be concluded that the higher the temperature, the higher the generated work density: see the insert on Figure 3.12 where the work density for each actuation temperature corresponds to the area under the corresponding stress-strain curve. Note that for temperatures exceeding 110 - 120°C , the gain in work generation is not significant.

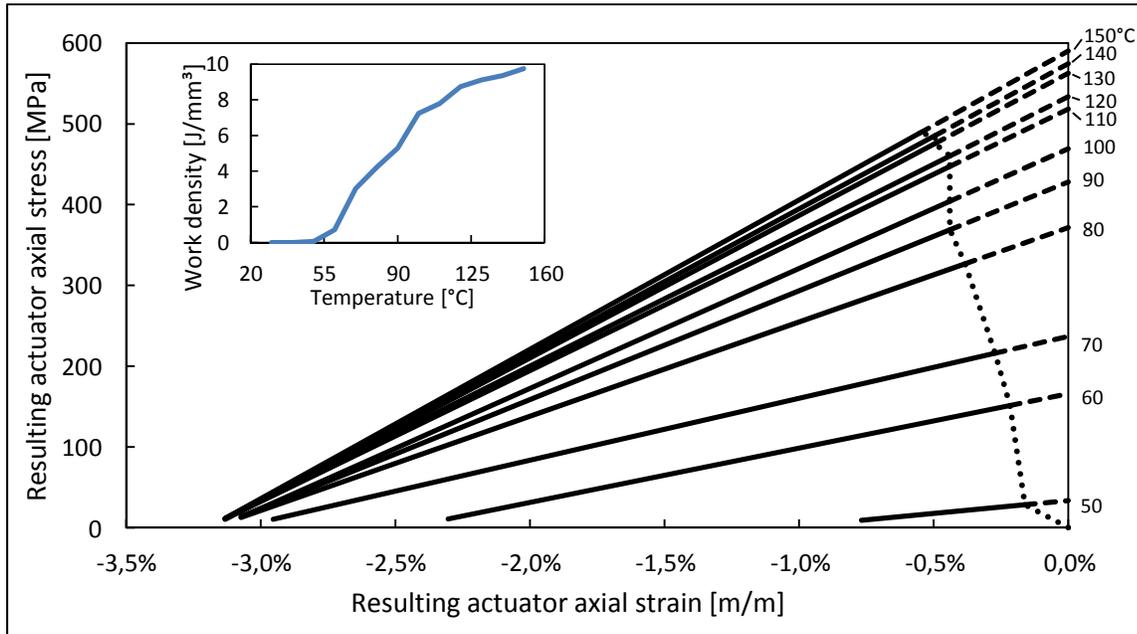


Figure 3.12 Working envelopes and work density as a function of the actuation temperature

3.7 Design diagram of the panel assembly

A combination of the host structure stiffness plots (Figure 3.8) and the SMA actuation envelopes (Figure 3.12) gives the design diagram shown in Figure 3.13. The panel rigidity (solid lines) is calculated by FEA for a 90/90/90/SMAS/90 model with $w = 20$ to 100 mm of distance between neighbouring active elements. The radius of curvature plots are also shown, for $\rho = 150, 195$ and 250 mm. The radial arrow of straight dashed lines delimits the SMA actuation envelopes as functions of the actuation temperature (T_{act}).

For a given distance between actuators (w), each intersection between the T_{act} and ρ diagrams corresponds to a given $\Delta T_{act}-\rho$ equilibrium position. Note that the $\rho=150$ mm radius exceeds the capacity of this adaptive panel and cannot be reached under any conditions. The greater the distance between the actuators, and therefore the smaller their number, the higher the activation temperature required to reach the same radius of curvature. For example, for a distance between actuators of $w = 20$ mm, a radius of curvature of $\rho = 195$ mm will be reached when the actuators are heated to up to 100°C. The same geometry can

also be obtained with a distance $w = 30$ mm and wire temperature of 125°C . Therefore, a trade-off between the actuation temperature (energy needed for activation) and the number of active elements (weight of the panel) can be considered. Note also that the higher the actuation temperature, the shorter the functional fatigue life of the actuators (Brailovski et al., 2003).

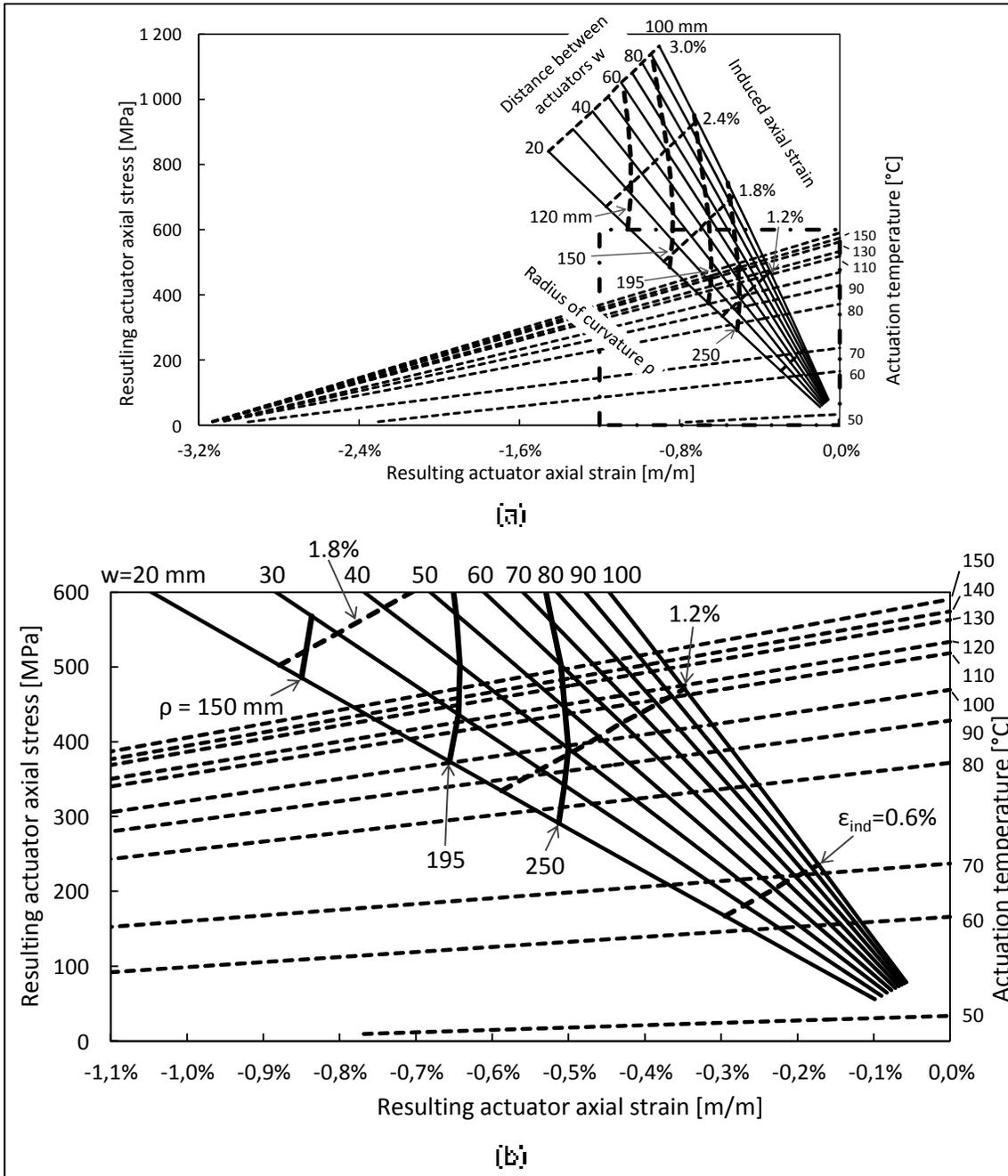


Figure 3.13 (a) Design diagram of a 90/90/90/SMA/90 laminate; (b) Detail of the design diagram corresponding to the zone encompassed by a dotted line in (a)

3.8 Experimental validation

3.8.1 Test bench

In conformity with the design procedure described in the previous section, a 425 mm x 425 mm panel ($L_{panel} \times w_{panel}$) is fabricated with a minimum distance between wires of $w=20$ mm, for a total maximum of 19 SMA actuators. The SMA wires are inserted into their sheaths and then blocked by the fixation system, to which an RE30-170 (Matsusada Precision inc.) power source is connected. The panel's geometry is monitored by an *Aramis* (GOM) 3D image correlation measuring system. The temperature of the wires is measured using ten K-type thermocouples uniformly distributed over the panel surface and glued inside ten holes drilled as close as possible to the SMA wires and electrically isolated from them by a Polyurethane coating (M-coat A by Vishay Precision Group). Temperature data are collected using a midi Logger GL220 (Graphtec). A Fluke Ti9 infrared digital camera is used to obtain the global temperature distribution in the panel (Figure 3.16(c)). Figure 3.14(a) gives a conceptual representation, while Figure 3.14(b) is a photo of the test bench with the acquisition systems. Coordination between the two acquisition systems, Panel Geometry and Temperature Distribution, is assured using acquisition time as the common parameter.

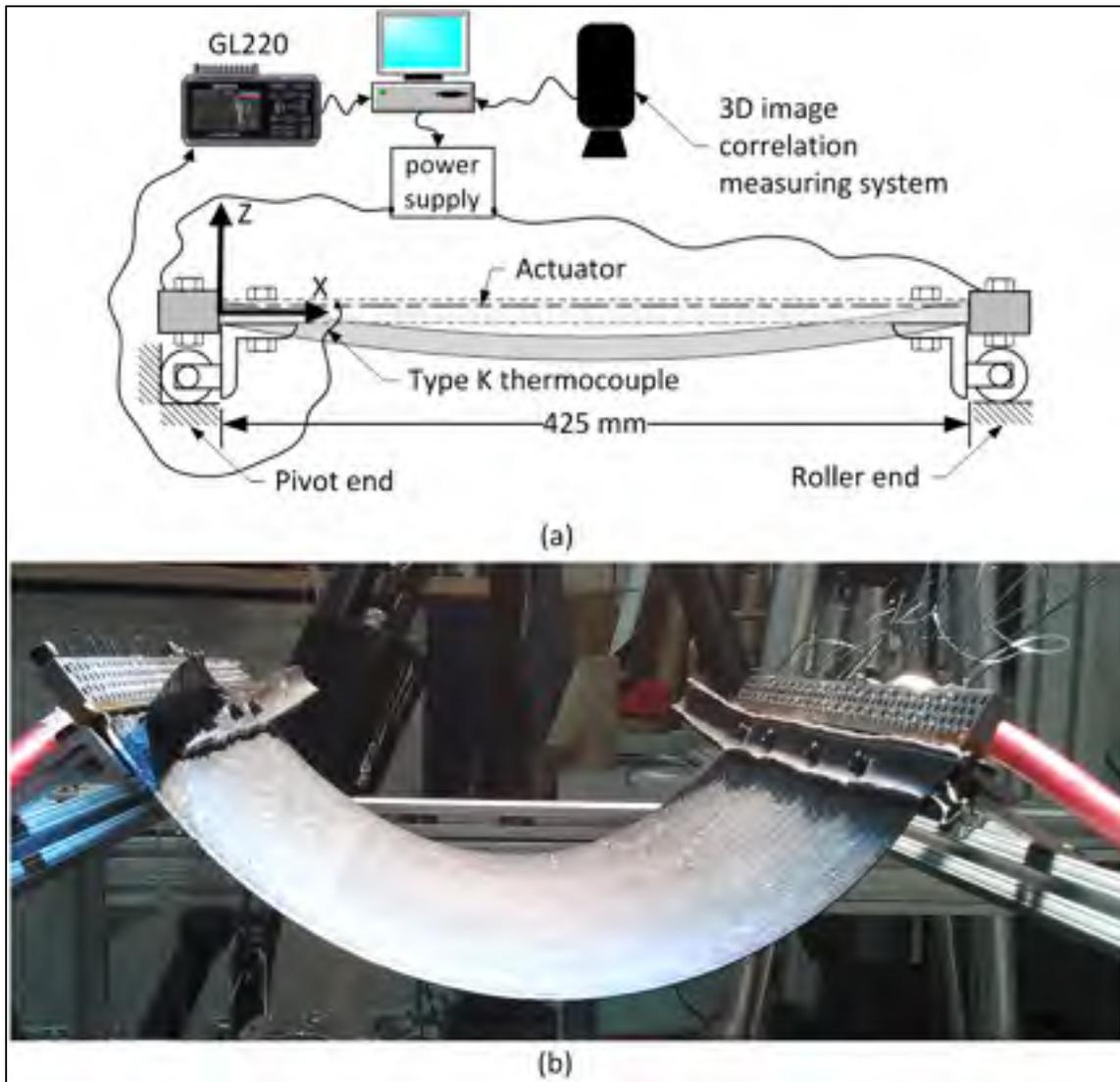


Figure 3.14 (a) Panel's test bench schematic representation, (b) photo of the activated panel

Tests are performed on two different configurations of the previously described panel. Configuration A (A-panel) corresponds to the case when all 19 wires are connected to the fixation system ($w=20$ mm). Configuration B (B-panel) corresponds to the case when one wire out two is disconnected from the fixation device, which results in a larger distance between the actuators ($w = 40$ mm) and in a lesser number of actuators: 10 instead of 19.

The *Aramis* 3D image correlation measuring system is configured to take a set of two images (from the left and right cameras) per second. Thus, the entire panel geometry is known for each second of the heating and cooling phases. A typical results presentation given by *Aramis* is shown in Figure 3.15, where Figure 3.15(a) plots three selected panel sections in X-Z coordinates. These sections are defined in Figure 3.15(b): Section 1 is located in the mid-width of the panel, Sections 0 and 2 are located ± 150 mm apart from Section 1. Figure 3.15(d) shows the panel as seen from the left camera with the displacement field superposed. The X-Z plots of all three sections are perfectly superposed, confirming that the panel's properties are uniform and that all the actuators generate similar stresses (Figure 3.15(a)). Finally, this system has the ability to match primitive shapes (circle, plane, cylinder, sphere, etc.) to the measured object. In this case, a cylinder is fitted on the panel to obtain the radius of curvature (Figure 3.15(c)).

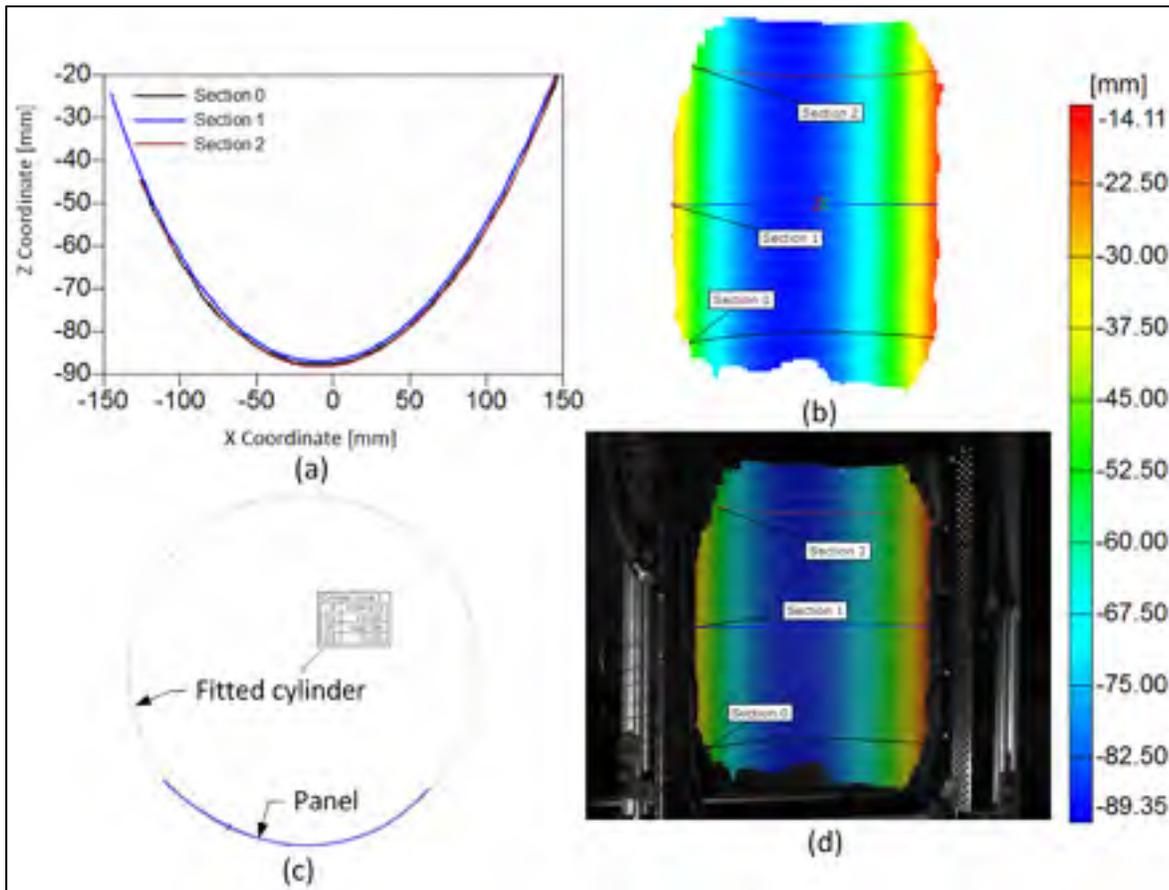


Figure 3.15 Example of results given by *Aramis*: (a) Displacement of three sections; (b) Panel displacement field; (c) Fitted cylinder on the panel; (d) Image from the left camera

3.8.2 Temperature measurement and correction

The panel's radius of curvature measurements should then be coupled with the temperature measurement to give the panel shape changes as functions of the actuation temperature. The location of the ten thermocouples inserted into the panel is shown in Figure 3.16(b), whereas a typical temperature evolution during one actuation cycle (heating and cooling phases) is traced in Figure 3.16(a). It can be observed that cooling requires at least twice the time needed for heating, since cooling relies on conduction and free convection heat exchanges with the surroundings. From the thermal imaging shown in Figure 3.16(c), temperature appears to be quite constant along the entire length of each individual wire. However, the

temperatures of the wires located in the mid-width of the panel (thermocouples T6-T9) are slightly higher than those located at the panel's extremity (T1-T5) (Figure 3.16(a) and (b)). This is a result of the naturally accentuated heat exchange with the surroundings from the peripheral zones of the panel.

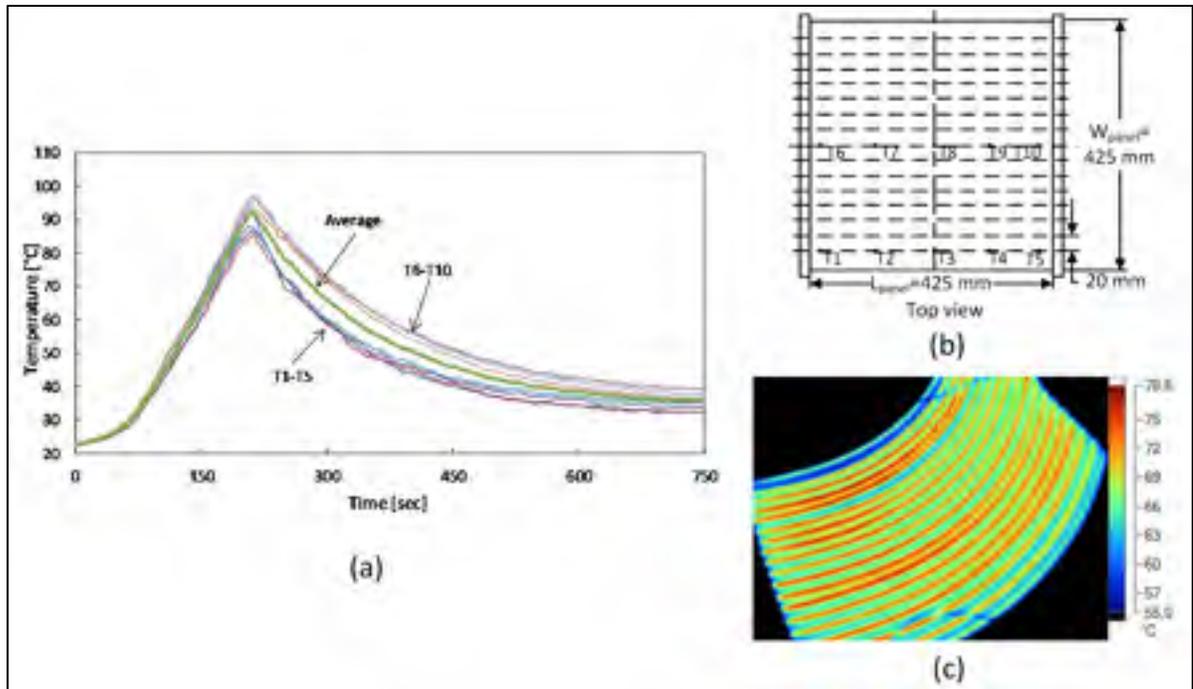


Figure 3.16 (a) Typical temperature evolution in the panel during heating and cooling stages; (b) Position of the thermocouples; (c) Thermal imaging of the panel during heating.

A serious concern about the reliable measurement of the wire temperature exists even if all the precautions are taken during the installation of the thermocouples. In fact, even a small gap between a thermocouple and a wire, filled with glue or air can compromise (underestimate) the temperature measured by the thermocouple. Therefore, a correction algorithm is devised to convert the temperature measured in the experiments to the effective temperature of the wire. The SMA transformation temperatures and the Clausius-Clapeyron coefficient (β), which defines the transformation temperature/applied stress rate ($\Delta\sigma/\Delta T$), are used to perform this correction. These values are obtained by conducting temperature scanning of the SMA samples under a range of applied stress, from 0 MPa to 130 MPa,

similarly to Terriault and Brailovski (2011). In Figure 17(a), the Clausius-Clapeyron coefficient (β) is defined by the average value of the slope for each transformation temperature. Let us now consider that the temperature measured at the onset of the panel movement (34°C) corresponds to the A_s temperature (45°C), and that this temperature represents a lower bound of the actuation temperature correction range (A_{s_0} , Figure 3.17(a)).

Finally, assuming that at the end of the actuation, the maximum stress generated by the SMA wire is reached ($\sigma_{gen}^{max} = 590 \text{ MPa}$, Figure 3.12), and that coefficient β is constant (Figure 3.17(a)), the corrected austenite finish temperature under stress (upper bound of the actuation temperature range) can be calculated as follows:

$$A_{f_shift} = A_{f_0} + \frac{\sigma_{gen}^{max}}{\beta} = 66 + \frac{590}{7.8} = 141^\circ\text{C} \quad (1)$$

The result of this correction procedure is shown in Figure 3.17(b). Note that the measured temperature does not start at 22°C due to environmental conditions.

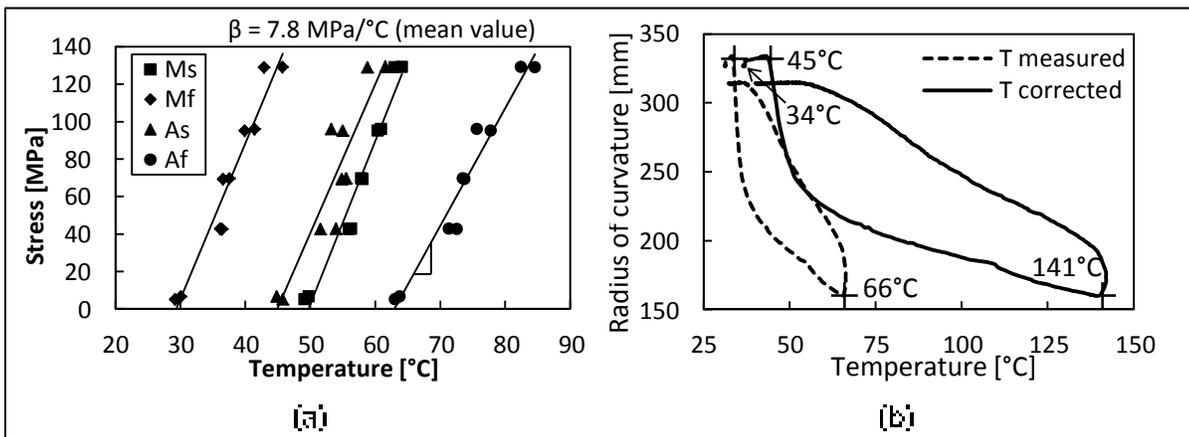


Figure 3.17 (a) Transformation temperature at stress ranges from 0 to 130 MPa and Clausius-Clapeyron coefficient value (β); (b) Results of the temperature correction.

3.8.3 Results

The panel's radius of curvature as a function of the actuator temperature obtained from the calculations and from the experiments are superposed in Figure 3.18 for two of the analyzed

configurations: A-panel with 19 actuators, and B-panel with 10 actuators (Figure 3.18(a) and Figure 3.18(b), respectively); solid lines – calculations, dashed lines – experiments.

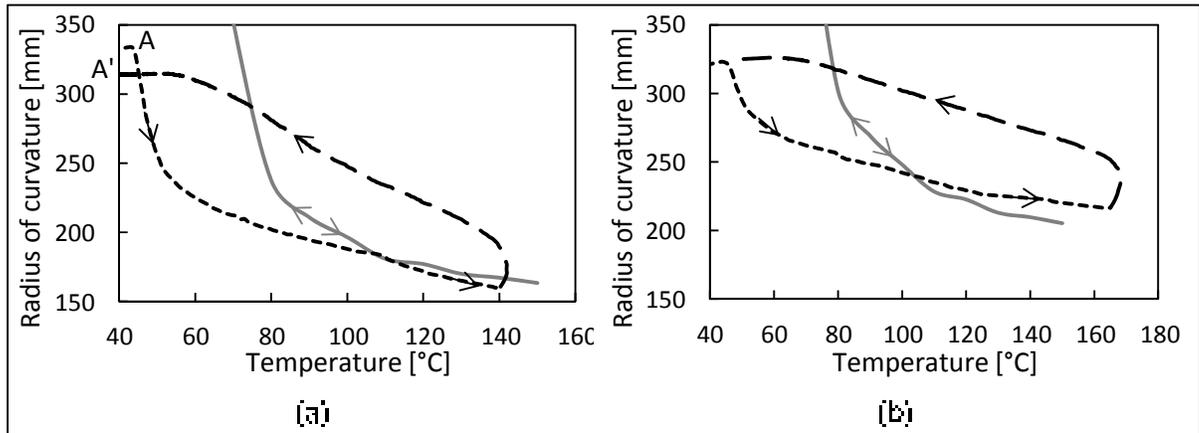


Figure 3.18 Radius of curvature: (a) Configuration A: $w = 20$ mm, 19 wires; (b) Configuration B: $w = 40$ mm, 10 wires; solid lines – calculations, dashed lines – experiment.

The first observation to be made from the analysis of the experimental data is that the temperature – radius of curvature heating and cooling paths are different, which is mainly caused by the SMAs' hysteretic behavior. Second, the experimentally measured radii of curvature at the beginning and at the end of one actuation cycle are not exactly the same (see Figure 3.18(a), points A and A'). This residual radius of curvature gradually increases when the activation cycle is repeated. This phenomenon cannot be attributed to the behavior of SMA actuators. The following observations confirm our certitude: after a few actuation cycles, a gap is created between the fixation device and the host structure. Thus, the wires do not prevent the panel from returning to its initial position; even if they are removed, the panel does not return to its original position. On the other hand, when the panel is kept in its actuated position (heated) for a certain time, the epoxy resin matrix of the composite softens, reducing the panel's springback capacity and thereby allowing its return to the initial position.

Nevertheless, the theoretical prediction made for the A-panel ($w=20$ mm) for temperatures above 100°C appears to be very close to that measured experimentally upon heating. Below

100°C, the prediction does not coincide with the experiment very accurately (the model overestimates the panel's rigidity). This divergence may be explained by the difference between the model's and the experimental panel's radii of curvature at the beginning of the test. Because of the aforementioned loss of the panel's springback during repetitive actuation, the radius of curvature of the experimental panel at the beginning of the test was 335 mm, whereas it was infinitely large (∞) for the perfectly flat panel's model.

In contrast, when comparing the theoretical and experimental data for the B-panel, one can remark that when the actuation temperature is higher than 100°C, the experimentally reached radius of curvature is higher than the calculated radius (the model underestimates the panel's rigidity). This divergence could be caused by the presence of the "non-used" wires surrounded by their resin-rich zones in the experimental panel (a feature not considered in the model), which increases the panel's rigidity.

3.9 Conclusion

The design procedure proposed in this work is experimentally validated to be capable of predicting the radius of curvature of an adaptive panel with symmetrically distributed parallel SMA actuators as a function of actuation temperature and of the distance between actuators. Thus, a preliminary design can be carried out to select appropriate composite configuration in terms of plies and wire orientations and positions. It is also numerically proven that the in-sheath arrangement of SMA elements (active forces are transferred to the host structure through the panel's extremities), results in a panel's behavior identical to the behavior when SMA elements are fully bonded inside the host structure.

The insertion of active SMA elements into individual sheaths provides a series of advantages: it allows the use of epoxy matrix high-temperature post-cure processes, prevents problems related to the SMA-structure interface, such as loss of cohesion, allows post-manufacturing replacement of SMA elements and permits the adjustment of the panel behaviour while it is in service. Finally, by combining the in-sheath arrangement of SMA

elements and the two-way shape memory effect resulting from the stabilization routine, the pre-stretching of SMA wires during panel assembly is not necessary.

For future works, improving the numerical model so that it can simulate an entire panel with a random actuators' arrangement will be a necessary step. Furthermore, this model should integrate an appropriate material law so that it is capable of simulating the thermal and stress hysteresis inherent to SMA behavior.

3.10 Acknowledgements

The authors would like to thank the National Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) for their financial support through the Discovery grants of Professor Terriault and Professor Brailovski.

3.11 References

American Society for Testing and Materials. 1994. "Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate", ASTM D3518/D3518M-94 (2007), ASTM International, West Conshohocken (PA), 7 p.

American Society for Testing and Materials. 2008. "Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials", ASTM D3039/D3039M-08, ASTM International, West Conshohocken (PA), 13 p.

Barbarino, S., Gandhi, F. and Webster, S. D. 2011. "Design of extendable chord sections for morphing helicopter rotor blades", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 22(9):891-905.

- Biloria, N. and Sumini, V. 2009. "Performative Building Skin Systems: A Morphogenomic Approach Towards Developing Real-Time Adaptive Building Skin Systems", *International Journal of Architectural Computing*, 7(4):643-76.
- Brailovski, V., Prokoshkin, S., Terriault, P. and Trochu, F. 2003. "Shape memory alloys : fundamentals, modeling and applications", *École de technologie supérieure, Montréal*, 844 p.
- Brailovski, V. and Terriault, P. 2010. "A systematic approach to performance evaluation of shape memory alloys as actuator material", 6th International Conference on Processing and Manufacturing of Advanced Materials - THERMEC'2009, 638-642:2034-2039.
- Calkins, Frederick T. and Mabe, James H. 2010. "Shape memory alloy based morphing aerostructures", *Journal of Mechanical Design, Transactions of the ASME*, 132(11):
- 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(7):451-458.
- Daynes, S. and Weaver, P. M. 2012. "A morphing trailing edge device for a wind turbine", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 23(6):691-701.
- Demers, V., Brailovski, V., Prokoshkin, S., Inaekyan, K., Bastarash, E., Khmelevskaya, I. and Dobatkin, S. 2007. "Functional properties of nanostructured Ti-50.0 at % Ni alloys", 1st Symposium Fatigue and Fracture of Medical Metallic Materials and Devices, 1481:34-44.

- Filip, Peter and Mazanec, Karel. 1995. « Influence of work hardening and heat treatment on the substructure and deformation behaviour of TiNi shape memory alloys ». *Scripta metallurgica et materialia*, vol. 32, n° 9, p. 1375-1380.
- Georges, T., Brailovski, V., Coutu, D. and Terriault, P. 2008. "Design diagram for linear sma actuators integrated in a morphing wing structure", International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies - SMST-2007, 455-462.
- Georges, T., Brailovski, V., Morellon, E., Coutu, D. and Terriault, P. 2009. "Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extradors", Journal of Mechanical Design, Transactions of the ASME, 131(9):0910061-0910069.
- Ghasemi-Nejhad, M. N., Russ, R. and Pourjalali, S. 2005. "Manufacturing and testing of active composite panels with embedded piezoelectric sensors and actuators", Journal of Intelligent Material Systems and Structures, 16(4):319-33.
- Kanno, I., Kunisawa, T., Suzuki, T. and Kotera, H. 2007. "Development of deformable mirror composed of piezoelectric thin films for adaptive optics", IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics, 13(2):155-61.
- Koratkar, N. A. and Inderjit, Chopra. 2001. "Wind tunnel testing of a Mach-scaled rotor model with trailing-edge flaps", Smart Materials and Structures, 10(1):1-14.
- Lesueur, G., Merlet, T., Queguiner, M., Granger, P., Renault, F., Gilles, H. and Girard, S. 2009. "Management of deformable active antenna", 2009 International Radar Conference Radar "Surveillance for a Safer World" (RADAR 2009),
- Mallick, P. K. 2008. "Fiber-reinforced composites : materials, manufacturing, and design", CRC Press, Boca Raton, Florida, 619 p.

- Peel, L. D., Mejia, J., Narvaez, B., Thompson, K. and Lingala, M. 2009. "Development of a simple morphing wing using elastomeric composites as skins and actuators", *Journal of Mechanical Design, Transactions of the ASME*, 131(9):0910031-0910038.
- Rodrigues, G., Bastaits, R. and Preumont, A. 2010. "Morphing of segmented bimorph mirrors", *International Journal of Optomechatronics*, 4(3):217-236.
- Sofla, A. Y. N., Meguid, S. A., Tan, K. T. and Yeo, W. K. 2010. "Shape morphing of aircraft wing: Status and challenges", *Materials & Design*, 31(3):1284-92.
- Terriault, P. and Brailovski, V. 2011. "Modeling of shape memory alloy actuators using Likhachev's formulation", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 22(4):353-368.
- Thill, C., Etches, J. A., Bond, I. P., Potter, K. D. and Weaver, P. M. 2010. "Composite corrugated structures for morphing wing skin applications", *Smart Materials and Structures*, 19(12):124009 (10 pp.).
- Turner, T. L. and Patel, H. D. 2007. "Analysis of SMA hybrid composite structures in MSC.Nastran and ABAQUS", *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 18(5):435-447.
- Wayman, C. M. and Otsuka, K. 1999. "Shape memory materials", Cambridge University Press, Cambridge, 284 p.
- Xu, Y., Otsuka, K., Toyama, N., Yoshida, H., Nagai, H. and Kishi, T. 2004. "A novel technique for fabricating SMA/CFRP adaptive composites using ultrathin TiNi wires", *Smart Materials and Structures*, 13(1):196-202.

Young, Y. L., Baker, J. W. and Motley, M. R. 2010. "Reliability-based design and optimization of adaptive marine structures", *Composite Structures*, 92(2):244-253.

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(13):2034-2041.

CONCLUSION GÉNÉRALE

L'outil de conception tel que développé dans ce projet semble être en mesure de prédire efficacement le comportement, en terme de rayon de courbure, d'un panneau adaptatif en fonction de la température d'activation, de la configuration du stratifié de composite et de la distance entre les actionneurs. Toutefois, due à la complexité du modèle numérique 3D employé, seulement une portion restreinte du panneau a pu être modélisée. Ainsi, il est nécessaire que les actionneurs soient distribués symétriquement et également dans le panneau afin de pouvoir utiliser l'outil de conception. Cette distribution des actionneurs permet d'obtenir un rayon de courbure uniforme sur la longueur du panneau, condition essentielle à l'utilisation de l'outil de conception. Ce dernier représente donc un outil de conception préliminaire qui permet de converger rapidement vers un premier design fonctionnel (nombre et orientation des couches du composite, nombre et espacement des actionneurs, etc.).

L'utilisation d'une gaine combinée à l'effet mémoire double sens, a permis de simplifier grandement le processus de mise en forme du panneau adaptatif. En effet, grâce à la combinaison de ces deux éléments, les gabarits de montage nécessaire au maintien des actionneurs lors de la post-polymérisation et à l'étirement initial lors de l'insertion des actionneurs dans le panneau sont éliminés. De plus, l'utilisation d'une gaine élimine le problème de cohésion tant décrit dans la littérature entre l'actionneur et la structure hôte. La gaine permet également de retirer et de replacer indéfiniment les actionneurs pour les entretenir, pour les remplacer ou encore pour modifier la configuration du panneau. Enfin, basé sur l'analyse numérique, l'ajout d'une gaine faisant en sorte que les efforts d'actionnement sont majoritairement repris par le mécanisme de fixation, cela n'influence pas le comportement du panneau par rapport à un actionneur complètement collé à la structure hôte. Ainsi, l'insertion des actionneurs à l'intérieur d'une gaine semble offrir plus d'avantages que d'inconvénients à condition que seul un côté du panneau soit utilisé. L'utilisation d'une gaine augmente de façon significative la grosseur des ondulations visibles sur le côté de la plaque qui n'est pas en contact avec le moule.

Au niveau de la fabrication du panneau, la distance entre les actionneurs et la direction de l'infusion sont des paramètres qui influencent la qualité du panneau. Une infusion effectuée perpendiculairement par rapport à l'orientation des actionneurs d'AMF donne des panneaux d'une meilleure qualité. Les coupes transversales qui ont été effectuées montrent que lorsque l'infusion est parallèle aux actionneurs, de grandes zones de vide sont présentes de part et d'autre des actionneurs.

RECOMMANDATIONS

La poursuite des travaux de recherche visant à mettre au point la prochaine génération de panneau adaptatifs devrait prendre en considération les éléments suivants :

1. L'évaluation de la température des actionneurs en AMF lors de l'activation du panneau adaptatif doit être améliorée. Une piste de solution envisagée serait d'établir la relation entre la température réelle de l'actionneur et la température de surface. Un modèle par éléments finis, validé par des essais expérimentaux, pourrait permettre d'obtenir la température de l'actionneur en fonction de la température de surface d'un panneau adaptatif, et ce peu importe la configuration du stratifié.
2. Malgré l'utilisation d'une résine résistante à de hautes températures, celle-ci semble fluer lorsque le chauffage des AMF est maintenu. Une déformation résiduelle est présente après la fin des cycles d'activation. Le panneau tend toutefois à conserver sa forme originale lorsqu'il est chauffé et contraint à reprendre sa géométrie initiale.
3. Afin de réduire la quantité de courant nécessaire au fonctionnement du panneau adaptatif, il serait intéressant de prévoir un mécanisme autobloquant qui servirait à maintenir la forme voulue. Ce mécanisme éviterait ainsi d'avoir à chauffer les actionneurs de façon continue. Un tel système offrirait un grand avantage si le panneau adaptatif était utilisé dans un milieu très froid ou dans un endroit où la convection forcée (aile d'avion à grande vitesse, élément aérodynamique d'une voiture, etc.) rend le chauffage difficile.
4. Finalement, pour concevoir des panneaux adaptatifs plus généraux (rayon de courbure différent en tout point de la surface, espacement et orientation non-uniformes des actionneurs, nombre et orientation variables des couches de composites, etc.), des outils de calcul de type éléments finis doivent être développés. De plus, cet outil permettrait non seulement de prédire la géométrie d'un tel panneau,

mais aussi de prédire les efforts qu'il pourrait reprendre. Toutefois, un tel modèle requiert la maîtrise complète des propriétés des AMF dans le modèle numérique puisque le couplage basé sur une contrainte constante tout au long du fil (rayon constant) est impossible. Ainsi, l'utilisation d'un coefficient de dilatation thermique négatif serait éliminée au profit du comportement réel de l'actionneur. Un modèle de ce type a aussi l'avantage de pouvoir prévoir la géométrie de la surface autant lors du chauffage que du refroidissement.

ANNEXE I

DESCRIPTION DU PROCÉDÉ DE FABRICATION

La fabrication d'une pièce en composite selon le moulage par transfert de résine sous vide se traduit par les étapes suivantes :

1. Préparation de la surface du moule

La première étape est de préparer la surface du moule en vue de l'infusion. Le moule est une plaque d'aluminium de 600 mm par 600 mm par 5 mm d'épaisseur dont une surface est polie avec un fini miroir. La surface du moule est tout d'abord nettoyée avec de l'acétone. Quatre couches d'agent démoulant (Cire en pâte RenLease 805, Huntsman) sont appliquées et polies jusqu'à ce que la surface soit brillante. Il faut éviter d'appliquer de l'agent démoulant à l'endroit où le ruban d'étanchéité (Airtech AT 200 Y, 3 mm d'épaisseur par 12 mm de largeur) sera installé car ce dernier n'adhérera pas à la surface. L'utilisation de ruban-cache est utile pour délimiter l'endroit où l'agent démoulant doit être appliqué. Il faut ensuite procéder à l'installation du ruban d'étanchéité sur le pourtour du moule en prenant soin de laisser le ruban d'emballage afin de ne pas exposer la surface du ruban d'étanchéité.



Figure-A I.1 Moule avec couches d'agent démoulant et ruban d'étanchéité

2. Positionnement des fibres de la couche inférieure

Les fibres (Fibres de carbone T300 12 000 filaments, Toray) de la couche inférieure sont positionnées sur le moule selon l'ordre et l'orientation préétablie.

3. Installation des fils sacrificiels avec leur gaine

Les fils sacrificiels (Acier inoxydable 304, 1 mm (0.041 po.) de diamètre, 305 mm de longueur, Loos & Co. Inc.) sont tout d'abord insérés dans la gaine (Tube de PTFE 18 AWG (American Wire Gauge), diamètre intérieur : 1.07 mm, diamètre extérieur : 1.67 mm, Zeus inc.). Plusieurs fils sont insérés dans la même gaine lorsque les fils sont trop courts. Les gaines sont ensuite scellées aux deux extrémités avec de la colle époxy (Loctite M-21HP). Il est très important d'assurer l'étanchéité aux deux extrémités des gaines car la résine y entre très facilement sous l'effet de la pression négative. Il devient impossible de retirer le fil sacrificiel pour le remplacer par l'actionneur lorsque de la résine entre dans la gaine. Par la suite, il faut positionner les fils sur la couche inférieure de fibres en respectant l'espacement requis entre chacun. L'utilisation du système de fixation des actionneurs à la plaque est nécessaire afin de les positionner aux endroits requis. La fixation des fils est assurée par du ruban-cache ou par du ruban d'étanchéité. La Figure-A I.2 montre le montage à cette étape de la fabrication du panneau adaptatif.



Figure-A I.2 Installation des fils sacrificiels

4. Positionnement des éléments supérieurs

Les couches supérieures de fibres de carbone sont positionnées selon les directions voulues. Par la suite, des couches successives de tissu d'arrachage, de média d'infusion et de tissu d'arrachage sont positionnées tel que montré à la Figure-A I.3.

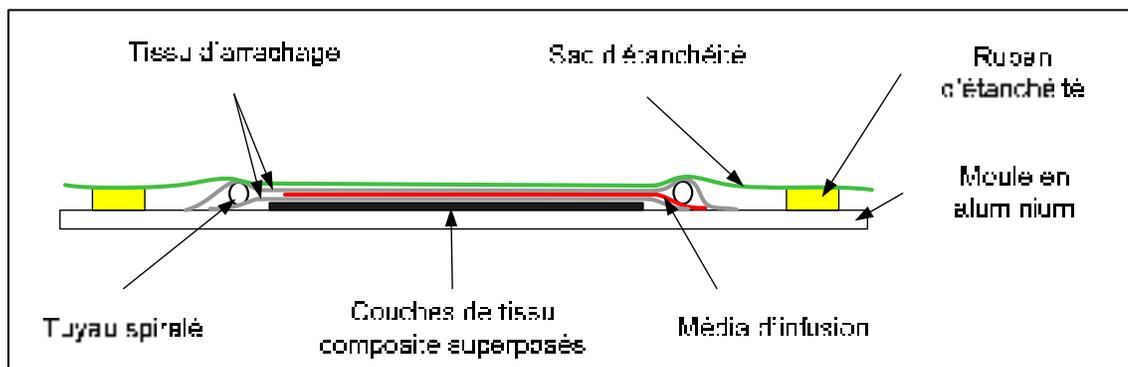


Figure-A I.3 Vue en coupe de la disposition des différents éléments pour le procédé de transfert de résine sous vide

5. Installation de la tuyauterie

La tuyauterie requise pour l'infusion se divise en deux parties, soit la partie pour la mise sous vide (sortie) et la partie pour l'admission de la résine (entrée). Le tube en spirale de l'admission de la résine est positionné sur le médium d'infusion au-dessus de la fibre à l'une des extrémités de la plaque. Le tube spiralé de sortie est installé sur le tissu d'arrachage à environ 25 mm plus loin de l'extrémité de la fibre. Le tuyau d'entrée est finalement raccordé au réservoir de résine et le tuyau de sortie au réservoir de surplus de résine qui est lui-même raccordé à la pompe à vide.

6. Positionnement du sac d'étanchéité

Le sac d'étanchéité est soigneusement installé par-dessus tout le montage à l'aide du ruban d'étanchéité installé lors de la préparation de la surface du moule. Il faut porter une attention particulière aux endroits où passent la tuyauterie afin d'éviter toute fuite par ces endroits. Le montage final est schématisé à la Figure-A I.4.

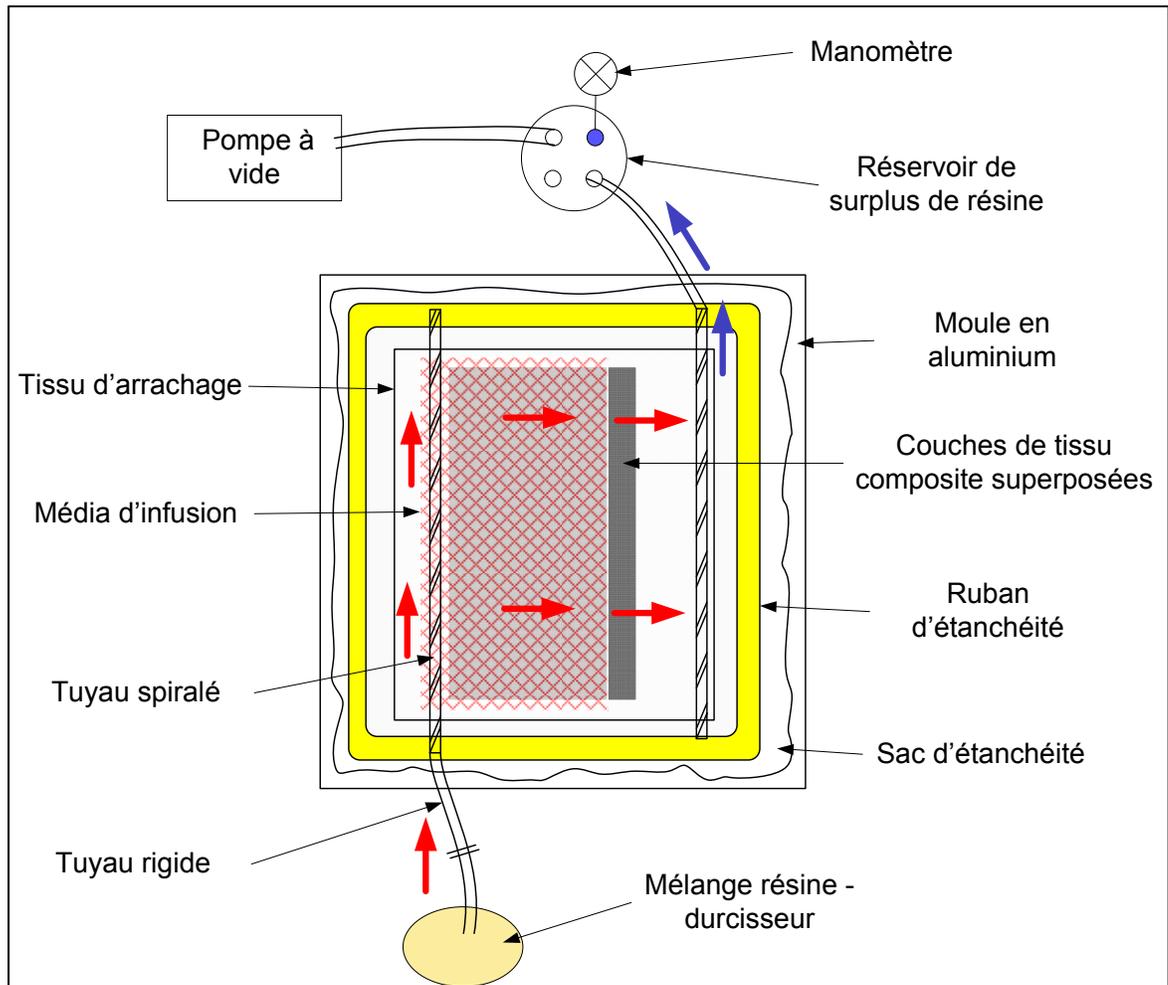


Figure-A I.4 Schéma du procédé de moulage par transfert de résine sous vide

7. Mise sous vide et détection des fuites

Après avoir bouché le tuyau d'entrée de résine, la pompe est démarrée afin de faire le vide dans le système. Il faut maintenant détecter la présence de fuites en décelant les sons produits par ces dernières. S'il y a des fuites, il faut les colmater avec le ruban d'étanchéité. Lorsqu'une pression de vide de 28-30 poHg est atteinte, la pompe à vide est arrêtée; si aucune perte de pression n'est observée après 15 minutes, les fuites sont donc toutes éliminées. La pompe est repartie en attente de l'étape suivante.

8. Préparation de la résine

La résine et son durcisseur sont minutieusement pesés et mélangés selon les proportions spécifiées par le fabricant. Le mélange vigoureux de la résine fait en sorte d'introduire une grande quantité d'air dans la résine, ce qui s'observe par la présence de nombreuses bulles. L'air présente dans la résine nuit au processus d'infusion et doit alors être retiré par la mise sous vide dans une cloche à débullage. Le mélange est ensuite transféré dans le réservoir de résine pour l'infusion.

9. Infusion

Le tuyau d'entrée de la résine est débouché et cette dernière commence à s'infiltrer dans le stratifié. Lorsque la résine atteint le tuyau de sortie, le tuyau d'entrée de résine est de nouveau bloqué. Encore une fois, il faut rester alerte afin de pouvoir détecter et colmater toute fuite qui pourrait survenir lors de la procédure. La pompe est maintenue en fonction pour une période de 24 heures pour laisser le temps à la résine de complètement polymériser.

10. Démoulage

Le sac d'étanchéité, la tuyauterie, les tissus d'arrachage et le médium d'infusion sont enlevés en prenant bien soin de ne pas endommager la pièce.

11. Traitement de post-polymérisation

Selon les données spécifiées par le fabricant de la résine, il faut effectuer une post-polymérisation (postcure). Dans le cas de la résine époxy Araldite LY 8605, la post-polymérisation est requise principalement afin d'obtenir une température de transition vitreuse aussi élevée que possible. Pour ce faire, la pièce démoulée est placée dans un four selon une combinaison de temps et de température définie.

12. Découpe

Le pourtour extérieur de la plaque est découpé afin d'enlever les traces du ruban adhésif.

ANNEXE II

PROPRIÉTÉS DES CONSTITUANTS DU PANNEAU ADAPTATIF

II.1 Stratifié de composites

Le grand nombre de combinaisons possibles de mélange entre les fibres (fibres de carbone, fibres de verre, style de tissage, etc.) et la matrice (résine époxy, polyester, polyimide, uréthane, etc.) fait en sorte qu'il faut caractériser le composite. En effet, la littérature n'offre pas suffisamment de données pour couvrir l'ensemble des agencements réalisables à partir des matériaux de base. Il devient donc nécessaire de caractériser les matériaux utilisés afin d'en obtenir les propriétés nécessaires aux calculs des contraintes et des déformations. Les propriétés requises sont indiquées dans le Tableau-A II.1.

Tableau-A II.1 Propriétés mécaniques d'un matériau composite

Propriétés mécaniques	Symboles	Références
Module élastique longitudinal	E_{11}	1
Module élastique transversal	E_{22}	1
Module élastique normal	E_{33}	3
Module de rigidité axial	G_{12}	2
Module de rigidité transversal	G_{13}	3
Module de rigidité normal	G_{23}	3
Coefficient de Poisson axial	ν_{12}	1
Coefficient de Poisson transversal	ν_{13}	3
Coefficient de Poisson normal	ν_{23}	3
Références 1 American (Society for Testing and Materials. 2008) 2 American (Society for Testing and Materials. 1994) 3 Mallick (2008)		

La résine employée dans la fabrication du stratifié de composite est une résine époxy composée de la résine Araldite® LY 8605 et du durcisseur Aradur® 8605 de la compagnie Huntsman. La principale caractéristique de cette résine est sa valeur élevée de température de transition vitreuse (T_g). Selon le fabricant, cette valeur de température se situe à 153°C suite à une cuisson de 24 heures à 25°C suivi de 2 heures à 121°C et finalement de 3 heures à 177°C. La sélection de cette résine s'appuie sur des essais effectués par Fischer, Terriault et Brailovski (2012).

II.1.1 Procédure de test

Des éprouvettes sont fabriquées selon la méthode décrite précédemment en suivant les recommandations des normes (American, Society for Testing and Materials. 2008) et (American, Society for Testing and Materials. 1994). Trois différentes plaques ont été fabriquées et découpées afin de produire les échantillons représentés au Tableau-A II.2. Des plaques de serrage en fibres de verre ont été collées avec de la colle époxy *Araldite2015* sur les éprouvettes de la série A (90°) afin de s'assurer d'obtenir une rupture aux endroits désirés.

Tableau-A II.2 Éprouvettes pour caractérisation

Plaque	Configuration	Nombre d'échantillon	Dimensions [mm] (Longueur X Largeur X épaisseur)
A	[90°] ₇	5	175 X 25 X 2.1
B	[0°] ₄	10	250 X 15X 1.3
C	[+45°, -45°] _{2S}	15	250 X 25 X 2.4

Les échantillons ont été montés sur une machine de traction *MTS 858 Minibionix II* d'une capacité maximale de 15 kN. Le déplacement est obtenu avec le système de mesure par corrélation d'images *Aramis*. La force est obtenue de la machine de traction et est transmise directement au système de mesure afin d'effectuer la correspondance entre la force et le déplacement. En fait, le système de mesure par corrélation d'images permet d'obtenir la déformation longitudinale et transversale en tout point de la surface étudiée de l'éprouvette.

Une moyenne de la déformation longitudinale et transversale est effectuée en plusieurs endroits de la surface étudiée. Cette déformation moyenne de chaque échantillon est ensuite utilisée pour calculer les propriétés désirées. La Figure-A II.1 montre l'ensemble des courbes expérimentales obtenues avec les stratifiés dont les couches sont orientées à $\pm 45^\circ$.

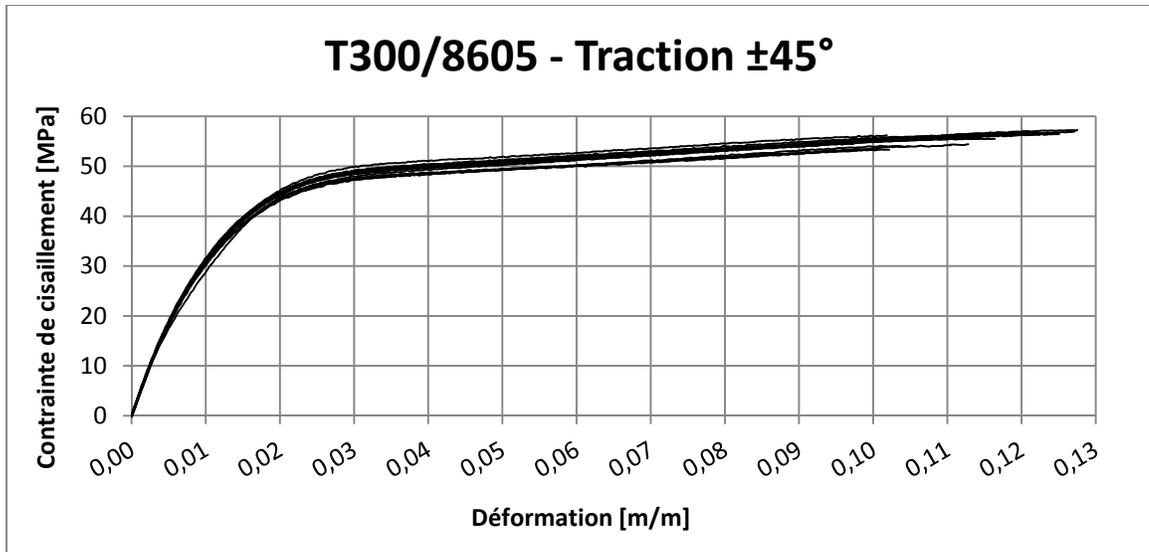


Figure-A II.1 Résultats du test de traction sur les éprouvettes à $\pm 45^\circ$

II.1.2 Exemple de résultats

La Figure-A II.2 donne un exemple de ce que le système de mesure offre comme résultats. La courbe contrainte-déformation de l'échantillon C03 avec une orientation des couches à $\pm 45^\circ$ y est montrée. Certaines images sont représentées afin d'exposer l'évolution de la déformation longitudinale telle que mesurée par ce système. Par la suite, les résultats obtenus pour chacun des échantillons testés sont exposés.

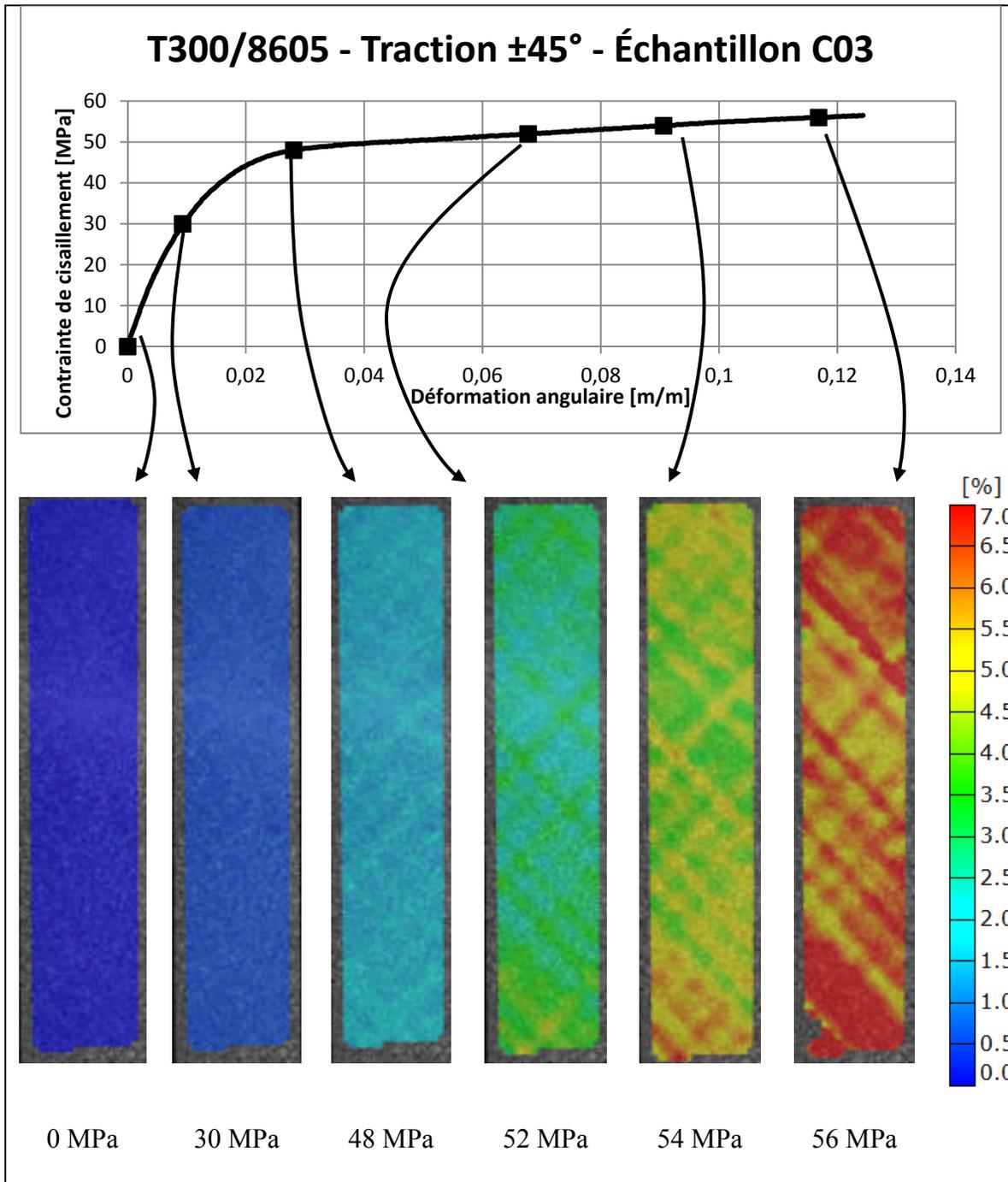


Figure-A II.2 Déformation angulaire de l'éprouvette C03 telle qu'observée sur *Aramis*

Traction à 0° [0°]₄

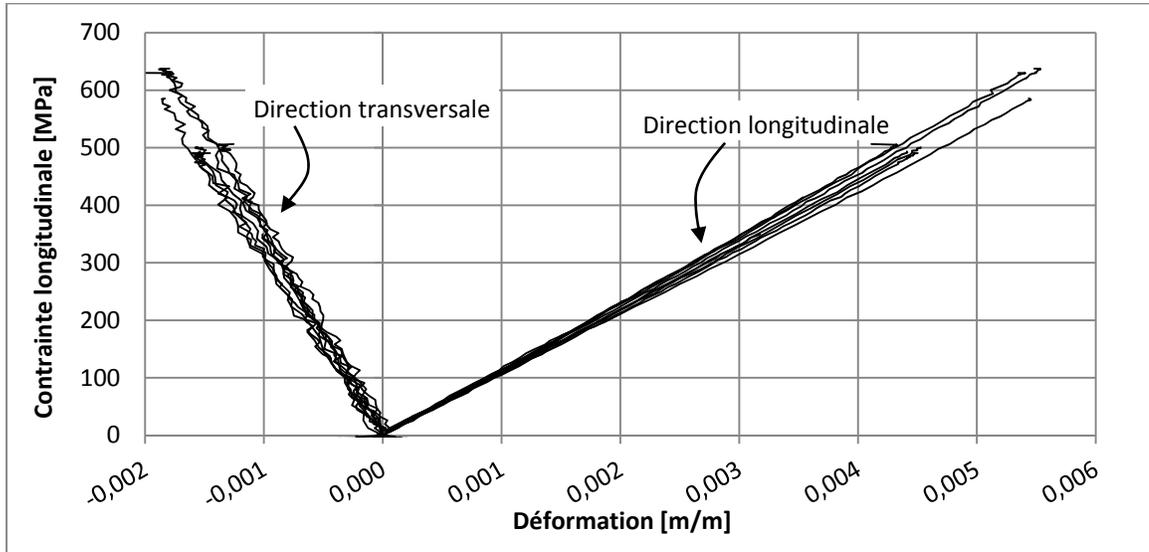


Figure-A II.3 Résultats du test de traction à 0°

Tableau-A II.3

Résultats du test de traction à 0°

T300/8605 [0°]₄		
Échantillon	E_1	ν_{12}
	[GPa]	
B01	114,49	0,33
B03	116,20	0,31
B04	108,94	0,34
B07	111,84	0,32
B10	111,79	0,42
B11	110,74	0,37
B13	115,34	0,36
B17	108,39	0,33
B19	112,83	0,31
B22	103,18	0,33

Statistiques	E_1	ν_{12}
	[GPa]	
Moyenne	111,37	0,34
Écart-type	3,85	0,03
Max	116,20	0,42
Min	103,18	0,31

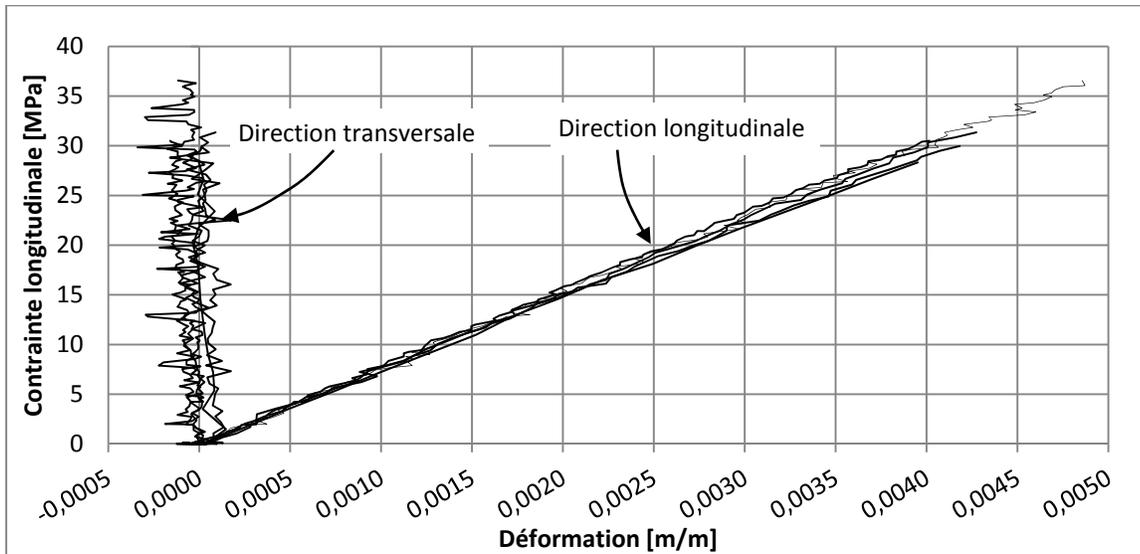
Traction à 90° [90°]₇

Figure-A II.4 Résultats du test de traction à 90°

Tableau-A II.4 Résultats du test de traction à 90°

T300/8605 [90°]₇		Statistiques	E_2
Échantillon	E_2 [GPa]		[GPa]
A03	7,26	Moyenne	7,37
A05	7,50	Écart-type	0,26
A06	7,75	Max	7,75
A13	7,06	Min	7,06
A15	7,31		

Traction à $\pm 45^\circ$ [$+45^\circ, -45^\circ$]_{2s}

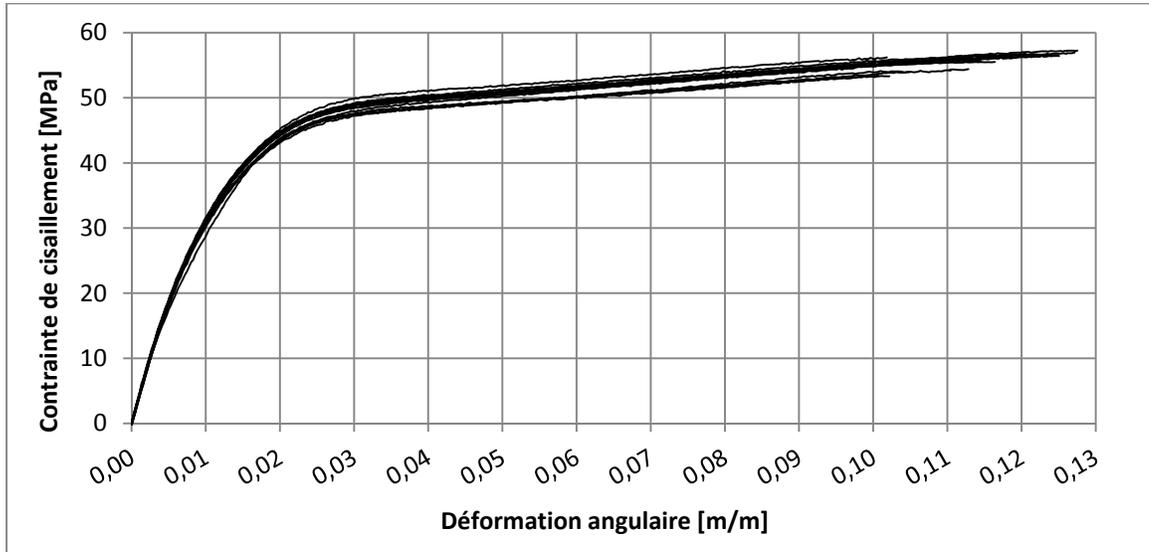


Figure-A II.5 Résultats du test de traction à $\pm 45^\circ$

Tableau-A II.5 Résultats du test de traction à $\pm 45^\circ$

T300/8605 [$+45^\circ, -45^\circ$]_{2s}	
Échantillon	G_{12}
	[GPa]
C01	2,98
C02	3,37
C03	3,41
C04	3,34
C05	3,39
C06	3,47
C07	3,34
C08	3,26
C09	3,30
C10	3,32
C11	3,29
C12	3,41
C13	3,32
C14	3,32
C15	3,18

Statistiques	G_{12}
	[GPa]
Moyenne	3,31
Écart type	0,11
Max	3,47
Min	2,98

II.2 Fibre de carbone

TECHNICAL
DATA SHEET
No. CFA-001

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 $^{\circ}\text{C}$
Thermal Conductivity	0.025 Cal/cm s $^{\circ}\text{C}$
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 50% 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 350F 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 unweaving process

² Bobbin Type: See Diagram below.



TORAY CARBON FIBERS AMERICA, INC.

5 Watten 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

II.3 Résine



Advanced Materials

RenInfusion[®] 8605 / Ren[®] 8605 System

EPOXY RESIN SYSTEM

DESCRIPTION :

RenInfusion[®] 8605 (Resin) / Ren[®] 8605 (Hardener) 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 (SCRIMP[™]), or other infusion processes. The low-mixed viscosity and wet-out potential of RenInfusion[®] 8605 / Ren[®] 8605 enhance processability parameters.

RenInfusion[®] 8605 / Ren[®] 8605 has intermediate to high temperature performance. Composites produced with this product can achieve a glass transition of 300 °F (149 °C) following a post cure.

MIX RATIO :

By weight: 100 to 35 Resin to Hardener

Mixing Instructions : Measure each component accurately (\pm 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	1.10
	Hardener		0.94
Viscosity, cP	Resin	D-2393	1,200
	Hardener		100
	Mixed		700
Gel Time, minutes	100 gram mass	D-2471	400 - 600

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



Enriching lives through innovation

RECOMMENDED CURE SCHEDULE :

24 hours @ 77 °F (25 °C) plus 2 hours @ 250 °F (121 °C) plus 3 hours at 350 °F (177 °C), unless noted otherwise.

Please note that other cure schedules may be used to obtain comparable physical properties. Please contact RenShape Solutions' Technical Information Hotline (800) 759-7165 to discuss your application.

NEAT SYSTEM

TYPICAL CURED PROPERTIES :

Cured 24 hours @ 77 °F (25 °C) plus 2 hours @ 250 °F (121 °C) plus 3 hours @ 350 °F (177 °C). Tested @ 77 °F (25 °C) unless otherwise noted.

Property	ASTM Test Method	Test Values
Specific Gravity	D-792	1.08
Cubic Inch per Pound		25
Hardness (Shore D)	D-2240	89
Ultimate Flexural Strength	D-790	12,200
Ultimate Flexural Modulus	D-790	330,000
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	8,921
Tensile Modulus, psi		356,555
% Elongation		2.5
Tg by DMA, E' onset, dry, °F (°C)	D-4085	337 (163)
Tg by DMA, E' onset, wet, °F (°C)	D-4085	270 (132)

NOTE : All properties are of neat product form (non-composite)

LAMINATE SYSTEM

TYPICAL CURED PROPERTIES :

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

Property	ASTM Test Method	Test Values ⁽¹⁾	Test Values ⁽²⁾
Hardness (Shore D)	D-2240	89	-
Ultimate Flexural Strength, psi	D-790	31,520	59,425
Flexural Modulus, psi	D-790	3.879×10^5	2.26×10^6
Ultimate Tensile Strength, psi	D-638	18,133	-
Tensile Modulus, psi		2.50×10^5	-
Tg by DMA, E' onset, dry, °F (°C)	D-4085	301 (155)	317 (158)
Ultimate Compressive Strength, psi	D-695	38,575	-
Compressive Modulus, psi		2.87×10^5	-
Coefficient of Thermal Expansion in/in/°F 22 to 85 °F (-30° to 30 °C)	D-3398	7.5×10^{-6}	-
in/in/°F 77° to 212 °F (25° to 100 °C)		7.2×10^{-6}	-



LAY-UP PROCESS :

Panel Type : Approximately, 3 ft. x 2 ft. flat panel
 Cloth Type : 8 layers, 1581 glass cloth
 Cloth Rotation : 0,90 degree
 Procedure : Vacuum bagged, flat panel
 Laminate Resin Content : 32.3 %

⁽¹⁾ Cured 24 hours at 77 °F (25 °C) plus 1 hour at 176 °F (80 °C) plus 8 hours at 284 °F (140 °C).

⁽²⁾ Cured 24 hours at 77 °F (25 °C) plus 1 hour at 176 °F (80 °C) plus 2 hours at 250 °F (121 °C) plus 2 hours at 300 °F (149 °C) plus 2 hours at 351 °F (177 °C).

PACKAGING :

<u>Unit</u>		<u>Weight</u>
5 gallon	Resin	43 lb.
5 gallon	Hardener	31.5 lb.
2 x gallon package	Hardener	14 lb.
Drum	Resin	150 lb.
Drum	Hardener	115 lb.

STORAGE

Store at 60 – 100 °F in a dry place. After use tightly reseal.

CONDITIONING

Stir well before use. This material will separate.

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 ratio. Mix together thoroughly and use immediately after mixing. Material temperature should not be below 55 °F (13 °C) when mixing.



SHELF LIFE :

Provided materials are stored under the recommended storage conditions in their original containers, they will remain in useable condition for at least one year from date of shipping.

SAFETY / HANDLING PRECAUTIONS :

Do not use or handle this product until the Material Safety Data Sheet has been read and understood.

Renifusion® 8605

DANGER Causes SEVERE skin irritation. Causes eye irritation. May cause skin burns and allergic skin reaction.

Avoid contact with eyes, skin and clothing.
 Avoid prolonged or repeating contact with skin.
 Wash thoroughly after handling.

Ren® 8605

DANGER CORROSIVE Causes eye burns and skin burns. Harmful if inhaled, or if absorbed through skin.

Do not get in eyes, on skin, or on clothing
 Avoid breathing vapor or mist.
 Keep container closed.
 Use with adequate ventilation.
 Wash thoroughly after handling.

FIRST AID :

In case of contact with :

Skin : Immediately wash with soap and water. Remove contaminated clothing and launder before reuse. Destroy contaminated shoes.

Eyes : Immediately flush with water for at least 15 minutes. Call a physician.

Ingestion : If conscious, give plenty of water to drink. Do not induce vomiting. Call a physician.

Inhalation : Remove to fresh air. Administer oxygen or artificial respiration if necessary. Call a physician.

Other : Reference to physician is recommended if there is any question about the skin cases of any injury.

PRECAUTIONARY NOTE :

Thermosetting systems generate heat when curing. The amount of heat and the period of time in which heat is released vary significantly between systems. Additionally, ambient or compound temperature, amount of material mixed, and construction and shape of the mold or container can also be factors in the temperature profile of a mixed system. In some cases, the thermosetting reaction can be vigorous.



Enriching lives through innovation

generation heat sufficient to cause decomposition of the system with subsequent liberation of large volumes of acrid smoke.

A good rule of thumb is never mix more material than can be applied during the stated pot life or gel time. Also take care when using materials in applications other than stated on the product Data Sheet, i.e., a laminating resin for casting.

Please feel welcome to call our Product Information Department or your local Ren representative for instructions before you start your job.

Caution To protect against any potential health risks presented by our products, the use of proper personal protective equipment (PPE) is recommended. Eye and skin protection is normally advised. Respiratory protection may be needed if mechanical ventilation is not available or is insufficient to remove vapors. For detailed PPE recommendations and exposure control options consult the product MSDS or a Huntsman EHS representative.

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 tested 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 MATERIALS' 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.



Enriching lives through innovation

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.

Ren, RenShape and RenInfusion 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**

8600 Gosling Rd.
The Woodlands
Texas 77381
(281) 719-7400
Website :
www.huntsman.com/advanced_materials

II.4 Gaine

Summary Of Properties

The information presented in this publication is believed to be accurate and is not intended to constitute a specification. Property characteristics are dramatically impacted by geometry and processing method; therefore the properties of extruded parts may vary. This table is only meant to serve as a general guideline; users should evaluate the material to determine the suitability for their own particular application.

	ASTM	PTFE	FEP	PFA	THV	PVDF	EFEP	ETFE	PEEK	ECTFE
PHYSICAL										
Density (g/cc)	D792	2.16-2.22	2.12-2.17	2.12-2.17	1.95-2.08	1.78-1.88	1.74	1.2-1.65	1.1-1.48	1.68
Water Absorption (%)	D570	0	0.004	<0.03	<0.03	.01-.05	0.1 max	0.017	1-.45	<0.02
Standard Percent Crystallinity (%)		>90	70	45-70	25-29	35-70	10	30	25-35	50-55
Water Contact Angle		110	114	115	—	88-92	96	95	—	99
Refractive Index		1.35	1.33-1.35	1.35	1.3502	1.42	1.338-1.34	1.34	—	1.43
Radiation Resistance (MRad)		1	10	1-10	20	1000	—	50	1000	200
Oxygen Index (%)	E2893	>95	95 min.	95 min.	95-75	44-80	31	30-46	35	52
MECHANICAL										
Ultimate Tensile Strength (MPa)	D638	25-35	18-34	25-35	20-29	17-48	40-50	37-50	75-97	30-48
Elongation at Break (%)	D638	200-550	245-405	250-405	420-600	50-800	420-480	200-550	95-110	200-300
Modulus of Elasticity (GPa)	D638	0.39-0.6	0.44-0.64	0.45	0.24	0.5-5	0.490-0.73	0.49-0.78	2.3-4.3	1.4-2.1
Poisson's Modulus (GPa)	D790	0.275-0.7	0.58-0.62	0.6-0.7	0.032-0.52	1.3-7	0.66-1.33	0.7-1.2	3.5-4.1	1.6-2
Coefficient of Friction		.02-.2	.04-.2	.04-.2	0.8	14-23	0.055-0.078	.05-.4	0.34	1-2
ELECTRICAL										
Volume Resistivity (Ω-cm)	D257	1e14-1e15	1e17-1e18	1e18	>1e15	1.5-2e14	1e16	1e17	4.5e16	0.5e15
Dielectric Constant (MHz)	D150	2.1	2-2.1	1.9-2.1	2.4-0.6	.7	2.6	2.5-2.8	2.8-2.3	2.57-2.59
Dissipation Factor (MHz)	D150	0.0002	0.0005	0.003	25-14	.03-.05	0.005	0.007	0.004	.0015-.0017
Dielectric Strength (V/mm)	D149	189-610	500-2000	500-2000	1220-1570	900-1700	400	400-1800	500	400-2000
THERMAL										
Conductivity (W/m-K)	G117	0.167-0.3	0.19-0.25	0.15-0.25	—	0.12-0.19	0.24	0.24	0.25	0.151-0.157
Maximum Service Temperature Air (°C)		260	200-205	260	150	100-130	150	150	250-260	150
Minimum Service Temperature Air (°C)		-208 - -240	-200 - -240	-200	-50	—	—	-100 - -190	—	-76
Deflection Temperature 0.45 MPa (°C)	D648	140	77	115-120	30-37	125-140	—	80-115	—	90-115
Deflection Temperature 1.8 MPa (°C)	D648	53	48	50-74	—	115-115	—	60-67	160	53
Melt Temperature (°C)		327-342	265-275	300-315	120-135	172	160-195	230-280	341	283
Glass Temperature (°C)		127	80	100	5-36	30-40	40-50	40-80	143	55
Decomposition Temperature (°C)	E1131	400-500	380-430	475	420-440	375-400	350	350-380	540	350
Specific heat 25°C (J/gK)	E1269	1.3	1	86	1.03	1.12	1.14	1.13	1.14	0.95
Specific heat 100°C (J/gK)	E1269	1.13	1.17	86	1.29	1.53	1.56	1.44	1.45	1.26
Specific heat 200°C (J/gK)	E1269	1.3	1.38	1.24	1.29	1.62	1.72	1.9	1.91	1.65
CTE, linear 20°C (µm/m-°C)	D696	126-180	100-135	120-140	—	90-144	50-90	50-90	47	80

II.5 Alliage à mémoire de forme



CERTIFICATE OF TEST

NEW HARTFORD, NY 13413-9578
 PHONE: (315) 798-2029
 FAX: (315) 798-6880

	CERTIFICATION DATE	: 06/27/06
Ecole de Technologie Superieure 1125, rue Williams Quest Montreal, Canada H3C 1K3	CUSTOMER ORDER NUMBER SMC ORDER NUMBER ALLOY SIZE HEAT NUMBER WEIGHT/LENGTH	: 56768 : ETS-23167 : NITINOL : 0.0394" <i>1mm</i> : C7-7245-6-2A : 10.95#/3185 FT

CERTIFICATION:

UDIMET® NITINOL WIRE, 1.0MM (0.0394" DIA.) AS DRAWN,
 BLACK OXIDE SURFACE, 40% COLD WORK.

A8 (FULLY ANNEALED) = +74 DEG. C A1 (FULLY ANNEALED) = +91 DEG. C

CHEMICAL ANALYSES:

Element	Wt %
Nickel	55.32
Titanium	Balance
Oxygen	0.05 Maximum
Carbon	0.05 Maximum
Mn, Si, Cr, Co, Mo, W, V	<0.01
Nb, Al, Zr, Cu, Ta, Hf	<0.01
Ag, Pb, Bi, Ca, Mg, Sn, Cd	<0.01
Zn, Sb, Sr, Na, As, Be, Ba	<0.01
Fe	<0.05

50, 26 at. % (max)

THIS IS TO CERTIFY THAT THE ABOVE VALUES ARE TRUE AND ACCURATE
 TO THE BEST OF MY KNOWLEDGE AND BELIEF.



SUBHASH C GUPTA
AUTHORIZED SIGNATURE

6, 27, 06
DATE

PAGE 1 OF 1 - END OF CERTIFICATE

ANNEXE III

CARACTÉRISATION DES ACTIONNEURS

Le fil d'AMF employé en tant qu'actionneur est un fil Ti-50.26 Ni de *SAES Getters* d'un diamètre de 1 mm ayant reçu une dernière déformation à froid de 40%. Il est nécessaire de caractériser ce fil afin de bien connaître son comportement et ainsi de déterminer ses limites et ses capacités d'actionnement.

III.1 Influence du traitement thermique post-déformation

Les traitements thermiques post-déformation (noté PDA, pour *post-deformation annealing*) ont une grande influence sur les comportements des AMF (Brailovski et al., 2003). En variant les températures et les durées des PDA, il est possible de contrôler notamment : la densité de travail, la stabilité de l'élément actif ainsi que les températures de transformation des AMF (Georges et al., 2008). De plus, ces traitements thermiques sont nécessaires afin d'activer le comportement mémoire de forme de l'actionneur. Afin de vérifier l'influence du traitement thermique post-déformation (PDA) sur le comportement de l'actionneur, des fils d'AMF sont soumis à différents traitements thermiques variant de 300°C à 550°C.

Un essai de calorimétrie différentielle à balayage (noté DSC, pour *Differential Scanning Calorimetry*) est effectué selon la norme ASTM F2004-05. La DSC permet d'obtenir le flux de chaleur provoqué par le changement de phase à l'intérieur du matériau. La Figure-A III.1 donne un exemple type d'un résultat obtenu suite à une DSC sur un alliage à mémoire de forme. La courbe supérieure montre la transformation de l'austénite en martensite lors du refroidissement alors que la courbe inférieure indique la transformation inverse lors du chauffage. Les pics de chacune de ces courbes indiquent les endroits où il y a un changement de phase. Il est ainsi possible d'obtenir les différentes températures de transformation et l'énergie de transformation en calculant l'aire sous la courbe du flux de chaleur.

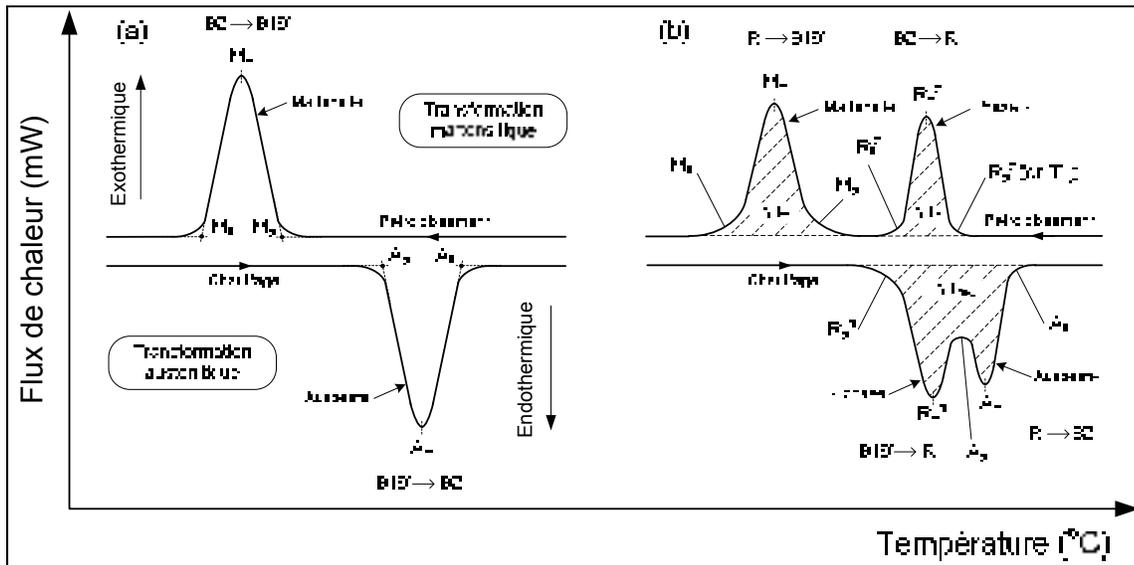


Figure-A III.1 Courbe typique d'un essai DSC, (a) sans phase R; (b) avec phase R
Tirée de Demers (2004, p. 49)

Pour respecter les conditions de la présente application, il est nécessaire de contrôler à la fois les températures de transformation et l'énergie de transformation. Les températures de transformation sont limitées par la température de transition vitreuse (T_g) de la résine et par la température ambiante. Idéalement, cela signifie que la température de transformation A_f doit être inférieure à la température T_g de la résine. Dans le cas contraire, la transformation de phase ne sera pas complète et il ne sera pas possible de retirer le plein potentiel de l'actionneur d'AMF. Le même phénomène se produit au refroidissement, la température M_f doit être supérieure à la température ambiante afin de compléter la transformation. Cette dernière condition est nécessaire afin d'éviter d'avoir recours à un système de refroidissement. Enfin, l'énergie de transformation doit être maximisée afin de pouvoir générer un travail important lors de l'activation de l'actionneur. Les températures de transformation et l'énergie de transformation sont respectivement présentées aux Tableau-A III.1 et Tableau-A III.2 suite à la DSC.

Tableau-A III.1 Températures de transformation selon différents traitements thermiques

Température PDA [°C]	Chauffage			Refroidissement			
	R_s^h [°C]	A_s [°C]	A_f [°C]	R_s^c [°C]	R_f^c [°C]	M_s [°C]	M_f [°C]
300			102	78			
350		24	67	46	28	16	< -40
400		36	72	64	42	13	< -40
450		55	71	56	47	11	-20
500		58	78	51	45	23	7
550		71	85	48	42	42	31

En regard des critères établis pour les températures de transformation, un seul spécimen rencontre les exigences : celui ayant subi un PDA de 550°C. La température M_f des autres spécimens est inférieure à la température ambiante fixée à 25°C, ce qui fait en sorte que la transformation n'est pas complétée lors du refroidissement. En tenant compte de ces limites, les actionneurs d'AMF ne pourront probablement pas être exploités à leur pleine capacité. Ainsi, afin de vérifier l'effet de la valeur de M_f sur la capacité d'actionnement de l'actionneur, une nouvelle DSC avec une température minimale de 25°C a été effectuée. Le résultat de cette nouvelle DSC est montré à la Figure-A III.3.

Tableau-A III.2 Énergies de transformation selon différents traitements thermiques

Température PDA [°C]	ΔH_M [J/g]	ΔH_R [J/g]	$\Delta H_M + \Delta H_R$ [J/g]	ΔH_{R-A} [J/g]
300	-	7,8	7,8	8,7
350	-	3,0	3,0	11,0
400	-	6,2	6,2	15,4
450	11,3	7,3	18,6	22,2
500	7,2	6,9	14,1	22
550			26,8	23,3

En ce qui a trait à l'énergie de transformation, les échantillons ayant subi un traitement de 450°C, 500°C et de 550°C offrent des performances nettement supérieures par rapport aux échantillons ayant subi des traitements thermiques à une température inférieure à 450°C. À

titre de référence, les résultats des DSC des échantillons offrant les meilleures performances sont montrés à la Figure-A III.2. Une ligne a été positionnée à la température ambiante de 25°C pour faire ressortir les échantillons ayant des températures de transformation en-deçà de cette valeur.

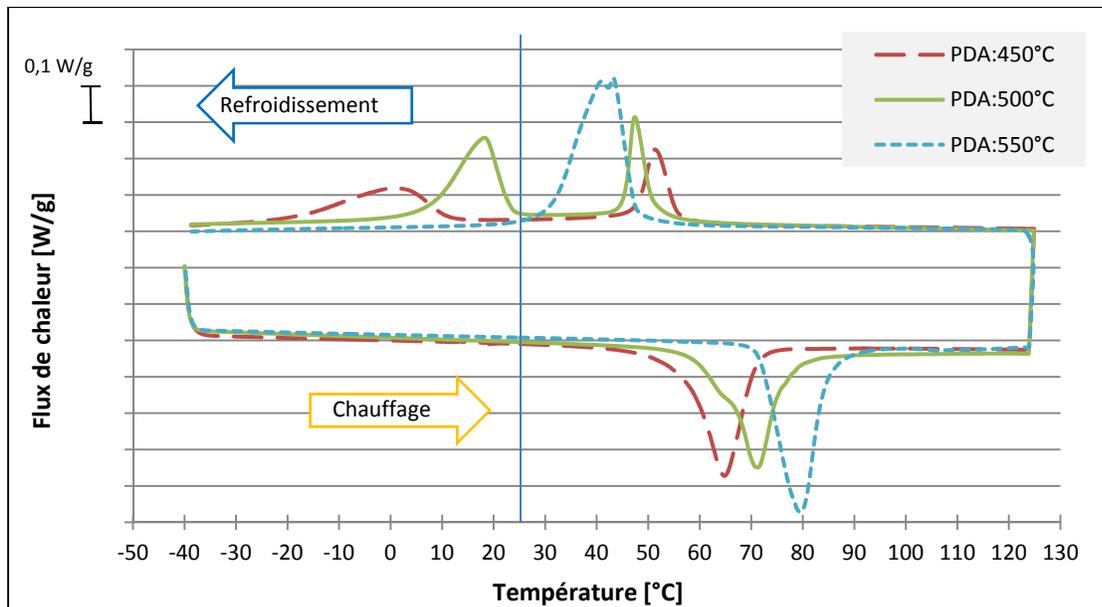


Figure-A III.2 Résultat de DSC pour les températures de PDA de 450°C, 500°C et 550°C

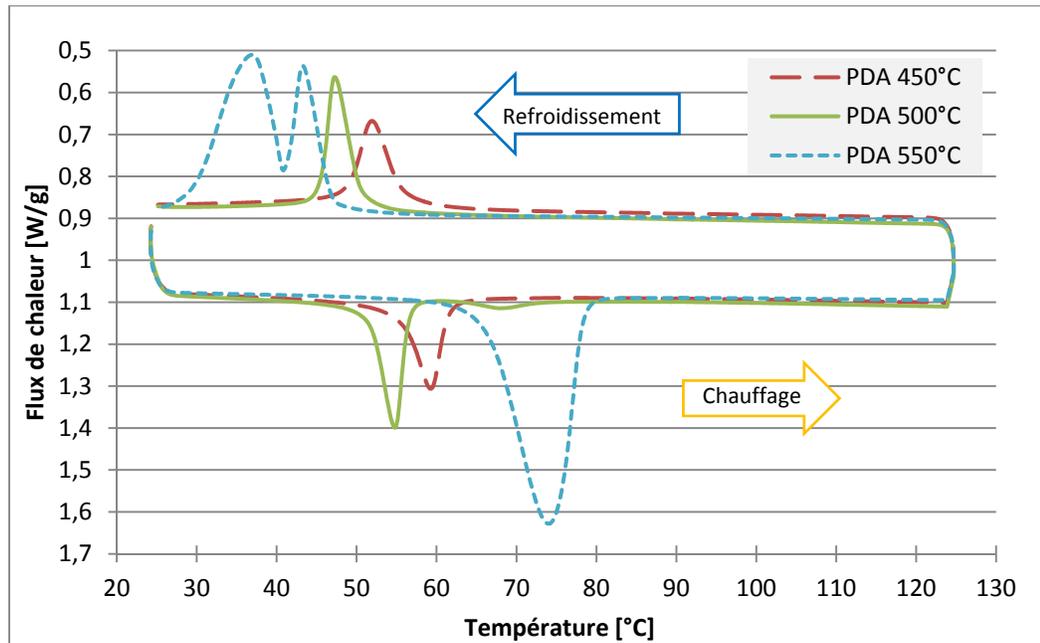


Figure-A III.3 Résultat de DSC à température restreinte pour les températures de PDA de 450°C, 500°C et 550°C

Les courbes montrées sur cette figure confirment en effet que les échantillons PDA 450°C et PDA 500°C ne se transforment pas complètement en martensite lors du refroidissement; seule la phase R est présente à une température ambiante de 25°C. De ce fait, l'énergie de transformation de ces deux échantillons est nettement diminuée par rapport aux échantillons ayant été refroidis à -40°C, ce qui fait que la pleine capacité d'actionnement de ces fils ne sera jamais atteinte. Les énergies de transformation des échantillons présélectionnés pour la plage de température réduite (de 25°C à 125°C) sont montrées au Tableau-A III.3. Les colonnes « Ratio » de ce tableau sont données par l'énergie de transformation pour la plage réduite de fonctionnement divisée par l'énergie de transformation pour la plage de température -40°C à 125°C. Ainsi, les échantillons ayant subi des traitements à 450°C et 550°C ne peuvent fournir que de 30% à 40% de leur pleine capacité de fonctionnement, confirmant que la transformation martensitique n'est pas complétée à 25°C. Par contre, l'échantillon ayant subi un PDA à 550°C peut fournir un travail allant jusqu'à 97% de sa pleine capacité. Ces essais de DSC ont donc permis de sélectionner le traitement thermique adéquat afin de maximiser les caractéristiques de l'actionneur en AMF pour les conditions spécifiques de fonctionnement. Le traitement thermique post-déformation qui donne les

meilleures caractéristiques de l'AMF est donc un traitement à une température de 550°C pendant une heure.

Tableau-A III.3 Énergies de transformation pour une plage de températures réduite

Température PDA [°C]	$\Delta H_M + \Delta H_R$ [J/g]	Ratio ($\Delta H_M + \Delta H_R$)	ΔH_{R-A} [J/g]	Ratio (ΔH_{R-A})
450	7,0	0,38	7,5	0,34
500	5,6	0,40	6,7	0,30
550	25,6	0,96	22,7	0,97

ANNEXE IV

FABRICATION PRÉLIMINAIRE

Essai #1

Un premier stratifié de 160 mm x 160 mm composé de 6 couches orientées à 90° par rapport au sens des actionneurs est fabriqué avec 5 fils selon la méthode décrite précédemment. Cette plaque a pour but de valider la fabrication d'un stratifié avec des actionneurs munis d'une gaine placés à l'intérieur du stratifié. Cette première plaque a permis de cerner certains problèmes au niveau de la méthodologie de fabrication qu'il faut résoudre avant la fabrication du panneau adaptatif.

- un espacement minimal entre deux fils consécutifs doit être respecté afin d'éviter d'avoir une grosse poche de résine qui empêche les couches supérieures et inférieures d'être en contact. La figure Figure-A IV.1 montre que la couche supérieure ne touche pas à la couche inférieure;

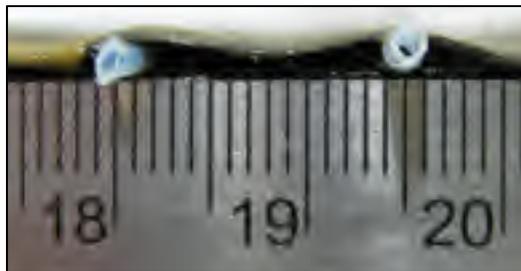


Figure-A IV.1 Effet de la distance entre les actionneurs.

- les fils sacrificiels ne peuvent être retirés de leur gaine due à une infiltration de résine entre le fil et la gaine; c'est plutôt la gaine en entier (avec le fil) qui se retire du stratifié. Il est donc très important de s'assurer de l'étanchéité parfaite des extrémités des gaines.

- Des ondulations sont visibles sur le côté du panneau qui n'est pas en contact avec la surface du moule. Ainsi, il faut bien prévoir l'empilement des couches de fibres en fonction du côté qui doit demeurer lisse et du sens du déplacement désiré du panneau.

Essai #2

Une deuxième plaque [90/90/90/90/FIL/90/90] de 200 mm x 200 mm est donc fabriquée avec différentes distances entre les fils afin de vérifier l'espacement minimal à respecter entre deux actionneurs consécutifs. La première plaque a toutefois permis d'affirmer qu'un espace en bas de 15 mm est inacceptable. La seconde plaque sera alors fabriquée avec des fils espacés de 15, 20 et 25 mm. De plus, ce deuxième essai permet de comparer différentes stratégies d'encastrement des actionneurs dans le composite. Trois configurations d'encastrement sont donc testées dans cette seconde plaque. Trois fils de chacun des trois groupes listés ci-après ont été encastrés afin d'évaluer chacune des méthodes proposées. Les deux premiers modes visent à vérifier s'il est possible de retirer ces éléments (fils et gaines) et de les remplacer par les actionneurs tout en diminuant leur impact géométrique dans le stratifié.

- **Groupe 1 : Fil d'acier inoxydable enduit d'agent démoulant**

Le fil d'acier inoxydable inséré seul dans le stratifié a été retiré, non sans peine, de son emplacement. Le trou laissé dans le stratifié par le fil sacrificiel est suffisamment dégagé afin de laisser passer l'actionneur. Le plus grand avantage de ce mode d'encastrement est que son impact sur la géométrie du stratifié est le plus faible parmi les trois méthodes employées. Cela fait une grande différence étant donnée l'épaisseur plutôt élevée des parois de la gaine utilisée. Cependant, l'absence de gaine élimine l'isolation électrique de l'actionneur, ce qui est non souhaité.

- **Groupe 2 : Gaine de téflon vide**

Il est plutôt difficile de positionner adéquatement les gaines de téflon seules sans avoir recours à un gabarit qui servirait à tendre les gaines afin qu'elles restent bien droites et en position appropriée lors de l'infusion. De plus, les gaines se sont légèrement écrasées lors de la mise en forme de la plaque, ce qui fait que les actionneurs sont difficiles à insérer. Cela peut être acceptable pour de courtes distances comme c'est le cas ici, mais pour de plus longues distances, la force de friction risque d'être trop élevée pour pouvoir y insérer les actionneurs sans les endommager.

- **Groupe 3 : Fil d'acier inoxydable avec gaine de téflon**

Contrairement à ce qui s'est produit pour la plaque précédente, les fils sacrificiels d'acier inoxydable ont été retirés sans difficulté de la gaine de téflon. Le positionnement des fils s'est effectué facilement et ces derniers sont bien droits. Toutefois, l'influence géométrique du fil et de sa gaine est plus élevée (une bosse plus grosse est perceptible à la surface de la plaque), un espacement minimal de 20 mm doit donc être observé entre deux fils consécutifs. Cette configuration est simple à mettre en œuvre et sera donc adoptée pour le restant des essais.

Finalement, la plaque produite lors de ce deuxième essai comporte de grandes zones non atteintes par la résine. Cela est probablement causé par les fils qui créent des chemins préférentiels pour la résine et qui mènent cette dernière directement au tuyau de sortie, l'empêchant d'atteindre tous les endroits de la plaque. De plus, l'infusion s'est produite beaucoup plus rapidement qu'à l'habitude et une grande quantité de résine s'est retrouvée dans le réservoir de surplus de résine. Afin d'améliorer la qualité de l'infusion, il faut créer une zone de restriction afin que la résine puisse se répandre partout dans la plaque.

Après le traitement de post-polymérisation, des accumulations de résine qui étaient absentes après l'infusion sont observées sur la plaque. Le fini de surface est aussi très irrégulier. Des précautions supplémentaires devront donc être prises au moment de la post-polymérisation.

Essais #3, #4 et #5

Pour ces essais, différentes configurations de plaque ont été fabriquées selon les spécifications du Tableau-A IV.1. Lors de la post-polymérisation dans le four, les échantillons ont été enveloppés de tissu d'arrachage et de tissu absorbant afin d'obtenir un meilleur fini de surface et de récupérer le surplus de résine. De plus, une plaque d'acier ainsi que des poids ont été placés sur les échantillons lors du traitement de post-polymérisation. Ces manipulations ont permis d'obtenir un meilleur fini de surface ainsi qu'une distribution uniforme de résine, le surplus ayant été récupéré par le tissu absorbant.

Tableau-A IV.1 Spécifications des plaques fabriquées

# Essai	Dimensions [mm]	Configuration	Sens de l'infusion ¹
3	200 x 200	[90 ₄ /FIL/90 ₂]	Parallèle
4	200 x 200	[90 ₄ /FIL/90 ₂]	Perpendiculaire
5	200 x 200	[90 ₃ /0/FIL/0/90]	Perpendiculaire

¹ Sens de l'infusion par rapport à l'orientation des fils

Pour l'essai #3, une zone de restriction plus grande a été créée en positionnant le tuyau de sortie de résine plus loin tel que montré à la Figure-A IV.2. Ceci a permis de réduire considérablement la vitesse de l'infusion. Toutefois, certaines zones sèches sont toujours présentes et plusieurs zones de vide sont observées sur des photos prises sur des sections de la plaque perpendiculaire aux fils (Figure-A IV.3).

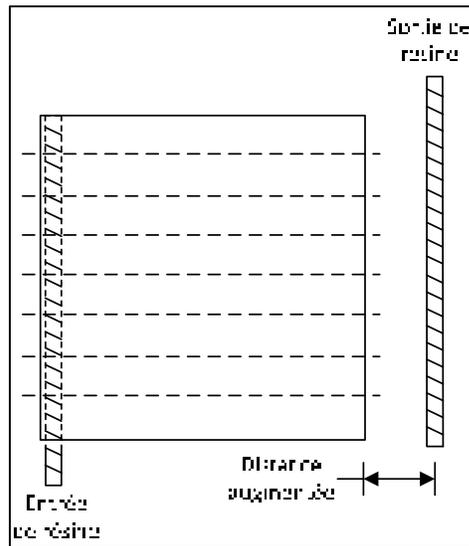


Figure-A IV.2 Zone de restriction augmentée

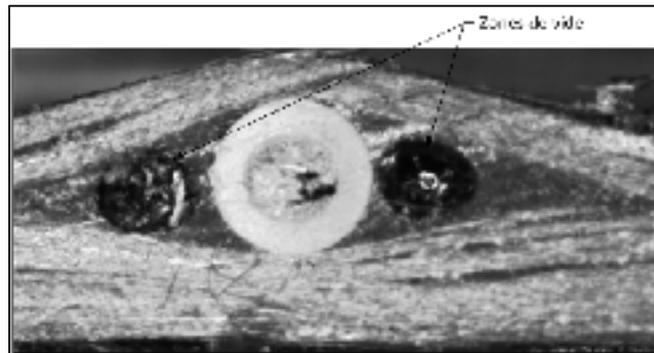


Figure-A IV.3 Vue en coupe (Essai #3)

L'essai #4 a pour but de vérifier si l'infusion perpendiculaire aux fils réduit la vitesse de l'infusion et améliore la qualité des plaques. Les coupes transversales ont permis de valider ce mode de fabrication puisqu'aucune poche de vide n'a été observée sur ces coupes. Enfin, la distribution de la résine semblait uniforme dans la plaque. La Figure-A IV.4 montre la vue d'une coupe transversale effectuée sur la plaque de l'essai #4; aucune zone de vide n'y est visible contrairement à ce qui est observée dans la littérature.

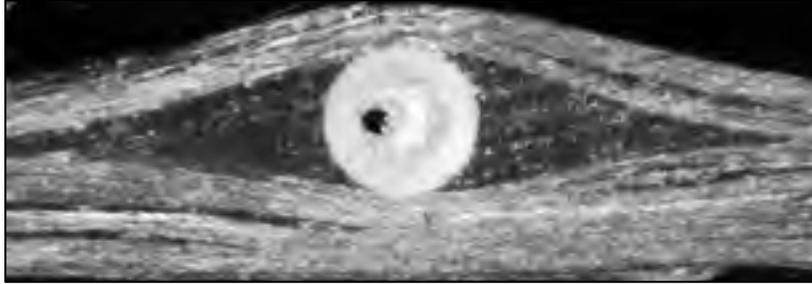


Figure-A IV.4 Vue en coupe (Essai #4)

L'essai #5 permet de vérifier si le fait de positionner les couches adjacentes à l'actionneur parallèles plutôt que perpendiculaires à ce dernier diminue la taille occupée par l'actionneur dans le stratifié. L'épaisseur totale des stratifiés a été mesurée en une vingtaine d'endroits pour ensuite en faire la moyenne. En regard des résultats obtenus, il est impossible d'affirmer que positionner des couches adjacentes à l'actionneur à 0° diminuent l'épaisseur de la plaque. Fait intéressant à noter, le stratifié de composite de cet essai n'était pas parfaitement plat à la sortie de la post-polymérisation. Ceci est dû au fait que l'agencement des couches n'était pas symétrique, créant ainsi des déformations résiduelles. Ce concept pourrait être utilisé afin de créer des panneaux initialement courbés.

Ainsi une configuration avec des couches à 90° par rapport à l'actionneur est employée afin de minimiser la rigidité en flexion du panneau et ainsi obtenir un plus faible rayon de courbure et une plus grande déflexion.

Tableau-A IV.2 Épaisseur totale des essais #4 et #5

	Moyenne [mm]	Écart type [mm]
Essai #4	3,239	0,035
Essai #5	3,136	0,181

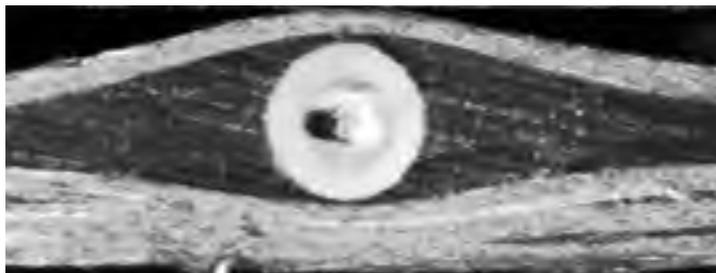


Figure-A IV.5 Vue en coupe (Essai #5)

ANNEXE V

ADAPTIVE COMPOSITE PANEL WITH EMBEDDED SMA ACTUATORS : DESIGN, MANUFACTURING, TESTING

S. Lacasse, C. Simoneau, P. Terriault*, V. Brailovski
Mechanical Engineering Department, Ecole de technologie superieure, Montreal, Canada

* Corresponding author (patrick.terriault@etsmtl.ca)

Keywords: *Adaptive panel, Shape memory alloys, Actuator, Carbon fiber reinforced composite, Likhatchev's model, Finite element analysis, Manufacture*

Submitted as an abstract to the 19th International Conference on Composite Materials (ICCM19) on December 14th, 2012

1 Introduction

Design and manufacturing of adaptive structures occupy an important position in the development of smart technologies. A combined use of shape memory alloys (SMA) actuators possessing extremely high work-generation potential [1] and laminated composites, demonstrating an excellent strength-to-weight ratio, is proposed in this paper. This work aims at developing numerical models and manufacturing technology applicable to SMA-driven adaptive panels, which comprise a series of active SMA elements embedded into a passive composite laminate host structure (Fig.1). When heated, the integrated SMA elements contract and create a bending moment in the host panel due to the out-of neutral plane location of the SMA elements. First, two complementary approaches are proposed to predict the panel shape as a function of the SMA actuation temperature. Experimental validation of the developed concept of an adaptive panel made of carbon fiber reinforced polymer (CFRP) with embedded SMA active elements is then presented

2 Modeling approaches

2.1 Design diagram

The first approach consists in combining the properties of the host structure and those of the SMA active elements within a unified “design diagram” [2]. In order to link the response of the actuators to the one of the host structure, their respective behavior are expressed in terms

of the same parameters: the actuator resulting axial stress and strain. In this approach, the properties of the host panel are evaluated using finite element analysis (FEA) whereas those of the SMA active elements are obtained by experimental testing.

For the FEA of the host structure, all the panel constituents (SMA active elements, resin-rich zone, isolating sheaths and composite laminate) are modeled with 20-nodes solid elements. Considering that the number of nodes generated by this model is very high, only a representative section (local modeling) of the host panel containing one active element is analyzed. The thermally sensitive behavior of the active elements is simulated by applying to them a negative coefficient of thermal expansion, which makes them shorten when heated [3].

As a result of this approach, the rigidity of the host panel with a given lay-up (number, thickness and orientation of plies) is related to the strains and stresses that should be generated by SMA active elements to reach a target shape. In parallel, experimental testing of the SMA active elements allows their actuation envelopes to be built. Then, the host structure stress-strain diagram and the SMA activation envelopes are merged together to build a design diagram relating the radius of curvature of the adaptive panel to the number of SMA active elements and their actuation temperature.

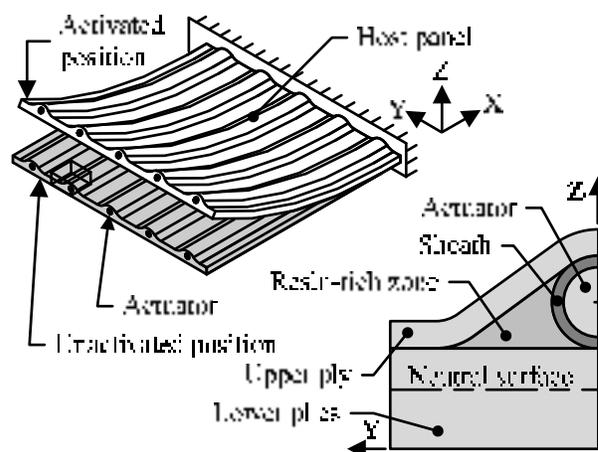


Fig.1. Schematization of the adaptive panel

2.2 Global finite element modeling

The second approach aims at modeling the entire adaptive panel, not only a small representative section as the design diagram approach.

In this approach, instead of solid elements, link elements are used to represent the SMA active elements, whereas beam and shell elements are selected for the host panel. This choice of these finite elements allows the computing time to be minimized. To calibrate the properties of the host panel modeled with shell and beam elements, the Timoshenko's bimetallic strip theory is used. The thermally sensitive behavior of the SMA active elements is driven by an adapted version of the Likhatchev's micromechanical model. This constitutive relation implemented in the ANSYS environment with an opportunity to simulate all the noteworthy SMA behaviors with a straightforward mathematical formulation which requires only a limited number of material parameters to be experimentally determined [4].

3 Experimental validation

A 425 mm x 425 mm panel is fabricated by vacuum assisted resin transfer molding (VARTM) with four plies of carbon T-300 0.3 mm thick at 90° relative to the actuator. The Araldite 8605 epoxy resin with a high transition temperature is used in the panel. The Ti-50.26at%Ni Ø1mm wires are positioned between the third and the fourth plies with a 20 mm distance between them for a total of 19 SMA active elements (Fig. 2).



Fig.2. Experimental panel activated

Each SMA wire is inserted into a dedicated PTFE sheath and then blocked by the common fixation system to which a power source is connected. The panel's geometry is monitored by

a 3D image correlation measuring system Aramis (GOM). Ten K-type thermocouples are glued to the wires to evaluate the temperature distribution. In Fig. 3, the experimentally measured and the numerically predicted temperature–radius of curvature plots are traced for the panel of Fig. 3.

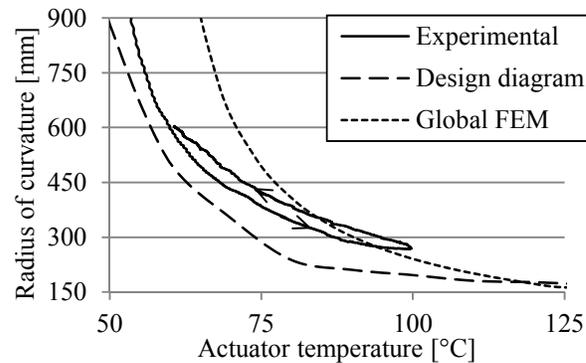


Fig.3. Actuators temperature – radius of curvature

4 Conclusions

The objective of this paper was to present two complementary approaches for designing adaptive laminated composite panels with embedded SMA actuators. An experimental validation of both models has been successfully performed using an especially manufactured 425 mm x 425 mm adaptive panel containing 19 parallel SMA actuators.

References

- [1] C. M. Wayman and K. Otsuka, "*Shape memory materials*". 1st pbk. edition, Cambridge University Press, 1999.
- [2] V. Brailovski and P. Terriault, "A Systematic Approach to Performance Evaluation of Shape Memory Alloys as Actuator Material". *Materials Science Forum*, Vol. 638-642, pp. 2034-2039, 2010.
- [3] T. L. Turner and H. D. Patel, "Analysis of SMA hybrid composite structures in MSC.Nastran and ABAQUS". *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 18, pp. 435-447, 2007.
- [4] P. Terriault and V. Brailovski, "Modeling of shape memory alloy actuators using Likhachev's formulation". *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 22, pp. 353-368, 2011.

BIBLIOGRAPHIE

- American. Society for Testing and Materials. 1994. *Standard test method for in-plane shear response of polymer matrix composite materials by tensile test of a $\pm 45^\circ$ laminate*. ASTM D3518/D3518M-94 (2007). West Conshohocken (PA): ASTM International, 7 p.
- American. Society for Testing and Materials. 2008. *Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials*. ASTM D3039/D3039M-08. West Conshohocken (PA): ASTM International, 13 p.
- Balta, J. A., F. Bosia, V. Michaud, G. Dunkel, J. Botsis et J. A. Manson. 2005. « Smart composites with embedded shape memory alloy actuators and fibre Bragg grating sensors: activation and control ». *Smart Materials and Structures*. Vol. 14, n° 4, p. 457-65. < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/14/4/001> >.
- Barbarino, S., S. Ameduri, L. Lecce et A. Concilio. 2009. « Wing shape control through an SMA-based device ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. Vol. 20, n° Copyright 2009, The Institution of Engineering and Technology, p. 283-96. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X08093825> >.
- Barbarino, S., F. Gandhi et S. D. Webster. 2011. « Design of extendable chord sections for morphing helicopter rotor blades ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. Vol. 22, n° 9, p. 891-905. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X11414077> >.
- Baz, A., T. Chen et J. Ro. 2000. « Shape control of NITINOL-reinforced composite beams ». *Composites Part B: Engineering*. Vol. 31, n° Compendex, p. 631-642. < [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-8368\(00\)00034-2](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-8368(00)00034-2) >.
- Bettini, P., M. Riva, G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi et J. Cucco. 2009. « Carbon fiber reinforced smart laminates with embedded SMA actuators-part I: Embedding techniques and interface analysis ». In. (233 Springer Street, New York, 10013-1578, United States), 5-6 Vol. 18, p. 664-671. Coll. « Journal of Materials Engineering and Performance »: Springer New York LLC. < <http://dx.doi.org/10.1007/s11665-009-9384-z> >.
- Biloria, N., et V. Sumini. 2009. « Performative Building Skin Systems: A Morphogenomic Approach Towards Developing Real-Time Adaptive Building Skin Systems ». *International Journal of Architectural Computing*. En ligne. Vol. 7, n° 4, p. 643-76. < <http://dx.doi.org/10.1260/1478-0771.7.4.643> >.
- Bowen, C. R., R. Butler, R. Jervis, H. A. Kim et I. T. Salo. 2007. « Morphing and shape control using unsymmetrical composites ». *Journal of Intelligent Material Systems*

and Structures. En ligne. Vol. 18, n° Copyright 2007, The Institution of Engineering and Technology, p. 89-98. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X07064459> >.

Brailovski, V., S. Prokoshkin, P. Terriault et F. Trochu. 2003. *Shape memory alloys : fundamentals, modeling and applications*. Montréal: École de technologie supérieure, 844 p.

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° Compendex, p. 1699-1717. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X10378777> >.

Bushnell, G. S., D. Arbogast et R. Ruggeri. 2008. « Shape control of a morphing structure (rotor blade) using a shape memory alloy actuator system ». In *Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems 2008, 10-13 March 2008*. (USA) Vol. 6928, p. 69282-1. Coll. « Proc. SPIE - Int. Soc. Opt. Eng. (USA) »: SPIE - The International Society for Optical Engineering. < <http://dx.doi.org/10.1117/12.775927> >.

Calkins, Frederick T., et James H. Mabe. 2010. « Shape memory alloy based morphing aerostructures ». *Journal of Mechanical Design, Transactions of the ASME*. En ligne. Vol. 132, n° 11. < <http://dx.doi.org/10.1115/1.4001119> >.

Choi, Seung-Bok, et Young-Min Han. 2010. *Piezoelectric actuators control applications of smart materials*. Boca Raton (FL.): Taylor & Francis Group/CRC Press, 280 p.

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*. En ligne. Vol. 29, n° Compendex, p. 1263-1268. < <http://dx.doi.org/10.1002/pc.20454> >.

Coutu, D., V. Brailovski et P. Terriault. 2010. « Optimized design of an active extrados structure for an experimental morphing laminar wing ». *Aerospace Science and Technology*. En ligne. Vol. 14, n° 7, p. 451-458. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2010.01.009> >.

Coutu, Daniel, Vladimir Brailovski, Patrick Terriault, Mahmoud Mamou, Youssef Mebarki et Eric Laurendeau. 2011. « Lift-to-drag ratio and laminar flow control of a morphing laminar wing in a wind tunnel ». *Smart Materials and Structures*. Vol. 20, n° 3. < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/20/3/035019> >.

Daynes, S., et P. M. Weaver. 2012. « A morphing trailing edge device for a wind turbine ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. Vol. 23, n° 6, p. 691-701. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X12438622> >.

Del Grosso, A. E., et P. Basso. 2010. « Adaptive building skin structures ». *Smart Materials and Structures*. En ligne. Vol. 19, n° Copyright 2010, The Institution of Engineering

- and Technology, p. 124011 (12 pp.). < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/19/12/124011> >.
- Demers, Vincent. 2004. « Etude de l'influence des traitements thermomecaniques sur les proprietes des alliages a memoire de forme titanium-50.0at.percent nickel et titanium-50.7at.percent nickel ». Mémoire de maîtrise en génie mécanique. Montréal, Ecole de Technologie Superieure, 244 p. p. In ProQuest Dissertations & Theses (PQDT). < <http://search.proquest.com/docview/305048670?accountid=27231> >.
- Fischer-Rousseau, Charles. 2012. « Caracterisation de la cohesion de l'interface AMF/polymere dans une structure deformable adaptative ». MR84491. Canada, Ecole de Technologie Superieure (Canada), 256 p. In Dissertations & Theses @ Ecole de Technologie Superieure (ETS); ProQuest Dissertations & Theses (PQDT); ProQuest Dissertations & Theses A&I. < <http://search.proquest.com/docview/1237990487?accountid=27231> >.
- Fischer, Charles, Patrick Terriault et Vladimir Brailovski. 2012. « Debonding characterization of SMA/polymer morphing structures ». In *7th International Conference on Processing and Manufacturing of Advanced Materials, THERMEC'2011, August 1, 2011 - August 5, 2011*. (Quebec City, QC, Canada) Vol. 409, p. 621-626. Coll. « Advanced Materials Research »: Trans Tech Publications. < <http://dx.doi.org/10.4028/www.scientific.net/AMR.409.621> >.
- Georges, T., V. Brailovski, D. Coutu et P. Terriault. 2008. « Design diagram for linear sma actuators integrated in a morphing wing structure ». In *International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies - SMST-2007*. (Tsukuba, Japan, 2-5 décembre 2007), p. 455-462. Coll. « SMST-2007 - Proceedings of the International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies »: ASM International. < <http://dx.doi.org/10.1361/cp2007smst455> >.
- Georges, T., V. Brailovski, E. Morellon, D. Coutu et P. Terriault. 2009. « Design of shape memory alloy actuators for morphing laminar wing with flexible extrados ». *Journal of Mechanical Design, Transactions of the ASME*. En ligne. Vol. 131, n° 9, p. 0910061-0910069. < <http://dx.doi.org/10.1115/1.3160310> >.
- Ghasemi-Nejhad, M. N., R. Russ et S. Pourjalali. 2005. « Manufacturing and testing of active composite panels with embedded piezoelectric sensors and actuators ». *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. En ligne. Vol. 16, n° 4, p. 319-33. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X05050103> >.
- Gude, M., W. Hufenbach et C. Kirvel. 2010. « Piezoelectrically driven morphing structures based on bistable unsymmetric laminates ». En ligne. n° Compendex. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.09.004> >.

- Jung, B. S., M. S. Kim, Y. M. Kim et S. H. Ahn. 2010. « Fabrication of smart structure using shape memory alloy wire embedded hybrid composite ». In *Advanced Computational Engineering and Experimenting*. (P.O. Box 101161, Weinheim, D-69451, Germany), 5 Vol. 41, p. 320-324. Coll. « Materialwissenschaft und Werkstofftechnik »: Wiley-VCH Verlag. < <http://dx.doi.org/10.1002/mawe.201000604> >.
- Kanno, I., T. Kunisawa, T. Suzuki et H. Kotera. 2007. « Development of deformable mirror composed of piezoelectric thin films for adaptive optics ». *IEEE Journal of Selected Topics in Quantum Electronics*. Vol. 13, n° 2, p. 155-61. < <http://dx.doi.org/10.1109/JSTQE.2007.894065> >.
- Koratkar, N. A., et Chopra Inderjit. 2001. « Wind tunnel testing of a Mach-scaled rotor model with trailing-edge flaps ». *Smart Materials and Structures*. Vol. 10, n° 1, p. 1-14. < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/10/1/301> >.
- Luo, Zhen, Quantian Luo, Liyong Tong, Wei Gao et Chongmin Song. 2010. « Shape morphing of laminated composite structures with photostrictive actuators via topology optimization ». n° Compendex. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2010.09.001> >.
- Maji, A. K., et M. A. Starnes. 2000. « Shape measurement and control of deployable membrane structures ». *Experimental Mechanics*. Vol. 40, n° Compendex, p. 154-159.
- Mallick, P. K. 2008. *Fiber-reinforced composites : materials, manufacturing, and design*, 3rd. Boca Raton, Florida: CRC Press, 619 p.
- McLaughlin Jr, Philip V. D., Henry A. McShane, Roland Cochran et Eileen Armstrong-Carroll. 1996. « Effects of high heat on the strength and fatigue life of unidirectional polymer-matrix composites ». In *Proceedings of the 1996 ASME International Mechanical Engineering Congress and Exposition, November 17, 1996 - November 22, 1996*. (Atlanta, GA, USA) Vol. 74, p. 107-108. Coll. « American Society of Mechanical Engineers, Materials Division (Publication) MD »: ASME.
- Morellon, Emeric. 2010. « Développement d'actionneurs en alliage à mémoire de forme pour un prototype d'aile d'avion adaptative ». Mémoire de maîtrise en génie mécanique. Montréal, École de technologie supérieure, 114 p. < <http://espace.etsmtl.ca/id/eprint/280> >.
- Ogihara, S., N. Takeda et A. Kobayashi. 1998. « Effects of thermal cycling on microscopic damage progress in laminated composites ». In *Fracture and Strength of Solids Part 2: Behavior of Materials and Structure. Third International Conference, 8-10 Dec. 1997*. (Switzerland) Vol. 145-1492, p. 775-80. Coll. « Key Eng. Mater. (Switzerland) »: Trans Tech Publications.

- Peel, L. D., J. Mejia, B. Narvaez, K. Thompson et M. Lingala. 2009. « Development of a simple morphing wing using elastomeric composites as skins and actuators ». *Journal of Mechanical Design, Transactions of the ASME*. Vol. 131, n° 9, p. 0910031-0910038. < <http://dx.doi.org/10.1115/1.3159043> >.
- Pitt, D. M., J. P. Dunne et E. V. White. 2002. « SAMPSON Smart Inlet design overview and wind tunnel test: II. Wind tunnel test ». In *Smart Structures and Materials 2002. Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies, 18-21 March 2002*. (USA) Vol. 4698, p. 24-36. Coll. « Proc. SPIE - Int. Soc. Opt. Eng. (USA) »: SPIE-Int. Soc. Opt. Eng. < <http://dx.doi.org/10.1117/12.475073> >.
- Puterbaugh, Martin, et Asfaw Beyene. 2011. « Parametric dependence of a morphing wind turbine blade on material elasticity ». *Energy*. Vol. 36, n° Compendex, p. 466-474. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.energy.2010.10.018> >.
- Rodrigues, G., R. Bastaitis et A. Preumont. 2010. « Morphing of segmented bimorph mirrors ». *International Journal of Optomechatronics*. Vol. 4, n° 3, p. 217-236. < <http://dx.doi.org/10.1080/15599612.2010.510588> >.
- Schmidt, T., John Tyson et K. Galanulis. 2003. « Full-field dynamic displacement and strain measurement using advanced 3D image correlation photogrammetry: Part I ». *Experimental Techniques*, vol. 27, n° 3, p. 47-50.
- Schwartz, Mel M. 2010. « Resin transfer molding and associated closed molding and infusion processes » In *Innovations in materials manufacturing, fabrication, and environmental safety*. En ligne. Sous la dir. de Schwartz, Mel M. p. 503-529. Boca Raton, Fla.: CRC Press.
- Shan, Y., et C. E. Bakis. 2005. « Flexible matrix composite actuators ». In *20th Technical Conference of the American Society for Composites 2005, September 7, 2005 - September 9, 2005*. (Philadelphia, PA, United states) Vol. 3, p. 1712-1731. Coll. « 20th Technical Conference of the American Society for Composites 2005 »: DEStech Publications.
- Simpson, J. C., et C. Boller. 2008. « Design and performance of a shape memory alloy-reinforced composite aerodynamic profile ». *Smart Materials and Structures*. Vol. 17, n° Compendex. < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/17/2/025028> >.
- 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*. En ligne. Vol. 31, n° 3, p. 1284-92. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.matdes.2009.09.011> >.
- Strelec, Justin K., Dimitris C. Lagoudas, Mohammad A. Khan et John Yen. 2003. « Design and implementation of a shape memory alloy actuated reconfigurable airfoil ».

- Journal of Intelligent Material Systems and Structures*. En ligne. Vol. 14, n° Compendex, p. 257-273. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X03034687> >.
- Tanaka, Hiroaki. 2006. « Design optimization studies for large-scale contoured beam deployable satellite antennas ». *Acta Astronautica*, vol. 58, n° 9, p. 443-451.
- Terriault, Patrick. 2005. *Modélisation du comportement des alliages à mémoire de forme : Modèle micromécanique de Likhatchev. [Notes du cours SYS865 Matériaux intelligents et leurs applications]*. Montréal : École de technologie supérieure.
- 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*. En ligne. Vol. 19, n° 12, p. 124009 (10 pp.). < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/19/12/124009> >.
- Thill, C., J. Etches, I. Bond, K. Potter et P. Weaver. 2008. « Morphing skins ». *Aeronautical Journal*. En ligne. Vol. 112, n° Compendex, p. 117-139.
- Thompson, S. P., et J. Loughlan. 2000. « Control of the post-buckling response in thin composite plates using smart technology ». *Thin-Walled Structures*. En ligne. Vol. 36, n° Compendex, p. 231-263. < [http://dx.doi.org/10.1016/S0263-8231\(00\)00002-1](http://dx.doi.org/10.1016/S0263-8231(00)00002-1) >.
- Turner, T. L., R. D. Buehrle, R. J. Cano et G. 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° Compendex, p. 483-497. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X06058795> >.
- Vos, Roelof, Zafer Gurdal et Mostafa Abdalla. 2010. « Mechanism for warp-controlled twist of a morphing wing ». *Journal of Aircraft*. Vol. 47, n° Compendex, p. 450-457. < <http://dx.doi.org/10.2514/1.39328> >.
- Wayman, C. M., et K. Otsuka. 1999. *Shape memory materials*, 1st pbk. Cambridge: Cambridge University Press, 284 p.
- Xu, Y., K. Otsuka, N. Toyama, H. Yoshida, H. Nagai et T. Kishi. 2004. « A novel technique for fabricating SMA/CFRP adaptive composites using ultrathin TiNi wires ». *Smart Materials and Structures*. En ligne. Vol. 13, n° 1, p. 196-202. < <http://dx.doi.org/10.1088/0964-1726/13/1/023> >.
- Yang, Seung-Man, Jin-Ho Roh, Jae-Hung Han et In Lee. 2006. « Experimental studies on active shape control of composite structures using SMA actuators ». In. Vol. 17, p. 767-777. SAGE Publications Ltd. < <http://dx.doi.org/10.1177/1045389X06055830> >.

- Young, Y. L., J. W. Baker et M. R. Motley. 2010. « Reliability-based design and optimization of adaptive marine structures ». *Composite Structures*. Vol. 92, n° 2, p. 244-253. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.compstruct.2009.07.024> >.
- Zhou, G., et P. Lloyd. 2009. « Design, manufacture and evaluation of bending behaviour of composite beams embedded with SMA wires ». *Composites Science and Technology*. En ligne. Vol. 69, n° 13, p. 2034-2041. < <http://dx.doi.org/10.1016/j.compscitech.2009.01.017> >.