

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

MÉMOIRE  
PRÉSENTÉ À  
L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE

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

PAR  
Scott MORIN

ÉVALUATION DES PERFORMANCES MÉCANIQUES DE RAIDISSEURS EN « T »  
CARBONE-ÉPOXY PRÉFORMÉS À L'AIDE DE LA COUTURE « ONE-SIDED »

MONTRÉAL, LE 4 JANVIER 2016

©Tous droits réservés, Scott Morin, 2015

©Tous droits réservés

Cette licence signifie qu'il est interdit de reproduire, d'enregistrer ou de diffuser en tout ou en partie, le présent document. Le lecteur qui désire imprimer ou conserver sur un autre media une partie importante de ce document, doit obligatoirement en demander l'autorisation à l'auteur.

**PRÉSENTATION DU JURY**

CE MÉMOIRE A ÉTÉ ÉVALUÉ

PAR UN JURY COMPOSÉ DE :

Simon Joncas, directeur du mémoire  
Département du génie de la production automatisée à l'École de technologie supérieure

Éric David, président du jury  
Département du génie mécanique à l'École de technologie supérieure

Vladimir Brailovsky, membre du jury  
Département du génie mécanique à l'École de technologie supérieure

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

LE 27 NOVEMBRE 2015

À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE



## REMERCIEMENTS

J'aimerais d'abord remercier mon directeur, Simon Joncas, pour son encadrement et ses conseils qui m'ont permis de transiter d'un gars de club vers quelque chose de potentiellement un peu plus sérieux.

J'aimerais également remercier les partenaires industriels du projet CRIAQ COMP-501: Bell Helicopter, Bombardier Aéronautique, Delastek, Texonic, Hutchinson Aerospace et le Groupe CTT qui ont rendu ce projet possible. Une mention spéciale à Hutchinson Aerospace d'avoir prêté leur laboratoire pour la fabrication des raidisseurs. J'aimerais surtout souligner le soutien de leur équipe technique, soit Maxim Joanis et Frank Guillemand, dans le développement du procédé de fabrication. De plus, l'endommagement artificiel des raidisseurs a été possible grâce à l'équipe au CDCQ de St-Jérôme et l'analyse post-endommagement par ultrason a été possible grâce à l'équipe au CTA. J'aimerais également souligner le support du Lamsi, particulièrement celle de Jean-René, avec l'utilisation d'Aramis.

À mes collègues du CRIAQ, Catherine, Thibaut et Lucas, il était beaucoup plus intéressant d'affronter tous ses défis en votre compagnie. J'aimerais souligner le travail exemplaire de Catherine qui a sans doute aidé à encadrer mes travaux. Merci à Bambou, l'expert textile, pour la fabrication des préformes et d'avoir partagé la fabrication du panneau démonstrateur. Sans toi, je serai probablement encore dans le laboratoire.

Aux collègues du bureau, 2 x François, Laurent, Louis-Charles, Thibaut, Catherine, David et Jean-Baptiste, les nombreuses heures de discussion (lire débat) ont rendu ces dernières années plus amusante et enrichissante.

Pour terminer, j'aimerais remercier les Animals et ma famille pour leur support tout au long de mon parcours académique. « All right chumps, let's do this! » L. Jenkins.



# ÉVALUATION DES PERFORMANCES MÉCANIQUES DE RAIDISSEURS EN « T » CARBONE-ÉPOXY PRÉFORMÉS À L'AIDE DE LA COUTURE « ONE-SIDED »

Scott MORIN

## RÉSUMÉ

Afin de réduire le temps de cycle et la variabilité des pièces en composite, la couture « One-Sided Stitching® » est étudiée comme procédé pour assembler les tissus 2D. Dans le contexte industriel du projet de recherche COMP-501, le procédé de préformage et la transition des préformes en pièce composite par VARI doivent être démontrés sur un élément structurel typique soit un panneau raidi. L'influence de la couture sur les propriétés mécaniques a été étudiée à l'aide d'une approche évolutive typique au « building-block approach ». L'influence de la couture a d'abord été étudiée sur des plaques planes et les résultats ont servi à guider la sélection des paramètres de couture pour l'étude sur des raidisseurs en « T ». Pour la deuxième étape du projet, soit l'étude de la couture sur les raidisseurs en « T », les objectifs étaient de sélectionner un motif de couture préférentiel et d'évaluer l'influence de la couture sur les propriétés mécaniques. La position et l'orientation de la couture ont d'abord été évaluées à l'aide d'essais mécaniques d'arrachement et de flexion trois-points sur cinq motifs initiaux afin de sélectionner un motif préférentiel. Le comportement en flambage et la tolérance à l'endommagement ont ensuite été vérifiés pour un raidisseur assemblé avec ce motif. Le motif préférentiel a également été utilisé pour l'étape finale du projet soit la fabrication du panneau démonstrateur.

Les essais d'arrachement ont démontré qu'une couture située près de la nouille réduit considérablement la résistance du joint en créant des distorsions au niveau des textiles qui créent des concentrations de contrainte. Cependant, pour un cas de chargement asymétrique, un des motifs a démontré une légère augmentation de la résistance à l'arrachement. Il est supposé que l'augmentation de la rigidité en flexion des laminés du voile et de la semelle par la couture réduit l'effort sur la région de la nouille. Les essais de flexion trois-points ont démontré qu'une couture près de la nouille augmente la rigidité de l'élément en assurant une meilleure distribution du chargement entre le voile et la semelle. Les résultats des tests ci-haut mentionnés ont permis de sélectionner une couture éloignée de la nouille afin de limiter la création de distorsions et de réduire la résistance du raidisseur.

Le comportement d'un raidisseur chargé axialement et sa tolérance à l'endommagement ont également été vérifiés. La couture ne semble pas avoir une influence significative sur le mode de rupture ni les limites de l'élément. La couture, étant très locale, affecte peu le comportement global d'une structure.

**Mots-clés :** Couture « One-Sided Stitching® » (OSS®), raidisseur en « T », arrachement du voile, flexion trois-points, instabilité, tolérance à l'endommagement



## **EVALUATION OF THE MECHANICAL PERFORMANCES OF STITCHED T-STRINGERS USING « ONE-SIDED STITCHING»**

Scott MORIN

### **ABSTRACT**

To reduce cycle time and the variability of composite parts, "One-Sided Stitching®" is studied as an assembly method for laminates. This work is part of a larger research project, COMP-501, which goal is to demonstrating the textile preforming process and the transition of preforms into composite part using VARI. The major milestones of the COMP-501 project to study the influence of stitching are typical with the "building-block approach." The influence of the preforming technique was first studied on flat plates and the results were used to select the sewing parameters for the latter steps. For the second phase of the project, the study of stitching on T-stiffeners, the objectives were to select a preferred stitching pattern and to evaluate the influence of the stitching on the mechanical properties. This work evaluated the influence of the position and orientation of the stitching using web tear-off tests and three-point bending test. Five initial stitching patterns were evaluated in order to select a preferred pattern. Using the preferred pattern, the influence of stitching on the buckling behavior and damage tolerance were then studied. The results of these tests were used for the final stage of the project: the production of the demonstrator panel.

The web tear-off tests have demonstrated that a stitch located near the noodle significantly reduces the resistance of the joint by creating distortions near the fragile noodle region. However, one of the patterns showed a slight increase in tear-off strength with an asymmetric loading. It is assumed that the increase in flexural stiffness of the nearby laminates reduces the stress on the region of the noodle. Three-point bending tests showed that a stitch near the noodle increases the rigidity of the element ensuring a better distribution of the load between the web and the flange. The results were used to design a new stitching pattern with the stitches located away from the fragile noodle in order to limit the creation of distortions which reduce the strength of the stiffener.

The behavior of a stiffener axially loaded and damage tolerance were also verified. The stitching does not appear to have a significant influence on the failure mode or the residual strength of the stringer. Sewing, being very local, hardly affects the overall behavior of a structure.

**Keywords :** « One-Sided Stitching®» (OSS®), T-Stringer, web tear-off, three-point bending, instability, damage tolerance



## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LA LITTÉRATURE .....	3
1.1 Mise en situation .....	3
1.1.1 Objectif .....	3
1.1.2 Étapes du projet .....	3
1.1.3 Couture « One-Sided » .....	6
1.2 Matériaux composites .....	8
1.2.1 Type de renforts .....	8
1.2.2 Type d'empilement .....	9
1.2.3 Théorie classique des laminés .....	11
1.3 Influence de la couture et revue de la première partie du projet COMP-501 .....	13
1.3.1 Paramètres étudiés .....	15
1.3.2 Propriétés dans le plan .....	17
1.3.3 Influence de la couture sur la mise en forme .....	19
1.3.4 Résistance à la propagation de l'endommagement .....	20
1.3.5 Tolérance à l'endommagement .....	21
1.4 Évaluation des propriétés d'un élément selon l'approche du « Building-Block » .....	22
1.4.1 Essais d'arrachement .....	23
1.4.2 Essais de flexion trois-points .....	24
1.4.3 Mode d'instabilité .....	24
1.5 Méthode d'estimation numérique .....	25
1.5.1 Flexion trois-points : Théorie des poutres .....	25
1.5.2 Flambage local .....	29
1.5.3 Crippling .....	32
1.5.4 Flambage global .....	33
CHAPITRE 2 DÉMARCHE EXPÉRIMENTALE .....	37
2.1 Géométrie étudiée .....	37
2.2 Matériaux .....	38
2.3 Séquence d'empilement .....	40
2.4 Préparation des spécimens .....	40
2.5 Assemblage des préformes textiles .....	41
2.6 Paramètre de couture .....	41
2.7 VARI (Vacuum-Assisted-Resin-Infusion) .....	43
2.8 Préparation des spécimens .....	48
2.9 Plan de test .....	49
2.9.1 Évaluation de la qualité des raidisseurs en « T » fabriqués à l'aide de préforme cousue .....	49
2.9.2 Évaluation des performances mécaniques des raidisseurs en « T » fabriqués à l'aide de préforme cousue .....	50

2.10 Propriétés des matériaux .....	51	
<b>CHAPITRE 3 ÉVALUATION DE LA QUALITÉ DES RAIDISSEURS EN « T »</b>		
FABRIQUÉS À L'AIDE DE PRÉFORMES COUSUES .....		55
3.1 Évaluation de la géométrie des raidisseurs .....	55	
3.1.1 Méthodologie .....	55	
3.1.2 Résultats .....	56	
3.2 Mesure des constituants .....	58	
3.2.1 Méthodologie .....	58	
3.2.2 Résultats .....	58	
3.3 Observation de la nouille .....	60	
3.3.1 Méthodologie .....	60	
3.3.2 Résultats .....	60	
<b>CHAPITRE 4 ÉVALUATION DES PERFORMANCES MÉCANIQUES DES</b>		
RAIDISSEURS EN « T » FABRIQUÉS À L'AIDE DE PRÉFORMES		
COUSUES .....		65
4.1 Résistance à l'arrachement .....	65	
4.1.1 Essais d'arrachement .....	65	
4.1.2 Contrôle par ressage .....	67	
4.1.3 Résultats .....	68	
4.1.3.1 Essais d'arrachement symétrique .....	68	
4.1.3.2 Essais d'arrachement asymétrique .....	72	
4.2 Rigidité en flexion .....	76	
4.2.1 Modèle numérique .....	77	
4.2.2 Essai de flexion trois-points .....	78	
4.2.3 Résultats .....	81	
4.3 Sélection d'un motif préférentiel .....	83	
4.4 Résistance à la compression et comportement en post-flambement .....	86	
4.4.1 Modèle numérique .....	86	
4.4.2 Essai de compression .....	88	
4.4.3 Endommagement des raidisseurs .....	90	
4.4.4 Résultats .....	92	
4.4.4.1 Prévision du comportement d'un raidisseur chargé axialement en compression .....	92	
4.4.4.2 Endommagement artificiel des raidisseurs .....	93	
4.4.4.3 Essais de compression .....	96	
CONCLUSION .....	101	
RECOMMANDATIONS .....	103	
ANNEXE I ARTICLE DE CONFÉRENCE .....	105	
ANNEXE II FICHES TECHNIQUES DES MATÉRIAUX .....	125	

ANNEXE III DESSINS DE DÉTAIL .....	135
ANNEXE IV INFORMATIONS DES ESSAIS MÉCANIQUES.....	143
LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES.....	159



## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1-1	16
Tableau 1-2	17
Tableau 2-1	40
Tableau 2-2	42
Tableau 2-3	53
Tableau 2-4	54
Tableau 3-1	56
Tableau 3-2	59
Tableau 4-1	68
Tableau 4-2	72
Tableau 4-3	82
Tableau 4-4	84
Tableau 4-5	92
Tableau 4-6	94



## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1.1	Panneau démonstrateur COMP-501 .....4
Figure 1.2	Vue de face d'un raidisseur en « T » sur un panneau.....5
Figure 1.3	Étude incrémentale de la couture tirée de Leduc, 2015, page 43 .....6
Figure 1.4	Procédé de couture illustration adaptée de T. Buns .....7
Figure 1.5	Mise en plan de la couture « One-Sided » (OSS®) .....8
Figure 1.6	Style de tissage adaptée de Gurit, 2011, page 35.....9
Figure 1.7	Nomenclature d'un laminé adaptée de Hyer, 2008, page 239.....10
Figure 1.8	Exemple d'empilement $[(\pm 45,0/90)_5]_S$ .....11
Figure 1.9	Exemple de distorsion produite par le procédé de couture dans un laminé de fibres de verre.....14
Figure 1.10	Exemple de l'orientation de la couture.....15
Figure 1.11	Stratégie de moulage tirée de Leduc, 2015, page 59 .....16
Figure 1.12	Modes de propagation d'une fissure adaptée de Twisp, 2008.....21
Figure 1.13	Modes de défaillance d'un panneau raidi adaptée de Kassapoglou, 2010, page 228 .....23
Figure 1.14	Poutre simplement supportée avec force ponctuelle au centre .....26
Figure 1.15	Nomenclature des dimensions d'un raidisseur tirée de Kollar, 2003, page 217.....27
Figure 1.16	Analyse de flambage local d'un raidisseur en « T » adaptée de Kollar, 2003, page 301 .....30
Figure 1.17	Conditions de frontières de la première hypothèse.....30
Figure 1.18	Conditions de frontières de la deuxième hypothèse .....31
Figure 1.19	Modes de flambage globaux .....33
Figure 1.20	Position du centre de cisaillement pour un raidisseur en « T » .....35

Figure 2.1	Vue de face : Dimensions du raidisseur.....	38
Figure 2.2	Nouille et son embout encapsulé .....	39
Figure 2.3	Paramètres étudiés .....	42
Figure 2.4	Motifs de couture .....	43
Figure 2.5	Outilage pour la fabrication des raidisseurs.....	44
Figure 2.6	Stratégie d'assemblage de l'outillage.....	45
Figure 2.7	Vue de face: Stratégie d'infusion.....	45
Figure 2.8	Exemple d'emprisonnement d'air causé par une infusion trop rapide .....	47
Figure 2.9	Cycle de cuisson de la résine CYCOM® 890 RTM.....	48
Figure 3.1	Vue de haut: Numérisation du raidisseur cousu .....	57
Figure 3.2	Vue de section : motif sans-couture 00.0.....	61
Figure 3.3	Vue de section: les motifs ST.1 et ST.5.....	62
Figure 3.4	Vue de section : motifs ST.2 et ST.3 .....	63
Figure 3.5	Vue de section : motif ST.4 .....	64
Figure 4.1	Cas de chargement des essais d'arrachement .....	66
Figure 4.2	Base pour les essais d'arrachement en configuration asymétrique .....	67
Figure 4.3	Résultats des essais d'arrachement symétrique .....	69
Figure 4.4	Motifs de couture .....	69
Figure 4.5	Inspection de la nouille du spécimen ST.4 .....	70
Figure 4.6	Modes de rupture pour les essais d'arrachement symétrique .....	71
Figure 4.7	Résultats des essais d'arrachement asymétrique.....	73
Figure 4.8	Courbe moyenne des essais d'arrachement asymétrique .....	74
Figure 4.9	Motifs ST.1 et ST.3.....	75
Figure 4.10	Mode de rupture pour les essais d'arrachement asymétrique.....	76

Figure 4.11	Analyse de convergence du modèle numérique.....	77
Figure 4.12	Modèle pour la rigidité en flexion .....	78
Figure 4.13	Montage pour les essais de flexion trois-points.....	80
Figure 4.14	Vue de section du montage.....	80
Figure 4.15	Motifs de couture .....	84
Figure 4.16	Motif de couture final .....	86
Figure 4.17	Analyse de convergence du modèle numérique.....	87
Figure 4.18	Modèle numérique du raidisseur en compression.....	88
Figure 4.19	Instrumentation sur le montage de l'essai de compression.....	90
Figure 4.20	Montage pour l'endommagement des raidisseurs .....	91
Figure 4.21	Numérisation de la zone endommagée pour le raidisseur cousu .....	94
Figure 4.22	Inspection par ultrasons: Vue normale à la semelle.....	95
Figure 4.23	Flambage torsionnel d'un raidisseur en « T ».....	96
Figure 4.24	Résultats de l'essai des essais de compression.....	97
Figure 4.25	Comportement post-flambage des raidisseurs .....	99



## **LISTE DES ABRÉVIATIONS, SIGLES ET ACRONYMES**

ASTM	American Society for Testing and Materials
CAI	Compression après impact
CDCQ	Centre de Développement des Composites du Québec (CDCQ, St-Jérôme, Québec)
CLT	Théorie classique des laminés
CRIAQ	Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec
CTA	Centre technologique en aérospatiale (CTA, St-Hubert, Québec)
CTT	Centre d'excellence des technologies textiles, géosynthétiques et matériaux souples (St-Hyacinthe, Qc, Canada)
ETS	École de technologie supérieure
KSL	Keilmann Sondermaschinenbau GmbH (Lorsch, Allemagne)
MIL-HDBK	Military Handbook
MTS	MTS Systems Corporation
NCF	Non-crimp fabric
OEF	One edge free (une arête libre)
OSS®	One-sided-stitching®
RTI	Resin transfert injection
RTM	Resin transfert moulding
SC	Shear Center (Centre de cisaillement)
VARI	Vacuum assisted resin injeciton



## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

Symbol	Unité	Description
$H$	$mm$	Épaisseur d'un laminé
$h$	$mm$	Épaisseur d'une couche
$z_N, z_{N-1}$	$mm$	Position de l'interface supérieure et inférieure d'un pli N
$\theta$	Degré	Orientation
$N_x, N_y,$ $N_{xy}$	$\frac{N}{mm}$	Force dans le plan unitaire
$M_x, M_y,$ $M_{xy}$	$\frac{Nmm}{mm}$	Moment de flexion unitaire
$[A], A_{ij}$	$\frac{N}{mm}$	Matrice de rigidité en tension
$[a], a_{ij}$	$\frac{mm}{N}$	Matrice de rigidité en tension inverse
$[B], B_{ij}$	$N$	Matrice de couplage
$[b], b_{ij}$	$\frac{1}{N}$	Matrice de couplage inverse
$[D], D_{ij}$	$N \cdot mm$	Matrice de rigidité en flexion
$[d], d_{ij}$	$\frac{1}{Nmm}$	Matrice de rigidité en flexion inverse
$\varepsilon_x^0, \varepsilon_y^0, \varepsilon_{xy}^0$	--	Déformation d'un laminé à son axe neutre
$\kappa_x^0, \kappa_y^0, \kappa_{xy}^0$	--	Courbure d'un laminé à son axe neutre
$M_y$	$N \cdot mm$	Moment de flexion autour de l'axe des y
$\rho_y$	$mm^{-1}$	Rayon de courbure autour de l'axe des y
$E$	MPa	Module de Young de matériau isotrope
$I$	$mm^4$	Inertie de section
$w$	mm	Déflexion d'une poutre
$P$	N	Force ponctuelle
$L$	mm	Longueur d'une poutre
$\tilde{w}^B$	mm	Déflexion en flexion

$\widehat{EI}_{yy}$	$N \cdot mm^2$	Rigidité équivalente en flexion d'une poutre dans la direction y
$\widehat{EI}_{zz}$	$N \cdot mm^2$	Rigidité équivalente en flexion d'une poutre dans la direction z
$\widehat{EA}$	N	Rigidité en tension équivalente d'une poutre composite
$b_1$	mm	Largeur de la semelle
$b_2$	mm	Largeur du voile
$E_n$	MPa	Rigidité de la nouille
$A_n$	$mm^2$	Aire de la nouille
$I_n$	$mm^4$	Inertie de la nouille
$z_c$	mm	Position du centroïde
$\bar{z}_1$	mm	Position du centre géométrie de la semelle
$\bar{z}_2$	mm	Position du centre géométrie du voile
$\bar{z}_3$	mm	Position du centre géométrie de la nouille
$z_1$	mm	Distance entre le centre géométrie de la semelle et le centroïde
$z_2$	mm	Distance entre le centre géométrie du voile et le centroïde
$z_3$	mm	Distance entre le centre géométrie de la nouille et le centroïde
$\tilde{w}^s$	mm	Déflexion par le cisaillement
$\hat{S}_{zz}$	$N \cdot mm^2$	Rigidité équivalente en cisaillement d'une poutre composite
$\tilde{w}$	mm	Déflexion maximale
$N_{x,cr}$	$\frac{N}{mm}$	Changement critique au flambage
$L_y$	mm	Largeur des plaques
$\varepsilon_{x,cr}$	--	Déformation critique au flambage
$(N_{x,cr})^{ss}$	$\frac{N}{mm}$	Changement critique au flambage pour un cas simplement supporté
$\varsigma$	--	Paramètre de retenue de la semelle

$GI_{12}$	$N \cdot mm^2$	Rigidité en torsion de la semelle
$r$	--	facteur d'amplification
$\lambda_i^{ss}$	--	Ratio des paramètres de chargement
$\sigma_{comp}$	MPa	Contrainte ultime en compression
$\sigma_{crip}$	MPa	Contrainte ultime en crippling
$\hat{N}_{cry}^B$	$\frac{N}{mm}$	Chargement critique provocant le flambage global en y
$\hat{N}_{crz}^B$	$\frac{N}{mm}$	Chargement critique provocant le flambage global en z
$\hat{EI}_\omega$	$N \cdot mm^2$	Rigidité de gauchissement
$k$	--	Facteur de longueur équivalente
$\hat{N}_{cr\psi}^B, \hat{N}_{cr\omega}^B$	$\frac{N}{mm}$	Chargement critique provocant le flambage torsionnel
$\hat{GI}_t$	$N \cdot mm^2$	Rigidité en torsion
$i_\omega$	mm	Rayon de giration
$y_{sc}, z_{sc}$	mm	Distance entre le centroïde et le centre de cisaillement
$E_x^C$	MPa	Rigidité équivalente d'une colonne
$\sigma_{cr}$	MPa	Contrainte ultime en flambage global
$\rho$	mm	Rayon de giration
$[\bar{Q}], [Q]$	$\frac{N}{mm^2}$	Matrice de rigidité
$[T], [T']$	--	Matrice de transformation
$E_1$	MPa	Module de rigidité dans la direction 1 d'un pli
$E_2$	MPa	Module de rigidité dans la direction 2 d'un pli
$\nu_{12}, \nu_{21}$	--	Coefficient de poisson d'un pli
$G_{12}$	MPa	Module de cisaillement d'un pli
$\nu_f$	--	Teneur volumique en fibre
$\nu_v$	--	Teneur volumique en vide



## INTRODUCTION

Le domaine des structures légères est un marché hautement compétitif où le poids et le coût sont les contraintes principales. Classiquement, des alliages légers, aluminium ou magnésium, ont été utilisés dans les structures aéronautiques et nos connaissances sur leur utilisation sont bien développées. On commence cependant à retrouver les matériaux composites dans les structures primaires puisque leurs propriétés spécifiques sont très intéressantes. Par contre, ces nouveaux matériaux démontrent encore des défis dans leur conception et dans leur mise en forme qui engendre des coûts importants. Avec l'apparition des alliages exotiques, comme l'aluminium-lithium, l'avenir des matériaux composites n'est pas assuré et des progrès importants sont requis pour assurer leur compétitivité. Les difficultés de fabrication des matériaux composite sont généralement attribuées à certaines étapes manuelles de leur mise en forme qui dépendent de la dextérité des opérateurs et engendrent des coûts importants et de la variabilité entre les pièces. Afin de limiter ces étapes manuelles, des techniques de préformage textile sont couramment étudiées par des groupes de recherche liés à l'industrie (Karal, 2001; Sickinger et Axel, 2001).

Le projet de recherche (COMP-501: Préformes textiles 3D pour fabrication de pièces composites complexes) a donc comme objectif de démontrer les capacités de préformage textile en fabriquant un panneau raidi commun dans les structures aéronautiques. Le procédé choisi pour assembler les préformés est le One-Sided Stitching® (OSS®). Cette nouvelle technique est préférée aux procédés classiques puisqu'il requiert l'accès à un seul côté de la pièce. Les étapes importantes du projet sont sélectionnées selon l'approche incrémentale du «building-block », qui est généralement favorisée par l'industrie pour le développement de nouvelle technologie. La première phase vise à évaluer les propriétés mécaniques des plaques planes cousues. Ce travail a fait l'œuvre d'un article de conférence (Leduc, Joncas et Leclerc, 2014) et d'un mémoire (Leduc, 2015). Les résultats ont guidé la sélection des paramètres de couture des raidisseurs en « T » étudiés dans la deuxième phase du projet. Les résultats de la deuxième phase sont présentés dans ce mémoire et ont également été présentés dans un article de conférence (Morin et Joncas, 2015) présenté à l'ANNEXE I. Les résultats ont servi

à sélectionner un motif de couture pour l'assemblage des raidisseurs en « T » afin de guider la fabrication du panneau démonstrateur et à évaluer l'influence de la couture sur les propriétés mécaniques du raidisseur. Finalement, la dernière phase du projet est la fabrication d'un panneau raidi afin de démontrer le procédé de préformage.

Ce mémoire se concentre sur l'évaluation de raidisseurs en « T » fabriqués à l'aide de préforme cousue. L'influence de la couture est évaluée sur la qualité des pièces produites et sur les propriétés mécaniques. La qualité de la mise en forme est évaluée par un contrôle de la géométrie des raidisseurs, la mesure des constituants et l'observation de la région de la nouille. La résistance à l'arrachement et la rigidité en flexion ont été évaluées pour différents motifs de couture afin de sélectionner un motif préférentiel. Le comportement des raidisseurs soumis à un chargement axial a ensuite été vérifié. La tolérance à l'endommagement d'un raidisseur cousu a également été vérifiée à l'aide d'un endommagement artificiel. Le mémoire se conclut par des recommandations.

## **CHAPITRE 1**

### **REVUE DE LA LITTÉRATURE**

#### **1.1 Mise en situation**

Cette maîtrise a été complétée à l'intérieur du projet CRIAQ COMP-501 : Préformes textiles 3D pour fabrication de pièces composites complexes. Ce projet regroupe des partenaires industriels œuvrant dans le domaine aérospatial (Bombardier Aerospace, Bell Helicoptère, Hutchinson Aerospace, Delastek, Texsonic) et des universités canadiennes (École de technologie supérieure (ÉTS), Université d'Ottawa, Université Laval). Il est important de souligner que le projet est accompli dans un contexte industriel et que plusieurs décisions ont été prises pour satisfaire aux besoins des industrielles. Cette section présente les objectifs du projet COMP-501 ainsi que la démarche.

##### **1.1.1 Objectif**

Le projet COMP501 vise à démontrer la fabrication de préformes textiles 3D ainsi que leur transformation en pièces composites complexes par infusion liquide. L'intérêt industriel du projet est au niveau de l'accélération de la cadence de production et de la réduction de la variabilité entre les pièces. Les objectifs principaux du projet sont: caractériser les performances de mise en forme des préformes textiles (drapabilité, piquabilité, maintien de l'intégrité physique, imprégnabilité), caractériser les propriétés mécaniques des composites (traction, cisaillement inter laminaire, impact) et démontrer la fabrication de géométrie 3D complexes à échelle ajustable. (CRIAQ, 2015)

##### **1.1.2 Étapes du projet**

La géométrie complexe sélectionnée, illustrée à la Figure 1.1, pour démontrer l'application de préformes textiles 3D est un panneau raidi qu'on retrouve fréquemment dans les structures légères dans le domaine aérospatial.



Figure 1.1 Panneau démonstrateur COMP-501

Classiquement, les structures en composite étaient conçues à partir de panneaux sandwich pour augmenter la rigidité en flexion. Il a un intérêt de migrer le design de structure vers les panneaux raidis puisqu'ils sont plus légers lorsque le flambage est permis (Niu, 2010). Le panneau est donc composé d'une peau munie de deux raidisseurs en « T » servant à rigidifier la structure. Ce type de raidisseur a été choisi pour sa simplicité de mise en forme. Fidèle aux pratiques courantes de l'industrie, la Figure 1.2 illustre une vue de section d'un des raidisseurs fixés à la peau. Le raidisseur est composé d'un voile qui se fixe en pliant un demi-voile de chaque côté à la peau. Une nouille est rajoutée pour combler l'espace entre les demi-voiles afin d'assurer une bonne compaction et une transition lisse entre les parties verticales et horizontales du raidisseur.

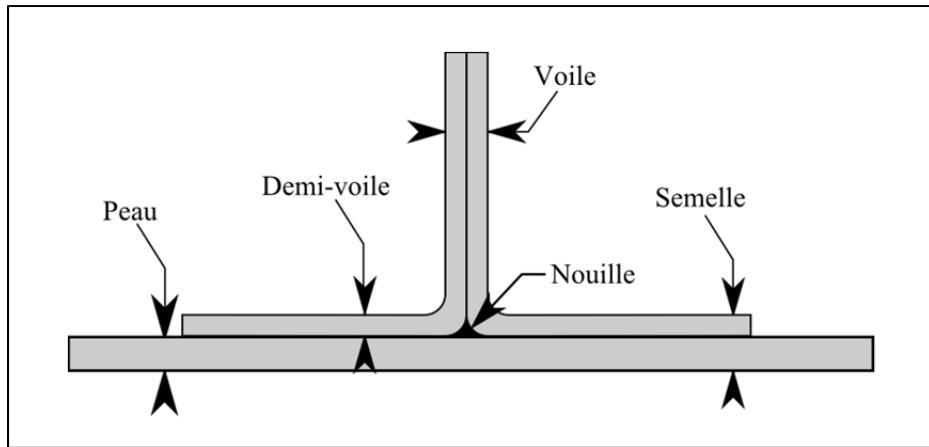


Figure 1.2 Vue de face d'un raidisseur en « T » sur un panneau

Le projet a été segmenté en plusieurs étapes suivant la méthode du « Building-block Approach » qui est généralement préférée par l'industrie pour le développement de nouveau matériau et procédé. Cette approche permet d'étudier de nouveaux matériaux de façon incrémentale en commençant par des échantillons génériques pour progresser vers des composantes précises. L'objectif est d'accumuler une base de données suffisante sur des composantes simples afin d'accroître le niveau de confiance de l'utilisation du matériau. Cette approche permet de réduire les risques en fonction de l'augmentation de la complexité de la structure. De plus, cette approche permet de limiter le coût de développement d'un matériau en favorisant d'abord l'étude de pièces simples, moins coûteuses. L'étude de la couture a été divisée en trois étapes, illustrées à la Figure 1.3. L'étude sur les coupons plats a permis de comprendre l'influence de la couture sur les propriétés dans le plan, sur la résistance à l'endommagement et à la résistance à la propagation de l'endommagement. L'évaluation des différents motifs ont permis d'observer l'influence de la couture la résistance du joint et sur la rigidité de l'élément. À son tour, les résultats de ces essais ont servi à la conception d'un panneau démonstrateur composé de deux raidisseurs.

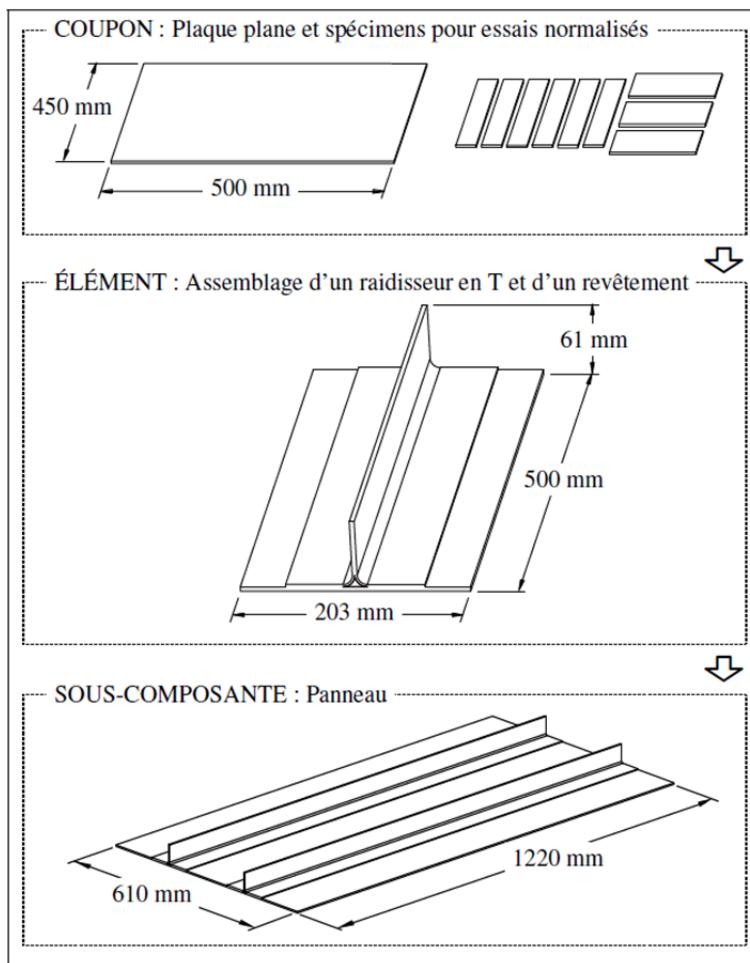


Figure 1.3 Étude incrémentale de la couture  
tirée de Leduc, 2015, page 43

### 1.1.3 Couture « One-Sided »

Il existe de nombreuses techniques de préformage de textile 3D telles que le tissage, le tressage, la couture et le tricotage (Mouritz et al., 1999). La méthode de la couture « One-Sided » développée par la compagnie KSL : Keilmann Sondermaschinenbau GmbH (Lorsch, Allemagne), illustrée à la Figure 1.4, a été choisie pour l’assemblage de préforme textile. Cette technique a été sélectionnée puisqu’elle est propice à la fabrication de structures complexes et que les infrastructures étaient disponibles. Cette technique est avantageuse pour l’assemblage de pièces d’envergure puisqu’elle requiert l’accès à un seul côté de la pièce contrairement aux techniques classiques qui nécessitent l’accès aux deux côtés. Il s’agit d’un

procédé utilisant deux aiguilles (aiguille d'alimentation et une aiguille d'attrape) afin de passer le fils de couture sous la pièce. Cette technique requiert donc un outillage spécialisé pour le maintien des fibres qui contient un espace libre sous la pièce pour le déplacement des aiguilles.

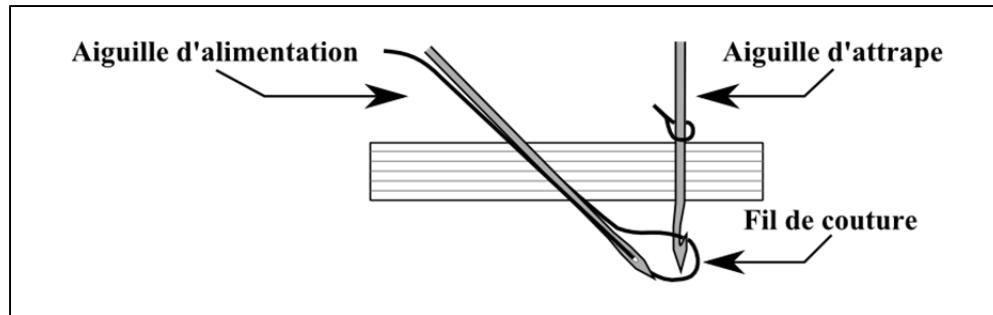


Figure 1.4 Procédé de couture illustration adaptée de T. Buns

La couture OSS<sup>®</sup>, illustrée à la Figure 1.5, est composée de trois parties, soit le brin simple, la boucle et l'échelle. L'influence de cette technique est peu documentée, il existe donc un intérêt d'investiguer son comportement pour l'assemblage de structure complexe. Selon (Mouritz, Leong et Herszberg, 1997), l'utilisation principale de la couture est en tant que procédé économique pour assembler des tissus avant les procédés d'injection de résine liquide ou pour améliorer les propriétés interlaminaires et la tolérance à l'endommagement. Durant la première partie du projet COMP-501, le positionnement de la couture a été un des paramètres étudiés puisque l'influence de l'asymétrie la couture devait être comprise. Pour l'assemblage des raidisseurs en « T », il est logique de supposer que la position de la couture et l'orientation seront une fois de plus un paramètre d'étude important. Par exemple, le fil de la boucle qui traverse verticalement le laminé ne se comportera pas de la même façon que le fil du brin simple qui traverse le laminé à angle. De plus, il est possible de supposer que la boucle, ayant une architecture plus complexe que celle du brin simple, produira davantage de distorsions dans le laminé.

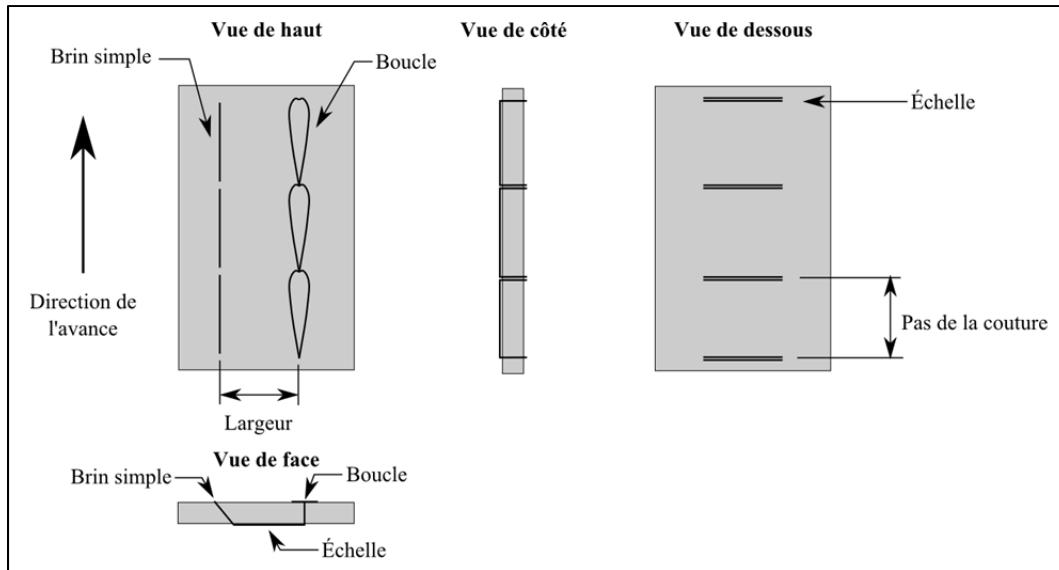


Figure 1.5 Mise en plan de la couture « One-Sided » (OSS®)

## 1.2 Matériaux composites

Les matériaux composites se composent d'au moins deux matériaux différents qui sont combinés pour produire une composante. Généralement, le terme composite réfère à un matériau se composant de renforts fibreux (carbone, verre) intégrés dans une matrice de polymère (thermoplastique ou thermodurcissable). Ces matériaux sont typiquement utilisés dans des applications où le poids est une caractéristique à réduire puisque leurs propriétés spécifiques sont plus intéressantes que celles des métaux. Cette section survole certaines généralités des matériaux composites à matrice plastique utiles à la compréhension de ce mémoire.

### 1.2.1 Type de renforts

Le carbone est généralement produit en brins et ensuite tissé pour simplifier sa manipulation. Il est donc évident que les propriétés d'un tissu dépendent donc des propriétés mécaniques de la fibre et du style de tissage. D'un point de vue fabrication, les tissés sont souvent préférés aux fibres unidirectionnelles puisque les tissus ont une meilleure intégrité structurelle. L'intégrité du tissu est assurée par le tissage des fibres qui les bloque mécaniquement. On

retrouve également des tissus à multicouches (NCF) qui se composent de plusieurs couches de fibres unidirectionnelles à différentes orientations qui sont typiquement assemblées par un fil de polyester imprégné de résine. Les NCF sont généralement utilisés pour réduire le nombre d'opérations durant l'empilement d'une pièce. Dans le cadre de ce travail, les préformes se composent seulement de fibres tissées. Le tissage le plus simple est l'armure toile qui est illustrée à Figure 1.6a. Les sergés 2x2, illustrés à Figure 1.6b, sont généralement préférés puisqu'ils démontrent une meilleure drapabilité de la fibre et une meilleure imprégnabilité durant l'infusion de la résine liquide. De plus, les propriétés mécaniques et le fini de surface sont généralement supérieurs à une armure toile comme les fibres sont moins ondulées. (Gurit, 2011)

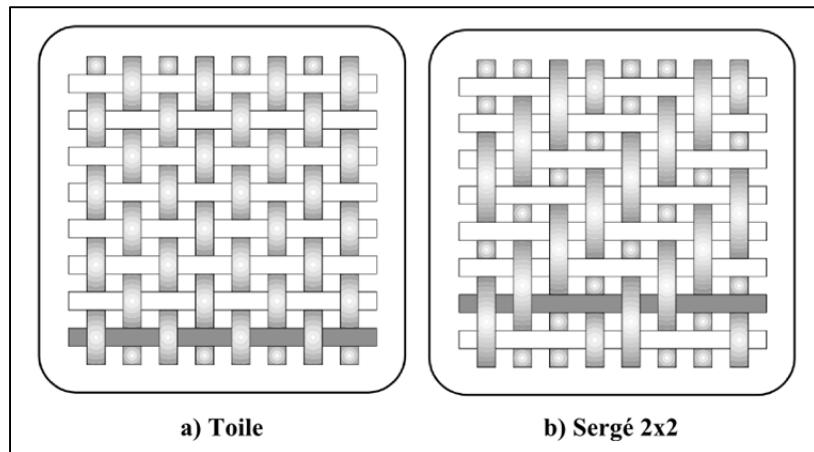


Figure 1.6 Style de tissage  
adaptée de Gurit, 2011, page 35

### 1.2.2 Type d'empilement

La nature anisotrope des matériaux composites rend l'optimisation de l'orientation des différentes couches possible afin d'adapter la séquence d'empilement à mieux répondre à un cas de chargement. Généralement, il est préférable d'utiliser des empilements symétriques et balancés pour éviter la création d'effets de couplages qui produisent des comportements difficiles à prévoir. Un empilement est considéré symétrique lorsque la moitié supérieure des couches du laminé est une image miroir, par rapport au plan médian du laminé, de la moitié

inférieure. Un empilement est décrit comme balancé lorsqu'on retrouve pour chaque couche ayant une orientation autre que  $0^\circ$  et  $90^\circ$ , une couche ayant une orientation inverse.

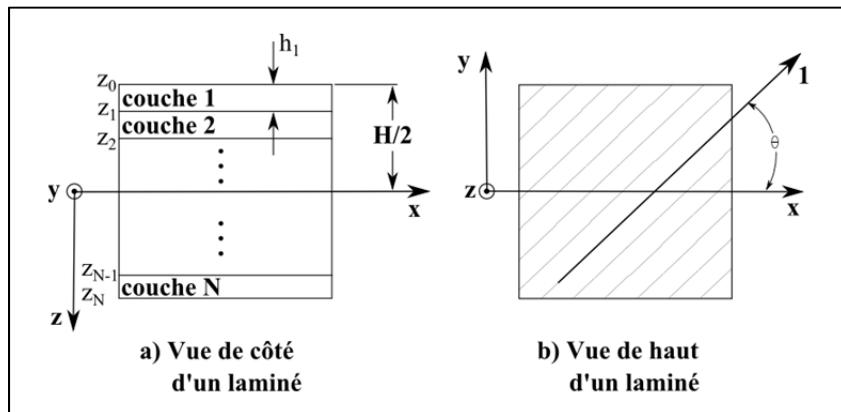


Figure 1.7 Nomenclature d'un laminé  
adaptée de Hyer, 2008, page 239

Pour des cas de plaques minces, la nomenclature décrivant un empilement, illustrée à la Figure 1.7, se base sur les coordonnées du plan cartésien avec les axes de référence x, y, z. La direction principale d'un laminé suit l'axe des x. L'orientation individuelle des couches est donc décrite par l'angle entre l'axe global du laminé, x, et l'axe naturel du pli, 1. Par convention, une rotation dans le sens antihoraire est considérée positive. L'axe z est placé dans la direction de l'épaisseur des couches et son origine est placée au plan médian du laminé. Un empilement est décrit par sa séquence d'empilement commençant par le pli supérieur. Afin d'abréger la notation, un indice « s » et un indice numérique « n » sont utilisés pour indiquer une symétrie ou une répétition des couches. Par exemple, la Figure 1.8 illustre un empilement décrit par  $[(\pm 45, 0/90)_5]_s$ .

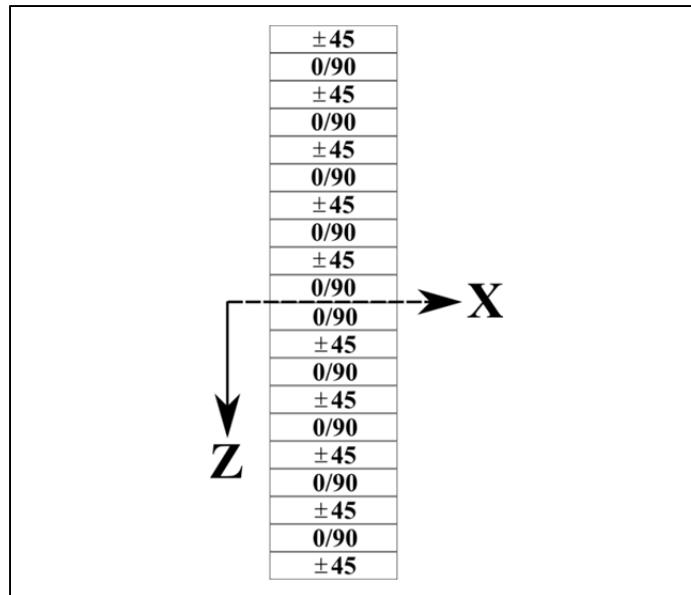


Figure 1.8 Exemple d'empilement  $[(\pm 45, 0/90)_5]_S$

### 1.2.3 Théorie classique des laminés

La théorie classique des laminés (CLT) est un outil essentiel qui permet d'adapter les calculs de résistance des matériaux, développés pour les matériaux isotropes, pour décrire le comportement de structures composites. Cette théorie dépend de plusieurs hypothèses simplificatrices qui s'appliquent aux couches individuelles et au laminé complet.

Au niveau des couches individuelles, l'hypothèse principale est que les propriétés mécaniques d'une couche sont orthotropes et homogénéisées sur son volume. Les réactions entre les fibres individuelles et la matrice sont donc négligées. Ensuite, les équations sont développées pour un état plan de contrainte. Cette deuxième hypothèse est cohérente avec l'utilisation typique des matériaux composites; l'épaisseur des structures est souvent plusieurs ordres de grandeur plus petite que ces autres dimensions. Les contraintes hors plan sont donc moins importantes que les contraintes parallèles au laminé et peuvent être négligées. Par contre, bien que cette hypothèse simplifie l'analyse, elle diverge de la réalité au niveau des contraintes hors plans. Dans certains cas, tel qu'aux bords libres et aux transitions de section, il y a la création d'une contrainte hors plan importante qui peut

produire de la délamination (Hyer, 2009). Malgré cette limitation, l'étude dans un état plan de contrainte peut être appliquée de façon sécuritaire dans des régions de section constante. Finalement, certaines hypothèses plus évidentes doivent également être soulignées comme le comportement linéaire des matériaux et l'absence de contraintes résiduelles entre les fibres et la matrice produites par la différence des coefficients d'expansion thermique des constituants. (CMH-17 et al., 1997)

Concernant l'étude du laminé, on suppose d'abord que les couches sont parfaitement collées et qu'il n'y a aucun glissement entre les couches. Ensuite l'hypothèse de Kirchhoff, qui s'applique à l'étude des déformations des plaques minces, est utilisée pour décrire le comportement de la plaque en deux dimensions. On suppose que, suite à l'application d'un chargement, l'épaisseur du laminé ne varie pas et les couches demeurent parallèles. Il devient donc possible de décrire les déformations à travers le laminé à partir des déplacements et des courbures au plan médian.

Le développement de la CLT n'est pas présenté dans ce mémoire, mais elle est pleinement décrite dans plusieurs ouvrages (CMH-17 et al., 1997; Gibson, 2012; Hyer, 2009; Kollar et Springer, 2003). L'équation (1.1) décrit la relation entre les contraintes externes et les déformations à l'axe neutre en fonction de la matrice de rigidité du laminé.

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \varepsilon_{xy}^0 \\ \kappa_x^0 \\ \kappa_y^0 \\ \kappa_{xy}^0 \end{Bmatrix} \quad (1.1)$$

En fonction de la séquence d'empilement du laminé, certains termes de couplage de la matrice de rigidité du laminé sont nuls. Par exemple, un empilement symétrique est caractérisé avec les coefficients  $B_{ij}$  nuls et un empilement balancé est caractérisé par les termes  $A_{16}$  et  $A_{26}$  nuls.

### 1.3 Influence de la couture et revue de la première partie du projet COMP-501

Cette section présente l'influence du procédé de couture sur les propriétés des préformes textiles. La revue comprend un retour sur les résultats de la première partie du projet COMP-501 ainsi que des travaux de recherche sur des structures cousues, telles que des raidisseurs en « T ». Afin de comprendre le rôle de la couture sur certaines propriétés mécaniques, il est important de survoler son interaction avec les tissus au point de vue textile. Tel que présenté à la section 1.1.3, la couture peut être considérée comme un renfort interlaminaire puisqu'elle rajoute un fil de couture transversal. Par contre, la couture est généralement considérée comme une perturbation qui réduit les propriétés mécaniques dans le plan du laminé. Les deux mécanismes expliquant cette réduction sont le bris des fibres durant l'opération de couture et le désalignement des fibres par le fil couture. On suppose que le bris des fibres est causé par la tête de l'aiguille lorsqu'elle pénètre le laminé et par les forces de cisaillement qui sont générées par le glissement de l'aiguille et du fil de couture. La rupture des fibres réduit donc les propriétés dans le plan puisque la redistribution de la charge est moins efficace. Le deuxième mécanisme, soit désalignement des fibres, est produit par la tension dans le fil de couture qui comprime et écarte les fils dans la couture (C. Sickinger, 2001). Les propriétés dans le plan sont donc réduites par les distorsions, illustrées à la Figure 1.9, qui désalignent localement les fibres. De plus, suite au procédé d'injection de résine liquide, les espaces vides autour des distorsions sont comblés par des poches de résine qui sont faibles mécaniquement et seraient propices à l'initiation de fissures. Il est généralement accepté que le mécanisme de distorsion est le principal responsable de la dégradation des propriétés dans le plan. (Mouritz, Leong et Herszberg, 1997)

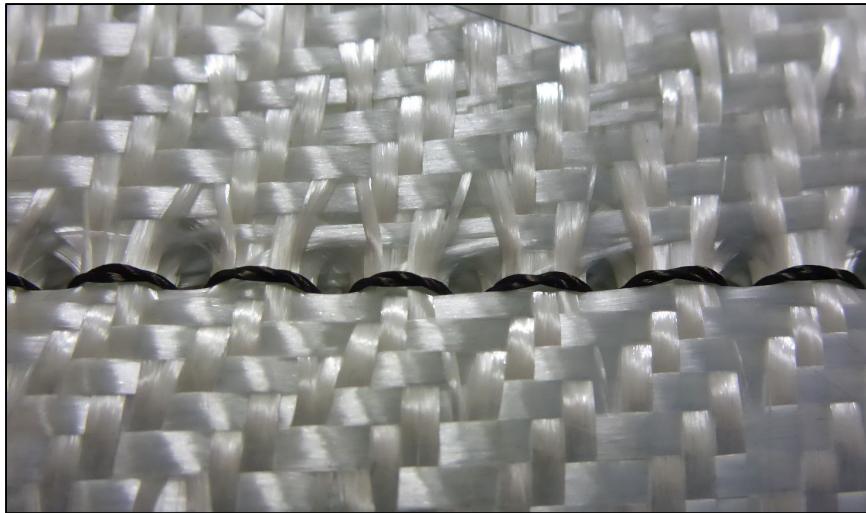


Figure 1.9 Exemple de distorsion produite par le procédé de couture dans un laminé de fibres de verre

La revue des travaux de recherche portant sur les laminés cousus par (Mouritz, Leong et Herszberg, 1997) conclut qu'il a plusieurs contradictions au niveau des observations expérimentales. Certains travaux observent une augmentation légère des propriétés mécaniques dans le plan tandis que d'autres observent des réductions de grandeurs variantes. La variabilité des résultats peut être attribuée au fait que l'influence de la couture dépend de plusieurs facteurs comme : le type d'empilement, les matériaux utilisés, les paramètres de couture, l'orientation des coutures et les cas de chargement. Il est donc logique de croire que pour un procédé de couture donné, son influence sur les propriétés mécaniques lui sera spécifique. C'est donc pour cette raison que l'approche incrémentale, suivie dans le projet COMP-501, est essentielle pour bien comprendre l'influence du préformage. Les hypothèses posées pour estimer le comportement de la couture pour l'assemblage de raidisseur se basent donc sur les conclusions tirées par (Leduc, 2015) durant la première étape du projet. Cette dernière a étudié l'influence de différents paramètres de couture sur les performances de coupons plats. Cette section résume donc les paramètres étudiés et les propriétés mécaniques évaluées.

### 1.3.1 Paramètres étudiés

Les quatre paramètres étudiés durant l'étude de (Leduc, 2015) pour vérifier l'influence de la couture sur les propriétés de plaques planes sont l'orientation de la couture, la stratégie de moulage, le pas de la couture et le type d'empilement des laminés.

Les paramètres de l'orientation de la couture et de la stratégie de moulage ont permis d'étudier l'asymétrie de la couture. Il est logique de supposer que le comportement d'un laminé cousu sera fonction de la direction du chargement relatif à la couture. Les distorsions, causées par le serrage des fibres par les fils de couture, produisent un motif directionnel. Des coutures longitudinales et transversales à la direction du chargement ont donc été étudiées (Figure 1.10).

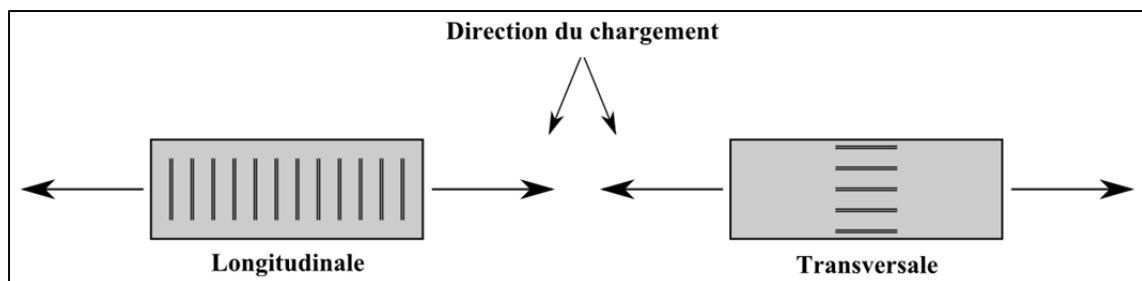


Figure 1.10 Exemple de l'orientation de la couture

L'étude de la stratégie de moulage, illustrée à la Figure 1.11, a permis de vérifier l'influence de la compaction de l'échelle. Il était supposé que le sac d'étanchéité flexible n'assurera pas la même compaction que le moule rigide puisque le sac est en mesure de se conformer à la forme de la couture. Une série d'essais sur la préforme retournée et non-retournée a donc été effectuée.

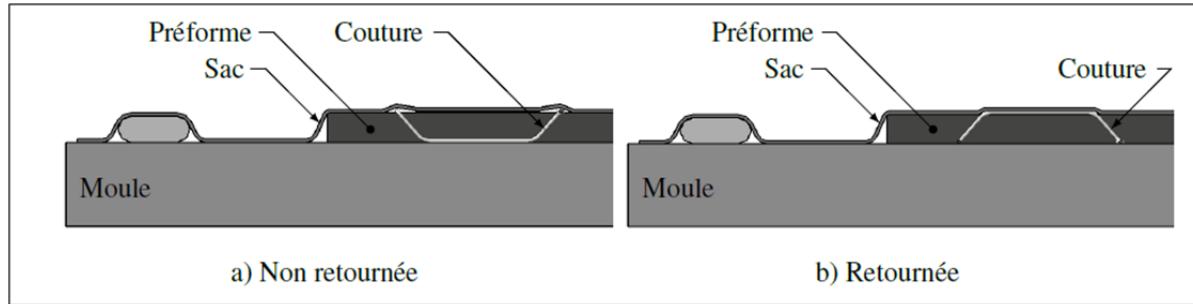


Figure 1.11 Stratégie de moulage tirée de Leduc, 2015, page 59

La variation du pas de la couture a permis d'observer l'influence de la densité de renfort transverse. Une densité plus haute, donc un pas plus petit, augmente la proportion de renfort transverse, mais augmente la quantité de distorsion. Il s'agit d'une concurrence entre l'augmentation des propriétés interlaminaires et une dégradation des propriétés dans le plan de la fibre. Deux pas de couture différents, 4mm et 8mm, ont été testés.

Finalement, trois séquences d'empilement typiquement retrouvées dans l'industrie aéronautique, décrites au Tableau 1-1, ont été testées afin d'évaluer l'influence de la couture sur des répartitions d'orientation différentes. La différence entre les stratifiés est au niveau du pourcentage des renforts dans la direction principale,  $0^\circ/90^\circ$ , et dans la direction  $\pm 45^\circ$ . La proportion de fibre dans chaque direction permet d'adapter un laminé à mieux répondre aux différents cas de chargement.

Tableau 1-1 Définition des stratifiés étudiés

Empilement	Séquence	Pourcentage de renfort dans la direction	
		$0^\circ/90^\circ$	$\pm 45^\circ$
Souple	$[(\pm 45)_2/(0/90)/(\pm 45)_2]_S$	20	80
Quasi	$[(\pm 45)/(0/90))_5]_S$	50	50
Rigide	$[((0/90)_2/(\pm 45)/(0/90)_2)_2]_S$	80	20

En se fiant à l'approche du « building-block » et au requis de l'industrie aéronautique, l'influence de la couture sur certaines propriétés mécaniques a été vérifiée à l'aide de

différents essais mécaniques. Des essais ont été complétés pour évaluer les propriétés mécaniques dans le plan des stratifiés, la tolérance à l'endommagement et la qualité du procédé de mise en forme. Le Tableau 1-2 résume les paramètres étudiés pour les différents essais mécaniques. Seuls les résultats pertinents au travail de recherche présenté ici ont été révisés.

Tableau 1-2 Résumé des essais mécaniques et des paramètres étudiés durant la première partie du projet COMP-501

<b>Essais mécaniques</b>	<b>Paramètres étudiés</b>			
	Orientatio n de la couture	Stratégie de moulage	Pas de la couture	Type d'empilement
Mesure des constituants	✓	✓	✓	✓
Mesure de l'épaisseur		✓		✓
Propagation de fissure (Mode 1)				✓
Endommagement artificiel	✓	✓	✓	✓
Compression après impact	✓	✓	✓	✓
Compression avec trou	✓	✓	✓	✓
Tension				✓
Compression				✓
Flexion				✓

### 1.3.2 Propriétés dans le plan

L'étude de (Leduc, 2015) a permis d'évaluer les propriétés en tension, en compression et en flexion pour des plaques planes en variant leur séquence d'empilement. Les autres paramètres de couture, présentés au Tableau 1-2, sont restés constants puisqu'ils ont été étudiés dans une pré-étude. Le pas de la couture a été fixé à 8mm, l'orientation de la couture était perpendiculaire à la direction du chargement et les plaques ont été infusées dans la position retournée, soit avec l'échelle comprimée par la plaque.

Pour les essais de tension, une dégradation de la force maximale a été observée pour les trois types d'empilements étudiés soit de 2% pour le stratifié souple, de 5% pour le stratifié rigide et de 19% pour le stratifié quasi. Cette réduction semble être attribuée à la création de distorsions autour des coutures. Cette affirmation est cohérente avec le changement de mode de rupture observé pour les coupons cousus rigide et quasi puisque la rupture s'est propagée vis-à-vis les coutures. Le mode de rupture des coupons plats souples n'a pas été influencé, possiblement expliqué par la teneur importante de fibre à angle ( $\pm 45^\circ$ ). Les essais ont également démontré une augmentation du module de rigidité en tension des spécimens cousus de 10% pour le stratifié souple, de 19% pour le stratifié quasi et de 22% pour le stratifié rigide. Les mécanismes expliquant ce comportement ne sont pas bien compris, mais il est possible que les segments coutures parallèles à la direction de chargement renforcent le laminé. Les segments en question composent l'échelle qui est identifiée à la Figure 1.5. Selon (Mouritz et Cox, 2000), l'augmentation du module pourrait également être attribuée à l'augmentation locale de la fraction volumique de fibres par la couture.

Pour les essais de compression, une réduction de la résistance à la compression a été observée pour les trois empilements soit de 5% pour le stratifié souple, 10% pour le stratifié quasi et 13% pour le stratifié rigide. Similaire aux essais de tension, la création de distorsions par le procédé de couture semble être le mécanisme responsable puisque la rupture a eu lieu vis-à-vis les coutures pour les spécimens cousus. L'analyse du mode de rupture a démontré que la couture semble augmenter la résistance à la propagation de la fissure puisqu'une réduction de la zone endommagée a été observée. Une augmentation du module de rigidité en compression a également été observée soit de 5% pour le stratifié souple, 18% pour le stratifié quasi et 12% pour le stratifié rigide. Similaire aux essais de tensions, l'ajout du fil de couture parallèle à la direction semble augmenter la rigidité des spécimens. Selon (Leduc, 2015), il est également possible que l'augmentation du module de rigidité soit causée par la couture qui empêche le réalignement des renforts.

Pour les essais de flexion, une augmentation mineure de la résistance à la flexion a été observée pour le stratifié quasi de 4% et pour le stratifié souple de 8% tandis qu'aucun

impact statistiquement significatif n'a été observé sur le stratifié rigide. Une augmentation du module de flexion a également été observée pour les spécimens cousus: 10% pour le stratifié souple et 5% pour les stratifiés rigide et quasi. L'analyse du mode de rupture des spécimens a révélé que la couture réduit la propagation des dommages interlaminaires. Les mécanismes qui semblent expliquer ces phénomènes sont l'amélioration de la résistance au cisaillement interlaminaires et l'augmentation de la rigidité des spécimens par l'ajout du fil de couture parallèle à la direction de chargement. La couture semble également assurer une meilleure redistribution du chargement entre les couches puisque l'augmentation de la résistance et du module suit l'augmentation de la proportion de fibre à  $\pm 45^\circ$ . Il est donc possible de conclure que la couture augmente le module de cisaillement interlaminaires.

La conclusion de l'étude de l'influence de la couture est qu'elle tend à réduire la résistance mécanique dans le plan, par le mécanisme de distorsion, mais elle peut légèrement augmenter le module de rigidité, probablement par l'ajout de fil de couture dans la direction du chargement. Une augmentation du module de cisaillement interlaminaires a également été observée.

### **1.3.3 Influence de la couture sur la mise en forme**

L'influence de la couture sur le procédé a été vérifiée par (Leduc, 2015) en mesurant l'épaisseur des laminés plats et en mesurant les constituants. Les paramètres qui ont été étudiés sont le pas de la couture et la stratégie de moulage.

La mesure de l'épaisseur des laminés a démontré que la couture produit une surépaisseur variant de 0,2 mm à 0,5 mm vis-à-vis les coutures puisque le fil de couture restreint la compaction des renforts. Afin de réduire l'amplitude des surépaisseurs, les essais ont démontré qu'il est préférable de la compacter avec un moule rigide comparativement à un sac flexible qui se conforme aux coutures.

Pour la mesure des constituants, la teneur volumique en fibre et en vide a été mesurée, mais aucune tendance n'a été observée. La teneur volumique en vide ( $V_v$ ) semble être légèrement plus élevée pour les spécimens cousus. L'influence de la couture sur la qualité d'un laminé est donc très limitée et, probablement, très locale.

Plusieurs auteurs évaluent l'influence de la couture sur la perméabilité. Il a été démontré que la perméabilité est localement affectée par de nombreux paramètres : type d'empilement, motif de couture et la tension dans le fil (Rieber et Mitschang, 2010; Talvensaari, Ladstätter et Billinger, 2005). Généralement, la couture semble augmenter la perméabilité en produisant des canaux préférentiels transverses. Pour l'injection de structures plus complexes, il est possible que la couture ait une influence importante sur le procédé.

#### **1.3.4 Résistance à la propagation de l'endommagement**

La structure en couche des matériaux composites les rend susceptibles à la fissuration vue leur faible résistance interlaminaire qui dépend principalement des propriétés de la résine. L'augmentation de la résistance à la propagation de la fissuration est donc une caractéristique recherchée afin d'améliorer leur fiabilité. La couture est considérée comme une méthode de renforcement transverse potentielle afin d'améliorer la cohésion entre les couches. Il existe trois modes de propagation d'une fissure, qui peuvent agir seuls ou combinés (Figure 1.12). L'influence de la couture sur la résistance à la propagation d'une fissure interlaminaire en mode I a été investigué pour des plaques planes sur trois types d'empilement.

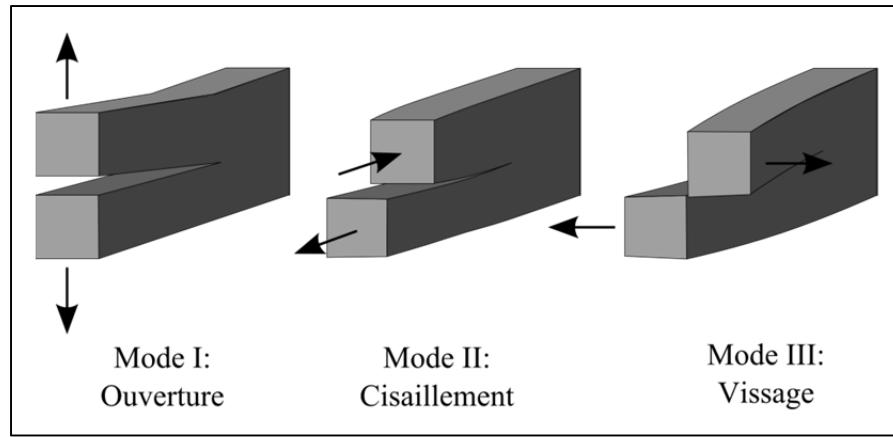


Figure 1.12 Modes de propagation d'une fissure  
adaptée de Twisp, 2008

Les résultats ont révélé que la couture augmente l'énergie nécessaire à la propagation de la fissure et que la force requise pour débuter la propagation est plus importante pour les spécimens cousus. Ces comportements ont été observés pour les trois empilements différents. L'augmentation de la résistance à la propagation de la fissure du type mode 1 est attribuée à la couture qui ajoute un renforcement transverse. Les mécanismes les plus importants seraient la décohésion du fil de couture avec la matrice, la rupture du fil de couture et l'éirement du fil de couture préalablement à sa rupture (Jain, Dransfield et Mai, 1998). Ces mécanismes empêchent également la propagation de la fissure pour d'autres modes ainsi que des modes mixtes (Trabelsi, Michel et Othomene, 2010).

### 1.3.5 Tolérance à l'endommagement

Durant l'étude de (Leduc, 2015), la tolérance à l'endommagement des stratifiés cousus a été investiguée en produisant des dommages artificiels sur les stratifiés et en vérifiant leur résistance résiduelle après impact. Les essais ont suivi la norme ASTM D7136M12 et ils ont été complété dans un puit de chute Instron CEAST 9350. Les paramètres de l'impact sont restés constants : impacteur hémisphérique d'un diamètre de 16 mm et une énergie d'impact de 30 J. Les trois types d'empilement, souple, quasi et rigide, ont été testés.

L'endommagement des spécimens a démontré que la couture limite la taille de la zone affectée. Selon (Tan, Watanabe et Iwahori, 2012), l'augmentation de la résistance à l'endommagement peut être attribuée aux coutures qui agissent comme des obstacles à la propagation de la fissure à l'aide des différents mécanismes (décohésion du fil de couture d'avec la matrice, la rupture du fil de couture, l'étirement du fil de couture préalablement à sa rupture, etc.).

La vérification de la résistance résiduelle en compression des stratifiés endommagés a révélé que l'influence de la couture dépend surtout du type d'empilement. Seulement l'empilement rigide a démontré une augmentation de la résistance après impact. Cet empilement est caractérisé par la majorité des renforts dans les directions orthogonales ( $0^\circ/90^\circ$ ). Il est possible que la couture aide à la redistribution du chargement autour de la zone endommagée. Ce mécanisme ne serait pas aussi présent avec les autres empilements qui ont une proportion plus importante de fibre à angle ( $\pm 45^\circ$ ).

#### **1.4 Évaluation des propriétés d'un élément selon l'approche du « Building-Block »**

Selon le (CMH-17 et al., 1997), les deux types d'essais les plus communs effectués sur des éléments structuraux (raidisseur) sont des essais d'arrachement et des essais d'instabilité comme le crippling et le flambage global. Les essais d'arrachement permettent d'évaluer la résistance du joint entre le voile et la semelle. Les essais d'instabilité servent à la conception de structures complexes. Le défi de conception d'une structure complexe repose sur l'estimation de sa limite qui est sujette à plusieurs modes de rupture différents et complexes. Pour un panneau raidi, comme celui dans le contexte du projet COMP-501, les modes de rupture les plus communs sont recensés par (Kasapoglou, 2010) et illustrés à la Figure 1.13.

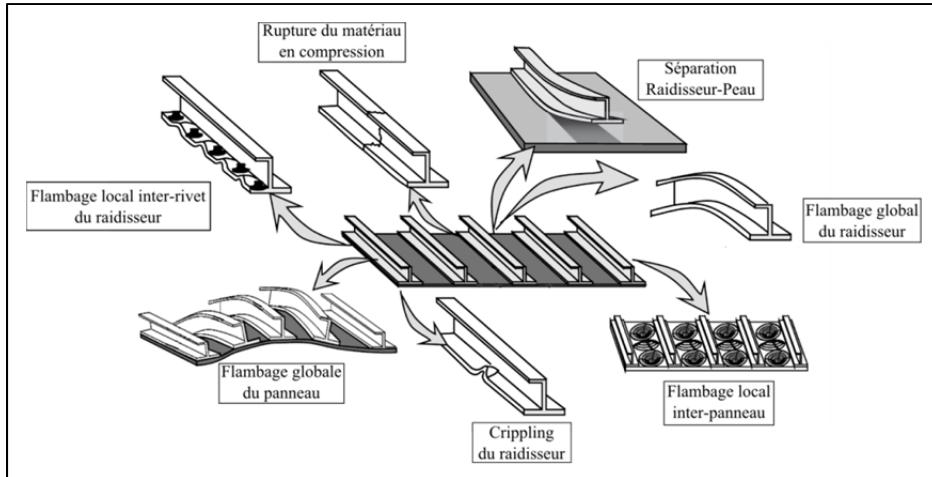


Figure 1.13 Modes de défaillance d'un panneau raidi  
adaptée de Kassapoglou, 2010, page 228

En se fiant à la méthodologie du « building-block approach », l’objectif est de vérifier les différents modes sur des composantes simples ou standard. Par exemple, puisque la limite en compression a déjà été vérifiée sur des plaques planes par (Leduc, 2015), il est possible d’estimer la limite en compression du panneau avec un bon niveau de confiance. Dans l’éventualité d’essais mécaniques sur le panneau démonstrateur, la limite en crippling et la limite au flambage global du raidisseur sont vérifiées.

#### 1.4.1 Essais d’arrachement

Les essais d’arrachement sont typiquement utilisés par l’industrie pour vérifier la résistance de l’adhésion entre le voile et la peau. Les essais sont essentiels puisqu’il n’existe aucun outil numérique permettant d’estimer, avec une bonne fiabilité, la résistance d’un joint collé (CMH-17 et al., 1997). Les essais d’arrachement servent à simuler les différents cas de chargements qui peuvent être générés par la pression du carburant, le flambage du panneau, etc. L’utilisation de renforts transverses pour améliorer la résistance à l’arrachement d’un joint en « T » est étudiée par plusieurs (Cartie et al., 2006; Greenhalgh et al., 2006; Koh, Feih et Mouritz, 2011; 2012). L’ajout de renforts interlaminaires ne semble pas affecter le chargement causant l’initiation de l’endommagement ni le mode de rupture. Par contre, une

augmentation importante de la tolérance à l'endommagement, donc de la résistance ultime du joint, a été observée pour tous.

#### 1.4.2 Essais de flexion trois-points

Généralement, les essais de flexion trois-points ne sont pas essentiels pour déterminer le comportement d'une poutre en flexion puisqu'il peut être décrit à partir des propriétés mécaniques obtenues des essais mécaniques sur les coupons plats. La théorie des poutres d'Euler-Bernouilli adaptée aux composites, développée en 1.5.1, ou des outils numériques sont suffisamment développés pour décrire ce comportement. (Chai et Yap, 2008) ont démontrés d'ailleurs une bonne cohésion entre les deux approches. Par contre, les essais de flexion trois-points peuvent être un outil intéressant pour vérifier la résistance à la séparation raidisseur-peau, un mode de rupture possible pour des panneaux dans un régime post-flambement (Figure 1.13). Des contraintes hors plans sont générées dans la semelle qui peuvent mener à la décohésion du raidisseur. Les deux mécanismes qui expliquent ce phénomène sont le changement de section du pied de raidisseur ou le flambage des peaux qui provoquent le pelage du raidisseur (Kassapoglou, 2013). Des renforts transverses, comme la couture, peuvent donc être efficace à empêcher la délamination ou de prolonger la vie en post-flambement du panneau en reprenant le chargement hors plan. (Thomson et al., 1999) ont démontré, à l'aide d'essais de flexion trois-points, que des raidisseurs en « T », préformés par tissage 3D, sont plus performants que des raidisseurs assemblés de tissu 2D à résister à la séparation raidisseur-peau : 47% d'augmentation de la charge d'initiation à l'endommagement et 30% d'augmentation du chargement maximal.

#### 1.4.3 Mode d'instabilité

Les structures minces qu'on retrouve dans les structures légères sont susceptibles à plusieurs modes d'instabilité et il existe plusieurs outils suffisamment développés pour les prédire. Dépendamment des requis du cahier de charge, certains modes ou conditions de flambage peuvent être tolérés. Il est donc intéressant de recueillir des données expérimentales pour valider les modèles afin d'augmenter la confiance dans le concept. Bien que le flambage de

panneau raidi est bien couvert dans la littérature, les panneaux cousus sont plutôt étudiés pour l'amélioration de la tolérance à l'endommagement (Bergan et al., 2014; Jegley, 2005; Jegley, 2007; Suh et al., 2003). La couture ne semble pas affecter le chargement provoquant le flambage puisqu'il dépend surtout de la section et de la rigidité. La couture, étant très locale, affecte peu ces derniers. Par contre, puisque la tolérance à l'endommagement est généralement améliorée par l'ajout de la couture, le chargement maximal des panneaux peut être amélioré.

## 1.5 Méthode d'estimation numérique

La mécanique des structures composites, présentée par (Kassapoglou, 2013; Kollar et Springer, 2003), permet de décrire le comportement d'un raidisseur en « T » pour plusieurs cas de chargement. Il est donc possible d'estimer le chargement provocant la rupture ainsi que le mode critique. Typiquement, tous les modes sont vérifiés et celui le plus faible est le candidat le plus probable. Par contre, les modèles n'étant pas en mesure de parfaitement représenter la réalité, des essais expérimentaux sont toujours requis afin d'appuyer ces prévisions. Cette section développe les équations concernant la théorie des poutres, le flambage local, le crippling et le flambage global.

### 1.5.1 Flexion trois-points : Théorie des poutres

La théorie des poutres d'Euler-Bernoulli est une simplification de la théorie d'élasticité qui permet de coupler les contraintes aux déformations d'une poutre isotrope. Un élément est considéré « poutre » lorsque sa longueur est beaucoup plus importante que ses autres dimensions. L'équation de base est présentée en (1.2) et elle néglige l'influence du cisaillement.

$$M_y = \frac{1}{\rho_y} EI \quad (1.2)$$

Pour une poutre isotrope chargée par une force ponctuelle dans son centre et les extrémités simplement supportées (rotations libres), sa déflexion maximale est donnée par l'équation (1.3) et illustrée à la Figure 1.14.

$$w = \frac{PL^3}{48EI} \quad (1.3)$$

Pour les matériaux composites, les termes de rigidité et l'inertie ( $EI$ ) sont remplacés par une rigidité équivalente en flexion, ( $\widehat{EI}_{yy}$ ). L'équation (1.4) donne donc la déflexion maximale pour une poutre en composite.

$$\tilde{w}^B = \frac{PL^3}{48\widehat{EI}_{yy}} \quad (1.4)$$

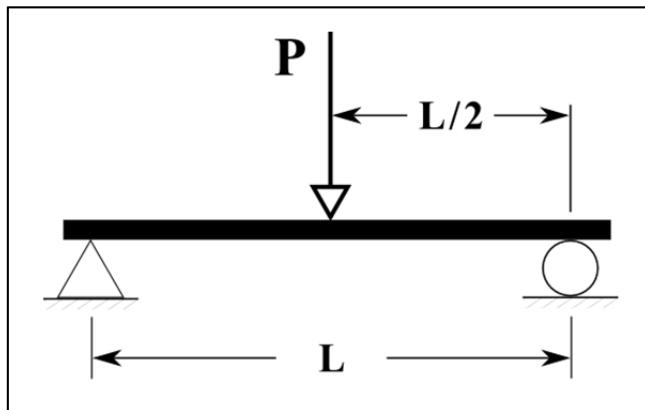


Figure 1.14 Poutre simplement supportée avec force ponctuelle au centre

La section suivante présente donc le développement de l'équation pour calculer la rigidité en flexion pour un raidisseur en « T » selon (Kollar et Springer, 2003). La géométrie du raidisseur est simplifiée en traitant le voile et la semelle comme des plaques minces. La vue de section, illustrée à la Figure 1.15, identifie les différentes dimensions.

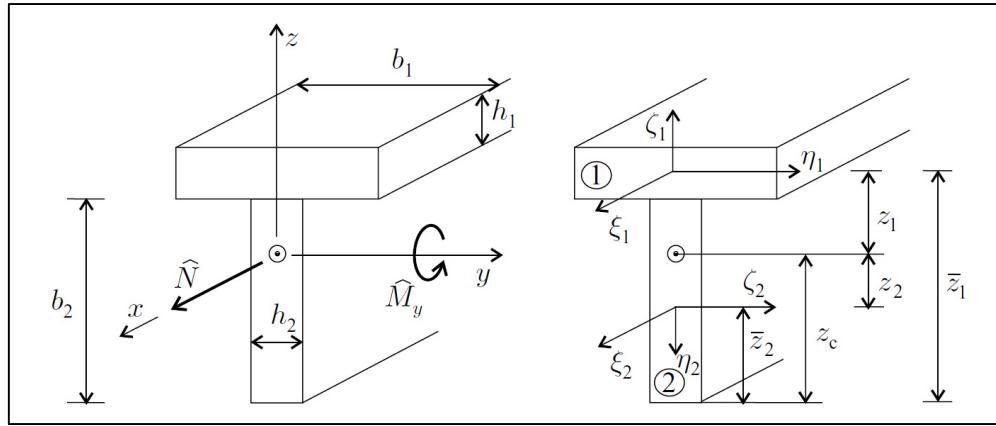


Figure 1.15 Nomenclature des dimensions d'un raidisseur  
tirée de Kollar, 2003, page 217

La première étape est de calculer la rigidité en traction équivalente ( $\widehat{EA}$ ) qui est donnée par l'équation (1.5). La largeur de chaque section est divisée par son coefficient de rigidité dans le plan  $a_{11}$  trouvé à l'aide de la CLT décrite à la section 1.2.3. L'équation de base a été adaptée en fonction de la rigidité additionnelle provenant de la nouille en additionnant le produit de son module de rigidité et de son aire ( $E_n \cdot A_n$ ).

$$\widehat{EA} = \frac{b_1}{(a_{11})_1} + \frac{b_2}{(a_{11})_2} + (E_n \cdot A_n) \quad (1.5)$$

Ensuite, la position du centroïde de la colonne est estimée à partir du théorème des axes parallèles. L'équation (1.6) est modifiée pour tenir compte de la rigidité supplémentaire de la nouille sur la position du centroïde du raidisseur.

$$z_c = \frac{\bar{z}_1 \frac{b_1}{(a_{11})_1} + \bar{z}_2 \frac{b_2}{(a_{11})_2} + \bar{z}_3 (E_n \cdot A_n)}{\widehat{EA}} \quad (1.6)$$

Les distances entre le centroïde des sections et le centroïde du raidisseur sont données par les équations (1.7), (1.8) et (1.9).

$$z_1 = \bar{z}_1 - z_c \quad (1.7)$$

$$z_2 = \bar{z}_2 - z_c \quad (1.8)$$

$$z_3 = \bar{z}_3 - z_c \quad (1.9)$$

Finalement, l'équation (1.10) donne la rigidité en flexion équivalente d'une poutre courbée autour de l'axe y (Figure 1.15).

$$\widehat{EI}_{yy} = \left[ \frac{z_1^2 b_1}{(a_{11})_1} + \frac{b_1}{(d_{11})_1} + \frac{1}{(a_{11})_2} \left( \frac{b_2^3}{12} + z_2^2 b_2 \right) + z_3^2 (E_n \cdot I_n) + E_n \cdot I_n \right] \quad (1.10)$$

Pour une poutre chargée d'une force ponctuelle à son centre, l'effort tranchant produit un déplacement qui n'est pas considéré par la théorie des poutres d'Euler-Bernoulli. Tel que mentionné plutôt, il s'agit d'un cas particulier de la théorie des poutres de Timoshenko qui néglige l'influence du cisaillement. (Kollar et Springer, 2003) développent les équations permettant d'évaluer la déflexion maximale d'une poutre en composite chargée d'un effort transverse. Pour le cas étudié précédemment, soit une poutre avec une force ponctuelle à son centre et ses extrémités simplement supportées, l'équation (1.11) donne la déflexion maximale au centre la poutre. L'équation est similaire à celle développée à partir de la théorie d'Euler-Bernoulli, mais elle dépend plutôt de la rigidité en cisaillement ( $\hat{S}_{zz}$ ).

$$\tilde{w}^s = \frac{PL}{4\hat{S}_{zz}} \quad (1.11)$$

La rigidité au cisaillement est donnée par l'équation (1.12) pour le cas d'un raidisseur en « T ».

$$\hat{S}_{zz} = \frac{1}{\rho \frac{(a_{66})_1}{b_1} + \frac{1}{12} (a_{66})_2 b_2 q_{zt}^2} \quad (1.12)$$

Les termes  $q_{zt}$  et  $\rho$  allègent l'équation (1.12) et sont donnés par les équations (1.13) et (1.14). Le terme  $\delta_z$  est donné par l'équation (1.15).

$$\rho = \frac{3}{5} \left( \frac{8 - 9\delta_z + 3\delta_z^2}{(2 - \delta_z)^2} \right) \quad (1.13)$$

$$q_{zt} = \frac{1}{d} \left( \frac{3 - 3\delta_z}{2 - \delta_z} \right) \quad (1.14)$$

$$\delta_z = \frac{d - z_c}{z_c} \quad (1.15)$$

Selon le théorème de superposition, le déplacement total de la poutre est donné par l'équation (1.16) et il correspond à la somme des déplacements calculés par (1.4) et (1.12).

$$\tilde{w} = \tilde{w}^s + \tilde{w}^B \quad (1.16)$$

### 1.5.2 Flambage local

Pour l'estimation du chargement critique provoquant le flambage local d'une structure complexe comme un raidisseur, une méthode développée par (Kollar et Springer, 2003; Tarján, Sapkás et Kollár, 2010) a été suivie. Pour l'analyse d'un raidisseur en « T », l'élément est considéré comme trois plaques minces, soit une pour le voile et deux pour la semelle (Figure 1.16). Les plaques sont considérées longues puisque leur ratio longueur sur largeur dépasse 3. L'influence du type d'appui sur les extrémités chargées est donc négligeable (Rivello, 1969). On suppose également que l'arête commune aux trois sections reste droite.

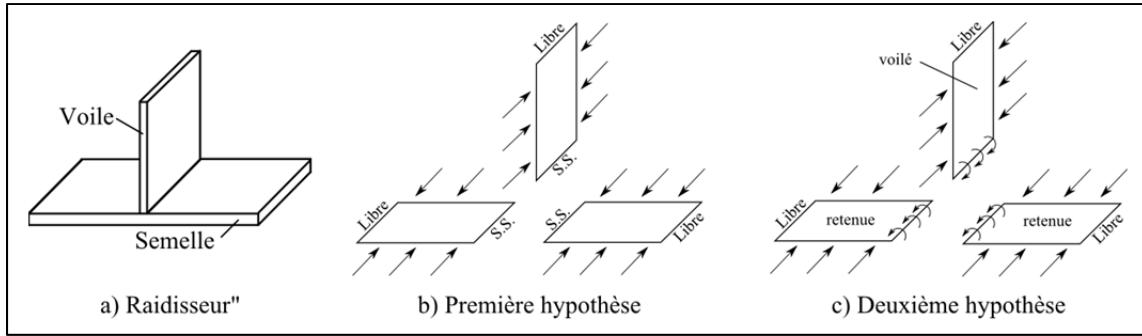


Figure 1.16 Analyse de flambage local d'un raidisseur en « T »  
adaptée de Kollar, 2003, page 301

L'estimation du chargement critique est complétée en deux étapes. Dans un premier temps, on suppose que les trois parties flambent simultanément et que l'arrête commune peut être représentée par un support simplement supporté (Figure 1.16b). Cette approximation permet de déterminer la section la plus critique. Les sections sont donc représentées par une plaque avec les conditions de frontières illustrées à la Figure 1.17 et le chargement critique causant le flambage local est calculé par l'équation (1.17). La largeur de la plaque est donnée par l'indice ( $L_y$ ).

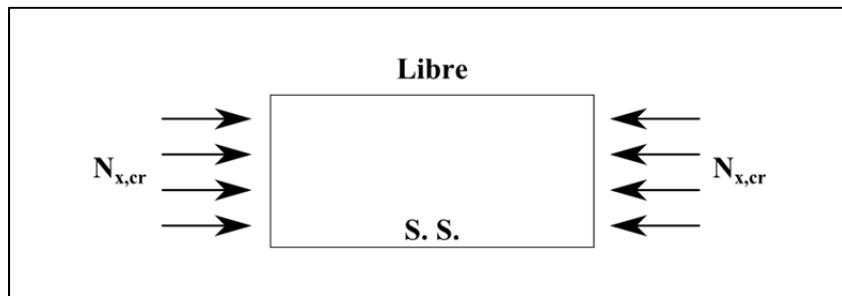


Figure 1.17 Conditions de frontières de la première hypothèse

$$N_{x,cr} = 12 \frac{D_{66}}{L_y^2} \quad (1.17)$$

La section critique est déterminée en comparant le déplacement critique au voilement des trois sections. Cette approche est choisie parce qu'il est plus simple de comparer les

déplacements critiques que les chargements critiques. Les sections subiront forcément un déplacement identique tandis que le chargement sera réparti proportionnellement à la rigidité de chaque section. La section la plus critique sera donc celle ayant la déformation axiale la plus faible et elle est déterminée par l'équation (1.18).

$$\varepsilon_{x,cr} = N_{x,cr} a_{11} \quad (1.18)$$

L'équation (1.19) décrit la situation où le voile est la section critique. La semelle est identifiée par l'indice 1 et le voile par l'indice 2 (Figure 1.15).

$$(N_{x,cr})_1^{ss} (a_{11})_1 > (N_{x,cr})_2^{ss} (a_{11})_2 \quad (1.19)$$

Une fois que la section critique établie, l'hypothèse que seule cette section flambe est posée (Figure 1.16c). Puisque la semelle ne voile pas, elle empêche la rotation de l'arête commune. Cette condition est représentée par un moment sur l'arête commune (Figure 1.18).

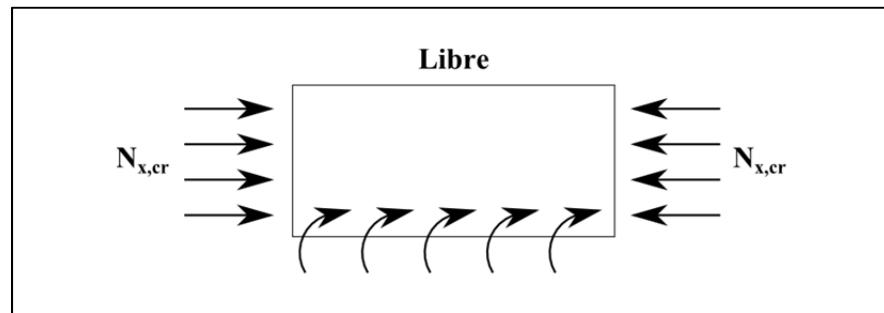


Figure 1.18 Conditions de frontières de la deuxième hypothèse

L'équation (1.20) donne le chargement critique au flambage local d'une plaque longue retenue à une extrémité par un moment.

$$N_{x,cr} = \frac{7}{\sqrt{1 + 4.12\zeta}} \frac{\sqrt{D_{11}D_{22}}}{L_y^2} + 12 \frac{D_{66}}{L_y^2} \quad (1.20)$$

Le paramètre de retenue de la semelle ( $\varsigma$ ) est donné par l'équation (1.21).

$$\varsigma = \frac{D_{22}L_y}{GI_{12}} \quad (1.21)$$

La rigidité en torsion ( $GI_{12}$ ) de la semelle, calculée par l'équation (1.22), dépend d'un facteur d'amplification ( $r$ ) donné par (1.23).

$$GI_{12} = \frac{1}{r} 4 (D_{66})_1 b_1 \quad (1.22)$$

$$r = \frac{1}{1 - \frac{\lambda_2^{ss}}{\lambda_1^{ss}}} \quad (1.23)$$

Selon (Tarján, Sapkás et Kollár, 2010), le facteur d'amplification quantifie l'effet déstabilisateur du chargement en compression et dépend du ratio des paramètres de chargement ( $\lambda_i^{ss}$ ) de la semelle et du voile. Le ratio est donné par (1.24).

$$\frac{\lambda_2^{ss}}{\lambda_1^{ss}} = \frac{(N_{x,cr})_2^{ss}}{(N_{x,cr})_1^{ss}} \frac{(EA)_1}{(EA)_2} \quad (1.24)$$

### 1.5.3 Crippling

Pour les matériaux composites, il n'existe présentement aucune approche numérique pour estimer la limite en crippling. Une méthode semi-empirique présentée par (Kassapoglou, 2013) et (CMH-17 et al., 1997) permet d'estimer la limite en crippling en fonction de la limite en compression ( $\sigma_{comp}$ ), déterminée expérimentalement pour un laminé, et d'un facteur de forme. La largeur d'une section ( $L_y$ ) est divisée par son épaisseur ( $H$ ). L'équation (1.25) donne donc la limite en compression pour une plaque avec une arête libre (OEF).

$$\frac{\sigma_{crip}}{\sigma_{comp}} = \frac{1,63}{\left(\frac{L_y}{H}\right)^{0,717}} \quad (1.25)$$

Pour la limite en crippling de raidisseur en « T » ( $\sigma_{crip}$ ), le calcul précédent est assez conservateur puisqu'il néglige l'influence de la nouille qui a un impact significatif selon (CMH-17 et al., 1997). L'équation (1.26) adapte l'équation (1.25) pour compenser pour la rigidité additionnelle de la nouille. Le facteur multiplicatif dépend donc de la rigidité de la nouille ( $E_n$ ), son aire ( $A_n$ ), des dimensions des sections du raidisseurs ( $b_i, t_i$ ) et de la rigidité des différentes sections ( $E_i$ ).

$$\bar{\sigma}_{crip} = \sigma_{crip} \frac{1 + \frac{E_n A_n}{\sum E_i b_i t_i}}{1 + \frac{A_n}{\sum b_i t_i}} \quad (1.26)$$

#### 1.5.4 Flambage global

Les colonnes longues chargées axialement sont susceptibles au flambage global qui produit une défexion importante de la colonne la menant à la rupture. Trois types de mode doivent être vérifiés, illustrés à la Figure 1.19, soient le flambage latéral dans le plan x-z, le flambage latéral dans le plan x-y et le flambage torsionnel qui affecte surtout les colonnes à sections ouvertes.

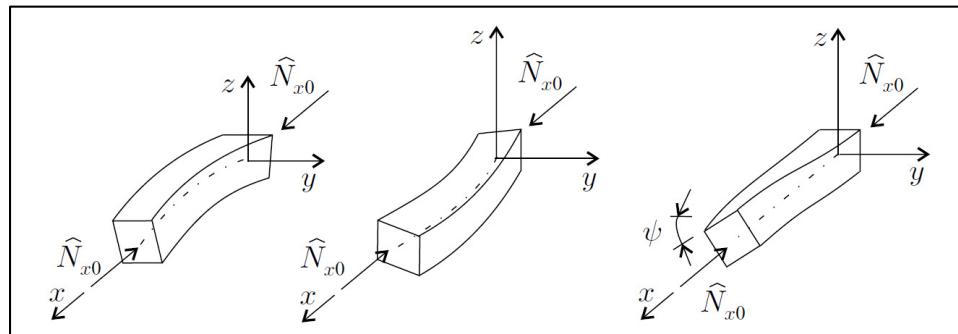


Figure 1.19 Modes de flambage globaux

Similaire au développement des équations pour la flexion de poutre, les équations d'Euler pour le flambage de colonne sont adaptées aux matériaux composites par une rigidité équivalente en flexion ( $\widehat{EI}_{yy}$ ) ou ( $\widehat{EI}_{zz}$ ). La méthodologie présentée est développée par (Kollar et Springer, 2003) et (Timoshenko et Gere, 2009). Les chargements critiques provoquant les deux modes de flambage latéraux sont donnés par (1.27) et (1.28). Les équations utilisent un facteur de longueur équivalente ( $k$ ) pour s'adapter aux différents types d'appuis. Dans le cas d'une poutre encastrée, le facteur équivaut à 2.

$$\widehat{N}_{cry}^B = \frac{\pi^2 \widehat{EI}_{yy}}{(kL)^2} \quad (1.27)$$

$$\widehat{N}_{crz}^B = \frac{\pi^2 \widehat{EI}_{zz}}{(kL)^2} \quad (1.28)$$

Le développement pour la rigidité équivalente en flexion dans la direction Y est donné par l'équation (1.10) et l'équation (1.29) donne celle pour la direction Z. L'équation a été ajustée pour tenir compte de la rigidité additionnelle de la nouille.

$$\widehat{EI}_{zz} = \left[ \frac{b_1}{(d_{11})_1} + \frac{1}{(a_{11})_2} \frac{b_2^3}{12} + E_n \cdot I_n \right] \quad (1.29)$$

Le flambage torsionnel affecte généralement les colonnes à sections ouvertes, comme les raidisseurs en « T », puisqu'ils ont une rigidité en torsion faible. L'équation (1.30) permet donc de calculer la charge critique provoquant le flambage torsionnel pour une colonne longue.

$$\widehat{N}_{cr\psi}^B = \widehat{N}_{cr\omega}^B + \frac{1}{t_\omega^2} \widehat{GI}_t \quad (1.30)$$

Pour un raidisseur en « T », le premier terme ( $\widehat{N}_{cr\omega}^B$ ) de l'équation (1.30), donnée par l'équation (1.31), est nul puisque la rigidité de gauchissement ( $\widehat{EI}_\omega$ ) d'un raidisseur en « T »

est nulle. Pour des structures ayant ces différentes sections connectées à un seul point, comme les raidisseurs en « T », la rigidité de gauchissement est souvent petite et négligée (CISC, 2002).

$$\widehat{N}_{cr\omega}^B = \frac{1}{i_\omega^2} \frac{\pi^2 \widehat{EI}_\omega}{(kL)^2} \quad (1.31)$$

Le chargement critique au flambage torsionnel dépend donc de la rigidité en torsion ( $\widehat{GI}_t$ ) donnée par (1.32) et du rayon de giration ( $i_\omega$ ) donné par (1.33).

$$\widehat{GI}_t = 4 \left( \frac{b_2}{(d_{66})_4} + \frac{b_1}{(d_{66})_1} \right) \quad (1.32)$$

$$i_\omega^2 = z_{sc}^2 + y_{sc}^2 + \frac{\widehat{EI}_{zz} + \widehat{EI}_{yy}}{\widehat{EA}} \quad (1.33)$$

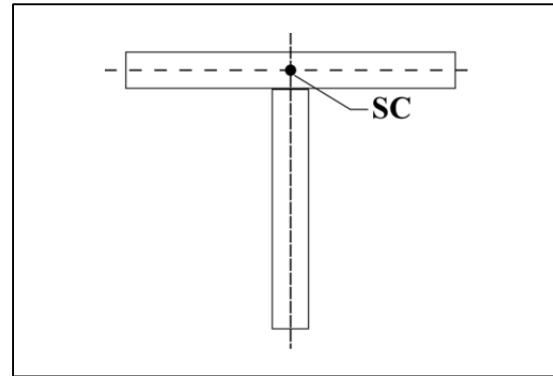


Figure 1.20 Position du centre de cisaillement pour un raidisseur en « T »

La distance du centroïde du centre de cisaillement ( $SC$ ), dans les deux axes, est donnée par les équations (1.34) et (1.35).

$$z_{sc} = \left( b_2 + \frac{h_1}{2} \right) - z_c \quad (1.34)$$

$$y_{sc} = 0 \quad (1.35)$$

Les chargements critiques d'initiation du flambage global pour les trois modes sont ensuite donnés par les déterminants de l'équation (1.36).

$$\left| \begin{bmatrix} \widehat{N}_{crz}^B & 0 & 0 \\ 0 & \widehat{N}_{crys}^B & 0 \\ 0 & 0 & \widehat{N}_{cr\psi}^B i_\omega^2 \end{bmatrix} - \widehat{N}_{cr} \begin{bmatrix} 1 & 0 & z_{sc} \\ 0 & 1 & -y_{sc} \\ z_{sc} & -y_{sc} & i_\omega^2 \end{bmatrix} \right| = 0 \quad (1.36)$$

Pour estimer la limite d'une colonne dans un régime de post-flambement global, le MIL-HDBK (CMH-17 et al., 1997) présente une approche développée à partir de la limite au crippling calculé en (1.26). Le chargement à la rupture est donné par l'équation (1.37) et dépend du rayon de giration ( $\rho$ ), donné par l'équation (1.38) et de la rigidité axiale ( $E_x^C$ ) donnée par l'équation (1.39).

$$\sigma_{cr} = \sigma_{crip} \left[ 1 - \frac{\sigma_{crip}}{4\pi^2 E_x^C} \left( \frac{L}{\rho} \right)^2 \right] \quad (1.37)$$

$$\rho = \sqrt{\frac{\widehat{E}I_{yy}}{\widehat{E}A}} \quad (1.38)$$

$$E_x^C = \frac{1}{a_{11}t} \quad (1.39)$$

## CHAPITRE 2

### DÉMARCHE EXPÉRIMENTALE

Ce chapitre présente la démarche expérimentale de l'étude de raidisseurs assemblés par de la couture. La géométrie, les matériaux et la séquence d'empilement des laminées sont d'abord présentés. Ensuite, la technique de couture utilisée pour l'assemblage des préformes et les différents motifs étudiés sont présentés. La procédure de mise en forme est ensuite décrite. Finalement, le plan de test bâti pour étudier l'influence de la couture sur les raidisseurs est présenté.

#### 2.1 Géométrie étudiée

La géométrie du raidisseur en « T » a été choisie pour représenter une pièce générique retrouvée dans les structures aéronautiques. La Figure 2.1 est une vue de face détaillant les dimensions. La pièce se compose d'un voile, d'une peau, d'une semelle et d'une nouille. Le voile et la peau sont composés d'un stratifié de 20 plis ayant une épaisseur de 4,3 mm. Le nombre de couches a été choisi afin de ressembler aux coupons plats étudiés dans la première partie du projet. Le voile est fixé à la peau en chevauchant un demi-voile de chaque côté sur la peau. La semelle combine donc une peau et un demi-voile. Cette section de 30 plis a une épaisseur de 6,45 mm. Le voile est plié sur un rayon de 4,3 mm, soit égal à l'épaisseur du voile. Le rayon a été choisi en fonction des recommandations des partenaires industriels. Le rayon permet une transition lisse afin d'éviter des distorsions dans l'empilement du voile. Finalement, la nouille permet de combler l'espace entre la peau et les deux demi-voiles. Son aire est de  $17,8 \text{ mm}^2$ . Son dimensionnement est dépendant des paramètres du voile et de son rayon de courbure. La nouille assure une compaction adéquate des laminés en périphérie. Les quatre sections sont fabriquées par une seule opération d'infusion, ce qui pourrait s'apparenter à de la cocuisson dans le domaine des pré-imprégnés. La largeur et la hauteur du spécimen sont fixées en fonction du dégagement requis pour les essais d'arrachement (4.1.1).

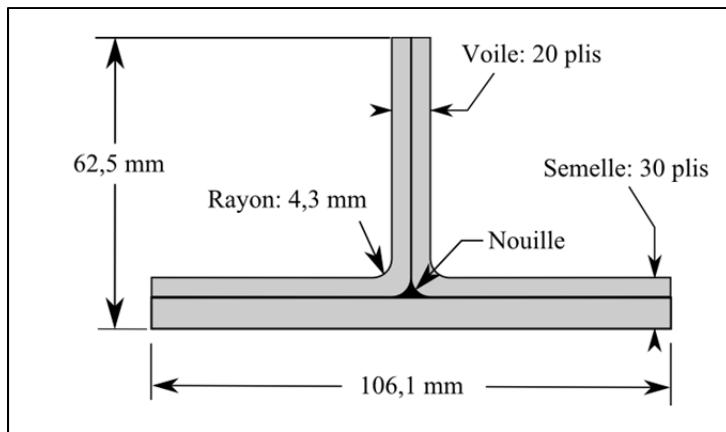


Figure 2.1 Vue de face : Dimensions du raidisseur

## 2.2 Matériaux

Les matériaux ont été sélectionnés en prenant compte des recommandations des partenaires industriels afin de bien imiter les pratiques courantes dans le domaine aéronautique. Le choix des matériaux a été fait durant l'étude sur les coupons plats de (Leduc, 2015; Leduc, Joncas et Leclerc, 2014) et il a été conservé pour l'étude des raidisseurs à l'exception de la nouille.

La matrice est une résine d'époxy mono-composante, CYCOM® 890 RTM, produite par Cytec Industries Inc.. Cette résine est généralement employée pour les procédés de RTM (Resin transfert moulding) ou de RTI (Resin transfert injection). Au point de vue du procédé, l'avantage de cette résine est qu'à sa température d'injection de 80°C, sa viscosité est faible, soit en dessous de 250 cps et de son temps de travail est long, soit de 24 heures. Ces caractéristiques rendent possible la mise en forme de grandes pièces épaisses complexes. La température de polymérisation commence à 140°C et il est possible de compléter la cuisson de la pièce en 2 heures à 180°C. La fiche technique de la résine est présentée à l'ANNEXE II.

Les renforts sont de la fibre de carbone, Tenax® HTA40 E13 3K 200 tex, produite par Toho Tenax et leur fiche technique est présentée à l'ANNEXE II. Les fibres sont tissées en sérigraphié 2 x 2 par Texonic (TC-06-T). La fibre de carbone a été choisie pour ces propriétés spécifiques

intéressantes et le style de tissage a été choisi pour sa facilité de drapage. Sa fiche technique est présentée à l'ANNEXE II.

Les préformes sont assemblées par un fil de carbone, Tenax®-J HTA40 F15 2 x 1K 67 tex, fourni par Schappe Techniques. Il s'agit du même matériau à utiliser pour le tissage des plis pour éviter des défis de compatibilités des matériaux. La fiche technique de ce fil de couture est présentée à l'ANNEXE II.

La nouille est formée de fibres de carbone, AS4C 12K 800 tex, produite par Hexcel. L'empilement des brins est assemblé en encapsulant chaque extrémité dans de la résine afin de simplifier sa manutention (Figure 2.2). L'empilement des brins n'est pas torsadé. Durant l'assemblage du raidisseur, une tension est appliquée sur la nouille pour l'aligner et pour empêcher que des brins se retrouvent à l'extérieur de la région de la nouille. Un total de 22 brins ont été empilés pour obtenir une teneur volumique de fibre de 65% afin d'assurer une bonne compaction dans la région de la nouille.

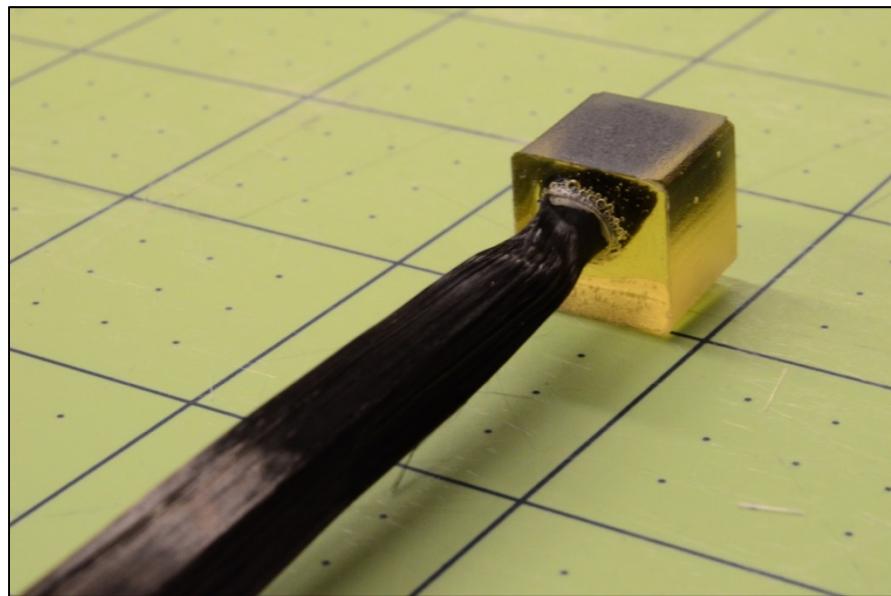


Figure 2.2 Nouille et son embout encapsulé

### 2.3 Séquence d'empilement

Les empilements, choisis pendant l'étude sur les coupons plats, imitent les pratiques courantes dans le domaine aéronautique. Un empilement quasi-isotrope, souvent utilisé pour imiter les matériaux métalliques, de 20 plis a été choisi pour le voile et la peau. C'est un empilement qui possède la même distribution de renfort dans toutes les directions, soit  $0^\circ$ ,  $90^\circ$ ,  $+45^\circ$  et  $-45^\circ$ . L'empilement est balancé puisqu'il a la même proportion de renforts dans les directions  $+45^\circ$  et  $-45^\circ$ . L'empilement de la voile et de la peau est également symétrique. Par contre, pour la semelle qui est composée d'une peau et d'une demi-voile, elle se compose de 30 plis, elle est balancée, mais elle a une asymétrie légère. Le Tableau 2-1 décrit les empilements pour les trois sections.

Tableau 2-1 Informations sur l'empilement des sections du raidisseur

Sections	Voile	Peau	Semelle
Nombre de plis	20	20	30
Empilement	$[(\pm 45,0/90)_5]_S$	$[(\pm 45,0/90)_5]_S$	$[(\pm 45,0/90)_5, (\pm 45,0/90)_5]_S$
Orientation			
$0^\circ$	25%	25%	25%
$90^\circ$	25%	25%	25%
$+45^\circ$	25%	25%	25%
$-45^\circ$	25%	25%	25%

### 2.4 Préparation des spécimens

La fabrication des échantillons de raidisseurs en « T » s'est fait en trois étapes : le préformage, l'injection par VARI (Vacuum Assisted Resin Infusion) et la découpe des spécimens. Le préformage a la possibilité d'accélérer la cadence de fabrication en assemblant, à l'aide de couture, les empilements. La résine est infusée dans la préforme par la technique VARI qui est une méthode propice à la mise en forme de pièces de grandes envergures. Les pièces consolidées sont finalement découpées en suivant les pratiques adéquates pour l'usinage des composites.

## 2.5 Assemblage des préformes textiles

L’assemblage des préformes textiles est réalisé par le groupe CTT: Centre d’excellence des technologies textiles, géosynthétiques et matériaux souples (St-Hyacinthe, Qc, Canada). La couture est accomplie à l’aide d’une tête de couture RS 530 fabriquée par KSL: Keilmann Sondermaschinenbau GmbH (Lorsch, Allemagne). La tête de couture est montée sur un bras multiaxes robotique.

## 2.6 Paramètre de couture

Dans la première étape de CRIAQ COMP501, l’influence des paramètres de couture a été étudiée et a permis la sélection d’un pas de couture pour l’assemblage des raidisseurs. La tête de couture permet de varier le pas entre 4 mm et 8 mm. Les essais sur la résistance à la propagation d’une fissure interlaminaire en mode 1, effectués par (Leduc, 2015), ont démontré qu’une pièce cousue est plus résistante à la propagation d’une fissure qu’une pièce sans couture. Tel que démontré par (Stickler et Ramulu, 2006) et (Koh, Feih et Mouritz, 2012), la rupture d’un joint en « T » s’initie souvent de la région de la nouille. En ajoutant de la couture près de cette région, il est espéré que le joint conserve sa résistance après l’initiation de la fissure. De plus, la couture peut améliorer les propriétés interlaminaire tel que démontré par (Jain, Dransfield et Mai, 1998; Trabelsi, Michel et Othomene, 2010). Il est donc souhaité d’augmenter la résistance du joint en ajoutant un maximum de renfort transverse. Bien qu’un pas de 8 mm a été recommandé suite à l’étude sur les coupons plats, un problème technique avec le robot de couture a empêché de reproduire cette couture. Pour cette raison, un pas de 4 mm a été choisi. La tête de couture ne permet pas d’ajuster la largeur de la couture donc elle est fixée à 25 mm. L’adaptabilité de la tête de couture, étant montée sur un bras robotique multiaxes, permet plusieurs stratégies pour l’assemblage des préformes textiles. Les paramètres qui ont donc été étudiés sont la distance et l’orientation de la couture. La distance (D) de la couture, illustrée à la Figure 2.3, est mesurée entre les boucles et le centre de la nouille. L’orientation de la couture est déterminée en fonction de la position des boucles par rapport au voile. L’orientation de la couture est considérée adjacente lorsque les

boucles sont la partie de la couture la plus près du voile. L'orientation est donc considérée opposée lorsque les boucles sont l'élément de la couture le plus éloignée.

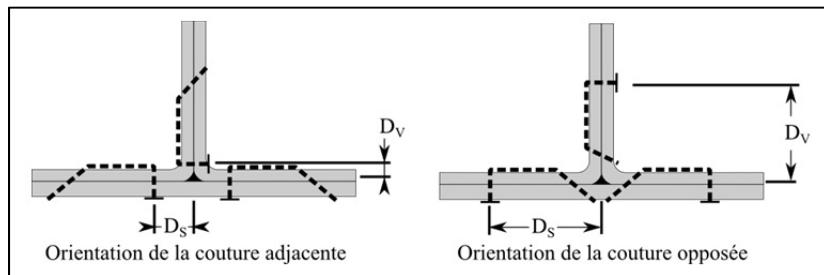


Figure 2.3 Paramètres étudiés

Les cinq motifs de couture étudiés sont décrits au Tableau 2-2 et illustrés à la Figure 2.4. Les motifs de couture sont comparés à un raidisseur référence sans couture nommée « 00.0 ». Pour le renforcement d'un joint en « T », plusieurs travaux de recherche ont tenté de renforcer le joint en « T » en ajoutant des fils dans la région de la nouille (Cartie et al., 2006; Greenhalgh et al., 2006). Pour tenter de reproduire ces résultats, les motifs ST.1, ST.4 et ST.5 ont été conçus avec le fil de couture passant à l'intérieur ou à proximité de la nouille. Les motifs ST.2 et ST.3 ont été ajoutés au plan de test pour vérifier l'influence d'une couture plus éloignée.

Tableau 2-2 Motifs de couture et leurs paramètres

Spécimen	Voile		Semelle	
	Distance (D <sub>V</sub> )	Orientation de la couture	Distance (D <sub>S</sub> )	Orientation de la couture
00.0	--	--	--	--
ST.1	5 mm	Adjacente	20 mm	Adjacente
ST.2	20 mm	Adjacente	20 mm	Adjacente
ST.3	32 mm	Opposée	20 mm	Adjacente
ST.4	42 mm	Opposée	27 mm	Opposée
ST.5	42 mm	Opposée	34 mm	Opposée

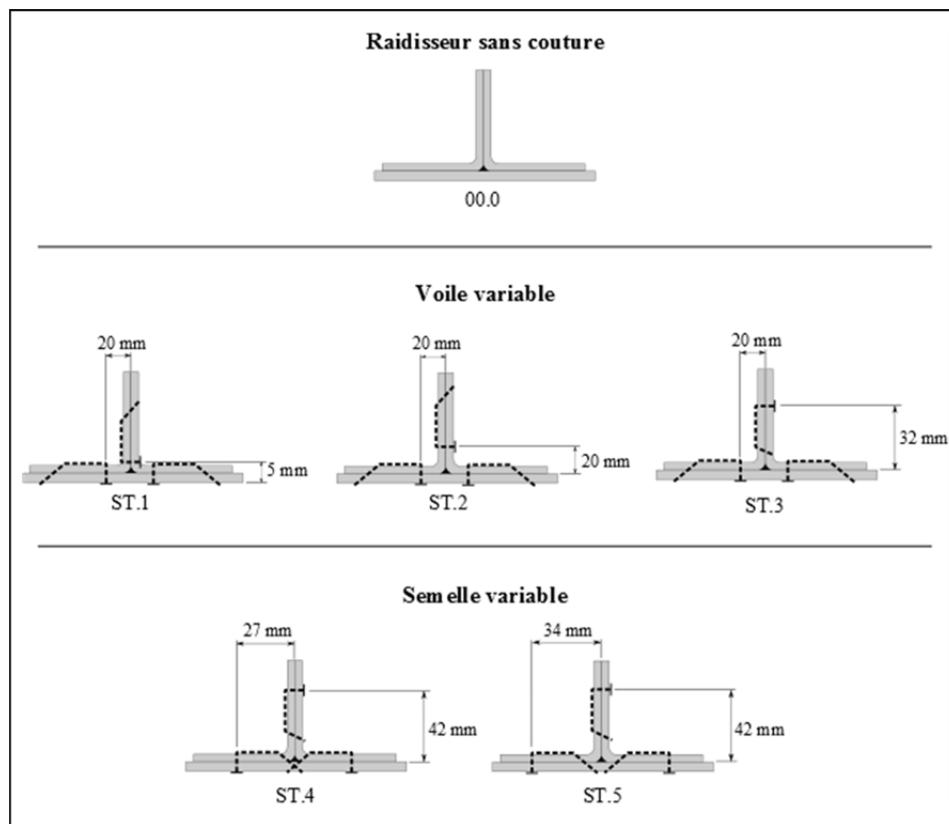


Figure 2.4 Motifs de couture

## 2.7 VARI (Vacuum-Assisted-Resin-Infusion)

Le procédé de mise en forme utilisé pour produire des pièces en composite à partir des préformes sèches est le VARI. Ce procédé utilise un moule rigide et un sac flexible pour compacter le laminé. L'outillage est présenté à la Figure 2.5. À l'aide d'une pompe à vide, l'air est extrait de l'espace entre le sac d'étanchéité et le moule rigide amenant le sac à comprimer le laminé à cause de la pression atmosphérique ambiante.

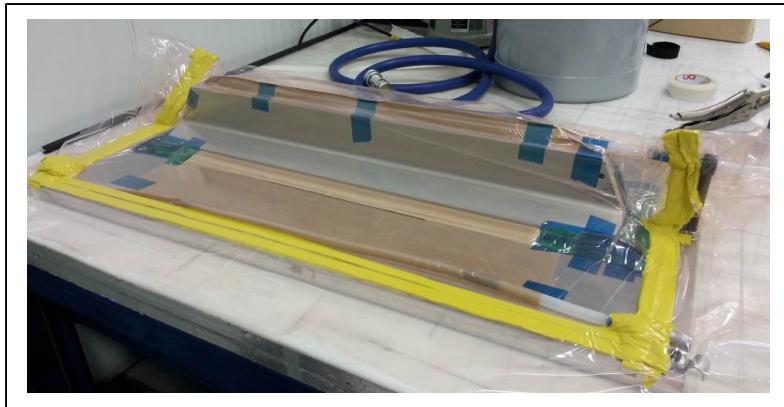


Figure 2.5 Outilage pour la fabrication des raidisseurs

Pour respecter la géométrie étudiée, des contre-moules rigides en aluminium ont été utilisés pour positionner et comprimer le voile. Le positionnement de l'outillage est assuré par des goupilles et un serrage initial est appliqué l'aide de boulon. L'espace entre les moules rigides a été choisi pour obtenir une compaction similaire à celle obtenue avec les plaques planes, soit celle produite par la pression atmosphérique. L'espacement, géré par un système de butée, a été augmenté pour compenser pour l'épaisseur des consommables (tissu d'arrachage et médium d'infusion) en supposant que leur déformation était négligeable. Plusieurs stratégies d'assemblage de l'outillage ont été essayées et la méthode la plus adéquate, illustrée à la Figure 2.6, a été choisie puisqu'elle limite le désalignement des couches du voile et que le positionnement de la nouille est mieux contrôlé. Le voile est d'abord serré entre les contre-moules qui sont fixés à l'aide de boulons. Ensuite, chaque moitié est pliée pour créer le rebord qui sera fixé sur la semelle. La nouille est ensuite positionnée et légèrement compactée. Il est préférable de la fixer à l'aide d'un liant chimique, Airtech Airtac 2. L'assemblage, composé du voile, des contre-moules et la nouille, est ensuite déposé sur la semelle et est à son tour fixé à l'aide de boulon sur le moule. Les dessins de détail de l'outillage sont présentés à l'ANNEXE III.

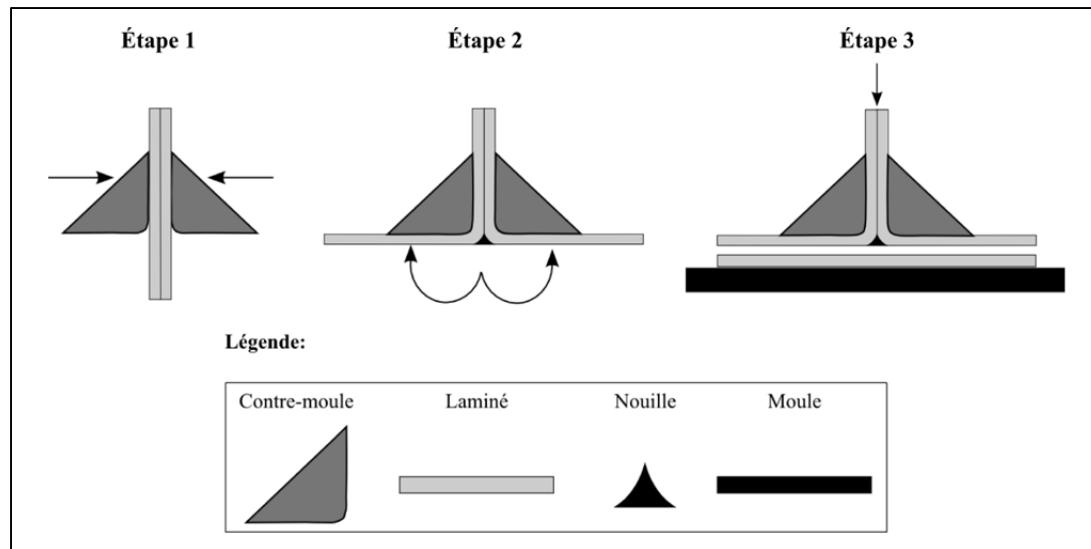


Figure 2.6 Stratégie d'assemblage de l'outillage

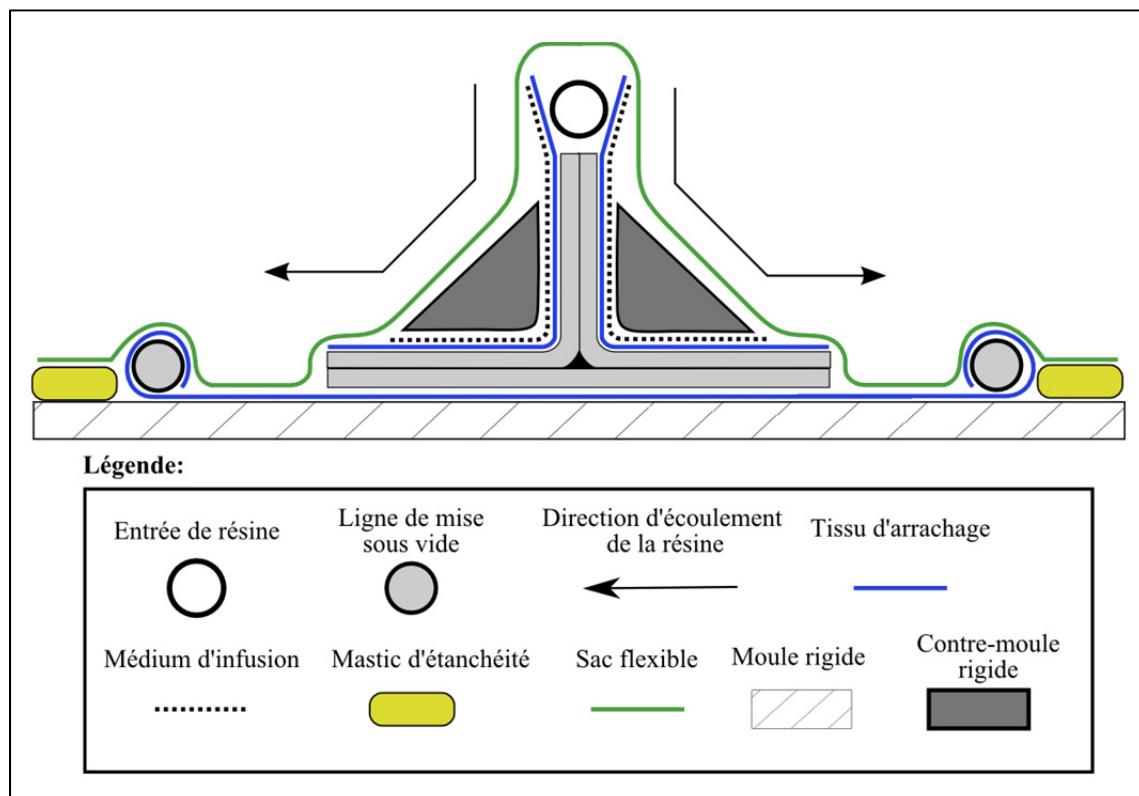


Figure 2.7 Vue de face: Stratégie d'infusion

La stratégie d'infusion choisie est présentée à la Figure 2.7. La résine est injectée par le haut du voile et les tuyaux de sortie menant vers la pompe se trouvent de chaque côté du raidisseur. Un tuyau en spirale est placé sur la longueur du raidisseur à l'entrée et aux sorties pour assurer une bonne distribution de la résine et du vide. La Figure 2.7 présente la séquence d'empilement des consommables ainsi que leur positionnement. Un médium d'infusion, placé du tuyau d'entrée de résine jusqu'à 25mm avant la fin de la préforme, est utilisé pour faciliter l'écoulement de la résine. Il est important que le médium d'infusion se termine avant l'extrémité de la pièce pour créer un frein et favoriser un bon mouillage de la fibre. Un tissu d'arrachage est placé entre le médium d'infusion et le textile sec pour faciliter le démoulage. Un tissu d'arrachage est également placé entre la préforme et le moule en aluminium pour imiter la procédure développée pour les plaques. De plus, lorsque le tissu d'arrachage est enlevé, il produit un fini rugueux sur la pièce qui est désirable pour des opérations de collages subséquentes. Pour freiner l'écoulement, le laminé n'est pas en contact direct avec les lignes de sortie. Une deuxième zone de freinage est donc créée à l'aide du tissu d'arrachage. La vitesse d'infusion de la résine est un paramètre critique à contrôler pour éviter de créer des zones sèches. En effet, les plis situés en dessous de la nouille sont difficiles à mouiller puisqu'ils sont dans une zone de section épaisse et éloignée du médium d'infusion. Une vitesse d'écoulement lente est essentielle pour que la résine pénètre en profondeur. En effet, l'écoulement peut passer plus facilement par le médium d'infusion, qui est plus perméable. Si la vitesse d'infusion est trop rapide, illustrée à la Figure 2.8, les semelles moins épaisses se mouilleront trop rapidement et emprisonneront de l'air sous la nouille. Bien qu'aucun modèle n'ait été bâti pour prédire le débit idéal et simuler le procédé, un temps d'injection acceptable de 25 min a été trouvé expérimentalement.

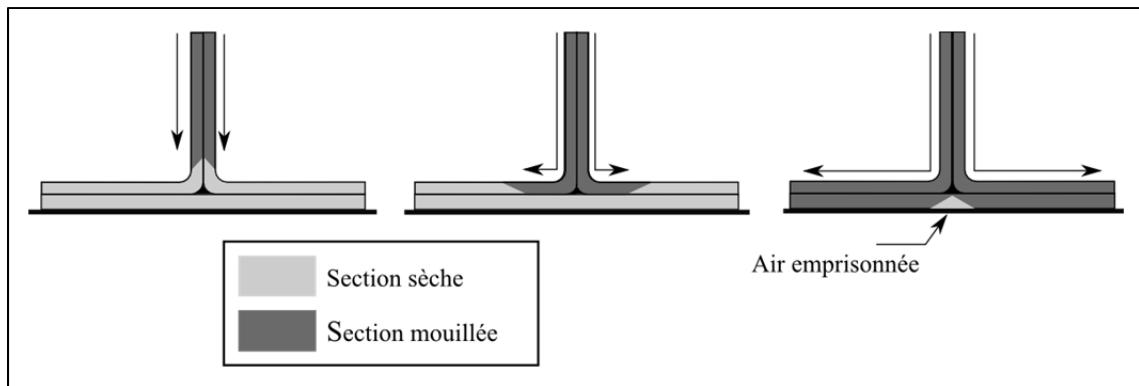


Figure 2.8 Exemple d'emprisonnement d'air causé par une infusion trop rapide

Pour l'opération d'infusion, la résine doit être préalablement chauffée à 80°C et dégazée sous vide pour un minimum de 45 minutes. La procédure FAB002-Procédure pour le dégazage de la résine est présentée dans l'ANNEXE NUMÉRIQUE I. Pour l'opération d'infusion, la résine doit être maintenue à 80°C et l'outillage doit être maintenu à 90°C. La température est fixée pour obtenir une viscosité adéquate à l'infusion. Un collet chauffant en boucle fermée a été utilisé pour chauffer la résine. L'outillage a été chauffé sur une plaque chauffante ou dans un four à convection. Lorsque la préforme est complètement mouillée, l'entrée de résine est fermée et un vide partiel, 0,5 Bar, est appliqué pour réduire les porosités. L'outillage est ensuite chauffé à sa température de cuisson qui est de 180°C. La résine CYCOM® 890 RTM est généralement cuite avec une pression positive appliquée sur le laminé via un autoclave. Une pression négative, soit le vide complet, appliquée durant la cuisson précarise des conditions favorables à la vaporisation de solvants. La pièce produite est ainsi plus poreuse ce qui a un impact direct sur sa qualité. Le désavantage d'une cuisson sous un vide partiel est l'augmentation de la teneur en résine dans la pièce causée par la réduction de la pression de compaction. Un cycle complet du procédé de VARI haute température est présenté à la Figure 2.9.

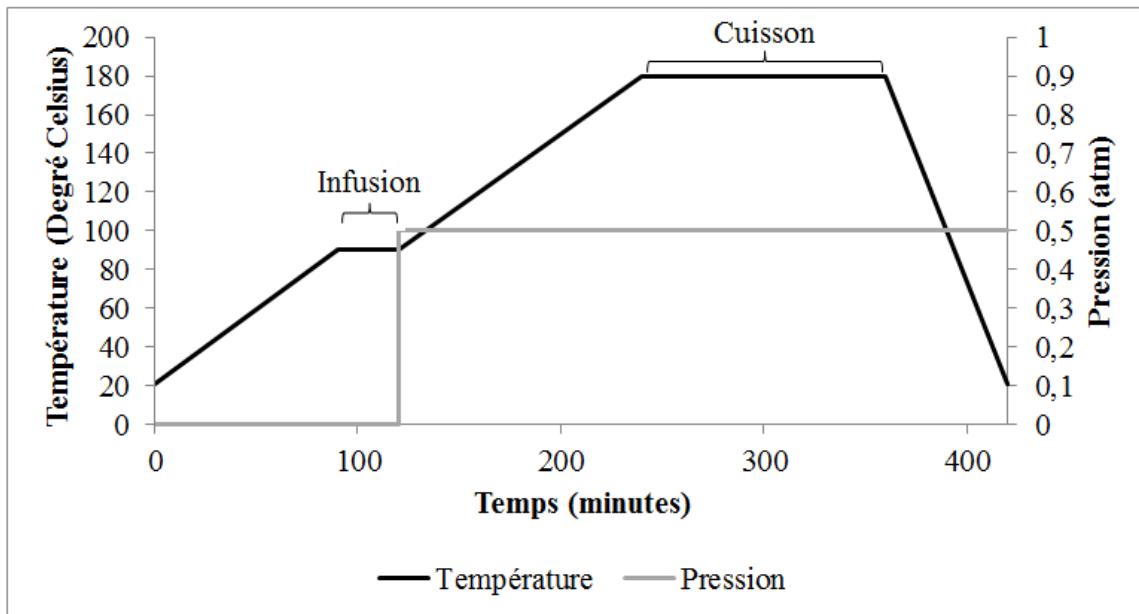


Figure 2.9 Cycle de cuisson de la résine CYCOM® 890 RTM

Afin d'alléger le rapport, la procédure FAB003-Procédure pour la fabrication d'un raidisseur est présentée à l'ANNEXE NUMÉRIQUE I. Les feuilles de contrôle pour le dégazage de la résine et pour la fabrication des raidisseurs sont présentées à l'ANNEXE NUMÉRIQUE II. Les feuilles de contrôle permettent de comprendre la démarche développée ainsi que les observations effectuées durant la fabrication.

## 2.8 Préparation des spécimens

Le procédé de mise en forme des pièces composites utilisé dans le cadre du projet (VARI) permet difficilement de produire des pièces de dimensions finales (Net-Shape). Des opérations de découpes et de sablage sont donc nécessaires pour la production des spécimens de tests. Une attention particulière doit être portée aux méthodes de découpe pour minimiser le risque de création de défauts : délamination des plis, écaillage des fibres, arrachement de fibres, fibres mal coupées et bavures.

Tous les spécimens ont été taillés à l'aide d'une lame de scie abrasive au diamant refroidie à l'eau, servant généralement pour la découpe de céramique, ou d'une lame abrasive au

carbure. Un système de refroidissement à l'eau est essentiel pour empêcher de brûler les spécimens, de réduire le dégagement de poussière et de prolonger la durée de vie de la lame de scie.

Dans le cas des spécimens servant aux essais de compression, les pièces ont été taillées aux dimensions finales à l'aide d'une fraiseuse à commande numérique afin de réduire la variabilité dimensionnelle entre les spécimens. Une fraise embout spécifiquement conçue pour la découpe des polymères renforcés de fibre de carbone a été utilisée pour les opérations d'usinage.

Suivant les opérations de découpe, tous les spécimens ont été sablés pour enlever les bavures et pour enlever les traits de scie pour uniformiser les surfaces. Un sablage à l'eau a été préféré pour réduire le dégagement de poussière. L'opération de sablage a été faite de façon incrémentale, du papier le plus grossier jusqu'au papier le plus fin, pour éliminer les défauts nuisant aux opérations d'inspection visuelle. Les nomenclatures des papiers utilisés sont: 120-240-320-600.

## 2.9 Plan de test

Afin d'évaluer l'influence de la couture pour l'assemblage des préformes pour les raidisseurs en « T », un plan de test a été élaboré. L'étude a été accomplie en évaluant la qualité des pièces produites et en évaluant les performances mécaniques à l'aide d'essais expérimentaux.

### 2.9.1 Évaluation de la qualité des raidisseurs en « T » fabriqués à l'aide de préforme cousue

Afin de comparer l'influence de l'ajout de la couture sur la géométrie de la pièce, la surface des raidisseurs a été numérisée par une tête laser, Metris LC50 Optical Probe, fixée à une machine à mesurer tridimensionnelle, Mitutoyo bright strato 1855. Pour quantifier la qualité des pièces, la mesure des constituants, suivant la norme ASTM D3171-15 (Standard Test Methods for Constituent Content of Composite Materials), a été prise pour des pièces

cousues, des pièces sans couture et pour la nouille. Finalement, l'inspection microscopique de la zone de la nouille a été faite pour observer l'influence de la couture sur la qualité de la région.

### **2.9.2 Évaluation des performances mécaniques des raidisseurs en « T » fabriqués à l'aide de préforme cousue**

Les performances mécaniques des raidisseurs en « T » fabriqués à l'aide de préforme cousue ont été évaluées à l'aide d'essais d'arrachement, d'essais de flexion trois-points et d'essais de compression. La résistance à l'arrachement, pour un cas de chargement symétrique et asymétrique, a d'abord été évaluée pour les cinq motifs, présentés au Tableau 2-2. Les résultats ont été comparés à des spécimens de référence sans couture. Les essais ont été adaptés de la norme ASTM C297M-15 (Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions) ainsi que des recommandations des partenaires industriels. Les modes de rupture des spécimens ont été évalués à l'aide d'un contrôle par ressusage.

L'influence de la couture sur la rigidité en flexion d'une poutre en « T » a ensuite été évaluée à l'aide d'essais de flexion trois-points. Comme pour les essais d'arrachement, les cinq motifs ont été comparés avec un raidisseur sans couture. La procédure de l'essai a été adaptée de la norme ASTM D790-10 (Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials) qui s'applique généralement aux essais sur les coupons plats. Les résultats, obtenus à l'aide des deux essais précédents, ont permis d'observer l'influence de la position et de l'orientation de la couture et de sélectionner un motif de couture préférentiel utilisé pour la suite de l'étude.

Le comportement d'une poutre chargée axialement et sa tolérance à l'endommagement ont finalement été vérifiés pour un raidisseur cousu, avec le motif retenu, et un raidisseur de référence sans couture. L'endommagement artificiel créé sur les raidisseurs a suivi la norme ASTM D7136-M15 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event). Les résultats ont été comparés avec des calculs analytiques et des modèles numériques.

## 2.10 Propriétés des matériaux

Les propriétés orthotropes des couches ont été calculées pour un laminé sans couture à l'aide d'essais de traction sur des coupons plats. L'influence de la couture n'a pas été considérée puisque l'objectif n'était pas de modéliser des structures cousues, mais plutôt d'observer son influence sur leur comportement. La théorie classique des laminés suppose que chaque couche d'un laminé est orthotrope et ses propriétés sont homogénéisées sur son volume (Hyer, 2009). De plus, on suppose un état plan des contraintes vu que l'épaisseur du laminé est au minimum un ordre de grandeur plus petit que ces autres dimensions. Ces simplifications sont essentielles pour le calcul des structures en matériaux composites et les modèles numériques de type coque. Classiquement, les normes ASTM D3039/D3039M-14 (Standard Test Method for Tensile Properties of Polymer Matrix Composite Materials) et D3518/D3518M-13 (Standard Test Method for In-Plane Shear Response of Polymer Matrix Composite Materials by Tensile Test of a  $\pm 45^\circ$  Laminate) sont utilisées pour déterminer certaines des propriétés orthotropes d'une couche. Cependant, une méthode développée dans la section 2.4.2 du MIL-HDK-17-1F et par (Ng, 2005) permet de déterminer les propriétés d'une couche à partir des résultats d'essais de traction sur des laminés de deux empilements différents. Cette stratégie est préférée puisque le comportement en traction a déjà été évalué pour trois empilements différents de coupons plats. Il est donc possible d'estimer les propriétés orthotropes sans essai supplémentaire.

Pour des laminés symétriques sans moment de flexion externe, la relation force-déformation se décrit par l'équation (2.1).

$$\begin{Bmatrix} N_X \\ N_Y \\ N_{XY} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \\ \gamma_{XY} \end{Bmatrix} \quad (2.1)$$

Pour un essai de traction, la force de cisaillement est considérée nulle. De plus, si les laminés sont balancés, il n'y a pas de couplage tension/cisaillement ( $A_{16}=A_{26}=0$ ). L'équation peut donc être simplifiée et elle est donnée par l'équation (2.2).

$$\begin{Bmatrix} N_X \\ N_Y \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} \\ A_{12} & A_{22} \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} \varepsilon_X \\ \varepsilon_Y \end{Bmatrix} \quad (2.2)$$

Les coefficients  $A_{ij}$  sont calculés à partir de l'équation (2.3). Ils dépendent des coefficients  $\bar{Q}_{ij}$ , de la matrice de rigidité transformée, ainsi de l'épaisseur de chaque couche. La dimension des couches est calculée à partir de l'épaisseur totale du laminé en supposant que l'épaisseur des couches est uniforme.

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N (\bar{Q}_{ij})_k \cdot t_k \quad (2.3)$$

La matrice  $\bar{Q}$  est orientée en fonction de l'axe global du laminé. Elle est calculée à partir de la matrice de rigidité réduite d'une couche et de son orientation qui est décrite à l'aide des matrices de transformation  $[T]$  et  $[T']$ . L'équation (2.4) en fait état.

$$[\bar{Q}] = [T]^{-1} [Q] [T'] \quad (2.4)$$

La matrice  $Q$ , la matrice de rigidité d'une couche, est alignée selon l'axe naturel des renforts et elle dépend des propriétés orthotropes d'une couche de matériau tel que décrit à l'équation (2.5).

$$[Q] = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \quad (2.5)$$

L'équation 2.1 dépend donc des orientations, des épaisseurs, des propriétés orthotropes des couches, des forces unitaires externes et des déformations à l'axe neutre. Si on suppose que les orientations des couches sont respectées et que l'épaisseur des couches est uniforme, il est possible de calculer les propriétés orthotropes à partir des résultats d'essais de traction. Les forces unitaires externes et les déformations à l'axe neutre ont été déterminées à partir des

coefficients  $E_x$  et  $v_{xy}$  moyens obtenus pour deux laminés différents (Tableau 2-3). Les laminés avec la proportion la plus faible de renforts à angle ( $\pm 45^\circ$ ) ont été choisis selon les recommandations de (CMH-17 et al., 1997). Les données de deux laminés différents sont nécessaires pour trouver les quatre inconnues soit  $E_1$ ,  $E_2$ ,  $v_{12}$  et  $G_{12}$ . Les modules de rigidité longitudinal ( $E_1$ ) et transverse ( $E_2$ ) sont considérés égaux puisque le tissu est un tissé sergé qui contient la même proportion de renfort dans les deux directions. Les trois inconnues sont donc le module de rigidité ( $E_1=E_2$ ), le module de cisaillement ( $G_{12}$ ) et le coefficient de Poisson ( $v_{12}$ ) d'une couche.

Tableau 2-3 Propriétés mécaniques de coupons plats

Propriétés expérimentales	Empilement	
	Quasi $[(\pm 45)/(0-90)]_S$	Hard $[(0-90)_2/(\pm 45)/(0-90)_2]_S$
$\overline{E_x}$	38905 MPa	48965 MPa
$\overline{v_{xy}}$	0,324	0,125

Si on suppose une déformation unitaire et un chargement dans la direction X, l'équation 2.1 se simplifie (voir équation (2.6) et (2.7)) pour les deux empilements. La résolution de trois de ces équations permet de déterminer les propriétés dans le plan présentées au Tableau 2-4.

$$\text{Laminé Quasi : } \begin{Bmatrix} E_x \cdot t \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}^Q & A_{12}^Q \\ A_{12}^Q & A_{22}^Q \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} 1 \\ v_{XY} \end{Bmatrix} \quad (2.6)$$

$$\text{Laminé Hard: } \begin{Bmatrix} E_x \cdot t \\ 0 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11}^H & A_{12}^H \\ A_{12}^H & A_{22}^H \end{bmatrix} \cdot \begin{Bmatrix} 1 \\ v_{XY} \end{Bmatrix} \quad (2.7)$$

Tableau 2-4 Propriétés mécanique d'une couche 0/90

Propriétés mécaniques	Propriétés orthotropes estimées	Données de la littérature (Renard, 2012)
$E_1=E_2$ (MPa)	54127	60530
$E_3$ (MPa)	--	7795
$\nu_{12}/\nu_{13}$	0,0327	0,0336
$\nu_{23}$	--	0,489
$G_{12}$ (MPa)	4993	3231
$G_{13}=G_{23}$ (MPa)	--	2685

Par contre, la méthode développée à partir de la théorie classique des laminés ne permet pas de déterminer les propriétés transverses. Ces propriétés, présentées au Tableau 2-4, sont nécessaires pour la résolution par éléments finis et elles ont été choisies à partir de résultats dans la littérature (Renard, 2012). Ces propriétés transverses ont été choisies puisque les matériaux utilisés dans l'article et dans le contexte du projet sont similaires (tissu de carbone tissé en sergé 2x2). Cette approche est jugée adéquate puisque les propriétés dans le plan sont semblables (Tableau 2-4).

## CHAPITRE 3

### ÉVALUATION DE LA QUALITÉ DES RAIDISSEURS EN « T » FABRIQUÉS À L'AIDE DE PRÉFORMES COUSUES

Ce chapitre présente l'évaluation de la qualité des raidisseurs et de l'influence de la couture sur cette qualité. La qualité est évaluée en mesurant les dimensions du raidisseur, en évaluant la proportion des constituants et en observant la géométrie de nouille.

#### 3.1 Évaluation de la géométrie des raidisseurs

Tel que présenté à la section 1.3.3, la mesure de l'épaisseur des coupons plats a révélé que la couture produit une zone riche en résine autour de l'échelle lorsqu'un contre-moule flexible est utilisé pour compacter le laminé durant l'infusion. Afin de vérifier l'influence de la couture sur une pièce moulée entre moules rigides, l'épaisseur des laminés du voile et de la semelle ont été mesurées à l'aide d'un pied à coulisse. De plus, les surfaces des raidisseurs ont été numérisées et comparées avec la géométrie cible.

##### 3.1.1 Méthodologie

Les dimensions des spécimens servant aux essais d'arrachement, présentés à la section 4.1.1, ont été mesurées à l'aide d'un pied à coulisse afin de vérifier leur uniformité. L'épaisseur de chaque spécimen a été mesurée à cinq endroits différents sur le voile et sur la semelle. Un total de 10 mesures ont été prises sur chaque spécimen pour un total de 60 mesures sur chaque section de chaque motif. Les raidisseurs ont également été numérisés sur une machine à mesurer tridimensionnelle, Mitutoyo bright strato 1855, équipée d'une sonde laser, Metric LC50. La surface est mesurée à l'aide d'une caméra infrarouge qui détecte la position du laser projeté sur la pièce. Afin d'assurer une bonne lecture, les pièces ont été recouvertes de développeur Spotcheck® SKD-S2 qui produit un fini blanc mat. Les positions enregistrées produisent un nuage de point qui a ensuite été traité par le logiciel Polyworks de

InnovMetric. Les images ont été comparées au modèle 3D, dessiné à l'aide de Catia de Dassault.

### 3.1.2 Résultats

L'épaisseur moyenne du voile et de la semelle des différents motifs sont présentées au Tableau 3-1 et sont comparées aux valeurs moyennes du raidisseur sans-couture. La mesure de l'épaisseur des coupons plats a révélé qu'il est possible d'obtenir une épaisseur assez constante, écart-type de 0,15mm, avec le procédé utilisant un sac flexible.

Tableau 3-1 Mesure de l'épaisseur du voile et de la semelle des différents motifs

<b>Motifs</b>	<b>Voile</b>		<b>Semelle</b>	
	Épaisseur moyenne (mm)	Écart-type (mm)	Épaisseur moyenne (mm)	Écart-type (mm)
00.0	4,48	0,22	6,37	0,09
ST.1	4,52	0,08	6,41	0,08
ST.2	4,53	0,10	6,46	0,07
ST.3	4,51	0,25	6,38	0,09
ST.4	4,55	0,11	6,38	0,09
ST.5	4,50	0,07	6,38	0,05

En comparant l'épaisseur moyenne du voile du raidisseur sans-couture et l'épaisseur moyenne des coupons plats, il est possible de conclure que l'outillage rigide ne réussit pas à compacter le laminé autant qu'un sac flexible. L'outillage en aluminium est conçu avec un jeu fonctionnel choisi afin d'obtenir un taux de compaction similaire à celle obtenue pour les coupons plats. Les deux hypothèses qui expliquent la réduction du taux de compaction sont l'expansion thermique des contre-moules lors de la cuisson et la compaction des consommables, tissu d'arrachage et médium d'infusion, qui ont été négligées durant la

conception de l'outillage. Il aurait probablement été préférable de mieux étudier le jeu fonctionnel.

La variabilité des écarts-types des résultats du Tableau 3-1 révèle qu'il est difficile de reproduire une uniformité de l'épaisseur. Une minutie particulière doit être portée à la propreté des contre-moules de l'outillage. La variabilité de la compaction entre les spécimens appuie l'idée de concevoir l'outillage sans interférence afin d'assurer une compaction répétable.

Durant l'étude des coupons plats, il a été aussi observé que le procédé de préformage produisait une surépaisseur de 0,2 mm à 0,5 mm vis-à-vis les coutures. Grâce à la numérisation de la pièce, présentée à la Figure 3.1, il est possible de conclure que l'utilisation de contre-moule assure la compaction des coutures et réduit l'amplitude de la variabilité de l'épaisseur. Une surépaisseur de 0,1 mm à 0,2 mm a été mesurée sur les raidisseurs cousus.

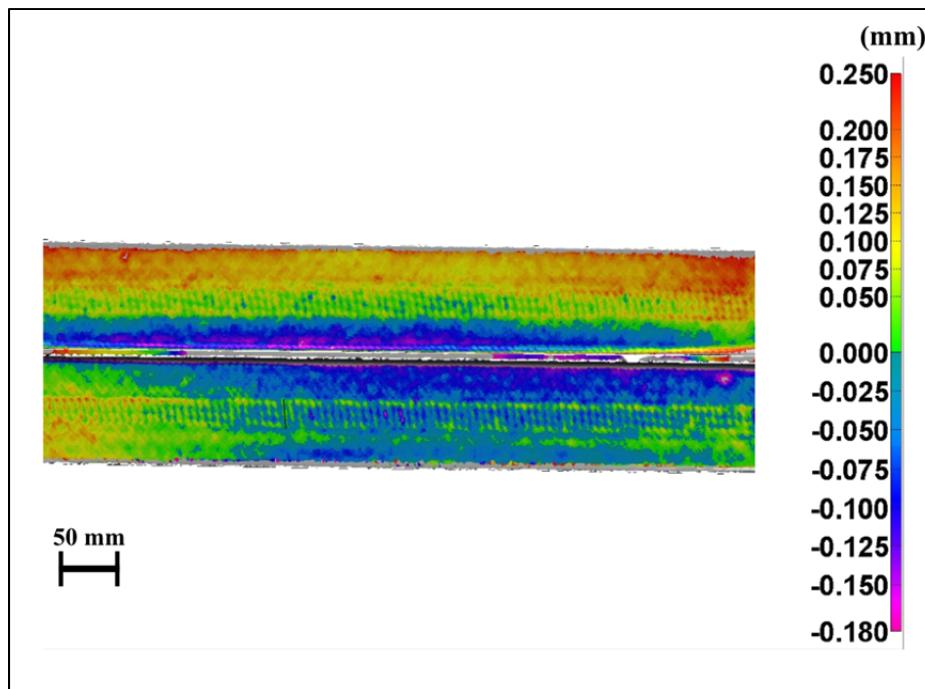


Figure 3.1 Vue de haut: Numérisation du raidisseur cousu

### **3.2 Mesure des constituants**

Pour les matériaux composites, la fraction volumique des constituants est régulièrement utilisée comme indicateur de performance pour juger de la qualité d'un procédé. Les essais sur les coupons plats ont démontré que le procédé permettait d'obtenir des pièces de bonne qualité (Tableau 3-2). Vu la complexité du moule pour les raidisseurs, il est important de vérifier la qualité du procédé ainsi que l'influence de la couture sur la qualité des raidisseurs.

#### **3.2.1 Méthodologie**

Les constituants ont été mesurés dans les laboratoires de Bell hélicoptère (Mirabel, Québec) par digestion par acide en suivant la norme ASTM D3171 -15 Procédure C (Standard Test Methods for Constituent Content of Composite Materials). Pour l'essai, la masse et le volume des spécimens ont d'abord été mesurés. Ensuite, la matrice a été dissoute à l'aide d'une solution d'éthylène glycol et 10% d'hydroxyde de potassium en ébullition. Le matériel restant, soit les renforts, a été filtré et mesuré. À l'aide de la densité de la matrice, des renforts et du composite, il est possible d'estimer la teneur volumique en résine, fibres et vides. Des spécimens ont été prélevés dans le voile et la semelle des raidisseurs non cousu et cousu. De plus, des spécimens de nouille, provenant d'un raidisseur non cousu, ont également été prélevés. Trois spécimens par endroit ont été prélevés pour obtenir un échantillonnage minimal pour l'analyse statistique.

#### **3.2.2 Résultats**

Le Tableau 3-2 présente les résultats de la mesure des constituants pour les raidisseurs ainsi que les résultats obtenus avec les coupons plats.

Tableau 3-2 Résultats de la mesure des constituants

Type d'élément	Description	$Vf(\%)$	Écart type (%)	$Vv(\%)$	Écart type (%)
Raidisseur	Sans-couture	Voile	62,1	1,88	0,92
		Semelle	63,5	1,35	1,17
	Cousu	Voile	62,2	2,69	1,80
		Semelle	64,0	0,62	1,46
Coupon plat	Nouille	--	64,6	0,36	1,24
	QQ-00-00	--	61,7	1,35	0,97
	QQ-ST-08	--	62,4	0,69	0,93

Il est d'abord possible d'observer que le  $Vf$  des raidisseurs est élevé, mais conséquent avec la méthode de mise en forme utilisée, soit le VARI. Il n'y a également pas d'écart significatif entre les  $Vf$  obtenus pour les raidisseurs et ceux des coupons plats. Par contre, les résultats pour le voile semblent anormalement élevés si on considère que l'épaisseur moyenne des voiles était plus grande que celle des coupons plats. Logiquement, un  $Vf$  plus bas aurait dû être mesuré puisque les voiles et les coupons plats quasi-isotrope se composent du même empilement. Il est possible que l'écart soit produit par la surestimation de la masse finale des renforts suivant la digestion de la matrice. Il a été mentionné que la dissolution a été difficile en raison des spécimens trop volumineux. Les résultats démontrent également que la couture augmente localement le taux de porosité. Cette augmentation s'expliquerait par la création de poches de résine, près des distorsions, qui seraient favorables à la création de porosités.

Finalement, la mesure des constituants de la région de la nouille révèle une teneur volumique en fibre élevée, soit de 65%. Il est important de mentionner que le nombre de brins dans la nouille a été choisi afin d'obtenir un  $Vf$  de 65% afin d'assurer une bonne compaction des laminés. Il est également possible de conclure que la nouille contient un taux de porosité élevé qui pourrait être attribué à un mauvais mouillage de la fibre. On peut s'attendre à une perméabilité faible dans la nouille qui empêche la pénétration complète de la résine

puisque'elle est composée de brins unidirectionnels empilés. Une observation visuelle de la zone de la nouille est nécessaire afin de vérifier si la nouille assure la compaction des laminés environnants.

### **3.3 Observation de la nouille**

Afin de vérifier si la nouille produit une transition régulière et assure la compaction des laminés, les spécimens, servant aux essais d'arrachement, ont été inspectés à l'aide d'un microscope optique. Selon (Trask et al., 2012), la résistance d'un joint en « T » dépend surtout de la présence de concentrateurs de contrainte dans la région de la nouille. Cette section présente la méthodologie et les résultats des observations de la région de la nouille.

#### **3.3.1 Méthodologie**

Suivant les essais d'arrachement, les spécimens ont été inspectés individuellement sous un microscope optique, Olympus DSX100, équipé d'une lentille DSXPLFL3.6X. Les spécimens ont été préalablement sablés afin d'éliminer les traits produits par la lame abrasive. La qualité de la nouille est analysée subjectivement en observant la forme de la nouille et la compaction des laminés l'entourant. La section de chaque raidisseur a été inspectée à intervalle de 25,4 mm (1'') en fonction de la largeur des spécimens d'essais d'arrachement.

#### **3.3.2 Résultats**

La région de la nouille du raidisseur sans-couture est d'abord évaluée et elle est utilisée en tant que référentiel afin d'évaluer l'influence de la couture. L'analyse des vues de section a révélé une similarité de la région de la nouille tout au long du raidisseur pour tous les motifs. Une seule image par raidisseur est donc présentée. Un exemple typique de la région de la nouille du raidisseur sans-couture est illustré à la Figure 3.2. La région se caractérise par une nouille ayant la forme triangulaire désirée qui assure une compaction adéquate des laminés qui l'entourent.

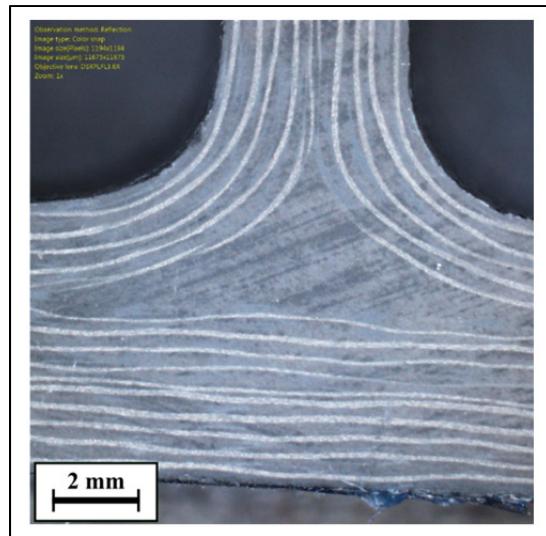


Figure 3.2 Vue de section :  
motif sans-couture 00.0

Pour l'influence des différents motifs de couture sur la région de la nouille, le procédé a soit eu une influence limitée, a influencé la position de la nouille ou a produit des distorsions importantes. Pour les motifs ST.1 et ST.5, illustrés à la Figure 3.3, il est possible d'observer que la couture ne semble pas influencer la région de la nouille. La forme de la nouille conserve sa forme triangulaire et la compaction des laminés est efficace.

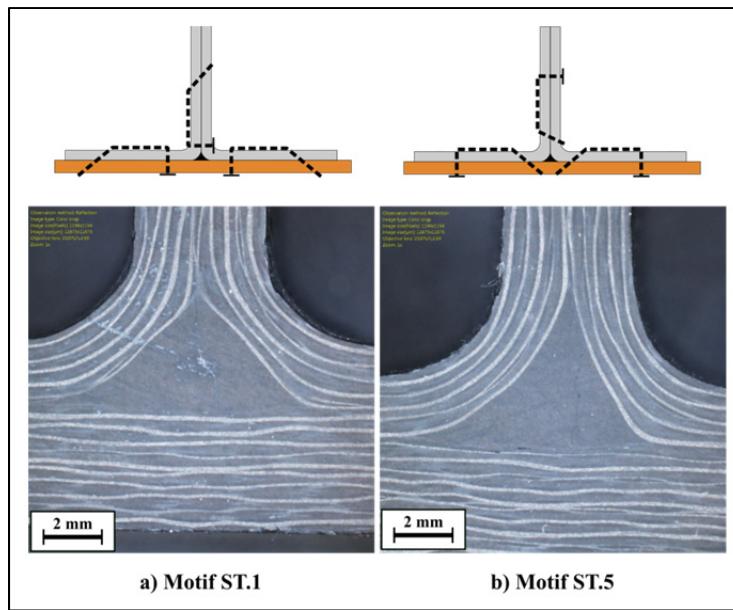


Figure 3.3 Vue de section: les motifs ST.1 et ST.5

Pour les motifs ST.2 et ST.3, illustrés à la Figure 3.4, une dégradation de la zone de la nouille est observable puisque les nouilles n'arrivent pas à conserver leur forme triangulaire. Les brins unidirectionnels de la nouille sont chassés entre l'interface du demi-voile et de la peau. La compaction des laminés n'est donc pas assurée et il est possible de voir des zones non compactées.

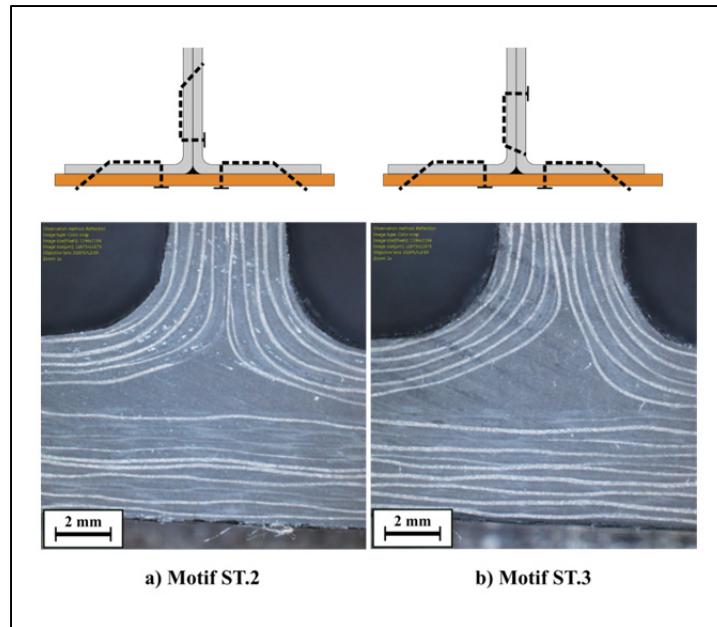


Figure 3.4 Vue de section : motifs ST.2 et ST.3

Pour le motif ST.2, la couture ne l'influence pas directement. Cependant, les coutures, étant distantes de la nouille, n'empêchent pas le déplacement des brins de la nouille entre les opérations de préformage et celle d'infusion. La nouille ne conserve pas sa forme triangulaire et elle s'aplatit, probablement durant les manipulations ou le transport. Cette géométrie plate n'assure pas la compaction des laminés. Pour le motif ST.3, la nouille a une forme asymétrique puisqu'elle déborde entre l'interface du demi-voile et de la peau d'un seul côté. Ce motif est caractérisé par une couture opposée dans le voile près de la nouille. Le fil du brin simple, qui traverse le laminé à angle, ne compacte pas les couches dans le voile à la même hauteur. La nouille semble donc être poussée vers l'interface du demi-voile et de la peau opposée par le laminé plus serré d'un côté.

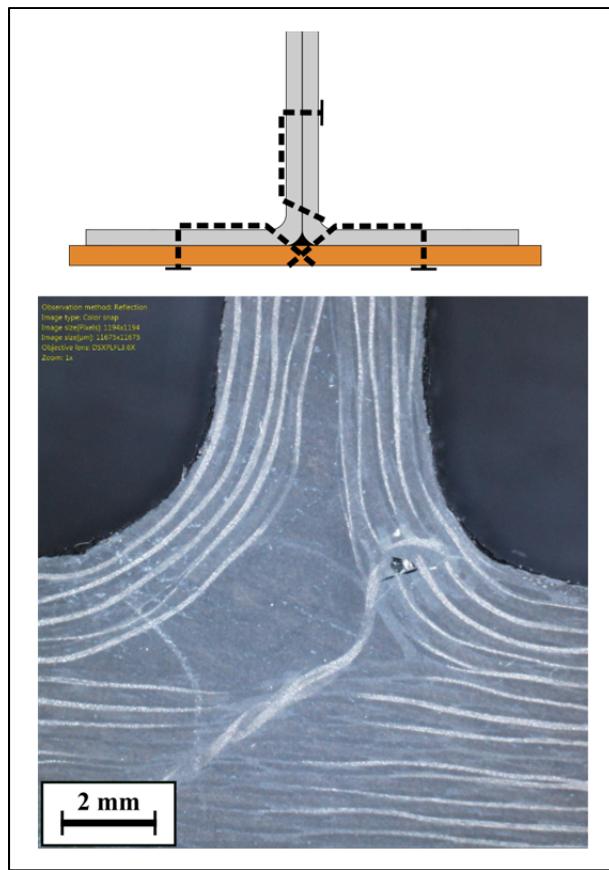


Figure 3.5 Vue de section : motif ST.4

Finalement, pour le motif ST.4, illustré à la Figure 3.5, le procédé de couture perturbe la région de la nouille et produit des défauts importants. La déformation de la nouille par cette stratégie de préformage empêche la compaction des laminés et la création d'une transition lisse dans le rayon. De plus, les distorsions produites favorisent la création de porosités (Figure 3.5). En rappelant que l'objectif de ce motif était de renforcer le joint en plaçant la couture de la semelle à l'intérieur de la nouille, il est possible de douter que ce motif offrira une bonne résistance mécanique.

## CHAPITRE 4

### ÉVALUATION DES PERFORMANCES MÉCANIQUES DES RAIDISSEURS EN « T » FABRIQUÉS À L'AIDE DE PRÉFORMES COUSUES

Ce chapitre présente la méthodologie et les résultats des essais expérimentaux qui ont permis d'étudier l'influence de la couture utilisée dans la fabrication des raidisseurs en « T ». Des essais d'arrachement, des essais de flexion trois-points et des essais de compression ont été utilisés pour évaluer les performances mécaniques.

#### 4.1 Résistance à l'arrachement

Cette section présente la méthodologie et les résultats des essais d'arrachement réalisés sur les joints en « T ». Ce type de structure consiste d'un laminé vertical qui est perpendiculaire à un empilement horizontal; le tout formant la lettre « T ». Ces essais permettent de vérifier la résistance du joint et ils sont nécessaires à quantifier l'influence de la couture.

##### 4.1.1 Essais d'arrachement

Les essais d'arrachement sont couramment employés par l'industrie pour évaluer la résistance d'un joint en « T ». Les essais ont été conçus suite aux recommandations des partenaires industriels et en se basant sur la norme ASTM C297M-15 (Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions) qui est recommandée comme point de départ, par le manuel ASM volume 21, pour l'évaluation de ce type de joint. La résistance à deux cas de chargements a été étudiée et les essais sont schématisés à la Figure 4.1. L'essai symétrique applique un chargement sur l'extrémité du voile qui est normal à la semelle. Le déplacement de la semelle est bloqué à l'aide de support cylindrique situé de chaque côté du voile. Ce cas de chargement tente de simuler des situations où le voile est utilisé comme support, par exemple comme pour la fixation d'équipement. Pour l'essai asymétrique, un chargement identique à l'essai symétrique est appliqué, mais la semelle est retenue par un seul support cylindrique situé sur un côté du raidisseur. Ce cas de chargement simule des

efforts de flexions dans le joint qui peuvent être générés par des forces normales au plan de la semelle. Ce type de chargement est typique des structures raidies utilisées dans un régime post-flambement. Bien que les essais représentent difficilement la réalité, il s'agit d'essais couramment utilisés pour guider la conception de structures.

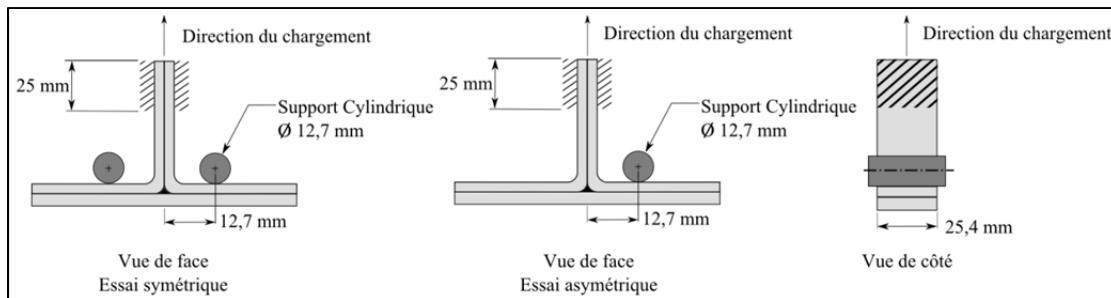


Figure 4.1 Cas de chargement des essais d'arrachement

Les essais ont été accomplis sur un appareil de traction électromécanique à vis, MTS Alliance Rf/150, équipé d'une cellule de charge de 200 kN. Le déplacement du mors et le chargement de la cellule sont enregistrés à une fréquence de 2,5 Hz. Pour charger le voile des spécimens, des mors mécaniques, MTS Wedge Action grip 150kN, ont été utilisés. Une base sur mesure, présentée à la Figure 4.2, a été utilisée pour bloquer le déplacement de la semelle à l'aide de goupilles lisses en acier rapide. Le dessin de détail de la base de test est présenté à l'ANNEXE III. Les spécimens pour les essais d'arrachement ont été taillés suivant l'essai de flexion. Afin d'obtenir un échantillonnage statistiquement significatif, six spécimens de chaque motif, incluant le joint de référence sans couture, ont été testés pour chacune des deux configurations de l'essai.

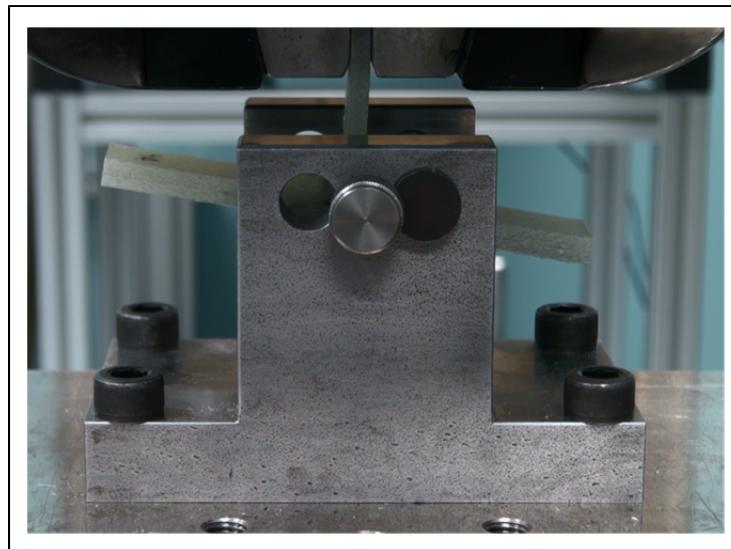


Figure 4.2 Base pour les essais d'arrachement en configuration asymétrique

Une largeur de 25,4mm a été choisie pour les spécimens suite aux recommandations d'un partenaire au sujet du protocole suivi pour leurs essais à l'interne. Les données de force ont été normalisées à cette largeur pour compenser la variabilité entre les épaisseurs des spécimens produites par la découpe manuelle. Les spécimens ont été préchargés de 50 N afin de reprendre les jeux dans l'assemblage. La norme ASTM C297M-15 recommande une vitesse d'essai pour que la rupture se produise entre trois et six minutes. Pour respecter cette consigne, la vitesse de séparation pour l'essai symétrique a été fixée à 0,5mm/mm et pour l'essai asymétrique à 1,5mm/mm. La différence de vitesse entre les deux essais est due au déplacement plus important des spécimens asymétriques.

#### 4.1.2 Contrôle par ressage

Des techniques de ressage ont été appliquées pour observer les modes de rupture des spécimens suivant l'essai d'arrachement. L'encombrement du montage a empêché l'observation de la propagation de l'endommagement. La préparation des spécimens inclut le sablage de la surface d'observation qui a été complété avant les essais d'arrachement. La surface à inspecter a d'abord été nettoyée pour éliminer les contaminants comme la poussière

et l'huile. Le nettoyeur, Spotcheck® SKC-S, a été vaporisé sur la surface et essuyé à l'aide d'un linge propre. Après le nettoyage, un liquide pénétrant, Spotcheck® SKD-S2, a été vaporisé sur la surface à inspecter. Un délai minimal de dix minutes a été respecté avant que le surplus soit enlevé à l'aide d'un linge propre. Ensuite, un liquide développeur, Zyglo® ZL-27A, a été vaporisé sur la surface. La procédure propose de laisser sécher le liquide avant l'inspection. Par contre, de meilleurs résultats ont été obtenus en nettoyant la surface, à l'aide du nettoyeur, juste avant l'inspection. Les matériaux composites ne sont généralement pas propices au contrôle par ressuage puisqu'ils sont poreux. Le matériau absorbe donc le liquide ultraviolet et masque les fissures. Les surfaces d'observation ont été photographiées sous l'éclairage d'une lampe ultraviolette.

#### 4.1.3 Résultats

##### 4.1.3.1 Essais d'arrachement symétrique

Les valeurs moyennes des essais d'arrachement symétrique sont présentées dans le Tableau 4-1 et illustrées dans la Figure 4.3. Les courbes détaillées sont présentées à l'ANNEXE IV.

Tableau 4-1 Résultats moyens des essais d'arrachement symétrique

<b>Motif</b>	<b>Initiation de l'endommagement</b>		<b>Rupture finale</b>	
	Chargement moyen (kN)	Écart-type (kN)	Chargement moyen (kN)	Écart-type (kN)
<b>00.0</b>	10,3	1,4	10,3	1,4
<b>ST.1</b>	4,6	1,0	5,5	0,1
<b>ST.2</b>	8,8	0,9	8,8	0,9
<b>ST.3</b>	6,0	3,5	9,7	1,0
<b>ST.4</b>	4,2	0,8	4,9	0,4
<b>ST.5</b>	8,0	1,4	8,0	1,4

Dans le cadre industriel du projet, le chargement d'initiation de l'endommagement est utilisé comme base d'évaluation de la performance des spécimens. Le chargement maximal est présenté afin de démontrer le potentiel de la couture dans l'amélioration de la résistance à la progression de l'endommagement.

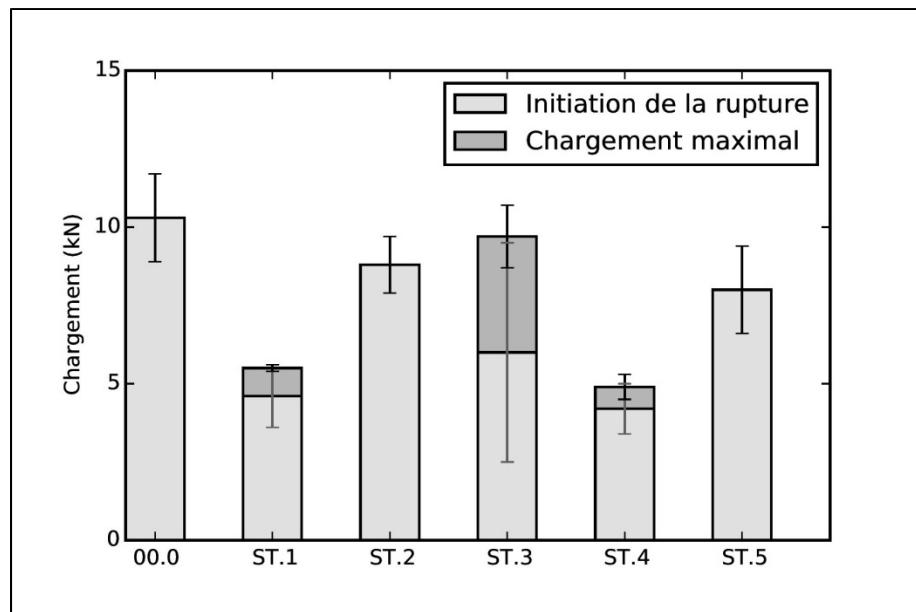


Figure 4.3 Résultats des essais d'arrachement symétrique

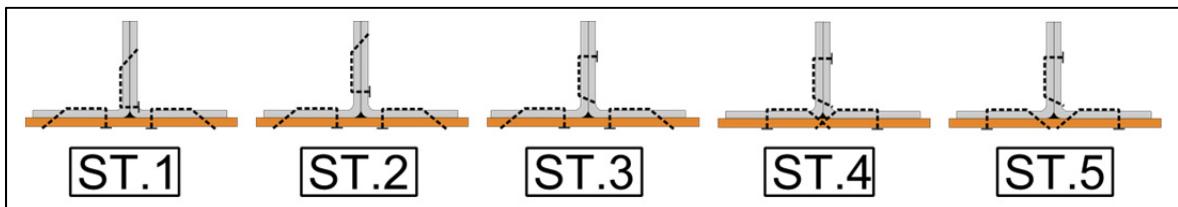


Figure 4.4 Motifs de couture

La Figure 4.4 rappelle les différents motifs de couture étudiés. Afin de simplifier la comparaison, les chargements moyens d'initiation de l'endommagement des différents motifs sont comparés avec le chargement d'initiation de l'endommagement des spécimens sans-couture. Les résultats démontrent que l'ajout de la couture, pour tous les motifs de couture,

dégrade la résistance à l'arrachement symétrique des joints en « T ». L'analyse des résultats révèle qu'il semble y avoir une corrélation entre la proximité de la couture de la nouille et le taux de dégradation de la résistance du joint. En effet, les motifs étant le plus près de la nouille, soit ST.1 (-55%), ST.3 (-42%) et ST.4 (-59%), démontrent les plus grandes dégradations. Dans le cas du motif ST.4, son motif se caractérise par les brins simples de la couture dans la semelle traversant la nouille. En observant la région de ces spécimens, présentée à la Figure 4.5, les perturbations de la région de la nouille, causées par le fil de couture, deviennent évidentes. En outre, le fil de couture, n'étant pas tendu, n'est pas efficace comme renfort. Ces distorsions produisent également des défauts qui initieraient une défaillance précoce. L'influence du paramètre de la distance devient plus apparente lorsqu'on compare les motifs similaires ST.4 (-59%) et ST.5 (-22%). Ces configurations de couture sont identiques à l'exception du paramètre de la distance pour la couture dans la semelle. Le motif le plus éloigné, soit ST.5, est celui qui résiste le mieux à l'arrachement.

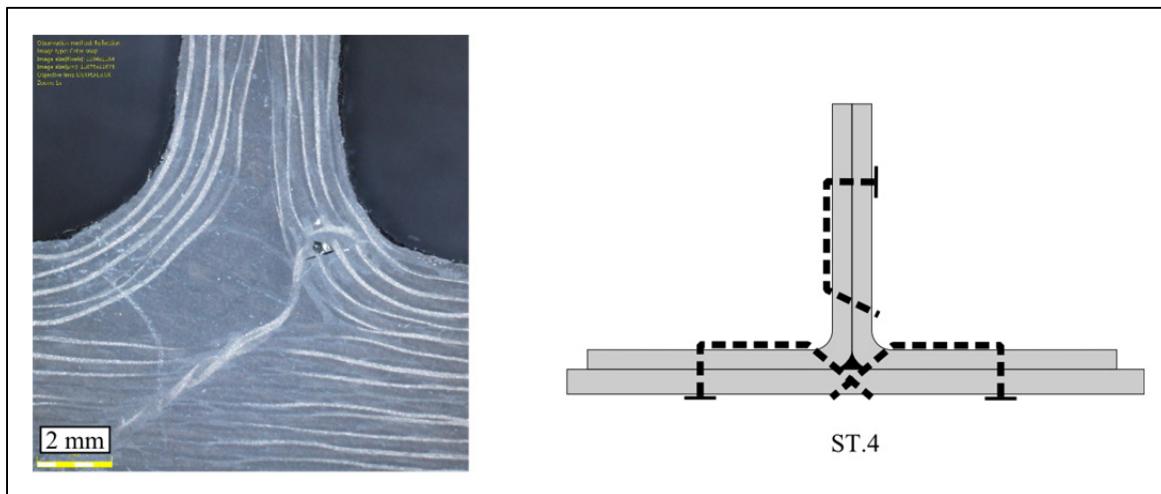


Figure 4.5 Inspection de la nouille du spécimen ST.4

Il est également possible d'appuyer la conclusion précédente en comparant les motifs ST.1 (-55%) et ST.2 (-15%) qui sont identiques à l'exception de la distance de la couture dans le voile. Le motif le plus résistant, ST.2, est celui ayant les coutures le plus éloignées de la

nouille. Le paramètre de l'orientation ne semble pas influencer la résistance à l'arrachement des joints.

Des observations visuelles durant les essais d'arrachement et le contrôle par ressuage ont révélé que la région de la nouille était le point de défaillance du joint en « T ». Il s'agit d'une zone transitoire ayant une distribution du chargement complexe, des défauts et une faible résistance à la fissuration. La compaction difficile produit également une interface de mauvaise qualité entre l'extérieur de la nouille et les laminés qui favorisent la propagation de la fissure. De plus, la nouille, étant composée de brins unidirectionnels empilés, résiste peu à propagation de la fissure.

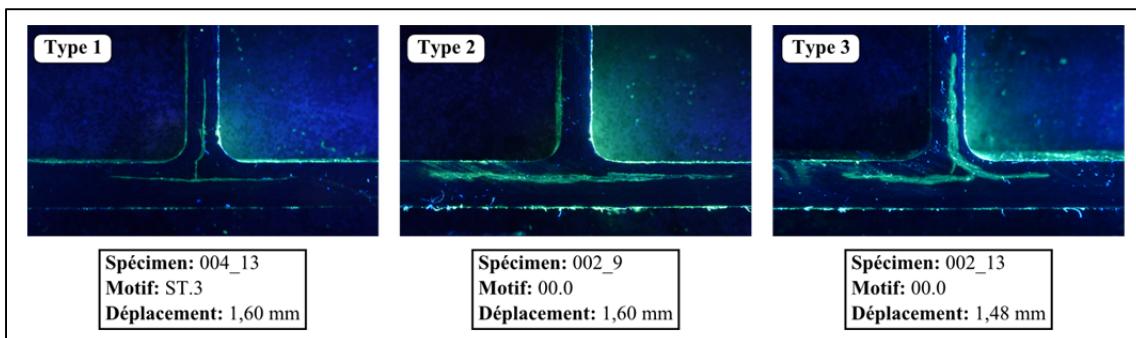


Figure 4.6 Modes de rupture pour les essais d'arrachement symétrique

Le contrôle par ressuage a révélé trois différents types de rupture, illustrés à la Figure 4.6, d'où le type 1 était le plus courant. Tel qu'observé dans la littérature (Cartie et al., 2006; Koh, Feih et Mouritz, 2011), la nouille est la région la plus critique et le point d'initiation de la fissure. La fissure se propage ensuite aux interfaces de la peau/demi-voile et dans le milieu du voile. Les modes de propagation observés pourraient s'apparenter au mode I (ouverture) et, en se fiant aux conclusions tirées en 1.3.4, l'ajout de couture pourrait améliorer la tolérance à l'endommagement des joints. Les motifs ayant démontré la dégradation la plus importante, soit ST.1, ST.3 et ST.4, ont également démontré une résilience à l'endommagement. Bien qu'il soit possible que la couture ait empêché la propagation de la fissure, il est plus probable que le chargement causant une rupture initiale dans la région de la

nouille, affaiblit par l'ajout de la couture, soit en dessous de la charge requise à propager la fissure entre les laminés de la peau ou du voile. Bref, les bénéfices potentiels produits par la réduction de la propagation de la fissure semblent être contrés par la dégradation importante de la résistance à l'arrachement par la création de défauts par le procédé de couture.

#### 4.1.3.2 Essais d'arrachement asymétrique

Les valeurs moyennes des essais d'arrachement asymétrique sont présentées au Tableau 4-2 et illustrées à la Figure 4.7. Les courbes détaillées sont présentées à l'ANNEXE IV.

Tableau 4-2 Résultats moyens des essais d'arrachement asymétrique

<b>Motif</b>	<b>Initiation de l'endommagement</b>		<b>Rupture finale</b>	
	Chargement moyen (kN)	Écart-type (kN)	Chargement moyen (kN)	Écart-type (kN)
<b>00.0</b>	1,4	0,3	1,5	0,1
<b>ST.1</b>	1,2	0,1	1,4	0,1
<b>ST.2</b>	1,1	0,2	1,6	0,1
<b>ST.3</b>	1,6	0,1	1,6	0,1
<b>ST.4</b>	0,6	0,2	0,9	0,1
<b>ST.5</b>	0,7	0,3	1,2	0,2

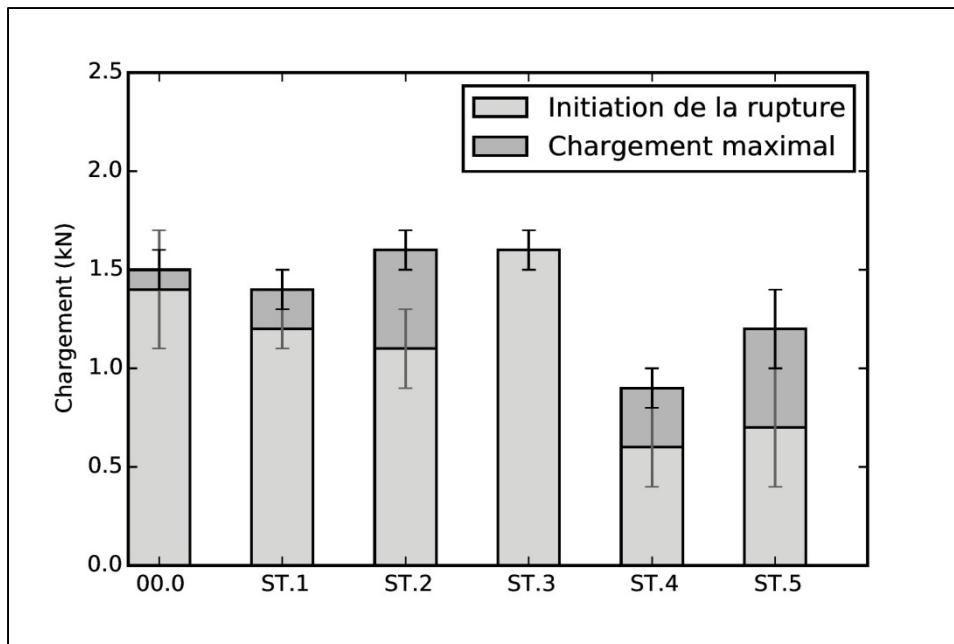


Figure 4.7 Résultats des essais d'arrachement asymétrique

Comme pour l'analyse des essais d'arrachement symétrique, le chargement moyen d'initiation de rupture des différents motifs sont comparés avec le chargement moyen d'initiation de rupture des spécimens sans-couture. Les résultats démontrent une dégradation de la résistance à l'arrachement pour la majorité des motifs à l'exception de ST.3 (14%). Ce motif est caractérisé par une couture près de la nouille dans le voile. Donc, contrairement aux essais d'arrachement symétrique, le paramètre de la distance de la couture ne semble pas avoir le même impact sur les résultats. Cette conclusion peut être appuyée en comparant les motifs ST.1 (-14%) et ST.2 (-21%) puisque ces motifs sont identiques à l'exception de la distance pour la couture du voile. Le motif le plus résistant est celui le plus près de la nouille. Une hypothèse qui expliquerait ce phénomène est que la couture rigidifie les sections du voile et des semelles. En se fiant à la Figure 4.8, il est possible d'observer que les motifs cousus, à l'exception de ST.4 et ST.5, se déplacent moins sous un même chargement. Puisque les laminés sont plus rigides, moins d'effort est distribué à la nouille.

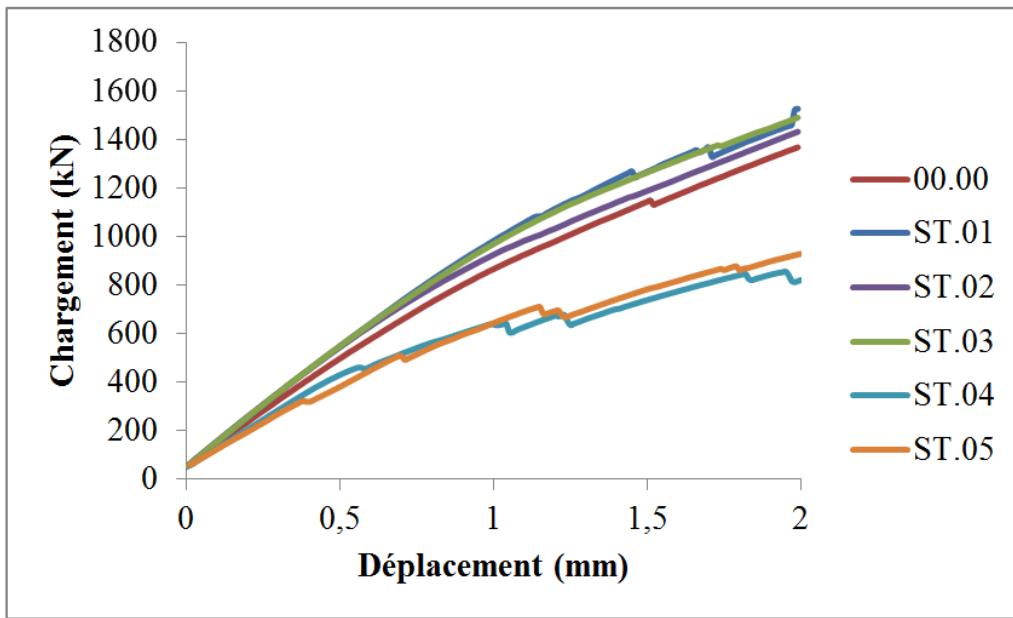


Figure 4.8 Courbe moyenne des essais d'arrachement asymétrique

Deux hypothèses expliqueraient l'augmentation de la rigidité des sections. D'abord, l'ajout de la couture peut potentiellement redistribuer les efforts de cisaillement, causés par la flexion des sections, à travers l'épaisseur du laminé. En effet, des essais ont démontré que l'ajout de la couture augmente la rigidité en flexion d'un laminé (Demircan et al., 2013; Leduc, 2015). La deuxième hypothèse qui expliquerait l'augmentation de la rigidité est la présence de l'échelle sur le dessus du laminé. Le fil de couture, composé de fils de carbone, ajoute un renfort à la fois dans le plan de la flexion et éloigné de l'axe neutre du laminé. L'échelle renforce donc la rigidité en flexion du laminé.

Une dégradation importante est observée pour les motifs ST.4 (-57%) et ST.5 (-50%) malgré le fait que les coutures sont situées très près ou à l'intérieur de la nouille. Ces motifs semblent produire des défauts dans la région de la nouille qui initient une rupture précoce qui expliquerait la réduction importante de la rigidité en flexion à la Figure 4.8.

Les essais asymétriques ont également démontré que le paramètre de l'orientation de la couture semble également avoir un impact sur la résistance à l'arrachement. Les motifs ST.1

(-14%) et ST.3 (14%) ont un comportement similaire selon la Figure 4.8, mais le motif ST.3 est plus résistant. La différence entre les motifs est au niveau de la position de la boucle (Figure 4.9). La boucle a une architecture plus complexe que le brin simple et produirait davantage de distorsions.

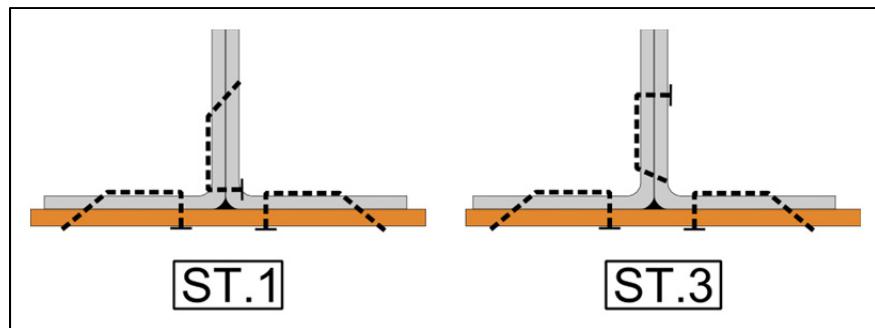


Figure 4.9 Motifs ST.1 et ST.3

La résistance à l'arrachement asymétrique dépend donc de l'interaction entre les mécanismes de rigidification des laminés et de la création de distorsions dans la nouille. Pour augmenter la résistance à l'arrachement asymétrique des joints en « T », les résultats ont démontré qu'il est nécessaire de placer les coutures près des nouilles, sans venir perturber la région de la nouille. Il est également favorable d'orienter les coutures afin d'éloigner les boucles de la nouille. L'augmentation de la résistance du joint n'est toutefois pas statistiquement significative puisque les intervalles de confiance des résultats se superposent.

Similaire aux essais symétriques, la rupture des spécimens a toujours été initiée dans la région de la nouille. Le contrôle par ressusage a révélé un seul mode de rupture, présenté à la Figure 4.10. La rupture, suite à l'initiation dans la zone de la nouille, s'est propagée à l'interface peau/demi-voile en direction de l'appui cylindrique et dans le milieu du voile. Malgré la complexité du mode, le mécanisme de propagation de la fissure semble combiner l'ouverture, mode 1, et le glissement, mode 2. Il a donc un potentiel pour l'augmentation de la tolérance à l'endommagement tel que présenté à la section 1.3.4.

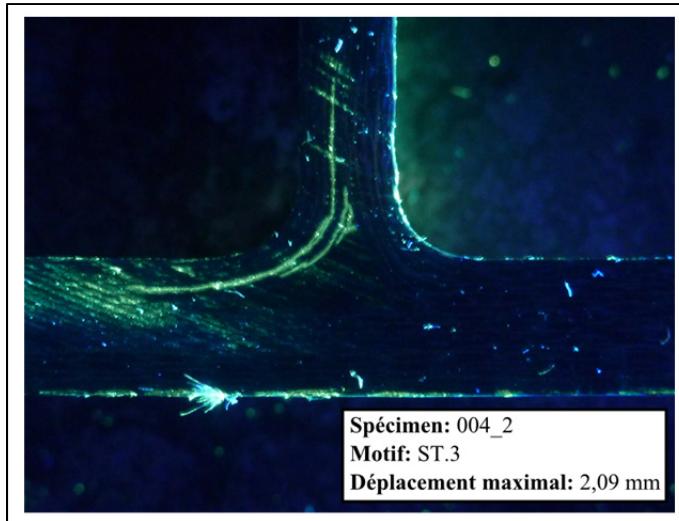


Figure 4.10 Mode de rupture pour les essais d'arrachement asymétrique

Bien que les spécimens sans-couture et tous les motifs de couture, à l'exception de ST.3, ont démontré une légère augmentation de la résilience à l'endommagement, le motif ST.2 a été plus performant à cet égard. En effet, le chargement maximal moyen de ce motif est supérieur à celui des spécimens sans-coutures. Il est donc possible que la couture conserve l'intégrité du joint et aide à redistribuer le chargement.

#### 4.2 Rigidité en flexion

Des essais de flexion trois-points ont été complétés sur des raidisseurs cousus et non cousus afin d'observer l'influence des motifs de couture sur la rigidité en flexion des éléments. La résistance à la flexion n'a pas été vérifiée puisque les éléments n'ont pas été chargés jusqu'à la rupture vu qu'ils étaient récupérés pour les essais d'arrachement présentés à la section 4.1. Un modèle numérique et des calculs selon la théorie des poutres ont été complétés pour vérifier la précision des prévisions dans le cas d'une poutre courte à section épaisse. Cette section décrit le modèle numérique, la méthodologie pour les essais de flexion trois-points, les résultats ainsi que leur analyse.

#### 4.2.1 Modèle numérique

Un modèle numérique, utilisant la méthode des éléments finis, a été bâti pour prédire le comportement du raidisseur et pour valider les résultats des calculs analytiques selon la théorie des poutres adaptée pour les matériaux composites. Le module DesignModeler® d'Ansys Workbench ® a été utilisé pour modéliser le raidisseur. La géométrie étudiée est présentée à la section 2.1. Le module de structure statique a été utilisé pour mailler le modèle, pour appliquer les conditions de frontières et pour traiter les résultats de la simulation. Des éléments coques, composés d'éléments de quatre nœuds ayant 6 degrés de liberté à chaque nœud (Shell 181), sont utilisés pour la semelle et le voile du raidisseur. La géométrie du raidisseur a été simplifiée en omettant la nouille et les rayons entre le voile et la semelle. Le modèle contenait 12835 nœuds et 12600 éléments. La taille des éléments a été sélectionnée en fonction d'une analyse de convergence qui est présentée à la Figure 4.11. Le modèle a été jugé convergé lorsque la réponse variait de moins de 1%

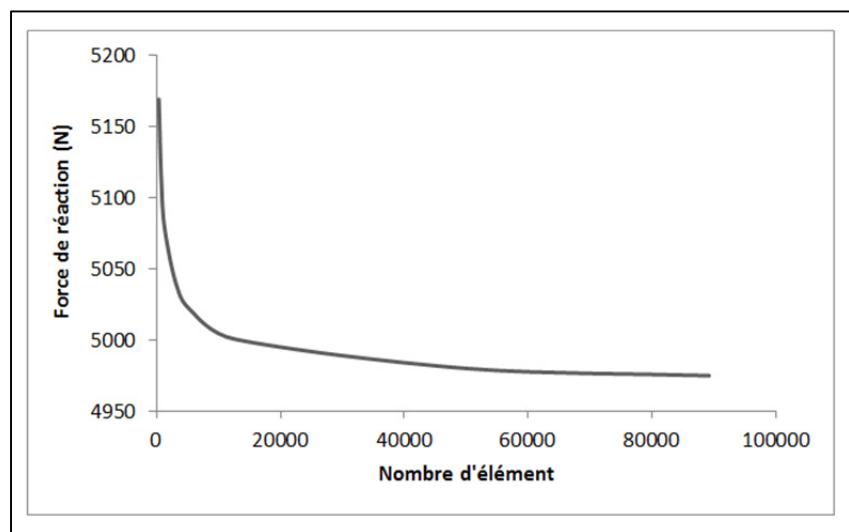


Figure 4.11 Analyse de convergence du modèle numérique

Le stratifié a été modélisé avec la fonction « Section en couche » dans le module « Mechanical » qui permet de décrire une séquence d'empilement (propriétés orthotropes, l'orientation et l'épaisseur de chaque pli). Les propriétés mécaniques d'un pli orthotrope,

présentées à la section 2.10, ont été utilisées. Une analyse non linéaire géométrique de 25 itérations a été utilisée pour augmenter la précision des résultats. La Figure 4.12 présente le modèle et la position des différentes conditions de frontières. Seuls les déplacements selon l'axe Y et Z ont été bloqués pour les arêtes de la semelle aux deux extrémités du raidisseur, soit « a » et « b ». Les arêtes de la semelle et du voile, « c », n'ont pas été bloquées. Un déplacement en Z a été imposé au centre de la poutre sur l'arête « d ». Cette méthode de modélisation assure un déplacement uniforme en Z afin d'imiter celui produit expérimentalement par les appuis cylindriques. Si une force avait été imposée dans le modèle, comme durant l'essai mécanique, la déformation de l'arête « d » varierait en Y dû à la différence de rigidité entre le centre du raidisseur et les extrémités libres de la semelle. La déflexion maximale au centre de la poutre a donc été trouvée par itération à l'aide du module d'optimisation d'Ansys afin d'obtenir une force de 5000 N générée par le déplacement imposé.

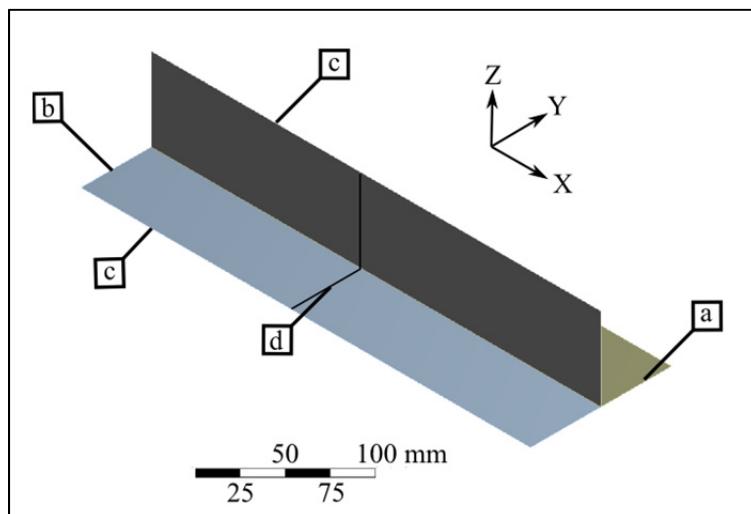


Figure 4.12 Modèle pour la rigidité en flexion

#### 4.2.2 Essai de flexion trois-points

En se fiant à la norme ASTM D790-10 (Standard Test Methods for Flexural Properties of Unreinforced and Reinforced Plastics and Electrical Insulating Materials), les essais de flexion trois-points sont généralement complétés sur des coupons plats ayant un ratio de

largeur/épaisseur supérieur à 16 :1. On retrouve cependant quelques publications qui évaluent les propriétés en flexion de raidisseurs en « T » (Thomson et al., 1999). Bien que les propriétés en flexion soient généralement évaluées sur des coupons plats, des essais de flexion sont proposés pour vérifier l'influence de la couture sur les raidisseurs en « T ». Il est possible que la couture améliore le transfert de charge entre la peau et le voile en cousant près de la nouille. Vue la géométrie non standard étudiée et le ratio faible largeur/épaisseur de 1,75 :1, la procédure de l'essai devait être adaptée de la norme D790-10. Le montage de l'essai est présenté à la Figure 4.13. Les spécimens n'ont pas été testés jusqu'à la rupture puisque l'objectif était de vérifier l'impact de la couture sur la rigidité en flexion des raidisseurs et puisque les spécimens étaient récupérés, suivant les essais de flexion, pour les essais d'arrachement. Les essais ont été accomplis sur un appareil de traction électromécanique à vis, MTS Alliance Rf/150, équipé d'une cellule de charge de 200 kN.

Un chargement initial de 20 N a été appliqué aux raidisseurs pour immobiliser le montage et une force maximale de 5000 N a été appliquée durant l'essai afin d'éviter l'endommagement des spécimens. Une vitesse de déplacement de la traverse de 0,34 mm/mm a été imposée et elle a été fixée en se basant sur l'équation 1 de la procédure A de la norme D790-10. Une base de test réglable pour essais de flexion a été utilisée pour supporter le raidisseur. La distance entre les appuis cylindres, situés aux extrémités du raidisseur, a été fixée à 300 mm en fonction de la longueur maximale permise par cette base et pour assurer que le raidisseur dépasse les appuis d'au moins 10% de sa longueur totale afin d'éviter le glissement des spécimens.

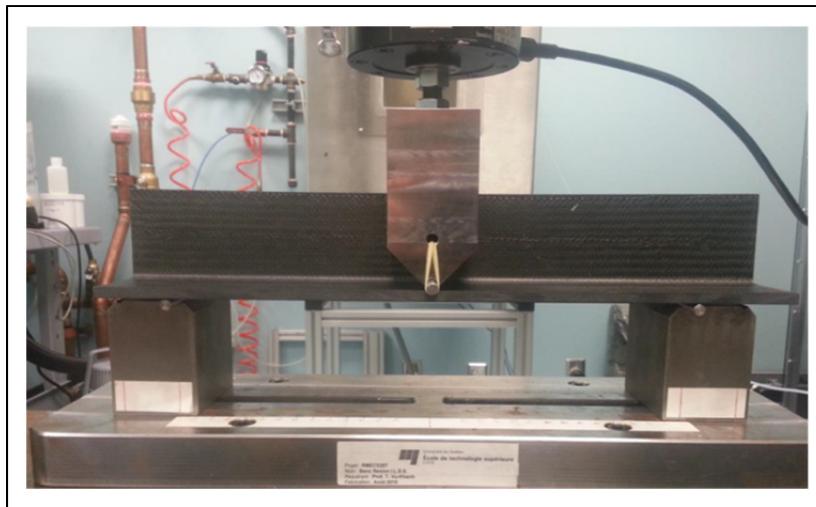


Figure 4.13 Montage pour les essais de flexion trois-points

Le chargement est appliqué, à équidistance des appuis, sur la semelle de chaque côté du voile à l'aide d'un poinçon fabriqué sur mesure équipé d'appuis cylindriques (Figure 4.14). Le dessin de détail du poinçon est présenté à l'ANNEXE III. Des goupilles en acier ayant un diamètre de 6,35 mm (0,25 po) ont été utilisées. La rigidité a été calculée en se basant sur la théorie des poutres, présentée à la section 1.5.1, en utilisant les données recueillies par le déplacement de la traverse et par la cellule de charge. Conformément à la procédure de la norme D790-10, les résultats dans le pied de la courbe de l'essai de flexion ont été omis pour les calculs et seule la région linéaire a été considérée.

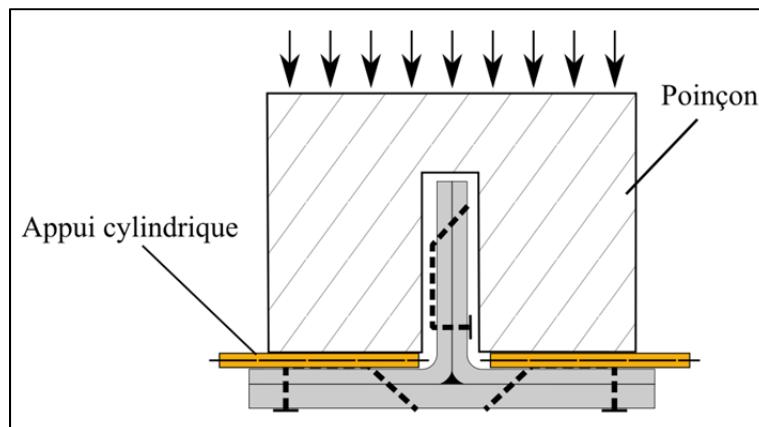


Figure 4.14 Vue de section du montage

### 4.2.3 Résultats

Les résultats des essais de flexion trois-points, du modèle numérique et de la théorie des poutres adaptée pour les matériaux composites sont présentés au Tableau 4-3. La région linéaire des courbes force-déplacement des essais expérimentaux a été utilisée pour estimer une rigidité équivalente en flexion homogène. Cette approche se base sur la théorie des poutres qui est développée à la section 1.5.1. L'équation (4.1) démontre l'application de cette approche qui dépend du gradient de la courbe force-déplacement. Les données des essais de flexion trois-points sont présentées à l'ANNEXE IV.

$$\widehat{EI}_{yy} = \frac{\Delta P}{\Delta w} \frac{(300 \text{ mm})^3}{48} \quad (4.1)$$

Pour observer l'impact de l'ajout de la couture et pour vérifier la précision des calculs théoriques, les rigidités équivalentes en flexion, soit  $\widehat{EI}_{yy}$ , sont comparées à la rigidité équivalente du raidisseur sans-couture.

Tableau 4-3 Résultats des essais de flexion trois-points et des modèles

	Rigidité en flexion $\widehat{EI}_{yy}$ (N mm <sup>2</sup> )	Écart type (N mm <sup>2</sup> )	Écart avec raidisseur de référence
Résultats expérimentaux moyens	00.0	$3,47 \times 10^9$	$0,05 \times 10^9$ --
	ST.1	$3,34 \times 10^9$	$0,03 \times 10^9$ -4%
	ST.2	$3,42 \times 10^9$	$0,04 \times 10^9$ -1%
	ST.3	$3,38 \times 10^9$	$0,02 \times 10^9$ -3%
	ST.4	$4,06 \times 10^9$	$0,10 \times 10^9$ 17%
	ST.5	$3,87 \times 10^9$	$0,06 \times 10^9$ 12%
Modèle numérique	$6,06 \times 10^9$	--	75%
Théorie des poutres	$6,32 \times 10^9$	--	82%

Les motifs qui ont démontré une augmentation de la rigidité en flexion, soit ST.4 et ST.5, sont caractérisés par une couture dans la semelle près de la nouille. L'ajout de la couture à cette interface semble faciliter la distribution du chargement de la semelle vers le voile. Le voile, étant plus chargé, augmenterait la rigidité globale de la structure puisque sa section est plus éloignée de l'axe neutre que celle de la semelle. L'augmentation de la distance d'une section de l'axe neutre s'accompagne de l'augmentation du moment quadratique qui influence la rigidité en flexion selon la théorie des poutres présentée à la section 1.5.1. On constate également l'éloignement de la couture de la région de la nouille s'accompagne avec une réduction de la rigidité en flexion. On aurait pu s'attendre à une augmentation de la rigidité en flexion par l'ajout de la couture comme observé par (Leduc, 2015) durant l'étude des plaques planes cousues. Il est probable que les mécanismes qui augmentent la rigidité en flexion, présentés à la section 1.3.2, sont moins importants que ceux des distorsions qui réduiraient la rigidité en flexion. Il est important de rappeler que les essais n'ont pas été menés jusqu'à la rupture. Il est donc possible que la résistance des poutres en flexion ait été

réduite pour les motifs situés près de la nouille, similaire au comportement observé durant les essais d'arrachement.

Bien que les modèles aient estimé des rigidités en flexion similaires, ils surestiment grossièrement la rigidité du spécimen sans-couture. L'écart important entre les observations et les modèles pourrait s'expliquer par l'influence du module de cisaillement interlamininaire qui n'est pas considérée dans le modèle numérique et dans les calculs analytiques. Selon (Chinchan et al., 2014), les zones riches en résine aux interfaces des couches augmenteraient considérablement la déflexion pour des cas de colonnes courtes à sections épaisses, comme pour les essais de flexion sur des raidisseurs en «T».

#### **4.3 Sélection d'un motif préférentiel**

L'évaluation de la qualité des pièces et les résultats des essais précédents ont permis la sélection d'un motif de couture préférentiel. Le Tableau 4-4 présente les divers résultats et compare les résultats moyens des essais mécaniques à la valeur moyenne du raidisseur non cousu. Un rappel des motifs est présenté à la Figure 4.15.

Tableau 4-4 Résumé des résultats pour la sélection d'un motif

Motif	Arrachement symétrique	Arrachement asymétrique	Flexion trois-points
ST.1	-55%	-14%	-4%
ST.2	-14%	-21%	-1%
ST.3	-42%	11%	-3%
ST.4	-60%	-57%	17%
ST.5	-22%	-51%	12%

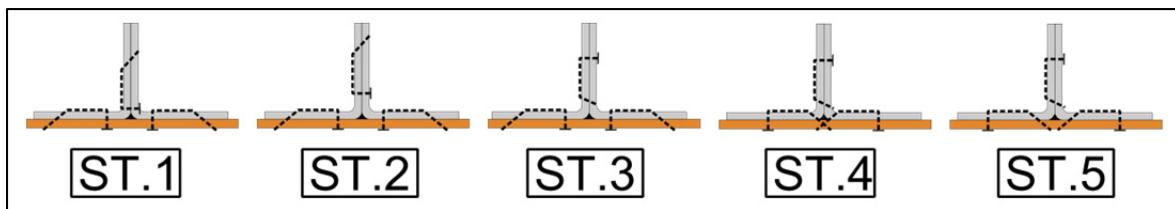


Figure 4.15 Motifs de couture

Les essais d'arrachement symétrique ont révélé qu'il est préférable d'éloigner la couture de la nouille afin d'éviter de produire des défauts dans cette zone fragile. Les motifs ayant la couture près de la nouille (ST.1, ST.3 et ST.4) sont ceux qui ont subi les dégradations les plus importantes. Les essais asymétriques ont également démontré un comportement similaire pour les motifs ST.4 et ST.5; une couture dans la nouille semble produire des défauts réduisant la résistance du joint. Seul le motif ST.3 a démontré une augmentation de la résistance à l'arrachement pour un cas de chargement asymétrique. Il est supposé que l'augmentation de la rigidité des laminés du voile et de la semelle, par l'ajout de la couture, réduit l'effort appliqué sur la nouille. En somme, les essais d'arrachement ont révélé que la couture n'est pas une méthode de renforcement efficace et qu'il est préférable d'éviter de perturber la région de la nouille.

Les essais de flexion trois-points ont démontré que la couture tend à réduire légèrement la rigidité en flexion du raidisseur, par la création de distorsions durant le procédé de couture.

Deux motifs (ST.4 et ST.5) ont subi une rigidification qui semble être produite par une meilleure distribution du chargement entre le voile et la semelle par l'ajout de la couture dans la nouille. Cependant, il est supposé que si les raidisseurs étaient testés jusqu'à la rupture, une réduction de la résistance à la flexion aurait été observée comme pour les essais d'arrachement. L'augmentation potentiellement de la rigidité par une couture dans la nouille est donc contrée par la réduction massive de la résistance du raidisseur.

Finalement, l'évaluation de la qualité des pièces a montré qu'il est préférable d'éviter de placer la couture près de la transition entre le contre-moule rigide et le sac flexible. La zone transitoire rend le mouillage de la pièce plus difficile et la présence de couture semble favoriser la création de zones sèches autour des fils.

Les conclusions précédentes ont servi à la conception d'un nouveau motif de couture, ST.6 présenté à la Figure 4.16, puisqu'aucun motif original n'était idéal. Ce motif sert donc aux essais de compression qui suivent et à la fabrication d'un panneau démonstrateur. La semelle est assemblée avec une couture opposée avec une distance de 40 mm afin de limiter les distorsions dans la région de la nouille en étant suffisamment éloignée de la fin des contre-moules pour éviter la création de zones sèches. Le voile est assemblé avec une couture adjacente ayant une distance de 20 mm pour les mêmes considérations. Une couture adjacente a été recommandée par le Groupe CTT pour assurer la solidité de la préforme. Bien qu'une couture rapprochée puisse potentiellement augmenter la résistance à l'arrachement asymétrique d'un joint en « T », les bénéfices sont aliénés par la dégradation observée pour un chargement symétrique.

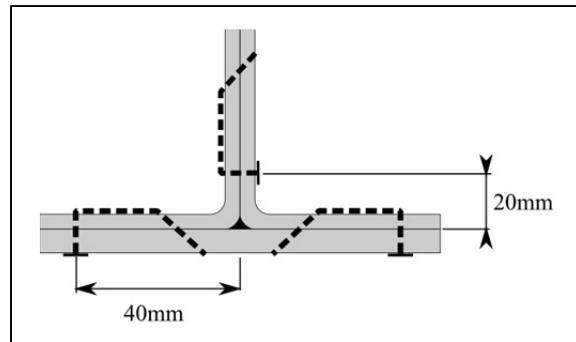


Figure 4.16 Motif de couture final

#### 4.4 Résistance à la compression et comportement en post-flambement

Des raidisseurs ont été chargés axialement pour vérifier l'influence de la couture sur le mode de défaillance. Un raidisseur, assemblé avec le motif de couture préférentiel, Figure 4.16, est comparé à un raidisseur sans-couture. Le mode de rupture le plus probable a d'abord été établi à l'aide de modèle numérique et analytique afin d'instrumenter les raidisseurs en conséquence. Afin de vérifier l'influence de la couture sur la tolérance à l'endommagement, un raidisseur sans-couture et un raidisseur cousu ont été endommagés et comparés à leurs raidisseurs de référence correspondants. Cette section présente le modèle numérique, la méthodologie des essais et les résultats accompagnés de leur analyse.

##### 4.4.1 Modèle numérique

Un modèle numérique, similaire à celui développé pour prédire le comportement en flexion, a été bâti pour prédire le comportement d'un raidisseur sans-couture chargé axialement. Le module de dessin d'Ansys Workbench® DesignModeler® a été utilisé pour modéliser le raidisseur. Pour simplifier le modèle, la nouille et les rayons entre le voile et la semelle ont été omis. La géométrie du modèle est celle présentée à la section 2.1. Le module de flambage linéaire d'Ansys Workbench® a été utilisé pour mailler le modèle et pour générer la solution en fonction des conditions de frontières. Une méthode présentée par (Cook, 2001) a été utilisée pour converger les résultats du modèle. Pour les analyses de flambage, le solveur détermine un facteur de multiplicateur de charge par lequel on multiplie l'amplitude de la force initialement appliquée afin d'obtenir le chargement critique au flambage. On maille

d'abord la géométrie avec trois niveaux de raffinement en réduisant de moitié la taille des éléments ( $h$ ) entre chaque étude. On trace ensuite la fonction présentée à l'équation (4.2) qui dépend du coefficient «  $n$  » afin d'obtenir une droite telle qu'illustrée à la Figure 4.17.

$$\emptyset = f(h^n) \quad (4.2)$$

Le coefficient «  $n$  », variant généralement entre 0 et 2, est sélectionné afin d'obtenir un coefficient de détermination ( $R^2$ ) le plus près possible de 1. La valeur à l'origine ( $h=0$ ) de la régression linéaire correspond à la valeur convergée.

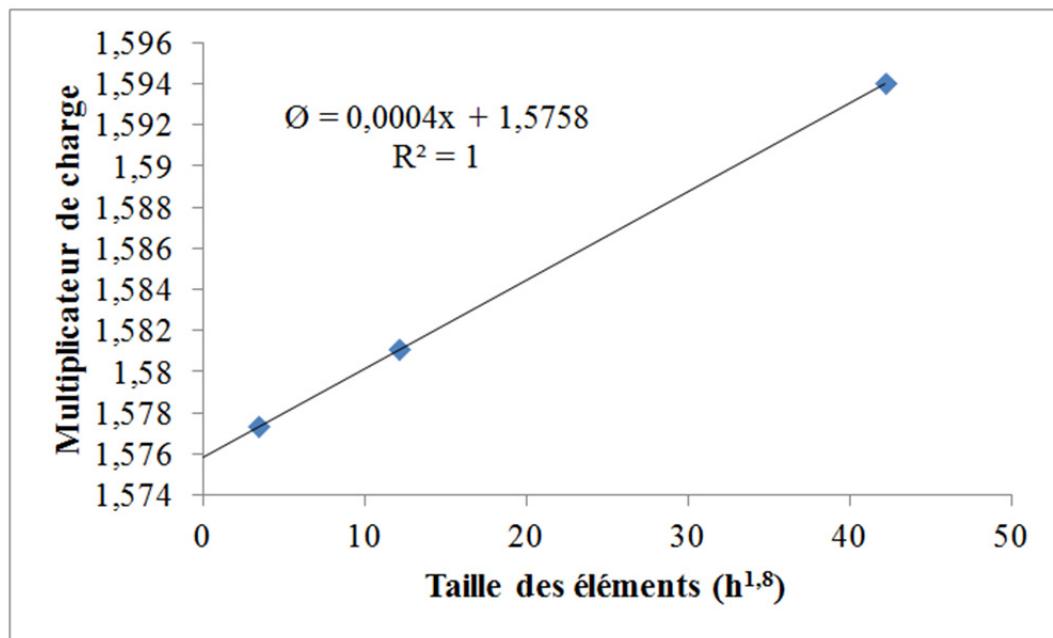


Figure 4.17 Analyse de convergence du modèle numérique

La fonction « section en couche » a été utilisée pour appliquer la séquence d'empilement du voile et de la semelle aux éléments coques. Les propriétés des plis orthotropes, déterminées à la section 2.10, ont été appliquées aux plis. Le modèle, présenté à la Figure 4.18, identifie la position des différentes conditions de frontières utilisées. À une des extrémités du raidisseur, soit les arrêtes du voile et de la semelle identifiées par «  $a$  », tous les degrés de liberté sont bloqués à l'exception du déplacement en X. À l'extrémité opposée du raidisseur, identifiée

par « b », tous les degrés de liberté sont bloqués pour simuler l'encastrement. Les rotations ont été bloquées afin de simuler les extrémités encapsulées par de la résine époxy dans les supports en aluminium décrits dans la section 4.4.2. Les arêtes longues du voile et de la semelle, identifiées par « c », n'ont pas été retenues. Un déplacement uniforme de 1 mm a été imposé aux arêtes de l'extrémité « a » pour simuler une compression axiale uniforme. Le chargement causant le flambage est déterminé en multipliant le facteur de charge causant le flambage à la réaction du déplacement imposée. Ces deux facteurs ont été déterminés par le solveur d'Ansys.

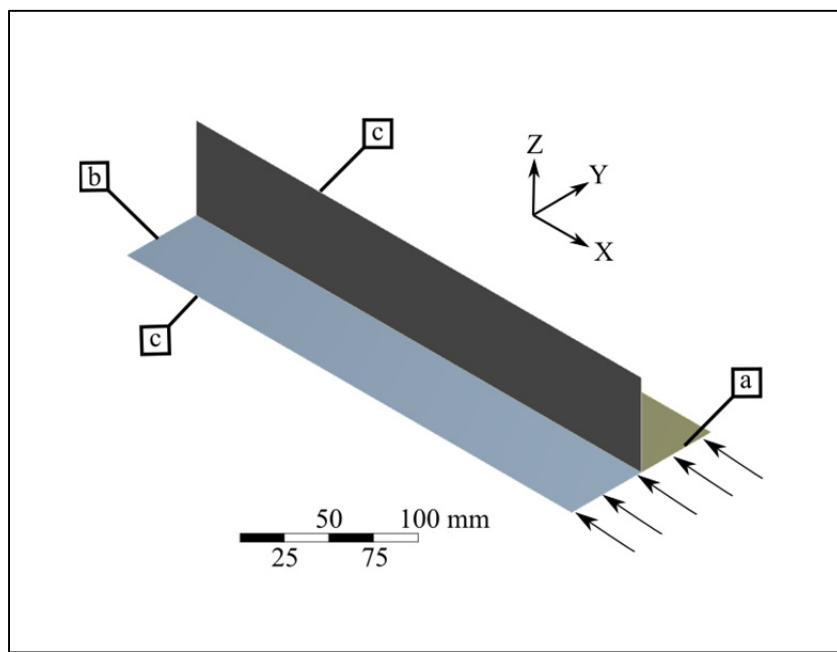


Figure 4.18 Modèle numérique du raidisseur en compression

#### 4.4.2 Essai de compression

Le mode de défaillance d'un raidisseur en « T » chargé axialement a été vérifié expérimentalement sur un banc d'essai hydraulique MTS 810 (Figure 4.19a). Les spécimens ont été testés jusqu'à la rupture pour vérifier leur résistance maximale. Une vitesse de déplacement de 0,5mm/min a été fixée afin de limiter la durée de l'essai à moins de 5 minutes. Le déplacement causant le flambage a été obtenu à l'aide du modèle numérique.

Plusieurs précautions ont été prises pour empêcher la rotation des extrémités des raidisseurs. Les extrémités du raidisseur ont été encapsulées dans des supports en aluminium avec de la résine époxy pour assurer une distribution du chargement uniforme et enlignées dans le sens du déplacement de la traverse. Ensuite, deux plateaux rigides ont été choisis pour comprimer le spécimen afin d'éviter la rotation des extrémités du raidisseur. Finalement, l'axe neutre théorique du raidisseur, déterminé par la théorie des poutres, a été enligné avec le centre des plateaux. Les raidisseurs avaient une longueur libre de 350 mm. Le banc d'essai est équipé d'une cellule de charge de 500 kN. Une vitesse d'acquisition de 1 Hz a été choisie pour la lecture du déplacement de la traverse. Les raidisseurs ont été instrumentés pour déterminer le début du flambage et pour observer leur comportement en post-flambage. Deux paires de jauge de déformation SGD-3/350-LY11 ont été installées dos à dos sur le voile pour observer l'initiation du flambage. Une vitesse d'acquisition de 1Hz a été utilisée pour les jauge. Elles ont été positionnées au quart et à la moitié de la longueur du raidisseur. Un système de mesure tridimensionnelle des déformations, ARAMIS®, a également été utilisé pour obtenir le déplacement de la semelle et pour étudier le comportement post-flambage des raidisseurs. La calibration du système, suivant la procédure du fabricant, a assuré la validité des résultats. Une vitesse d'acquisition de 2 Hz a été sélectionnée sur ce système. Un motif mouchetis a été peinturé sur la semelle, à l'aide de peinture en aérosol, pour permettre la mesure des déformations (Figure 4.19b).



Figure 4.19 Instrumentation sur le montage de l'essai de compression

#### 4.4.3 Endommagement des raidisseurs

La tolérance à l'endommagement est une propriété nécessaire dans les structures aéronautiques afin d'assurer l'intégrité de la structure en cas d'accident. Dans le cadre industriel de ce projet, l'influence de la couture sur la tolérance à l'endommagement a été vérifiée sur des coupons plats et elle est présentée à la section 1.3.5. Pour vérifier si la couture se comporte de la même façon sur des éléments structuraux, un raidisseur cousu avec le motif préférentiel et un raidisseur sans-couture ont été endommagés en suivant la norme ASTM D7136M12 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event). Un puits de chute, Instron CEAST 9350, a été utilisé avec un impacteur hémisphérique de 20 mm.

L'endommagement des raidisseurs a été complété au Centre de Développement des Composites du Québec (CDCQ, St-Jérôme, Québec). Les raidisseurs ont été endommagés au centre de la semelle vis-à-vis le voile avec une énergie de 50 J. Une masse de 7 kg a été relâchée à une hauteur de 728 mm. En fonction des lignes directrices d'un partenaire industriel, l'objectif était de produire un dommage à peine visible, « barely visible impact damage », qui équivaut à une indentation ayant une profondeur de 2,5 mm. La profondeur de l'indentation de chaque spécimen a été mesurée à l'aide de la tête laser décrite à la section 3.1.1. L'énergie et le diamètre de l'impacteur ont été sélectionnés en fonction des résultats et des observations faites durant les essais sur les coupons qui ont utilisé un impacteur de 16 mm et une énergie d'impact de 30 J. Un impacteur plus gros a été sélectionné pour réduire la pénétration et une énergie d'impact plus élevée a été choisie pour compenser pour l'épaisseur de la semelle (6,45 mm vs 4,3 mm pour les coupons plats). Un montage spécial, illustré à la Figure 4.20, été utilisé pour supporter les extrémités de la semelle durant l'essai d'endommagement.

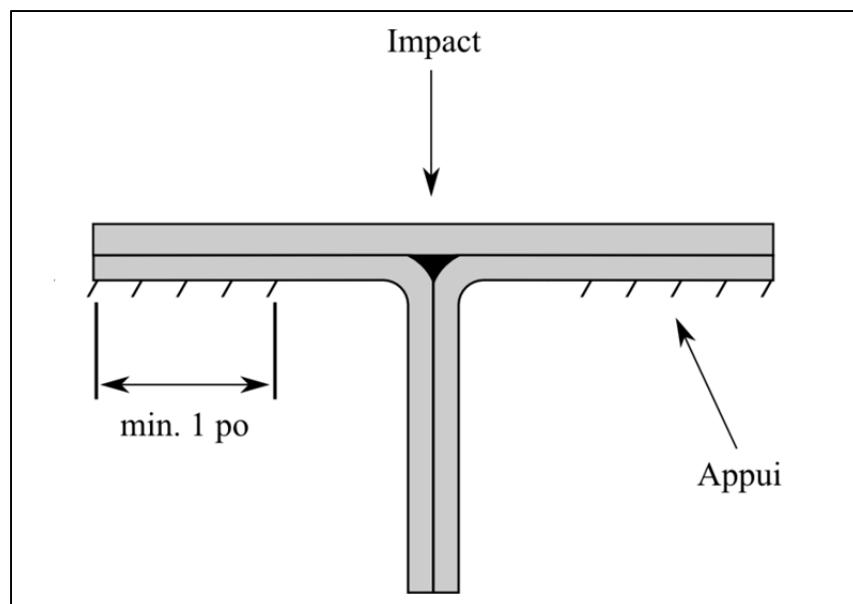


Figure 4.20 Montage pour l'endommagement des raidisseurs

#### 4.4.4 Résultats

##### 4.4.4.1 Prévision du comportement d'un raidisseur chargé axialement en compression

Afin de prévoir le mode de défaillance d'un raidisseur chargé axialement en compression, les différents modes de rupture, présentés à la section 1.4, ont été étudiés à l'aide de plusieurs outils. Le Tableau 4-5 présente les estimations calculées.

Tableau 4-5 Prévision pour un raidisseur chargé en compression

Mode de rupture	Analytique (kN)	MIL-HDBK (kN)	Modèle numérique (kN)
<b>Compression</b>	Voile	562	--
	Semelle	541	--
<b>Crippling</b>	Voile	--	201
	Semelle	--	251
<b>Flambage local</b>	Voile	152	--
<b>Initiation du flambage global</b>	plan x-z	$9,93 \times 10^3$	--
	plan x-y	$2,86 \times 10^3$	--
	torsionnel	179	--
<b>Rupture en flambage global</b>	--	242	--

La limite en compression a été calculée à partir des résultats obtenus suite aux essais sur les coupons plats. La rupture de la semelle se produirait avant celle du voile malgré que le voile soit plus mince. La semelle, étant plus épaisse, assure un ratio du chargement plus important que celle du voile. Il est peu probable que la limite en compression du raidisseur soit atteinte avant l'apparition d'un comportement d'instabilité puisque les arêtes du spécimen ne sont pas supportées.

Pour le crippling, le voile, ayant le ratio largeur-épaisseur le plus grand, est la section du raidisseur la plus susceptible à rompre en premier. La limite en crippling est une valeur conservatrice puisqu'elle est déterminée de façon semi-empirique à partir d'un facteur

correctif et de la limite en compression du laminé. Ils n'existent pas de méthode exacte pour calculer la limite en crippling des matériaux composite contrairement aux métaux. Afin de vérifier que ce mode de rupture post-flambage soit possible, il est important de vérifié le chargement provocant le flambage locale du voile. En appliquant la méthode développée à la section 1.5.3, il est possible de conclure que le chargement critique au flambage local est inférieur au chargement critique pour le crippling. Ce mode est donc un candidat potentiel.

Pour le flambage global, le mode torsionnel est celui le plus probable vue la faible rigidité en torsion du raidisseur en « T ». Les calculs analytiques, suivant la théorique d'élasticité, et le modèle numérique estiment une valeur identique pour le chargement critique causant le flambage torsionnel. Le chargement à la rupture en flambage global a été vérifié en appliquant la méthode développée dans le MIL-HDBK à partir de la limite en crippling calculée précédemment. La valeur obtenue se situe près de la limite en crippling. Les deux scénarios les plus plausibles sont une rupture par crippling ou la rupture suite au flambage global, en mode torsionnel, du raidisseur.

#### **4.4.4.2 Endommagement artificiel des raidisseurs**

L'évaluation de l'endommagement des raidisseurs cousu et non-cousu est d'abord présentée afin de mieux juger de la qualité des résultats. Un exemple de la zone endommagée numérisée est présenté à la Figure 4.21. Le diamètre des indentations de chaque raidisseur était d'environ 8 mm.

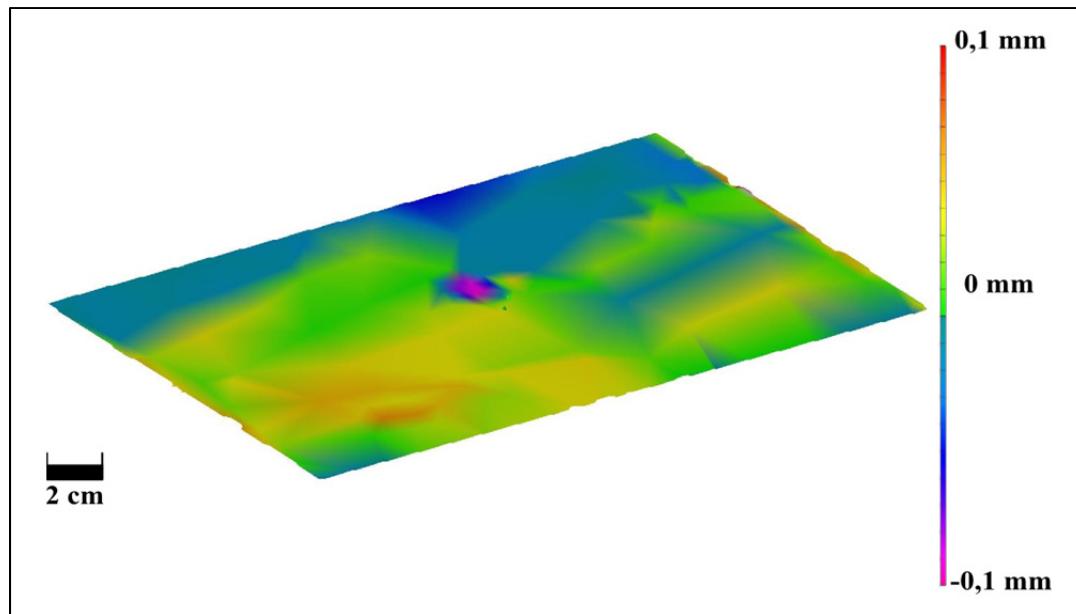


Figure 4.21 Numérisation de la zone endommagée pour le raidisseur cousu

Le Tableau 4-6 présente les résultats des essais d'endommagement, présentés à l'ANNEXE IV. L'inspection par ultrason a été complétée par le Centre technologique en aérospatiale (CTA, St-Hubert, Québec).

Tableau 4-6 Résultats de l'endommagement des raidisseurs

Description du raidisseur	Sans-couture	Cousu
Profondeur de l'indentation	0,12 mm	0,17 mm
Zone délaminée	3500 mm <sup>2</sup>	5500 mm <sup>2</sup>

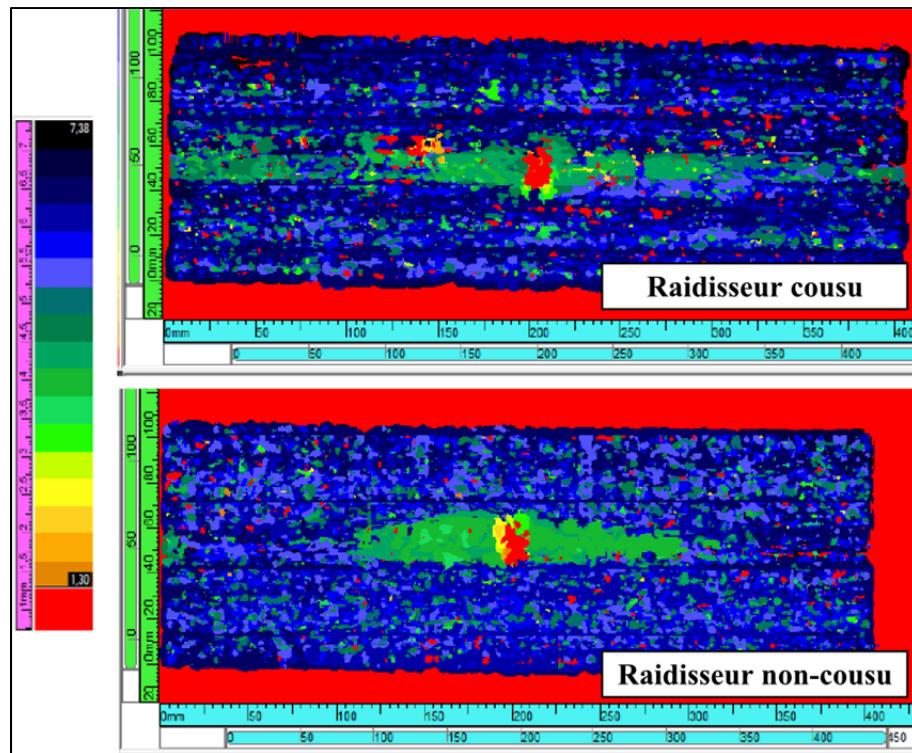


Figure 4.22 Inspection par ultrasons: Vue normale à la semelle

L'analyse par ultrason est une technique d'inspection non destructive qui permet de détecter les discontinuités à l'intérieur d'un matériau. Généralement, il est préférable d'inspecter la pièce avant et après l'endommagement afin d'éviter de confondre des défauts initialement présent dans la pièce avec ceux produits par l'impact. Dans le cas de cette maîtrise, les raidisseurs ont seulement été inspectés post-impact. Elle a permis d'observer les zones de délamination produites par l'endommagement des raidisseurs (Figure 4.22). Pour le raidisseur sans-couture, une seule zone de délamination a été détectée à l'interface de la peau et du demi-voile. La propagation de la fissure à cette interface est logique puisque l'impact est vis-à-vis la nouille. L'initiation de la délamination à l'interface de la nouille s'est propagée aux interfaces de la peau et du demi-voile. Pour le raidisseur cousu, deux zones de délamination ont été observées; une zone de  $3000 \text{ mm}^2$  à l'interface de la peau et du demi-voile et une zone de  $2500 \text{ mm}^2$  dans le demi-voile. En comparant les zones de délamination à l'interface de la peau et du demi-voile obtenue, illustrées en vert dans la Figure 4.22, il est possible d'observer que le raidisseur cousu a une zone plus étroite. La couture semble limiter

la propagation de la fissure à cette interface. Cette observation est cohérente avec les essais sur les coupons plats, présentée à la section 1.3.5, qui démontre que la couture augmente la résistance à la propagation de la fissure. Par contre, il n'est pas possible de conclure que la couture améliore la résistance à l'endommagement puisque la zone de délamination ne s'est pas limitée à un endroit et a produit une surface délamинée totale plus importante.

#### 4.4.4.3 Essais de compression

Les quatre raidisseurs ont brisé par flambage global torsionnel, illustré à la Figure 4.23. Ce mode est caractérisé par la rotation de la section autour de son axe neutre tout en conservant la perpendicularité entre le voile et la semelle. Les colonnes à section ouverte, comme les sections en « I », en « C » et « T », sont susceptibles à ce type de rupture puisqu'ils ont une rigidité en torsion faible. La rupture finale se produit par une combinaison des contraintes de cisaillement, créées par la rotation de la section, et de compression.

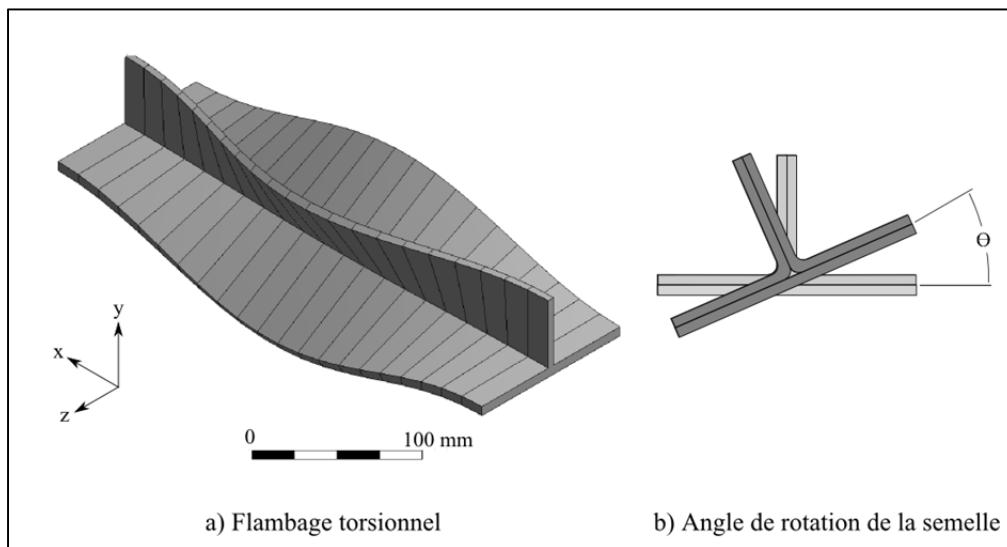


Figure 4.23 Flambage torsionnel d'un raidisseur en « T »

La force maximale à la rupture a été déterminée avec les données provenant de la cellule de charge et la force initiant le flambage a été déterminée en se fiant aux courbes de déformation acquises à l'aide des jauge de déformation présentées. Les graphiques des essais sont

présentés à l'ANNEXE IV. Le point d'initiation a été choisi lorsque le gradient de la force en fonction des déformations change de signe. Les résultats ont été comparés à la prévision du modèle numérique pour le raidisseur sans-couture et ils sont illustrés à la Figure 4.24. Pour l'évaluation du comportement en post-flambage des raidisseurs, la Figure 4.25 trace la rotation de la semelle en fonction de la force.

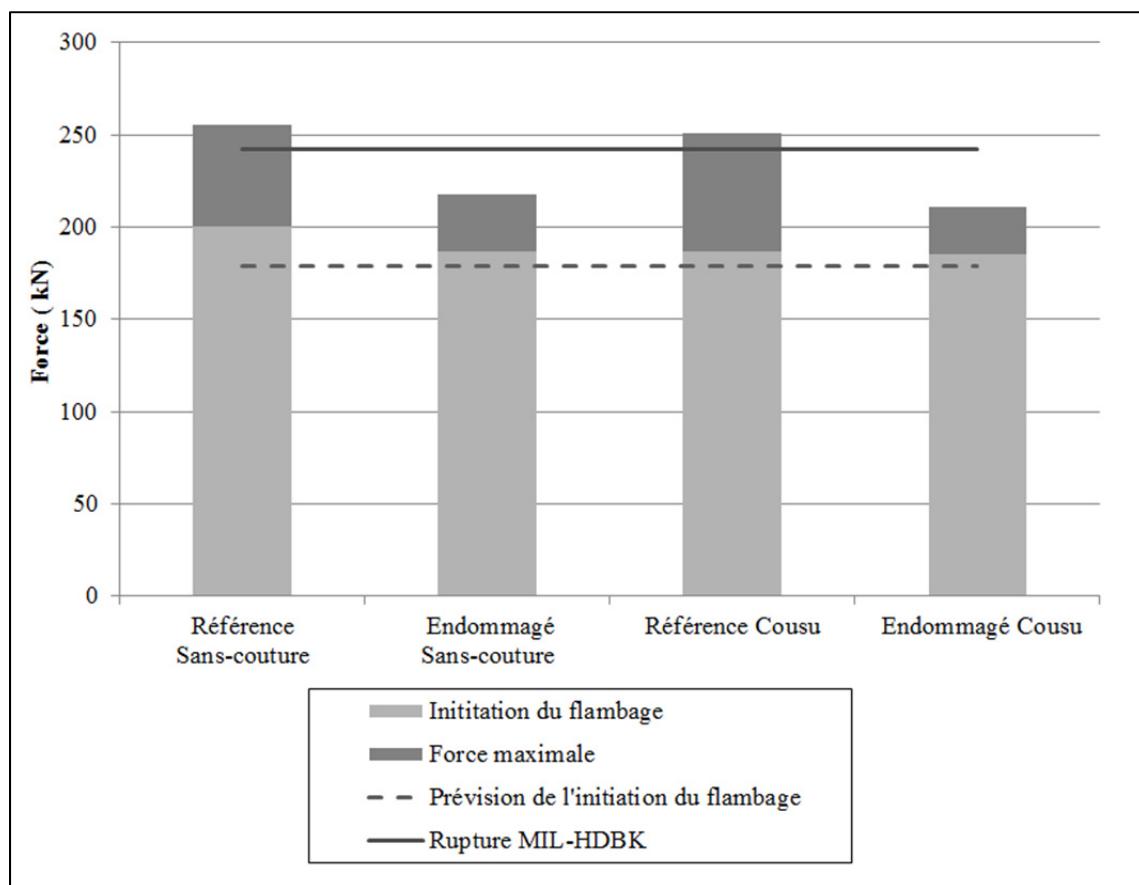


Figure 4.24 Résultats de l'essai des essais de compression

La couture ne semble d'abord pas influencer la force maximale puisque les raidisseurs de références, soit ceux non endommagés, ont succombé à la rupture à un chargement similaire, moins de 2% d'écart. Pour les raidisseurs endommagés, qui sont comparés à leur raidisseur de référence respectif, ils ont démontré une dégradation équivalente. Pour le raidisseur sans-couture, l'endommagement a produit une dégradation de 15% de la force maximale tandis que l'endommagement a entraîné une dégradation de 16% pour le raidisseur cousu. Il est

difficile de conclure que la couture a amélioré la tolérance à l'endommagement puisque, même si l'endommagement du raidisseur cousu semble être plus important, ils ont obtenu une diminution de la charge en compression similaire.

Concernant le point d'initiation du flambage global, bien que le raidisseur de référence cousu ait flambé sous un chargement inférieur à celui sans-couture, il n'est pas possible de conclure que la couture aille une influence importante. En effet, la résistance au flambage est surtout affectée par la dimension de la section. Il est plus probable que le raidisseur de référence cousu aille été désaligné durant l'opération d'encapsulation des extrémités. En observant la Figure 4.25, une rotation importante est évidente avant la charge d'initiation du flambage. Pour les raidisseurs endommagés, une réduction de la charge provoquant le flambage global est observée. Tel que mentionné, la zone délamинée réduit la section efficace du raidisseur qui réduit la résistance au flambage des raidisseurs.

Pour la prédiction du flambage, le modèle sous-estime la force d'initiation de 11%. L'écart peut être attribué aux simplifications apportées au modèle, soit l'omission de la nouille et des rayons entre le voile et la semelle. Concernant la prédiction de la rupture en flambage global, la méthode développée par le MIL-HDBK à partir de la contrainte ultime en crippling est assez précise et estime un chargement 5% inférieur à celle observé. En considérant qu'il s'agit d'une méthode semi-empirique, il est surprenant d'obtenir une prédiction aussi proche.

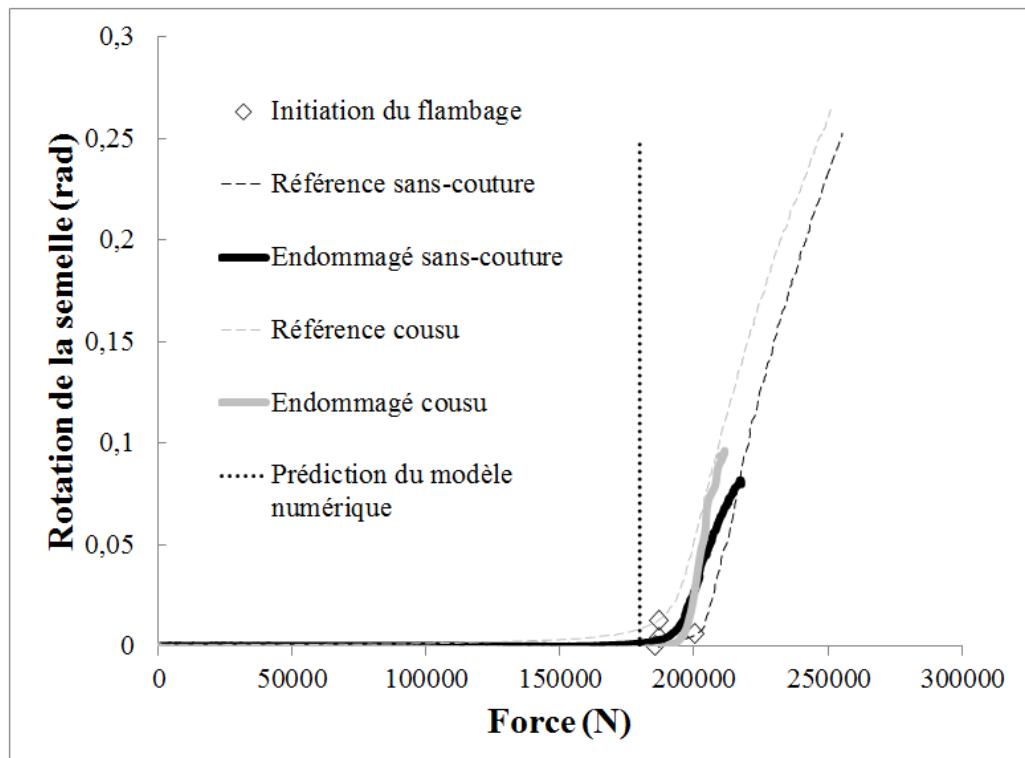


Figure 4.25 Comportement post-flambage des raidisseurs

En se fiant à la Figure 4.25, l'analyse du comportement post-flambage permet d'appuyer la conclusion que la couture n'a pas un impact quantifiable sur le comportement d'un raidisseur en flambage global torsionnel. Une fois le flambage initié, le comportement pour les deux raidisseurs de référence est presque identique. On observe une différence de moins de 2% dans la pente des deux courbes.

Pour les raidisseurs endommagés, le raidisseur endommagé cousu conserve sa rigidité torsionnel en contraste avec celui sans-couture qui démontre une dégradation importante. Il est donc possible que l'ajout de la couture améliore l'intégrité structurelle du raidisseur, suivant un endommagement. De plus, le raidisseur endommagé cousu se comporte de façon similaire aux raidisseurs de référence, il est donc possible que la couture facilite la redistribution du chargement des sections endommagées vers les sections intègres.



## CONCLUSION

Pour ce projet de maîtrise, des préformes cousus ont été évaluées pour la fabrication de raidisseur en « T ». Les objectifs de ce projet étaient de sélectionner un motif de couture préférentiel pour l’assemblage des préformes et d’évaluer les propriétés mécaniques des raidisseurs en « T » cousus.

Afin de sélectionner un motif de couture, les performances de cinq motifs ont été évaluées à l'aide d'essais d'arrachement et d'essais de flexion trois-points. Les résultats ont révélé qu'il était préférable d'éloigner la couture de la région de la nouille afin de minimiser la création de distorsions dans cette région fragile. Une réduction importante de la résistance à l'arrachement a été observée pour tous motifs situés près dans la nouille. De plus, aucune amélioration significative de la tolérance à l'endommagement n'a été observée pour les motifs cousus. Bien qu'une couture près de la nouille puisse améliorer la distribution du chargement entre le voile et la semelle, telle démontrée par les essais de flexion trois-points, les améliorations potentielles sont aliénées par la réduction importante de la résistance à l'arrachement. Un motif préférentiel a été sélectionné suite à cette conclusion afin de limiter son influence sur la région de la nouille. Des essais de compression ont ensuite révélé que l'ajout de la couture ne semble pas influencer ni le comportement de la poutre en flambage, ni sa tolérance à l'endommagement. En somme, la couture ne semble pas apporter d'amélioration ou de dégradation significative aux propriétés mécaniques lorsqu'elle n'est pas située dans une zone critique comme la nouille.

Bien que la couture n'ait pas démontré d'amélioration statistiquement significative aux propriétés mécaniques, son utilisation a sans doute simplifié et amélioré la production des composites. La réduction du nombre d'étapes manuelles a plusieurs avantages potentiellement pour l'industrie. Il est possible de réduire la variabilité entre les pièces et de réduire le temps de cycle des pièces. L'étape finale du projet, soit la fabrication d'un panneau démonstrateur, est donc une étape cruciale permettant de démontrer les avantages de la couture comme méthode d'assemblage des tissus 2D. Pour l'implantation industrielle du

procédé, les défis à surmonter sont au niveau du développement de procédures et l'optimisation du procédé.

## RECOMMANDATIONS

Cette étude exploratoire sur l'utilisation de préforme cousue pour la fabrication de structure en composite a permis de mieux comprendre les défis attachés à leur utilisation. Ce chapitre présente donc certaines recommandations pour mieux diriger des études futures.

Au niveau des essais mécaniques, une amélioration de la méthodologie d'acquisition de donnée serait bénéfique pour la compréhension du comportement d'endommagement. Dans le cas des essais d'arrachement, le montage a été conçu en se fiant à la procédure développée par un partenaire industriel. Cette approche ne permet pas d'observer la progression de la fissure durant l'essai puisque le montage cache la nouille. Il serait donc intéressant de modifier le montage afin de suivre la propagation de l'endommagement durant l'essai. Ceci dans le but de mieux comprendre la mécanique de la rupture de structures cousues. Pour les essais de flexion trois-points, les seules données provenaient du déplacement de la traverse et de la cellule de charge. Il a été supposé que la couture peut améliorer le transfert du chargement de la semelle vers le voile lorsqu'elle est située dans la nouille. Afin de vérifier cette hypothèse, l'ajout de jauge de déformation pourrait démontrer la répartition du chargement durant l'essai. Finalement, pour les essais de compression, une défaillance par flambage global n'est typiquement pas intéressante pour l'industrie puisque ce mode est généralement évité. Le crippling est typiquement favorisé comme cas limite puisqu'il assure une résistance résiduelle plus importante en cas de défaillance (Kassapoglou, 2013). Il aurait été préférable de favoriser ce mode en réduisant la longueur des colonnes ou en supportant la semelle pour l'empêcher de pivoter.

Au niveau du procédé de fabrication des raidisseurs, la résine sélectionnée n'est pas adéquate à une cuisson sous-vide puisqu'elle semblait se vaporiser. Les propriétés mécaniques estimées ne sont pas certaines puisqu'elles sont dépendantes de la qualité des pièces. Il serait donc idéal de recommencer certains essais afin de vérifier la qualité des résultats.



## ANNEXE I

### ARTICLE DE CONFÉRENCE

#### STRUCTURAL PROPERTIES OF STITCHED T-STIFFENERS: WEB TEAR-OFF AND COLUMN BUCKLING

S. Morin<sup>1</sup>, S. Joncas<sup>2</sup>

<sup>1</sup>Department of Mechanical Engineering, École de technologie supérieure,  
1100 Notre-Dame Ouest, Montréal, Qc, Canada H3C 1K3

<sup>2</sup>Department of Automated Manufacturing Engineering, École de technologie supérieure,  
1100 Notre-Dame Ouest, Montréal, Qc, Canada H3C 1K3

Article soumis à la conférence « 10th International Conference on composite science and technology » (ICCST/10) à Lisboa du 2 au 4 septembre 2015.

**Key words:** one-sided-stitching, T-stiffener, web tear-off, compression test, textile preform

#### Summary:

The process quality and the structural behaviour of carbon-epoxy T-stiffeners, produced from stitched textile preforms, were studied. Constituent content tests showed that stitching increases the local void content. Five different stitching patterns, using the one-sided-stitching (OSS®) technique, were compared using symmetrical and asymmetrical tear-off tests. Using an unstitched reference specimen, symmetrical test results showed a decrease in both failure initiation load and failure load for all patterns. For asymmetrical tests, when the stitching was not located near the noodle, specimens showed an increase in failure initiation load (10%) and failure load (7%-9%). Column compression tests were carried out for a favorable stitching configuration and a reference unstitched column. The damage tolerance of an unstitched column and of a stitched column was also evaluated using the column compression tests. Stitching showed limited influence on the global buckling behaviour.

## 1 Introduction

Composite materials are progressively more common in primary aircraft structures applications such as wings, fuselages and pressure bulkheads. However, the prohibitive cost, due in part to the labour intensive operations required, limits the use of these advanced materials. Therefore, a more general usage of composite materials can only be achieved by a reduction in processing costs. This can be addressed by automated fiber placement (AFP) techniques and different dry fiber preform techniques. Stitching has shown to be an effective method to mechanically assemble dry fiber preforms and has been studied extensively [1]. Stitching can also potentially eliminate subsequent expensive assembly and fastening steps when complex parts are produced from single-piece preforms [2]. However, stitches have shown to reduce in-plane properties by creating distortions in the textile. These are produced by the stitching needle and by the line tension in the yarn [3,4]. These local disturbances can create local resin rich pockets and can be failure initiation points [4]. In-plane properties can also be reduced by local porosity around the stitches [3]. For large parts, when access to both sides of the preform can be challenging, conventional stitching is not practical. The one-side-stitching (OSS<sup>®</sup>) technique has been developed to assemble preforms where access is limited.

This study focuses on the effect of stitching location and orientation on the performance of “T” shaped stiffener. The process quality was evaluated with constituent content tests. The structural behaviour was studied by subjecting the stiffeners to web tear-off and column compression tests. A favorable stitching pattern was then determined to guide the design of a large stiffened demonstrator panel (610 mm x 1220 mm) to be built in a later phase of the project.

This study is part of a larger project funded by the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Quebec (CRIAQ) and the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC).

## 2 Methodology

### 2.1 T-stiffener geometry

The T-stiffener (see Figure 1a) is composed of a flat skin and a perpendicular web, both made of a 20-ply quasi-isotropic laminate with the following ply sequence  $[(\pm 45^\circ, 0^\circ/90^\circ)_5]_s$ . The web is folded onto the skin to create a flange and ensure the structural integrity of the joint. A filler material (noodle) is added in the fold of the web, at the skin interface, to promote proper compaction in the fillet region and to create a smooth transition between the web and the flange.

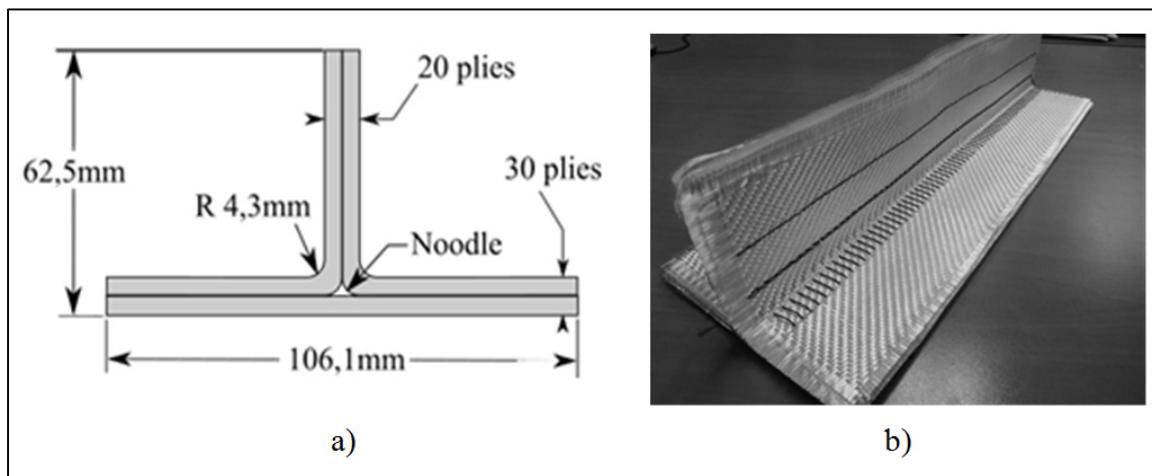


Figure-A I-1 T-stiffener geometry: a) Cross-section b) Stitched glass preform example

## 2.2 Materials

The T-stiffener elements are made of a carbon-epoxy composite. The plies are a 3k carbon 2-2 twill weave (TC-06-T) supplied by Texonic and the matrix is a one-part liquid resin system. The preforms are assembled using 67 x 2 Tex (linear mass of 0,14g/m) TENAX® carbon fibre yarns produced by Tenax. The noodle is made with a bundle of 22 12K un-

twisted carbon unidirectional yarns, also supplied by Texonic, in order to achieve a fiber volume content ( $V_f$ ) of 65%.

### 2.3 Preform manufacturing

Preforms were fabricated using an OSS<sup>®</sup> head mounted on a multiaxis robot at CTT group (Centre d'excellence des technologies textiles, géosynthétiques et matériaux souples, St-Hyacinthe, Qc, Canada). T-stiffeners were stitched lengthwise in the web and in the skin on both sides of the web (see Figure 1b). In this study, the stitch (see Figure 2) is composed of three sections named the ladder, the loop and the simple yarn. The ladder is the thread perpendicular to the stitching direction and is located beneath the preform while being assembled. The loop is located on the top of the preform and it binds each stitch. The simple yarn is located on the top of the preform, opposite of the loop.

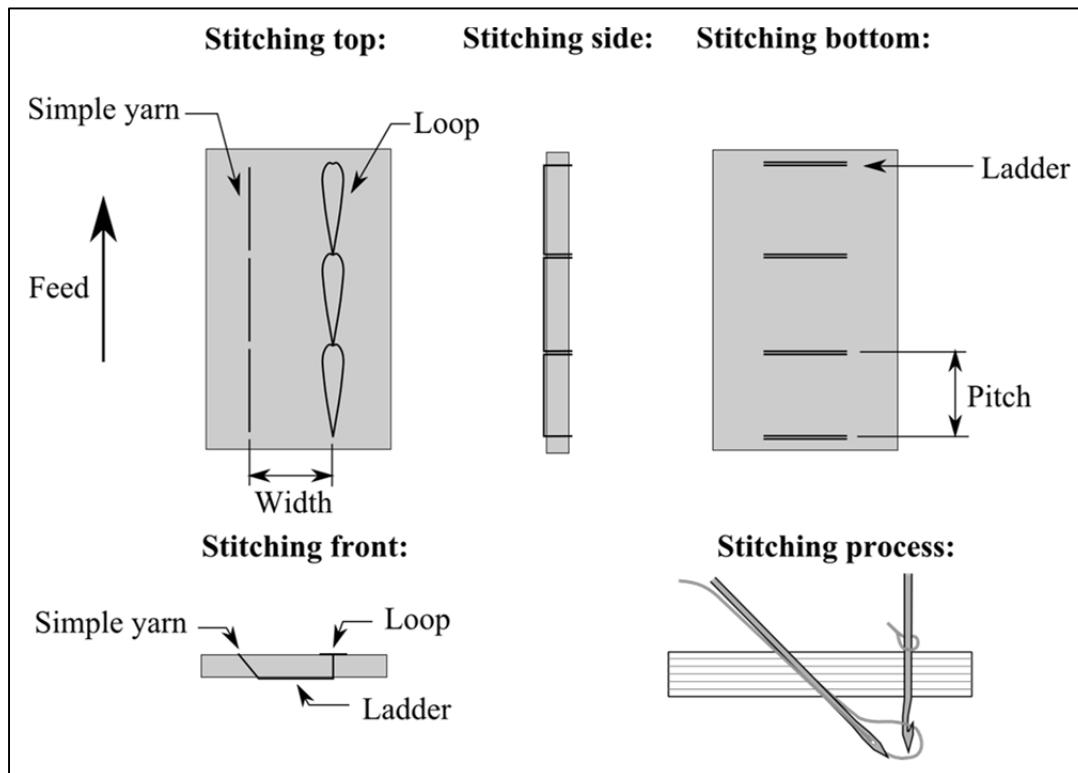


Figure-A I-2 Illustration and nomenclature used for One-Sided-Stitching<sup>®</sup>

## 2.4 Stitching parameters

The flexibility of the stitching setup allows versatility in the assembly strategy of the parts. A test plan was therefore elaborated to study the influence of the distance and the orientation of the stitch in a T-stiffener. Table 1 and Figure 3 show the different stitching parameters studied. The stitch distance (d) is measured from the center of the loop to the center of the noodle while the orientation refers to the position of the loop relative to the noodle. The orientation is considered adjacent when the loop is near the noodle and is considered opposite when it is away from the noodle. All other stitching parameters were kept constant throughout the test program including the stitching pitch (4 mm), the width of the stitch (25 mm) and the tension on the yarn. The effect of different stitching pitches was previously studied on flat panels [5]. Five stitching patterns were chosen for tear-off tests with the objective of strengthening the T-joint by adding carbon thread through the noodle or near its periphery.

Tableau-A I-1 Description of stitching patterns

Specimen	Web		Skin	
	Stitch Distance (d)	Stitch Orientation	Stitch Distance (d)	Stitch Orientation
00.0	--	--	--	--
ST.1	5 mm	Adjacent	20 mm	Adjacent
ST.2	20 mm	Adjacent	20 mm	Adjacent
ST.3	32 mm	Opposite	20 mm	Adjacent
ST.4	42 mm	Opposite	27 mm	Opposite
ST.5	42 mm	Opposite	34 mm	Opposite

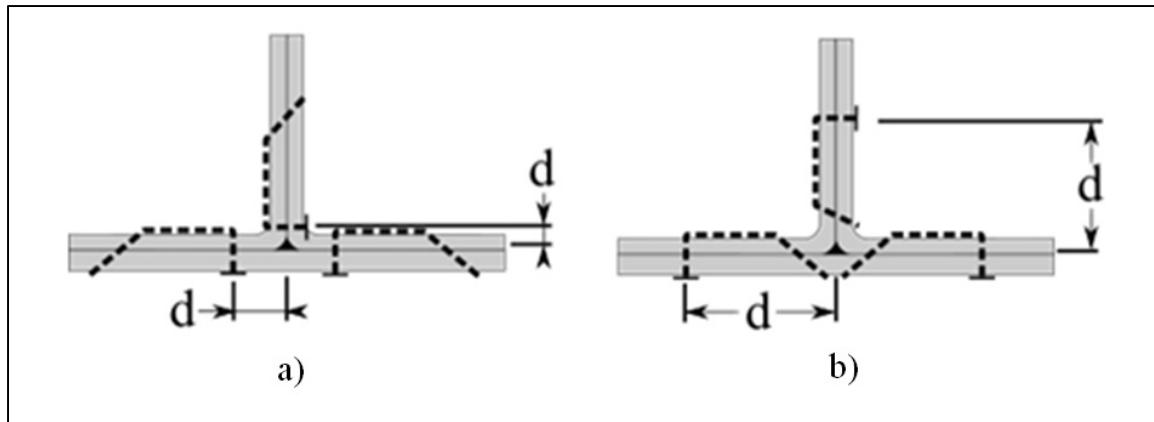


Figure-A I-3 Stitching orientation: a) Adjacent stitching b) Opposite stitching

## 2.5 Composite manufacturing process

A high-temperature liquid moulding technique (VARTM) was used to produce the composite parts. The epoxy was heated to 80°C with an electric heating collar while the tooling was pre-heated to 90°C. The resin was infused at full vacuum and the pressure was maintained until the part was completely wetted out. Once the inlet was clamped, a partial vacuum was maintained (-22 inHg) for curing. Tear-off specimens were manufactured at Hutchinson Aerospace on a heating plate and were cured at 180°C for 2 hours. Compression test specimens were manufactured at École de technologie supérieure in a convection oven at 150°C for 4 hours. Rigid tooling (see Figure 4) was used to support and compress the web, ensuring the proper compaction of the laminate and to reduce any thickness variability around the stitch.

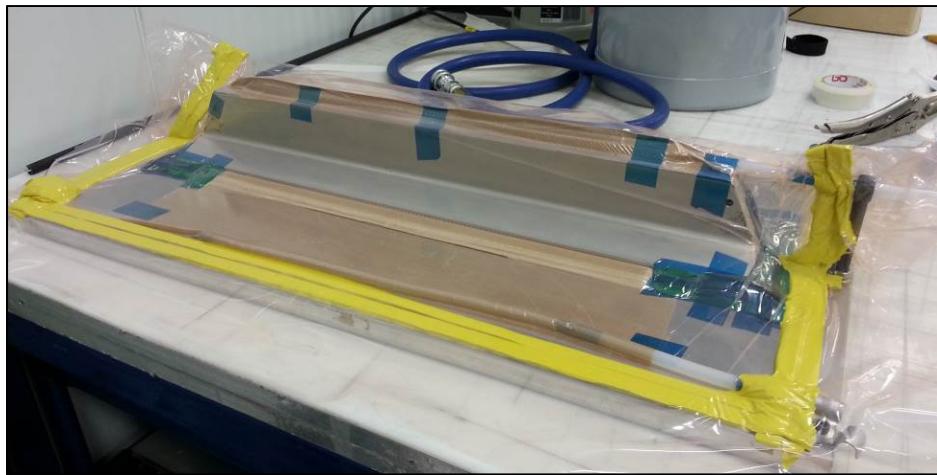


Figure-A I-4 VARTM setup with rigid tooling

## 2.6 Mechanical tests

The performance of the stitched T-stiffeners was evaluated with two types of mechanical test, web tear-off and column compression. These specific tests were chosen with the help of industrial partners and with regards to the building-block approach which is generally favored in the aerospace industry [6]. These tests are commonly used for the design of element such as stiffeners and beams. In order to limit the size of the test program, the results from the tear-off test series were used as a basis for choosing the optimal stitching configuration for the compression tests.

### 2.6.1 Laminate quality assessment

The influence of stitching on the quality of the parts was assessed with a constituent content test following test standard ASTM D3171-11 (Standard Test Methods for Constituent Content of Composite Materials). The fiber volume fraction ( $V_f$ ) and the void volume fraction ( $V_v$ ) was found by acid digestion following procedure C. Samples were taken from the web and the skin of an unstitched reference specimen and also of a stitched specimen. For the stitched specimens, samples were taken from both the ladder and the loop area. An unstitched noodle section was also tested to assess the  $V_f$  and the  $V_v$  in the noodle area. Three

samples were tested for each configuration and location with the exception of the noodle section for which four samples were tested.

### 2.6.2 Web tear-off

To assess the strength of the T-joint and to evaluate the effects caused by the addition of stitching, the web of the specimens was pulled until failure while the skin was supported by rollers. A custom testing rig was used to simulate two loading conditions: symmetric and asymmetric. The symmetric test (see Figure 5a) is representative of a situation where the load is perpendicular to the skin. The asymmetric test (see Figure 5b) configuration is representative of a situation where out-of-plane loads are generated such as those created in a buckled stiffened panel. ASTM standard C297M-04 (Standard Test Method for Flatwise Tensile Strength of Sandwich Constructions) was used as a starting point to guide these tests but was adapted. The nominal width of the specimens (see Figure 5c) was 25,4 mm and each test series included 6 specimens. The crosshead displacement rate was chosen to produce failure in 3 minutes to 6 minutes. A displacement rate of 0,5mm/min was chosen for the symmetric tests while a rate of 1,5mm/min was chosen for the asymmetric tests. A faster displacement rate was chosen for asymmetric tests to compensate for the larger deformation of the specimens.

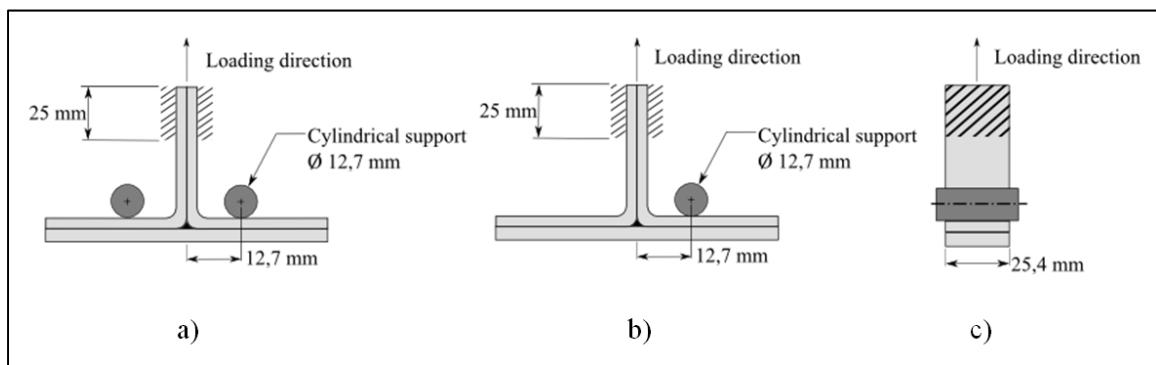


Figure-A I-5 Tear off test: a) Symmetric test b) Asymmetric test c) Side view

### 2.6.3 Column compression

T-shaped columns were axially loaded in compression to investigate their strength and their buckling behaviour (see Figure 6a). The column had a free length of 350mm and both extremities of the column were encapsulated with epoxy in an aluminium support to create built-in boundary conditions, preventing the rotation, and insuring a uniform load transfer aligned with the column's centroid. To determine the buckling onset load, the columns were equipped with a set of back-to-back strain gauges. An image correlation system (ARAMIS<sup>®</sup>) was also used to get the full field displacement of the bottom of the skin and to study the post-buckling behaviour of the columns. A crosshead displacement rate of 0,5mm/min was chosen to keep the test duration under 5 minutes.

Damage tolerance is a critical parameter for structural design of aircraft components. Therefore, a stitched column and an unstitched column were impacted in accordance with ASTM standard D7136M12 (Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event). Using a custom setup, both columns were impacted using a 20mm impactor with an energy of 50J (see Figure 6b). An Instron CEAST 9350 drop tower impact system was used. The T-stiffeners were impacted on the skin directly under the web. In total, four columns were tested to failure: a pristine unstitched column, a pristine stitched column, a damaged unstitched column and a damaged stitched column.

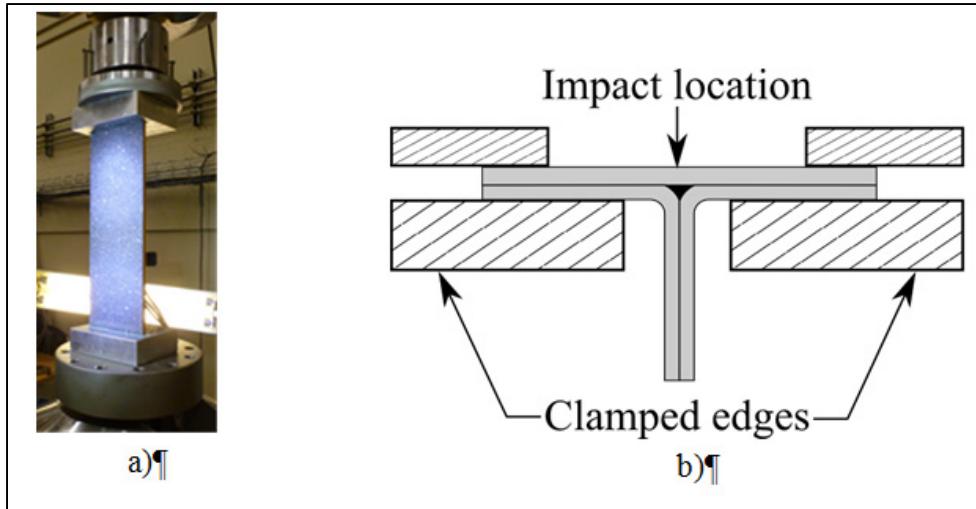


Figure-A I-6 Test setups: a) Compression setup b) Impact rig setup

### 3 Finite element model

A finite element analysis, using the Ansys Workbench® linear buckling module, was conducted for the unstitched specimen to predict the behaviour of the column under load and to properly setup the test equipment. The geometry was created using DesignModeler® and was simplified by eliminating the filets located at the junction of the web and the skin. The noodle was also not included in the model. These conservative simplifications underestimate the actual buckling load.

Lamina properties were derived, using the classical laminate theory [7], from flat panel coupon tests, found in an early study [5]. The longitudinal and transverse stiffness modules are considered identical. Properties are presented in Table 2.

Tableau-A I-2 Lamina properties

Longitudinal stiffness	Transverse stiffness	Shear stiffness	Major Poisson's ratio
54127 MPa	54127 MPa	3995 MPa	0,033

The column was modelled (See Figure 7) using shell element 181 (four-node element with 6 degrees of freedom at each node) with a total of 8448 elements and 15645 nodes. At one of

the extremities of the column, all degrees of freedom were restrained. At the other end of the column, all degrees, with the exception of axial motion, were restrained. Neither the potting material nor the aluminium supports were modelled. A uniform displacement of 1 mm was imposed for the loaded edges. The buckling load was found by applying a load multiplying factor to the reaction force of the imposed displacement of 1 mm.

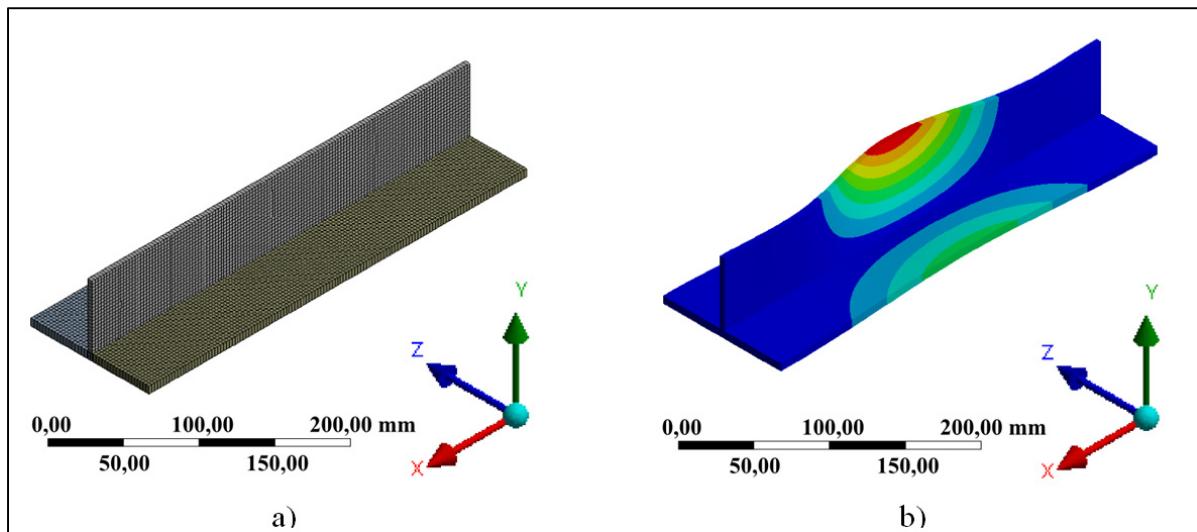


Figure-A I-7 Finite element model of column: a) Meshing b) predicted buckling mode

## 4 Results and discussion

### 4.1 Quality assessment

Constituent tests presented in Table 3 reveal a similar fiber volume content in the skin than in the web for both the reference and the stitched specimens. The  $V_f$  achieved for the parts (62% to 64%) is typical for the VARTM manufacturing process. The void volume content is slightly higher for stitched specimen than for reference specimens. The stitches create local porosity in the distorted areas of the fabric. The fiber volume content in the noodle area is close to the desired content of 65%. This demonstrates that the filler material in the noodle is successfully compacting the nearby laminates (see Figure 8a).

Visual inspection of the parts after the cure revealed the presence of resin poor zones around some of the stitches when they were located near the transition from the rigid tooling to the vacuum bagging (see Figure 8b). Stitching is known to affect locally the permeability of the laminate [8]. The variability in the compaction of the laminate and the reduced local permeability caused by the stitching could be preventing a proper wet-out in that region.

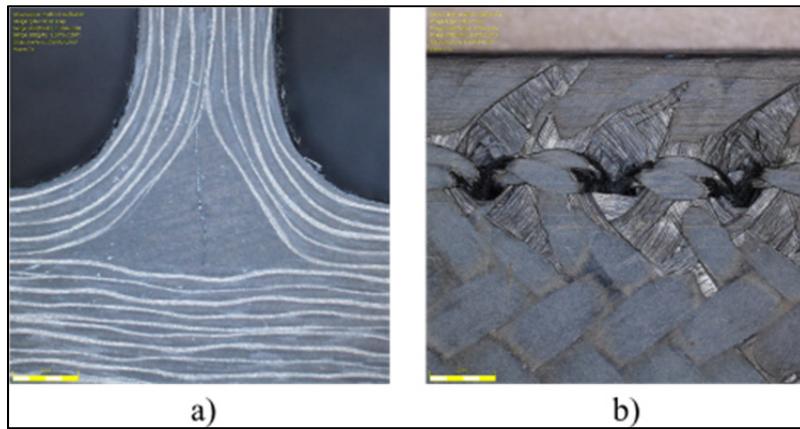


Figure-A I-8 Optical inspection:  
a) Noodle area b) Resin poor zones near stitching

Tableau-A I-3 Constituent contents

ID		$V_f$ (%)	St. Dev.	$V_v$ (%)	St. Dev.
Reference	Web	62,1	1,88	0,92	0,12
	Skin	63,5	1,35	1,17	0,15
Stitched	Web	62,2	2,69	1,80	0,44
	Skin	64,0	0,62	1,46	0,26
Noodle	--	64,6	0,36	1,24	0,32

#### 4.2 Web tear-off tests

Results presented in Table 4 are normalized for a specimen width of 25,4 mm to compensate for specimen preparation variability and the loads are normalized to the reference unstitched specimen average strength for comparison. For both tear-off loading modes, the failure

initiation point was in the noodle periphery, specifically at its interface with the web or skin laminate (see Figure 9). This observation is coherent with similar studies [9,10].

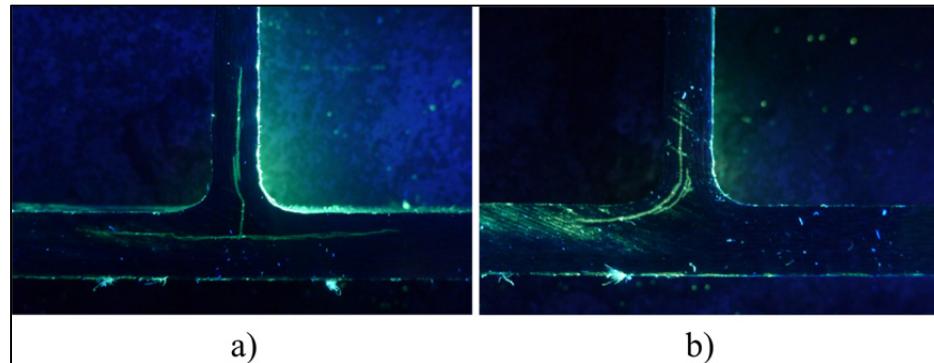


Figure-A I-9 General crack propagation path:  
a) Symmetric loading b) Asymmetric loading

Tableau-A I-4Symmetric and asymmetric tear-off results

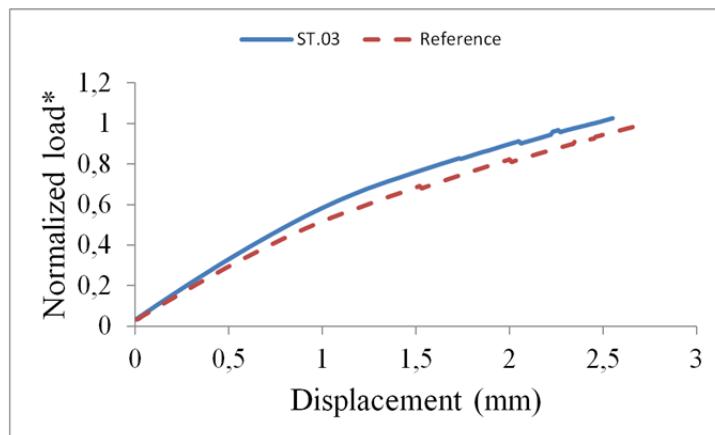
ID	Symmetric				Asymmetric			
	Failure initiation		Final failure		Failure initiation		Final failure	
	Load*	CV [%]	Load*	CV [%]	Load*	CV [%]	Load*	CV [%]
Ref.	1,000	14,0	1,000	14,0	1,000	19,6	1,063	9,0
ST.01	0,449	21,7	0,537	2,3	0,862	9,6	0,981	10,6
ST.02	0,858	10,6	0,858	10,6	0,790	21,2	1,153	7,5
ST.03	0,579	58,4	0,943	10,0	1,108	6,6	1,138	6,6
ST.04	0,405	18,6	0,475	7,5	0,432	35,4	0,670	8,8
ST.05	0,777	17,1	0,777	17,1	0,489	47,6	0,855	15,8

\* Results normalized to the reference unstitched specimen

For symmetric tear-off tests, all stitching patterns showed a decrease in both failure initiation load and final failure load. The perturbations, caused by the stitching, can create defects in or near the filet of the T-stiffener which create stress concentration points. For this reason, the expected increase tear-off performance due to the transverse reinforcement provide by the

stitch seems to be alienated by the damage done to the fabrics. This hypothesis is coherent if we consider that configurations ST.01 and ST.04, which are stitched the closest to the noodle, show the greatest decrease in strength.

Asymmetric tear-off tests also show a decrease in both failure initiation and final failure loads when the stitching pattern is located near the noodle. However, configuration ST.03 showed an increase in both failure initiation and final failure loads, while configuration ST.02 showed a slight increase in final failure load. The increase in asymmetric tear-off resistance for some samples is believed to be caused by an increase in the flexural stiffness of the stitched laminates. This can be observed with the load-displacement curves of the asymmetric tear-off tests illustrated in Figure 10. This is also backed up by experimental results on flat coupons that showed a slight increase in the flexural modulus for stitched specimens [11]. With the web and the skin being stiffer, the load is redistributed away from the fragile noodle region. Overall, the stitching configurations tested in this study failed to strengthen the noodle area and only produced stronger parts when the stitching was located away from the noodle area.



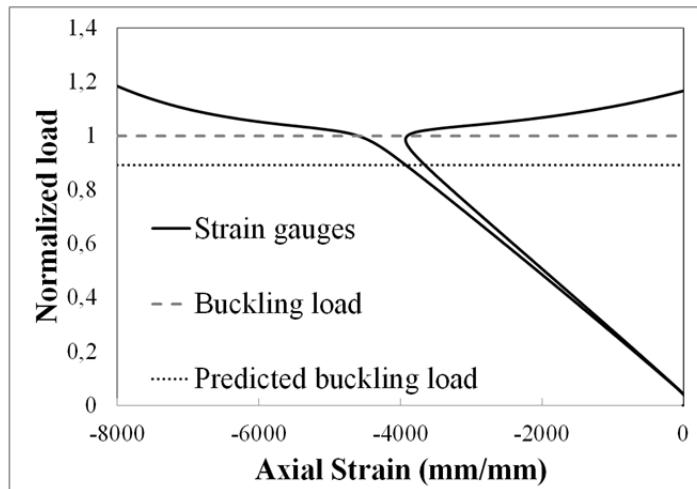
\*Load normalized to average failure load of the reference specimen

Figure-A I-10 Average load-displacement curves for asymmetric tear-off test

### 4.3 Column compression

Based on the observations made during the quality assessment tests and the tear-off tests, a new pattern was developed for the rest of the study and the demonstrator panel. The pattern has an adjacent stitch in the web located at 20 mm from the noodle and an opposite stitch in the skin located at 40 mm from the noodle. This new pattern maximizes the distance of the stitch from the noodle while choosing an orientation that facilitates the manufacturing of the preform and the part.

The failure mode for all columns was global torsional buckling which was confirmed with visual observation and with the deformation analysis from ARAMIS<sup>®</sup>. The buckling onset load was determined with the set of back-to-back strain gauges (see Figure 11). To ease comparison, the results presented in Figure 12 are normalized to the undamaged reference specimen's buckling load. The finite element model properly predicted failure mode of the undamaged unstitched column but underestimated the global buckling load by 10,8%. This could be explained by the simplified model (removal of filets and noodle) which adds considerable rigidity to the structure. The use of a non-linear solver could also help reduce the gap between the model and experimental data. The undamaged stitched column buckled at a slightly lower load (-6,8%) when compared to the reference column. However, both failed at approximately the same load.



\* Results normalized to the buckling load of the reference unstitched specimen

Figure-A I-11 Measured force and strain for reference column

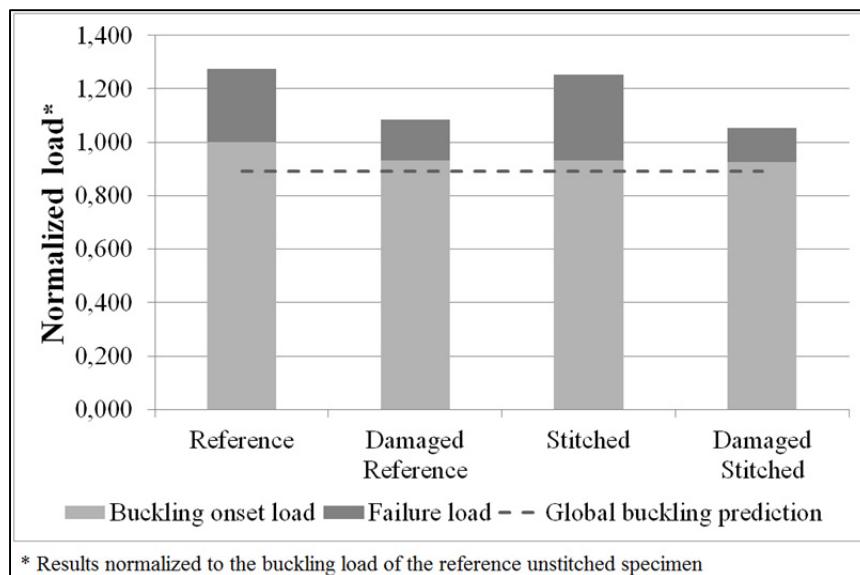


Figure-A I-12 Column compression results

For the damaged specimens, both the reference and the stitched columns showed a similar degradation for buckling load when compared with the undamaged reference column (-6,8% and -7,4% respectively). While both damaged columns failed considerably earlier than the undamaged columns, the stitched column failed at a lower load. Stitching failed to improve the damage tolerance of the t-stiffeners for the tested stitching patterns used in this study.

The post-buckling behaviour of all columns was studied with the ARAMIS® system. Torsional buckling is characterized with the rotation of the cross-section while the skin stays perpendicular to the web, see Figure 13b. Figure 13a plots the rotation of the skin against the normalized load for all columns. The post-buckling response for both undamaged columns is similar. A significant rotation before buckling can be observed for the stitched column. It is possible that the early buckling onset was created by a misalignment of the T-stiffener. If this is the case, stitching does seem to not influence either the buckling load or the post-buckling behaviour of the T-stiffener.

For damaged columns, the stitched column shows a similar response when compared to the undamaged columns while the unstitched damaged column shows a significant degradation in post-buckling response. It is possible that the stitching limits damage propagation and helps maintain better the structural integrity of the structure.

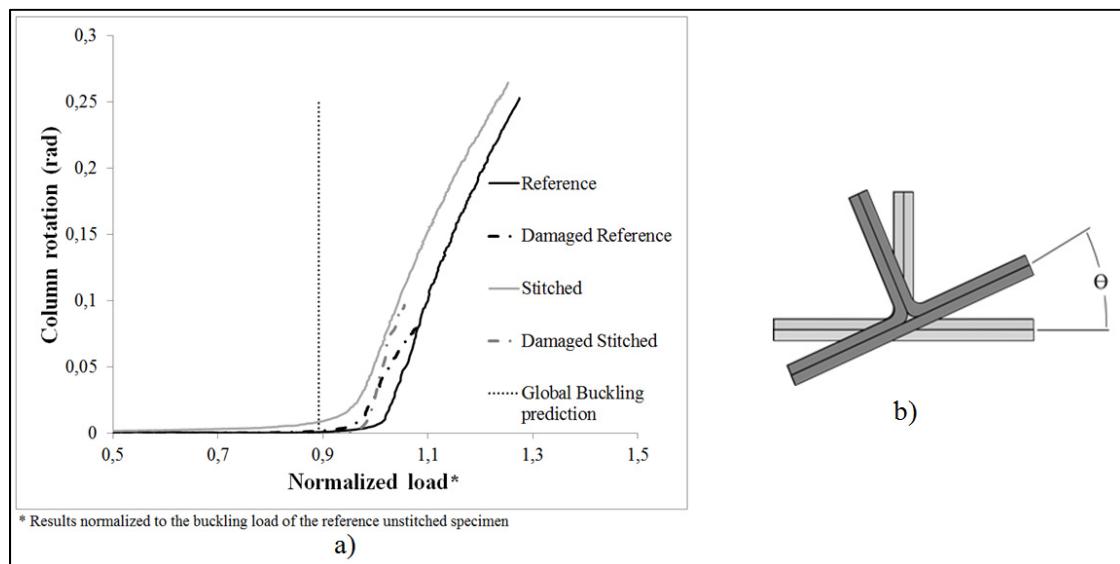


Figure-A I-13 Post-buckling analysis:

a) Column rotation plotted against normalized load b) Example of column rotation

## 5 Conclusions

Stitching was studied as a method to effectively assemble textile preforms and possibly strengthen components. Multiple stitching patterns were tested to observe the influence of stitch position and orientation on the tear-off strength of a T-Stiffener. A favorable stitching pattern was chosen with regards to the tear-off tests results and was used for the manufacturing of column buckling test specimens.

T-stiffener tear-off results show that the studied stitching patterns failed to reinforce the T-stiffener when it is located in or near the noodle. However, under certain loading conditions, stitching strengthen the joint by limiting the load applied to the noodle area by stiffening the adjoining laminates. For compression tests, stitching showed little influence, for both pristine and damaged columns when compared with their unstitched counterpart.

Although mechanical performance was not directly positively affected by the stitches, the use of dry fiber preforms, using OSS<sup>®</sup>, considerably simplified the dry fiber handling steps and significantly reduced the time spent producing the parts. This has proved that OSS<sup>®</sup> is an effective preform assembling technique but processing methods must be better understood in order to control the quality of the final product.

## 6 Acknowledgements

This project was funded by the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Quebec (CRIAQ) and by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC). The authors would like thank the following partners: Bell Helicopter (Mirabel, QC), Bombardier Aerospace (Montréal, QC), Hutchinson Aerospace (Montréal, QC), Groupe CTT (Saint-Hyacinthe, QC), Texonic (Saint-Jean-sur-Richelieu, QC), and Delastek (Grand-Mère, QC).

## 7 References

- [1] Karal, M., "AST Composite Wing Program-Executive Summary," NASA CR 2001-210650, Aug.2001
- [2] Bannister, M.. 2004. "Development and application of advanced textile composites" . Journal Materials: Design and Applications, Vol. 218, p.253.
- [3] Mouritz, A.P., and B. N. 2000. "A mechanistic approach to the properties of stitched laminates ". Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 31, n°1, p.1-27
- [4] Sickinger, C, Herrmann, A. Structural stitching as a method to design high-performance composites in future. Available from: [http://www.dlr.de/fa/publikationen/2001/11\\_sickinger.pdf](http://www.dlr.de/fa/publikationen/2001/11_sickinger.pdf).
- [5] Leduc C., Joncas S., Leclerc J-S.. 2014. "Effect of process parameters on damage tolerance of carbon epoxy laminate preformed using one-sided stitching". ECCM-16 European conference on composite materials. (Sevilla, Spain, 22-26 June 2014), 8p.
- [6] Lawrence A. Gintert, Element and Subcomponent Testing, Composites Handbook Volume 21, First Edition, ASM International, 2001, in ASM Handbooks Online, <http://www.asmmaterials.info> ASM International, 2015.
- [7] Ng, Y. C. 2005. "Deriving composite lamina properties from laminate properties using classical lamination theory and failure criteria". Journal of composite materials, vol. 39, no 14, p.1295-1306
- [8] Rieberm Gunnar, and Peter Mitschang. 2010. "2D Permeability changes due to stitching seams". Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, vol. 41, n o1,p2-7
- [9] Cartie, D. D. R., G. Dell'Anno, E. Poulin et I. K. Partridge. 2006. « 3D reinforcement of stiffener-to-skin T-joints by Z-pinning and tufting ». Engineering Fracture Mechanics, vol. 73, no 16, p. 2532-40.
- [10] Koh, T. M., S. Feih et A. P. Mouritz. 2011. "Experimental determination of the structural properties and strengthening mechanisms of z-pinned composite T-joints". Composite Structures, vol. 93, no 9, p. 2222-2230.

- [11] Demircan O., Kosui T.. 2014 “Effect of stitch and biaxial yarn types on tensile, bending, and impact properties of biaxial weft-knitted composites”. Advanced Composite Materials, Vol. 23, Issue 3, 2014, p.239.

## ANNEXE II

### FICHES TECHNIQUES DES MATÉRIAUX



TECHNICAL DATA SHEET
AEROSPACE MATERIALS

## CYCOM® 890 RTM Resin System

**DESCRIPTION**

CYCOM® 890 RTM is a one-part liquid epoxy resin system. It has one month out-life at room temperature which reduces the time required for the freeze-thaw-storage processes in a production environment. Its frozen storage shelf-life is 12 months at -18°C (0°F).

CYCOM 890 RTM's viscosity is low enough at 80°C (175°F) to allow injection without excessive heating of either the resin or the transfer pipework. When the resin is heated to cure temperature its viscosity is further reduced, helping to ensure full wet-out of the reinforcing fibers.

CYCOM 890 RTM is fully cured after two hours at 180°C (355°F) after which it will have a continuous dry service performance of 170°C (338°F) and a continuous hot/wet service performance of 160°C (320°F). If needed, an optional free-standing postcure for two hours at 200°C (390°F) can be used. After postcure the resin will have a continuous dry service performance of 195°C (383°F) and a continuous hot/wet service performance of 170°C (338°F).

CYCOM 890 RTM is compatible with the range of reinforcing fibers used in manufacturing composite components, i.e., carbon, glass, aramid, etc.

A fully compatible binder system, CYCOM® 7720 has been developed for use with CYCOM 890 RTM. The binder is available pre-coated onto fabric. A separate datasheet for CYCOM 7720 is available on request.

**FEATURES & BENEFITS**

- One-part system
- 30 day out-life at room temperature
- 12 month shelf-life at -18°C (0°F)
- Injectable at 80°C (175°F) with a 24-hour pot-life
- 250 cps initial injection viscosity
- Less than 10 cps minimum viscosity
- Two hours at 180°C (355°F) cure
- 170°C (350°F) continuous dry service performance [195°C (383°F) after optional post-cure]
- 160°C (320°F) continuous hot/wet service performance [170°C (338°F) after optional post-cure]
- Fully compatible with CYCOM 7720 binder coating and CYCOM® 890-1 low resin content (LRC) film for tack enhancing fabrics
- Low reactivity; No special shipping requirements

**SUGGESTED APPLICATIONS**

Infusion applications requiring low viscosity and extended pot-life

<ul style="list-style-type: none"> <li>• Control surfaces</li> <li>• Large surface fairings</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Nacelle casing</li> <li>• Hinges/brackets/fittings</li> </ul>
--	--

[www.cytec.com](http://www.cytec.com)

©2013 Cytec Industries Inc. • AECM-00011 • Rev. 00 • 9 August 2010

Figure-A II-1 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM

CYCOM® 890 RTM RESIN SYSTEM		
CHARACTERISTICS		
Table 1   Neat Resin Characteristics		
Property	Specimen Conditioning	Value
Cured resin density	Room temperature, dry	1.22 g/cm <sup>3</sup> (76.1 lb/ft <sup>3</sup> )
Tg (peak tan delta)*	Room temperature, dry	210°C (408°F)
Tg (E' onset) *	Room temperature, dry	191°C (376°F)
Tg (peak tan delta)*	Wet, 48 hour water boil <sup>1</sup>	210°C (408°F)
Tg (E' onset) *	Wet, 48 hour water boil <sup>1</sup>	169°C (336°F)
Elastic shear modulus, G'	82°C (180°F), dry	1.20 GPa (170 ksi)
	93°C (200°F), dry	1.13 GPa (160 ksi)
Tensile strength	Room temperature, dry	70 MPa (10.0 ksi)
Tensile modulus	Room temperature, dry	3.1 GPa (440 ksi)
Tensile elongation	Room temperature, dry	6.3%
Flexural strength	Room temperature, dry	139 MPa (19.7 ksi)
Flexural modulus	Room temperature, dry	3.2 GPa (454 ksi)
Flexural elongation	Room temperature, dry	3.3 %
Strain energy release, G <sub>lc</sub>	Room temperature, dry	0.2 kJ/m <sup>2</sup> (1.2 in.lb/in <sup>2</sup> )
Fracture toughness, K <sub>c</sub>	Room temperature, dry	0.9 MPa.m <sup>0.5</sup> (0.8 ksi.in <sup>0.5</sup> )

\* NOTE: Tg data is not applicable for U.S. export control classification or licensing.  
For export-related information please contact us.

#### VISCOSITY DATA

Figure 1 | CYCOM 890 RTM room temperature out-life. Initial viscosity at 80°C (175°F) is 250 cps. Viscosity at 80°C (175°F) is still less than 300 cps after 30 days at room temperature

Time (days)	Viscosity at 80°C (cps)
0	250
2	250
5	250
7	250
10	250
15	250
20	260
22	270
28	280
30	290

Figure-A II-2 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM

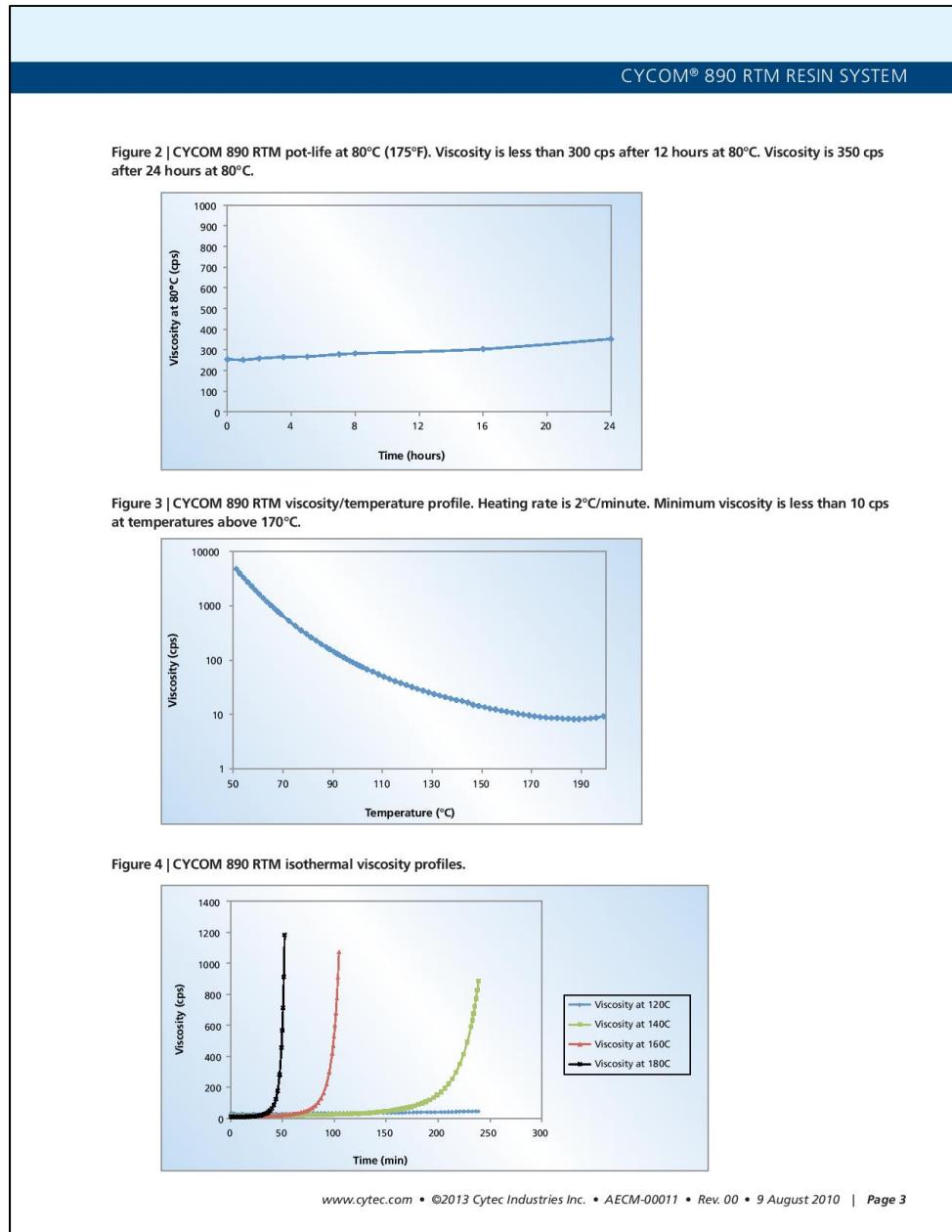


Figure-A II-3 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM

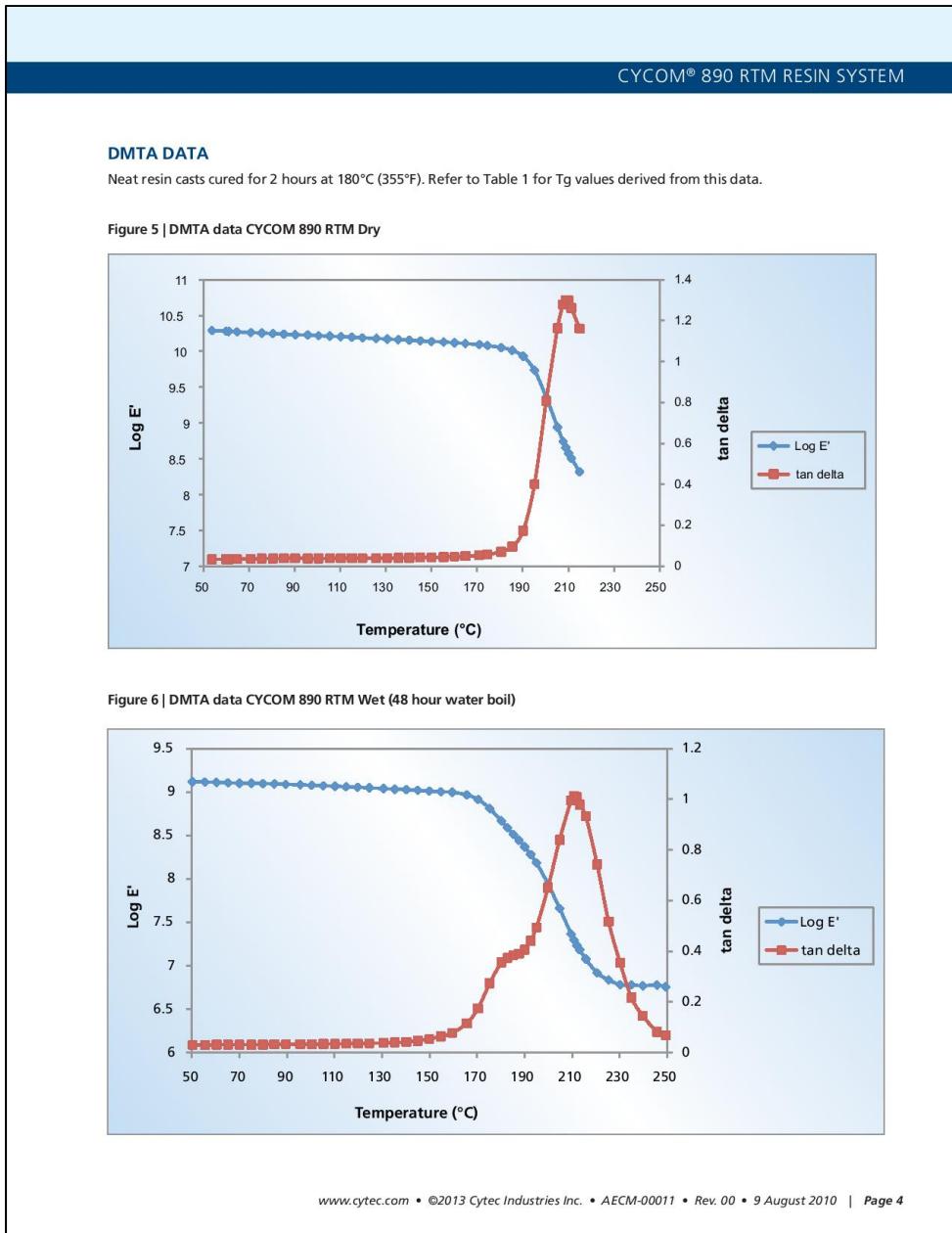


Figure-A II-4 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM

CYCOM® 890 RTM RESIN SYSTEM				
PROPERTIES				
Table 2   Mechanical Properties: CYCOM 890 RTM/T650 5K-5HS woven carbon fabric <sup>1</sup>				
Property	Test Method	-55°C, Dry <sup>2</sup> (-65°F, Dry)	24°C, Dry (75°F, Dry)	82°C, Wet <sup>3</sup> (180°F, Wet)
Warp Tensile Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	ASTM D638 (SACMA SRM-4)	—	866.2 (125.6)	—
Warp Tensile Modulus, GPa (msi) <sup>1</sup>	ASTM D638 (SACMA SRM-4)	—	71.8 (10.4)	—
Weft Tensile Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	ASTM D638 (SACMA SRM-4)	755.3 (109.5)	801.8 (116.3)	872.7 (126.6)
Weft Tensile Modulus, GPa (msi) <sup>1</sup>	ASTM D638 (SACMA SRM-4)	66.8 (9.68)	66.7 (9.67)	70.4 (8.76)
Warp Compression Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	SACMA SRM-1	—	663.4 (96.2)	—
Warp Compression Modulus, GPa (msi) <sup>1</sup>	SACMA SRM-1	—	63.5 (9.21)	—
Weft Compression Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	SACMA SRM-1	720.0 (104.4)	702.3 (101.9)	652.7 (94.7)
Weft Compression Modulus, GPa (msi) <sup>1</sup>	SACMA SRM-1	59.9 (8.69)	58.9 (8.54)	60.4 (8.76)
Weft Flexural Strength, MPa (ksi)	ASTM D790	—	886.4 (128.6)	—
Weft Flexural Modulus, GPa (msi)	ASTM D790	—	51.2 (7.43)	—
Warp Interlaminar Shear Strength, MPa (ksi)	EN 2563	—	71.9 (10.4)	—
Weft Interlaminar Shear Strength, MPa (ksi)	EN 2563	—	69.5 (10.1)	—
In-plane Shear Strength, MPa (ksi)	EN 6031	116.1 (16.8)	110.3 (16.0)	94.3 (13.7)
In-plane Shear Modulus, GPa (msi)	EN6031	4.8 (0.70)	4.2 (0.61)	3.8 (0.55)
Un-Notched Tensile Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	prEN6035	570.1 (82.7)	603.2 (87.5)	619.3 (89.8)
Un-Notched Compression Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	prEN6035	458.1 (66.4)	417.1 (60.5)	349.2 (50.6)
Open Hole Tensile Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	SRM 5	344.0 (49.9)	352.0 (51.1)	368.2 (53.4)
Open Hole Compression Strength, MPa (ksi) <sup>1</sup>	SRM 3	306.5 (44.5)	268.1 (38.9)	225.7 (32.7)
Compression Strength After Impact, MPa (ksi) <sup>1</sup>	SRM 2	246.4 (38.3)	226.6 (32.9)	190.7 (27.6)

<sup>1</sup> Values are normalized to 57% fiber volume<sup>2</sup> Dry = As Received<sup>3</sup> Wet = Equilibrium at 70°C (160°F) and 85% RH

Note: Additional fluid soak data is available upon request

Figure-A II-5 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM

**CYCOM® 890 RTM RESIN SYSTEM**

**SUGGESTED PROCESSING PARAMETERS<sup>1</sup>**

- Preheat the resin to 80°C (175°F) in its container for transfer to the RTM equipment injection system (eg., pressure pot, piston ram, etc.).  
At this temperature the resin will achieve an initial viscosity of 250 cps and will stay below 350 cps for 24 hours. The resin holding vessel and all transfer pipework should be maintained at a minimum of 80°C (175°F) for the duration of the injection in order to ensure proper resin viscosity.
- Prior to injecting, degas the resin in a homogeniser for a minimum of 30 minutes at 80°C (175°F), under a minimum of 25" Hg vacuum
- Apply full vacuum to the tool containing the preformed reinforcement, ensuring that there is no vacuum loss.
- Preheat the tool to 180 +5/-0°C (355 +8/-0°F).  
At this temperature the resin will gel in 50 minutes after injection has completed.

Depending on factors such as total cure cycle time requirements, degree of heating control on the tool and component geometry, it is possible to inject the resin under alternative conditions in order to ensure full wet-out of the reinforcement. The resin may be injected into a tool at any temperature between 80° and 180°C (175° and 355°F). After injection has been completed, the tool may be heated at 2 – 3°C (3 – 5°F)/minute to 180°C (355°F).

- Close off the vacuum line and open the homogenizer to start injection
- Increase homogenizer pressure (typically to 1 – 2 bar) to fill the tool
- When the resin appears in the vent lines, close off the vent lines and continue injecting under pressure until the resin has gelled [50 minutes at 180°C (355°F)]
- Shut off the inlet valve to trap the pressure
- Dwell at 180 +5/-0°C (355 +9/-0°F) for 2 hours
- Cooling to 60°C (140°F) or below before attempting to release the part from the tool

<sup>1</sup> The above cure parameters have been defined using the viscosity profile information found in Figures 2, 3 and 4 and Cytec's experience of molding panels (280mmx530mmx2mm) for process and mechanical performance evaluation of various RTM resin systems. A Plastech Hypaject system has been utilized to inject resin into a steel tool held in a heated platen press for such panel fabrication. Some parameters may require adjustment depending upon the nature of the part being molded and the equipment being used.

For larger or thicker parts, some parameters may require adjustment to avoid the risk of exotherm. Injection pressure for larger parts/alternative tooling may require adjustment to ensure filling of the tool cavity within the resin gel time (if injecting into a pre-heated tool) and to ensure full consolidation of the component.

Different injection equipment may require alternative conditions for degassing.

**PRODUCT HANDLING AND SAFETY**

Cytec Industries Inc. recommends wearing clean, impervious gloves when working with epoxy resin systems to reduce skin contact and to avoid contamination of the product. Materials Safety Data Sheets (MSDS) and product labels are available upon request and can be obtained from [www.cytec.com](http://www.cytec.com) or any Cytec location supplying aerospace materials.

**DISPOSAL OF SCRAP MATERIAL**

Disposal of scrap material should be in accordance with local, state, and federal regulations.

Figure-A II-6 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM

**CYCOM® 890 RTM RESIN SYSTEM**

**CONTACT INFORMATION**

**GLOBAL HEADQUARTERS for AEROSPACE MATERIALS**

Tempe, Arizona  
 tel 480.730.2000  
 fax 480.730.2088  
 email [custinfo@cytec.com](mailto:custinfo@cytec.com)

**NORTH AMERICA**

Anaheim, California tel 714.630.9400 fax 714.666.4345	Greenville, Texas tel 903.457.8500 fax 903.457.8598	Havre de Grace, Maryland tel 410.939.1910 fax 410.939.8100	Cytec Carbon Fiber Piedmont, South Carolina tel 864.277.5720 fax 864.299.9373
Orange, California tel 714.639.2050 fax 714.532.4096	Winona, Minnesota tel 507.454.3611 fax 507.452.8195	D' Aircraft Anaheim, California tel 714.632.8444 fax 714.632.7164	

**EUROPE**

Wrexham, United Kingdom tel +44 1978.665200 fax +44 1978.665222	Östringen, Germany tel +49 7253.934111 fax +49 7253.934102	Shanghai, China tel +86 21.5746.8018 fax +86 21.5746.8038
---	--	---

**ASIA**

DISCLAIMER: The data and information provided in this document have been obtained from carefully controlled samples and are considered to be representative of the product described. Cytec does not express or imply any guarantees or warranty of any kind including, but not limited to, the accuracy, the completeness or the relevance of the data and information set out herein. Because the properties of this product can be significantly affected by the fabrication and testing techniques employed, and since Cytec does not control the conditions under which its products are tested and used, Cytec cannot guarantee the properties provided will be obtained with other processes and equipment. No guarantee or warranty is provided that the product is adapted for a specific use or purpose. Cytec declines any liability with respect to the use made by any third party of the data and information contained herein. Cytec has the right to change any data or information when deemed appropriate.

All trademarks are the property of their respective owners.

[www.cytec.com](http://www.cytec.com) • ©2013 Cytec Industries Inc. • AECM-00011 • Rev. 00 • 9 August 2010 | Page 7

Figure-A II-7 Fiche Technique: CYCOM® 890 RTM



**Carbon**  
**TC-06-T**

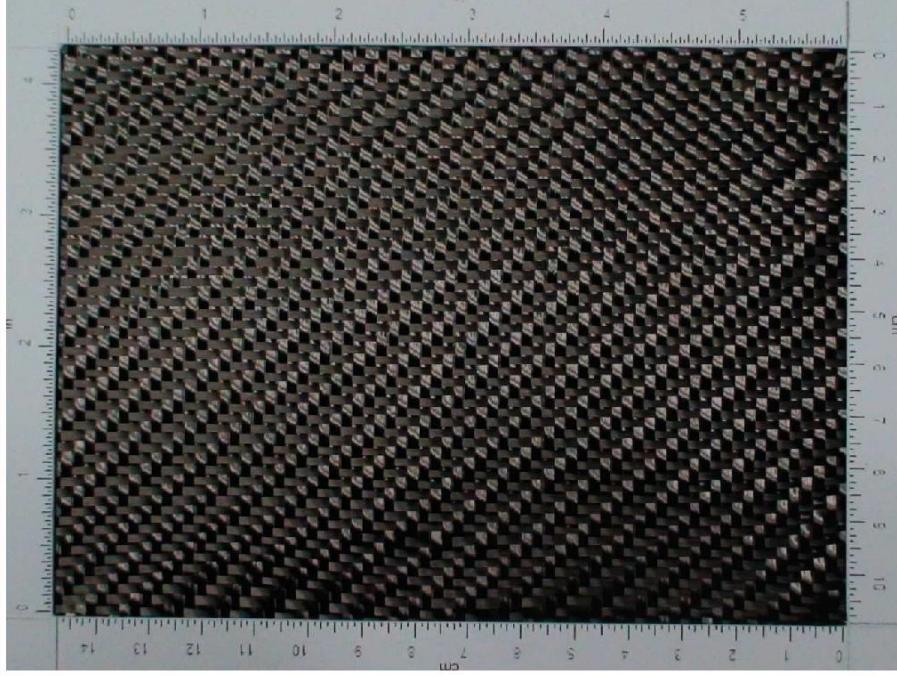
**Company Proprietary**

		 Compressed
<b>Twill 2 x 2</b>	<b>205 g/m<sup>2</sup></b> <b>6.0 oz/yd<sup>2</sup></b>	<b>0.20 mm</b> <b>0.008 in</b>
Resin compatibility: Vinylester, Epoxy Warp/weft ratio by volume: 50% - 50% Compressed single layer thickness: 0.20 mm 0.008 in Wet lay up thickness: 0.38 mm 0.015 in		

<b>Warp</b>			<b>Weft</b>		
<b>Fiber 1</b>	<b>Fiber 2</b>	<b>Count</b>	<b>Fiber 1</b>	<b>Fiber 2</b>	<b>Count</b>
Carbon 200 tex 3 K	n/a	5.1 /cm 13.0 /in	Carbon 200 tex 3 K	n/a	5.1 /cm 13.0 /in

**Fabric available in various widths per customer specifications.**



A photograph of a carbon fiber fabric sample with a metric ruler placed horizontally below it. The fabric has a distinct twill 2x2 weave pattern. The ruler shows markings from 0 to 14 cm.

445, St-Jacques  
St-Jean-sur-Richelieu, QC  
Canada J3B 2M1

 **jb martin**  
**High Performance Materials**

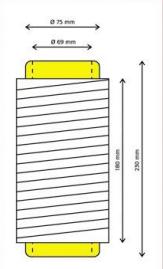
Tel: +1-450-346-6853  
Fax: +1-450-347-4910  
[www.jbmartin.ca](http://www.jbmartin.ca)

2012-03-20

Figure-A II-8 Fiche Technique: TC-06-T

# CARBONE TENAX®

## fil à coudre



Conçu\* et fabriqué

par Schappe Techniques





\* Avec Toho Tenax



### Description

En partenariat avec Toho Tenax Schappe Techniques a mis au point un fil à coudre en carbone TENAX® de 2 x 1K (67 x 2 Tex). **Caractéristiques principales :**

- Constitué de filaments continus dans TENAX® 100 %.
- Fil très équilibré.
- Adapté au liage de nappes multiaxiales, à la création de renforts locaux (UD, tufting) et à la couture de préformes sèches ou imprégnées.

**Présentation**

- Bobines cylindriques.
- Poids net : 250 g (1785 m).
- Dimensions : schéma ci-dessus.

### Avantages

- > Grande souplesse.
- > Propriétés mécaniques.
- > Obtention de structures textiles homogènes et compatibles.
- > Très bon comportement au frottement.
- > Absence de reprise d'humidité.
- > Compatibilité étendue de résines : Epoxy, Polyester, Phénolique, Bismaleïde, Benzoxazine, Cyanate-Ester, Vinyl-Ester.

**Applications**

- Aéronautique.
- Energie éolienne.
- Automobile.
- Nautisme.
- Médical.
- Sports & loisirs.

### Propriétés

Grade :	Tenax-J HTA40 F15 1K 67Tex 15S
Masse linéique :	140 Tex (0,14 g/m)
Contrainte de rupture (imprégné) :	3700 MPa
Ensimage :	Polyurethane
Résistance à la boucle :	430 +/- 50 MPa
Résistance au nœud :	500 +/- 60 MPa
Résistivité :	29 Ohms.g/m
Résistivité spécifique :	1,645 Ohms/cm <sup>2</sup>







Figure-A II-9 Fiche Technique : Fils de couture Toho Tenax

Toho Tenax		TEIJIN		
Delivery programme and characteristics for Tenax® HTA filament yarn				
<b>Brand name</b>		<b>Tenax®</b>	<b>Tenax®</b>	<b>Tenax®</b>
<b>Production site</b>		<b>J</b>	<b>J / E</b>	<b>J / E</b>
<b>Fiber family &amp; tensile properties</b>		<b>HTA40</b>	<b>HTA40</b>	<b>HTA40</b>
Sizing properties		F15 / H15	E13	E13
Number of filaments		1K	3K	6K
Nominal linear density <sup>1)</sup>	[tex]	67	200	400
Twist	[t/m]	15S	0/15Z	0/10Z
Running length per kg	[m/kg]	15000	5000	2500
Package weight, net	[kg]	0,2 • 0,5	1,0 • 2,0	2,0 • 4,0
1) ohne Präparationsauftrag				
<b>Characteristics (typical values)</b>				
<b>Filament diameter</b>	[µm]	7		
<b>Density</b>	[g/cm <sup>3</sup> ]	1,76		
Tensile strength	[MPa]	3950		
Tensile modulus	[GPa]	238		
Elongation at break	[%]	1,7		
Specific heat capacity	[J/kgK]	710		
Thermal conductivity	[W/mK]	10		
Coefficient of thermal expansion [ 10 <sup>-6</sup> /K]		-0,1		
Specific electrical resistance	[Ω cm]	1,6 x 10 <sup>-3</sup>		
Sizing properties for fiber family HTA				
HTA is a classic Tenax® high performance carbon fiber. The high tenacity (HT) fibers provide excellent mechanical laminate properties.				
F15 = Type with ca. 2,5 % sizing based on polyurethane				
H15 = Type with ca. 2,5 % sizing based on epoxy resin				
E13 = Type with ca. 1,3 % sizing based on epoxy resin				
Please contact our sales team any time for choosing the right type. The stated numbers are typical values. For design purposes please request fiber specification.				
Please note the application (aerospace or industry & sports) on your order.				
The export or transfer of carbon fibers can be subject to authorization, depending on end-use and final destination.				
Toho Tenax Europe GmbH	Kasinostraße 19-21 42103 Wuppertal, Deutschland	Tel.: +49 202 32 - 2339 Fax: +49 202 32 - 2360	www.tohotenax-eu.com sales@tohtenax-eu.com	(04/2011)

Figure-A II-10 Fiche Technique: Carbone Toho Tenax

## ANNEXE III

### DESSINS DE DÉTAIL

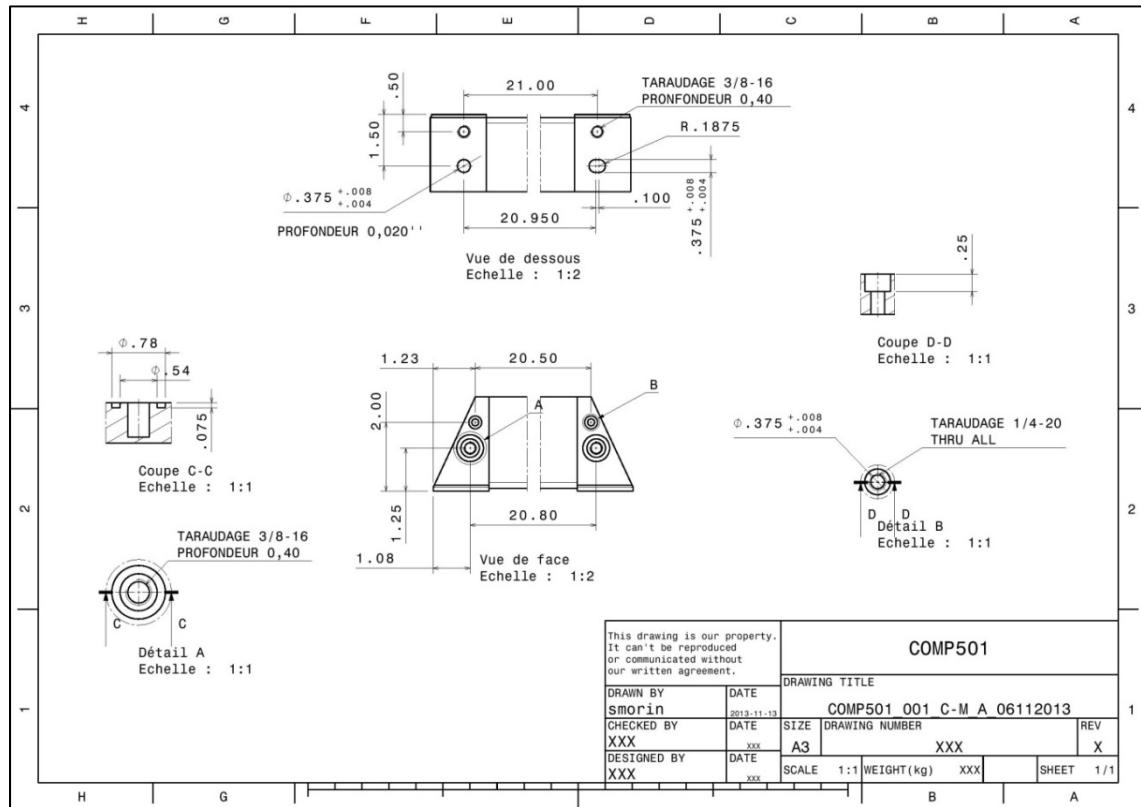


Figure-A III-1 Dessin de détail de l'outillage : Contre-moule 001

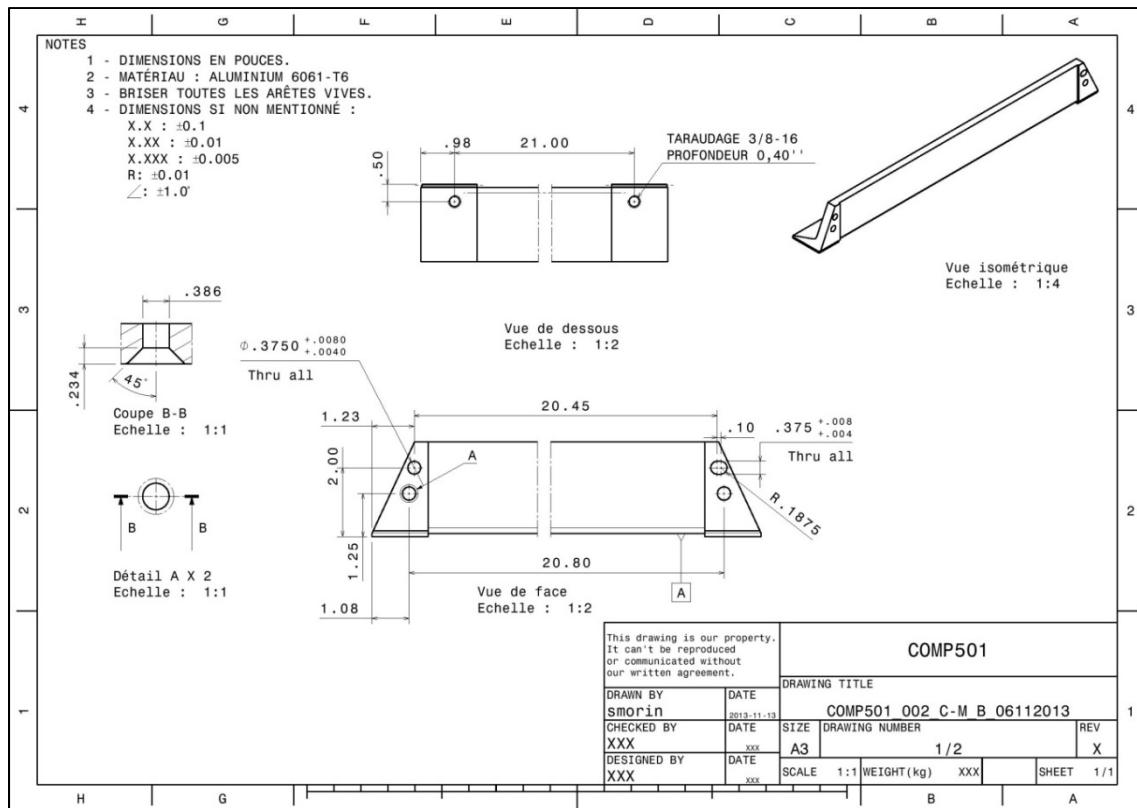


Figure-A III-2 Dessin de détail de l'outillage : Contre-moule 002

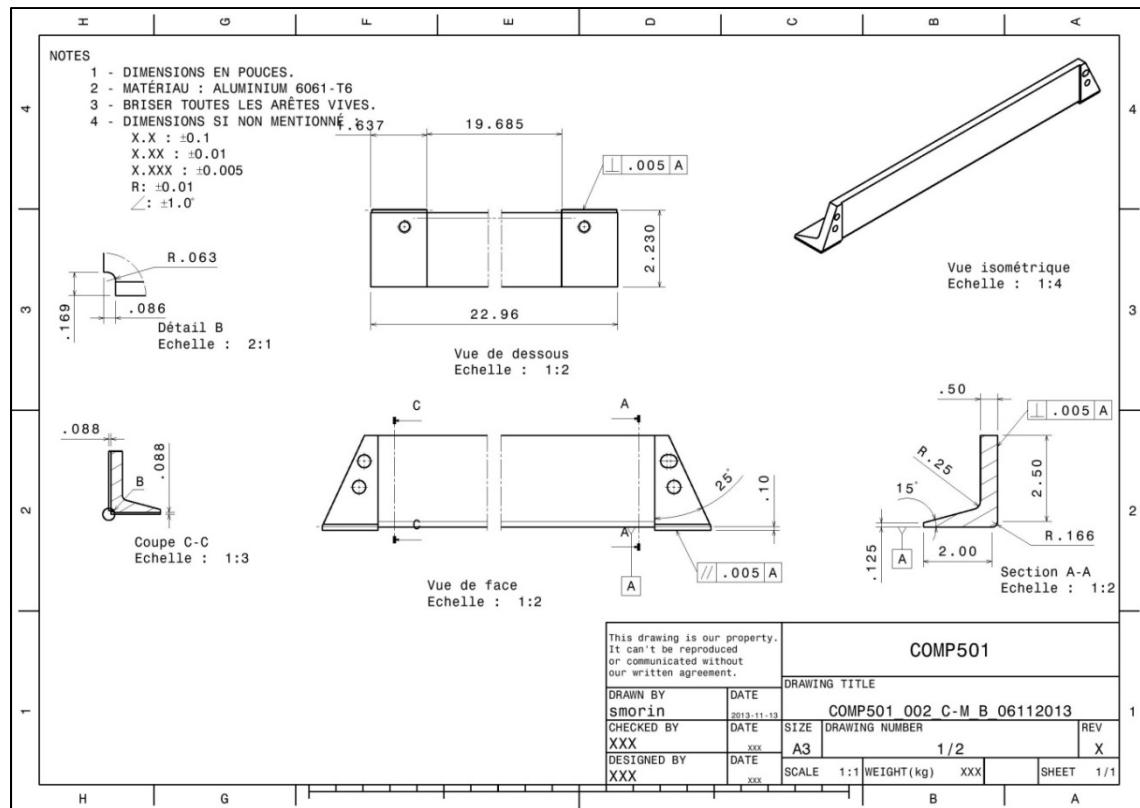


Figure-A III-3 Dessin de détail de l'outillage : Contre-moule 002

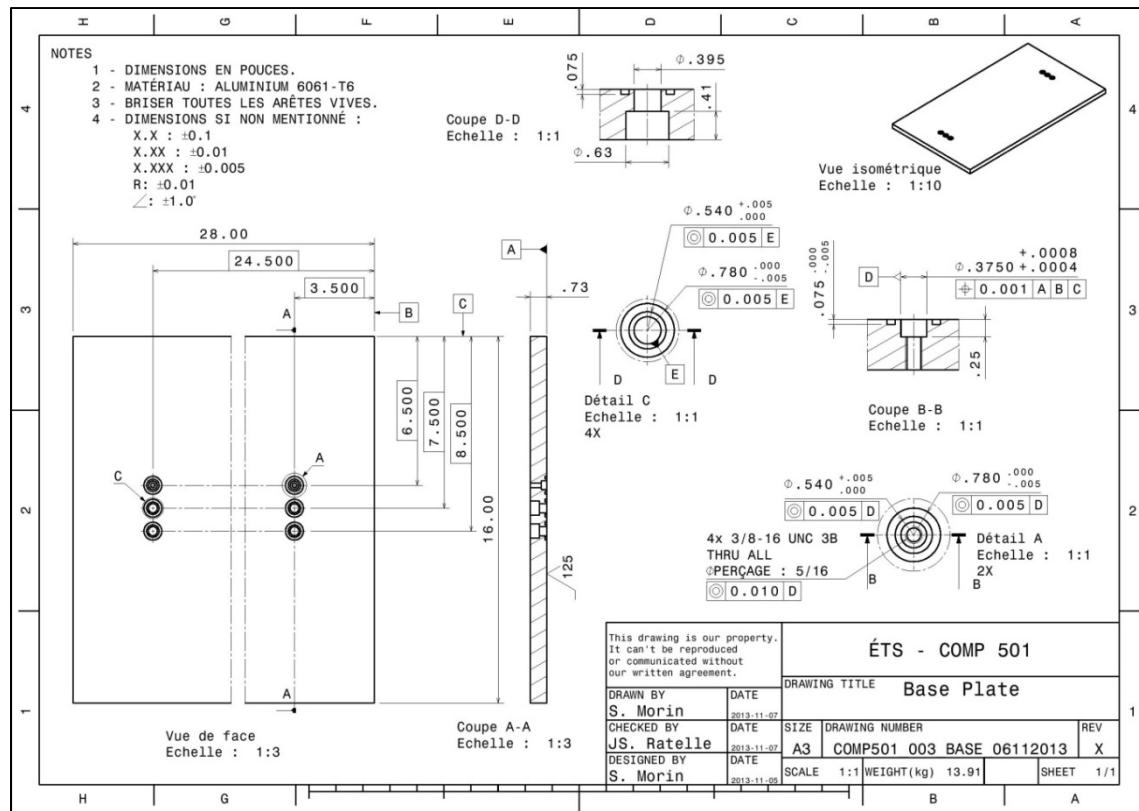


Figure-A III-4 Dessin de détail de l'outillage : Base 003

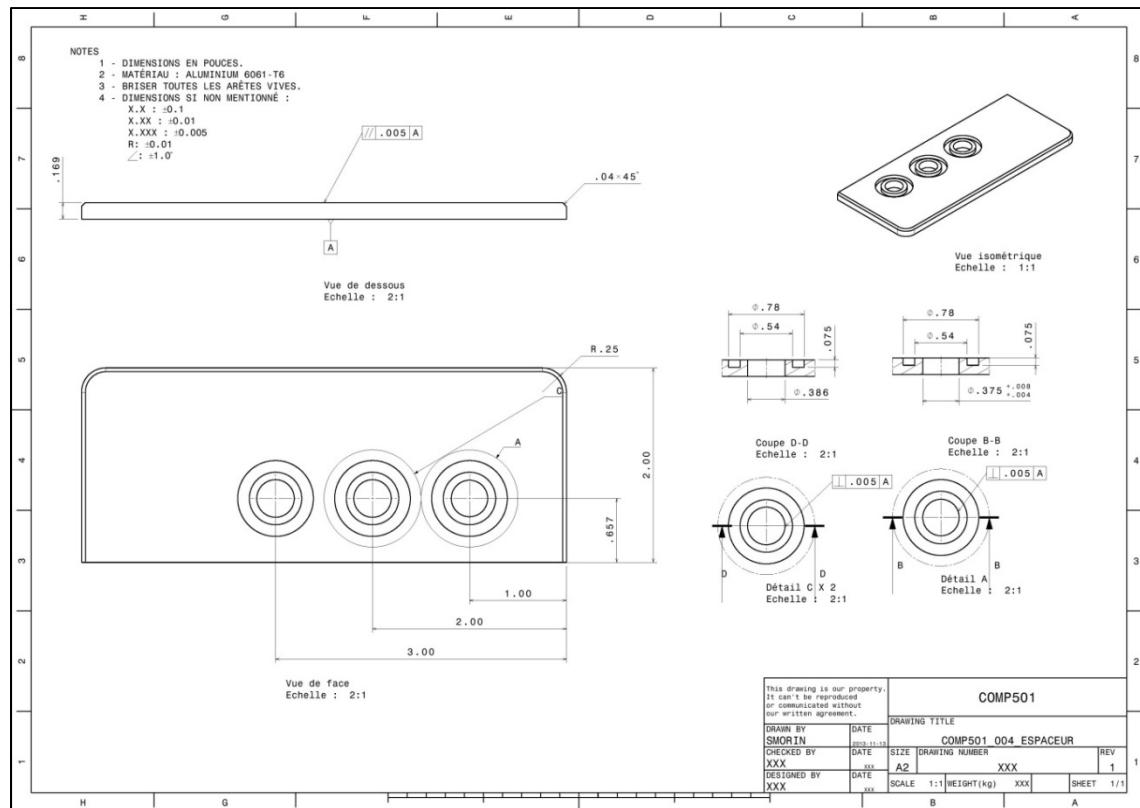


Figure-A III-5 Dessin de détail de l'outillage : Espaceur 004

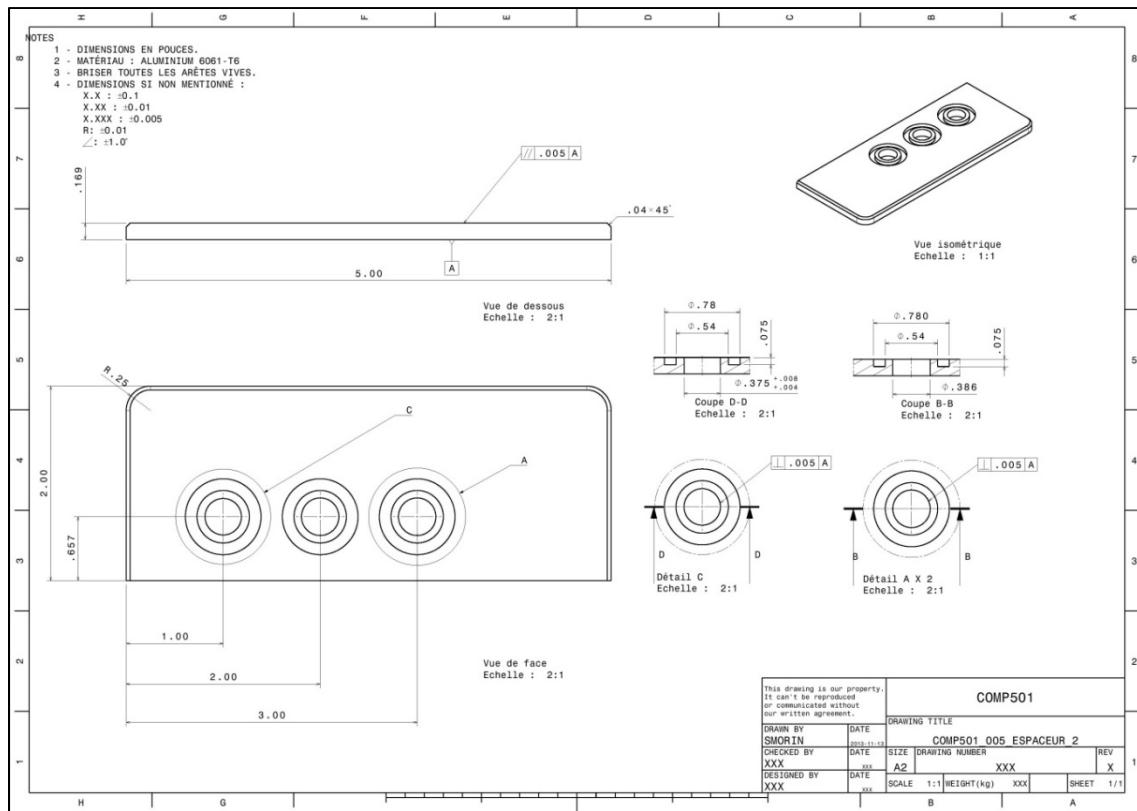


Figure-A III-6 Dessin de détail de l'outillage : Espaceur 005

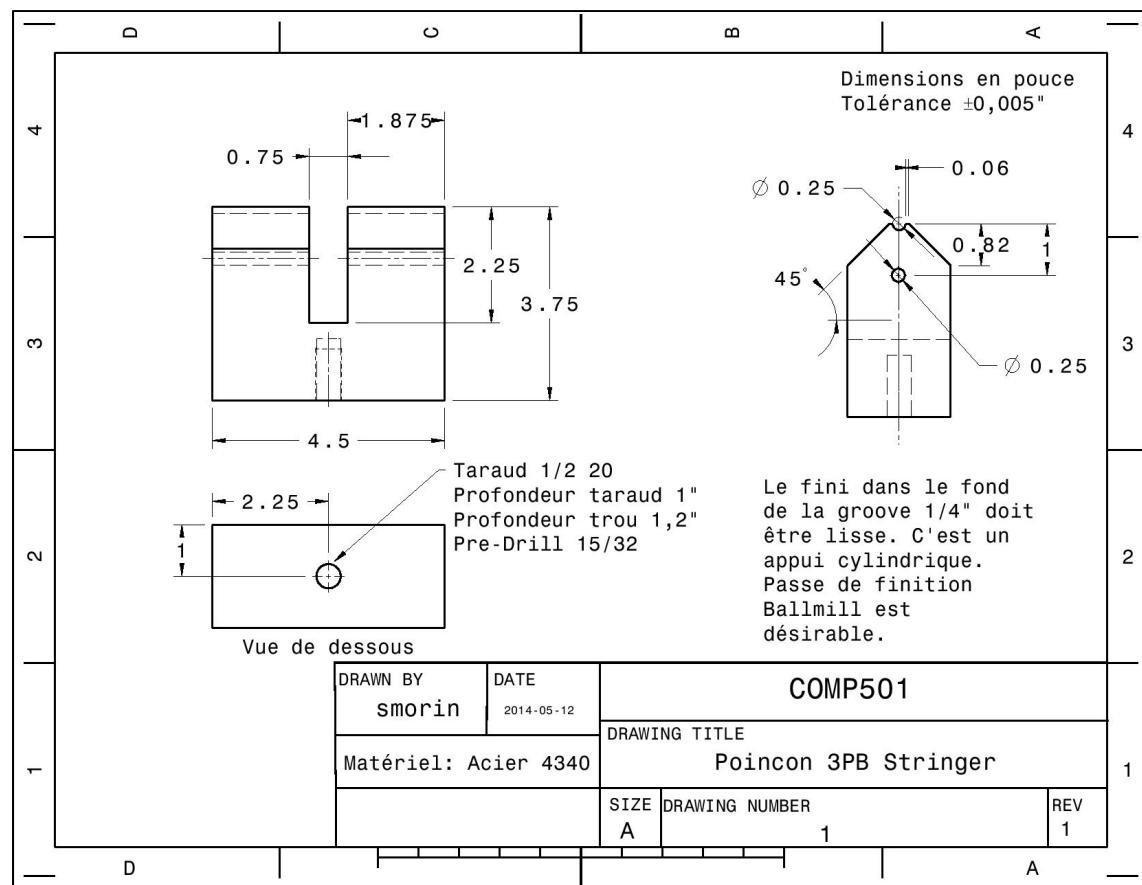


Figure-A III-7 Dessin de détail du poinçon

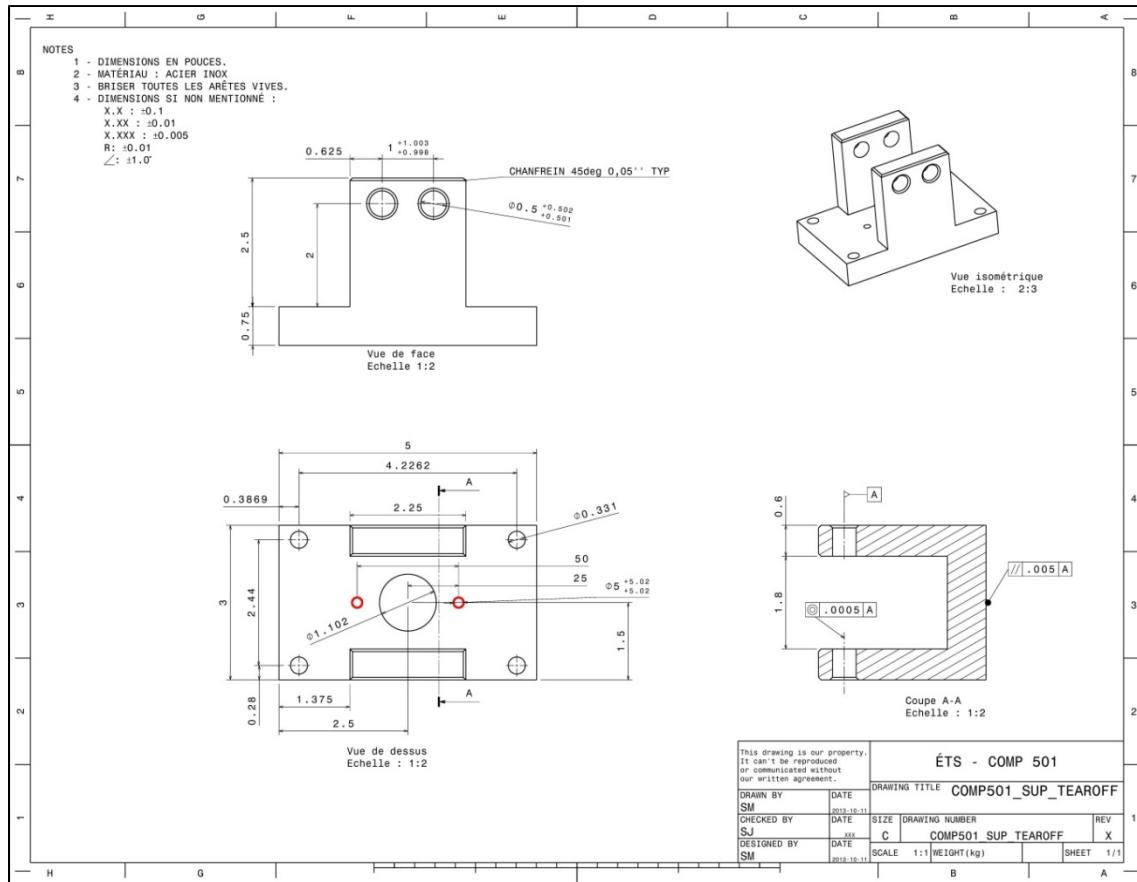


Figure-A III-8 Dessin de détail du support pour les essais d'arrachement

## ANNEXE IV

### INFORMATIONS DES ESSAIS MÉCANIQUES

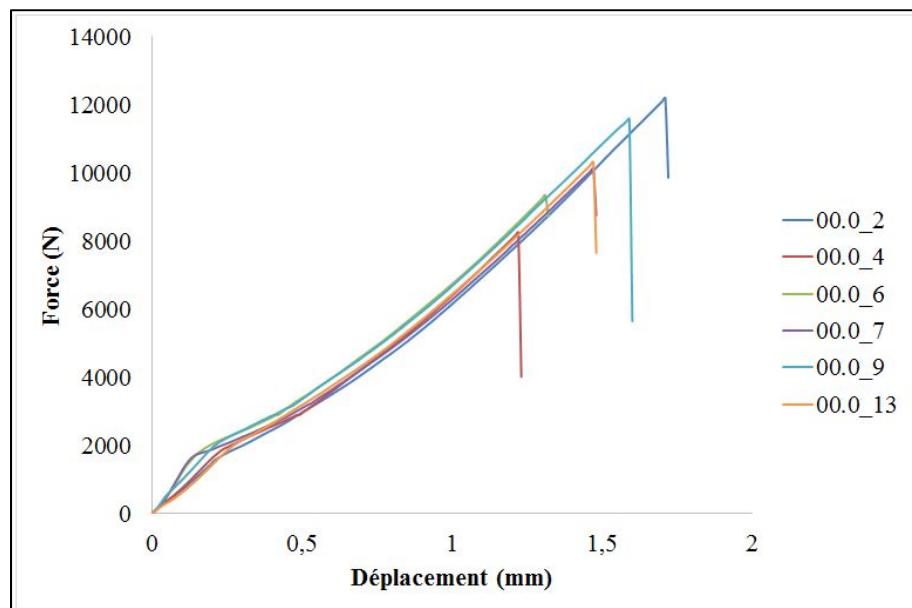


Figure-A IV-1 Arrachement Symétrie – Sans couture

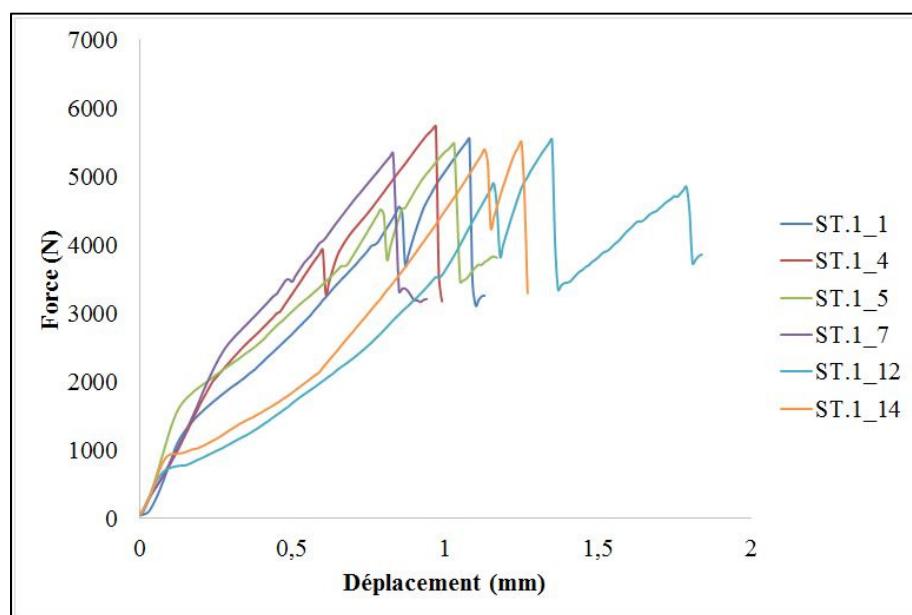


Figure-A IV-2 Arrachement Symétrie – Motif ST.1

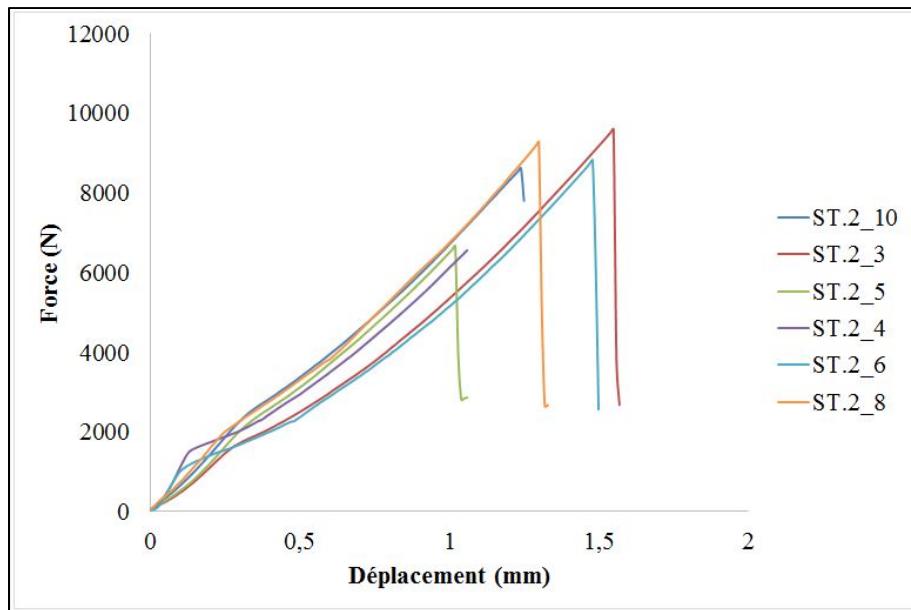


Figure-A IV-3 Arrachement Symétrie – Motif ST.2

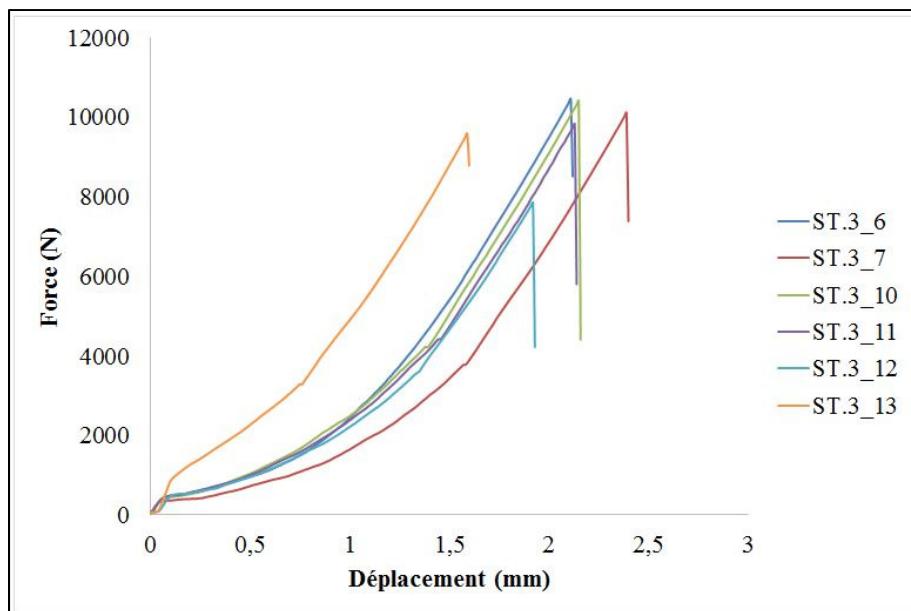


Figure-A IV-4 Arrachement Symétrie – Motif ST.3

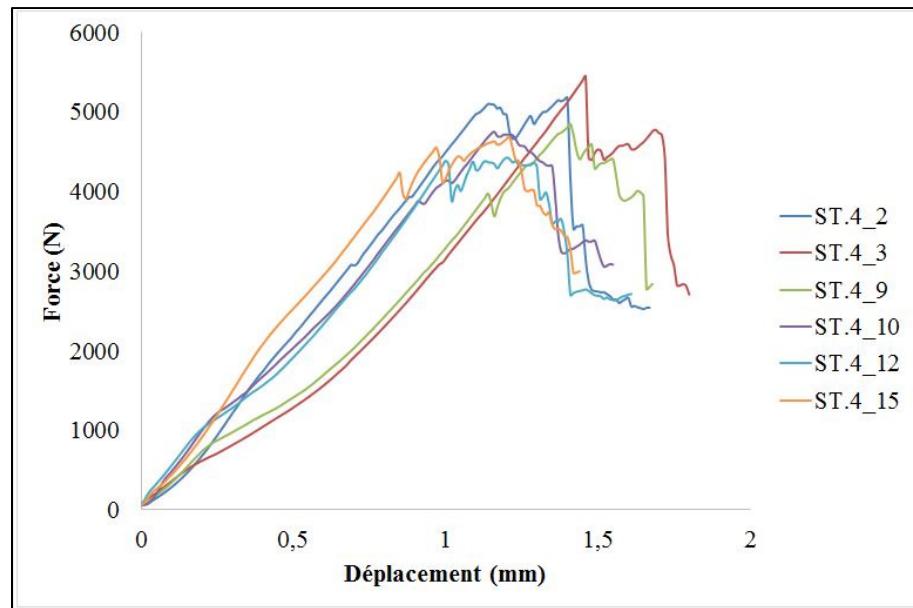


Figure-A IV-5 Arrachement Symétrie – Motif ST.4

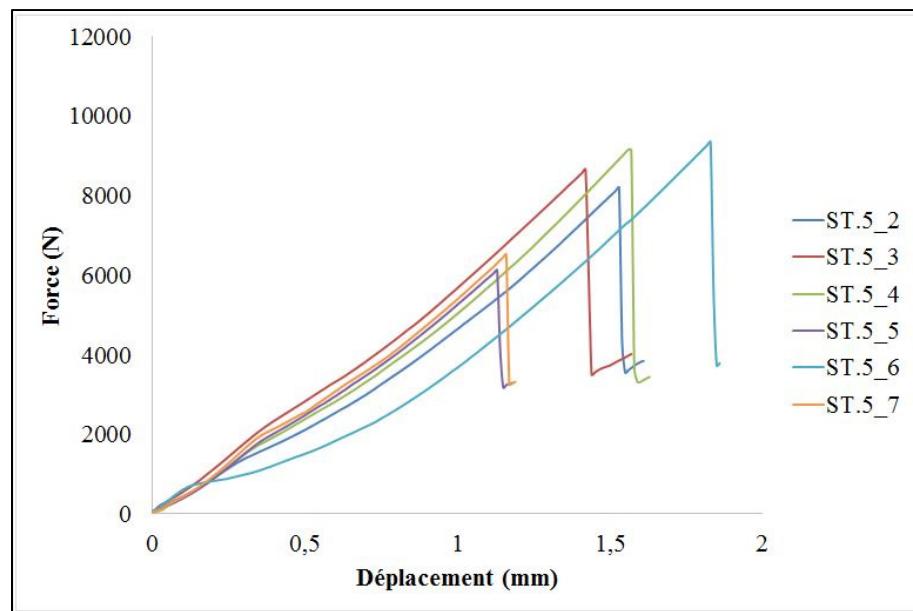


Figure-A IV-6 Arrachement Symétrie – Motif ST.5

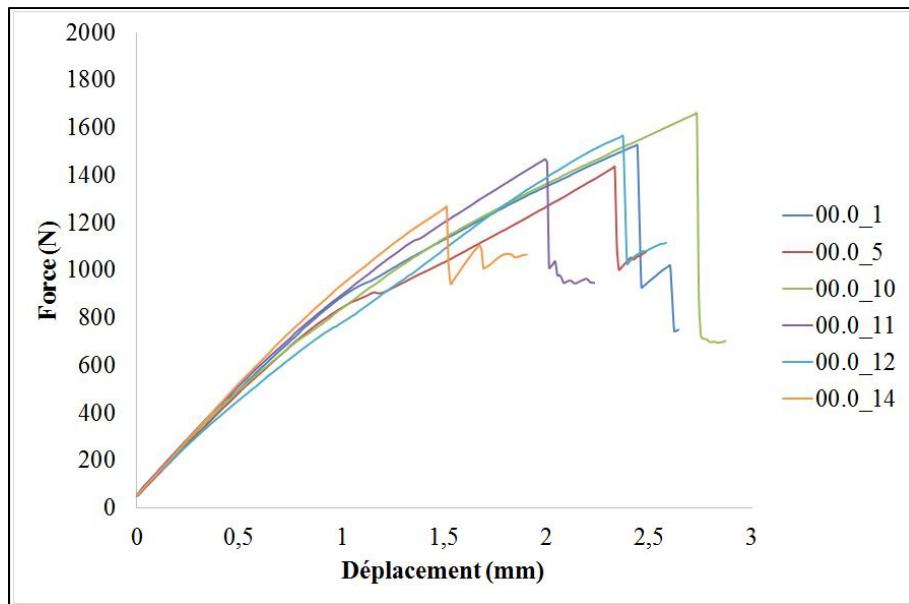


Figure-A IV-7 Arrachement Asymétrie – Sans couture

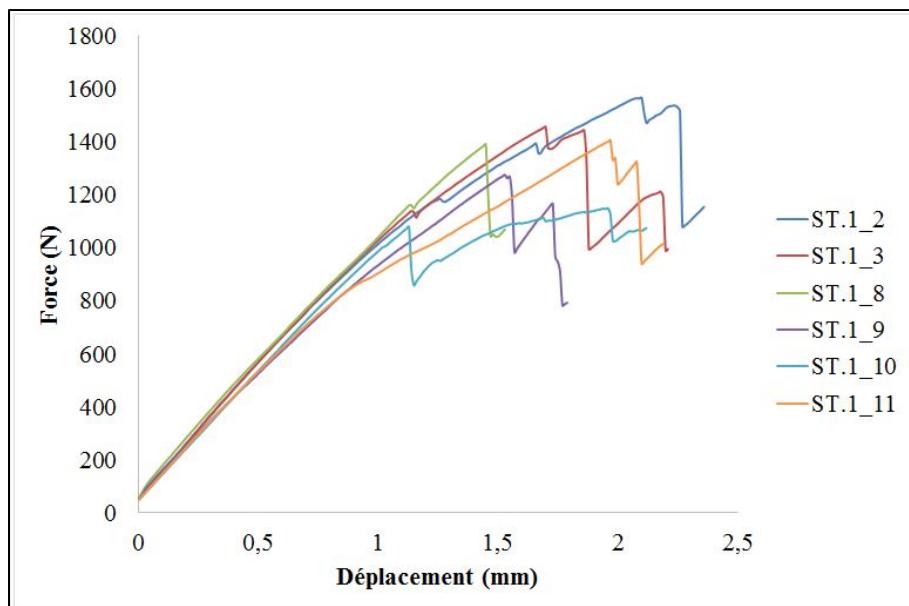


Figure-A IV-8 Arrachement Asymétrie – Motif ST.1

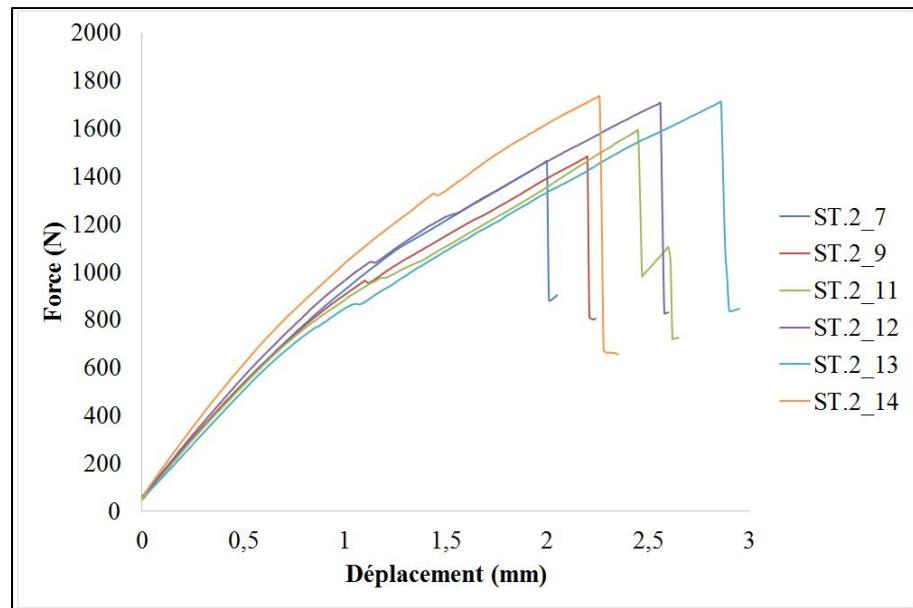


Figure-A IV-9 Arrachement Asymétrie – Motif ST.2

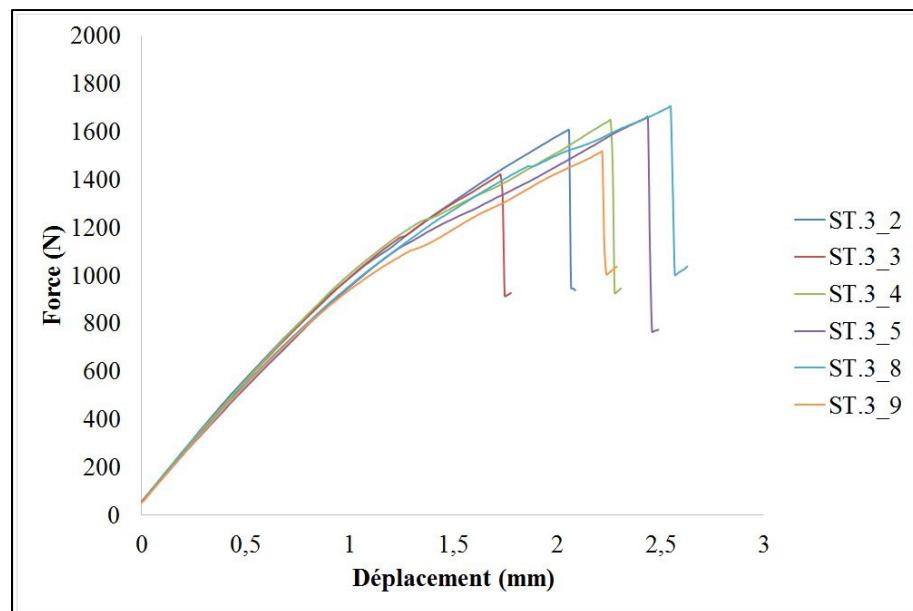


Figure-A IV-10 Arrachement Asymétrie – Motif ST.3

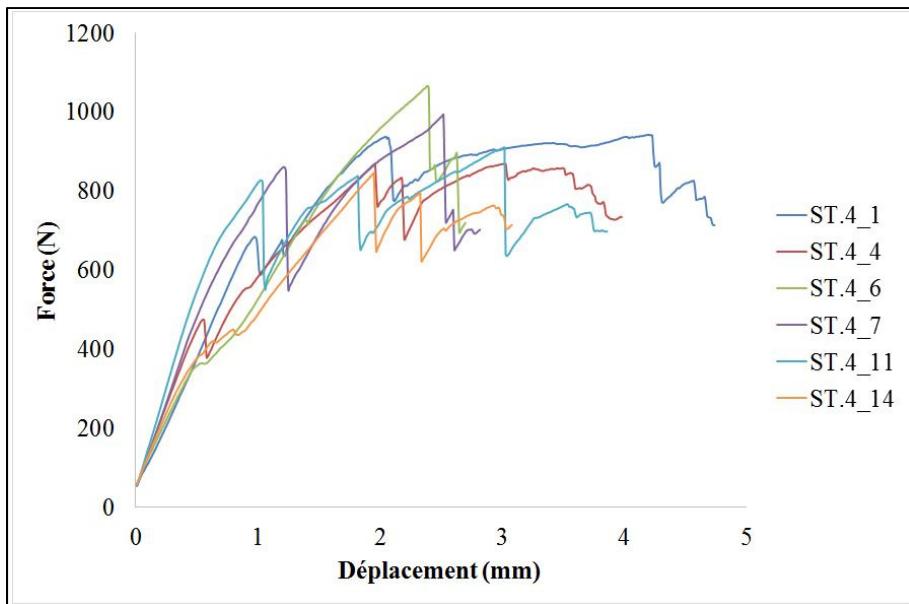


Figure-A IV-11 Arrachement Asymétrie – Motif ST.4

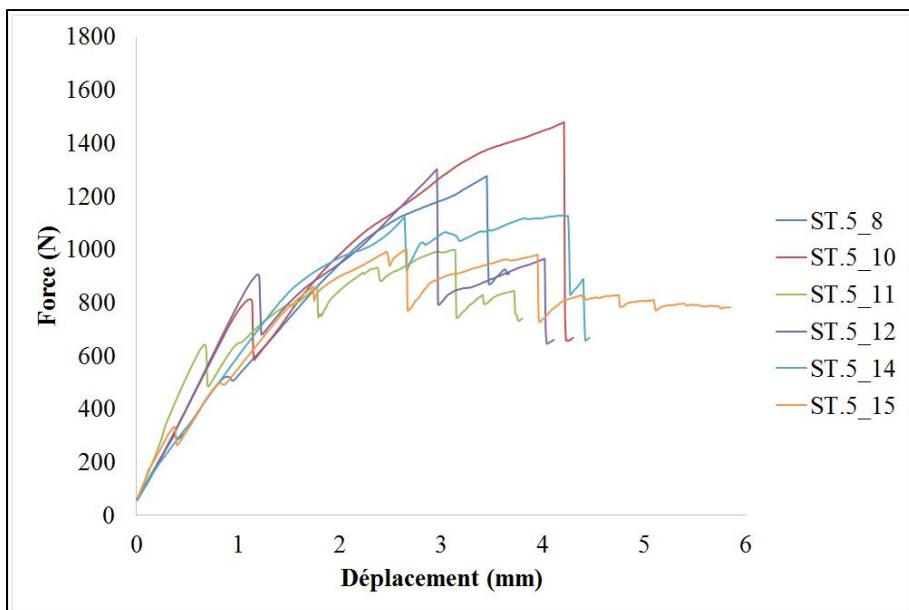


Figure-A IV-12 Arrachement Asymétrie – Motif ST.5

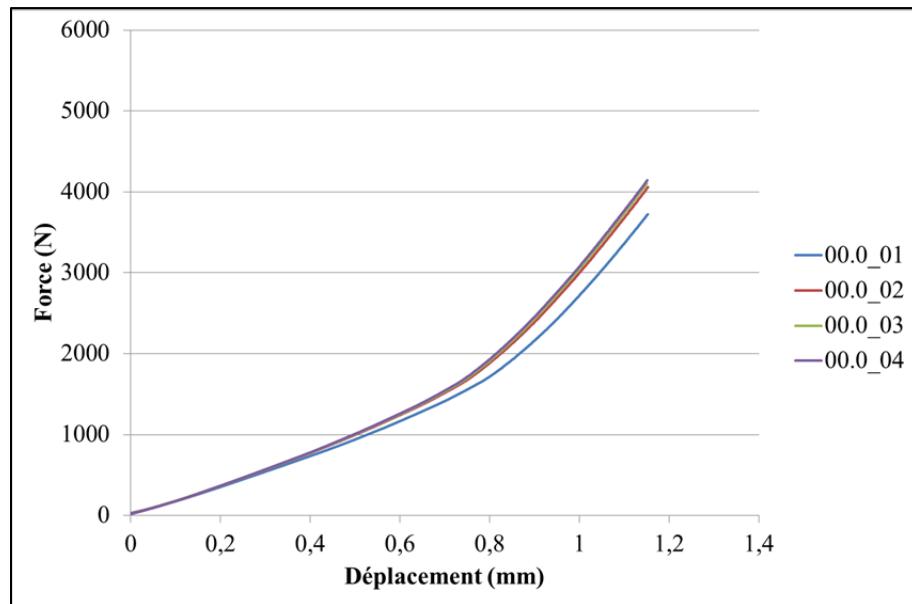


Figure-A IV-13 Flexion trois-points - Sans couture

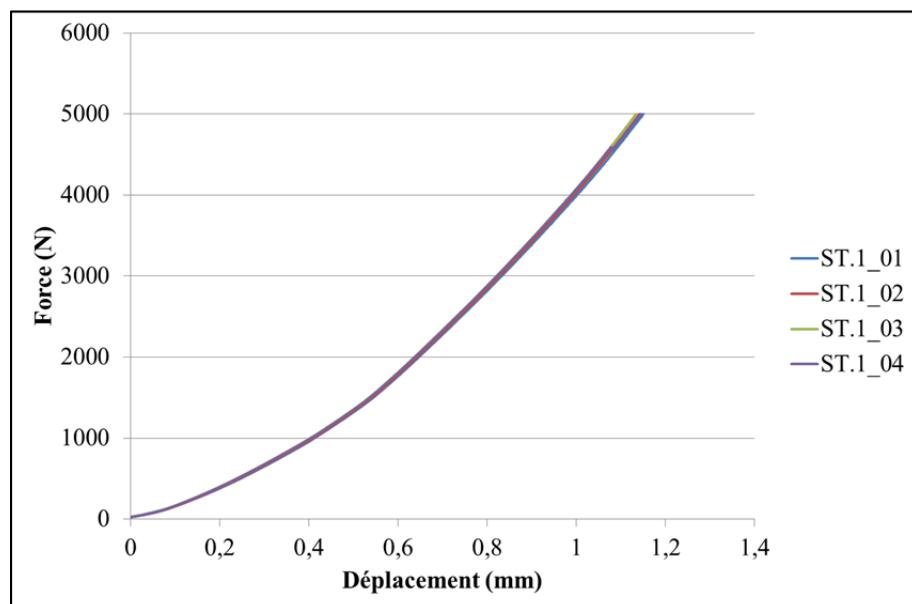
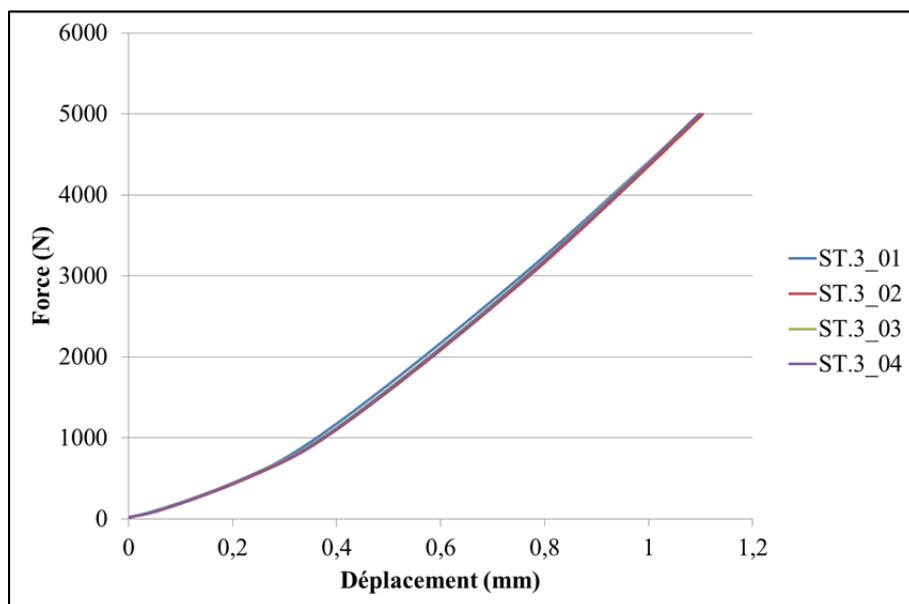
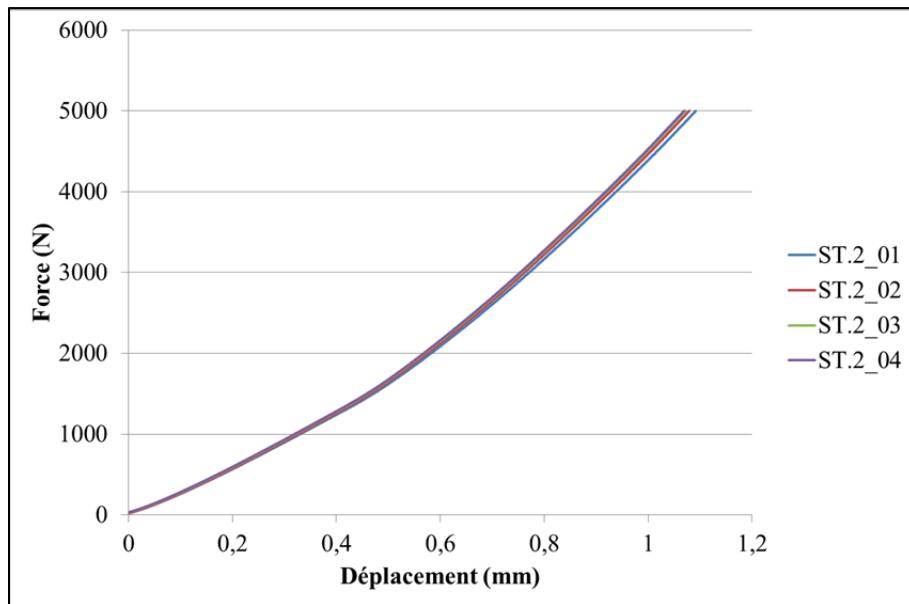


Figure-A IV-14 Flexion trois-points - Motif ST.1



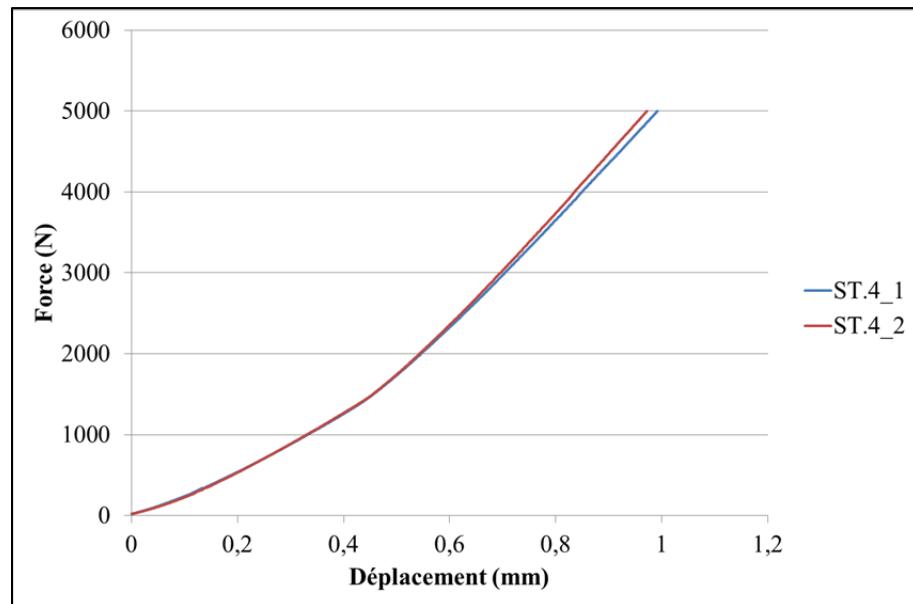


Figure-A IV-17 Flexion trois-points - Motif ST.4

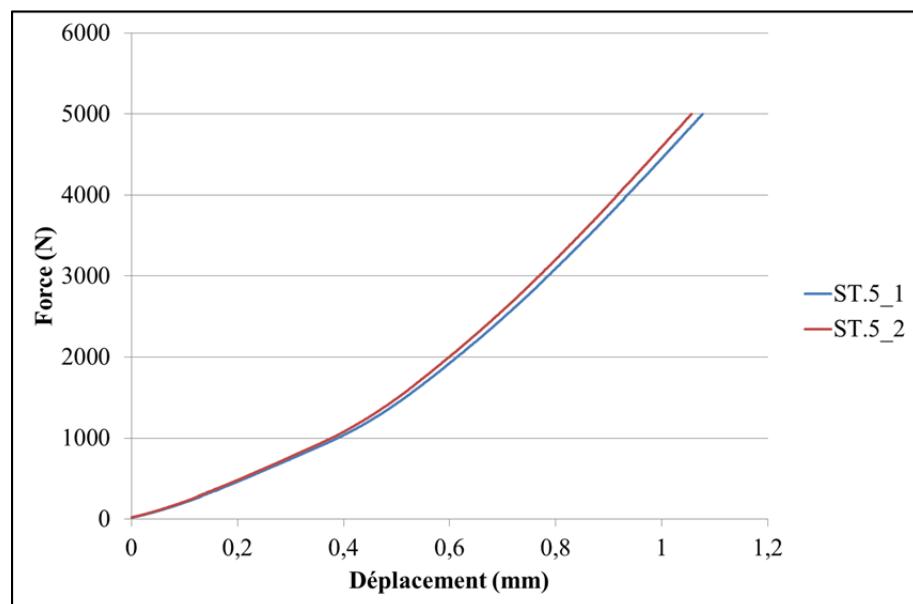


Figure-A IV-18 Flexion trois-points - Motif ST.5

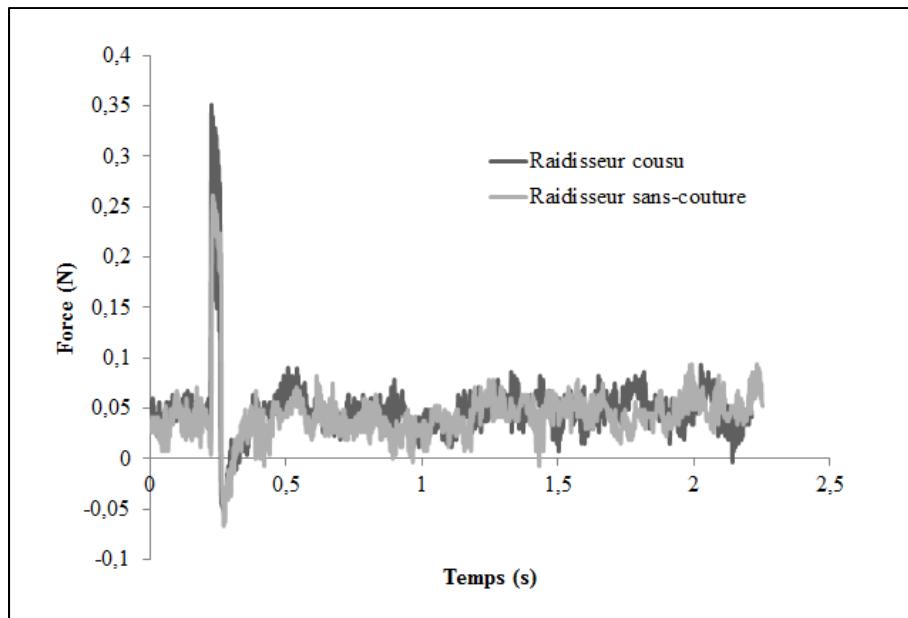


Figure-A IV-19 Données de l'endommagement artificiel

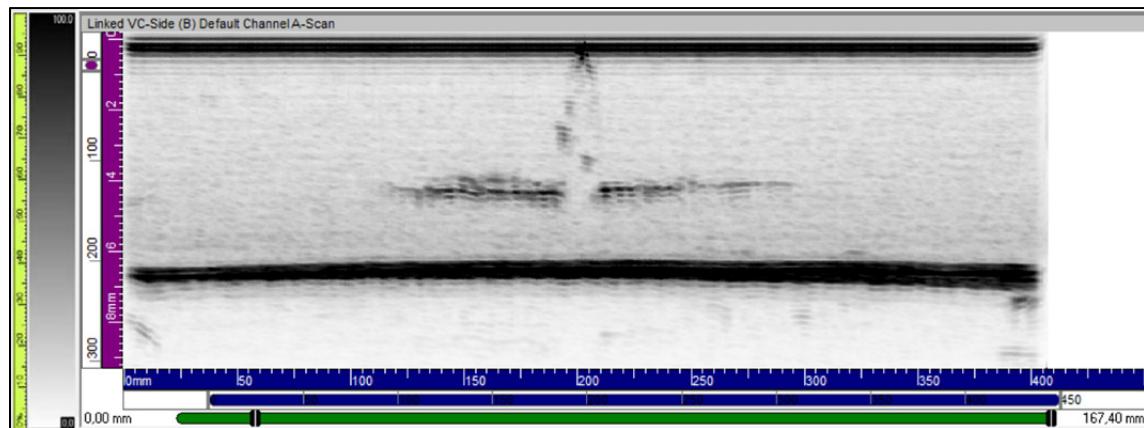


Figure-A IV-20 Vue de côté: A-Scan - Sans couture

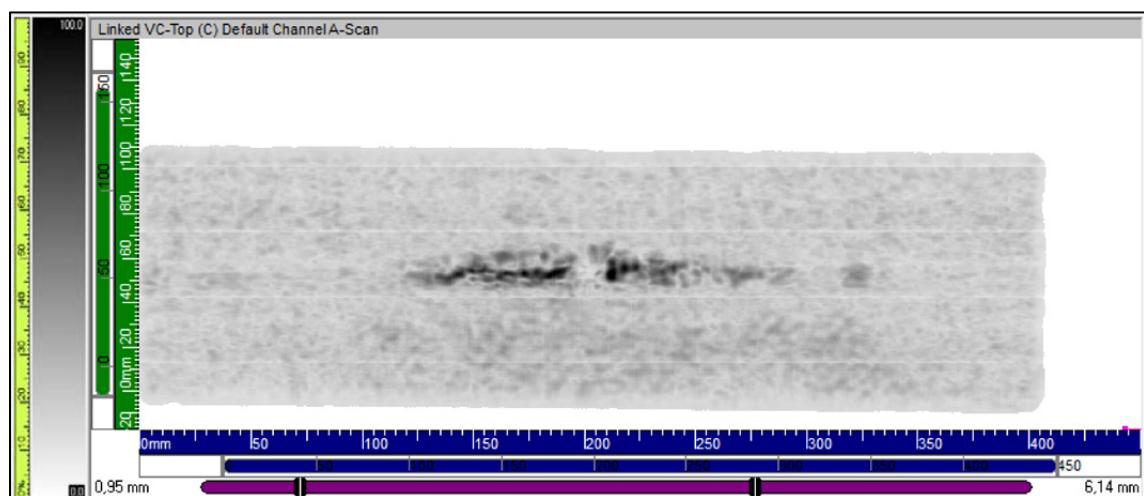


Figure-A IV-21 Vue de haut: A-Scan - Sans couture

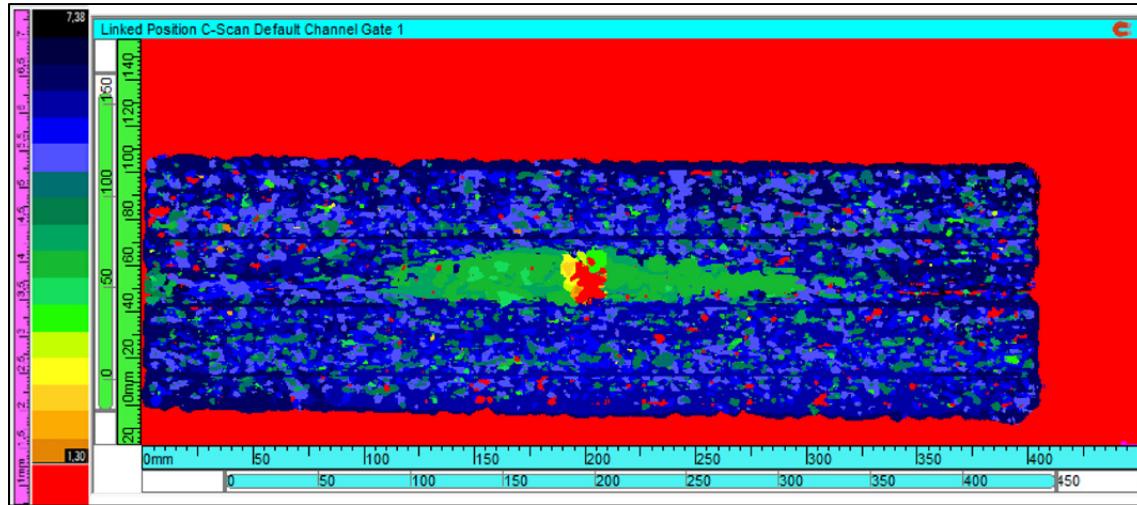


Figure-A IV-22 Vue de haut: C-Scan - Sans couture

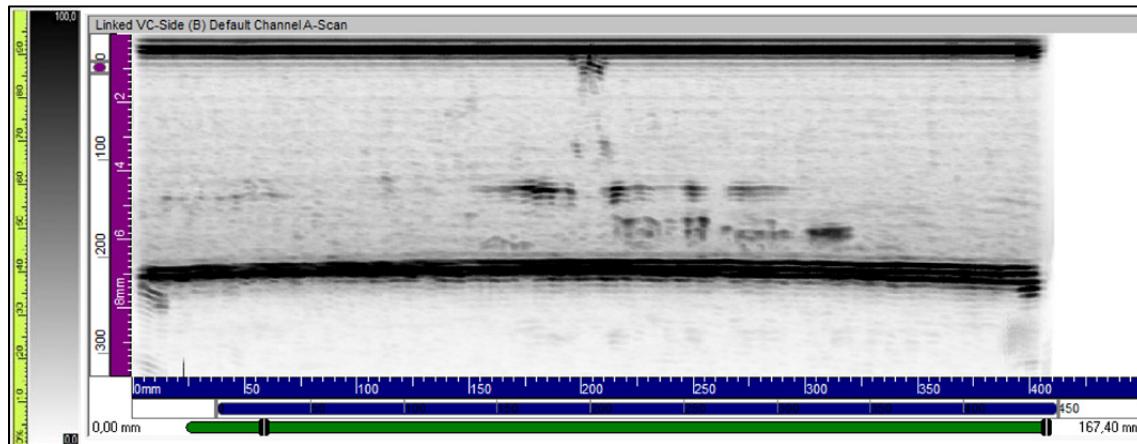


Figure-A IV-23 Vue de côté: A-Scan - Motif ST.6

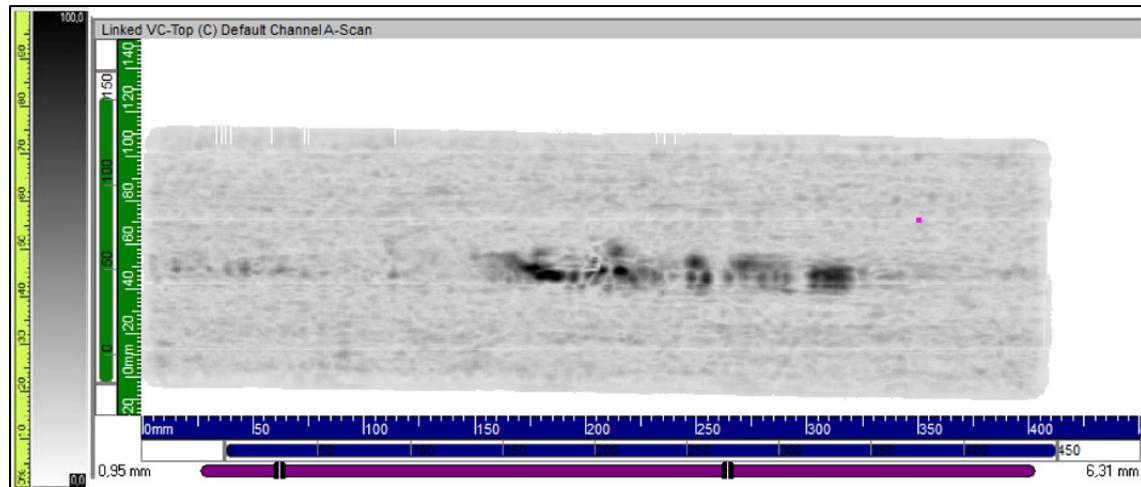


Figure-A IV-24 Vue de haut: A-Scan - Motif ST.6

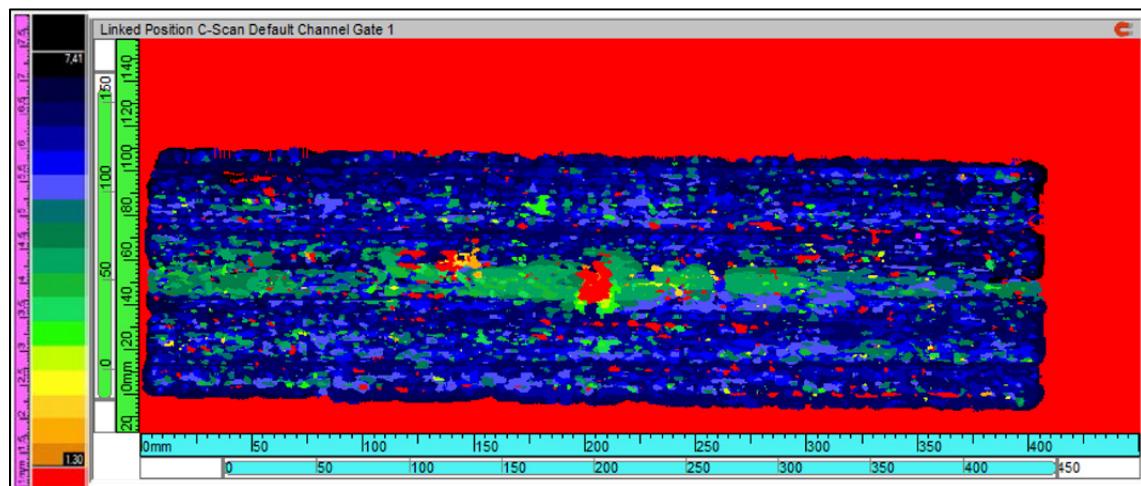


Figure-A IV-25 Vue de haut: C-Scan - Motif ST.6

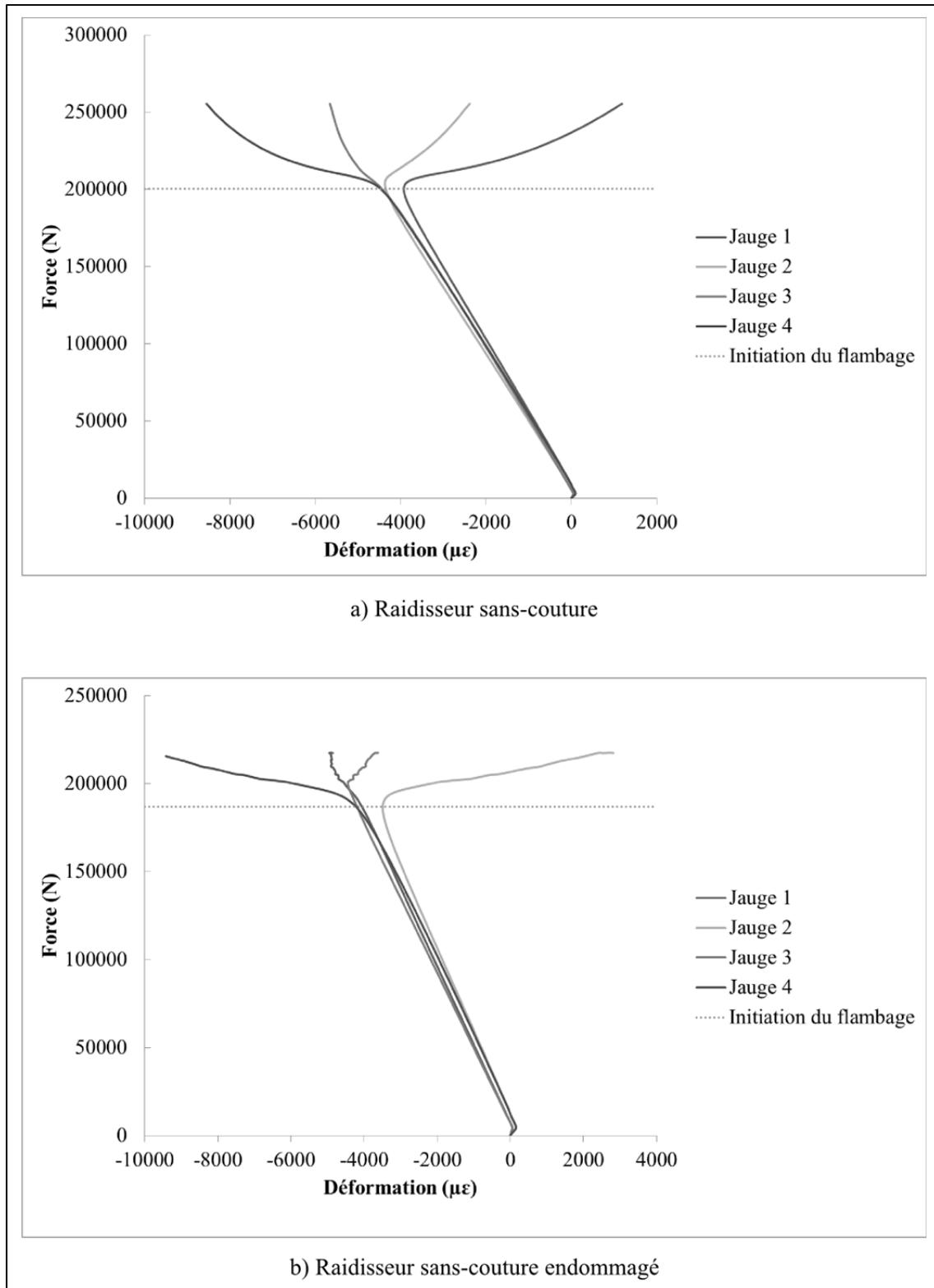


Figure-A IV-26 Compression : Déformation des jauge – Sans couture

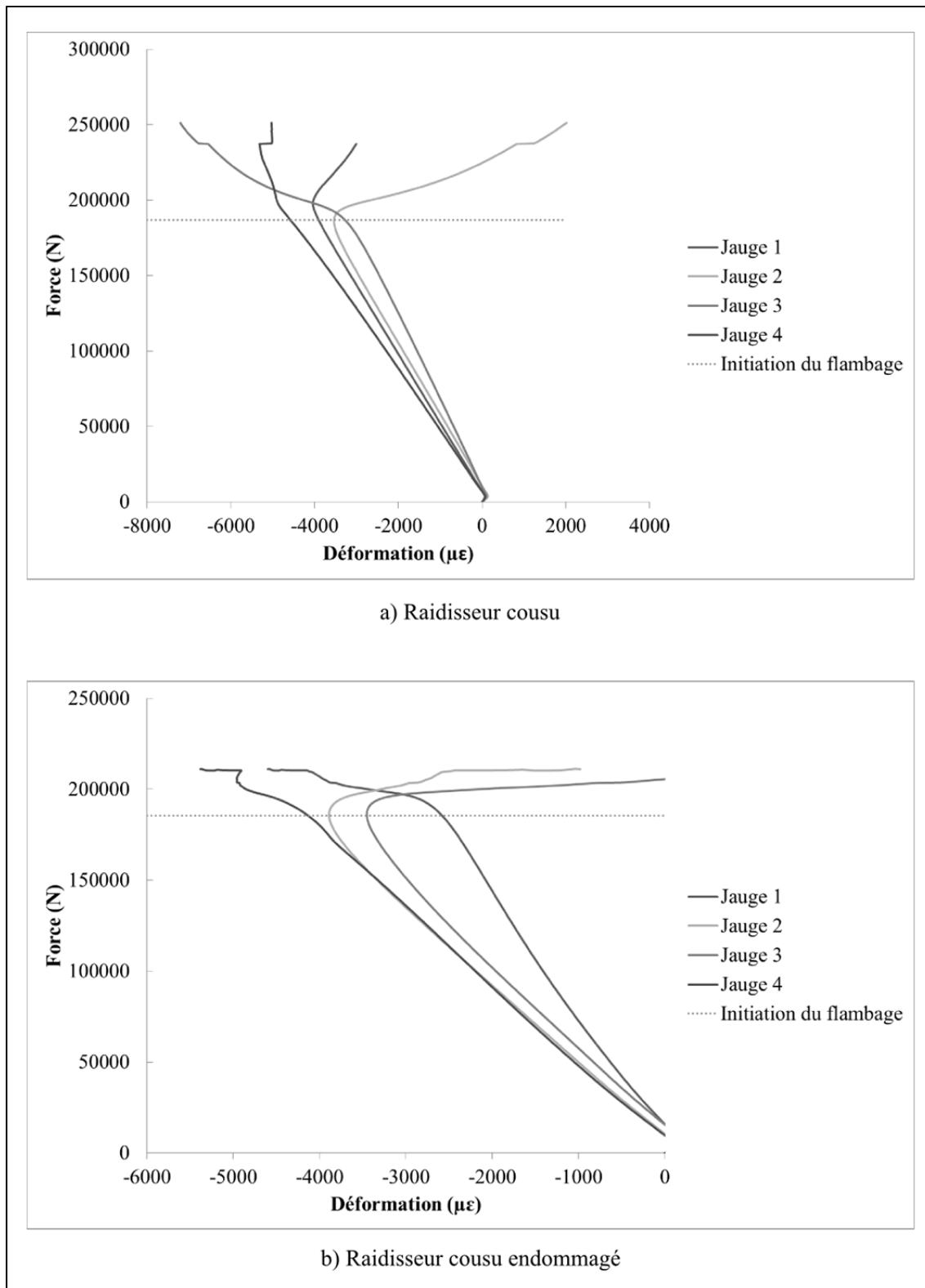


Figure-A IV-27 Compression : Déformation des jauge – Motif ST.6

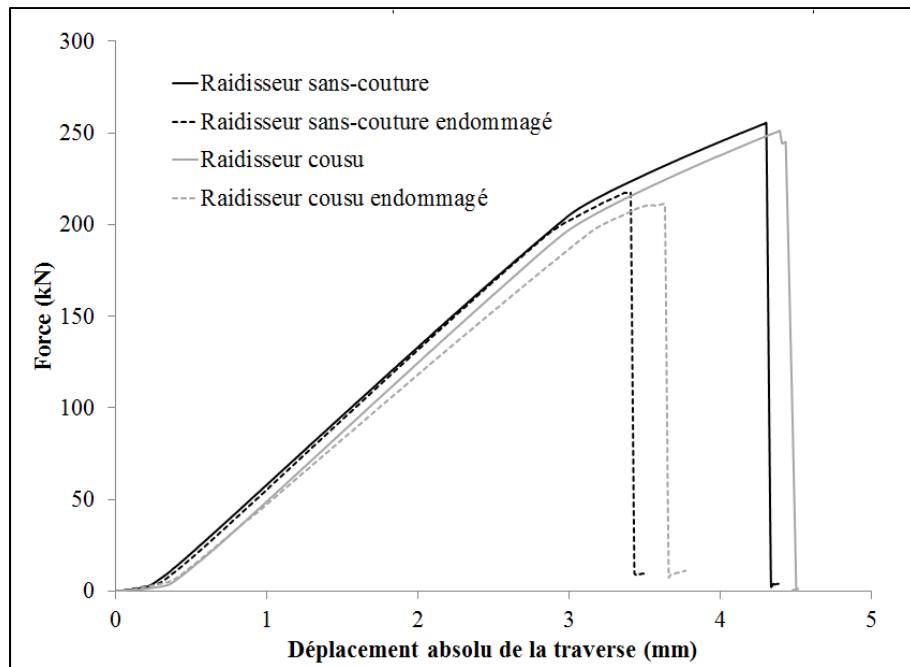


Figure-A IV-28 Compression : Cellule de charge

## LISTE DE RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- Bergan, Andrew, John Bakuckas Jr, Jonathan Awerbuch et Tein-Min Tan. 2014. « Assessment of damage containment features of a full-scale PRSEUS fuselage panel ». *Composite Structures*, vol. 113, p. 174-185.
- C. Sickinger, A. Herrmann. 2001. « Structural Stitching as a Method to design High-Performance Composites in Future ».
- Cartie, D. D. R., G. Dell'Anno, E. Poulin et I. K. Partridge. 2006. « 3D reinforcement of stiffener-to-skin T-joints by Z-pinning and tufting ». *Engineering Fracture Mechanics*, vol. 73, n° 16, p. 2532-40.
- Chai, Gin Boay, et Chun Wee Yap. 2008. « Coupling effects in bending, buckling and free vibration of generally laminated composite beams ». *Composites Science and Technology*, vol. 68, n° 7–8, p. 1664-1670.
- Chinchan, Levon, Sergey Shevtsov, Arcady Soloviev, Varvara Shevtsova et Jiun-Ping Huang. 2014. « Mechanical Testing of Polymeric Composites for Aircraft Applications: Standards, Requirements and Limitations ». In *Advanced Materials*, sous la dir. de Chang, Shun-Hsyung, Ivan A. Parinov et Vitaly Yu Topolov. Vol. 152, p. 201-222. Coll. « Springer Proceedings in Physics »: Springer International Publishing. <[http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-03749-3\\_17](http://dx.doi.org/10.1007/978-3-319-03749-3_17)>. [http://link.springer.com/chapter/10.1007%2F978-3-319-03749-3\\_17](http://link.springer.com/chapter/10.1007%2F978-3-319-03749-3_17)>.
- CISC. 2002. « TORSIONAL SECTION PROPERTIES OF STEEL SHAPES ». <<http://www.cisc-icca.ca/files/technical/techdocs/updates/torsionprop.pdf>>. Consulté le 2015-09-30.
- CMH-17, Materials Sciences Corporation, U. S. Army Research Laboratory et American Society for Testing Materials. 1997. *The composite materials handbook-MIL 17* (1997). Coll. « Guidelines for characterization of structural materials ». Lancaster, Pa.: Technomic, 3 v. p.
- Cook, Robert Davis. 2001. *Concepts and applications of finite element analysis* (2001), 4th ed. New York, NY: J. Wiley, xvi, 719 p. p.
- CRIAQ. 2015. « Préformes textiles 3D pour fabrication de pièces composites complexes ». <[http://www.criaq.aero/Projets\\_A>ListeProjets/12927534120/liste\\_de\\_projets.html](http://www.criaq.aero/Projets_A>ListeProjets/12927534120/liste_de_projets.html)>.
- Demircan, Ozgur, Tatsuya Kosui, Shinsuke Ashibe et Asami Nakai. 2013. « Effect of stitch and biaxial yarn types on tensile, bending, and impact properties of biaxial weft-knitted composites ». *Advanced Composite Materials*, vol. 23, n° 3, p. 239-260.

Gibson, Ronald F. 2012. *Principles of composite material mechanics* (2012), 3rd ed. Boca Raton, Flor.: CRC Press, xxix, 653 p. p.

Greenhalgh, Emile, Aaron Lewis, Richard Bowen et Marcello Grassi. 2006. « Evaluation of toughening concepts at structural features in CFRP—Part I: Stiffener pull-off ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 37, n° 10, p. 1521-1535.

Gurit. 2011. *Guide to Composites*, 5. 73 p. < [http://issuu.com/gurit/docs/guide\\_to\\_composites\\_2011/5?e=1086841/1088243](http://issuu.com/gurit/docs/guide_to_composites_2011/5?e=1086841/1088243) >. Consulté le 2011-08-17.

Hyer, Michael (687). 2009. *Stress Analysis of Fiber-Reinforced Composite Materials*. Lancaster, Pennsylvania: Destech Publications Inc.

Jain, Lalit K., Kimberley A. Dransfield et Yiu-Wing Mai. 1998. « On the effects of stitching in CFRPs—II. Mode II delamination toughness ». *Composites Science and Technology*, vol. 58, n° 6, p. 829-837.

Jegley, Dawn. 2005. « Structural Efficiency of Stitched Composite Panels with Stiffener Crippling ». *Journal of Aircraft*, vol. 42, n° 5, p. 1273-1280.

Jegley, Dawn C. 2007. « Improving strength of postbuckled panels through stitching ». *Composite Structures*, vol. 80, n° 2, p. 298-306.

Kasapoglou, Christos. 2010. *Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures*. Chichester, U.K.: John Wiley & Sons.

Kassapoglou, Christos. 2013. *Design and analysis of composite structures with applications to aerospace structures, second edition* (2013), 2nd ed. Chichester, West Sussex, U.K.: John Wiley & Sons Ltd, 1 ressource en ligne. p.

Koh, T. M., S. Feih et A. P. Mouritz. 2011. « Experimental determination of the structural properties and strengthening mechanisms of z-pinned composite T-joints ». *Composite Structures*, vol. 93, n° 9, p. 2222-2230.

Koh, T. M., S. Feih et A. P. Mouritz. 2012. « Strengthening mechanics of thin and thick composite T-joints reinforced with z-pins ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 43, n° 8, p. 1308-1317.

Kollar, L. Peter, et George S. Springer. 2003. *Mechanics of composite structures* (2003). Cambridge  
New York: Cambridge University Press, xvii, 480 p. p.

- Leduc, Catherine. 2015. « Évaluation des performances mécaniques de stratifiés Carbone-Époxy préformés à l'aide de la couture « One-Sided » ». Mémoire de maîtrise en génie mécanique. Montréal, École de technologie supérieure, 206 p.
- Leduc, Catherine, Simon Joncas et Jean-Sébastien Leclerc. 2014. « Effect of process parameters on damage tolerance of carbon epoxy laminate preformed using One-Sided Stitching ». In *ECCM-16 European Conference on composite materials*. (Seville, 22-26 juin 2014), p. 8. ESCM.
- Mouritz, A. P., M. K. Bannister, P. J. Falzon et K. H. Leong. 1999. « Review of applications for advanced three-dimensional fibre textile composites ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 30, n° 12, p. 1445-1461.
- Mouritz, A. P., et B. N. Cox. 2000. « A mechanistic approach to the properties of stitched laminates ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 31, n° 1, p. 1-27.
- Mouritz, A. P., K. H. Leong et I. Herszberg. 1997. « A review of the effect of stitching on the in-plane mechanical properties of fibre-reinforced polymer composites ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 28, n° 12, p. 979-991.
- Ng, Y. C. 2005. « Deriving composite lamina properties from laminate properties using classical lamination theory and failure criteria ». *JOURNAL OF COMPOSITE MATERIALS*, vol. 39, n° 14, p. 1295-1306.
- Niu, Michael (500). 2010. *Composite Airframe Structures*, 3. Hong Kong: Hong Kong Commilit Press Ltd.
- Renard, P. Nimdum et J. 2012. « Experimental Analysis and Modelling of Fatigue Behaviour of Thick Woven Laminated Composites ». In *Fifth International Conference on Fatigue of Composites* (Nanjing, China), sous la dir. de Wei-Xing Yao, Mines-Paris Tec, Norbert Himmel, p. 291 pages.
- Rieber, Gunnar, et Peter Mitschang. 2010. « 2D Permeability changes due to stitching seams ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 41, n° 1, p. 2-7.
- Rivello, Robert M. 1969. *Theory and analysis of flight structures* (1969). New York, N.Y.: McGraw-Hill, xvi, 516 p. p.
- Stickler, P. B., et M. Ramulu. 2006. « Experimental study of composite T-joints under tensile and shear loading ». *Advanced Composite Materials*, vol. 15, n° 2, p. 193-210.
- Suh, S. S., N. L. Han, J. M. Yang et H. T. Hahn. 2003. « Compression behavior of stitched stiffened panel with a clearly visible stiffener impact damage ». *Composite Structures*, vol. 62, n° 2, p. 213-221.

- Talvensaari, H., E. Ladstätter et W. Billinger. 2005. « Permeability of stitched preform packages ». *Composite Structures*, vol. 71, n° 3–4, p. 371-377.
- Tan, K. T., N. Watanabe et Y. Iwahori. 2012. « Impact Damage Resistance, Response, and Mechanisms of Laminated Composites Reinforced by Through-Thickness Stitching ». *International Journal of Damage Mechanics*, vol. 21, n° 1, p. 51-80.
- Tarján, Gabriella, Ákos Sapkás et László P. Kollár. 2010. « Local Web Buckling of Composite (FRP) Beams ». *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 29, n° 10, p. 1451-1462.
- Thomson, R. S., P. J. Falzon, A. Nicolaidis, K. H. Leong et T. Ishikawa. 1999. « The bending properties of integrally woven and unidirectional prepreg T-sections ». *Composite Structures*, vol. 47, n° 1–4, p. 781-787.
- Timoshenko, Stephen, et James M. Gere. 2009. *Theory of elastic stability* (2009), 2nd ed., Dover ed. Mineola, N.Y.: Dover Publications, 1 ressource en ligne (xvi, 541 p.) p.
- Trabelsi, Walid, Laurent Michel et Renaud Othomene. 2010. « Effects of Stitching on Delamination of Satin Weave Carbon-Epoxy Laminates Under Mode I, Mode II and Mixed-Mode I/II Loadings ». *Applied Composite Materials*, vol. 17, n° 6, p. 575-595.
- Trask, R. S., S. R. Hallett, F. M. M. Helenon et M. R. Wisnom. 2012. « Influence of process induced defects on the failure of composite T-joint specimens ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 43, n° 4, p. 748-757.