

Conception et fabrication d'une composante d'intérieur  
d'avion à base de composites thermoplastiques à fibres  
discontinues

par

Francis LÉVEILLÉ

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.

MONTRÉAL, LE 24 SEPTEMBRE 2021

ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE  
UNIVERSITÉ DU QUÉBEC

©Tous droits réservés, Francis Léveillé, 2021

©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 :**

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

M. Louis Laberge Lebel, codirecteur de mémoire  
Département de génie mécanique à la Polytechnique Montréal

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

M. Laurent Cormier, membre du jury  
Département de génie mécanique à l'Université du Québec à Trois-Rivières

M. Simon Joncas, membre du jury  
Département de génie des systèmes à l'École de technologie supérieure

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

**LE 24 AOÛT 2021**

**À L'ÉCOLE DE TECHNOLOGIE SUPÉRIEURE**



## **REMERCIEMENTS**

D'abord, j'aimerais remercier mes co-directeurs de recherche, Professeure Martine Dubé et Professeur Louis Laberge-Lebel, pour m'avoir donné cette opportunité de poursuivre mes études avec un sujet fascinant qui englobe une multitude de compétences éclectiques. Ils ont été de remarquables mentors durant ces années et je leur en suis grandement reconnaissant.

Aussi, j'aimerais présenter un remerciement spécial au Professeur Laurent Cormier, qui m'a épaulé tout au long de ma Maîtrise avec de précieux conseils qui se sont révélés très utiles. De plus, Vincent Rohart, ainsi que les stagiaires Yann Midol et Quentin Bailleul ont été d'une aide considérable en laboratoire afin de mener à bien les expériences conduites. Par la suite, je souhaite remercier Nabil Mazeghrane pour son aide dans le laboratoire de composites, Joël Grignon et Éric Marcoux, pour leur aide dans l'atelier d'usinage, Serge Plamondon et Stéphane Hu, pour leur aide dans le laboratoire de tests mécaniques.

Ensuite, j'aimerais remercier l'École de technologie supérieure et le CRIAQ pour l'opportunité emballante du projet COMP-1633. En particulier, je souhaite saluer tous les partenaires du projet, qui sont devenus des amis et qui m'ont ouvert à l'entraide industrielle internationale. Sans l'appui de mon employeur, le 202<sup>e</sup> Dépôt d'Ateliers, où j'ai travaillé à temps plein tout au long de ma Maîtrise, je n'aurais pas été en mesure de conjuguer le travail et les études.

Finalement, j'aimerais remercier mes parents et mon parrain, Sylvie, Richard et Alain, qui m'ont soutenu et encouragé tout au long de mes études. Merci à Daphnée, ma fiancée, pour sa compréhension, son soutien et sa patience, durant tous les soirs et les fins de semaine que j'ai consacrés à ce projet et qui m'en ont fait voir de toutes les couleurs. Ce chapitre de ma vie se termine au moment merveilleux où notre famille s'agrandira d'un magnifique garçon à l'été 2021.

À tous, Merci de m'avoir fait grandir!



# **Conception et fabrication d'une composante d'intérieur d'avion à base de composites thermoplastiques à fibres discontinues**

Francis LÉVEILLÉ

## **RÉSUMÉ**

Les composantes d'intérieur des avions sont souvent faites à partir d'aluminium, car c'est un matériau connu qui est léger. Afin de réduire la consommation de carburant, les avionneurs cherchent à réduire le poids de ces pièces. Puisque ces éléments ne sont généralement pas structuraux, un matériau permettant de réduire le poids à prix raisonnable est le composite thermoplastique à longues fibres discontinues disposées de façon aléatoire (*Randomly Oriented Strands* (ROS) ou *Long Discontinuous Fibres* (LDF)). Ce matériau étant relativement nouveau, les connaissances techniques relatives à son utilisation sont encore limitées.

L'objectif de ce travail est de déterminer les paramètres de moulage permettant d'obtenir des pièces de bonne qualité avec un composite thermoplastique à fibres discontinues et de fabriquer un démonstrateur de pièce d'intérieur d'avion. Une revue de littérature démontrant les lacunes actuelles dans la littérature concernant les différents objectifs est présentée. Le matériau choisi consiste en des flocons de diverses longueurs de fibres de carbone unidirectionnelles pré-imprégnées d'une matrice de poly-éther-imide. Les paramètres de moulage adéquats sont d'abord déterminés suite à l'inspection macroscopique et microscopique, l'évaluation de la densité et du taux de porosité de pièces simplifiées moulées. Il a été déterminé que le moulage avec des cycles de relâchement de pression allant jusqu'à 10,5 MPa à 350°C pendant 15 minutes avec des flocons est le plus prometteur. Ensuite, les propriétés du matériau sont estimées, puis validées par des tests de traction sur des éprouvettes standardisées composées de différentes formes, longueurs et alignements de flocons, permettant d'affirmer que des flocons de 12 mm de longueur sont adéquats pour les régions complexes à petits rayons de courbure alors que des flocons de 25 mm sont appropriés dans les régions moins complexes. L'importance de sécher le matériau puis de l'utiliser dans les 12 heures est notée. Une pièce en L, formant un support de barre de bagage située sous les sièges des passagers, est choisie comme démonstrateur. Elle est conçue selon les cas de chargement spécifiques et fabriquée sous les conditions et avec le matériau élaboré précédemment, en utilisant un moule spécifiquement développé pour ce démonstrateur. Un test mécanique sur mesure permet finalement de comparer l'analyse numérique utilisée au démonstrateur fabriqué. Il est démontré que l'analyse numérique utilisée pour la conception du démonstrateur sous-estime les propriétés mécaniques de la pièce finale qui peut donc être optimisée davantage. L'utilisation de composites ROS dans les applications d'intérieur d'avions est finalement débattue. Les résultats démontrent le potentiel de ce matériau et du moulage par compression pour fabriquer de telles pièces.

**Mots-clés:** Longues fibres discontinues, fibres orientées aléatoirement, moulage par compression, pièce d'intérieur d'avion, analyse par éléments finis, tests de traction, *Digital Image Correlation*



# **Design and manufacture of an aircraft interior component based on discontinuous fiber thermoplastic composites**

Francis LÉVEILLÉ

## **ABSTRACT**

Interior components of airplanes are often made from aluminum, as it is a known material that is lightweight. In order to reduce fuel consumption, aircraft manufacturers seek to reduce the weight of these parts. Since these components are generally not structural, a material that can reduce weight at a reasonable price is thermoplastic composite with long discontinuous fibres (LDF) arranged in a random fashion (Randomly Oriented Strands (ROS)). As this material is relatively new, technical knowledge relating to its use is still limited.

The objective of this work is to determine the moulding parameters to obtain good quality parts with a discontinuous fibre thermoplastic composite and to manufacture an aircraft interior part demonstrator. A literature review demonstrating the current gaps in the literature concerning the various objectives is presented. The material chosen consists of strands of various lengths of unidirectional carbon fibre prepreg with a poly-ether-imide matrix. The adequate moulding parameters are first determined following macroscopic and microscopic inspection, evaluation of the density and the porosity rate of simplified moulded parts. Moulding with pressure release (debulk) cycles of up to 10.5 MPa at 350 ° C for 15 minutes with strands have been determined to be the most promising. Then, the material properties are estimated, then validated by tensile tests on standardized coupons composed of different shapes, lengths and alignments of strands, making it possible to affirm that strands of 12 mm in length are adequate for complex regions of small radii of curvature while 25 mm strands are appropriate in less complex regions. The importance of drying the material and then using it within 12 hours is noted. An L-shaped part, forming a luggage bar support located under the passenger seats, is chosen as the demonstrator. It is designed according to specific loading cases and manufactured under the conditions and with the material developed previously, using a mould specifically developed for this demonstrator. A tailor-made mechanical test finally makes it possible to compare the numerical analysis used with the manufactured demonstrator. It is shown that the numerical analysis used for the design of the demonstrator underestimates the mechanical properties of the final part which can therefore be further optimized. The use of ROS composites in aircraft interior applications is ultimately debated. The results demonstrate the potential of this material and of compression moulding to fabricate such parts.

**Keywords:** Long discontinuous fibres, randomly oriented strands, compression moulding, aircraft interior part, finite element analysis, tensile testing, Digital Image Correlation



## TABLE DES MATIÈRES

	Page
INTRODUCTION .....	1
<b>CHAPITRE 1 TRAVAUX ANTÉRIEURS SUR LE PROCÉDÉ DE MOULAGE PAR COMPRESSION DE COMPOSITES THERMOPLASTIQUES ROS POUR LA FABRICATION DE PIÈCES D'INTÉRIEUR D'AVION.....</b>	<b>3</b>
1.1 Moulage par compression de composites thermoplastiques ROS .....	3
1.1.1 Description du procédé .....	3
1.1.2 Paramètres de moulage .....	4
1.1.3 Caractéristiques de l'outillage.....	7
1.2 Caractéristiques du matériau thermoplastique ROS .....	7
1.2.1 Description des flocons.....	7
1.2.2 Effet de la longueur des flocons.....	8
1.2.3 Orientation des flocons .....	10
1.2.4 Formes des flocons .....	12
1.2.5 Modes de rupture et propriétés mécaniques.....	13
1.3 Considérations pour des pièces moulées par compression avec des composites thermoplastiques ROS .....	17
1.3.1 Pièces d'intérieurs d'avion actuellement fabriquées avec des composites thermoplastiques ROS moulés par compression.....	17
1.3.2 Requis matériaux pour les pièces d'intérieur d'avions .....	19
1.3.3 Simulation du procédé et prédition des propriétés de composites ROS ..	20
1.3.4 Caractérisation, essais et contrôle de qualité des composites ROS .....	21
1.3.5 Caractéristiques de pièces fabriquées .....	22
1.4 Objectifs de recherche.....	24
<b>CHAPITRE 2 DÉVELOPPEMENT DU PROCÉDÉ DE MOULAGE PAR COMPRESSION DE COMPOSITES THERMOPLASTIQUES ROS....</b>	<b>27</b>
2.1 Manipulations permettant de développer le procédé .....	27
2.1.1 Pièce et moule « test » .....	27
2.1.2 Matériau utilisé .....	28
2.1.3 Plan d'expérience du moulage .....	29
2.1.4 Évaluation macroscopique des pièces moulées .....	30
2.1.5 Évaluation microscopique des pièces moulées .....	32
2.1.6 Mesure de densité et de fractions volumiques .....	33
2.1.7 Mesure du taux de vide des pièces moulées .....	33
2.2 Résultats et analyses de l'effet des paramètres du procédé de moulage par compression .....	33
2.2.1 Aspect macroscopique des pièces moulées.....	34
2.2.2 Aspect microscopique des pièces moulées .....	37
2.2.3 Mesures de densité, de fractions volumiques et de taux de vide .....	44
2.3 Conclusion concernant le développement du procédé de moulage par compression..	45

CHAPITRE 3	EFFETS DES PARAMÈTRES GÉOMÉTRIQUES DU MATÉRIAUX UTILISÉ SUR LES PROPRIÉTÉS MÉCANIQUES .....	47
3.1	Manipulations et méthodologie.....	47
3.1.1	Détermination des propriétés du matériau sélectionné .....	47
3.1.2	Plan d'expérience de la préparation du matériau et des tests mécaniques	48
3.1.3	Conception des plaques pour les tests mécaniques.....	49
3.1.4	Préparation des flocons avant le moulage par compression .....	51
3.1.5	Moulage par compression .....	51
3.1.6	Évaluation des propriétés de tension des échantillons .....	52
3.2	Résultats.....	52
3.2.1	Résultats du séchage et du conditionnement des flocons .....	52
3.2.2	Effet de la longueur, de l'alignement et de la forme des flocons .....	53
3.3	Discussions et recommandations .....	57
CHAPITRE 4	CONCEPTION, FABRICATION ET ANALYSE D'UN DÉMONSTRATEUR EN COMPOSITES THERMOPLASTIQUES ROS EN REMPLACEMENT D'UNE PIÈCE D'ALUMINIUM .....	59
4.1	Conception du démonstrateur .....	59
4.1.1	Présentation du démonstrateur.....	59
4.1.2	Démonstrateur fabriqué sous forme de composite thermoplastique ROS	61
4.1.3	Moule pour le démonstrateur .....	69
4.1.4	Gabarit du test de traction .....	70
4.2	Manipulations et méthodologie.....	71
4.2.1	Plan d'expérience de l'analyse du démonstrateur.....	71
4.2.2	Moulage avec le moule du démonstrateur .....	73
4.2.3	Inspection macroscopique et microscopique des démonstrateurs .....	73
4.2.4	Essai mécanique sur le démonstrateur .....	74
4.2.5	Simulation des efforts exercés sur le démonstrateur lors du test de traction .....	74
4.3	Résultats.....	77
4.3.1	Inspection macroscopique et microscopique des démonstrateurs fabriqués.....	77
4.3.2	Résistance de traction des démonstrateurs.....	80
4.4	Discussion et recommandations.....	86
CONCLUSION.....		89
RECOMMANDATIONS .....		91
ANNEXE I	SUPPLÉMENTS DE REVUE DE LITTÉRATURE .....	93
ANNEXE II	DESSINS DE DÉTAIL DU MOULE « TEST ».....	97
ANNEXE III	TESTS PRÉLIMINAIRES ET AJUSTEMENTS DU MOULE DE LA PIÈCE « TEST ».....	99

ANNEXE IV	PROCÉDURE DE MOULAGE PAR COMPRESSION DE COMPOSITES ROS .....	101
ANNEXE V	ENCAPSULAGE ET POLISSAGE DES ÉCHANTILLONS OBSERVÉS AU MICROSCOPE.....	105
ANNEXE VI	ANALYSE DU TAUX DE VIDE PAR MICROSCOPIE OPTIQUE ET APPRENTISSAGE MACHINE .....	107
ANNEXE VII	MÉTHODE D'ÉVALUATION DE LA DENSITÉ ET DE LA FRACTION VOLUMIQUE ET MASSIQUE DES COMPOSITES MIS EN FORME .....	111
ANNEXE VIII	ÉVALUATION DÉTAILLÉE DE L'ASPECT MACROSCOPIQUE DES PIÈCES MOULÉES.....	115
ANNEXE IX	PROPRIÉTÉS DES MATÉRIAUX R.O.S.....	118
ANNEXE X	PROCÉDURE DU TEST DE TRACTION SELON ASTM D3039 .....	121
ANNEXE XI	TESTS DE TRACTION POUR LES DIFFÉRENTES CONFIGURATIONS .....	127
ANNEXE XII	RECONCEPTION DU DÉMONSTRATEUR.....	129
ANNEXE XIII	DESSINS DE DÉTAIL ET ANALYSE DU MOULE DU DÉMONSTRATEUR .....	139
ANNEXE XIV	PROCÉDURE DE TEST DE TRACTION SUR MESURE POUR DÉMONSTRATEUR .....	147
	BIBLIOGRAPHIE.....	153



## LISTE DES TABLEAUX

	Page
Tableau 1-1	Régulations de combustion.....
Tableau 2-1	Plan d'expérience pour déterminer les paramètres de moulage optimaux .29
Tableau 2-2	Critères d'évaluation de l'aspect macroscopique des pièces .....
Tableau 2-3	Succès des paramètres de moulage par compression.....
Tableau 2-4	Résumé de l'aspect macroscopique des pièces moulées.....
Tableau 2-5	Mesures de densité et de fractions massiques et volumiques pour les différents tests effectués.....
Tableau 3-1	Valeurs estimées et recherchées des propriétés mécaniques du composite .....
Tableau 3-2	Type et nombre d'échantillons analysés par tests.....
Tableau 4-1	Nombre de démonstrateurs fabriqués selon la configuration des flocons .72
Tableau 4-2	Données physiques et remarques des configurations de démonstrateurs ..77
Tableau 4-3	Force maximale appliquée avant rupture de la pièce.....82



## LISTE DES FIGURES

	Page
Figure 1-1	Étapes du moulage par compression d'un composite ROS ; a) Préparation du moule, b) pesée de la charge, c) Insertion de la charge dans le moule inférieur, d) Application de la pression une fois la température atteinte, e) Éjection de la pièce et f) Finition de la pièce.....4
Figure 1-2	Épaisseur d'un échantillon en fonction du temps .....6
Figure 1-3	Microstructure d'un composite ROS avec diverses longueurs de flocons ..9
Figure 1-4	Déformation de l'échantillon pour un composite UD avant le moulage en a) et après le moulage en b), ainsi que pour un composite ROS avant le moulage en c) et après le moulage en d).....10
Figure 1-5	Moulage à haut déplacement et effet sur la résistance en traction.....12
Figure 1-6	Microscopie de section de différents spécimens.....13
Figure 1-7	Région de fissure d'un composite ROS .....14
Figure 1-8	Courbe en a) et morphologie en b) typiques en compression et courbe en c) et morphologie en d) typiques en flexion des composites ROS .....16
Figure 1-9	Composantes de siège en composites thermoplastiques : a) Épandeurs et accoudoirs de siège ; b) Cadre de siège ; c) Bras de table de passagers...18
Figure 1-10	Froissement d'une pièce après application d'une charge spécifique .....21
Figure 1-11	Photographies de sections nervurées formées à une pression de 10 MPa pendant 3 min et différentes longueurs de brin pour a) à d), ainsi à une longueur de fibre de 18 mm et différentes pressions pour e) à h).....23
Figure 2-1	Vue de coupe de la pièce « Test ».....27
Figure 2-2	Moule « Test » après usinage.....28
Figure 2-3	Cycles de moulage par compression.....30
Figure 2-4	Processus de préparation des échantillons .....32

Figure 2-5	Exemples de Fluage du tests 7,5-350-15-T en a), de zone riche en résine du tests 7,5-350-15-T en b), de jonction de flocons du test 10,5-350-15-T en c), de Fluage du tests 10,5-350-15-T en d), de trou traversant du tests 10,5-350-15-T en e), de mauvais remplissage de raidisseur du test 7,5-350-5-T en f), d'aspect général du test RP-T en g), de fluage hors de la pièce du test RP-T en h), de mauvais remplissage de raidisseur du test RP-T en i) et d'aspect général du test RP-F en j).....	35
Figure 2-6	Reconstructions de coupes de pièces du test 7,5-350-15-T avec microscopies avant polissage en a), b) et c), microscopies après polissage en d), e) et f), coupes reconstruites en g) et h) et gros plan sur un coin de pièce en i) .....	37
Figure 2-7	Reconstruction de coupes de pièces du test 10,5-350-15-T avec microscopies avant polissage en a), b), c) et d), microscopies après polissage en e), coupes reconstruites en f) et g) et gros plan sur un coin de pièce en h) .....	39
Figure 2-8	Reconstructions de coupes de pièces du test RP-T avec microscopies avant polissage en a), b) et c), microscopies après polissage en d), e) et f) et coupes reconstruites en g), h) et i).....	41
Figure 2-9	Reconstructions de coupes de pièces du test RP-F en a) et b) et microscopies après polissage en c), d) et e).....	43
Figure 2-10	Taux de vides pour chaque combinaison de paramètres utilisée .....	44
Figure 3-1	Plaques moulées selon l'alignement des flocons et plan de coupe d'échantillons des tests mécaniques.....	50
Figure 3-2	Moule pour les plaques servant aux échantillons .....	50
Figure 3-3	Temps de séchage et de conditionnement des tiges à 100°C.....	52
Figure 3-4	Remplissage du moule de plaque avec les tiges en a), contraintes résiduelles de la plaque formée avec les tiges en b) et test de traction sur éprouvette en c).....	54
Figure 3-5	Courbe de tendance de la contrainte en fonction de la déformation pour les différentes configurations.....	55
Figure 3-6	Comparaison du module d'Young des différentes configurations de plaques .....	56
Figure 3-7	Comparaison de la résistance à la rupture des différentes configurations plaques .....	57

Figure 4-1	Dimensions du démonstrateur initial en aluminium .....	60
Figure 4-2	Assemblage de la barre de bagages .....	60
Figure 4-3	Cas de chargement de la barre de bagages.....	61
Figure 4-4	Cas de chargements de la pièce d'aluminium.....	63
Figure 4-5	Dimensions du démonstrateur conservateur .....	65
Figure 4-6	Cas de chargements de la pièce conservatrice .....	66
Figure 4-7	Dimensions du démonstrateur compétitif .....	67
Figure 4-8	Cas de chargements de la pièce compétitive.....	68
Figure 4-9	Moule du démonstrateur après usinage.....	69
Figure 4-10	Gabarit de traction du démonstrateur.....	71
Figure 4-11	Plan de découpe du démonstrateur .....	73
Figure 4-12	Assemblage pour le test de traction du démonstrateur .....	75
Figure 4-13	AEF du test de traction sur la pièce initiale en aluminium .....	76
Figure 4-14	Défauts de moulage de la pièce CS-50_85 sur l'extrémité siège en a) et l'extrémité barre en b) ; de la pièce CS-50_84 sur l'extrémité siège en c) et extrémité barre en d) ; de la pièce CS-25-50_85 sur l'extrémité siège en e) et extrémité barre en f).....	78
Figure 4-15	Aspect de la pièce CS-25_85 totale en a), extrémité siège en b), coude en c) et extrémité barre en d) ; de la pièce CP-25_79 totale en e), extrémité siège en f), coude en g) et extrémité barre en h).....	78
Figure 4-16	Bavures de moulage en a), fini rugueux sur les extrémités en b), méthode possible de réduction du fini rugueux en c) et aspect mât dans le coude en d) .....	79
Figure 4-17	Microscopie de section pour la coupe 1 de la version conservatrice en a) et compétitive en c) et de la coupe 8 de la version conservatrice en b) et compétitive en d).....	80
Figure 4-18	Force et déplacement en fonction du temps pour les démonstrateurs conservateurs.....	81
Figure 4-19	Force et déplacement en fonction du temps pour les démonstrateurs compétitifs.....	82

Figure 4-20	DIC pour les déplacements du démonstrateur conservateur à 300 N .....	83
Figure 4-21	DIC pour les déplacements du démonstrateur compétitif à 300 N .....	84

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

ABD/AITM	<i>Airbus Directive/Airbus Industries Test Method</i>
BSS	<i>Boeing Specification Support Standard</i>
CF	Fibre de carbone ( <i>Carbon fibre</i> )
CLC	Compression à chargement combiné ( <i>Combined loading compression</i> )
DIC	Corrélation d'image numérique ( <i>digital image correlation</i> )
EFG	<i>Element-Free-Galerkin</i>
ETS	École de technologie supérieure
FAA	<i>Federal Aviation Administration</i>
FAR	<i>Federal Aviation Regulation</i>
FST	Inflammabilité, fumée et toxicité ( <i>Fire, Smoke and Toxicity</i> )
HSU	<i>Helmut Schmidt University</i>
LDF	Longues fibres discontinues ( <i>Long discontinuous Fibres</i> )
MEB	Microscopie électronique à balayage
NBS	<i>National Bureau of Standards</i>
OSU	<i>Ohio State University</i>
PA6	Polyamide 6
PEEK	Polyétheréthercétone
PEI	Polyétherimide
QI	Quasi-isotropique
ROS	Flocons orientés aléatoirement ( <i>Randomly Oriented Strands</i> )
SPI	<i>Society of Plastic Industry</i>
TUHH	<i>Hamburg University of Technology</i>

USD      *United States Dollar*

UT-CTT      *Ultra-thin chopped carbon fibre tape-reinforced thermoplastics*

## LISTE DES SYMBOLES ET UNITÉS DE MESURE

### Alphabet grec

$\epsilon_u$	Élongation à la rupture
$\nu$	Coefficient de Poisson
$\rho$	Densité, kg/cm <sup>3</sup>
$\sigma_t$	Résistance de traction, MPa

### Alphabet latin

E	Module d'Young ou d'élasticité, GPa
F <sub>m</sub>	Fraction massique
F <sub>v</sub>	Fraction volumique
g	Accélération gravitationnelle, m/s <sup>2</sup>
G	Module de cisaillement, GPa
L <sub>f</sub>	Longueur de fibres, mm
R <sup>2</sup>	Coefficient de détermination linéaire de Pearson

### Unité de mesure

°C	Degré Celsius
g	Gramme
GPa	Gigapascal
h	heure
kg/cm <sup>3</sup>	Kilogramme par centimètre cube (densité)
kN	Kilonewton
µm	Micromètre

mm Millimètre

mm / min Millimètre par minute (vitesse)

MPa Mégapascal

N Newton

s Seconde

## INTRODUCTION

En raison de l'augmentation du volume de production des avions, il existe un besoin de procédés de fabrication économiques et rapides pour des composites qui répondent, en outre à des propriétés mécaniques et à une fiabilité élevées, mais aussi à des caractéristiques spécifiques en matière de feu, de fumée et de toxicité (FST). Pour ces raisons, un projet CRIAQ-CARIC, nommée COMP-1633 a vu le jour pour développer des technologies en maturation afin de fabriquer des pièces d'intérieur d'avion.

La compagnie Comprisetec (Hambourg, Allemagne) dirige la partie allemande du partenariat, qui est composée de l'*Hamburg University of Technology* (TUHH), de l'*Helmut Schmidt University* (HSU) et de la compagnie Exakt (Hambourg, Allemagne). Kruger Biomatériaux (Montréal, Canada) dirige la partie canadienne du partenariat, composée de Polytechnique Montréal, de l'École de technologie supérieure (ETS) et de la compagnie Pultrusion Technique (Montréal, Canada).

À l'ETS, un démonstrateur est fabriqué par moulage par compression de composites thermoplastiques à longues fibres discontinues disposées de façon aléatoire (*Randomly Oriented Strands* (ROS) ou *Long Discontinuous Fibres* (LDF)). Comparativement aux composites thermodurcissables, les composites thermoplastiques fournissent généralement une meilleure résistance à l'impact et des temps de cycles de moulage par compression réduits (Campbell, 2006). En outre, ils ne nécessitent pas de réfrigération avant leur utilisation et ont une longue durée de conservation à température ambiante. Finalement, les pièces usagées ou hors spécifications peuvent être plus facilement recyclées. La possibilité de joindre des pièces par soudage offre par ailleurs des moyens supplémentaires de réduire les coûts et d'augmenter les vitesses de production (Malnati, 2016). Le démonstrateur consiste en un support de barre de bagages sous les sièges passagers qui est actuellement fabriqué en aluminium coulé. Une reconception du démonstrateur est nécessaire, car ce dernier doit résister aux mêmes cas de chargement à un poids et un coût inférieurs afin d'être plus compétitif.

Les étapes du projet comprennent le développement du procédé de moulage pour une pièce « test » de simple géométrie, la caractérisation des matériaux utilisés, ainsi que la conception, la fabrication et la validation expérimentale du démonstrateur conçu en composites ROS.

Ce mémoire est composé de quatre différents chapitres. Premièrement, une revue de littérature explorant les différents objectifs est présentée. Deuxièmement, la conception et la fabrication d'une pièce simplifiée sont menées. Le moulage de cette pièce est effectué selon différents paramètres et est analysé de façon macroscopique et microscopique; ce qui permet, entre autres, de déterminer le taux de vide et d'observer les défauts de moulage. Troisièmement, les propriétés du matériau sont estimées et ensuite validées par des tests de traction sur des éprouvettes standardisées composées de différentes formes, longueurs et alignements de flocons. Quatrièmement, le démonstrateur est conçu selon les cas de chargement spécifiques et fabriqué sous les conditions et avec le matériau développé précédemment. Un test mécanique permet finalement de comparer l'analyse numérique au démonstrateur fabriqué. L'utilisation de composites ROS dans les applications d'intérieur d'avions est finalement débattue.

## **CHAPITRE 1**

### **TRAVAUX ANTÉRIEURS SUR LE PROCÉDÉ DE MOULAGE PAR COMPRESSION DE COMPOSITES THERMOPLASTIQUES ROS POUR LA FABRICATION DE PIÈCES D'INTÉRIEUR D'AVION**

Ce chapitre présente l'état des connaissances sur le moulage par compression de composites thermoplastiques ROS. Les effets des paramètres de moulage et des caractéristiques de l'outillage sur la qualité des pièces sont d'abord décrits. Les propriétés physiques et mécaniques du matériau utilisé sont ensuite présentées. Des exemples d'applications de composites ROS dans les intérieurs d'avions, de même qu'une revue des méthodes de caractérisation des pièces fabriquées sont ensuite présentés. Finalement, les objectifs de ce mémoire seront rappelés.

#### **1.1 Moulage par compression de composites thermoplastiques ROS**

##### **1.1.1 Description du procédé**

Le procédé de moulage par compression de composites thermoplastiques ROS requiert une presse chauffante, un moule (outil) et une charge (Figure 1-1). La charge est composée de flocons de composites, définis dans la section 1.2, qui sont pesés avant d'être introduits dans le moule. Une quantité légèrement supérieure à la masse finale de la pièce est utilisée afin de tenir compte de la formation de bavures. Une fois la charge ajoutée, le plateau supérieur de la presse est mis en contact avec le moule supérieur sous une faible pression permettant d'avoir un contact entre la charge présente dans le moule inférieur et le moule supérieur. À ce stade la température des plateaux de la presse, du moule et de la charge augmente jusqu'à ce que la charge atteigne la température désirée. Ensuite, la pression de mise en forme est appliquée pendant un temps de résidence donné, permettant au matériau d'épouser la forme du moule. Ensuite, le refroidissement du moule à pression constante conduit à une solidification et permet ensuite le démoulage. Certaines opérations supplémentaires peuvent être nécessaires, telles que l'ébavurage des pièces. Il n'est pas rare qu'une pièce de forme complexe soit

produite en seulement 5 à 15 minutes, selon le matériau utilisé et sa température de mise en forme (Howell & Fukumoto, 2014). La Figure 1-1 présente toutes ces étapes pour une pièce réelle.

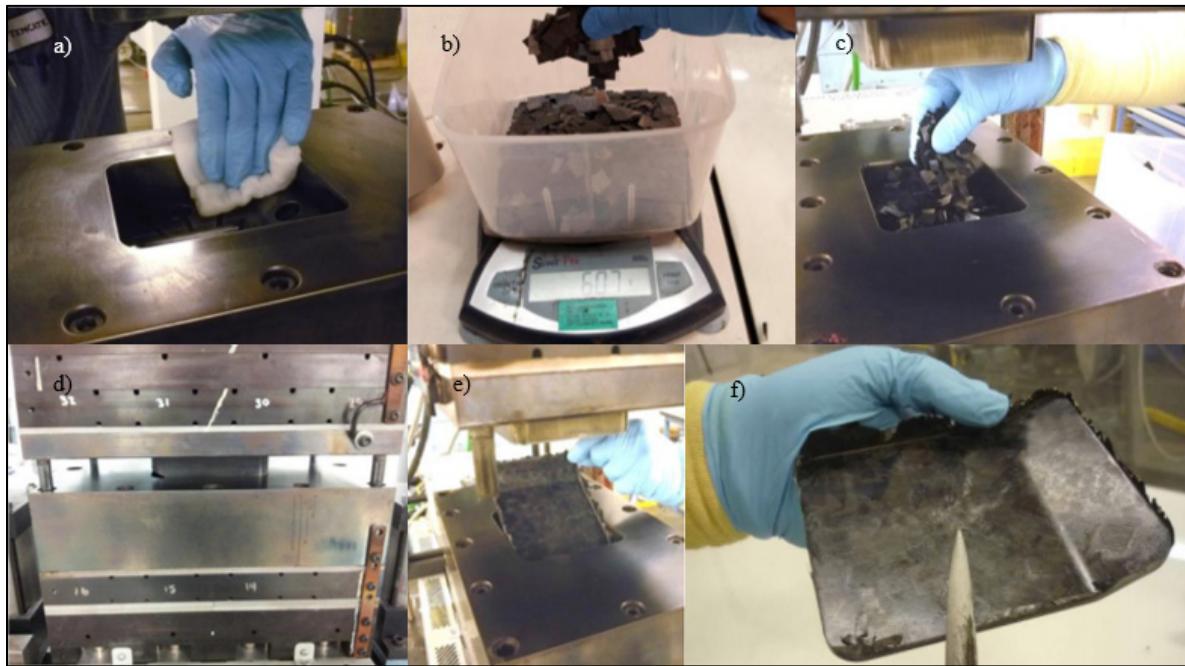


Figure 1-1 Étapes du moulage par compression d'un composite ROS ; a) Préparation du moule, b) pesée de la charge, c) Insertion de la charge dans le moule inférieur, d) Application de la pression une fois la température atteinte, e) Éjection de la pièce et f) Finition de la pièce  
Reproduite et adaptée avec l'autorisation de Howell et Fukumoto (2014, pp. 9,10,12)

Les principaux avantages de ce procédé sont la simplicité des moules utilisés réduisant les coûts d'équipements et d'outillage, la capacité de mouler des pièces de grande taille et relativement complexes, les faibles pertes de matériau (fabrication de pièces *near net shape*) et la capacité d'incorporer des caractéristiques géométriques secondaires et des *inserts*.

### 1.1.2 Paramètres de moulage

La variabilité induite par le processus de moulage par compression de composites ROS est un problème qui n'a pas encore été étudié en profondeur. Ferré Sentis et al. (2017) ont analysé l'évolution de la porosité *in situ* lors de la consolidation de pièces. Evans, Qian, Turner,

Harper, et Warrior (2016) ont étudié les propriétés de panneaux moulés dans diverses conditions d'écoulement. Lee, Bi, Tang, Hayashi, et Takahashi (2017) ont étudié l'écoulement de compression et l'écoulement dans les nervures des composites à ROS. La formation de défauts induits par la variation des conditions de moulage des composites thermoplastiques ROS a aussi été étudiée par Picher-Martel, Levy, et Hubert (2016) et Dai, Zhan, Guan, et Huang (2020).

Les pressions typiquement utilisées varient entre 3 et 14 MPa (Eguemann, 2013; Tatara, 2017). Une modification intéressante au procédé de moulage par compression est une étape de relâchement de pression. En effet, le fait de monter à une certaine pression, la relâcher et appliquer de nouveau une pression plus élevée de façon répétitive est une façon de libérer les gaz emprisonnés dans le moule et augmenter la qualité de consolidation du matériau (Howell & Fukumoto, 2014). De plus, il est à noter que l'augmentation de la pression de moulage peut induire de meilleures propriétés d'interface et un module de rigidité plus élevé (Qu et al., 2018). Landry et Hubert (2015) ont observé des vides causés par le manque de pression des plateaux du moule perpendiculaires aux parois.

Trois types de déformation coexistent dans une charge composée de flocons sous compaction, à savoir l'écoulement de compression, l'écoulement de saignement et le glissement inter-flocons (Picher-Martel, Levy, & Hubert, 2013). Dans la première, le système de résine et de fibres se déforme en un milieu homogène, où la résine visqueuse déplace les fibres. Dans la seconde, la résine s'écoule à travers le lit de fibres stationnaire et, dans la troisième, les flocons glissent les uns par rapport aux autres. La première et la troisième génèrent la forme finale de la pièce, tandis que la deuxième permet à la résine de remplir les espaces restants entre les flocons pressés (Picher-Martel, Levy, & Hubert, 2017).

Dès le début de la mise sous pression et pendant les premiers stades de compactage, les modes de déformation des flocons sont des rotations et des translations facilitant la redistribution de matière à l'intérieur du moule. Par la suite, la redistribution supplémentaire de matière à l'intérieur du moule est facilitée par le changement de forme des flocons qui ont

tendance à s'étendre ou se contracter dans le sens de la largeur et à diminuer ou augmenter leur épaisseur, développant une ondulation hors plan. Les bords des flocons ont tendance à avoir la plus grande réduction d'épaisseur par rapport à leur centre, principalement dans le sens de leur largeur. L'épaisseur moyenne des flocons est réduite d'environ 20 µm par rapport à leur épaisseur initiale (Sommer, Kravchenko, & Pipes, 2020). La Figure 1-2 montre l'évolution de l'épaisseur d'un échantillon de composite ROS en fonction du temps pour différentes pressions et tailles de brins.

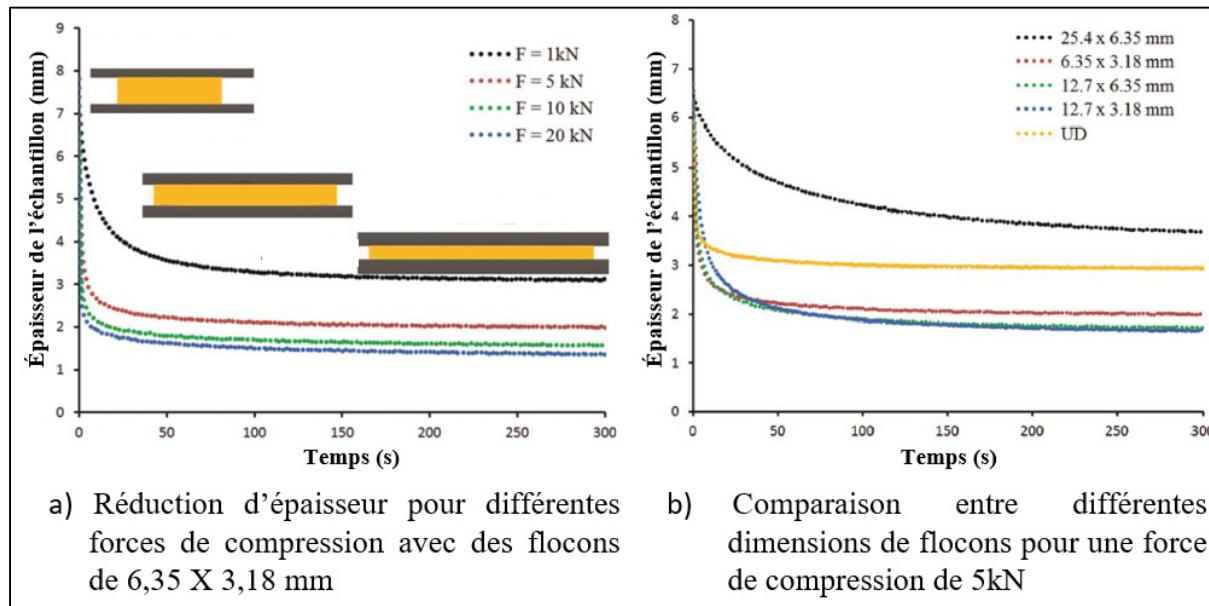


Figure 1-2 Épaisseur d'un échantillon en fonction du temps

Reproduite et adaptée avec l'autorisation de Picher-Martel et al. (2017, pp. 1833, 1836)

La Figure 1-2 montre que la vitesse d'écoulement dépend fortement de la force appliquée, mais la compaction atteint un plateau généralement en moins de 2 minutes. Pour de gros flocons (25,4 x 6,35 mm), l'écoulement est beaucoup plus lent et l'épaisseur finale est deux fois plus élevée que pour les plus petits flocons (Jin et al., 2017). Selon Lee et al. (2017), des pièces fortement nervurées ont nécessité un temps de résidence supérieur à 10 minutes.

### 1.1.3 Caractéristiques de l'outillage

Selon Plenco (2015), le contrôle de température optimal d'un moule est lorsqu'il y a homogénéité de la surface en contact avec la charge selon un écart de température permis inférieure à  $\pm 3^{\circ}\text{C}$ . Cela assure un bon remplissage du moule et permet de produire des pièces avec moins de gauchissement et un aspect de surface plus uniforme. Afin d'assurer que les gaz s'échappent du moule et d'éviter des pièces ayant un taux de porosité accru, des événets, dimensionnés dans Plenco (2015), peuvent être utilisés. Ce guide, ainsi que celui de Tatara (2017), émettent différentes recommandations détaillées concernant, entre autres, l'alignement des deux moules à l'aide de verrous latéraux non coniques, le joint entre les moitiés du moule, l'angle de dépouille préférable, les rayons minimums, etc.

Pour des volumes de production de 2000 à 5000 pièces par année, l'acier AISI-1045 peut être utilisé pour le moule (Chapman, Staff, Lubin, & Peters, 1998). Toutes les surfaces de moulage devraient être polies à une cote minimum # 2 selon la *Society of Plastic Industry* (SPI).

## 1.2 Caractéristiques du matériau thermoplastique ROS

### 1.2.1 Description des flocons

Les flocons utilisés dans l'architecture thermoplastique ROS sont généralement coupés à partir de préimprégnés unidirectionnels à fibres continues. Ils possèdent une fraction volumique ( $F_v$ ) de fibres supérieure à 35 % et une longueur de fibres ( $L_f$ ) variant généralement entre 5 et 50 mm. Malgré des avantages attrayants, tels qu'une grande formabilité de pièces *net-shape* complexes, de faibles coûts de fabrication et la possibilité de recycler les pièces produites, les composites ROS présentent une grande variabilité des propriétés mécaniques à travers la pièce (Feraboli, Cleveland, Ciccu, Stickler, & DeOto, 2010; Sato et al., 2013). Pour ces raisons, leur utilisation dans les pièces aérospatiales structurales n'est pas fréquente (S. Visweswaraiah, Lessard, Hubert, & Beaulieu, 2017).

### **1.2.2 Effet de la longueur des flocons**

Des études ont montré que des fibres plus courtes ont tendance à former des pièces avec une meilleure homogénéité, ce qui permet de réduire la dispersion dans les mesures de propriétés mécaniques (Wu, Centea, & Nutt, 2018). Cependant, M. Selezneva, Kouwonou, Lessard, et Hubert (2013) et Zhang, He, Qin, et Yu (2017) ont constaté que la résistance en tension, en compression, en cisaillement et d'impact augmente avec la longueur des flocons, car, comme le montre la Figure 1-3, les flocons plus courts ont une probabilité plus élevée d'être orientés hors de l'axe de chargement offrant une faible résistance à la croissance des fissures interlaminaires (Swaroop B Visweswaraiah, Lessard, & Hubert, 2019). Pour la même raison, les composites à fibres courtes possèdent plusieurs zones riches en résine autour des extrémités de fibres (Marina Selezneva & Lessard, 2016). Aussi, plus les flocons et leur chevauchement sont longs, plus la capacité du matériau à résister à la propagation des fissures est élevée, car les fibres longues ont une probabilité plus élevée de briser en tension due au charges plus important transféré de la résine à la fibre (Marina Selezneva & Lessard, 2016). Le module des composites ROS montre peu de dépendance à la longueur des flocons (Feraboli, Peitso, Deleo, Cleveland, & Stickler, 2009).

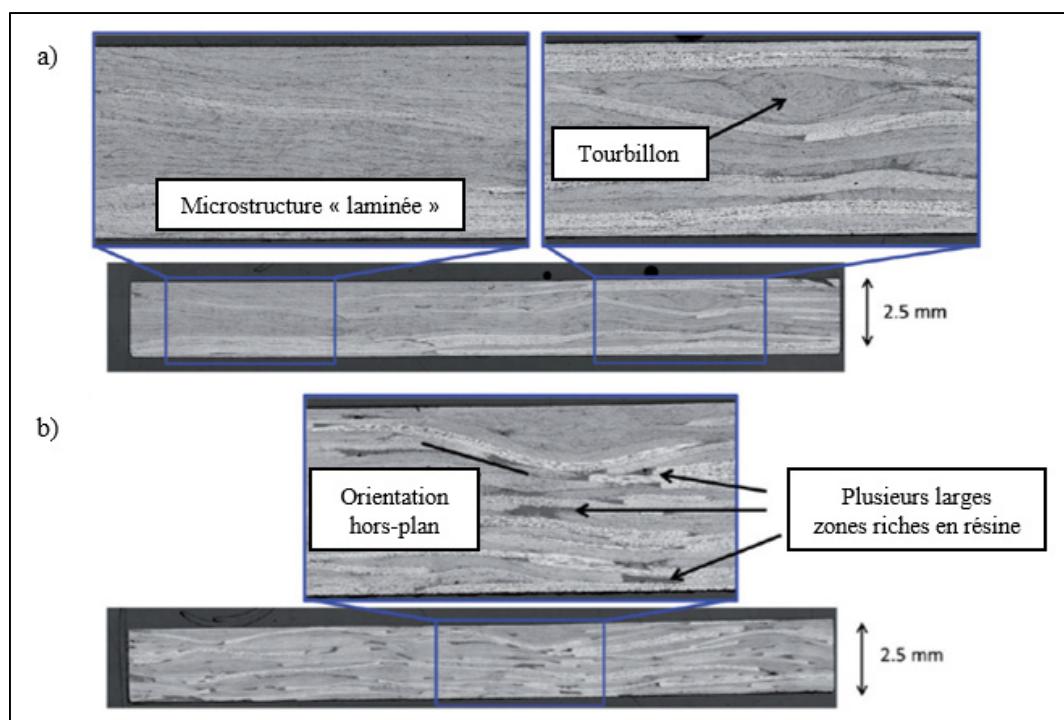


Figure 1-3 Microstructure d'un composite ROS avec diverses longueurs de flocons  
Reproduite et adaptée avec l'autorisation de Marina Selezneva et Lessard (2016,  
p. 2839) ; a) Flocons de 50 x 12 mm, b) Flocons de 6 x 3 mm

Dans un autre ordre d'idées, la Figure 1-4 présente l'effet important de la longueur des flocons sur le mécanisme d'écoulement lors du moulage. Les Figure 1-4 a) et b) présentent un composite unidirectionnel dont l'écoulement se fait uniquement selon la direction perpendiculaire aux fibres, avec les fibres qui se déplacent dans cette direction. En contrepartie, les Figure 1-4 c) et d) présentent un composite ROS, ayant des fibres nettement plus courtes et disposées de façon aléatoire sous forme de flocons. Le fluage se fait dans les deux directions du plan de moulage. En effet, la disposition ROS a le même effet que pour le composite unidirectionnel, mais à l'échelle de chaque flocon individuellement. Ces derniers sont disposés selon un angle aléatoire et, donc leur déformation a un effet dans les deux directions du plan de moulage.

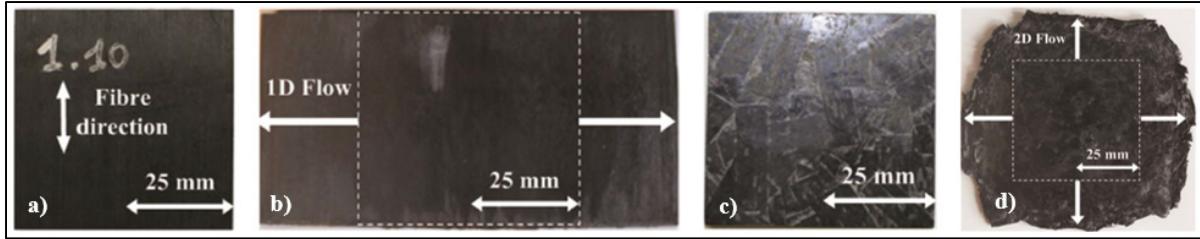


Figure 1-4 Déformation de l'échantillon pour un composite UD avant le moulage en a) et après le moulage en b), ainsi que pour un composite ROS avant le moulage en c) et après le moulage en d)

Tirée de Picher-Martel et al. (2017, p. 1835),

La forte dépendance de la résistance du matériau à la taille des flocons soulève des questions concernant la précision des mesures de résistance obtenues en testant des échantillons coupés à partir de plaques, car les opérations d'usinage réduisent la taille effective des flocons (Landry, 2016). Une étude approfondie de la littérature permet aussi de constater certaines contradictions dans les conclusions mises de l'avant par les chercheurs. Par exemple, Aripin, Nishi, Suzuki, et Hayakawa (2020) indiquent que des flocons de 20 mm de longueur permettent d'obtenir un module de rigidité près de 2 fois supérieur à celui obtenu avec des flocons de 10 mm de longueur. D'un autre côté, Marina Selezneva et Lessard (2016) rapportent un gain nettement inférieur du module de rigidité (de l'ordre de 10 %), pour des flocons de 50 mm, lorsque comparés à des flocons de 6 mm.

De façon générale, l'utilisation de flocons de diverses longueurs conduit à un effet d'hybridation avec les propriétés géométriques internes de chaque longueur de flocons conservées (Wan, Straumit, Takahashi, & Lomov, 2018). La longueur la plus courante qui offre un bon équilibre entre une résistance élevée et une faible variabilité des propriétés du matériau est de 25,4 mm (Howell & Fukumoto, 2014).

### 1.2.3 Orientation des flocons

L'étude de S. Visweswaraiah et al. (2017) a montré que, généralement, les composites ROS présentent un comportement isotrope dans le plan. L'orientation aléatoire des flocons joue un

rôle important dans l'arrêt des fissures de fatigues, car les flocons perpendiculaires au trajet de la fissure font office de barrage et l'arrêtent (Luca M. Martulli et al., 2020). Pour y arriver, la méthode de placement de flocons avec agitation mécanique est rapide, mais la distribution de masse n'est pas homogène et les flocons ont tendance à se regrouper, créant des régions avec des concentrations de fibres élevées et d'autres faibles (Jin et al., 2017). Une méthode de *Mat Stacking*, étudiée par Jin et al. (2017), permet de réduire la teneur totale en vides et d'augmenter les propriétés mécaniques. Marina Selezneva, Roy, Meldrum, Lessard, et Yousefpour (2017) ont aussi élaboré une procédure de placement aléatoire des flocons.

Autrement, Gan, Ho, Ow, Israr, et Wong (2019) ont présenté un aperçu historique des travaux sur les composites de fibres discontinues alignées et exposent diverses méthodes d'alignement des flocons. La résistance à la traction maximale et le module de flexion des composites ROS ont une forte relation avec la disposition des flocons avec les fibres parallèles au sens de chargement (Aripin et al., 2020).

Dans une étude de Léger, Landry, et LaPlante (2020), un moule rectangulaire avec un rapport d'aspect de 2:1 a formé des panneaux avec un léger comportement anisotrope, malgré le très faible écoulement pendant le moulage. Aussi, Léger et al. (2020) a induit un grand écoulement dans des panneaux recyclés, comme le montre la Figure 1-5, en empilant des sections coupées au centre de la cavité du moule, représentant une couverture initiale de 25%. Ces panneaux présentent une résistance à la traction et un module significativement plus élevé que ceux moulés de façon conventionnelle dans la direction parallèle à l'écoulement, mais l'effet inverse a été trouvé dans la direction perpendiculaire à l'écoulement, suggérant que l'orientation des flocons est affectée par l'écoulement. Ce phénomène a également été observé par Martulli et al. (2019) et Tuttle, Shifman, et Boursier (2010) lors d'expériences similaires. De plus, Léger et al. (2020) ont révélé que le moulage à haut déplacement induit une réduction des zones riches en résine aux extrémités de flocons.

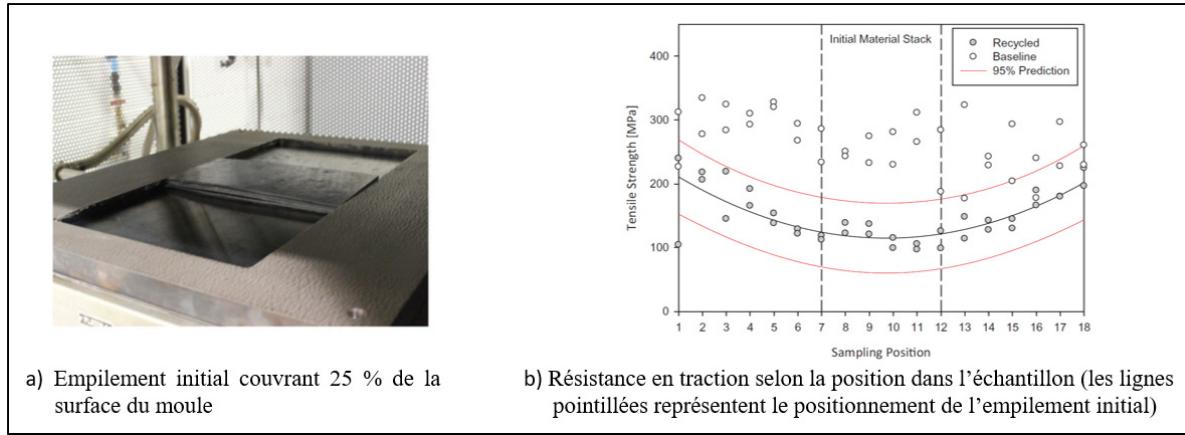


Figure 1-5 Moulage à haut déplacement et effet sur la résistance en traction  
Tiré de Léger et al. (2020, pp. 3346, 3347)

Leblanc et al. (2014) ont montré que les propriétés mécaniques sont grandement réduites par la formation de lignes de soudure sur toute l'épaisseur (zones sans chevauchement de flocons dans le plan). Autrement, des logiciels commerciaux tels que Moldex3D (CoreTech.Inc, 2014) et Moldflow (Autodesk.Inc., 2014) sont disponibles pour estimer relativement bien l'orientation des flocons dans une pièce moulée par compression (Song et al., 2017).

#### 1.2.4 Formes des flocons

Le Rapport d'aspect de chaque flocon rectangulaire est défini comme le rapport longueur / largeur ou épaisseur du flocon. Les pièces formées avec des flocons de faible rapport d'aspect peuvent faciliter le moulage de pièces profilées avec des formes complexes et être plus facilement obtenues à partir de rebuts (Jin et al., 2017). Levy et Hubert (2015) ont constaté que plus les flocons sont étroits, plus le compactage est rapide.

Les flocons *Ultra-thin chopped carbon fibre tape-reinforced thermoplastics* (UT-CTT) sont composés d'un ruban de préimprégné unidirectionnel ultra-mince ( $<50 \mu\text{m}$  d'épaisseur) par rapport à un ruban conventionnel ( $\approx 150 \mu\text{m}$  d'épaisseur) (Qu et al., 2018). Dans la publication de Yamashita, Hashimoto, Suganuma, et Takahashi (2016), les auteurs ont déterminé que les flocons UT-CTT génèrent une dispersion des propriétés de traction inférieure à celles des composites ROS conventionnels. Alves, Carlstedt, Ohlsson, Asp, et

Pimenta (2020) montrent, dans la Figure 1-6, qu'à l'aide de flocons UT-CTT, des composites avec une microstructure plus similaire à des composites à fibres continues sont atteints, contrairement aux composites ROS qui présentent des fibres avec une plus grande orientation hors plan et des vides plus importants.

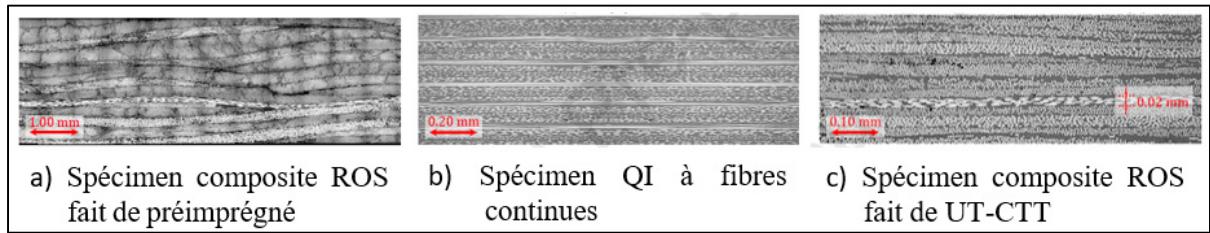


Figure 1-6 Microscopie de section de différents spécimens  
Tirée de Alves et al. (2020, p. 9)

Les travaux de Arteiro, Catalanotti, Reinoso, Linde, et Camanho (2019) et de Kravchenko, Sommer, et Pipes (2018) démontrent une augmentation significative de la résistance à la traction, la résistance au cisaillement et du module d'Young en réduisant l'épaisseur des flocons. Li, Pimenta, Singgih, Nothdurfter, et Schuffenhauer (2017) attribuent ce phénomène, entre autres, au nombre moyen plus élevé de flocons minces sur l'épaisseur des spécimens, augmentant le trajet du chemin de moindre résistance dans l'épaisseur du matériau. Jusqu'à présent, seuls les systèmes de matériaux avec des épaisseurs de flocon allant de 50 à 200  $\mu\text{m}$  et une épaisseur de plaque supérieure à 1,5 mm ont été testés et rapportés dans la littérature (Alves et al., 2020). La compression d'un flocon d'une certaine épaisseur nécessite une force plus faible que la compression de deux flocons superposés formant cette même épaisseur totale (Levy & Hubert, 2015). Puisque la résistance à la traction ainsi que le module dépendent davantage de l'épaisseur que de la largeur des flocons, utiliser un rapport hauteur (épaisseur)/longueur est priorisé.

### 1.2.5 Modes de rupture et propriétés mécaniques

L'observation des surfaces de rupture des échantillons brisés montre que les principaux modes de rupture dans les composites ROS sont la rupture de la matrice entre les flocons et

l'arrachement du flocon avec des flocons de ratio d'aspect plus petits et un mélange d'arrachement et de rupture de flocons avec des flocons de rapport d'aspect plus grands (Luca M. Martulli et al., 2020). La Figure 1-7 présente la rupture en tension de composites ROS. De multiples fissures ont été observées à travers l'épaisseur de l'échantillon, indiquant que la fracture a suivi un chemin tortueux de moindre résistance (Swaroop B Visweswaraiah, Selezneva, Lessard, & Hubert, 2018). Contre-intuitivement, ce chemin ne suit pas nécessairement une zone riche en résine, un vide ou un bord de flocon, car les flocons voisins peuvent offrir différents degrés d'arrêt de fissure. Après avoir atteint la charge ultime en tension, tous les échantillons conservent un certain degré d'intégrité, sans se rompre en deux moitiés (Feraboli, Peitso, Deleo, et al., 2009).

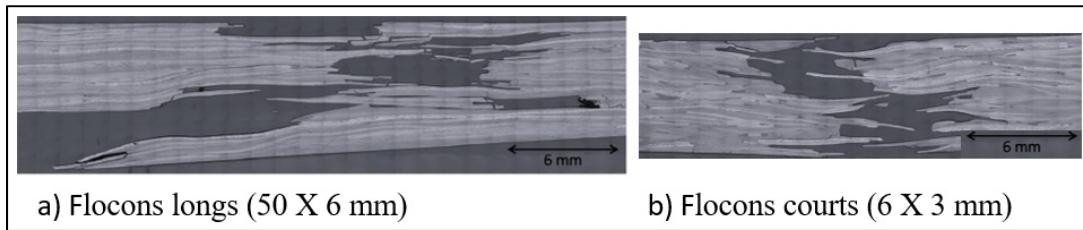


Figure 1-7 Région de fissure d'un composite ROS  
Tirée de Marina Selezneva et Lessard (2016, p. 2841)

Le comportement typique de la courbe contrainte-déformation pour les composites ROS en traction est principalement linéaire, sauf le dernier 10% où la progression rapide de la rupture présente plusieurs chutes de charge qui sont dues au glissement et à l'arrachement des flocons (Swaroop B. Visweswaraiah, Lessard, & Hubert, 2017). Aussi, les composites ROS ont montré un « comportement insensible à l'entaille et aux trous », car le facteur de concentration de contraintes inhérent (ondulation des flocons, élévation de contrainte aux extrémités des flocons, orientation des flocons, vides, etc.) est supérieur à celui géométrique (rapport d'aspect et séquence d'empilement des flocons) (Swaroop B Visweswaraiah, Ohlmann, Lessard, & Hubert, 2017). Très peu d'études sur le comportement de délamination des composites ROS ont été rapportées et il existe très peu d'études sur le modèle de simulation numérique pour exprimer le comportement interlamininaire de ces composites (Nasuha, Azmi, & Tan, 2017). Les composites ROS fabriqués par moulage par compression

présentent un module de rigidité en tension variant entre 75% et 100% de celui de stratifiés quasi-isotropiques (QI) en fibres continues, tandis que leur résistance en tension se situe plutôt dans une plage de valeurs variant entre 15% et 70% (Marina Selezneva & Lessard, 2016).

Marina Selezneva et Lessard (2016) ont étudié la durée de vie en fatigue de ce matériau qui est très similaire à un composite comparatif en stratifiés QI, mais qui présente une variabilité importante. Tang et al. (2019) ont testé le matériau en fatigue et ont déterminé que la délamination était le principal mécanisme de propagation. Selon Luca M. Martulli et al. (2020), dans l'ensemble, les zones de fracture des éprouvettes de fatigue étaient similaires à celles des éprouvettes de traction. Le module de traction et la résistance en flexion sont moins affectés par la teneur en vides que la résistance à la traction (Harper, Burn, Johnson, & Warrior, 2018).

Feraboli, Peitso, Deleo, et al. (2009) ont montré que le module de compression était comparable à celui des stratifiés QI. Marina Selezneva et Lessard (2016) indiquent que les résistances relatives en compression sont plus élevées que celles en traction (environ 40 % contre 30 % d'un stratifié QI, respectivement). Les courbes charge-déplacement de compression typiques sont présentées à la Figure 1-8 a). Les pièces présentant des porosités de surface ont montré une sensibilité aux vides plus élevée que la porosité interne.

Les courbes de charge-déplacement typiques pour un essai de flexion sont présentées à la Figure 1-8 c). La rupture des échantillons en tension se fait sur la surface inférieure et présentent un décollement et une séparation des copeaux à cette surface. Leblanc et al. (2014) ont déterminé que la porosité a des effets limités sur les propriétés de flexion de ces matériaux. En somme, la Figure 1-8 montre que les courbes de force-déplacement sont linéaires et les échantillons se rompent dans un comportement élastique-fragile.

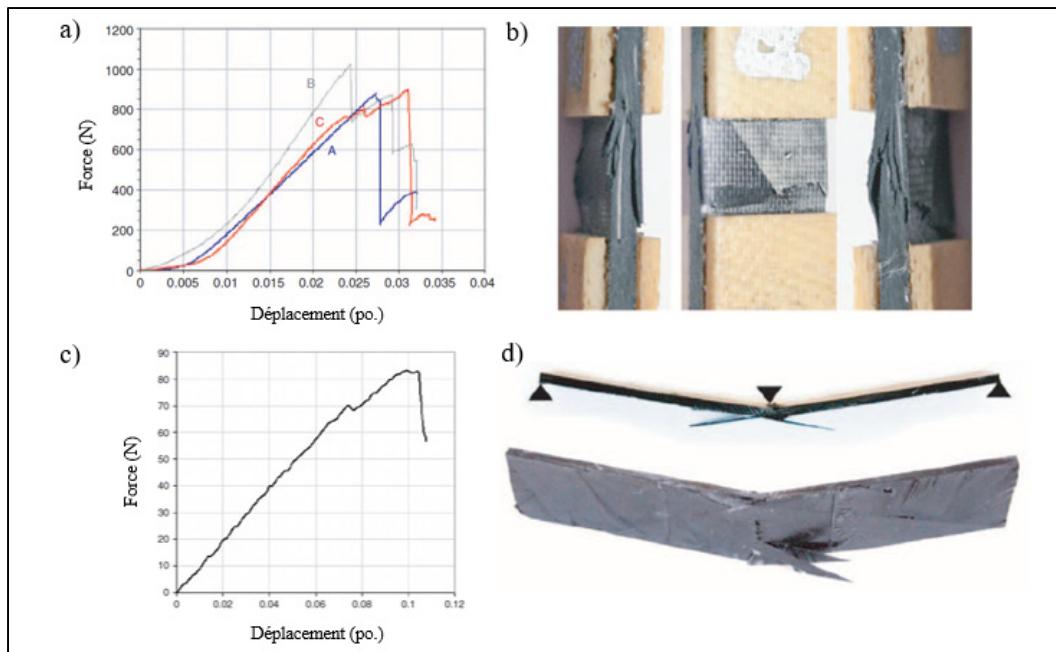


Figure 1-8 Courbe en a) et morphologie en b) typiques en compression et courbe en c) et morphologie en d) typiques en flexion des composites ROS  
Tiré de Feraboli, Peitso, Deleo, et al. (2009, pp. 1206, 1208)

Très peu de modèles de rigidité et de résistance en traction ont été développés spécifiquement pour ces composites, mais les quelques modèles développés sont évalués par Marina Selezneva, Roy, Lessard, et Yousefpour (2016). Selon (Shayan Asenjan, Sabet, & Nekoomanesh, 2019), le module des composites ROS augmente linéairement avec la Fv de fibre, jusqu'à une teneur en fibres d'environ 50 % en poids où les propriétés sont maximales. En raison des amplitudes similaires des résistances à la traction, à la compression et au cisaillement, Selezneva et Lessard (2016) ont utilisé les propriétés de traction, qui présentent les valeurs les plus faibles, comme approximation pour deux autres résistances, réduisant ainsi les essais préliminaires nécessaires pour évaluer les performances des nouveaux matériaux ROS.

Généralement, les auteurs obtiennent des résultats similaires pour les modes de ruptures, mais présentent des propriétés mécaniques qui varient beaucoup d'une étude à l'autre. Davantage de recherche doit être menée pour bien comprendre l'effet des différents paramètres de moulage et de matériaux sur les propriétés mécaniques.

## **1.3 Considérations pour des pièces moulées par compression avec des composites thermoplastiques ROS**

Dans cette section, certains exemples de pièces utilisant actuellement les composites thermoplastiques ROS moulés par compression seront présentés. Puis, les requis exigés pour les pièces d'intérieurs d'avion seront définis. Ensuite, les méthodes de simulation et de prédiction des propriétés mécaniques seront exposées, de même que la caractérisation, les essais et les contrôles de qualité. Finalement, la caractérisation des pièces fabriquées sera élaborée.

### **1.3.1 Pièces d'intérieurs d'avion actuellement fabriquées avec des composites thermoplastiques ROS moulés par compression**

Même avant l'apparition de son modèle A350XWB, Airbus avait plus de 1 500 pièces fabriquées à partir de composites thermoplastiques, selon Jean-Florent Lamèthe, ingénieur de l'équipe Matériaux et Procédés d'Airbus. Une étude de marché publiée en janvier 2017 a estimé le marché mondial des composites thermoplastiques à fibres longues à 5,55 milliards USD d'ici 2022 (MarketsandMarkets, 2018). En effet, les composites thermoplastiques ont d'abord été utilisés pour leur résistance aux chocs et aux flammes. Les applications intérieures courantes de ces composites comprennent les panneaux de plancher, de plafond, de porte et de paroi latérale, les bacs de stockage aérien, les encadrements de fenêtre, les conduits, divers supports, les éléments de cuisine et de toilette, les unités de service aux passagers, les structures de sièges, les porte-bagages, etc. (Wan & Takahashi, 2016).

Un projet impliquant BASF Corp. et Plasticomp Inc. a utilisé un composite thermoplastique ROS pour des épandeurs de siège et des accoudoirs, présentés à la Figure 1-9 a), offrant une réduction de masse de plus de 30% par rapport à l'aluminium, avec un coût de fabrication et des performances mécaniques équivalents. Les pièces ont passé avec succès les tests cinétiques 16g et ont obtenu l'approbation *Federal Aviation Regulation* (FAR) 25.853 (Malnati, 2016; Wood, 2014).

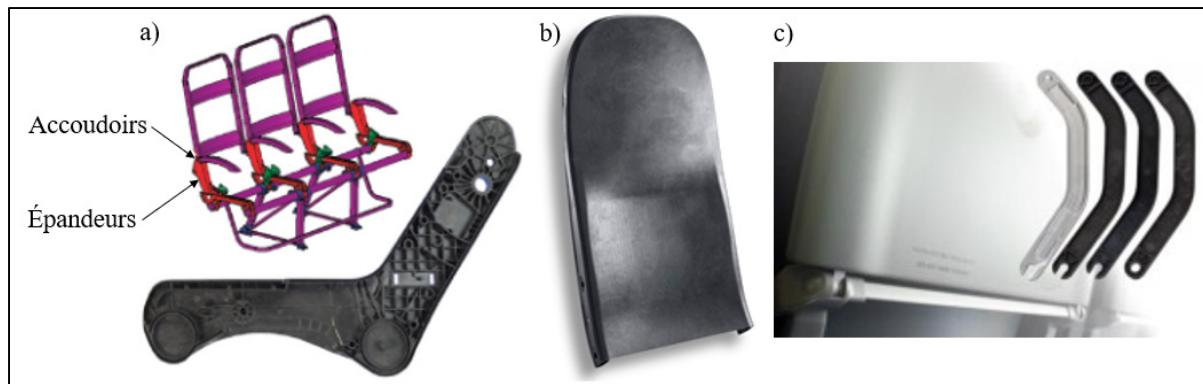


Figure 1-9 Composantes de siège en composites thermoplastiques : a) Épandeurs et accoudoirs de siège. Tirée de Malnati (2016) ; b) Cadre de siège. Tirée de R. Favaloro (2011) ; c) Bras de table de passagers. Tirée de Plastics\_Technology (2011)

Un autre projet fort intéressant est un cadre de siège fait de composites thermoplastiques, présenté à la Figure 1-9 b), qui offre une économie de poids de 30% par rapport au cadre en aluminium original (R. Favaloro, 2011). Ensuite, Vaupell a produit des bras de table de passagers avec un composite de fibres de carbone (CF)/Polyetherimide (PEI) (SABIC Thermocomp EC006PXQ et ED008PXQ) moulé par compression, présentés à la Figure 1-9 c). Ils présentent des économies de poids de 50%, sont jusqu'à 40% plus résistants que les pièces équivalentes en aluminium (pouvant supporter jusqu'à 213 livres/pied) et ont un coût de fabrication inférieur (Moniruzzaman, 2012; Reinforced\_Plastics, 2010).

La compagnie RTP a utilisé un composite fibre de verre/ Polyétherethercétone (PEEK) pour les supports de charnière des compartiments à bagages du Boeing 767 (RTP, 2015). Triumph composites Systèmes (TCS, Spokane, Wash.) a converti le matériau d'un grand nombre de ses pièces en passant des thermodurcissables aux thermoplastiques. Nick Busch, ingénieur chez TCS, a constaté une réduction de la variation géométrique entre les pièces, une réduction de moitié des opérations de finition et de 75% du temps de cycle (Wood, 2014). Dans le même ordre d'idées, Harper Engineering a fabriqué un protecteur de loquet fait de CF/PEI offrant des propriétés mécaniques concurrentielles tout en offrant des temps de cycles réduits de 75% et un poids minimisé (Poorters, 2018).

### 1.3.2 Requis matériaux pour les pièces d'intérieur d'avions

Tous les composants d'intérieurs doivent être conçus pour supporter les charges limites, mais également des charges ultimes occasionnelles. Les composants sont conçus pour subir uniquement des déformations élastiques dans ces conditions. En plus de ces charges, certains composants tels que les sièges, les rangements, les placards et les séparateurs de classe doivent également être en mesure de retenir en toute sécurité des objets de masse, tels que des passagers ou des objets rangés, sous des charges de collision « mineures », comme indiqué dans la norme FAR 25.56. Aussi, la norme FAR 25.853 est celle qui régit l'inflammabilité de l'intérieur des cabines d'avions. L'appendice F à la partie 25 régit les méthodes d'essai pour se conformer aux exigences de la *Federal Aviation Administration* (FAA). Les méthodes les plus courantes pour les thermoplastiques sont indiquées dans le Tableau 1-1.

Tableau 1-1 Régulations de combustion

Définition du test	FAR	BSS*	ABD/AITM**
<b>Test de brûleur Bunsen horizontal</b> Mesure le taux de combustion	25.853 (a) 25.855 (d) Appendice F Partie I (a)(1)(iv) et (v)	7230 F3/F4	0031/2.0003
<b>Test de brûleur Bunsen vertical</b> Mesure l'inflammation et la tendance à la propagation du feu	25.853 (a) 25.855 (d) Appendice F Partie I (a)(1)(i) et (ii)	7230 F1/F2	0031/2.0002 A/B
<b>Densité de fumée National Bureau of Standards (NBS)</b> Mesure la quantité d'émission de fumée	25.853 (d) Appendice F Partie V	7238	0031/2.0007
<b>Toxicité de la fumée</b> Mesure les gaz toxiques dans les émissions de fumée	-	7239	0031/3.0005
<b>Sortie de chaleur Ohio State University (OSU)</b> Mesure la tendance à la propagation du feu	25.853 (d) Appendice F Partie IV	7322	0031/2.0006

\*Boeing Specification Support Standard

\*\*Airbus Directive/Airbus Industries Test Method (RTP, 2015)

Le PEI est un polymère thermoplastique amorphe de haute performance qui rencontre les régulations de combustion requises dans ces applications (Brothers, 2018). Il existe peu d'information détaillée concernant l'utilisation du PEI comme matrice pour les composites ROS pour fabriquer des produits commerciaux (Lee et al., 2017).

### 1.3.3 Simulation du procédé et prédition des propriétés de composites ROS

La méthode de quantification des propriétés la plus simple consiste à supposer que les propriétés du matériau sont complètement homogènes et isotropes. Elle est utile pour déterminer rapidement et très approximativement la rigidité de la pièce sous charge. La prise en compte de propriétés orthotropes permet une meilleure approximation. Le matériau peut alors être modélisé avec des propriétés dans le plan qui correspondent mieux à l'alignement des flocons (Chai, Liu, Shan, Wan, & Jiang, 2018; Howell & Fukumoto, 2014). Finalement, il est possible d'utiliser des méthodes prédictives de pointe. Il y a plusieurs solutions en cours de développement, mais il y en a très peu qui sont disponibles commercialement pour modéliser et prédire précisément le comportement de pièces en composites ROS moulées par compression. Moldex3D (CoreTech.Inc, 2014), un outil de modélisation populaire utilisé depuis des années pour le moulage par injection de fibres courtes, a la capacité de simuler raisonnablement l'écoulement et prédire l'alignement général des fibres longues dans une structure. Par la suite, les alignements peuvent être importés dans le solveur Digimat qui analyse la résistance en se basant sur des théories courantes de rupture des composites stratifiés. Des travaux sont en cours avec ces deux codes pour améliorer la modélisation et les prévisions des propriétés mécaniques des composites ROS (Howell & Fukumoto, 2014). En parallèle, en 2017, une technologie de simulation pour le moulage par compression de composites ROS, présentée à la Figure 1-10, a été développée dans LS-DYNA. La Figure 1-10 présente un exemple de résultats de tests en laboratoire et de simulation qui semblent bien concorder. Les principales caractéristiques de cette nouvelle technologie sont des fibres modélisées par des éléments de poutre et une matrice modélisée par des éléments solides tétraèdres avec une fonction de remaillage r-adaptative basée sur une formulation *Element-Free-Galerkin* (EFG) (Hayashi, 2018). La technologie a été achetée par ANSYS en 2019.

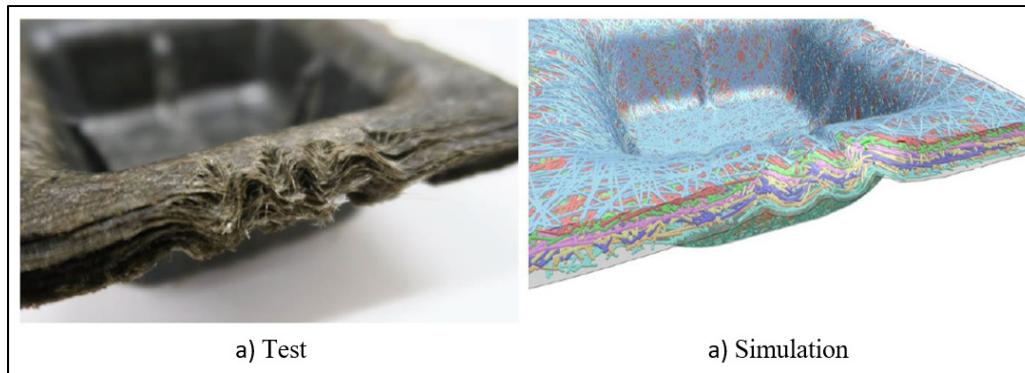


Figure 1-10 Froissement d'une pièce après application d'une charge spécifique  
Tirée de Hayashi (2018)

Cette nouvelle technologie de simulation permet entre autres de fournir les données suivantes : orientation et déformation de la fibre, force axiale de la fibre, contraintes se produisant dans la matrice, identification des emplacements des lignes de soudure et de régions riches en résine, etc. (Hayashi, 2018). D'autres chercheurs, tels que Kilic (2014), développent des façons de simuler le procédé et de prédire le comportement de composites thermoplastiques ROS moulés par compression. Enfin, la simulation de transfert de chaleur est traitée à l'ANNEXE 1 et dans (Swaroop B Visweswaraiah et al., 2017).

### 1.3.4 Caractérisation, essais et contrôle de qualité des composites ROS

L'inspection visuelle des pièces moulées permet d'identifier la porosité de surface et le gauchissement dans les composites ROS (Swaroop B Visweswaraiah et al., 2018). La tomographie peut être utilisée pour identifier l'orientation locale des fibres dans les pièces (Wan, Straumit, Takahashi, & Lomov, 2016). La microscopie optique permet quant à elle de localiser des zones riches en résine et d'évaluer la teneur en vides. Dans la norme ASTM D3171, la technique de pyrolyse est utilisée pour déterminer la  $F_v$  de fibres et la fraction de vide.

Il n'existe actuellement aucune norme d'essai mécanique spécialement conçue pour les composites ROS et la quantité de données expérimentales disponibles dans le domaine public

est limitée (Marina Selezneva & Lessard, 2016). Dans l'ensemble des publications, le nombre d'échantillons pour chaque essai varie entre 3 et 8 (Swaroop B Visweswaraiah et al., 2019). Due à la grande variabilité des valeurs obtenues, il est nécessaire de tester beaucoup plus d'échantillons. Pour les propriétés de traction, la méthode d'essai selon l'ASTM D3039 peut être utilisée, à vitesse de déplacement des mors de la machine de 2 mm/min. Afin d'étudier le comportement à la rupture par compression, un essai de flexion en 3 points peut être réalisé selon la méthode d'essai ASTM D3410, avec un rapport épaisseur/longueur inférieur à 0,02. D'autres tests de compression pouvant être réalisés sont le test ASTM D6641 avec un dispositif de compression à chargement combiné ou le test ASTM D695 modifié. Pour les propriétés de cisaillement dans le plan, les méthodes d'essais ASTM D7978, ASTM D5379 ou ASTM D7078 sont employées. Ensuite, les propriétés de flexion peuvent être déterminées grâce à la norme ASTM D790.

Feraboli, Peitso, Cleveland, et Stickler (2009) ont abordé la question de la variabilité des modules en évaluant différentes techniques de mesure qui utilisent un extensomètre, des jauge de contrainte de différentes longueurs et la technique de corrélation d'image numérique (*digital image correlation (DIC)*). Dans l'ensemble, la technique DIC, utilisée de chaque côté de l'échantillon simultanément, donne la mesure la plus précise et reproductible du module et est devenue la technique standard pour les composites ROS (Johanson, Harper, Johnson, & Warrior, 2015; Qian, Harper, Turner, & Warrior, 2011).

### **1.3.5 Caractéristiques de pièces fabriquées**

Le principal défaut de fabrication observé avec les panneaux ROS est le gauchissement, qui peut être causé par la microstructure hétérogène des composites ROS. Pour les pièces minces, le gauchissement diminue avec la diminution de la longueur des flocons, tandis que celles épaisses ne sont que légèrement déformées (Swaroop B Visweswaraiah et al., 2019). L'épaisseur du panneau ne semble pas avoir d'effet significatif sur le module (Marina Selezneva & Lessard, 2016), mais l'effet sur la résistance a été rapporté par Kravchenko et al. (2019), montrant cette dernière diminuant avec la réduction de l'épaisseur de l'échantillon.

Wan, Matsuo, Ohsawa, et Takahashi (2014) ont étudié des structures de composites ROS en forme de L, montrant que la contrainte tangentielle dans le rayon augmente avec l'augmentation du rayon de l'échantillon, alors que la contrainte de traction interlaminaire a une tendance opposée. Par exemple, Guo, Ohsawa, et Takahashi (2019) ont optimisé ce type de structure, en augmentant l'épaisseur maximale de la section incurvée et en diminuant l'épaisseur minimale des parties de chaque côté de cette section. Swaroop B Visweswaraiah et al. (2017) proposent différentes stratégies d'hybridation pour des raidisseurs en forme de T. Dans ces structures, un autre défaut de fabrication limitant les performances structurelles des pièces est le tourbillonnement des flocons aux jonctions de formes. Les configurations de moulage avec nervure peuvent générer des pertes de pression, causant des défauts de surface (Landry, 2016). La Figure 1-11 montre une pièce composée de deux nervures moulée avec différentes longueurs de flocons et différentes pressions. Il est possible de voir qu'un flocon long remplit difficilement les nervures, alors qu'une pression élevée facilite le remplissage des sections nervurées (Lee et al., 2017).

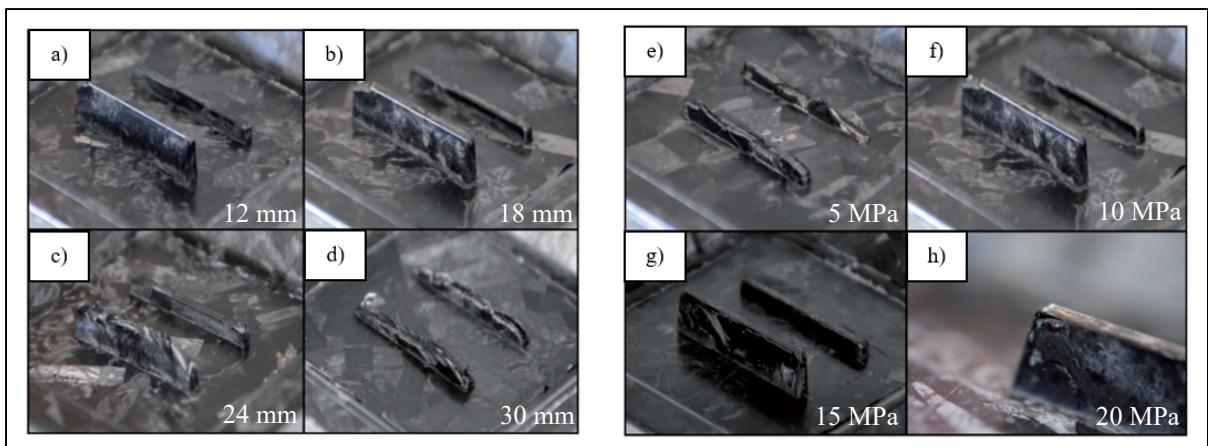


Figure 1-11 Photographies de sections nervurées formées à une pression de 10 MPa pendant 3 min et différentes longueurs de brin pour a) à d), ainsi à une longueur de fibre de 18 mm et différentes pressions pour e) à h)  
Tirée de Lee et al. (2017, pp. 1736, 1737)

Les effets de la pression effective, du temps de résidence et de la longueur du flocon, sur la valeur de remplissage en pourcentage sont évalués par Lee et al. (2017). Il peut en être tiré

que même à une pression de 10 MPa, il est difficile d'obtenir un remplissage complet avec les tailles de flocons de 18 mm et plus pour une cavité de moule de 30 x 8 x 2 mm.

#### 1.4 Objectifs de recherche

Comme il a été remarqué dans les sous-sections précédentes, le moulage par compression de composites ROS a déjà été exploré, mais ce procédé reste tout de même en développement. Ce projet permettra de l'approfondir davantage et de vérifier s'il est adéquat pour la fabrication de pièces d'intérieur d'avions telles qu'un support de barre de bagage.

Les études passées se concentrent sur des composites à base de PEEK ou de Polyamide 6 (PA6). De plus, les études ont évalué les paramètres de moulage principalement pour des plaques, mais très peu d'études présentent la fabrication de pièces de forme complexes. Considérant la grande variabilité dans les paramètres clés trouvés dans la littérature, ce mémoire vise 1. à identifier les bons paramètres de pression, de température et de temps de résidence à utiliser pour le procédé de moulage par compression de composite ROS à base de PEI, en particulier pour des géométries complexes.

Il a été démontré que la longueur des flocons a une incidence importante sur les propriétés finales de la pièce. Cependant, le positionnement des flocons et leur écoulement dans une orientation préférentielle ont très peu été étudiés. De plus, la forme du flocon a été étudiée en termes de rapport d'aspect, mais la forme du matériau brut utilisé n'a pas été investiguée adéquatement. Pour ces raisons, ce mémoire permettra 2. d'évaluer les effets de la longueur, de l'alignement et de la forme des bruts de composites à fibres longues discontinues sur les propriétés mécaniques de la pièce formée par moulage par compression.

Finalement, aucune pièce fabriquée à partir de moulage par compression de composites ROS n'est présentée selon tout le processus de conception et de fabrication. Ce mémoire permettra 3. d'exposer un démonstrateur fait de composites ROS dans sa démarche de conception, de

fabrication et de validation par essais mécaniques. Les propriétés de la pièce en ROS seront comparées à celles de la pièce en aluminium présentement utilisée dans les avions.



## CHAPITRE 2

### DÉVELOPPEMENT DU PROCÉDÉ DE MOULAGE PAR COMPRESSION DE COMPOSITES THERMOPLASTIQUES ROS

Ce chapitre présente le développement du procédé de moulage par compression de composites thermoplastiques ROS en évaluant l'effet de différents paramètres de moulage sur la qualité d'une pièce de géométrie simplifiée pour laquelle un moule a été conçu et fabriqué. Ainsi, les manipulations seront décrites, puis les résultats seront analysés et les paramètres de moulage optimaux seront déterminés.

#### 2.1 Manipulations permettant de développer le procédé

Cette section décrit la pièce et le moule « test », le matériau, le plan d'expérience, l'évaluation macroscopique et microscopique, ainsi que la mesure du taux de vide et de densité.

##### 2.1.1 Pièce et moule « test »

Un moule servant à fabriquer une pièce simplifiée, présentée à la Figure 2-1, a été conçu afin d'orienter à moindres coûts la conception du moule du démonstrateur.

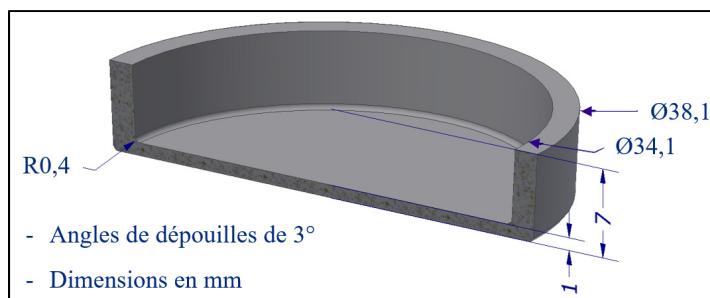


Figure 2-1 Vue de coupe de la pièce « Test »

La pièce ressemble à un vase pétri pour tester une géométrie ayant un raidisseur de 7 mm de haut, une courbure d'un rayon de 18 mm, et des arrondis de 0.4 mm. Le moule « test », présenté à la Figure 2-2, est aussi conçu pour vérifier le tolérancement H8f7 et l'utilisation de quatre barres de joint comme méthode d'alignement des parties supérieures et inférieures du moule.



Figure 2-2 Moule « Test » après usinage

Le moule qui sert à fabriquer cette pièce est de type direct-positif et est composé de deux parties faites en acier 4140. Une pièce circulaire, épousant le fond du moule femelle, sert à extraire la pièce une fois le moulage terminé. Les dessins de fabrication du moule sont présentés à l'ANNEXE II. Le fini de surface, présenté à la Figure 2-2 d), est SPI B-1.

### 2.1.2 Matériau utilisé

Deux matériaux sont utilisés pour les essais de moulage de la pièce « test », soit des tiges pultrudées produites à Polytechnique Montréal et un préimprégné unidirectionnel (Toray TC1000). Les tiges pultrudées ont un diamètre de 4,7 mm, une  $F_v$  de fibres de 57 % et sont coupées en longueur de 12 mm. Elles sont composées de fibres Hexcel AS4A 12K et du PEI Ultem 9011 de Sabic. La découpe en longueur de 12 mm se fait à l'aide d'une tronçonneuse sur table (DeWalt, D36000S) à disque diamanté (DeWalt, XP4 10"). Le préimprégné unidirectionnel Toray TC1000 est quant à lui coupé en flocons de  $F_v$  de fibres de 57%, de

longueur de 12 mm, de largeur de 6 mm et d'épaisseur de 0,1 mm. Ces flocons sont coupés à l'aide d'une lame de rasoir. Des entailles sont faites dans la feuille de préimprégné selon le sens perpendiculaire aux fibres à tous les 12 mm. Les entailles ne servent qu'à créer une amorce de fissure. La largeur des flocons est ensuite marquée avec la lame et la feuille est sectionnée dans le sens des fibres par déchirement du préimprégné afin d'obtenir des bandes très longues. Finalement, les bandes sont cassées manuellement en flocons aux endroits des entailles d'amorces de fissures. Pour tous les moulages de ce chapitre, les tiges et les flocons n'ont pas été nettoyés ni séchés, afin d'étudier le cas de moulage avec le matériau non préparé, augmentant la possibilité de génération de défauts lors du moulage.

### 2.1.3 Plan d'expérience du moulage

Le Tableau 2-1 présente les paramètres de moulage par compression qui seront étudiés, soit la pression, la température, le temps de résidence, l'ajout de cycles de relâchement de pression et la forme des flocons utilisés.

Tableau 2-1 Plan d'expérience pour déterminer les paramètres de moulage optimaux

Test	Paramètres du procédé				Nom du test	Nombre d'échantillons
	Pression	Température	Temps de résidence	Forme du matériau		
1	3,5 MPa	350°C	15 minutes	Tiges	3,5-350-15-T	6
2	7,5 MPa	350°C	15 minutes	Tiges	7,5-350-15-T	6
3	10,5 MPa	350°C	15 minutes	Tiges	10,5-350-15-T	6
4	7,5 MPa	300°C	15 minutes	Tiges	7,5-300-15-T	6
5	7,5 MPa	350°C	5 minutes	Tiges	7,5-350-5-T	6
6	Test « 3 » avec cycles de « relâchement de pression »			Tiges	RP-T	4
7	Test « 3 » avec cycles de « relâchement de pression »			Flocons	RP-F	4
Total						38

Les valeurs de pressions et de temps de résidence sont basées sur les travaux de la littérature exposés à la section 1.1.2, tandis que celles de température proviennent du manufacturier de la résine utilisée (Ultem 9011 de Sabic). Pour les tests « 6 » et « 7 », une étape de relâchement de pression est appliquée. Les pressions atteintes entre chaque relâchement sont de 2,5; 5; 7,5 et 10,5 MPa. La pression est maintenue 1 minute entre chaque plage de relâchement. Deux exemples de cycles de moulage par compression spécifiques à ce projet

sont présentés à la Figure 2-3. La presse utilisée pour ces expériences est une Accudyne de modèle 2433.

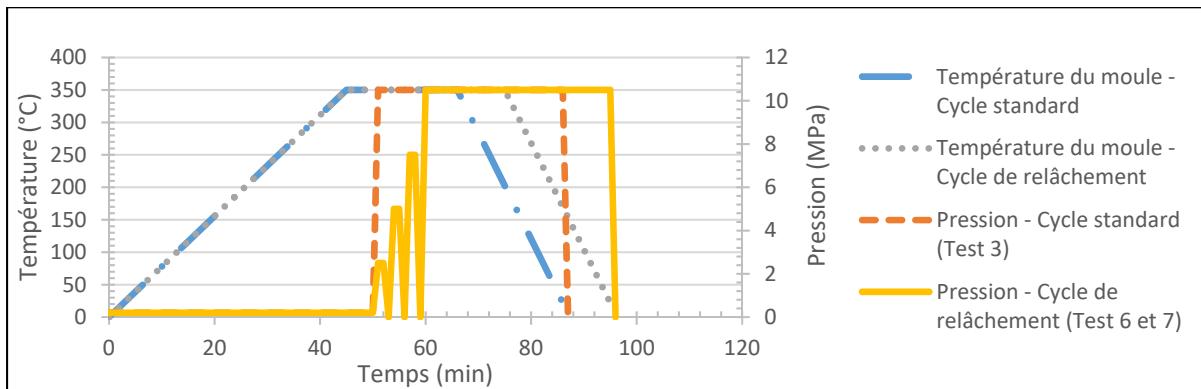


Figure 2-3 Cycles de moulage par compression

De plus, un cadre permettant d'ajuster la pression appliquée sur la pièce, détaillé à l'ANNEXE III, a été conçu et fabriqué, car la taille du moule génère une pression minimale trop élevée sur la pièce avec la presse utilisée. La procédure utilisée pour la mise en forme est présentée à l'ANNEXE IV. En ce qui a trait au traitement du moule, le nettoyant ChemTrend Chemlease® Mold Cleaner EZ, le scellant Zyvax® Sealer GP et l'agent démouleur Loctite® 700-NC Frekote ont été utilisés selon les directives de chaque manufacturier avant le moulage initial. Ensuite, entre chaque moulage, deux couches du même agent démouleur sont appliquées avec un intervalle de 10 minutes et un délai de 30 minutes est maintenu avant de débuter le moulage.

#### 2.1.4 Évaluation macroscopique des pièces moulées

Les pièces moulées sont inspectées visuellement et évaluées selon les critères d'aspect macroscopique présentés au Tableau 2-2. De plus, des images décrites et analysées sont présentées afin d'apporter un support imagé à l'évaluation.

Tableau 2-2 Critères d'évaluation de l'aspect macroscopique des pièces

Critères	□	--	-	×	+	++
Aspect général des pièces	Pièce non formée	Défauts compromettant l'intégrité de la pièce	Beaucoup de défauts apparents	Quelques défauts apparents	Peu de défauts apparents	Aucun défaut apparent
Remplissage de la pièce / raidisseur	Moins de 75 %	75 % et plus	85 % et plus	90 % et plus	95 % et plus	98 % et plus
Fluage hors de la pièce	Élevé et composé de résine + fibres	Moyen et composé de résine + fibres	Faible et composé de résine + fibres	Faible et composé de résine	Très faible	Pratiquement inexistant
Jonction entre les tiges/ flocons	Plus de 15 tiges/flocons identifiables	N.A.	15 tiges/ flocons identifiables et moins	10 tiges/ flocons identifiables et moins	5 tiges/flocons identifiables et moins	N.A.
Zones riches en résine	N.A.	Plus de 5 zones riches en résine	5 zones riches en résine et moins	3 zones riches en résine et moins	1 zone riche en résine et moins	Aucune zone riche en résine décelée
		Zones allant jusqu'à plus de 1 mm de large	Zones de moins de 1 mm de large			
Orientation des fibres	Flocons agglomérés	Orientation des tiges/ flocons inchangée	Mouvement des fibres	Déplacement des tiges/flocons et des fibres	Forte turbulence	Aucune orientation préférentielle
Présence de fibres sèches	N.A.	N.A.	Présence importante de fibres sèches sur les pièces	Présence occasionnelle de fibres sèches sur les pièces	Aucune fibre sèche sur les pièces	N.A.
Défauts récurrents	Description des défauts et des caractéristiques spécifiques survenant lors de chaque moulage.					

L'aspect général permet d'avoir une idée qualitative globale sur le moulage de la pièce. Le remplissage de la pièce et du raidisseur est mesuré à l'aide de photos prises sur toute la surface de la pièce à l'aide d'un appareil de 12 Mégapixels et d'une échelle cadrée dans la photo. Les photos sont traitées à l'aide du logiciel ImageJ afin d'obtenir les surfaces de vide. Le fluage hors de la pièce présente la quantité de façon qualitative et la composition du matériau ayant flué entre le moule mâle et femelle durant le moulage. Les jonctions entre les tiges/flocons présentent la quantité de flocons ayant un pourtour parfaitement délimité. Les zones riches en résine sont présentes sous forme d'agglomérations de substance de couleur vitreuse jaunâtre et sont comptées pour chaque pièce. L'orientation des fibres présente le déplacement et la déformation des tiges/flocons à la suite du moulage. La présence de fibres sèches est aussi notée pour chaque test. Finalement, les défauts récurrents pour chaque test sont exposés.

### 2.1.5 Évaluation microscopique des pièces moulées

Les pièces « test » sont coupées à l'aide de la tronçonneuse sur table à disque diamanté utilisée à la section 2.1.2, afin d'obtenir au moins 3 coupes transversales par pièce telles que présentés à la Figure 2-4.

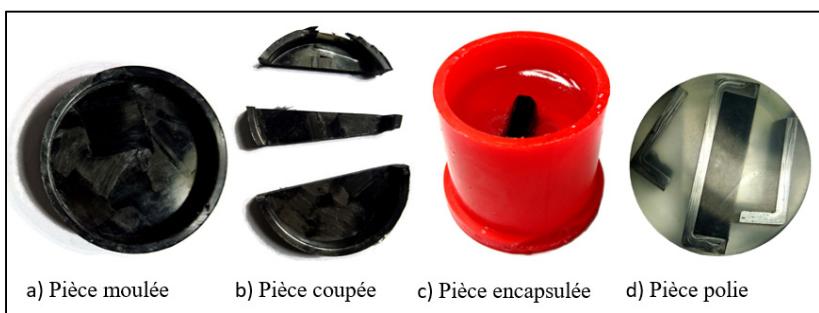


Figure 2-4 Processus de préparation des échantillons

Une fois les pièces moulées (Figure 2-4 a)) et coupées en échantillons (Figure 2-4 b)), elles sont encapsulées (Figure 2-4 c)) avec l'époxy Adtech (Marine 820 et Marine 824 ; ratio volumique de 5 :1) et polies (Figure 2-4 d)) selon la procédure présentée à l'ANNEXE V. Pour ce qui est de l'analyse, un microscope optique (Olympus GX51) a été utilisé.

Pour obtenir les images des sections reconstruites, les pièces composites, polies jusqu'à un fini de  $1\mu\text{m}$ , sont observées au microscope optique avec un grossissement de 50x. Toute la surface des pièces est inspectée, en prenant le soin de juxtaposer chaque image enregistrée. L'assemblage des images pour reconstituer l'intégralité de la pièce est effectué sur le logiciel Photoshop (version CC 2017) et est détaillé à l'ANNEXE VI. Afin d'évaluer les différentes pièces de façon microscopique, ces dernières sont balayées avec un grossissement accentué afin de trouver des modèles de formation de défauts propre à chaque paramètre de moulage.

### **2.1.6 Mesure de densité et de fractions volumiques**

La mesure de densité et de fractions volumiques, détaillée à l'ANNEXE VII, nécessite de sécher les composites selon la procédure D de la norme ASTM D5229. Par la suite, la norme ASTM D792 est utilisée afin de déterminer la densité du composite à l'aide de la méthode B en utilisant l'hexadécane comme liquide. Finalement, la procédure B de la norme ASTM D3171 est utilisée afin d'enlever la matrice des échantillons par digestion par acide et déterminer les fractions volumiques de chaque échantillon.

### **2.1.7 Mesure du taux de vide des pièces moulées**

Une fois la reconstruction des images effectuée, le module d'extension *Trainable Weka Segmentation* du logiciel ImageJ est utilisé pour analyser les images reconstruites par apprentissage automatique. Le taux de vide est obtenu pour chaque image à l'aide de la procédure présentée à l'ANNEXE VI. De plus, chaque test a été observé avec un appareil de microscopie électronique à balayage (MEB) analysant les électrons rétro-diffusés (Hitachi TM3000) afin de déterminer la taille moyenne des vides.

## **2.2 Résultats et analyses de l'effet des paramètres du procédé de moulage par compression**

Les combinaisons prometteuses sont présentées au Tableau 2-3. Les pièces en échec n'ont pas donné des résultats satisfaisants pour les considérer et les analyser en profondeur.

Tableau 2-3 Succès des paramètres de moulage par compression

Pression (MPa)	Température (°C)		Temps de résidence (minutes)	
	300	350	5	15
3,5	N.D.	Échec	N.D.	Échec
7,5	Échec	Réussite	Échec	Réussite
10,5	N.D.	Réussite	N.D.	Réussite
Cycles de relâchement avec tiges	N.D.	Réussite	N.D.	Réussite
Cycles de relâchement avec flocons	N.D.	Réussite	N.D.	Réussite

Il est souhaitable de réduire la pression, la température et le temps de résidence afin de minimiser les coûts de production. Les tests moulés à une pression de 3,5 MPa ne sont pas concluants, car la pression ne permet pas de former les raidisseurs en totalité. Les tests moulés à une température de 300°C présentent des tiges, lesquels sont restées majoritairement agglomérées dans leur forme initiale. Au contraire, la température de 350°C permet d'assurer un bon fluage des tiges. Les tests moulés avec un temps de résidence de 5 minutes ne laissent pas assez de temps aux tiges pour remplir complètement la cavité du moule. Avec 15 minutes, la pression appliquée permet un écoulement uniforme et une meilleure jonction entre les tiges. Il est à noter qu'il y a plusieurs résultats non disponibles (N.D.) dans ce tableau. Il y a peu d'intérêt à tester les résultats N.D., puisqu'au moins un des paramètres de ces combinaisons a obtenu un échec dans le cadre des paramètres testés. Bref, les tests « 7,5-350-15-T », « 10,5-350-15-T », « RP-T » et « RP-F » produisent des pièces adéquates.

### **2.2.1      Aspect macroscopique des pièces moulées**

Il y a des éléments qui se répètent pour toutes les pressions de moulage utilisées, comme l'éjecteur qui laisse une marque sur la pièce lors du démoulage. La Figure 2-5 présente des images macroscopiques des différents tests.

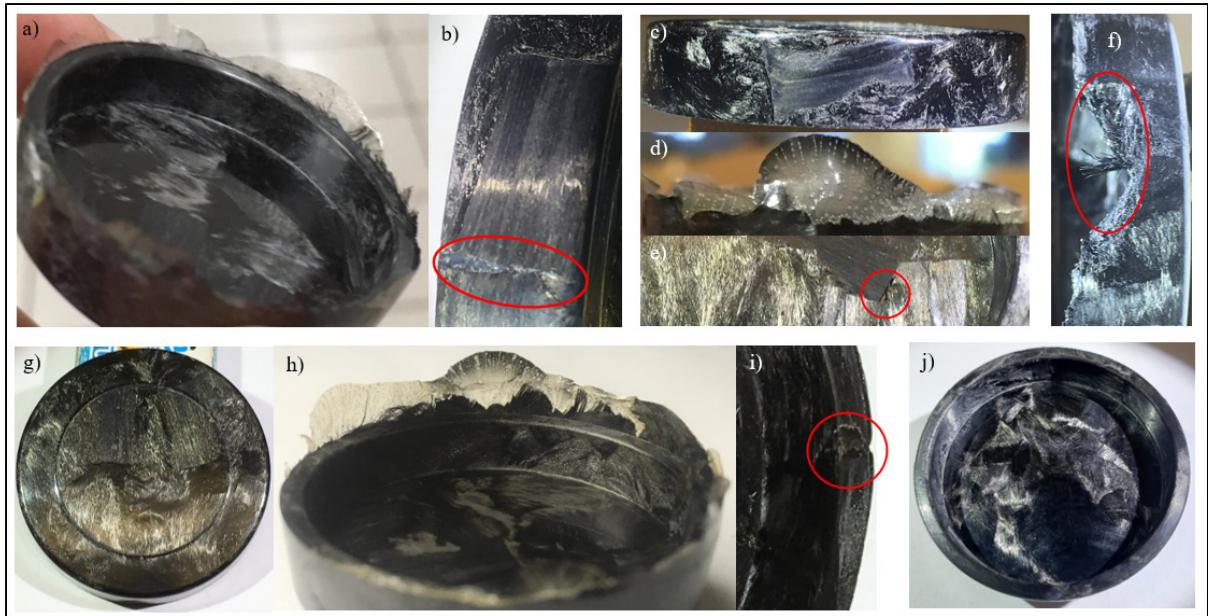


Figure 2-5 Exemples de Fluage du tests 7,5-350-15-T en a), de zone riche en résine du tests 7,5-350-15-T en b), de jonction de flocons du test 10,5-350-15-T en c), de Fluage du tests 10,5-350-15-T en d), de trou traversant du tests 10,5-350-15-T en e), de mauvais remplissage de raidisseur du test 7,5-350-5-T en f), d'aspect général du test RP-T en g), de fluage hors de la pièce du test RP-T en h), de mauvais remplissage de raidisseur du test RP-T en i) et d'aspect général du test RP-F en j)

Cette figure expose des problèmes rencontrés à différents intervalles et de façon plus ou moins importante selon les paramètres de moulage. Les images a), d), h) présentent les fluages à l'extérieur de la pièce pour différents tests. L'image b) est un exemple de zones riches en résine. L'image c) présente une tige étant restée agglomérée durant le moulage. L'image e) montre un trou traversant. L'image f) présente des fibres sèches. L'image g) et j) présentent le mélange du matériau obtenu après un cycle de relâchement composé de tiges en g) et de flocons en j). L'image i) montre un problème de remplissage dans le raidisseur. Le Tableau 2-4 résume l'aspect macroscopique des pièces moulées.

Tableau 2-4 Résumé de l'aspect macroscopique des pièces moulées

Observation	3,5-350-15-T	7,5-350-15-T	10,5-350-15-T	7,5-300-15-T	7,5-350-5-T	RP-T	RP-F
Aspect général des pièces	—	+	×	□	--	+	++
Remplissage de la pièce et de ses raidisseurs	—	+	×	□	--	+	++
Fluage hors de la pièce	++	+	×	□	++	—	—
Jonction entre les flocons	—	—	×	□	—	+	×
Zones riches en résine	—	—	×	++	+	+	+
Orientation des fibres	—	—	+	□	--	++	++
Présence de fibres sèches	×	×	×	—	—	+	+
Défauts récurrents	Manque de matière dans les raidisseurs / Mauvaise dispersion des fibres	Les flocons positionnés à plat conservent leur forme inchangée, tandis que ceux dans les raidisseurs ont des mouvements désordonnés.	Moins constant que 7,5-350-15-T. Certaines pièces ne présentent aucun défaut apparent, tandis que d'autres présentent des défauts obligeant leur rejet.	Aucune agglomération des flocons. Pièce non formée	Manque flagrant de matière dans les raidisseurs / beaucoup de trous traversants	Certains flocons restent amalgamés, mais moins de défauts apparents que les tests précédents. Répartition plus homogène des fibres.	Aucun défaut récurrent identifié.

Les critères évalués dans le tableau permettent d'identifier le test RP-F comme étant le plus prometteur d'un point de vue macroscopique. En effet, ce test présente des pièces sans défauts apparents sur toutes les pièces qui ont été moulées. En ce sens, très peu de vides sont visibles de façon macroscopique sur la surface des pièces. Les flocons ne cherchent pas à s'assembler en bout à bout, comme le font plus fréquemment les tiges. Au contraire, ils se superposent les uns sur les autres avec des angles variés, réduisant les soudures de résine pouvant se former. L'utilisation de flocons augmente la qualité de la pièce en comparaison aux tiges. De plus, les cycles de relâchement de pression ont un impact positif sur l'aspect visuel des pièces formées et permettent de bien remplir la totalité de la pièce en déplaçant et déformant les flocons. Cependant, les flocons jumelés aux cycles de pression semblent générer une quantité plus importante de fluage composée de fibres et de résine. L'aspect macroscopique est détaillé à l'ANNEXE VIII. Une description approfondie de chaque test, marqué comme réussi dans le Tableau 2-3, y est présentée.

## 2.2.2 Aspect microscopique des pièces moulées

Les sections des échantillons coupés sont reconstruites afin d'obtenir une vue d'ensemble de la formation de défauts. Certaines reconstructions sont présentées dans cette section accompagnée de microscopies spécifiques présentant des particularités propres aux moules. Quelques-unes de ces microscopies proviennent des reconstructions présentées, mais d'autres sont tirées de reconstructions non présentées. La Figure 2-6 présente des microscopies de certaines sections de pièces formées avec les paramètres du test 7,5-350-15-T. Dans la Figure 2-6, les images a) à c) ont été prises avant le polissage sur des surfaces extérieures de différentes pièces, tandis que les images d) à f) ont été prises sur des surfaces de coupes polies.

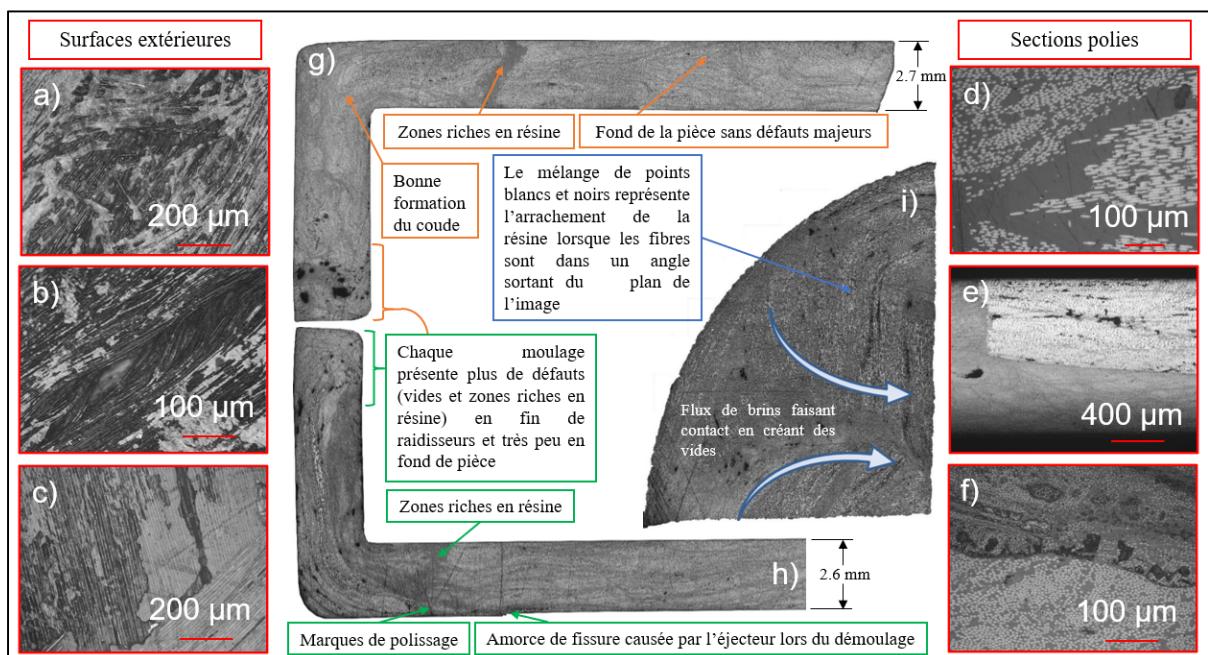


Figure 2-6 Reconstructions de coupes de pièces du test 7,5-350-15-T avec microscopies avant polissage en a), b) et c), microscopies après polissage en d), e) et f), coupes reconstruites en g) et h) et gros plan sur un coin de pièce en i)

À partir de la Figure 2-6, l'image a) présente un vide et des fibres tordues et brisées, relativement bien imprégnées, contrairement à l'image b) où les fibres sont sèches. L'image

c) présente la jonction entre deux tiges d'orientations différentes sur le plan. Il est possible de voir des fibres sèches avec la résine qui est restée collée sur le moule. L'image d) présente la jonction de fibres à angles similaires. L'image e) présente un joint entre deux tiges d'angles différents, dont l'angle hors du plan d'une de ces tiges favorise l'arrachement lors du polissage. L'image f) présente une zone riche en résine tout au long du joint entre deux tiges. Ces images et les reconstructions (images g), h) et i)) permettent d'identifier quatre points intéressants pour le test 7,5-350-15-T. D'abord, le fond plat des pièces moulées est généralement de très bonne qualité et ne présente pas de défauts majeurs. Deuxièmement, le fait d'avoir de grosses tiges et une petite épaisseur de pièce engendre des zones riches en résine qui s'étendent sur toute l'épaisseur de la pièce, risquant ainsi de réduire les propriétés mécaniques. Troisièmement, les vides se concentrent en fin de raidisseur. Le fait que tout l'air emprisonné se retrouve à cet endroit et le fait que la pression dans les raidisseurs est nettement inférieure qu'en fond de pièce sont les facteurs principaux. Finalement, le flux dans le coude semble être radial vers l'intérieur de ce dernier, comme si le changement de plan de moulage avait un effet de séparation entre le fond et le raidisseur. Dans le même ordre d'idées, la Figure 2-7 présente des microscopies de certaines sections de pièces formées selon le test 10,5-350-15-T.

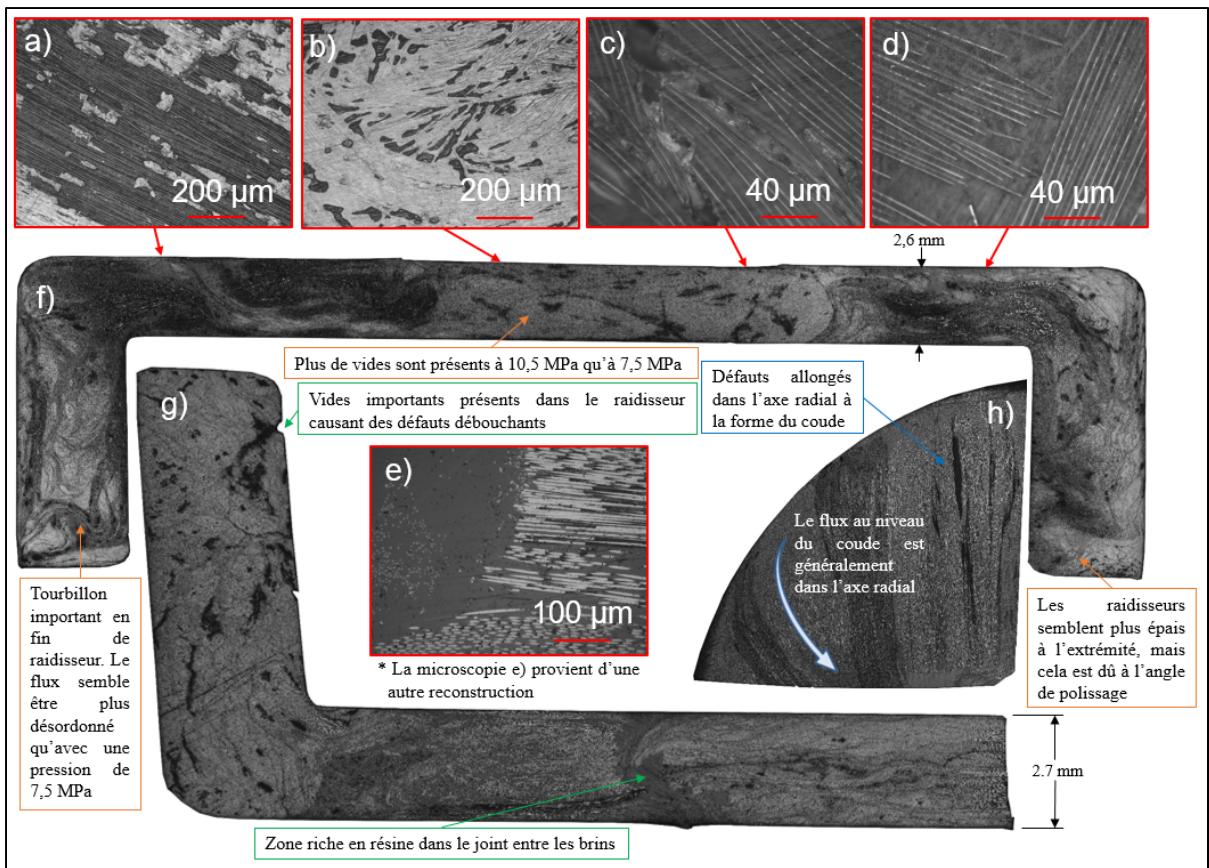


Figure 2-7 Reconstruction de coupes de pièces du test 10,5-350-15-T avec microscopies avant polissage en a), b), c) et d), microscopies après polissage en e), coupes reconstruites en f) et g) et gros plan sur un coin de pièce en h)

Dans la Figure 2-7, les images a) à d) ont été prises avant le polissage sur des surfaces extérieures de différentes pièces, tandis que l'image e) a été prise sur une surface de coupe polie. L'image a) présente des fibres alignées et relativement sèches, tandis que l'image b) présente des fibres tortueuses bien imprégnées. L'image c) présente un vide débouchant. L'image d) présente des fibres à angle perpendiculaire dont la jonction de résine ne présente pas de vides. L'image e) présente une définition claire entre des amas de fibres à angle différent, dont celui le plus perpendiculaire au plan de polissage favorisant l'arrachement. Encore une fois, quatre points peuvent être notés à la suite de cette expérience. D'abord, le flux au niveau du coude est encore une fois souvent présent et suit la même direction que lors du moulage à 7,5 MPa. Ensuite, tous les échantillons analysés sont beaucoup plus désordonnés dans le déplacement des fibres. Cela peut être causé par la pression plus élevée

dont l'augmentation se fait en peu de temps. Troisièmement, il y a encore présence de zones riches en résine faisant toute l'épaisseur du fond. Ayant des tiges de diamètre plus élevé que le fond de la pièce, leurs occurrences sont fréquentes. Finalement, il semble y avoir plus de vide dans les pièces moulées à 10,5 MPa qu'à 7,5 MPa.

Les moussages à 7,5 MPa et à 10,5 MPa sont très similaires. À 10,5 MPa, il semble y avoir plus de turbulence dans les fibres et le taux de vides semble augmenter. Les défauts présents à 7,5 MPa sont aussi présents à 10,5 MPa. Pour la rapidité d'exécution et le dimensionnement de l'équipement, le mouillage à 7,5 MPa est favorisé face aux moussages à 10,5 MPa. Le cycle de relâchement de pression est ensuite évalué et présenté, à l'aide de reconstructions de sections de pièces formées selon le test RP-T, à la Figure 2-8. Encore une fois, dans la Figure 2-8, les images a) à c) ont été prises avant le polissage sur des surfaces extérieures de différentes pièces, tandis que les images d) à f) ont été prises sur des surfaces de coupes polies.

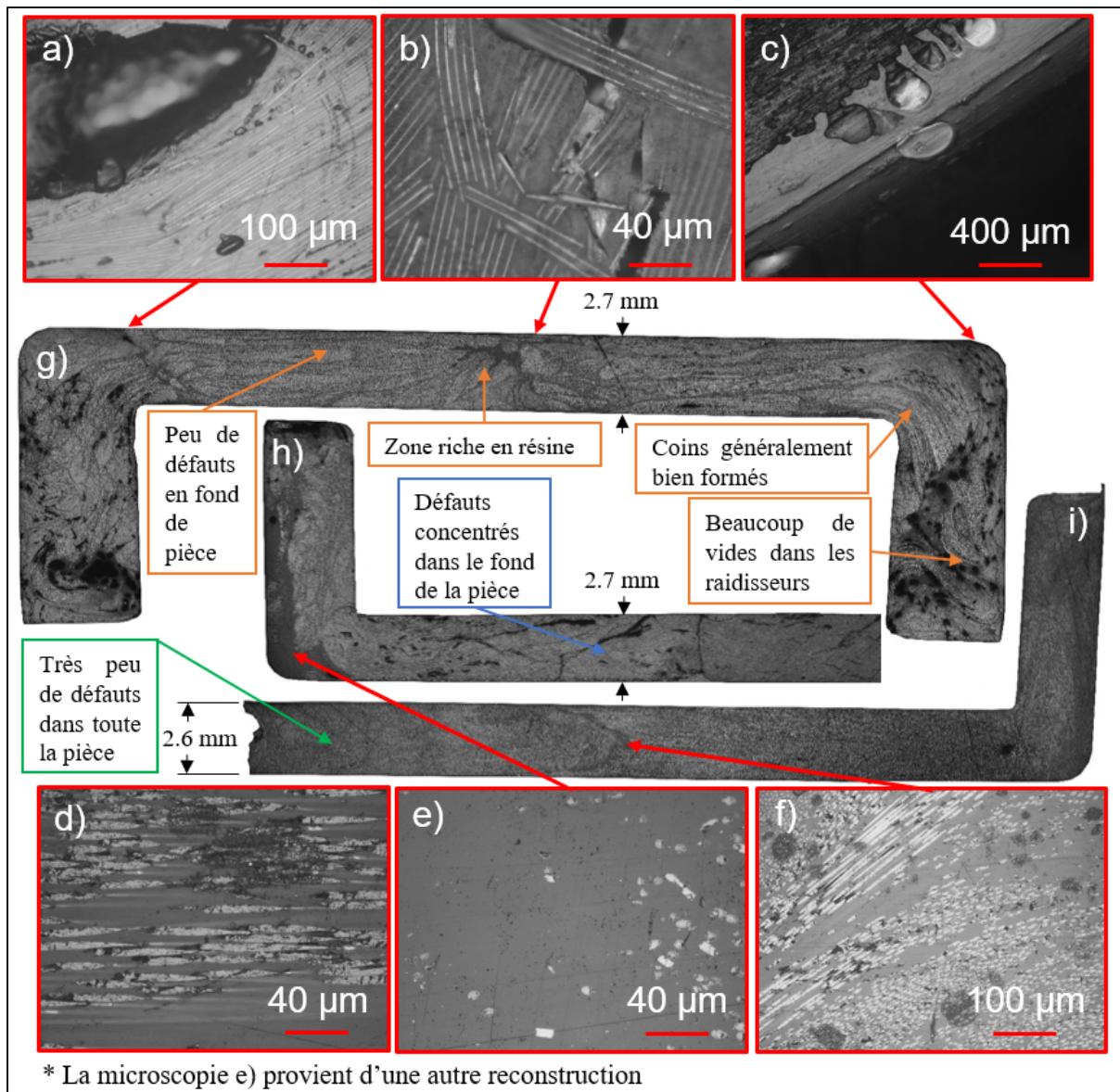


Figure 2-8 Reconstructions de coupes de pièces du test RP-T avec microscopies avant polissage en a), b) et c), microscopies après polissage en d), e) et f) et coupes reconstruites en g), h) et i)

Dans la Figure 2-8, l'image a) présente une bulle d'air emprisonnée lors du refroidissement de la pièce. L'image b) expose une amorce de fissure de surface. L'image c) présente le pourtour extérieur d'une pièce recouvert d'un excédent de résine. L'image d) montre l'arrachement de résine qui se fait lors du polissage avec des fibres parallèles au sens de polissage, contrairement à l'image e), qui ne présente pas d'arrachement avec des fibres

perpendiculaires au sens de polissage. L'image f) présente plusieurs amas de fibres de différents angles qui se fusionnent de façon uniforme avec des jonctions riches en résine. Pour ce moulage, quatre points peuvent aussi être notés. D'abord, contrairement aux autres moulanges, le flux au niveau du coude ne présente pas de direction préférentielle. Ensuite, dans tous les échantillons analysés, il est beaucoup plus difficile d'identifier le début et la fin des tiges initialement utilisées. En effet, elles semblent se mélanger de façon plus homogène. Troisièmement, il n'y a plus de zones riches en résine faisant toute l'épaisseur du fond grâce au mélange important causé par le cycle de relâchement. Finalement, il semble y avoir plus de vide dans les pièces fabriquées avec le cycle de relâchement qu'avec 7,5 MPa uniquement, mais moins qu'avec 10,5 MPa uniquement.

Avec le moule actuel, il y a peu d'ouvertures prévues pour laisser passer l'air mis à part le jeu entre le moule mâle et femelle. Le moule utilisé avec un cycle de relâchement doit avoir assez de trappes pour laisser s'échapper l'air poussé lors de chaque mise en pression. La Figure 2-9 présente l'aspect microscopique général des pièces formées de flocons avec le test RP-F.

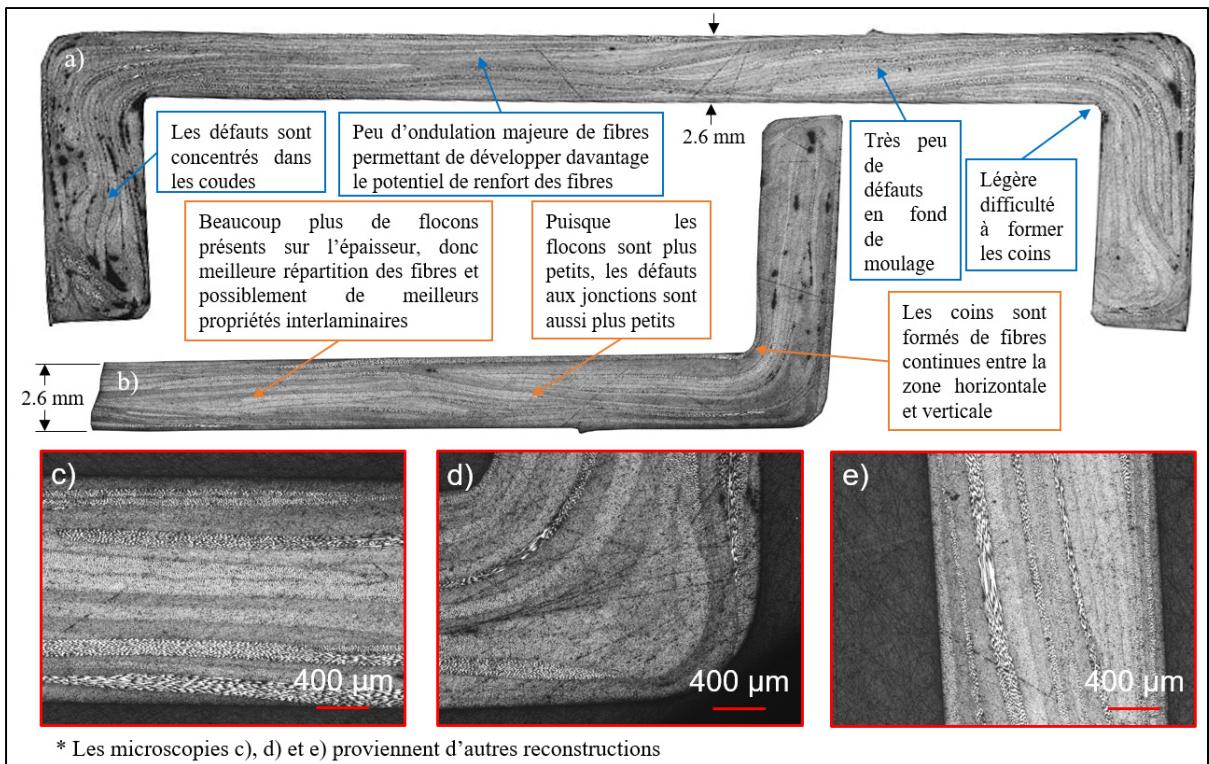


Figure 2-9 Reconstructions de coupes de pièces du test RP-F en a) et b) et microscopies après polissage en c), d) et e)

La Figure 2-9 c) montre que l'empilement des flocons génère peu de vides et permet d'avoir des fibres positionnées de façon beaucoup plus aléatoire, ayant une plus grande couverture angulaire dans le plan de moulage. Les Figures 2-9 d) et e) montrent que les flocons gardent une certaine intégrité lors de la formation du rayon et des raidisseurs. Cela permet d'avoir une continuité entre la section verticale circulaire et celle horizontale lors du moulage. Aussi, les fibres ont peu tendance à se tordre, elles ont une forme linéaire. La génération de défauts et le taux de vide semblent être accentués avec les tiges en comparaison aux flocons pour les cycles de relâchement de pression. En effet, de petits copeaux facilitent la consolidation, en raison d'une distribution initiale plus uniforme, ainsi que d'un réarrangement et d'un emboîtement plus efficace une fois la pression appliquée. De plus, pour une charge donnée, les flocons forment un milieu poreux plus perméable et offrent moins de résistance à l'écoulement de la résine (Wu et al., 2018). Donc, puisque chaque tige possède une masse et

un volume élevé, il y a généralement plus de défauts lors du moulage (présence de vides accrus, mauvaise jonction de flocons, zones riches en résine plus grosses, etc.).

### 2.2.3 Mesures de densité, de fractions volumiques et de taux de vide

Une comparaison des densités et des fractions massiques et volumiques des combinaisons prometteuses est effectuée et présentée dans le Tableau 2-5.

Tableau 2-5 Mesures de densité et de fractions massiques et volumiques pour les différents tests effectués

Mesures	Test 7,5-350-15-T		Test 3 10,5-350-15-T		Test RP-T		Test RP-F	
	Moyenne	Écart-type	Moyenne	Écart-type	Moyenne	Écart-type	Moyenne	Écart-type
$\rho_{\text{composite}}$ (kg/cm <sup>3</sup> )	1534,3	8,9	1565,4	16,9	1578,4	4,8	1572,2	7,3
F <sub>m,fibres</sub> (%)	71,8	3,7	68,3	2,4	70,3	4,0	69,6	3,5
F <sub>v,fibres</sub> (%)	61,5	2,7	59,5	1,4	62,0	3,7	61,9	3,0

\* La densité de la fibre AS4 est de 1790 kg/cm<sup>3</sup> et celle de la matrice PEI est de 1270 kg/cm<sup>3</sup>

La pression exercée et la densité semblent varier proportionnellement, car le fluage vers l'extérieur de la pièce est plus important et il est principalement composé de matrice. En ce qui concerne la masse et le volume de fibres dans le composite, aucune différence importante n'est notable entre chaque test. Ensuite, le taux des vides a été mesuré par microscopie d'échantillons polis et présentés à la Figure 2-10 pour chacune des pressions utilisées.

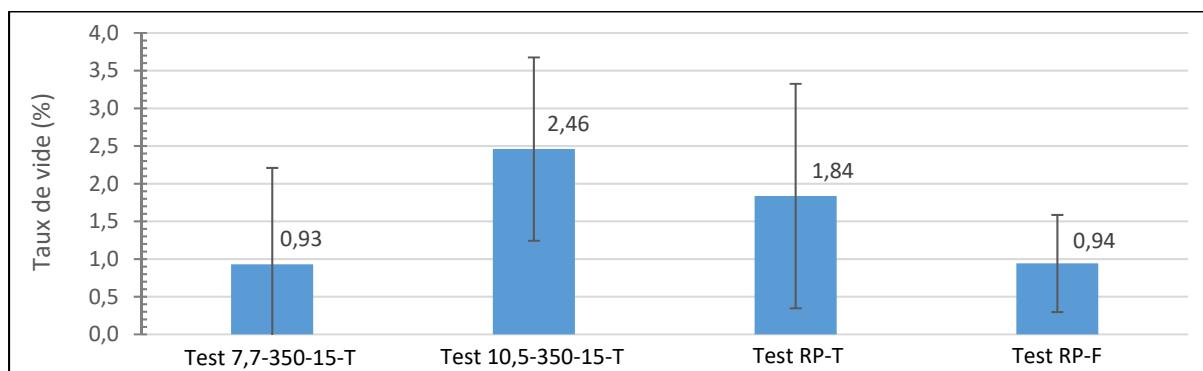


Figure 2-10 Taux de vides pour chaque combinaison de paramètres utilisée

Les taux de vides mesurés pour chaque test présentent un écart-type relativement grand ne permettant pas de conclure si une série de paramètres en particulier réduit le taux de vide. Cependant, les pièces moulées selon le test RP-F sont beaucoup plus constants et ce sont ceux qui ont la moyenne la plus basse avec le test 7,5-350-15-T. Ensuite, avec les images obtenues au MEB, il a été déterminé que la dimension des vides est inférieure à 700 µm pour les pièces moulées avec des tiges et inférieure à 500 µm pour les pièces moulées avec des flocons.

### **2.3 Conclusion concernant le développement du procédé de moulage par compression**

Après avoir conduit ces expériences sur un moule « test », il est possible de conclure que le procédé de moulage par compression de composites thermoplastiques ROS est sensible à la variation de forme et de courbures dans la pièce. La position de la pièce en fonction de l'axe de moulage doit être bien choisie afin de réduire les défauts inhérents. Pour ce type de pièce, le moulage avec les cycles de relâchement de pression à 350°C pendant 15 minutes avec des flocons est le plus prometteur. En ce sens, ces paramètres semblent d'un point de vue macroscopique et microscopique générer des pièces mieux réussies. En effet, le fait d'avoir une quantité élevée de petits flocons, contrairement à quelques tiges, augmente la dispersion du matériau dans le moule, créant un positionnement plus uniforme et linéaire des fibres. Les flocons produisent une microstructure qui s'apparente plus aux composites à fibres continues que les tiges. Cela réduit les défauts, tels que les vides et les tourbillons de fibres dans la pièce. La transition entre le fond des pièces et leur raidisseur est comblée par des flocons épousant entièrement le rayon de courbure. Pour ce qui est du taux de vides, cette configuration présente une valeur inférieure à 1% avec le plus faible écart type.



## **CHAPITRE 3**

### **EFFETS DES PARAMÈTRES GÉOMÉTRIQUES DU MATÉRIAUX UTILISÉ SUR LES PROPRIÉTÉS MÉCANIQUES**

Dans ce chapitre, des plaques faites de flocons et de tiges de composites de CF/PEI sont moulées en faisant varier leur longueur, leur forme et leur alignement afin d'identifier, par des tests de traction provenant d'échantillons coupés sur les plaques, la meilleure combinaison pour le démonstrateur. Les échantillons sont caractérisés pour obtenir leurs propriétés mécaniques. Pour ce faire, les manipulations seront décrites, puis les résultats seront analysés et une conclusion sera émise sur le matériau à utiliser pour le démonstrateur.

#### **3.1        Manipulations et méthodologie**

##### **3.1.1      Détermination des propriétés du matériau sélectionné**

Lorsque des pièces sont formées de flocons disposés aléatoirement, une isotropie dans le plan X (1), Y (2), qui est perpendiculaire à l'axe de moulage, peut être utilisée comme modèle simplifié pouvant être implémenté dans un logiciel de simulation numérique, tel que SolidWorks Simulations 2020. Il est à noter que la conception des pièces est généralement faite de façon à solliciter les directions 1 et 2 principalement. En ce sens, la direction Z (3) possède des propriétés inférieures aux deux autres directions. Afin d'avoir une vue d'ensemble des propriétés pouvant être atteintes avec ces composites, un récapitulatif des propriétés mécaniques obtenues dans la littérature est présenté à l'ANNEXE IX. Il a été utilisé pour émettre les hypothèses concernant les propriétés du matériau composite ROS utilisé dans le Tableau 3-1.

.

Tableau 3-1 Valeurs estimées et recherchées des propriétés mécaniques du composite

Propriété	Direction	Valeur	Unité	Acquisition	Aluminium EN AC-43400 (MakeItFrom)
Module d'Young $E_1$	Direction 1 et 2	À déterminer	GPa	ASTM D3039	72
Module d'Young $E_3$	Direction 3	5*	GPa	ANNEXE IX	72
Coefficient de Poisson $\nu_{12}$	Direction 1 et 2	0,31*	N.A.	ANNEXE IX	0,33
Coefficient de Poisson $\nu_{23}$	Direction 3	0,31*	N.A.	ANNEXE IX	0,33
Module de Cisaillement $G_{12}$	Direction 1 et 2	12	GPa	ANNEXE IX	27
Densité	N.A.	1,572	kg/cm <sup>3</sup>	Section 2.2.3	2600
Limite d'élasticité	Direction 1 et 2	N.A.	MPa	N.A.	160
Résistance à la traction	Direction 1 et 2	À déterminer	MPa	ASTM D3039	270
Résistance au cisaillement	Direction 1 et 2	144	MPa	ANNEXE IX	180

\* Puisque aucune valeur de CF/PEI n'est disponible, le  $\nu$  moyen de la littérature, variant entre 0,28 et 0,35, et le  $E_3$  moyen de la littérature, variant entre 3 et 9, sont utilisés.

Tel que présenté dans le tableau, le module d'Young  $E_1$  et la résistance à la traction seront mesurés dans ce chapitre.

### 3.1.2 Plan d'expérience de la préparation du matériau et des tests mécaniques

D'abord, le séchage et le conditionnement à l'ambiant des tiges ont été mesurés afin d'évaluer les durées nécessaires de préparation et le temps alloué avant le moulage. Ensuite, le matériau est utilisé sous les deux formes présentées à la section 2.1.2. Il est nettoyé et séché avant d'être moulé sous forme de plaques, qui ont été coupées pour former les échantillons à tester. Le Tableau 3-2 présente le nombre d'échantillons utilisés, ainsi que leur description, pour chaque test différent.

Tableau 3-2 Type et nombre d'échantillons analysés par tests

Description des échantillons testés	Nombre d'échantillons testés et condition de test (Nom de chaque série d'échantillons)	
	ASTM D3039	Nettoyage, séchage et conditionnement
Tiges vierges (1 échantillon = 14 flocons)	N.A.	5
Flocons sous forme d'échantillons	Longueur 12 mm / Positionnement aléatoire	5 (PI-12-A)
	Longueur 25 mm / Positionnement aléatoire	6 (PI-25-A)
	Longueur 50 mm / Positionnement aléatoire	6 (PI-50-A)
	Longueur 50 mm / Positionnement aligné @ 0°	5 (PI-50-UD)
Tiges sous forme d'échantillon	Longueur 50 mm / Positionnement aléatoire	4(C-50-A)

D'abord, l'effet du séchage des échantillons est exploré. Ensuite, les trois éléments principaux à évaluer selon leur effet sur les propriétés mécaniques sont la longueur, l'alignement et la forme du matériau utilisé. La longueur varie entre 12, 25 et 50 mm, l'alignement varie entre aléatoire et aligné, tandis que la forme variera entre des flocons et des tiges pultrudées. Il est à noter que pour les flocons de 25 et 50 mm de long, leur largeur est de 12 mm.

### 3.1.3 Conception des plaques pour les tests mécaniques

Un moule a été fabriqué afin de mettre en forme des plaques dont le matériau peut être positionné aléatoirement. Ces dernières ont un rapport d'aspect entre leur longueur et leur largeur de 3 : 11. La Figure 3-1 montre le modèle de coupe des plaques.

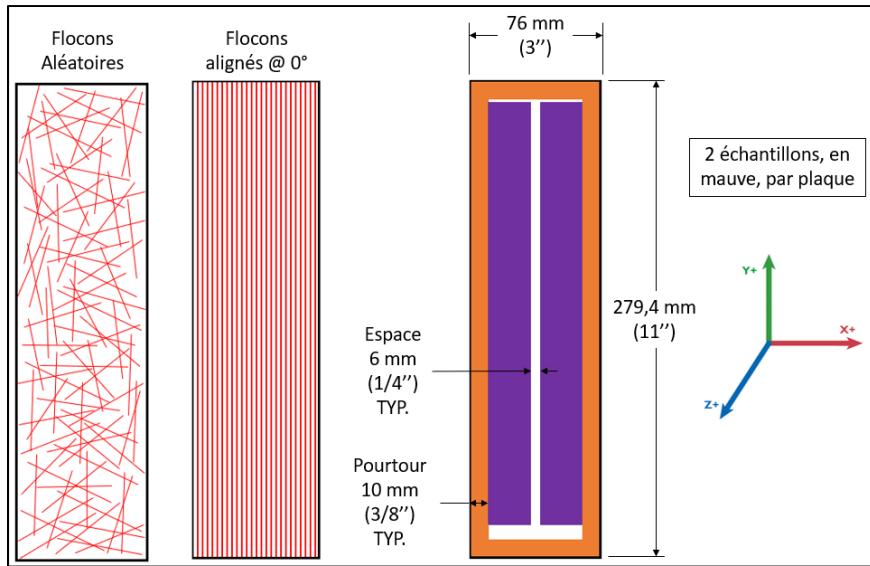


Figure 3-1 Plaques moulées selon l’alignement des flocons et plan de coupe d’échantillons des tests mécaniques

Les échantillons des tests ASTM D3039 ont des dimensions de 250 x 25 mm. La dimension des plaques est de 76 mm (3") x 279,4 mm (11"). Le moulage des plaques ( $21\ 234,4\ mm^2$ ) à 10,5 MPa nécessite une presse de capacité de 23 tonnes. La Figure 3-2 montre le moule conçu selon les dimensions de plaques.

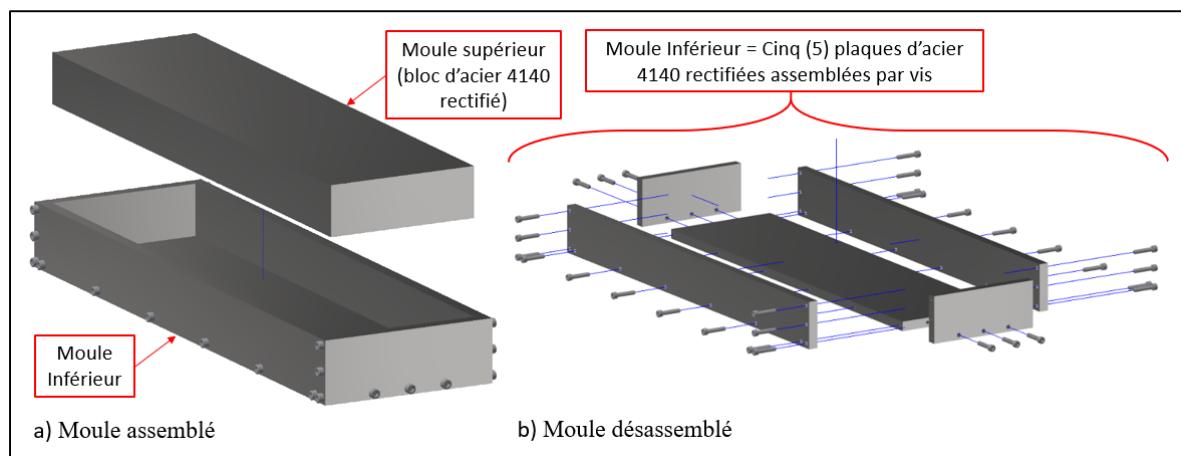


Figure 3-2 Moule pour les plaques servant aux échantillons

La conception permet une fabrication simplifiée et un démoulage facile grâce au désassemblage des 4 côtés.

### **3.1.4 Préparation des flocons avant le moulage par compression**

Afin de minimiser les défauts internes des pièces fabriquées, il est important de contrôler l'humidité du matériau avant le moulage, considérant que le PEI est fortement hygroscopique. Les effets du nettoyage, du séchage et le délai maximal lors du conditionnement à l'ambiant sont observés. Afin d'y arriver, le matériau est d'abord nettoyé par rinçage avec de l'eau à trois reprises. Puis, le temps de séchage nécessaire des tiges est mesuré sur 5 échantillons de 14 tiges de 12 mm de long où la variation de masse dans le temps pendant un séchage à 100°C sous vide est mesurée. Les intervalles de mesure sont les suivants : 4h 30 minutes pour le premier 24h, 12h pour le second 24h, puis tous les 24h. Lorsque l'échantillon est prélevé pour la pesée, il est refroidi dans un dessiccateur et la condensation est essuyée avant de le peser sur la balance analytique. La masse a été mesurée à l'aide d'une balance de précision à  $10^{-4}$ g et les échantillons étaient sortis de l'étuve pendant moins de 30 minutes à chaque mesure. Dans le même ordre d'idées, le délai de reprise d'humidité des tiges à l'ambiant est évalué. Pour ce faire, la variation de masse est calculée sur des échantillons séchés jusqu'à atteindre le plateau précédemment défini, puis laissés à l'ambiant (24 °C et 45 % d'humidité).

### **3.1.5 Moulage par compression**

Le moulage des plaques est effectué selon les recommandations émises au CHAPITRE 2 et présenté en détail dans l'ANNEXE IV. Pour fabriquer des plaques d'épaisseur de 2,5 mm, tel que demandé dans la Table 2 de la norme ASTM D3039, la masse de matériau nécessaire est de 83,56 g. Dans ce chapitre, les paramètres de moulage des tests RP-T et RP-F sont employés selon le matériau utilisé. Une fois les plaques moulées, les échantillons des différents tests sont coupés par jet d'eau (Flow, Mach500) aux dimensions désirées.

### 3.1.6 Évaluation des propriétés de tension des échantillons

Pour évaluer les propriétés de tension des échantillons, le test ASTM D3039 est employé. Ce test permet de mesurer, entre autres, le module d'élasticité ( $E$ ), la résistance de traction ( $\sigma_t$ ) et l'elongation à la rupture ( $\epsilon_u$ ). L'échantillon est placé entre les mords d'une machine de traction (MTS Alliance RF/200, cellule de charge 200 kN) et est soumis à un déplacement constant à 2 mm/min alors que la force nécessaire pour générer ce déplacement est mesurée. Pour suivre la déformation de l'échantillon, un extensomètre est utilisé (MTS 634.25E-25, longueur de jauge de 50.8 mm). L'ANNEXE X décrit en détail la préparation des échantillons avec les talons utilisés, la procédure de test et les calculs permettant d'interpréter les résultats.

## 3.2 Résultats

### 3.2.1 Résultats du séchage et du conditionnement des flocons

En utilisant la méthodologie présentée à la section 3.1.4, la perte et la reprise de masse des échantillons en fonction du temps sont obtenues et présentées à la Figure 3-3.

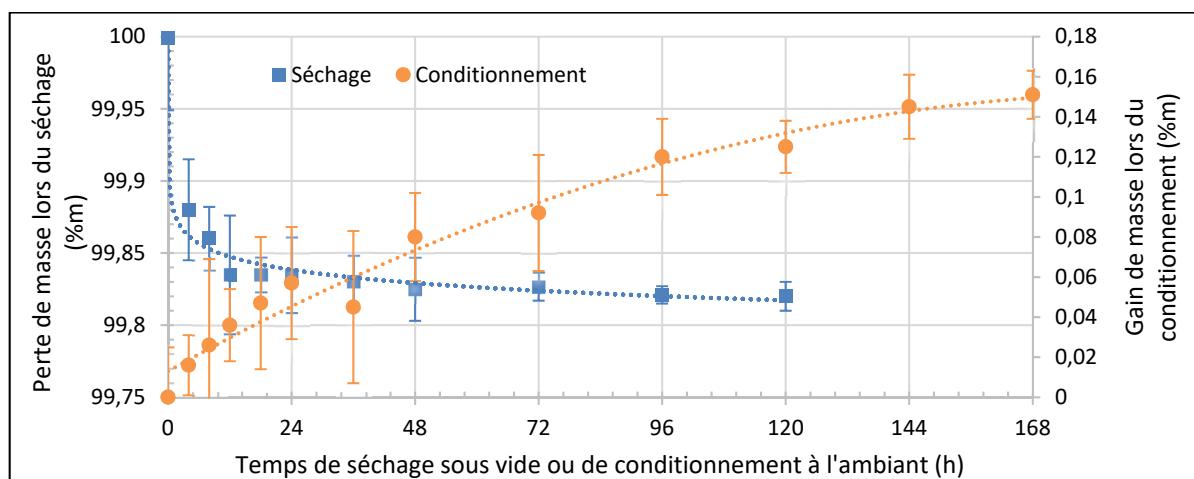


Figure 3-3 Temps de séchage et de conditionnement des tiges à 100°C

La courbe de séchage présente une masse initiale définie à 100% qui décroît jusqu'à un plateau à environ 99,82% de la masse initiale, représentant une perte de 0,18% d'humidité. Il faudra donc effectuer un séchage de 48h à 100°C sous vide. Ensuite, afin de déterminer combien de temps les flocons peuvent être gardés à l'ambiant avant d'être utilisés, la variation de masse sur les échantillons préalablement séchés, lorsqu'ils sont placés à l'ambiant, est évaluée et présentée avec la courbe « Conditionnement ». La valeur maximale de l'ordonnée à droite sur le graphique correspond à la variation de masse initialement perdue au terme du séchage sous vide. (0,18%). Il est possible d'observer que les flocons ne peuvent rester que peu de temps à l'ambiant avant d'être utilisés, car en 24h, il y a reprise de 30% de l'humidité initiale, et en 48h, elle est de 40%. À la suite des résultats, le temps de conservation des tiges conditionnées avant d'être utilisées doit être inférieur à 12h.

### **3.2.2 Effet de la longueur, de l'alignement et de la forme des flocons**

La fabrication des plaques a permis d'identifier quelques points intéressants concernant le moulage avec les tiges de 50 mm aléatoires. D'abord, il est très difficile de générer un positionnement aléatoire des tiges. En effet, leur forme cylindrique fait en sorte que, lorsque superposées, les tiges supérieures roulent sur celles inférieures et des groupes de tiges finissent par être côte à côte sur le moule inférieur en suivant un alignement identique, tel que présenté à la Figure 3-4 a). De plus, les plaques formées avec les tiges semblent présenter des contraintes résiduelles élevées, représentées par des déformations importantes, tel que présenté à la Figure 3-4 b). Au contraire, les plaques formées de flocons montrent des dispositions de flocons nettement plus aléatoires en surface et des déformations beaucoup moins importantes.

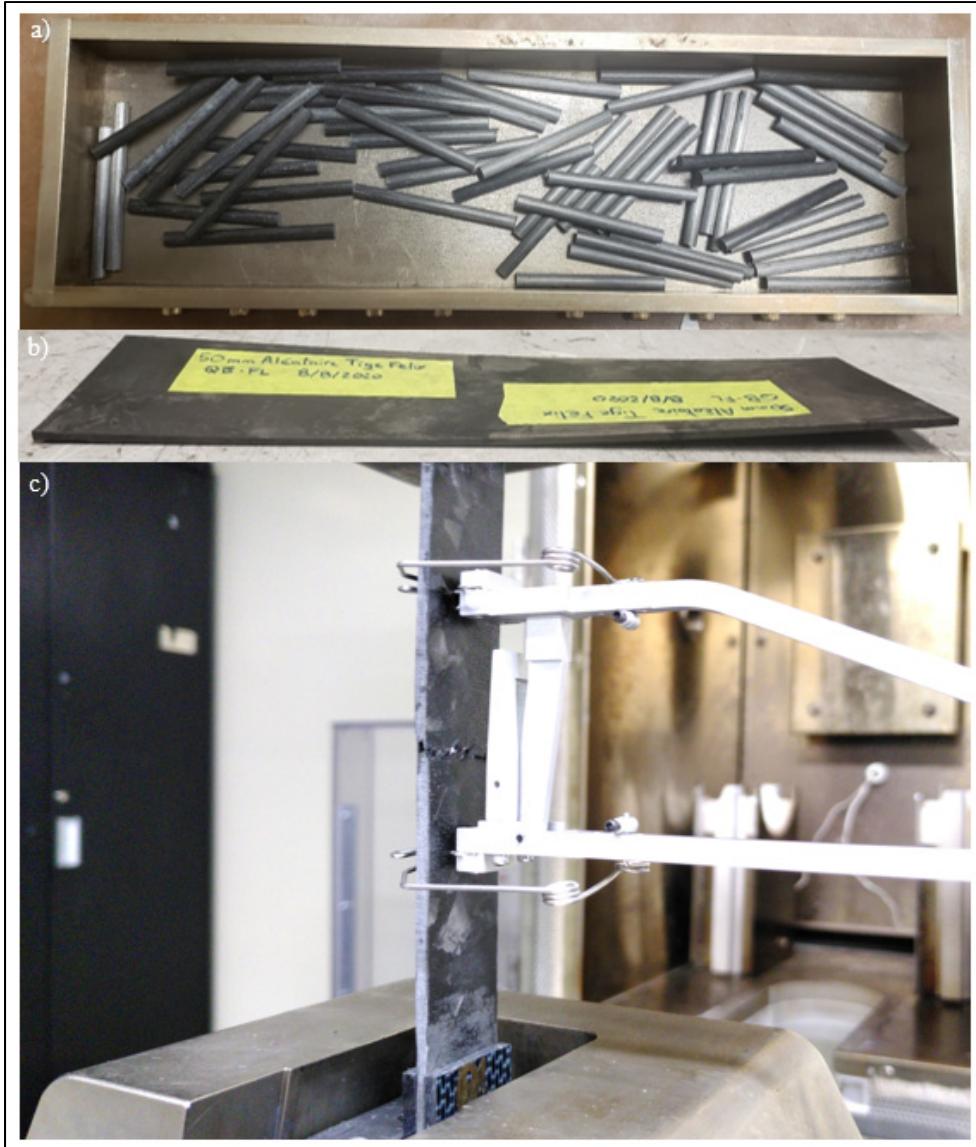


Figure 3-4 Remplissage du moule de plaque avec les tiges en a), contraintes résiduelles de la plaque formée avec les tiges en b) et test de traction sur éprouvette en c)

La Figure 3-4 c) présente aussi un échantillon dans la machine de traction après rupture. Il est possible d'observer les talons collés à l'échantillon et l'extensomètre en position. Un autre phénomène peut être identifié une fois les tests de traction conduits. Lors des tests de traction des échantillons PI-50-A et PI-50-UD, plusieurs échantillons ont résisté à des valeurs de résistance à la traction supérieures à la résistance au cisaillement de la colle utilisée pour coller les talons. Les tests ont été reconduits sans talons et en utilisant du papier sablé

d'usinage de 120 grains au pouce disposé entre les mors et les échantillons. De plus, chaque échantillon conserve un degré d'intégrité après le test et les parties inférieure et supérieure de la fissure restent attachées ensemble.

Chaque configuration de tests de traction présente une pente constante, permettant d'identifier une courbe de tendance linéaire avec un coefficient  $R^2$  supérieur à 95% représentant la moyenne de tous les tests conduits. La valeur de pente de ces courbes est utilisée pour définir le module de chaque configuration. Cette méthode est conservatrice par rapport à celle présentée dans la norme ASTM D3039. Ces courbes sont présentées à la Figure 3-5.

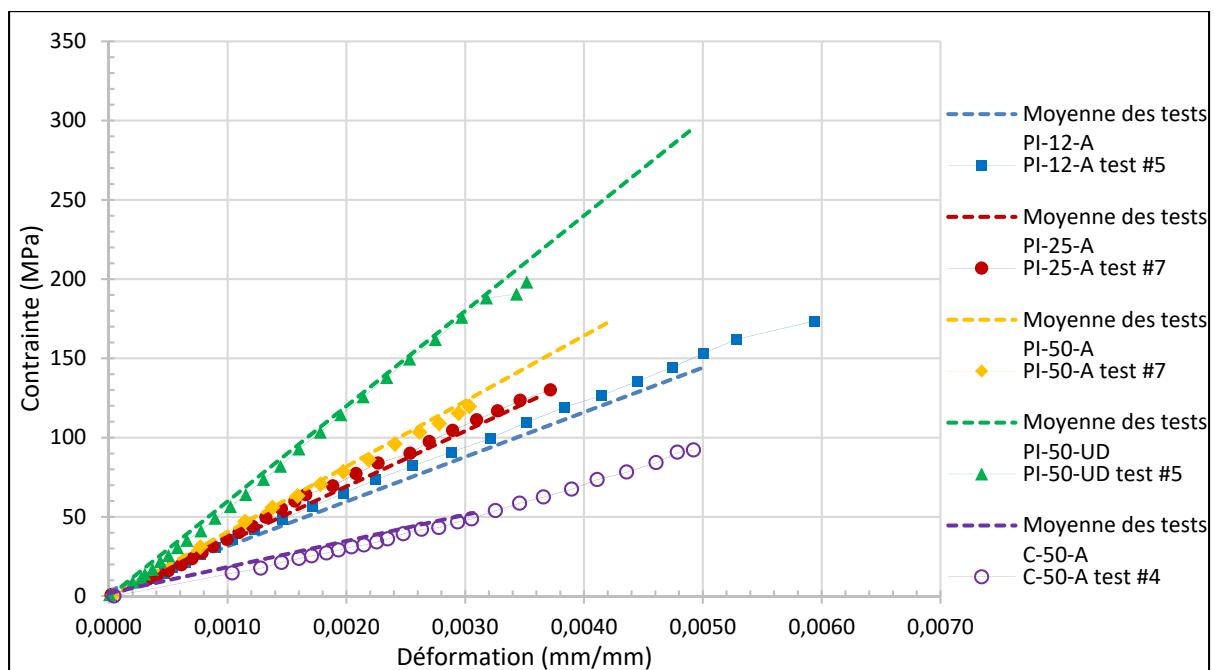


Figure 3-5 Courbe de tendance de la contrainte en fonction de la déformation pour les différentes configurations

Les courbes présentées dans la Figure 3-5 permettent de conclure que toutes les courbes de contraintes-déformation sont linéaires et que le matériau se rompt dans un comportement fragile. De plus, l'augmentation de la longueur des flocons affecte peu la résistance à la rupture. Cependant, la pente étant plus abrupte avec des longueurs plus élevées, le module

d'Young semble être amélioré en augmentant la longueur des flocons. Ensuite, le fait d'aligner les flocons de façon préférentielle dans la direction de traction, même s'ils sont discontinus, augmente de façon significative la contrainte à la rupture et le module d'Young. Finalement, l'utilisation des tiges est fortement déconseillée, car la contrainte à la rupture et le module sont beaucoup plus faibles. Les tiges de surface transversale importante causent d'avantages de contraintes résiduelles. De plus, ils fluent difficilement lors du moulage et, généralement, une seule tige est présente dans l'épaisseur de la plaque, contrairement au pré imprégné dont une multitude de flocons sont superposés sur l'épaisseur. Ces résultats sont similaires aux observations de plusieurs auteurs cités à la section 1.2.4. Toutes les courbes des différents tests sont présentées en détail à l'ANNEXE XI. La Figure 3-6 compare le module d'Young des différentes configurations avec l'aluminium (MakeItFrom, 2021) et un composite continu QI.

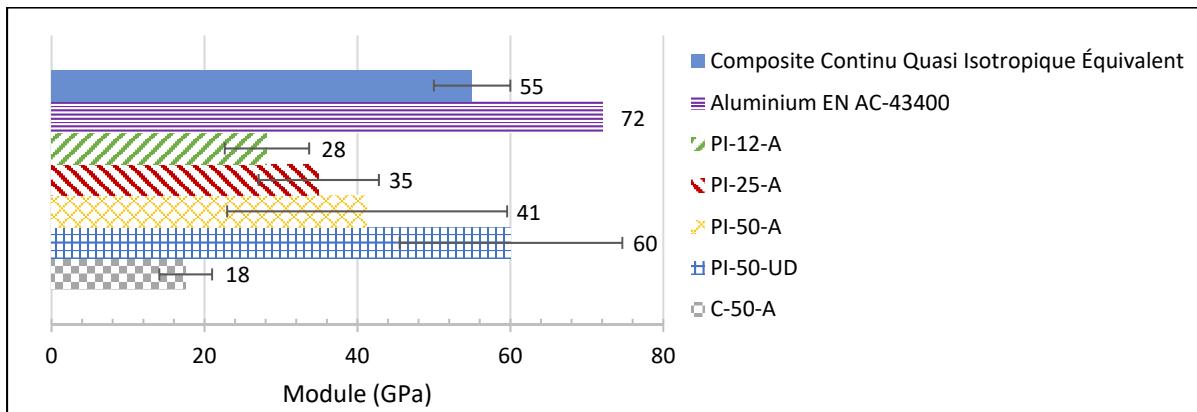


Figure 3-6 Comparaison du module d'Young des différentes configurations de plaques

En ce qui a trait au module d'Young, les composites ROS ont une valeur au moins supérieure à 50 % à celle du composite à fibres continues QI équivalent. Cependant, la littérature indique qu'elle serait entre 75 % et 100 % (Swaroop B Visweswaraiah et al., 2018). Pour arriver une valeur de 100 %, il faut aligner les fibres. Cependant, les résultats obtenus sont beaucoup plus variables qu'avec des flocons disposés de façon aléatoire. La Figure 3-7 compare la résistance à la rupture des différentes configurations avec l'aluminium et un composite continu QI formé du même matériau.

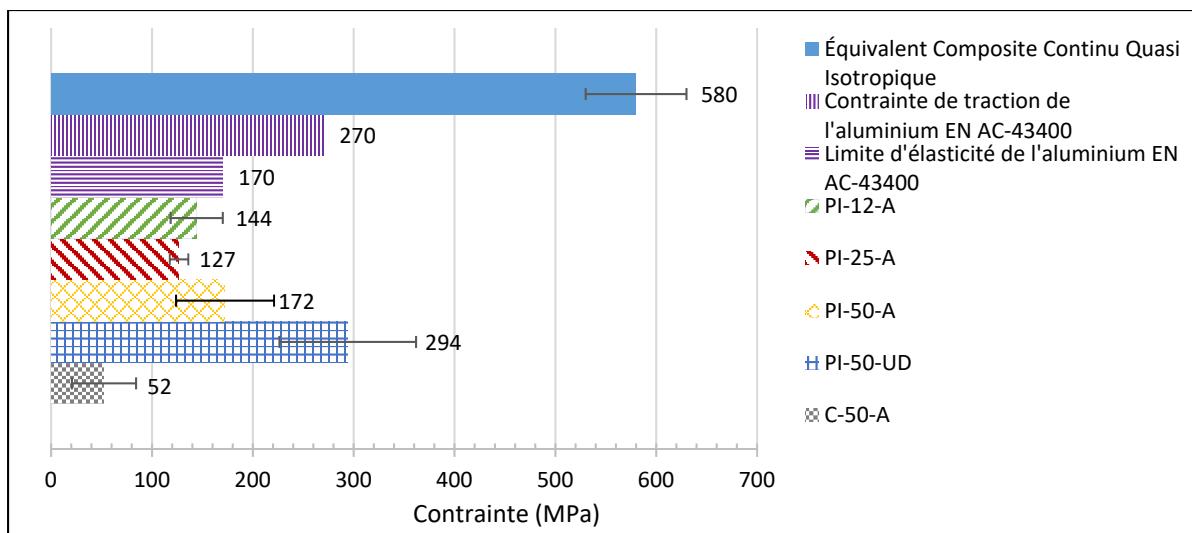


Figure 3-7 Comparaison de la résistance à la rupture des différentes configurations plaques

Dans la Figure 3-6 et Figure 3-7, le composite à fibres continues QI est tiré de la fiche technique du produit Toray Cetex® TC1000 Premium PEI (Toray, 2021). Il est possible de remarquer que les composites ROS ont des valeurs de résistance à la traction avoisinant la limite élastique de l'aluminium. Par contre, leur valeur est d'environ 25% de ce qui est atteignable avec le composite continu. La littérature expose des valeurs entre 15 % et 70 % (Swaroop B Visweswaraiah et al., 2018). Encore une fois, dans les tests conduits, seulement les pièces formées de flocons alignés présentent des résistances situées dans la limite moyenne-supérieure des valeurs de la littérature. Ce qui pourrait expliquer ces écarts est le fait que le composite QI utilisé pour la comparaison n'a pas été moulé dans les mêmes conditions et selon les mêmes paramètres qu'avec les échantillons faits en laboratoire à l'ETS. Il est à noter que tout comme ce qui a été trouvé dans la littérature (Sommer et al., 2020), tant les résultats de module que de résistance obtenus ont des écarts-types importants.

### 3.3 Discussions et recommandations

Ce chapitre a permis de caractériser les différents paramètres modifiables du matériau afin d'identifier la combinaison qui sera utilisée pour le démonstrateur. D'abord, la forme des flocons a un impact crucial. La surface perpendiculaire aux fibres du flocon doit être le plus

mince possible pour obtenir de bonnes propriétés. Ensuite, l'alignement des flocons dans le sens de la traction offre une augmentation de la résistance à la traction et du module d'Young significative au détriment d'une variabilité des résultats plus importante et d'un fluage dans le sens des fibres pratiquement éliminé lors du moulage. En ce sens, cette stratégie de positionnement doit être utilisée pour des pièces ou des sections peu complexes avec chargement axial. Finalement, la longueur des flocons augmente le module d'Young, mais de façon non significative et n'a qu'un effet minimal, voire nul, sur la résistance à la traction. En ce sens, des flocons de 12 mm peuvent très bien être utilisés dans les zones complexes des pièces sans perte importante des propriétés mécaniques évaluées. Pour les sections moins complexes, mais de rapport d'aspect important, des flocons de 25 mm peuvent permettre de générer des alignements naturels dans une pièce donnée et, ainsi, augmenter les propriétés mécaniques.

## **CHAPITRE 4**

### **CONCEPTION, FABRICATION ET ANALYSE D'UN DÉMONSTRATEUR EN COMPOSITES THERMOPLASTIQUES ROS EN REMPLACEMENT D'UNE PIÈCE D'ALUMINIUM**

Les composites thermoplastiques sont de plus en plus présents dans les intérieurs d'avion. Ces pièces, initialement fabriquées d'un autre matériau, souvent isotrope, doivent subir une reconception que ce soit pour faciliter la fabrication ou, simplement, pour permettre à la pièce de subir les mêmes efforts sans se briser. Dans cette section, le développement d'un démonstrateur, moulé par compression en composites thermoplastiques ROS, plus léger que la pièce initiale, est présenté. La conception du démonstrateur sera d'abord décrite puis les manipulations seront détaillées, les résultats analysés et une conclusion sera émise sur l'utilisation des composites ROS moulés par compression pour des applications d'intérieur d'avion.

#### **4.1       Conception du démonstrateur**

##### **4.1.1     Présentation du démonstrateur**

Tel qu'exposé dans l'introduction, le démonstrateur est un support de barre à bagage, proposé par une compagnie aérienne produisant et utilisant cette pièce. La Figure 4-1 permet de bien comprendre toutes les particularités du démonstrateur sélectionné.

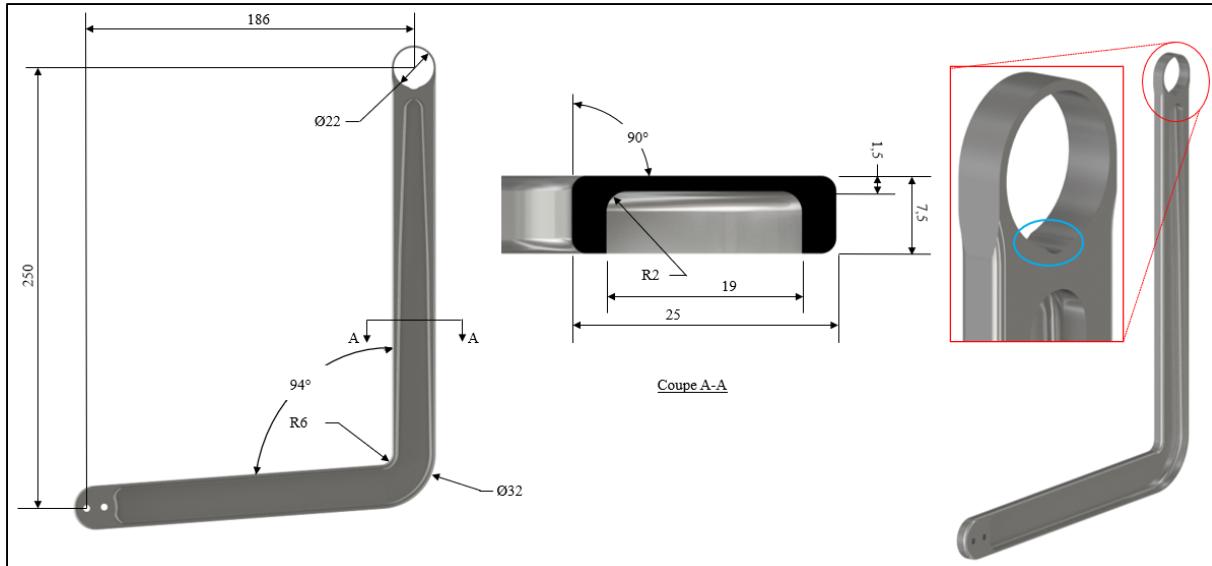


Figure 4-1 Dimensions du démonstrateur initial en aluminium

Il est possible d'observer qu'en plus des raidisseurs générant la forme similaire à une poutre en C, il y a des trous et divers rayons. Bien entendu, cette pièce fait partie d'un assemblage qui répond à la fonction de base, soit de maintenir les bagages sous les sièges passagers. Il est composé de 3 pièces : la barre de bagage, le support de la barre et le capuchon, qui sont présentés dans la Figure 4-2.

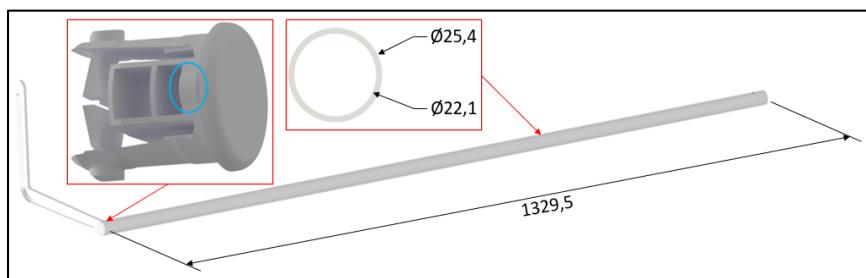


Figure 4-2 Assemblage de la barre de bagages

Il y a deux trous dans la partie supérieure du support qui permettent de le fixer au siège de l'extrême de la rangée. Le support est quant à lui assemblé à la barre à l'aide du capuchon. Les rainures semi-circulaires du support et du capuchon, présentées en bleu dans les Figure 4-1 et Figure 4-2, empêchent la rotation libre de la barre. Cette dernière est fixée à chaque

patte de la rangée de sièges. La fixation de l'extrémité de la barre opposée au support varie selon la configuration et la position des bancs, soit elle est fixée au mur, soit un support la maintient au siège du bout de la rangée. L'assemblage est positionné sous les sièges passagers et empêche les bagages déposés d'être déplacés dans la rangée avant et le corridor latéral. Il doit donc résister à l'éventualité d'un accident ou, simplement, d'un usage non usuel. Ces derniers sont représentés par deux cas de chargement proposés par la compagnie aéronautique et présentés dans la Figure 4-3.

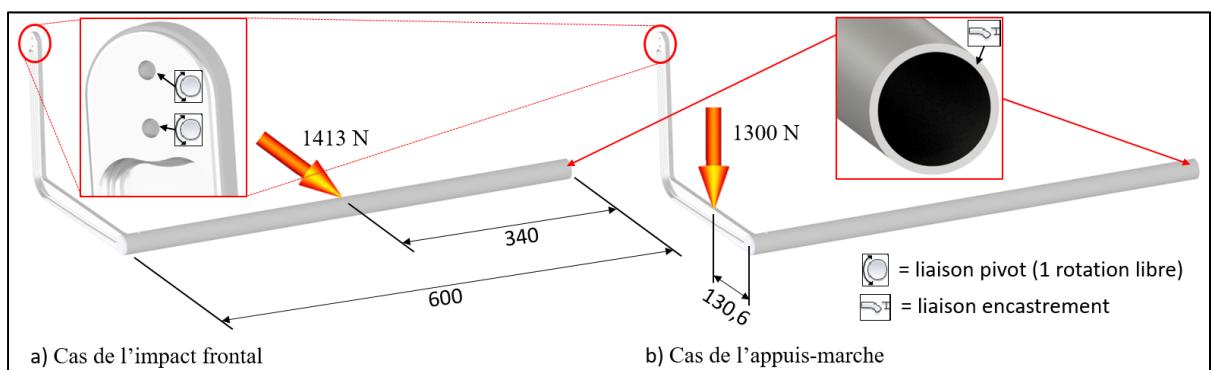


Figure 4-3 Cas de chargement de la barre de bagages

La Figure 4-3 a) simule un choc à 16g vers l'avant avec un bagage de 9 kg appuyé au centre de la barre ( $16 * 9,81 \text{ m/s}^2 * 9 \text{ kg} = 1413 \text{ N}$ ). La Figure 4-3 b) simule quelqu'un se servant du support comme d'une marche et est représenté par une charge de 1300 N vers le bas. Les enca斯特ments sont identiques dans les deux cas et le plancher de la cabine, qui est à 58 mm sous la barre, doit être considéré en cas de contact avec le démonstrateur lors de la déformation de ce dernier sous les charges appliquées. La longueur de 600 mm représente la distance entre le support et la partie de la barre fixée à la patte du siège. Les deux cas de chargement ne sont pas appliqués simultanément.

#### 4.1.2 Démonstrateur fabriqué sous forme de composite thermoplastique ROS

Afin de concevoir une pièce de propriétés comparables sous forme de composites thermoplastiques ROS, une reconception est primordiale. Pour ce faire, l'établissement des

besoins et des requis a été fait et est présenté en détail à l'ANNEXE XII. Ensuite, les zones du démonstrateur sollicitées de façon critique doivent être identifiées afin de cibler les efforts de renforcement. En ce sens, la simulation par AEF est faite avec le logiciel Solidworks Simulation 2020 qui utilise des éléments tétraédraux de second ordre et un maillage basé sur la courbure. Les deux cas de chargement sont simulés avec une analyse linéaire géométrique. L'aluminium EN AC-43400 est utilisé pour le support, l'aluminium 6061-T6 pour la barre et le PEI pour le capuchon. Il est à noter que les cas de chargement permettent la déformation plastique de la pièce, mais interdisent la rupture de celle-ci. En ce sens, dans l'AEF, l'aluminium est considéré comme un matériau élastique-fragile. Cette analyse linéaire élastique simplifiée du matériau ne considère pas la plasticité du matériau au-delà de la limite élastique, générant des contraintes surévaluées dans l'AEF. Toutes les valeurs des propriétés des matériaux sont présentées à l'ANNEXE XII. Pour des raisons de simplicité, les surfaces de contacts entre le capuchon et le support, ainsi que la barre sont de type collé. Ce faisant, le trou est rigidifié localement, ne permettant pas de connaître de façon exacte le champ de contrainte à la jonction avec la barre horizontale. Les liaisons et les forces appliquées sont telles que présentées à la Figure 4-3. Une analyse de convergence sur le maillage est conduite jusqu'à une stabilisation à 2% de la contrainte mesuré, soit la contrainte maximale et un point moins sollicité. La Figure 4-4 présente les résultats de l'AEF.

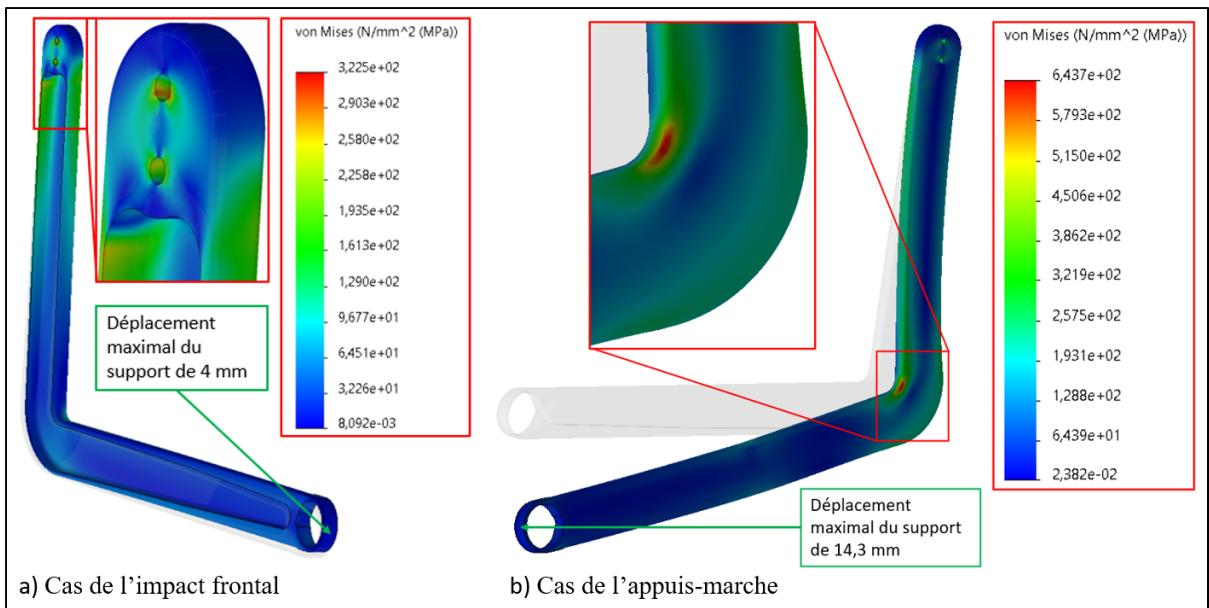


Figure 4-4 Cas de chargements de la pièce d'aluminium

Il est possible remarquer que dans les deux cas, la résistance ultime de tension de 270 MPa (MakeItFrom, 2021) est dépassée (1,19x en a) avec 322,5 MPa et 2,38x en b) avec 643,7 MPa). À première vue, le support initialement utilisé par la compagnie aéronautique ne rencontre pas les requis exigés. Par contre, l'analyse linéaire élastique du matériel utilisée risque de générer des valeurs de contraintes pouvant être plus élevées qu'avec une analyse non linéaire, considérant la plasticité du matériau, qui est plus représentative de la réalité. Dans le cadre de cette maîtrise, il n'a pas été possible de valider ces résultats auprès de la compagnie aéronautique. Afin de comparer les démonstrateurs sur une base équitable, la reconception du démonstrateur sera faite en fonction du rapport de la contrainte maximale obtenue sur la résistance ultime. Puisque les valeurs de contraintes maximales obtenues ne tiennent pas compte de l'effet de plasticité du matériau, les ratios risquent d'être surévalués par rapport à la réalité. Ils sont tout de même utilisés pour la conception des démonstrateurs de composites ROS. L'analyse plus détaillée est présentée à l'ANNEXE VI. Le poids de la pièce est de 89,7 g. Pour ce qui est des endroits critiques, le point le plus sollicité dans le cas a) est située dans le trou de fixation supérieur, tandis qu'il est situé dans la partie intérieure du coude pour le cas b). Puisqu'il y a deux trous de fixation dans le support, il y a un effet de cisaillement qui est généré dans le trou supérieur qui est critique, causant un effort important

dans cette zone, car le trou inférieur sert de point de pivot aux forces générées. Ensuite, lors de l'appui-marche, le coude transmet toute la force de la partie horizontale vers la partie verticale. Ce sont donc les deux zones où l'attention sera portée.

Pour ce qui est du matériau composite utilisé, les valeurs employées sont celles obtenues au CHAPITRE 3 dans la littérature et lors des tests mécaniques sur les échantillons fabriqués à partir des flocons de 12 mm aléatoires afin de générer un modèle conservateur. Elles sont présentées à l'ANNEXE XII. En effet, différentes longueurs de flocons peuvent être utilisées, mais certaines caractéristiques du démonstrateur sont petites et leur cavité doit être remplie uniformément avant le moulage, ce qui nécessite de petits flocons. Pour la reconception, la poche d'un seul côté a été remplacée par deux poches disposées de façon symétrique de chaque côté de la pièce afin de réduire les possibilités de générer des contraintes résiduelles lors du refroidissement après le moulage et donc des distorsions de la pièce. De plus, les poches sont moins larges et présentent un angle plus graduel. Ensuite, la rainure semi-circulaire a été abandonnée, pour les étapes de fabrication et de tests, dans un souci de simplifications du moulage. En revanche, elle sera conservée lors de l'AEF. Des angles de dépouilles ont été ajoutés afin de permettre le démoulage. Ensuite, la largeur de la pièce a été augmentée. Le coude a été élargi de façon à être plus rigide que le reste de la pièce. Finalement, l'extrémité des poches est maintenant de forme semi-circulaire. Toutes ces modifications sont observables dans la Figure 4-5.

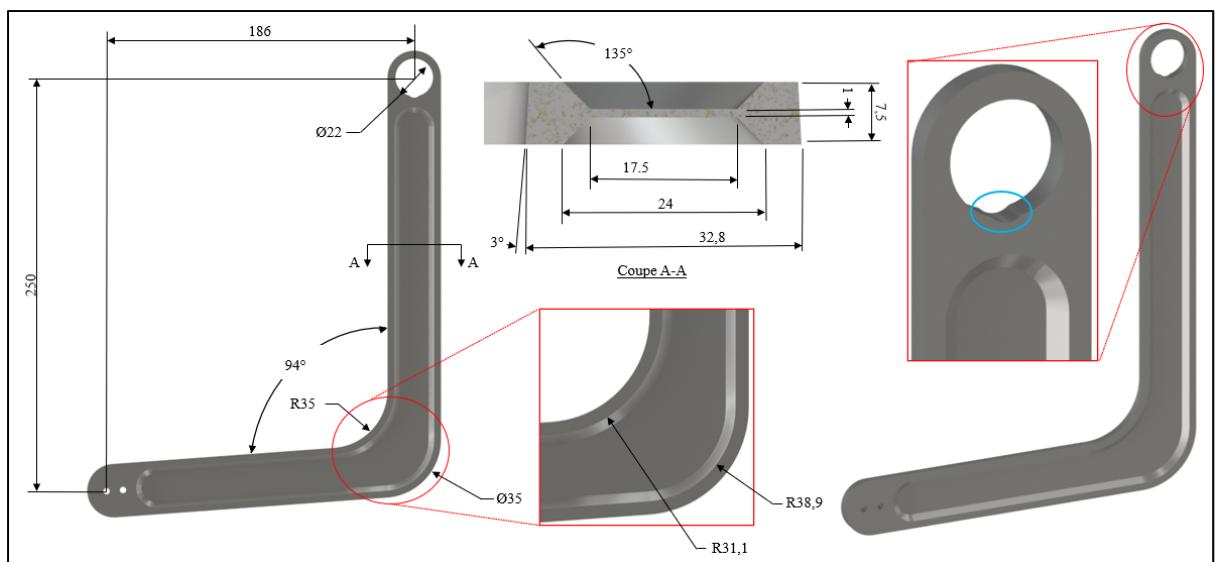


Figure 4-5 Dimensions du démonstrateur conservateur

Avec ces modifications, la pièce est plus optimisée pour les cas de chargement critiques. Les mêmes AEF ont été conduites avec ce démonstrateur conservateur formé de CF et de résine PEI dans un composite ROS. La seule différence réside dans le fait que le matériau est orthotrope ayant les flocons disposés aléatoirement selon le plan perpendiculaire aux trous du démonstrateur. Donc, puisque le matériau, étant isotrope dans ce plan, qui est principalement sollicité par le chargement, les contraintes de Von-Mises ont été considérées. La Figure 4-6 présente les résultats de l'AEF.

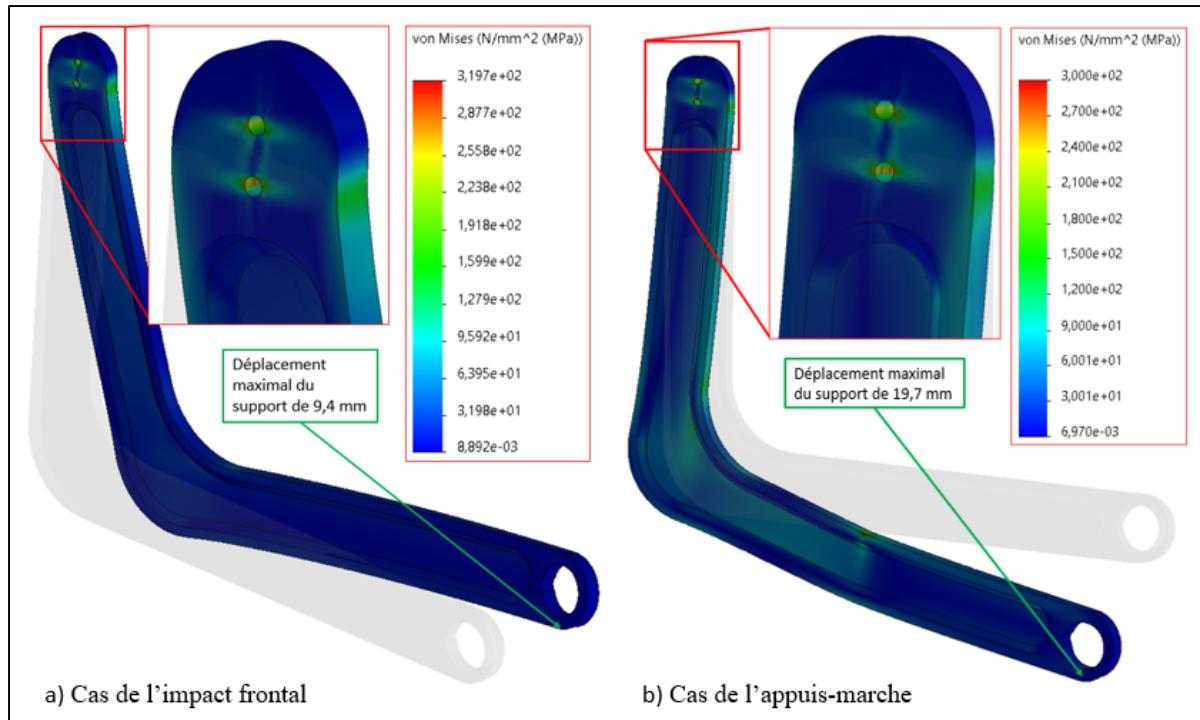


Figure 4-6 Cas de chargements de la pièce conservatrice

Pour le démonstrateur conservateur, les rapports de contraintes maximale sur la résistance ultime sont de 2,22x en a) avec 319,9 MPa et de 2,08x en b) avec 300 MPa, ce qui est similaire aux résultats obtenus avec la pièce d'aluminium. De plus, la masse est inférieure à 82,7 g. Un point intéressant avec ce nouveau concept est que les deux cas de chargement donnent des valeurs très similaires. L'analyse plus détaillée est présentée à l'ANNEXE XII. Pour ce qui est des endroits critiques, le point le plus sollicité tant dans le cas a) que le cas b) est situé dans le trou de fixation supérieur. Afin de présenter une pièce nettement plus légère, une version compétitive a été conçue et est présentée dans la Figure 4-7.

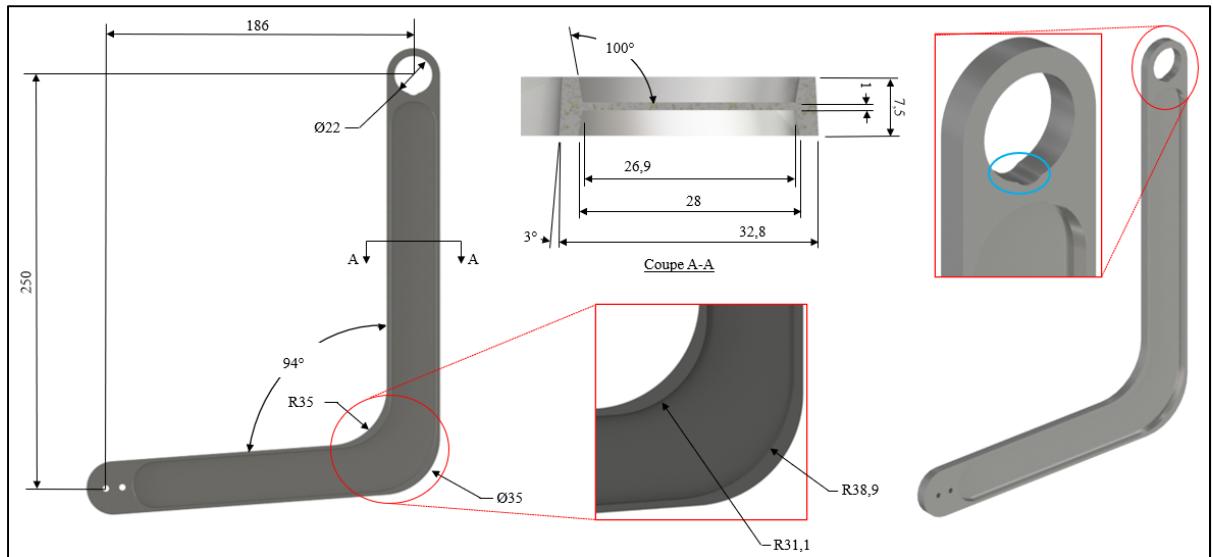


Figure 4-7 Dimensions du démonstrateur compétitif

Le démonstrateur compétitif est différent du démonstrateur conservateur par ses plus larges poches. En effet, les raidisseurs sont plus minces et l'angle de transition est plus prononcé. Il est à noter qu'il y a une augmentation de l'épaisseur des raidisseurs au niveau du coude. Ces changements réduisent le poids de la pièce à 58,0 g (64,7 % de la masse initiale). La Figure 4-8 présente les résultats de l'AEF.

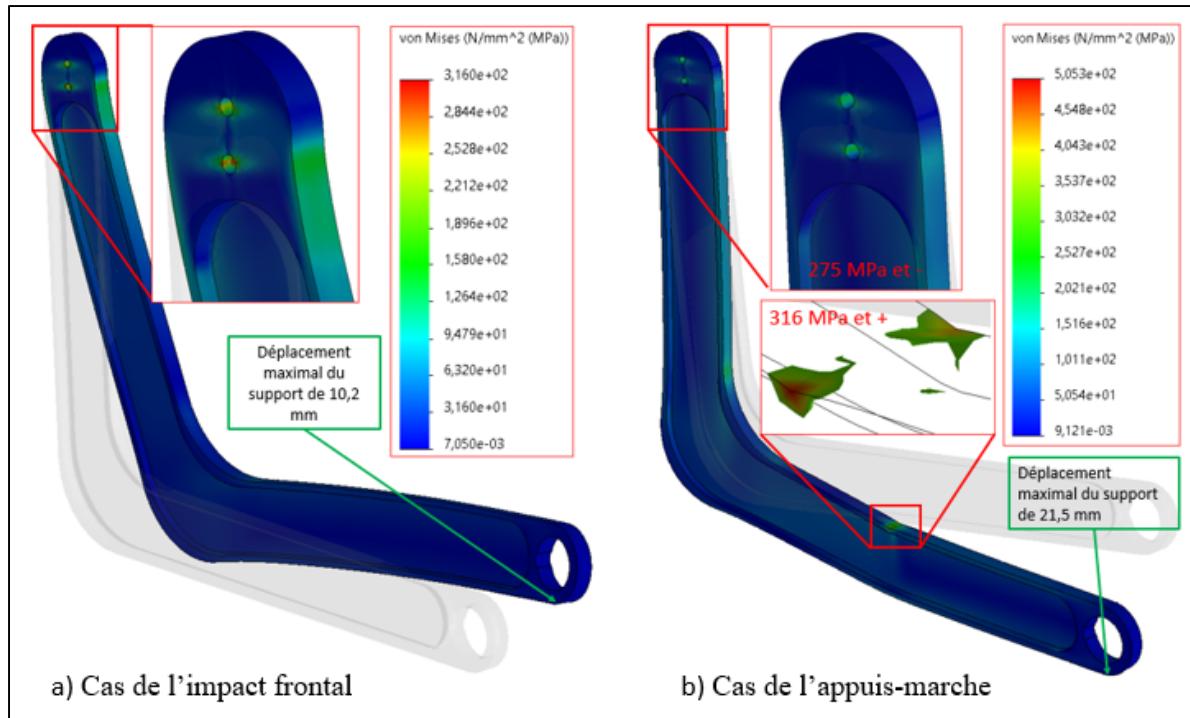


Figure 4-8 Cas de chargements de la pièce compétitive

Le cas b) présente une zone de non-convergence à l'endroit exact de l'appui de la force. En effet, elle est représentée comme étant appliquée seulement sur une ligne infiniment petite, mais dans le cas réel, l'appui est nettement plus large. Dans cette zone, une valeur de 330 MPa semble être davantage représentative des efforts subits. Alors, les rapports de contraintes maximale sur la résistance ultime sont de 2,19x en a) avec 316 MPa et de 2,29x en b) avec 330 MPa, ce qui est plus important que les résultats obtenus avec la pièce conservatrice. L'analyse plus détaillée est présentée à l'ANNEXE XII. Pour ce qui est des endroits critiques, la zone la plus sollicitée dans le cas a) est située dans le trou de fixation supérieur, tandis que dans le cas b), elle est située sur l'arête d'application de la force.

Le démonstrateur conservateur est plus léger pour un rapport de contraintes inférieur au démonstrateur initial en aluminium. Afin d'obtenir une réduction substantielle du poids, un démonstrateur compétitif est conçu. Il est à noter qu'il serait possible d'optimiser davantage le support en établissant une collaboration plus étroite avec la compagnie aéronautique.

#### 4.1.3 Moule pour le démonstrateur

Le moule permettant de fabriquer le démonstrateur doit tenir compte de plusieurs technicités. En effet, la variation des dimensions possible dans les poches doit être considérée en ayant des parties remplaçables dans le moule. Ensuite, les différents trous doivent être fabriqués avec des tolérances précises et un assemblage ne permettant pas le fluage du matériau. De plus, une attention particulière doit être portée sur le guidage utilisé avec cette longue pièce, ainsi que sur l'ajout de minces trappes permettant d'évacuer l'air emprisonné entre les flocons durant le moulage. Aussi, les efforts et le transfert de chaleur lors du moulage doivent être analysés. Finalement, l'éjection de la pièce ne peut être faite en s'appuyant sur l'âme de la pièce, qui est très mince et risque de briser. La Figure 4-9 présente le moule du démonstrateur.

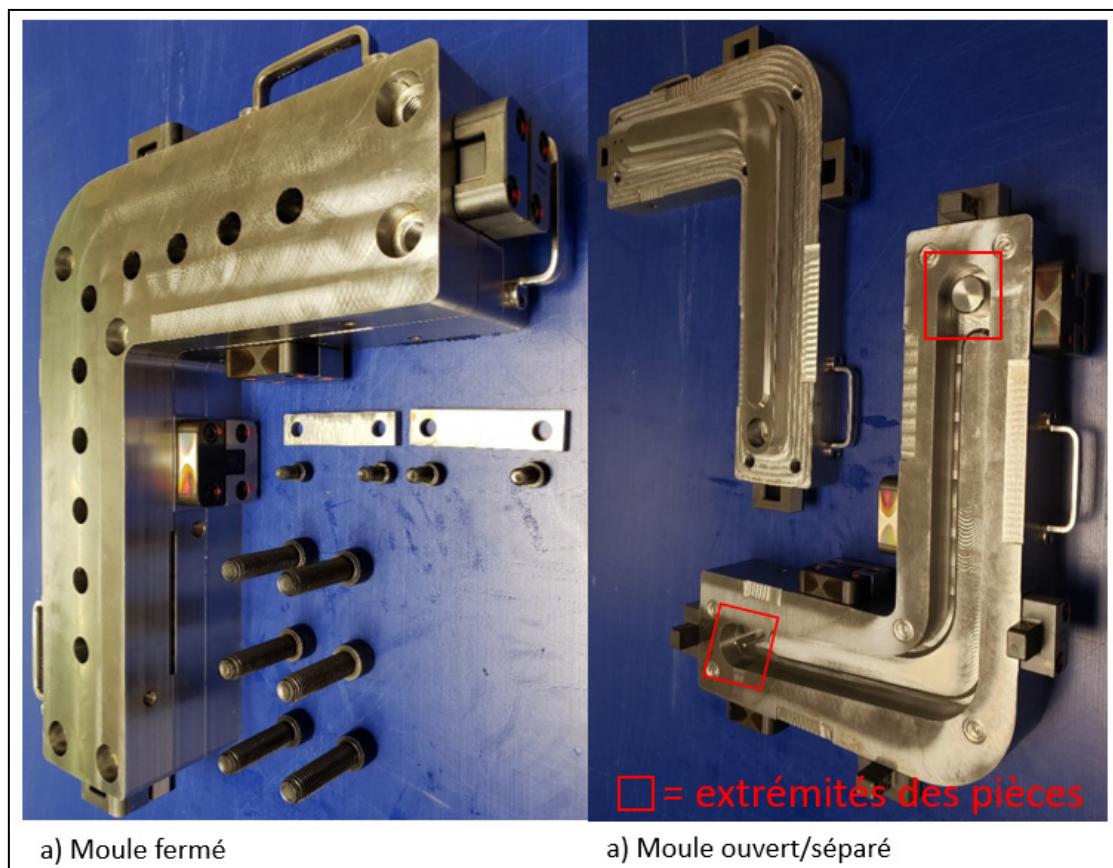


Figure 4-9 Moule du démonstrateur après usinage

Le moule conçu est inspiré de ce qui a été fait avec le moule test. Il est formé de trois parties assemblées : la base et le pourtour forment la partie femelle du moule et la partie mâle est faite d'une seule pièce. La base et le pourtour sont localisés et assemblés ensemble, puis, le moule femelle est localisé par rapport au moule mâle. Le fait d'avoir trois parties permet le démoulage sécuritaire de la pièce. Tous les alignements sont faits à l'aide de quatre barres de joint. Il y a des poches amovibles pour former les cavités de la pièce formant la partie en "I". De plus, les trous du démonstrateur sont faits par des pièces fixées à la base qui coulissent dans des trous présents dans la partie mâle. Entre les deux parties du moule femelle, des événements permettant de laisser s'échapper l'air, ayant une dimension de 0,05 mm de haut par 5 mm de large, sont disposés tout autour de la pièce à former. Le tolérancement H8f7 est utilisé entre la partie femelle et la partie mâle. Après polissage, le fini de surface est SPI A2. Les dessins de détails du moule sont présentés à l'ANNEXE XIII. Cette annexe présente aussi les analyses par éléments finis de pression exercée durant le moulage et de transfert de chaleur.

#### 4.1.4 Gabarit du test de traction

Puisqu'il serait difficile de reproduire les cas de chargement en laboratoire sans avoir accès aux autres composantes de l'assemblage de la barre de bagage, un cas simplifié a été élaboré. En effet, afin de comparer le modèle AEF aux démonstrateurs fabriqués, une traction sera effectuée jusqu'à rupture avec comme points d'ancre les trous de fixation supérieurs et le trou de la barre. Le gabarit est représenté avec la pièce assemblée sur l'appareil de traction à la Figure 4-10.



Figure 4-10 Gabarit de traction du démonstrateur

La partie supérieure est faite d'une bague permettant d'épouser l'angle de dépouille du trou de la barre montée sur une goupille et centrée par des coussinets. La partie inférieure est faite de deux goupilles épousant les trous de la pièce servant à la fixer au siège qui sont fixés sur deux plaques dont des entretoises les empêchent d'être serrés contre la pièce. Les deux plaques sont montées sur une goupille permettant à l'assemblage de tourner lors de la traction afin de se centrer automatiquement.

## 4.2 Manipulations et méthodologie

### 4.2.1 Plan d'expérience de l'analyse du démonstrateur

Seuls les flocons de préimprégnés unidirectionnels ont été utilisés comme matériau pour les démonstrateurs. Ils ont été nettoyés et séchés avant les moules selon la méthode décrite à la section 3.2.1. Le Tableau 4-1 présente le nombre d'échantillons fabriqués pour chaque configuration du démonstrateur.

Tableau 4-1 Nombre de démonstrateurs fabriqués selon la configuration des flocons

Description du matériau utilisé dans chaque version du démonstrateur		Nombre d'échantillons fabriqués (Nom de chaque série d'échantillons)
Flocons utilisés dans le démonstrateur conservateur	25 mm corps (85 % - 70,3 g) 12 mm extrémités (15 % - 12,2 g)	9 (CS-25_85)
	50 mm corps (85 % - 70,3 g) 12 mm extrémités (15 % - 12,2 g)	3 (CS-50_85)
	50 mm corps (84 % - 69,1 g) 12 mm extrémités (16 % - 13,4 g)	3 (CS-50_84)
	25 (3/4) +50 (1/4) mm corps (85 % - 70,3 g) 12 mm extrémités (15 % - 12,2 g)	3 (CS-25-50_85)
Flocons utilisés dans le démonstrateur compétitif	25 mm corps (79 % - 45,6 g) 12 mm extrémités (21 % - 12,2 g)	9 (CP-25_79)

D'abord, il est à noter que chaque extrémité est formée de flocons de 12 mm x 6mm, car ce sont de petites cavités qui doivent être bien remplies avant le moulage. Ensuite, le corps du démonstrateur peut facilement être rempli de flocons de 25 mm x 12 mm. Considérant que le Chapitre 3 met en lumière le fait que les flocons alignés génèrent un gain substantiel sur la résistance à la rupture et le module d'Young, des flocons de 50 mm seront aussi testés. Considérant que la largeur de la pièce est de 32,8 mm, les flocons de 50 mm se verront relativement alignés dans une direction préférentielle de façon naturelle. Ensuite, le pourcentage de flocons de 12 mm dans les extrémités sera augmenté afin d'accroître le fluage des flocons dans la pièce formée de flocons de 50 mm. Finalement, des flocons de 25 mm sont mélangés avec des flocons de 50 mm afin de créer un compromis entre fluage et propriétés. Chaque configuration est observée et la configuration la plus prometteuse est reproduite en version compétitive avec la masse de flocons de 12 mm dans les extrémités identiques et celle dans le corps ajustée en fonction du poids total inférieur de ce démonstrateur. La version prometteuse du démonstrateur conservateur et compétitif est ensuite testée selon le test de traction sur mesure et elle est comparée à une AEF représentant le cas de chargement en question afin d'identifier si la prédiction des efforts induits dans le démonstrateur est valide.

#### 4.2.2 Moulage avec le moule du démonstrateur

Le moulage des démonstrateurs et le traitement du moule sont effectués selon les recommandations émises au CHAPITRE 2, avec les paramètres de moulage RP-F, et présentés en détail dans l'ANNEXE IV. Pour fabriquer les démonstrateurs conservateurs, la masse totale de matériau nécessaire est de 82,4 g et pour les démonstrateurs compétitifs, elle est de 57,7 g.

#### 4.2.3 Inspection macroscopique et microscopique des démonstrateurs

Une fois que les démonstrateurs ont été fabriqués, une observation visuelle des défauts apparents externes est menée afin de vérifier s'il y a une tendance dans la répétition de ces défauts, que ce soit un fluage excessif, un manque de matière ou une mauvaise fusion. Ensuite, l'épaisseur des pièces est mesurée à l'aide d'un pied à coulisse de précision 0,0001 pouce à chaque extrémité et dans le coude des démonstrateurs, tandis que la masse est mesurée à l'aide d'une balance de précision 0,001 g. Les données sont compilées et les variations d'épaisseurs à travers la pièce sont analysées. Finalement, des coupes dans les pièces conservatrices et compétitives fabriquées sont effectuées selon le plan de découpe présenté à la Figure 4-11.

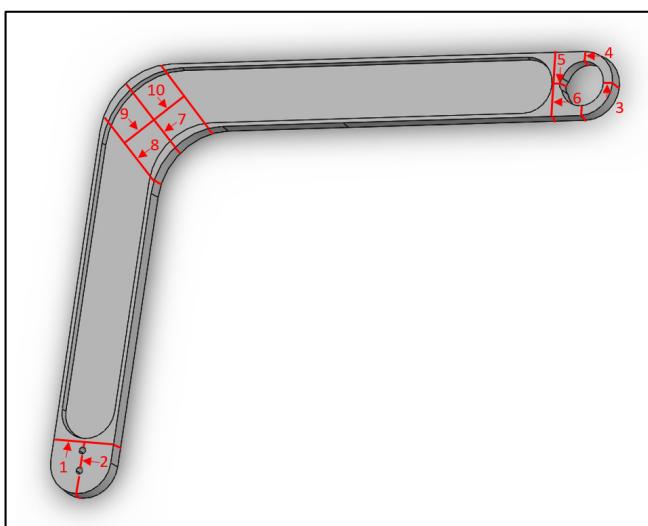


Figure 4-11 Plan de découpe du démonstrateur

Chaque coupe est encapsulée, polie et analysée au microscope de la même façon qui a été présenté dans la section 2.1.5. Les 10 faces, présentées dans la Figure 4-11 par les flèches, sont observées et leur allure générale est décrite.

#### **4.2.4 Essai mécanique sur le démonstrateur**

Pour évaluer le cas de chargement en tension des démonstrateurs, le test sur mesure présenté à la section 4.1.4 est employé. Ce test permet de mesurer les déformations qui surviennent dans la pièce lors de la traction. Le démonstrateur est placé entre les mords d'une machine de traction (MTS Alliance RF/200) et est soumis à un déplacement constant de 2 mm/min alors que la force nécessaire pour générer ce déplacement est mesurée, comme ce qui a été fait à la section 3.1.6. Pour évaluer les déformations dans l'échantillon, la technique de corrélation d'image numérique stéréo ou 3D-DIC est utilisée. Une pièce de chaque configuration a été entièrement peinte à l'aide de la peinture en aérosol blanche matte (Rust-Oleum). Ensuite, un motif moucheté est généré sur les spécimens à l'aide d'un marqueur noir (Sharpie). Les points du moucheté doivent être positionnés aléatoirement et le plus rapprochés possible afin d'obtenir la plus grande résolution lors de l'analyse des images. Deux caméras (FLIR Grasshopper 3) (5 millions de pixels – résolution 2448 X 2048) avec lentilles de 35 mm FLIR (focal à 1.65) montées sur un trépied commun, espacées de 10 cm, faisant toutes les deux un focus sur le coude du démonstrateur monté entre les mors de la machine de traction. Le trépied est placé à 1120 mm du démonstrateur. De chaque côté, une source de lumière diffuse a été utilisée. Les caméras ont été tout d'abord calibrées en utilisant une plaque de calibration. Les images DIC ont été capturées à 1 Hz. L'analyse des images a été réalisée à l'aide du logiciel VIC-3D de Correlated Solutions. L'ANNEXE XIV décrit en détail la préparation des échantillons, la procédure de test, l'analyse et l'interprétation des résultats.

#### **4.2.5 Simulation des efforts exercés sur le démonstrateur lors du test de traction**

Le cas de chargement présenté en 4.1.4 est simulé dans le logiciel Solidworks Simulation 2020 de la même façon qu'en 4.1.2. L'assemblage est détaillé dans la Figure 4-12.

Item	Description	Connections	Fixtures	
1	Axe de la machine de traction	Contact global sans pénétration	Fixe	
2	Mors/goupille/bague/cous-sinets, en un morceau	Contact global sans pénétration	N.A.	
3	Démonstrateur	Contact global sans pénétration	N.A.	
4	Goupilles du démonstrateur/ plaqué/boulons/écrous, en un morceau	Contact global sans pénétration	N.A.	
5	Mors et goupille	Contact global sans pénétration	charnière fixe	

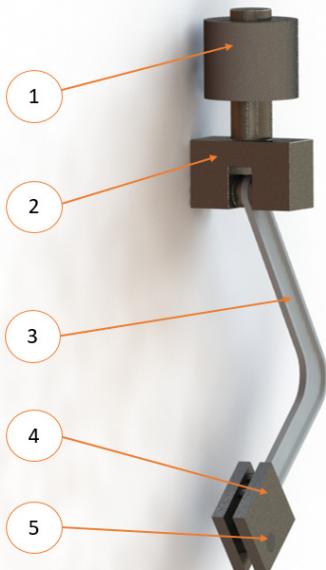


Figure 4-12 Assemblage pour le test de traction du démonstrateur

D'abord, la pièce initiale en aluminium est simulée afin d'identifier la force maximale admissible pour qu'il y ait dépassement de la contrainte ultime du matériau. Les matériaux utilisés sont l'aluminium EN AC-43400 défini dans la section 4.1.2 pour le démonstrateur (pièce initiale), tandis que l'acier A36 est utilisé pour toutes les autres composantes. Toutes les valeurs des propriétés des matériaux sont présentées à l'ANNEXE XII. La Figure 4-13 présente les résultats de l'AEF pour la version initiale en aluminium du démonstrateur. Dans cette simulation, une force de 260 N est appliquée vers le haut sur l'item 2 de la Figure 4-12 et la contrainte maximale survient dans le coude, du côté extérieur du profilé en « C ». La valeur de cette contrainte est de 273 MPa, ce qui est légèrement supérieur à la résistance ultime à la traction, qui est de 270 MPa. En ce sens, la valeur de 260 N sera utilisée comme valeur minimale de force à appliquer sur la pièce avant qu'elle ne se brise.

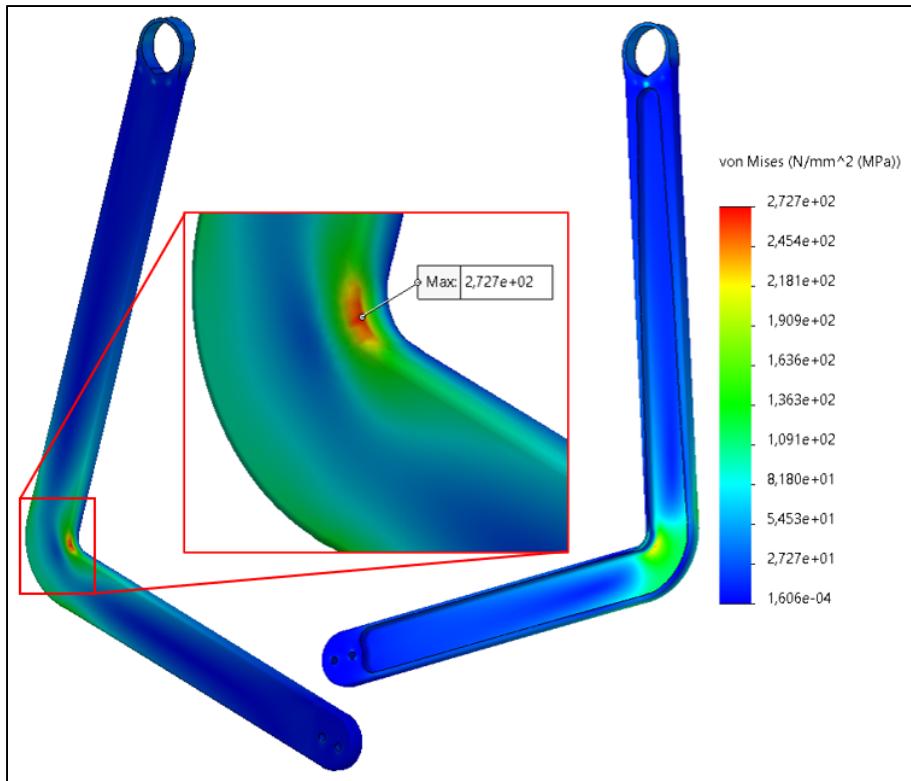


Figure 4-13 AEF du test de traction sur la pièce initiale en aluminium

Maintenant que la valeur de contrainte maximale admissible est connue, les tests de traction peuvent être conduits. Lors de l'analyse des résultats, la force appliquée avant rupture sur les démonstrateurs de composite ROS doit être supérieure à 260 N. De plus, les courbes Forces-Temps seront évaluées et une valeur de force assez élevée pour éviter le bruit dans les résultats et située dans la partie linéaire de force inférieure à rupture sera sélectionnée pour conduire les simulations de démonstrateurs qui seront identiques à celles faites sur la pièce initiale en aluminium dans cette section, mais en utilisant le composite ROS défini dans la section 4.1.2 comme matériau pour les démonstrateurs conservateurs et compétitifs.

## 4.3 Résultats

### 4.3.1 Inspection macroscopique et microscopique des démonstrateurs fabriqués

D'abord, le moule a été utilisé avec les poches permettant de mouler la version conservatrice du démonstrateur afin de tester les différentes configurations présentées précédemment au Tableau 4-1. Par la suite, les démonstrateurs compétitifs ont été moulés avec la configuration la plus prometteuse. Les données physiques et les remarques de chaque configuration sont présentées au Tableau 4-2.

Tableau 4-2 Données physiques et remarques des configurations de démonstrateurs

Nom de la Configuration	Épaisseur Moyenne	Variation d'épaisseur coude-extrémités moyenne	Masse moyenne	Remarques suite au moulage
CS-25_85	1,06 mm	0,26 mm	80,58 g	Bons résultats.
CS-50_85	1,22 mm	0,61 mm	81,98 g	Beaucoup de défaut. Pas de consolidation des flocons aux extrémités.
CS-50_84	1,21 mm	0,53 mm	81,53 g	Moins de défauts que CS-50_84, mais non acceptable.
CS-25-50_85	1,12 mm	0,37 mm	81,04 g	Même avec une petite quantité de flocons de 50 mm, les résultats sont compromis.
CP-25_79	1,02 mm	0,25 mm	56,93 g	Bons résultats.

L'aspect visuel des démonstrateurs est grandement affecté par la longueur des flocons utilisés. En effet, les démonstrateurs moulés avec des flocons de 50 mm ont montré peu de fluage transversal lors du moulage. De plus, la réduction encore plus importante du fluage longitudinal a fait en sorte que la matière dans les extrémités n'a pas bien rempli les sections entourant les trous. L'épaisseur moyenne, la variation d'épaisseur coude-extrémités moyenne et le poids moyen des pièces croient avec l'augmentation de la teneur en flocons de 50 mm. Cela pourrait être causé par le faible écoulement lors du moulage qui rend difficile le repositionnement des flocons de façon uniforme et réduit légèrement le fluage entre la partie mâle et femelle du moule. La Figure 4-14 présente des exemples de chacune des configurations de flocons de 50 mm.

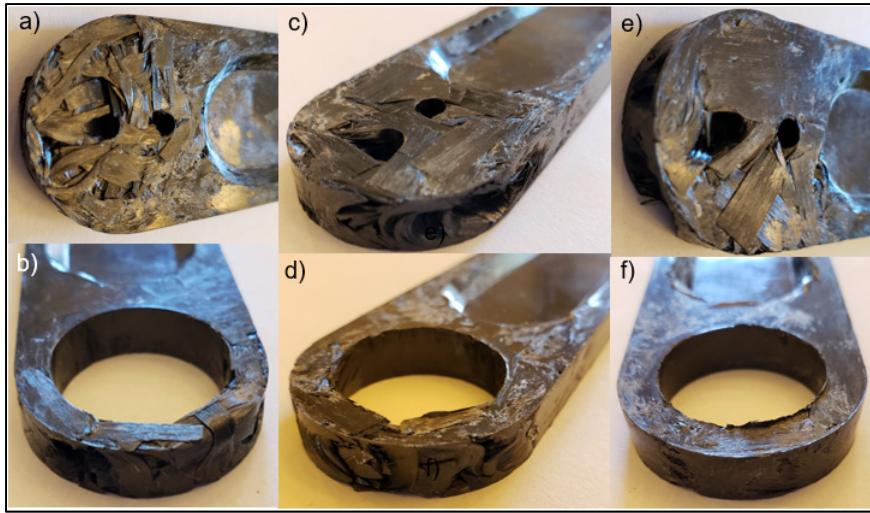


Figure 4-14 Défauts de moulage de la pièce CS-50\_85 sur l'extrémité siège en a) et l'extrémité barre en b) ; de la pièce CS-50\_84 sur l'extrémité siège en c) et extrémité barre en d) ; de la pièce CS-25-50\_85 sur l'extrémité siège en e) et extrémité barre en f)

Toutes les pièces moulées avec les flocons de 50 mm présentent des défauts apparents dans les extrémités compromettant leur intégrité. Par contre, le reste des pièces est formé sans défauts apparents. Bref, la configuration avec uniquement des flocons de 25 mm est conservée pour ses résultats concluants. La Figure 4-15 présente les différentes parties des pièces CS-25\_85 et CP-25\_79 moulées.

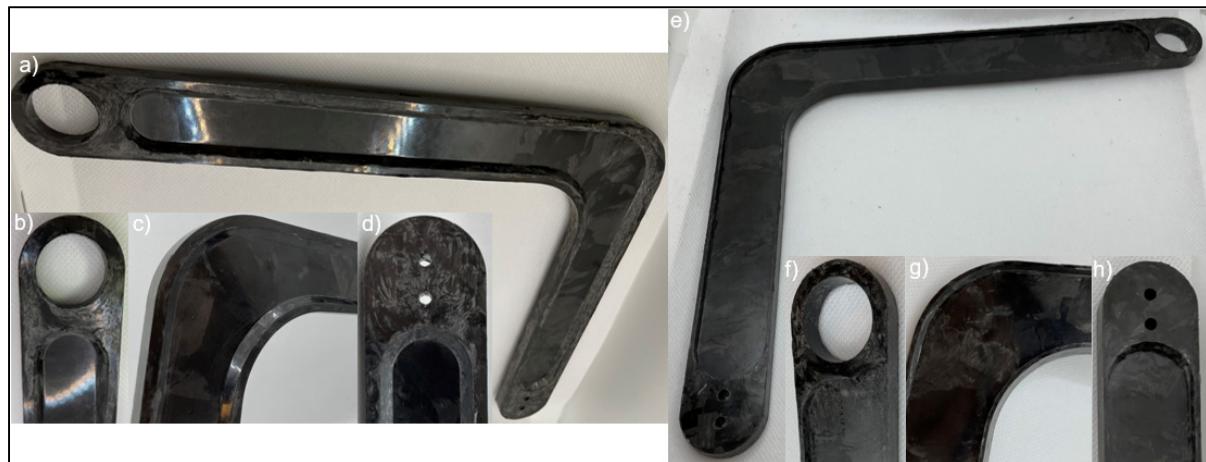


Figure 4-15 Aspect de la pièce CS-25\_85 totale en a), extrémité siège en b), coude en c) et extrémité barre en d) ; de la pièce CP-25\_79 totale en e), extrémité siège en f), coude en g) et extrémité barre en h)

La Figure 4-15 montre que les pièces moulées avec des flocons de 25 mm sont bien consolidées et ont très peu de défauts apparents. Puisque le moule est constitué de plusieurs pièces assemblées, il y a de la matière qui a flué entre les parties du moule (mâle, femelle et poches). Aussi, en analysant les pièces moulées, il est possible d'observer deux imperfections visuelles. D'abord, puisque les extrémités sont plus épaisses, le refroidissement est plus lent et la surface de 7,5 mm d'épaisseur a un fini plus rugueux que le reste de la pièce. Pour y remédier, l'ajout de petites rainures en demi-cercle peut être envisagé afin de réduire la superficie de la surface plate de 7,5 mm d'épaisseur. Ensuite, au centre de l'âme, au niveau du coude, il y a aussi une surface avec un aspect légèrement brouillé d'un seul côté de la pièce. Toutes ces particularités sont présentées dans la Figure 4-16.

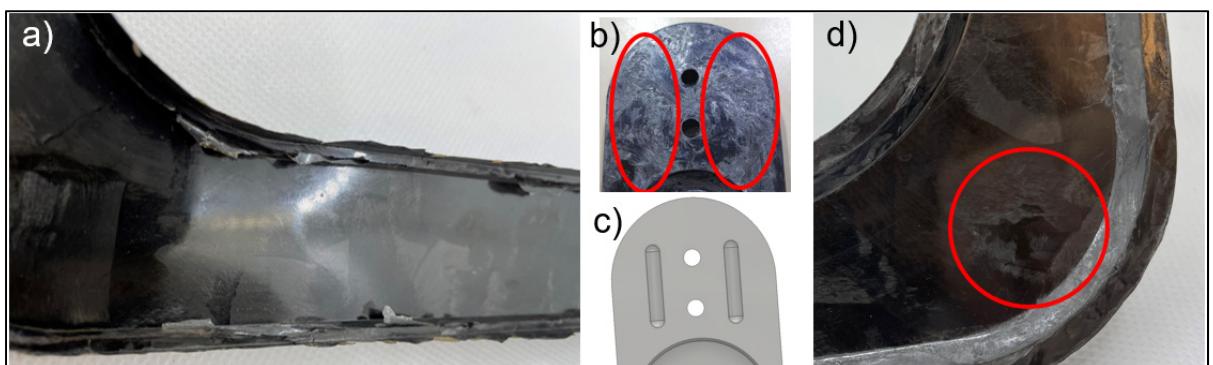


Figure 4-16 Bavures de moulage en a), fini rugueux sur les extrémités en b), méthode possible de réduction du fini rugueux en c) et aspect mât dans le coude en d)

Pour l'enlèvement des bavures générées lors du moulage, l'excédent important est enlevé avec une lame de rasoir, puis les arrêtes de la pièce sont arrondies et adoucies à l'aide d'une polisseuse rotative de marque Dremel avec un papier de 320 grains. Afin d'observer l'aspect microscopique des pièces produites, chaque coupe présentée à la section 4.2.3 est observée et les versions conservatrice et compétitive du démonstrateur sont comparées. La Figure 4-17 présente certaines coupes de chaque version du démonstrateur démontrant bien l'aspect général observé.

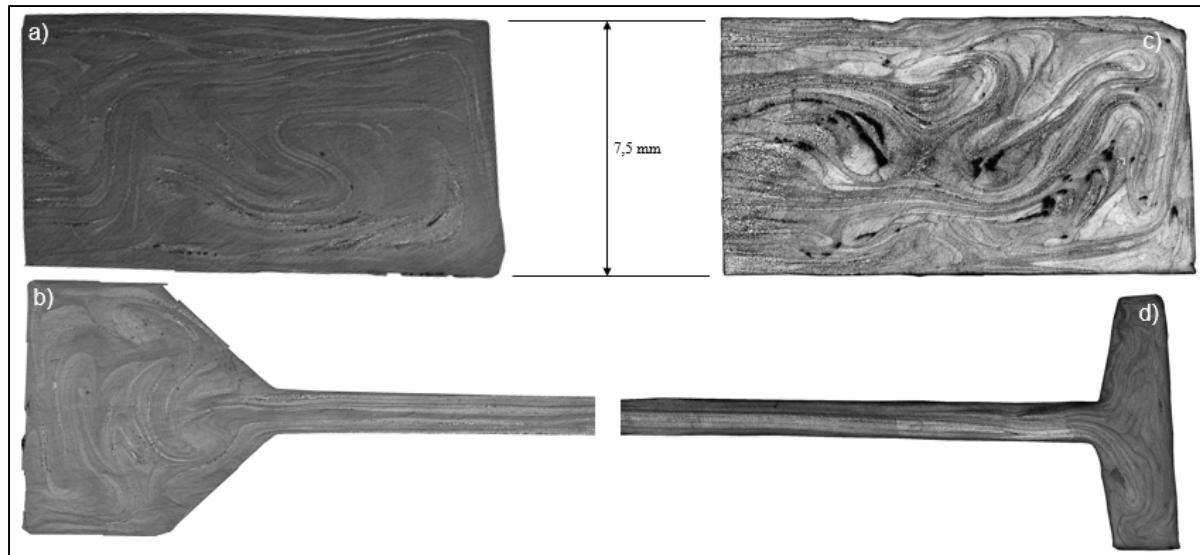


Figure 4-17 Microscopie de section pour la coupe 1 de la version conservatrice en a) et compétitive en c) et de la coupe 8 de la version conservatrice en b) et compétitive en d)

Il peut être conclu que les extrémités semblent présenter moins de vide dans la version conservatrice que dans la version compétitive. Cependant, cette observation n'est pas observable dans le coude. En effet, les deux versions présentent peu de défauts dans cette région. Les deux versions présentent des écoulements similaires dont le positionnement des fibres suit des motifs semblables. Finalement, il est à noter que lorsque les pièces présentent des défauts de moulage, elles peuvent être remoulées en doublant la masse manquante (masse des flocons avant le moulage – masse de la pièce finale). Cette quantité donne des remoulages sans défauts apparents, mais davantage de recherche doit être faite quant aux différences de propriétés mécaniques et à l'aspect microscopique entre les pièces moulées une et deux fois.

#### 4.3.2 Résistance de traction des démonstrateurs

Afin d'évaluer la résistance en traction, 14 démonstrateurs ont été testés dont la moitié représentait la version conservatrice et l'autre moitié, la version compétitive. La Figure 4-18 présente les résultats des tests pour les démonstrateurs conservateurs.

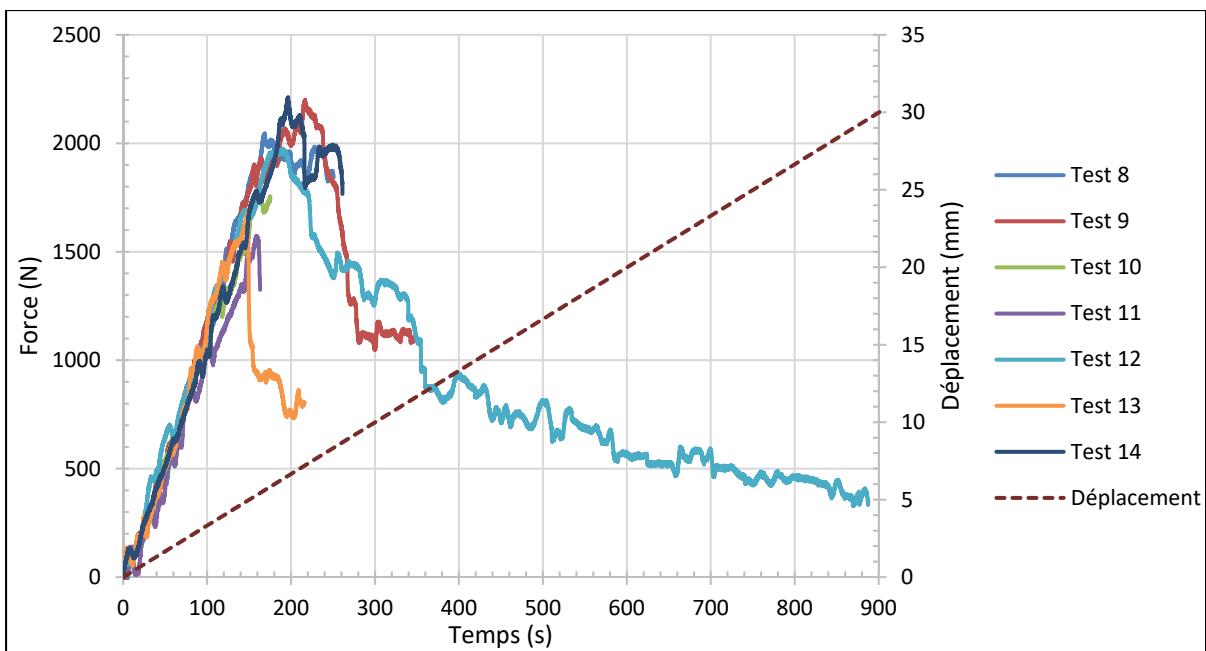


Figure 4-18 Force et déplacement en fonction du temps pour les démonstrateurs conservateurs

Pour cette série de tests, seulement le test 12 a été maintenu jusqu'à rupture complète, qui est survenue à 29,6 mm de déplacement de la tête de la machine de traction. Au début de la mise en tension de l'échantillon, la force appliquée augmente graduellement et de façon constante jusqu'à plus de 1 500 N (5 mm) dans tous les cas (maximum de 2 200 N). Une fois la contrainte maximale atteinte, une série de fissures surviennent sans rompre l'intégrité structurelle de la pièce. Ces fissures réduisent la force appliquée sur le démonstrateur lors du déplacement de la tête de la machine de traction. La force se stabilise sous les 500 N jusqu'à la rupture finale. La Figure 4-19 présente, de la même façon, les résultats des tests pour les démonstrateurs compétitifs.

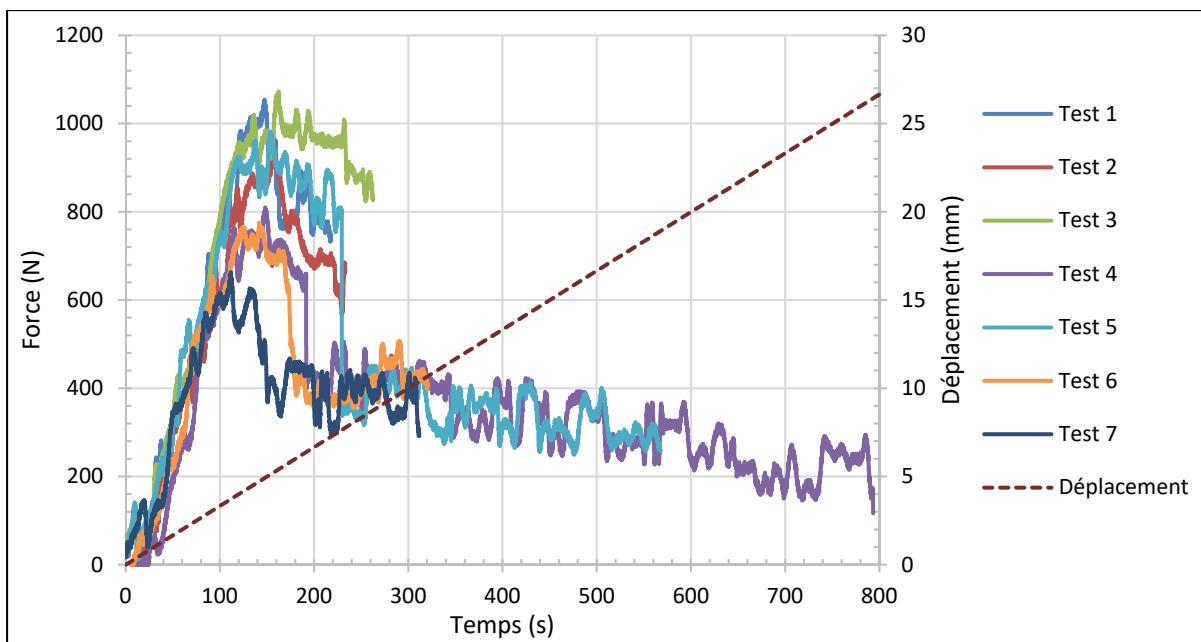


Figure 4-19 Force et déplacement en fonction du temps pour les démonstrateurs compétitifs

Pour cette série de tests, seulement le test 4 a été maintenu jusqu'à rupture complète, qui est survenue à 26,4 mm de déplacement de la tête de la machine de traction. Les courbes obtenues sont similaires à celles du démonstrateur conservateur, mais avec des valeurs de force appliquées allant de 600 à 1 080 N (5 mm). Par la suite, le même phénomène survient, mais avec une série de fissures qui réduisent les forces appliquées sous les 400 N jusqu'à la rupture finale. Les courbes présentent du bruit qui est causé par la cellule de charge de 200 kN utilisée. La force maximale appliquée avant la rupture des pièces dans les tests menés ont été résumés dans le Tableau 4-3.

Tableau 4-3 Force maximale appliquée avant rupture de la pièce

Démonstrateur	Moyenne	Écart-type	AEF pièce initiale d'aluminium
Conservateur	1923,9 N	251,5 N	
Compétitif	898,3 N	153,3 N	260 N

Le Tableau 4-3 permet d'observer que tant la version conservatrice que la version compétitive du démonstrateur présentent des valeurs de forces admissibles nettement supérieures à celles pouvant supporter la pièce initiale d'aluminium. En effet, même avec

l'écart-type soustrait, les valeurs de force sont plus de deux fois supérieures à celle de la pièce d'aluminium.

Pour compléter l'analyse, les tests DIC sont menés sur un démonstrateur conservateur et un démonstrateur compétitif, avec une cellule de charge de 10 kN cette fois. Les résultats sont analysés à une force de 300 N, ce qui survient à 36 secondes pour le test conservateur et à 52 secondes pour le test compétitif. Ces temps ont été obtenus grâce aux données recueillies sur la machine de test. Une jauge est positionnée sur chacune des membrures supérieure et inférieure au coude, la plus éloignée l'une de l'autre et le déplacement est analysé afin d'observer la déformation globale de la pièce. La Figure 4-20 présente les points sélectionnés et leur déplacement dans l'espace pour le démonstrateur conservateur.

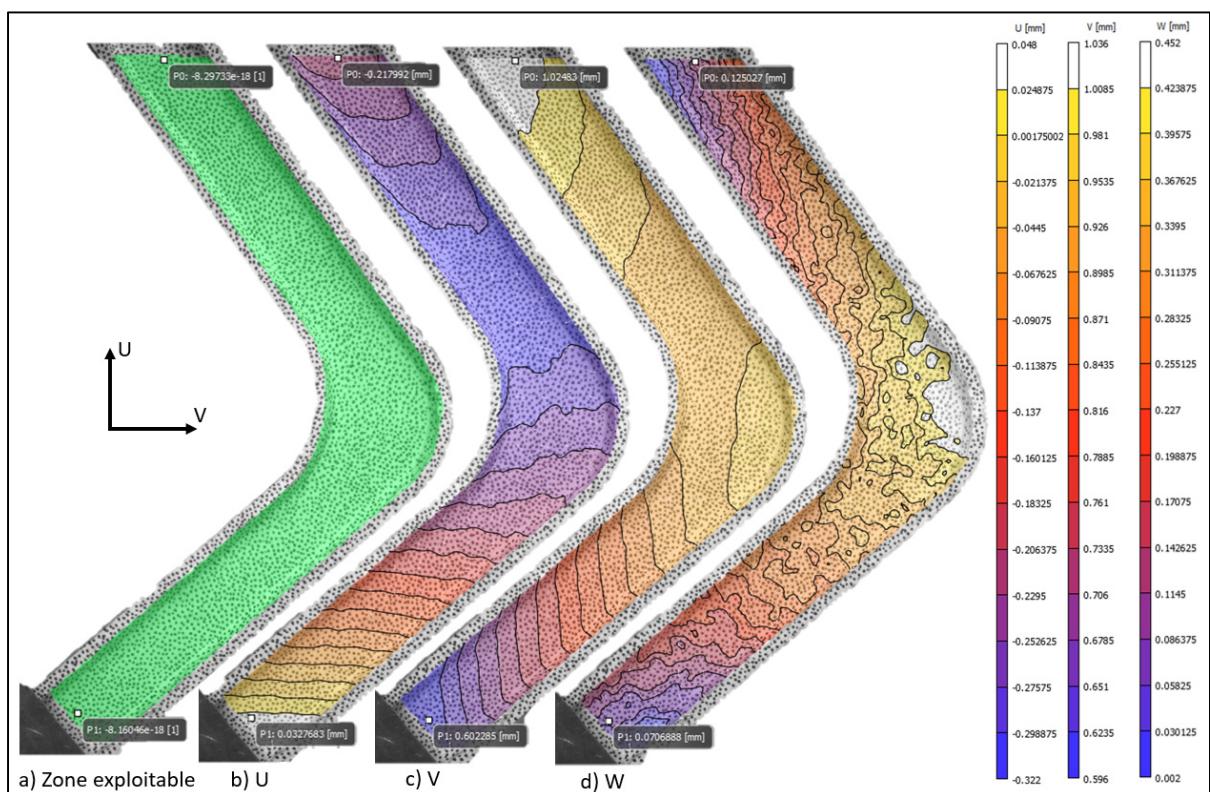


Figure 4-20 DIC pour les déplacements du démonstrateur conservateur à 300 N

À l'aide des déplacements présentés à la Figure 4-20, un calcul vectoriel permet d'obtenir un déplacement total entre les deux points de 0,39 mm, ce qui représente l'allongement qu'a subi la pièce entre ces points lors du test à 300 N. Dans le même ordre d'idées, la Figure 4-21 présente les points sélectionnés et leur déplacement dans l'espace pour le démonstrateur compétitif.

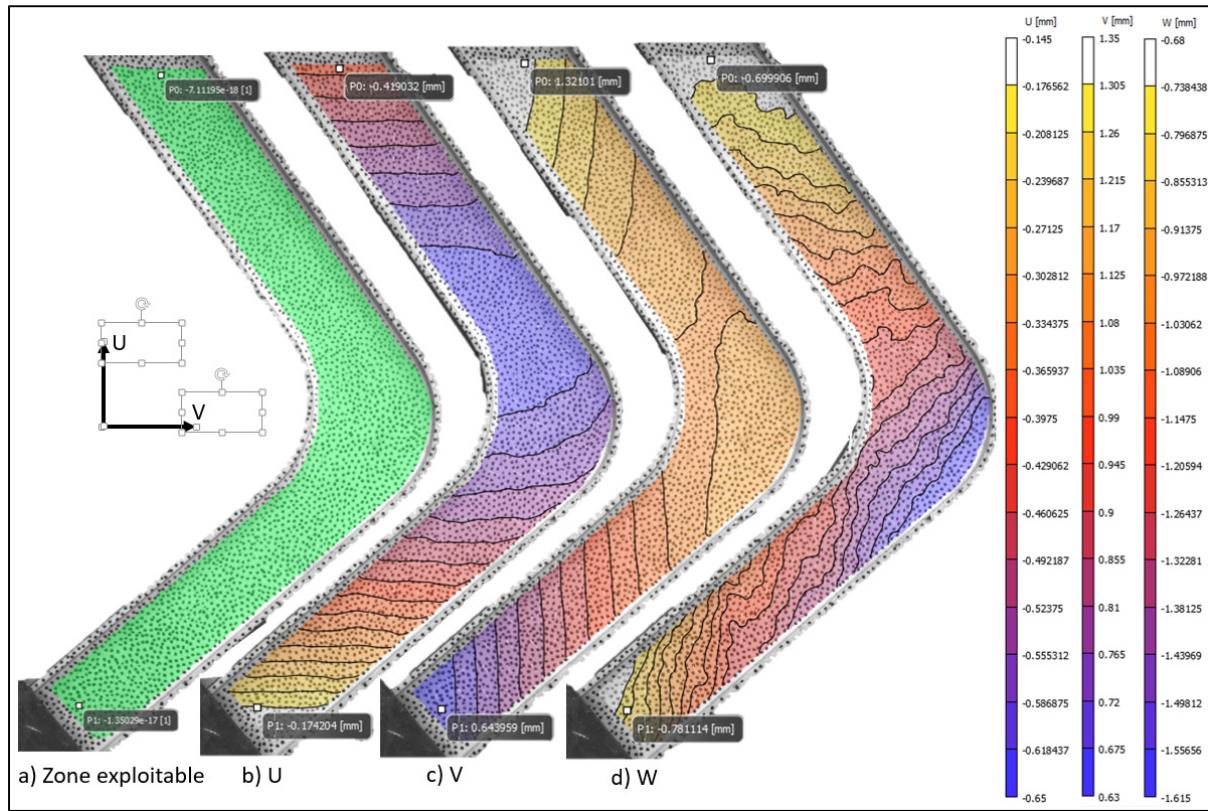


Figure 4-21 DIC pour les déplacements du démonstrateur compétitif à 300 N

Dans le même ordre d'idées, les déplacements présentés à la Figure 4-21 permettent de calculer un allongement entre les deux points de 0,63 mm, subi par la pièce lors du test à 300 N. Afin de valider les AEF des démonstrateurs, le cas de chargement, similaire à celui de la section 4.2.5, est simulé à une force de 300 N vers le haut sur l'item 2. Cette force est située dans la plage linéaire des courbes Forces-temps (Figure 4-18 et Figure 4-19). Aussi, dans cette plage, les pentes des tests sont très similaires. Pour ce qui est du matériau, le composite ROS défini dans la section 4.1.2 est de nouveau utilisé pour les démonstrateurs conservateur

et compétitif. La position des points des analyses DIC est identifiée à l'aide du logiciel ImageJ et est transposée dans l'AEF. Pour le démonstrateur conservateur, l'AEF donne un déplacement total entre les deux points de 2,1 mm en comparaison au 0,39 mm obtenu avec la DIC (ratio de 5,4) et une contrainte maximale de 72,6 MPa située dans le raidisseur intérieur au-dessus du coude (dans la même zone que celle obtenue avec la pièce initiale d'aluminium en 4.2.5). De la même façon, l'AEF du démonstrateur compétitif donne un déplacement total entre les deux points de 3,3 mm en comparaison au 0,63 mm obtenu avec la DIC (ratio de 5,2) et une contrainte maximale de 95,7 MPa située au même endroit qu'avec le démonstrateur conservateur.

Il est possible de constater que les AEF donnent des résultats pessimistes par rapport aux tests de traction avec DIC. En effet, la déformation globale est nettement plus importante avec l'AEF (ordre de grandeur de plus de 5 fois) et les démonstrateurs testés ont soutenu des forces plus de 2 fois supérieures au démonstrateur initial en aluminium simulé avant d'atteindre la rupture. Plusieurs raisons peuvent expliquer ces phénomènes. D'abord, l'AEF ne semble pas bien simuler le gauchissement qui survient durant le test. En effet, le matériau ROS présente des propriétés très variables à travers toute la pièce tandis que le modèle présente des propriétés uniformes à travers toute la pièce. Afin de mieux représenter le matériau ROS dans l'AEF, le positionnement initial des flocons, l'écoulement durant le moulage et les effets de bords devraient, entre autres, être considérés afin de générer de façon plus adéquate les propriétés mécaniques de la pièce finale. Pour ces raisons, il n'existe pas encore de logiciels disponibles commercialement, permettant de bien représenter ces matériaux. De plus, l'analyse AEF de la pièce initiale d'aluminium est faite en considérant un matériau linéaire élastique et en simplifiant la connexion avec la barre, ce qui a pu accroître le ratio obtenu avec les valeurs des matériaux composites. D'autres raisons expliquent les résultats pessimistes des AEF lors de la conception des démonstrateurs, tel que les valeurs de propriétés mécaniques (résistance et module dans les directions 1 et 2) utilisées sont ceux des flocons de 12 mm, malgré que la section sollicitée du coude ait été moulée avec des flocons de 25 mm. Aussi, les valeurs de module dans la direction 3 sont tirées de la littérature. Ensuite, pour les mouleges faits au CHAPITRE 3, le moule utilisé produit des pièces avec

des contraintes résiduelles, il possède un mauvais fini de surface et les échantillons de tests ont été coupés, réduisant la taille des flocons sur le pourtour. Finalement, le moule utilisé dans le CHAPITRE 4 est mieux ventilé, ce qui peut avoir réduit les vides internes.

#### 4.4 Discussion et recommandations

Dans ce chapitre, un démonstrateur fonctionnel d'intérieur d'avion en composite thermoplastique ROS moulé par compression a été adapté à partir d'une pièce originalement faite d'aluminium. Il a été possible de concevoir et de fabriquer une pièce qui est à la fois plus légère et qui résiste à de plus importantes contraintes mécaniques. En effet, la version compétitive du démonstrateur représente 64,7 % de la masse du démonstrateur d'aluminium tout en résistant à des efforts plus importants, selon le test de traction sur mesure. À l'aide des résultats obtenus et en établissant une communication plus efficace avec la compagnie aéronautique, il serait possible d'optimiser davantage la pièce afin de réduire encore plus sa masse. La pièce originale faite d'Aluminium EN AC-43400 coulé est produite à plus de 40 000 exemplaires par années selon la compagnie aéronautique. Son prix est évalué à environ 3 \$ US/pièce. Pour la pièce de composite thermoplastique ROS, si du matériau vierge est utilisé, les coûts en matériaux seulement sont d'environ 2,5 \$ US/pièce. Il est donc certain qu'en ajoutant l'outillage et la production, la pièce coûte plus cher à l'unité. Une étude de coûts plus poussée doit être menée pour tirer des conclusions plus précises, mais certaines méthodes peuvent être employées pour réduire grandement les coûts de la pièce de composite. En effet, si la compagnie utilise le même matériau préimprégné pour des pièces plus structurelles nécessitant de grandes surfaces de fibres continues, au lieu d'être jeté, les retailles peuvent être récupérées et coupées en flocons pour fabriquer les pièces à coût quasi-nul en matériaux. Bref, l'utilisation des composites thermoplastiques ROS moulés par compression est une solution viable pour les applications d'intérieur d'avions. Ces pièces rencontrent des normes FST, sont dimensionnellement précises avec des finis de surface de grande qualité et se peignent bien. Des pièces plus légères et à résistance équivalente qu'avec l'aluminium peuvent être obtenues. Des efforts doivent par contre être entrepris afin de mieux connaître les propriétés du composite thermoplastique ROS utilisé dans une

application spécifique dans le but de concevoir des pièces plus légères et réduire le facteur de sécurité important utilisé par manque de connaissance et de certitude.



## CONCLUSION

L'utilisation des composites thermoplastiques ROS a connu un essor considérable dans les dernières décennies, principalement dû à leur capacité d'offrir des propriétés mécaniques nettement supérieures aux fibres courtes et une versatilité de mise en forme supérieure aux fibres continues. Toutefois, certaines connaissances par rapport à leur utilisation sont encore limitées. Dans ce mémoire, le procédé de moulage par compression de composites ROS est évalué afin de savoir s'il est une solution industrielle attrayante pour la fabrication de pièces d'intérieur d'avion.

Le premier objectif de la recherche était de développer le procédé de moulage par compression de composites ROS pour une pièce munie de raidisseurs en évaluant les paramètres de moulage. Pour y arriver, une pièce simple a été développée et fabriquée, permettant d'évaluer les différents paramètres (pression, température, temps de résidence et cycles de relâchement de pression) du procédé de moulage par compression pour le matériau (CF-PEI) choisi et les caractéristiques physiques du démonstrateur. Une étude visuelle basée sur des caractéristiques macroscopiques et microscopiques, ainsi que l'analyse de densité et de taux de vide des pièces produites ont été menées afin de comparer les différents paramètres de moulage. Cette étape a permis de comprendre l'influence des divers paramètres et ainsi d'émettre les recommandations suivantes quant au choix desdits paramètres, de manière à maximiser la qualité de moulage des pièces produites : pour ce type de pièce, le moulage avec les cycles de relâchement de pression à 350°C pendant 15 minutes avec des flocons est le plus prometteur.

Le second objectif de recherche était d'identifier le matériau à utiliser pour le démonstrateur en étudiant l'effet de l'alignement, de la longueur et de la forme des flocons sur les propriétés mécaniques. Pour ce faire, des tests de traction expérimentaux selon la norme ASTM D3039 ont été réalisés sur des éprouvettes composés de combinaisons de paramètres matériau différents. Les données acquises expérimentalement ont ainsi pu être comparées entre elles.

D'abord, la surface transversale du flocon doit être le plus mince possible pour obtenir de bonnes propriétés mécaniques et un meilleur fluage. Ensuite, l'alignement des flocons offre une augmentation de la résistance à la traction et du module d'Young au détriment d'une variabilité des résultats plus importante et d'un fluage dans le sens des fibres pratiquement éliminé lors du moulage. Finalement, une longueur de flocons de 12 mm peut être utilisée dans les zones complexes des pièces sans perte importante des propriétés mécaniques évaluées. Pour les sections moins complexes, mais de rapport d'aspect important, des flocons de 25 mm permettent de générer des alignements naturels dans la pièce.

Le troisième objectif de recherche était de concevoir et de fabriquer un démonstrateur en composites thermoplastiques ROS et comparer ses avantages et ses inconvénients par rapport à la pièce actuelle en aluminium. Pour ce faire, les cas de chargements appliqués sur le démonstrateur ont été simulés par AEF en considérant l'aluminium comme linéaire élastique. Ce dernier a ensuite été adapté aux composites thermoplastiques ROS. Deux déclinaisons ont été faites, soit une version conservatrice et une version compétitive. Un moule permettant de fabriquer ces versions a été conçu et fabriqué. Grâce aux résultats du premier et du second objectifs, des démonstrateurs ont été moulés. Par la suite, ils ont été inspectés et testés en traction sur un montage sur mesure. La technique de DIC a été utilisée pour analyser les résultats et évaluer la validité des analyses AEF utilisées lors de la conception. Il a été conclu que la simulation numérique utilisée surestime les déformations globales dans la pièce sous charge. De plus, les démonstrateurs fabriqués résistent à une charge plus de deux fois supérieure à la pièce initiale d'aluminium simulée lors du test sur mesure. En ce sens, les propriétés mécaniques utilisées pour l'analyse numérique sont sous-estimées. Par contre, les localisations des zones fortement sollicitées semblent réalistes. En définitive, l'utilisation des composites thermoplastiques ROS moulés par compression est une solution viable pour les applications d'intérieur d'avions, car ils rencontrent des normes FST, sont dimensionnellement précis avec des finis de surface de grande qualité et se peignent bien. Des pièces plus légères et à résistance égale à l'aluminium peuvent être obtenues et leurs coûts, si intégrés dans une réforme d'entreprise, favorisant le recyclage des retailles de préimprégnés, peuvent être comparables, voir inférieurs.

## **RECOMMANDATIONS**

Même si la recherche a couvert plusieurs aspects de la conception et fabrication d'une composante d'intérieur d'avion faite de composites thermoplastiques ROS moulés par compression, il est évident qu'elle n'a fait qu'effleurer la surface du sujet pour chacun des chapitres et plusieurs autres pistes de recherche mériteraient d'être explorées.

L'analyse faite au Chapitre 2 est principalement qualitative et permet d'identifier expérimentalement les combinaisons de paramètres de moulages donnant de meilleurs résultats. Il serait cependant intéressant d'évaluer ces différents paramètres sous forme de tests mécaniques et tenter d'évaluer si ces derniers ont un impact sur les propriétés mécaniques obtenues. Pour y arriver, il faudrait tester des dizaines d'échantillons pour tenir compte des variations importantes dans les résultats obtenus.

Les résultats obtenus au Chapitre 3 sont fort intéressants, mais ils auraient été davantage mis en contexte s'ils avaient été comparés à un composite QI fabriqué dans les mêmes conditions. L'écart entre les résultats obtenus aurait fort probablement été réduit.

Au Chapitre 4, l'analyse linéaire élastique de la pièce initiale d'aluminium n'est pas représentative de la réalité et a probablement surestimé les contraintes maximales atteintes lors des cas de chargements, surestimant, par le fait même les ratios utilisés pour la conception des démonstrateurs de composites ROS. Il serait intéressant de refaire les AEF avec la pièce initiale en aluminium en considérant la plasticité du matériau. Ceci permettrait, entre autres, d'obtenir des valeurs de comparaison plus réalistes pour le test sur mesure. Dans un autre ordre d'idées, il a été mentionné que le remoulage des démonstrateurs problématiques est facile et visuellement sans différence avec les démonstrateurs moulés en une seule fois. Cependant, il serait fort intéressant d'évaluer davantage les différences physiques entre les pièces fabriquées en un seul ou en plusieurs moulages.

Plusieurs autres éléments pourraient être approfondis pour chacun des chapitres. À plus long terme, il serait pertinent d'étudier un cas de démonstrateur avec insert, dans lequel une pièce métallique serait moulée en compression à même le composite thermoplastique ROS. C'est un énorme avantage que possède ce procédé qui lui permet réellement de briller et de se distinguer des pièces d'intérieur d'avion faites d'aluminium en réduisant les quantités de pièces assemblées.

## ANNEXE I

### SUPPLÉMENTS DE REVUE DE LITTÉRATURE

Pour commencer, le Tableau-A I-1 présente les propriétés, leur symbole, ainsi que les équations pouvant être utilisées pour les déterminer dans un composite transversalement isotrope (orthotropie, dans laquelle les propriétés sont identiques dans les deux sens transversaux, mais pas dans le sens longitudinal).

Tableau-A I-1 Définition des propriétés pour les matériaux composites ROS

	<b>Symbol</b>	<b>Définition</b>	<b>Équation</b>
Élastiques	E <sub>1</sub>	Module élastique dans la direction des flocons	Propriétés basées sur les données
	E <sub>2</sub>	Module élastique dans la direction perpendiculaire à E <sub>1</sub>	Isotropie transverse : E <sub>2</sub> = E <sub>1</sub>
	E <sub>3</sub>	Module élastique à travers l'épaisseur	Propriétés basées sur les données
	G	Module de cisaillement de la fibre ou de la résine	$G = \frac{E}{2(1+\nu)}$
	G <sub>12</sub>	Module de cisaillement dans le plan 1-2	Propriétés basées sur les données
	G <sub>23</sub>	Module de cisaillement dans le plan 2-3	$G_{23} = \frac{E_3}{2(1+\nu_{23})}$
	G <sub>13</sub>	Module de cisaillement dans le plan 1-3	Isotropie transverse : G <sub>13</sub> = G <sub>23</sub>
	v <sub>12</sub>	Coefficient de Poisson dans le plan 1-2	Propriétés basées sur les données
	v <sub>23</sub>	Coefficient de Poisson dans le plan 2-3	$\nu_{23} = v_f F_v + v_m (1 - F_v) \left[ \frac{1 + v_m v_{12} \frac{E_m}{E_1}}{1 - v_m^2 + v_m v_{12} \frac{E_m}{E_1}} \right]$
	v <sub>13</sub>	Coefficient de Poisson dans le plan 1-3	Isotropie transverse : v <sub>13</sub> = v <sub>23</sub>
Contraintes	σ <sub>1</sub>	Résistance en traction dans la direction des flocons	Propriétés basées sur les données
	- σ <sub>1</sub>	Résistance en compression dans la direction des flocons	Propriétés basées sur les données
	σ <sub>2</sub>	Résistance en traction dans la direction perpendiculaire à σ <sub>1</sub>	σ <sub>2</sub> = σ <sub>1</sub>
	- σ <sub>2</sub>	Résistance en compression dans la direction perpendiculaire à σ <sub>1</sub>	-σ <sub>2</sub> = -σ <sub>1</sub>
	σ <sub>3</sub>	Résistance en traction à travers l'épaisseur	Propriétés basées sur les données
	- σ <sub>3</sub>	Résistance en compression à travers l'épaisseur	Propriétés basées sur les données
	τ <sub>12</sub>	Résistance en cisaillement dans le plan 1-2	Propriétés basées sur les données
	τ <sub>13</sub>	Résistance en cisaillement dans le plan 1-3 (interlaminaire)	$\tau_{13(\text{apparent})} = \frac{3P}{4bt} \text{ où } t = \text{épais. de l'échantillon}$ $b = \text{largeur de l'échantillon}$
	τ <sub>23</sub>	Résistance en cisaillement dans le plan 2-3 (interlaminaire)	τ <sub>23</sub> = τ <sub>13</sub>

où v<sub>f</sub> et v<sub>m</sub> sont le coefficient de Poisson de la fibre et de la matrice, respectivement, F<sub>v</sub> est la fraction volumique de la fibre et E<sub>m</sub> est le module d'élasticité de la matrice. Les propriétés élastiques requises pour une analyse en 2D sont généralement : E<sub>1</sub>, E<sub>2</sub>, G<sub>12</sub> et v<sub>12</sub>. Si une

analyse de résistance ou de rupture est effectuée, les contraintes admissibles suivantes peuvent être requises :  $\sigma_1$ ,  $\sigma_2$ ,  $-\sigma_1$ ,  $-\sigma_2$  et  $\tau_{12}$ .

En ce qui a trait aux coûts associés au procédé de moulage par compression de composites thermoplastiques ROS, El Wazziki et Ngo (2019) présentent de façon détaillée une démarche permettant d'évaluer de façon approximative les coûts pour diverses pièces simples faites de CF/PEEK.

Le comportement thermique du montage d'outillage implique des interactions complexes entre la pièce composite, le moule et son système de refroidissement. Swaroop B Visweswaraiah et al. (2017) simule une analyse de transfert de chaleur transitoire lors du moulage à l'aide d'AEF dans Abaqus sur deux configurations de pièce: pièce plate et raidisseur en T. Les données du fabricant et des expériences simples sont utilisées dans la simulation (Tableau-A I-2). Trois interactions physiques sont modélisées: la conductance de contact, la convection et le rayonnement. Pour le matériau composite, qui est anisotrope, différentes valeurs de conductivité dans le sens de l'épaisseur et dans le plan ont été utilisées.

Tableau-A I-2 Propriétés thermiques et constantes utilisées dans la simulation

Matériaux	Densité (kg/m <sup>3</sup> )	Conductivité thermique (W/(m·°C))	Chaleur spécifique (J/(kg·°C))
Acier H13 (à 25 °C) <sup>25</sup>	7810	24	460
PEEK <sup>26</sup>	1320	0,25	1340
Carbon/PEEK ROS dans le plan <sup>26</sup>	1600	3,5	1340
Carbon/PEEK ROS hors plan <sup>26</sup>	1600	0,95	1340
914 céramiques de verre <sup>27</sup>	5600	2,8	460
<b>Conductance de contact</b>			(W/(m <sup>2</sup> ·°C))
Contact entre des pièces solides			1500
Acier – composite fondu			150000
<b>Coefficients de convection</b>			(W/(m <sup>2</sup> ·°C))
Convection naturelle (surfaces externes) <sup>28</sup>			10
Convection forcée moyenne (conduites de refroidissement)			200
<b>Radiation</b>			
Constante de Stefan-Boltzmann (kW/mm <sup>2</sup> ·°C <sup>4</sup> )			6,67*10 <sup>-17</sup>
Emissivité <sup>28</sup>			0,9
<b>Charge de puissance de chauffage (flux de chaleur de surface)</b>			KW/m <sup>2</sup>
500 W/cartouche (phase de chaleur)			136
165 W/cartouche (phase de résidence)			45

Swaroop B Visweswaraiah et al. (2017) défini de façon détaillée divers éléments, tels que le rayonnement de surface (perte de chaleur prédominante lorsque l'outil est chaud), la convection de surface avec l'air ambiant (perte de chaleur prédominante lorsque le moule se refroidit) et indique que la puissance rayonnée vers l'environnement ambiant peut être estimée à environ 1/8 de la puissance de chauffage maximale. Pour simplifier l'AEF, les rayons serrés, les petits trous et les vis sont négligés. Les contraintes à l'intérieur du moule ne sont pas prises en compte et les éléments ne sont pas déformables. Deux simulations distinctes sont effectuées (Figure-A I-1) pour les phases de chauffage et de refroidissement.

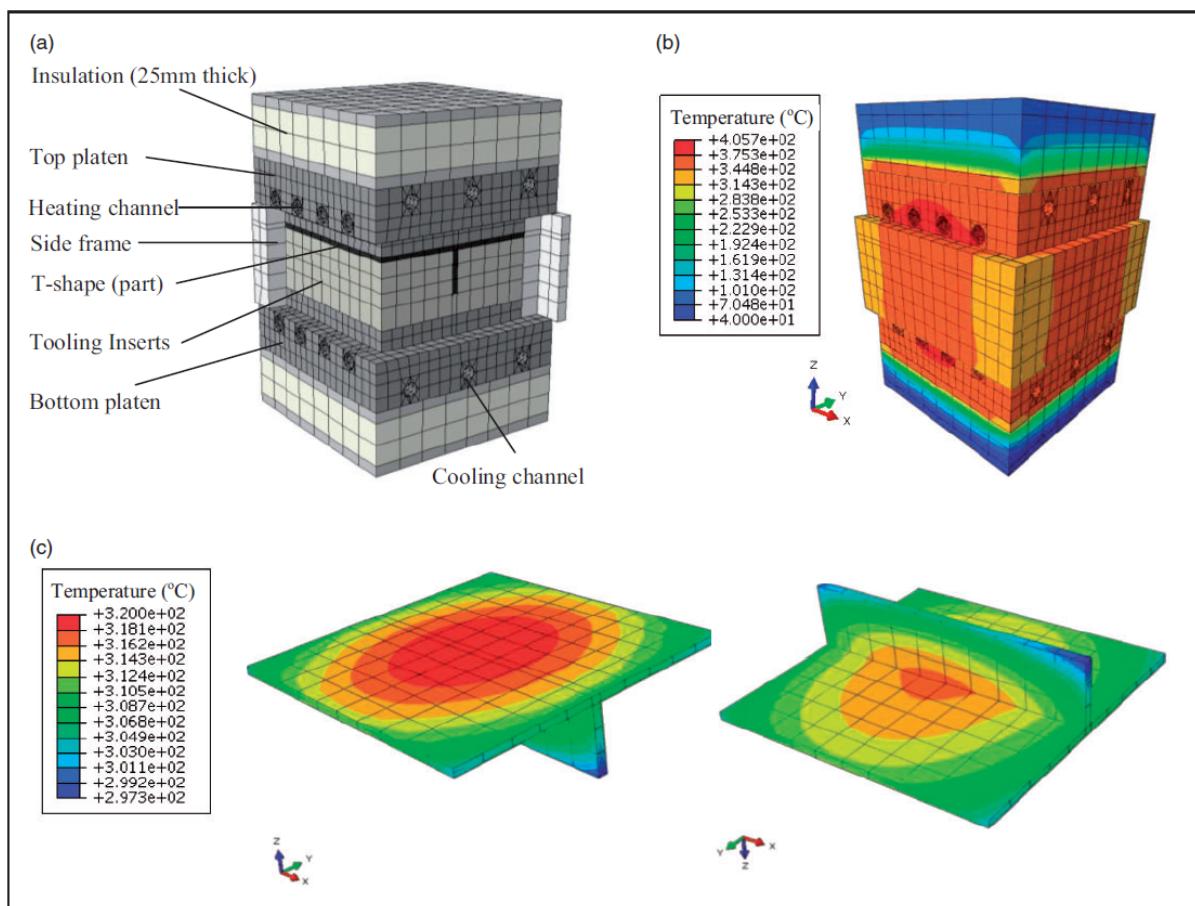


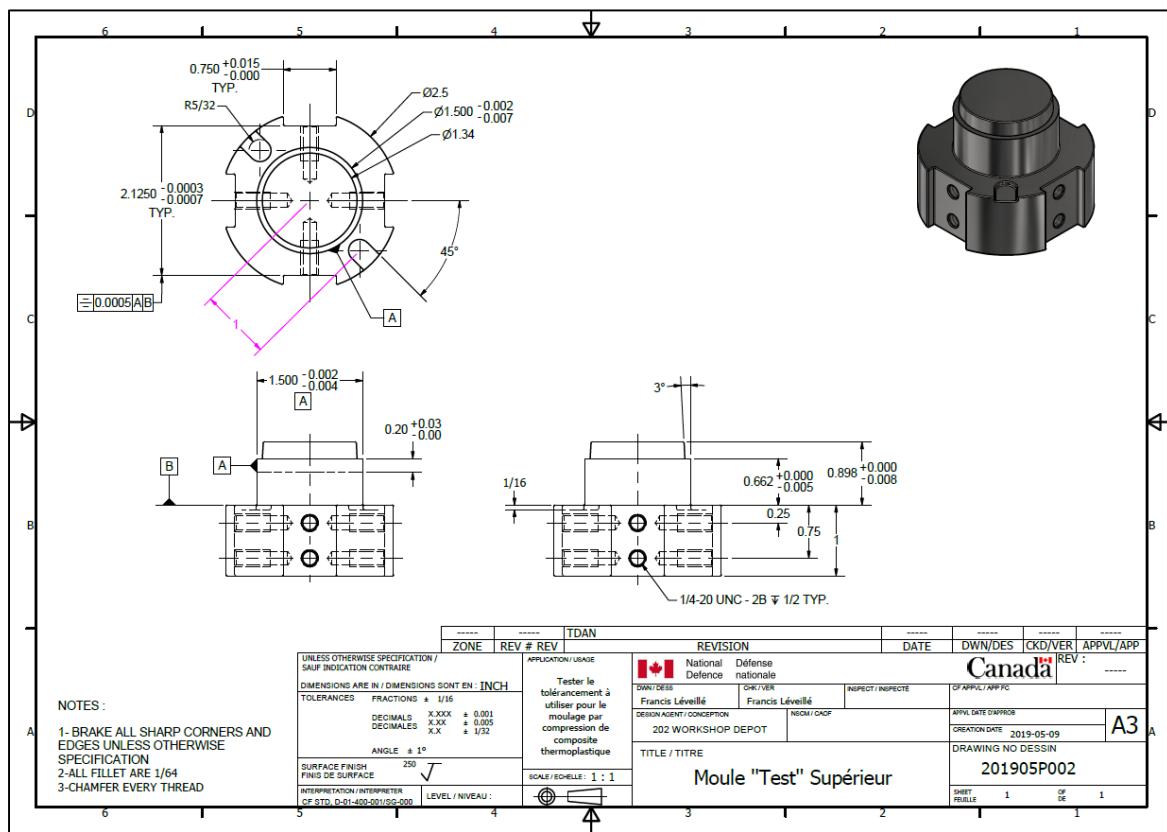
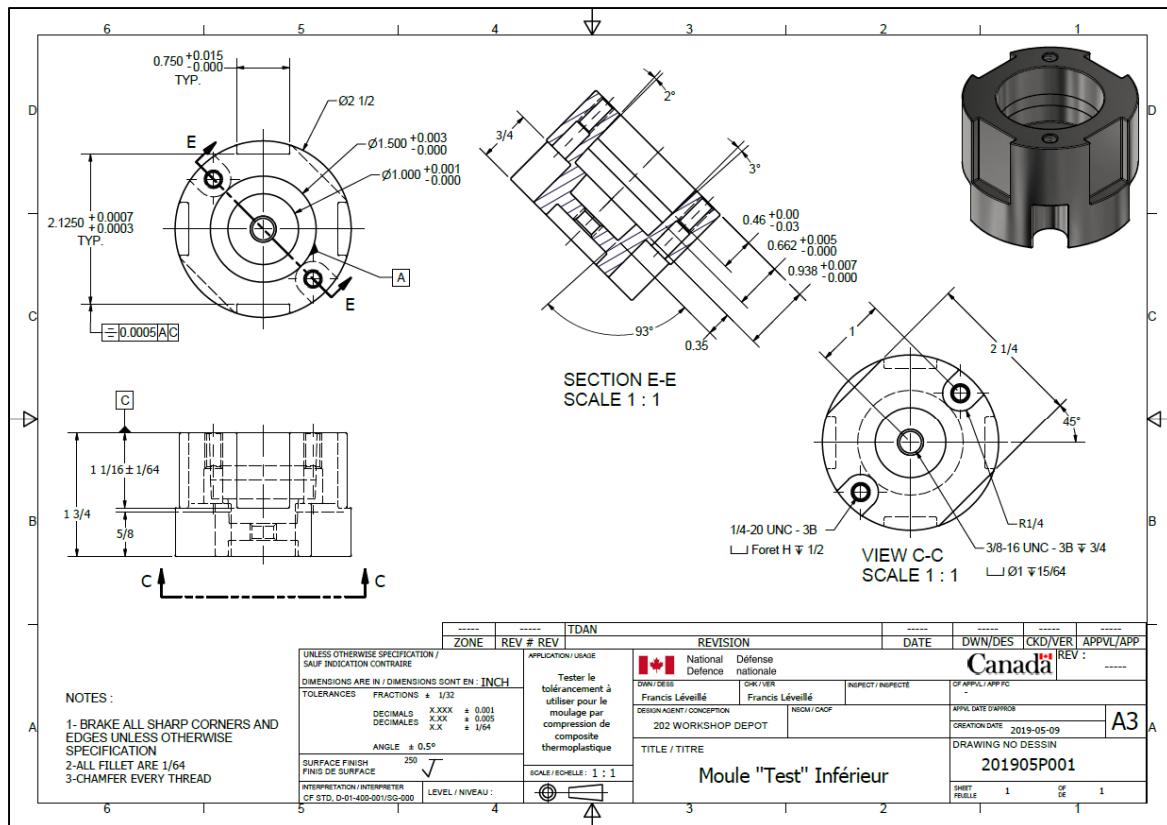
Figure-A I-1 (a) Modèle d'éléments finis du montage d'outillage (pour plus de clarté, les cadres latéraux avant ne sont pas affichés); (b) température en régime permanent; (c) distribution de la température à travers la forme en T pendant la phase de refroidissement.

Tirée de Swaroop B Visweswaraiah et al. (2017)



## **ANNEXE II**

## **DESSINS DE DÉTAIL DU MOULE « TEST »**



## ANNEXE III

### TESTS PRÉLIMINAIRES ET AJUSTEMENTS DU MOULE DE LA PIÈCE « TEST »

Un accessoire a été conçu afin d'être utilisé simultanément au moule « test », car la pression minimale exercée par la presse Accudyne 2433 est trop élevée lors de la mise en contact initiale des plateaux avec le moule (sans température). En effet, la surface du plan de moulage de la pièce est de  $11,4 \text{ cm}^2$ , tandis que la presse fonctionne à l'aide d'un vérin hydraulique de 6" (15,24 cm) de diamètre dont la pression exercée par ce dernier est contrôlée à l'aide d'un ordinateur de bord. Ainsi, à l'aide d'une conversion, la pression à appliquer sur le vérin pour avoir la pression désirée sur le moule peut être calculée. De cette façon, la force minimale de la presse correspond à une pression sur le moule de plus de 12 MPa. L'accessoire est un système avec des ressorts permettant de diminuer la pression effective sur le moule. Les constantes de raideur ont été calculées de telle sorte que la course des ressorts entre leurs longueurs initiales et la hauteur du moule pressé reprennent la totalité de la force minimale de la presse (14 kN). Ainsi, 4 ressorts en acier (McMASTER-CARR 9588K92) ayant une constante de raideur de 2000 livres/pouce (3500 N/m) et une hauteur de 3" (7,62 cm) ont été sélectionnés pour reprendre 22 kN en bout de course (contact avec le moule). De plus, pour garantir la sécurité de l'installation, l'accessoire est composé d'un guide pour ces 4 ressorts permettant de les maintenir dans l'axe de la presse et disposant d'un emplacement au centre pour le moule. La Figure-A III-1 présente le montage dans la presse.



Figure-A III-1 Moule et son accessoire dans la presse

La pression nécessaire pour obtenir un contact entre les plateaux et le moule a été mesurée et est de 1,6 MPa sur le vérin. La constante de raideur est estimée comme constante, considérant que Werner, Antoun, et Sartor (2016) indiquent que la constante est très peu affectée à des températures inférieures à 400 °C. Chaque incrément de pression ajouté ensuite est directement transmis au moule. La Figure présente visuellement l'augmentation de pression dans la presse.

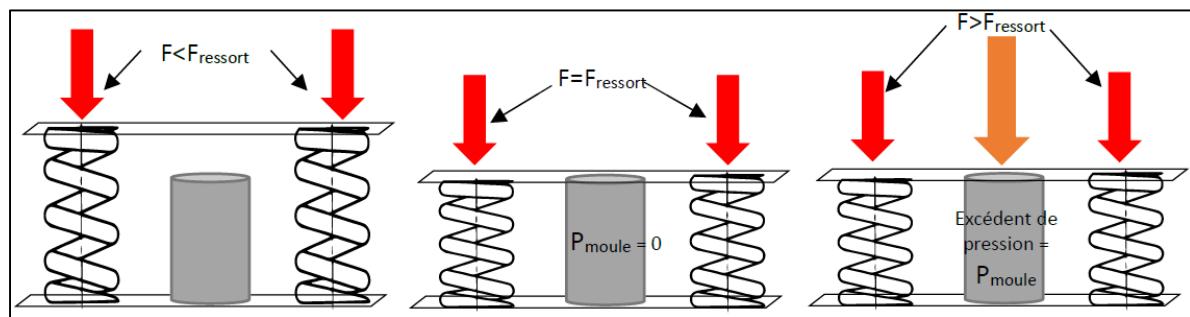


Figure-A III-2 Concept d'opération des ressorts

En ce qui a trait aux moulages préliminaires de la pièce « test », six essais ont été menés avant d'obtenir un démoulage concluant. En effet, il était difficile de démouler les pièces sans endommager leur intégrité. Puisque l'éjecteur ne couvrait pas la totalité du fond du moule et que la pièce avait une épaisseur d'âme de 1 mm, le fait de pousser sur l'éjecteur déformait la pièce et le pourtour servant de raidisseur se comprimait sur la surface intérieure du moule femelle, rendant impossible le démoulage. Plusieurs solutions ont été testées, mais le fait d'augmenter le nombre de flocons de 13 à 17 s'est avéré la plus efficace. Avec ce type de moulage, lorsque l'on ajoute du matériau, c'est l'épaisseur de la pièce (âme) qui augmente pour compenser le changement de volume, la rendant ainsi plus rigide.

## ANNEXE IV

### PROCÉDURE DE MOULAGE PAR COMPRESSION DE COMPOSITES ROS

Le moulage par compression de composites ROS consiste en l'usage d'un polymère thermoplastique renforcé avec des CF qui est placé sous forme de flocons discontinus dans un moule. Ce dernier est ensuite chauffé à la température de moulage sous une faible pression permettant de faire contact entre les surfaces du moule et celles des plateaux de la presse (ici, Accudyne modèle 2433). Une fois la température de moulage atteinte de façon uniforme, le moule est comprimé à une pression et pendant un temps donné. Une fois le moulage par compression terminé, le moule est refroidi à pression constante afin de consolider la pièce moulée. Ultimement, lorsque le moule atteint la température ambiante la pièce est éjectée du moule et des étapes de post-traitement peuvent être faits sur la pièce.

**Moule « test » :** L'accessoire (cadre de ressorts) reprend une pression de 1,6 MPa sur le vérin (pression affichée sur la presse). Ainsi, il faut ajouter la pression désirée à cette valeur sur le réglage de la presse. De plus, il est à noter que la surface du plan de moulage de la pièce « test » est de 0,00114 m<sup>2</sup>. Ainsi voici les consignes à mettre pour obtenir les pressions recherchées :

Tableau-A IV-1 Pressions à appliquer sur le moule « test »

Pression sur la pièce	Pression du vérin (consigne)	Pression de la consigne en considérant le cadre de ressorts
2,5 MPa	0,16 MPa	1,76 MPa
3,5 MPa	0,22 MPa	1,82 MPa
5,0 MPa	0,31 MPa	1,91 MPa
7,5 MPa	0,47 MPa	2,07 MPa
10,5 MPa	0,62 MPa	2,26 MPa

La procédure de moulage/démoulage est la suivante :

1. Mettre de façon aléatoire 17 tiges de 4,7 mm de diamètre et 12 mm de long dans le moule, qui a été préalablement traité, avec l'éjecteur bien enfoncée dans son socle.

2. Aligner les deux parties du moule puis visser les guides.
3. Mettre le cadre de ressorts dans la presse entre les deux plaques chauffantes, puis placer le moule au centre.
4. Mettre la consigne de pression à 0,8 MPa sur la presse (pression minimale - *kiss pressure*) et la température à la température désirée.
5. Mettre en contact les deux plateaux de la presse en augmentant la pression graduellement jusqu'à ce qu'il y ait un contact entre les plateaux de la presse et le moule. Éviter toute pression excessive pour ne pas briser les flocons à froid.
6. Activer le chauffage des plateaux.
7. Une fois la température atteinte (il faut attendre 35 minutes pour le moulage à 300°C et 40 minutes pour le moulage à 350°C), augmenter la pression jusqu'à la pression désirée (3,5 / 7,5 / 10,5 MPa) pendant le temps désiré (5 ou 15 minutes).
  - 7.1. Pour les cycles de relâchement de pression, augmenter à 2,5, 5,0, 7,5 MPa en maintenant la pression 1 minute et un retour à 0,8 MPa entre chaque graduation, puis maintenir 15 minutes à 10,5 MPa.
8. Une fois le temps écoulé, arrêter le chauffage et allumer le système de refroidissement.
9. Lorsque le moule atteint la température ambiante (15 minutes).
10. Sortir le moule une fois la température ambiante atteinte.
11. Enlever les guides.
12. Utiliser les vis d'éjection du moule femelle pour séparer les parties du moule tout en gardant l'axe aligné entre ces dernières.
13. Utiliser la vis d'éjection pour pousser sur l'éjecteur du moule femelle et séparer la pièce de ce moule.
14. Une fois la pièce éjectée, nettoyer le moule et retirer les restes de matrice. Pour cela, utiliser le fer à souder, des bouts de bois et éventuellement une lame délicatement pour arracher la matrice collée au moule.
15. Une fois la surface lisse, sous hotte, nettoyer le moule à l'acétone et appliquer deux couches d'agent démoulant (Frekote NC 700) sans essuyer (sauf si largement trop d'excédents) avec 10 min entre les deux couches. Laisser les solvants s'évaporer 30 min avant d'utiliser le moule à nouveau.

**Moule de plaques :** La surface de la plaque est de  $0,02129 \text{ m}^2$ . Ainsi, les consignes à mettre pour obtenir les pressions recherchées sont présentées dans le Tableau-A IV-2.

Tableau-A IV-2 Pressions à appliquer sur le moule de plaques

Pression sur la pièce	Pression du vérin (consigne)
2,5 MPa	4,08 MPa
5,0 MPa	5,84 MPa
7,5 MPa	8,75 MPa
10,5 MPa	12,25 MPa

La procédure de moulage/démoulage est la suivante :

1. Peser 83,56 g de matière.
2. Assembler les cinq parties du moule inférieur
3. Remplir le moule avec un placement aléatoire ou aligné tel que désiré.
4. Aligner les deux parties du moule puis insérer le moule dans la presse.
5. Étapes 5 à 10 identiques au moulage du moule « test ».
6. Désassembler les 5 parties du moule inférieur et retirer la plaque moulée.
7. Étapes 14 et 15 identiques au moulage du moule « test ».

**Moule de démonstrateur :** La surface du démonstrateur est de  $0,013 \text{ m}^2$ . Ainsi voici les consignes à mettre pour obtenir les pressions recherchées :

Tableau-A IV-3 Pressions à appliquer sur le moule de démonstrateurs

Pression sur la pièce	Pression du vérin (consigne)
2,5 MPa	3,13 MPa
5,0 MPa	4,46 MPa
7,5 MPa	6,70 MPa
10,5 MPa	9,38 MPa

La procédure de moulage/démoulage est la suivante :

1. Peser la matière selon la configuration choisie du Tableau 4-1 [env. 5 minutes].
2. Assembler toutes les parties du moule inférieur et supérieur selon le démonstrateur choisi (conservateur ou compétitif) [env. 15 minutes].

3. Utiliser des séparateurs entre les extrémités et le corps pour remplir le moule afin de créer un mur et faciliter le remplissage de chaque partie selon les flocons associés sans les mélanger [env. 15 minutes].
4. Aligner les deux parties du moule puis insérer le moule dans la presse [env. 1 minute].
5. Étapes 5 à 10 identiques au moulage du moule « test » [Montée en température = env. 15 min. / Cycle de pression = env. 20 min. / Refroidissement = env. 20 min.].
6. Désassembler les parties du moule et éjecter la pièce [env. 30 minutes].
7. Étapes 14 et 15 identiques au moulage du moule « test ».

## **ANNEXE V**

### **ENCAPSULAGE ET POLISSAGE DES ÉCHANTILLONS OBSERVÉS AU MICROSCOPE**

La procédure d'encapsulage est la suivante :

1. Montage du composite
  - 1.1. Un gobelet de montage doit être utilisé pour préparer l'échantillon. Il doit être nettoyé à l'acétone avant utilisation.
  - 1.2. Le gobelet doit être enduit de quatre couches d'un agent de démoulage avec 10 minutes entre chaque couche et 30 minutes après la dernière couche (l'agent Loctite® Frekote 700 NC peut être utilisé).
  - 1.3. Un support, SamplKlip, doit être utilisé pour maintenir le composite dans la tasse. La section transversale à examiner doit toucher le fond de la tasse et doit être légèrement décalée du centre de la tasse.
  - 1.4. La solution époxy doit être versée lentement dans la tasse en évitant soigneusement la formation de bulles.
  - 1.5. Le temps de durcissement de la résine varie d'un fabricant à l'autre. Veuillez lire la fiche technique et laisser le produit durcir le temps approprié.
2. Préparation de la solution époxy (l'époxy Adtech Marine 820 et Marine 824 peut être utilisé avec un ratio de 5 : 1 en volume ou 5,55 : 1 en masse)
  - 2.1. Un gobelet jetable vide et sec doit être étiqueté et placé sur une balance numérique.
  - 2.2. La masse à vide de la tasse doit être enregistré.
  - 2.3. Selon le fournisseur d'époxy, le rapport de mélange peut changer. Lire la fiche technique de l'époxy pour valider le rapport de mélange.
  - 2.4. Deux minutes de mélange sont recommandées. Pour de meilleurs résultats, inclinez légèrement la tasse contenant la résine et le durcisseur et à l'aide d'un bâton d'agitation, travaillez doucement la résine et le durcisseur ensemble en utilisant un mouvement de levage et d'agitation jusqu'à ce que le mélange soit complètement mélangé. Évitez l'incorporation de bulles d'air.

La procédure de polissage est la suivante :

1. La préparation de la surface comprend trois étapes principales :
    - 1.1. Couper l'échantillon près de la section à observer (si nécessaire).
    - 1.2. Rectifiez la section pour la rendre plate et retirez le matériau jusqu'à ce que vous obteniez la section souhaitée.
    - 1.3. Polissez l'échantillon pour éliminer toutes imperfections de surface qui diffuserait la lumière et empêcherait une bonne observation de l'échantillon.
  2. Préparation de la procédure de polissage
    - 2.1. Installation d'échantillons sur l'anneau de support.
    - 2.2. Fonctionnement du dispositif: Les échantillons doivent être polis à l'aide de différents papiers sablés et de liquides de polissage sur une machine de polissage automatique BUEHLER (BUEHLER MetaServ® 250).
  3. Procédure de polissage résumée

### Tableau-A V-1 Procédure de polissage

Granulométrie	Type	Liquide	Vitesse de la rotation (rpm)	Force par échantillon (lbs)	Direction de la rotation (opposée ou même)	Temps (min.)	Nombre de cycle	Nombre de cycle par papier	Commentaire
80*	Meulage rugueux	Eau	400	9	Opposé	1	-	1	Enlever 0.100" par cycle
180*	Meulage rugueux	Eau	400	9	Opposé	2	-	1	Enlever 0.030" par cycle **
320*	Meulage rugueux	Eau	400	9	Opposé	2	-	1	Enlever 0.010" par cycle **
600	Meulage	Eau	400	9	Opposé	2	3	1	
1200	Meulage	Eau	400	9	Opposé	2	3	1	
3 µm	Polissage	Solution 3 microns	400	18	Opposé	3	1	6	Ajouter la solution toutes les minutes et rincer pendant les 30 dernières secondes
1 µm	Polissage	Solution 1 micron	400	18	Opposé	4	1	6	

## **ANNEXE VI**

### **ANALYSE DU TAUX DE VIDE PAR MICROSCOPIE OPTIQUE ET APPRENTISSAGE MACHINE**

1. Obtention de l'image à analyser : l'assemblage des images pour reconstituer l'intégralité de la pièce est effectuée sur le logiciel Photoshop (version CC 2017) de la façon suivante :
  - 1.1. Nouveau document (Ctrl + N)
    - 1.1.1. Résolution : 120 ppp
    - 1.1.2. Mode colorimétrique : Niveaux de gris / 8 bits
  - 1.2. Glisser l'ensemble des photos correspondant à une pièce dans le nouveau document
  - 1.3. Sélectionner l'ensemble des calques (CG sur le premier calque, MAJ enfoncé et CG sur le dernier calque) et les pixéliser (CD → Pixelliser les calques)
  - 1.4. Aligner les calques (Edition → Alignement automatique des calques → Projection : Repositionnement → OK)
  - 1.5. Fusionner les calques (Edition → Fusionner automatiquement les calques → Méthode de fusion : Panorama → OK)
  - 1.6. Réduire les dimensions de l'image de 50% (Alt + Ctrl + I)
  - 1.7. Détourer la pièce de composite avec l'outil Lasso Polygonal comme indiqué Figure-A VI-1

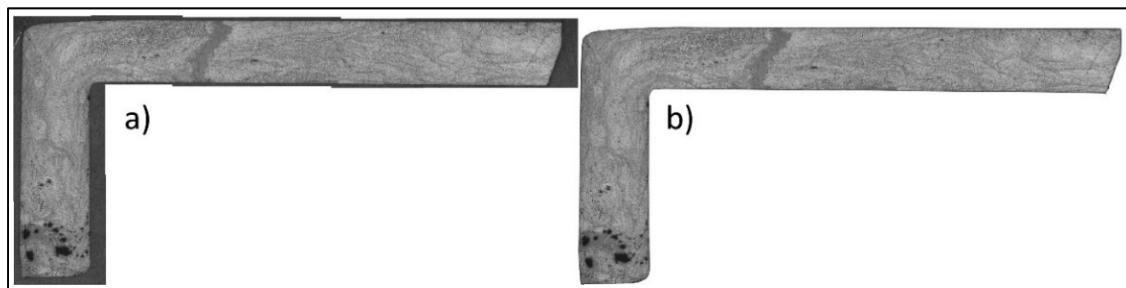


Figure-A VI-1 Image reconstituée de la pièce de composite a) et découpée b)

- 1.8. Enregistrer l'image en format jpeg avec une qualité de 5 et un format de base optimisé
2. Entraînement de l'analyse d'image : l'analyse d'image est effectuée avec le logiciel ImageJ (version contenant tous les modules d'extension - <https://imagej.net/Downloads>) Ouvrir l'image précédemment découpée (Plugins → Segmentation → Trainable Weka Segmentation)
  - 2.2. Dans la nouvelle fenêtre cliquer sur « Settings » et configurer le module d'extensions comme indiqué sur la Figure-A VI-2 c) (Il est à noter qu'une troisième classe doit être créée dans la fenêtre principale)
  - 2.3. Utiliser les outils de dessin du logiciel pour prendre des échantillons de l'image qui vont servir à entraîner le logiciel comme sur la Figure-A VI-2 a) (Add to voids/composite/ background)
  - 2.4. Cliquer sur « Train classifier »
  - 2.5. Le fichier analysé est affiché à la Figure-A VI-2 b). Les vides sont surestimés, il faut alors ajouter des échantillons d'images pour améliorer l'analyse.
  - 2.6. Une fois l'analyse correctement effectuée, enregistrer le classificateur et les données (Save Classifier/Save Data).
  - 2.7. Ouvrir ensuite une seconde image et charger les classificateurs et les données (Load classifier/Load Data) et cliquer sur Train classifier
  - 2.8. Ajouter des échantillons d'image provenant des zones où l'analyse n'est pas précise
  - 2.9. Relancer l'analyse
  - 2.10. Recommencer les deux dernières étapes jusqu'à obtenir un résultat satisfaisant
  - 2.11. Après chaque image, il faut enregistrer le classificateur et les données et les ouvrir pour l'image suivante. Les analyses seront alors de plus en plus précises.
  - 2.12. Une fois qu'il n'est plus nécessaire d'ajouter des échantillons après une analyse, l'entraînement est considéré terminé (compter 8-9 étapes d'entraînement)

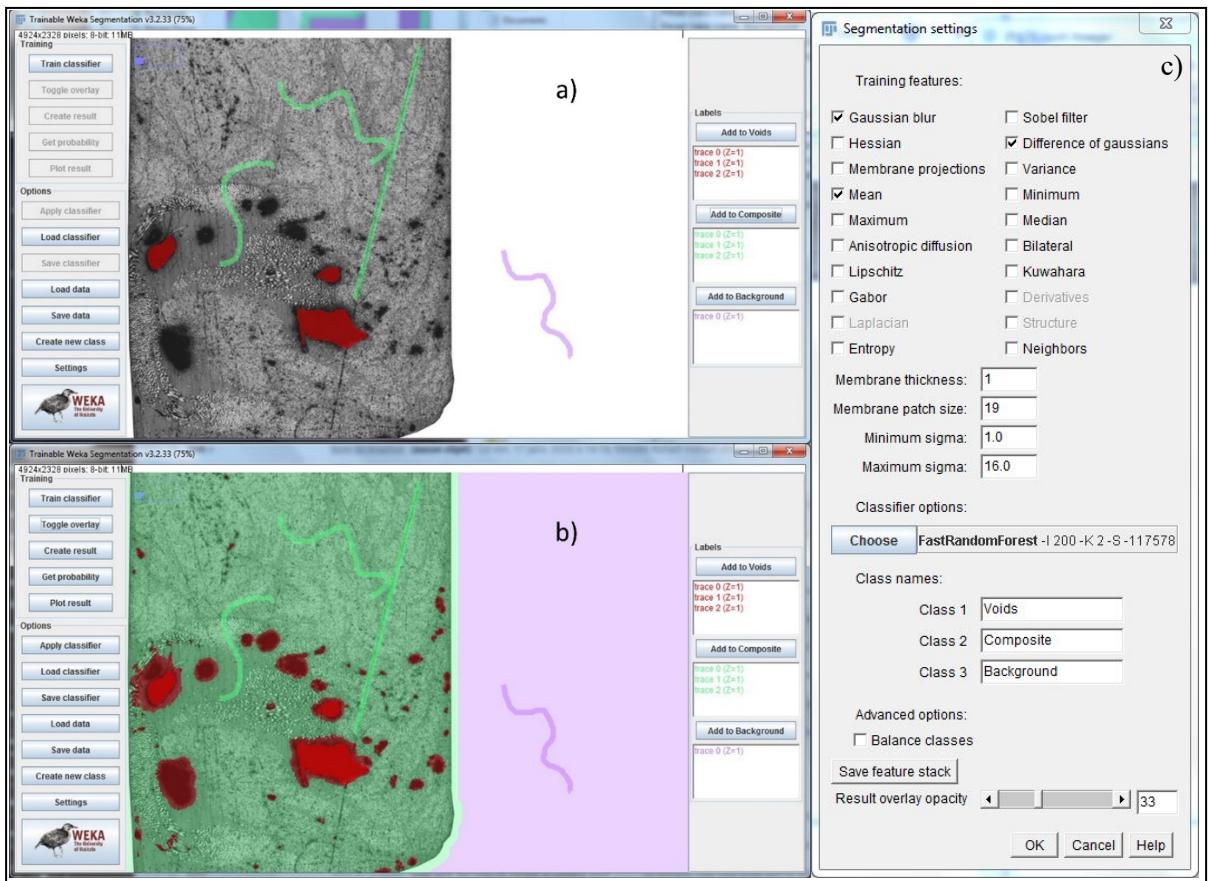


Figure-A VI-2 Procédure d'entraînement du « plugin » avec a) la prise d'échantillons et b) l'image analysée grâce aux premiers échantillons et configuration du plug-in de segmentation en c)

3. Analyse des images : les images utilisées pour l'entraînement vont être également analysées avec les fichiers d'entraînement finaux Ouvrir l'image avec le « plugin » Trainable Weka Segmentation (Figure-A VI-3 a))
- 3.2. Charger le classificateur et les données entraînés
- 3.3. Cliquer sur « Train classifier » (Figure-A VI-3 b))
- 3.4. Cliquer sur « Create results » (Figure-A VI-3 c))
- 3.5. Enregistrer l'image

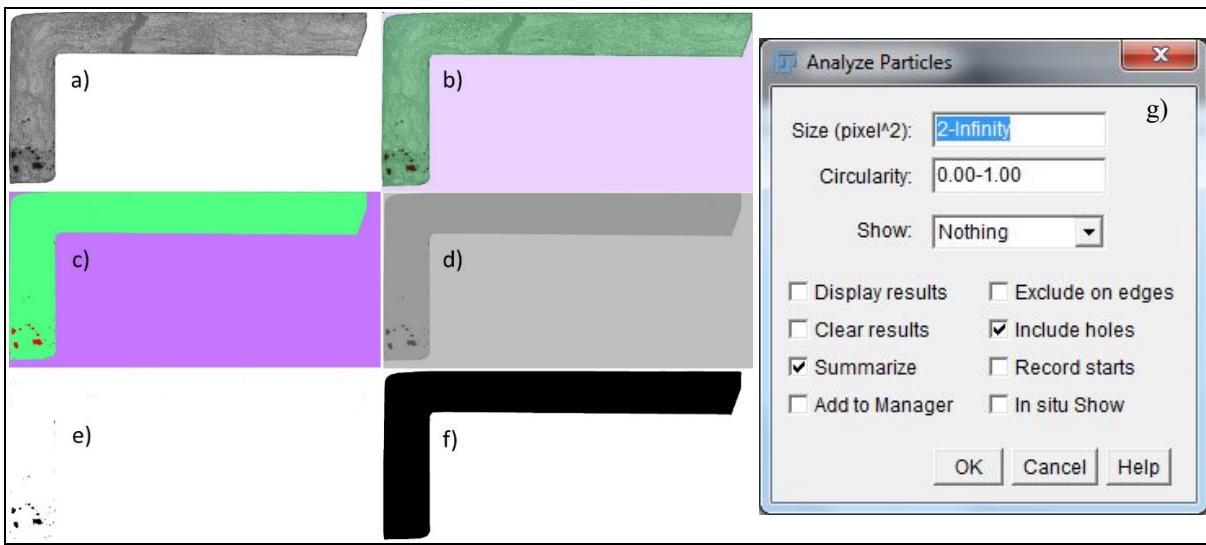


Figure-A VI-3: Traitement d'une image avec a) l'image brute, b) l'image analysée, c) les résultats exportés, d) les résultats en 8-bit, e) les vides en image binaire et f) le composite et les vides en image binaire, ainsi que les paramètres de l'analyse des particules en g)

4. Obtenir le taux de vide Ouvrir le fichier de résultat composé de 3 couleurs
  - 4.2. Image → Type → 8-bit (Figure-A VI-3 d))
  - 4.3. Image → Adjust → Threshold
  - 4.4. Faire glisser le curseur pour n'afficher que les vides → Apply (Figure-A VI-3 e))
  - 4.5. Analyze → Analyze Particles
  - 4.6. Utiliser les paramètres affichés à la Figure-A VI-3 g) → OK, l'aire des vides est affichée sous « Total Area »
  - 4.7. Faire de même pour obtenir l'aire du composite (Figure-A VI-3 f))
  - 4.8. Faire le rapport de l'aire des vides sur l'aire du composite

## ANNEXE VII

### MÉTHODE D'ÉVALUATION DE LA DENSITÉ ET DE LA FRACTION VOLUMIQUE ET MASSIQUE DES COMPOSITES MIS EN FORME

La taille de l'échantillon doit être d'environ 1g. Les échantillons plus volumineux nécessiteront trop de ressources pour être traités, tandis que de plus petits échantillons augmenteront la marge d'erreur sur les fractions volumiques finales. Pour ce faire, les pièces tests sont coupées en divers échantillons d'environ 1g à l'aide de la une tronçonneuse sur table (DeWalt, D36000S) à disque diamanté (DeWalt, XP4 10"). 5 échantillons sont coupés sur chaque pièce.

Afin d'obtenir une mesure de masse précise et répétable, il est important de normaliser l'humidité contenue dans l'échantillon à un minimum en suivant la procédure D de la norme ASTM D5229. Pour ce faire, l'échantillon de la pièce doit être séché dans un four sous vide à une température 150°C pendant 300 minutes sous vide afin que sa masse soit stable jusqu'à 0,02%. Lorsque l'échantillon est prélevé pour la pesée, il doit refroidir dans le dessicateur et la condensation doit être essuyée avant de le peser sur la balance analytique. Enregistrer la masse à 0,1 mg près comme lors de la prise de masse initiale et la noter comme *M<sub>i</sub>*.

Ensuite, la norme ASTM D792 est utilisée pour déterminer la densité de l'échantillon. L'idée est d'utiliser la flottabilité de l'échantillon dans un liquide de densité connue pour déterminer son volume exact. La procédure de mesure de densité est la suivante :

1. Enregistrez la masse de l'échantillon comme *a* (*M<sub>i</sub>* dans l'étape précédente) et remettez-le dans le dessicateur à vide.
2. Remplissez un bécher de 50 mL d'un liquide de densité connue (ici, l'hexadécane est utilisé) au niveau souhaité, placez-le sur la balance analytique et tarez-le.
3. Utilisez un thermomètre pour déterminer la température du liquide.
4. Plongez le porte-échantillon (sans l'échantillon) à la même profondeur que vous tiendrez l'échantillon à l'étape suivante. Enregistrez la masse indiquée sur la balance comme *w*.

5. Maintenant, prenez l'échantillon, plongez-le à la même profondeur que l'étape précédente et enregistrez la masse comme *b*.
6. Nettoyez l'échantillon avec du papier et remettez-le dans le dessiccateur à vide.

Le calcul de la densité de l'échantillon se révèle être :

$$\rho_{\text{composite}} = \frac{a*d}{a+w-b} (\text{kg/cm}^3) \quad (\text{A VII-1})$$

où      *a*: Masse apparente du spécimen dans l'air  
*b*: Masse apparente du spécimen immergé (avec support)  
*d*: densité spécifique du liquide d'immersion (selon la température mesurée)  
*w*: Masse apparente du support (immergé à la même profondeur)

La densité de la CF Hexcel AS4 est de 1,79 kg / m<sup>3</sup> ( $\rho_f$ ) et, heureusement, celle du thermoplastique PEI Ultem 1000 est constante à 1,27 kg/ m<sup>3</sup>( $\rho_m$ ). En effet, le PEI est amorphe et ne présente pas le problème des plastiques semi-cristallins, dont la densité de la phase cristalline est significativement différente de celle de la phase amorphe, ce qui oblige de connaître le degré de cristallinité qui dépend de la vitesse de refroidissement et qui diffère à chaque expérience.

Finalement, la matrice est enlevée afin de connaître les fractions massiques et volumiques de fibres de chaque échantillon. Pour ce faire, la procédure B de la norme ASTM D3171 est utilisée. Cette procédure nécessite les équipements suivants :

- Balance analytique
- Flacon filtrant
- Creuset
- Gants en néoprène épais
- Lunettes de protection
- Blouse de laboratoire
- Eau distillée
- Bécher (250mL et 500mL)
- Filtres en verre fritté
- Cylindre gradué (x2) (100mL)
- Bouchon de joint
- Respirateur intégral
- Acide sulfurique (98%, 20-30 mL par échantillon)
- Peroxyde d'hydrogène (30 %, 50 mL par échantillon)
- Plaque chauffante
- Entonnoir Büchner
- Tuyau d'aspiration
- Tablier en néoprène
- Acétone

- Écran facial
- Seau à déchets pour les acides appropriés

La procédure d'enlèvement de matrice est la suivante :

1. Mettre des vêtements de protection (blouson, tablier, gants, lunettes, écran, respirateur).
2. La procédure doit se dérouler sous une hotte absente de tous articles non essentiels. Rassembler tout le matériel nécessaire. Chaque solution doit être clairement étiquetée pour éviter de mélanger des solutions incompatibles.
3. Peser l'échantillon et le papier filtre et noter respectivement leur masse comme  $M_i$  et  $M_c$ .
4. Placer l'échantillon dans un bécher de 100 ml au-dessus de la plaque chauffante.
5. Ajouter au moins 25 mL d'acide sulfurique et chauffer jusqu'à ce que le mélange commence à fumer. (Environ 180°C)
6. Laissez reposer. Lorsque la solution est stable depuis 5 min, ajouter 35 ml de peroxyde d'hydrogène TRÈS LENTEMENT en gardant la porte de la hotte aussi bas que possible.
7. La solution va générer une grande quantité de fumées à ce stade. Attendre que la solution s'éclaircisse et se stabilise. Lorsque la solution est stable depuis au moins 5 min, examiner les fibres à l'intérieur du bécher. Les fibres doivent être lâches ou facilement détachables. Si elles semblent attachées, il est probablement qu'il y ait encore de la matrice restante. Si tel est le cas, répéter les deux dernières étapes.
8. À l'aide de gants en néoprène isolés épais, retirer le bécher de la plaque chauffante et laisser refroidir.
9. Filtrer la solution une fois refroidie à température ambiante à travers l'appareil de filtration sous vide. Laver les fibres et le bécher à l'eau distillée plusieurs fois et laisser sécher sous vide.
10. Démarrer le four à 100°C. Une fois à température, mettre le creuset en céramique au four pendant 30 minutes.
11. Peser le creuset et noter sa masse en tant que  $M_{cr}$ . Mettre le papier filtre et les fibres dans le creuset et le remettre au four pendant 1 heure.
12. Sortir le creuset du four et laisser refroidir dans un dessiccateur sous vide pendant 30min.

13. Une fois refroidi, peser le creuset et noter sa masse comme  $M_f$ . Cette étape doit être faite rapidement afin d'éviter que les fibres ne prennent d'humidité. À ce stade, les fibres de carbone sont hautement hydrophiles.

Les calculs de fraction volumique et massique des échantillons se révèlent être :

La fraction massique de fibre et de la matrice est donnée par :

$$F_{m,fibres} = \frac{(M_f - M_{cr} - M_c)}{M_i} \quad (\text{A VII-2})$$

Les fractions volumiques de fibres, de matrice et de vides correspondantes sont alors exprimées par :

$$F_{v,fibres} = \frac{(M_f - M_{cr} - M_c)}{M_i} \frac{\rho_{\text{composite}}}{\rho_f} \quad (\text{A VII-3})$$

## ANNEXE VIII

### ÉVALUATION DÉTAILLÉE DE L'ASPECT MACROSCOPIQUE DES PIÈCES MOULÉES

Le Tableau-A VIII-1 résume l'aspect macroscopique détaillé des tests qui sont viables.

Tableau-A VIII-1 Résumé de l'aspect macroscopique des pièces moulées

	Test « 2 » (7.5 MPa/350°C/15 min.)	Test « 3 » (10.5 MPa/350°C/15 min.)	Test « 6 » (Cycles de relâchement de pression / 350°C / 15 min.) [Tiges]	Test « 7 » (Cycles de relâchement de pression / 350°C / 15 min.) [Flocons de pré imprégnés]
Aspect général des pièces	Peu de défauts apparents (défauts visuels sur moins de 10 % de la surface totale des pièces) et répartition modérée des fibres (moins de 50% des flocons ont flué de façon à se séparer).	Aspect moins constant que le test « 2 » et répartition généralement élevée des fibres (plus de 75% des flocons ont flué de façon à se séparer).	Peu de défauts apparents (défauts visuels sur moins de 10 % de la surface totale des pièces) et nette augmentation du mélange de flocons en comparaison aux tests « 2 » et « 3 ».	Très peu de défauts apparents (défauts visuels sur moins de 5 % de la surface totale des pièces) et mélange de flocons différent de celui obtenu avec des tiges. Plus de détails dans la section sur l'orientation des fibres.
Remplissage de la pièce et de ses raidisseurs	Pièce complètement formée, fluage des flocons facile et peu de problèmes dans les coins extérieurs des raidisseurs (10 % des pièces ayant une cavité allant jusqu'à 1 mm <sup>3</sup> )	Pièce complètement formée, fluage des flocons facile, peu de problèmes dans les coins extérieurs des raidisseurs (10 % des pièces ayant une cavité allant jusqu'à 1 mm <sup>3</sup> ), mais certains défauts traversants (trous)	Commentaires comme test « 2 ». Amorce de fissures aussi présentes comme en « 2 » et « 3 », mais leur profondeur est nettement réduite.	Remplissage de la pièce et de ses raidisseurs est complet, le fluage des flocons est facile et aucun problème dans les coins extérieurs des raidisseurs n'a été identifié.
Fluage hors de la pièce	Minime et pratiquement seulement de la résine est présente	Plus important que le test « 2 », mais une très faible partie est composée de fibres	Plus de résine et de fibres présentent qu'en « 2 » et « 3 » (à considérer lors du choix de la quantité de matière à utiliser).	Le fluage hors de la pièce semble légèrement plus important que lors du test « 6 ».
Jonction entre les flocons	Flocons facilement identifiables (peu de mélange de flocons). Quelques zones avec des défauts dans la jonction.	Mélange de flocons augmentant leur assemblage/entrelacement, mais quelques zones avec un mauvais mélange	Flocons bien moins identifiables qu'en « 2 » et « 3 ». Donc, les flocons se mélangent bien et comblent bien les vides initialement présents avant le moulage.	La jonction entre les flocons est identifiable, mais il semble y avoir une meilleure dispersion dans la jonction réduisant la ligne de résine qui peut être aperçue durant le test « 2 ».

Tableau-A VIII-1 Résumé de l'aspect macroscopique des pièces moulées (suite)

	Test « 2 » (7.5 MPa/350°C/15 min.)	Test « 3 » (10.5 MPa/350°C/15 min.)	Test « 6 » (Cycles de relâchement de pression / 350°C / 15 min.) [Tiges]	Test « 7 » (Cycles de relâchement de pression / 350°C / 15 min.) [Flocons de pré imprégnés]
Zones riches en résine	Présentes à la jonction de flocons avec un volume non négligeable (jusqu'à 1 mm de large) sur plus 20% des pièces	Peu de zones riches en résines observables à l'œil nu (moins de 25% des pièces)	Pratiquement plus de zones de jonction riches en résine. Les zones semblent recouvrir la pièce seulement en surface.	Aucune zone riche en résine importante n'a été observée sur les pièces
Orientation des fibres	Généralement inchangé (position identique avant et après moulage) avec présence de quelques tourbillons (agglomérations de fibres de formes hélicoïdales)	Forte turbulence formée dans les raidisseurs. Peu de flocons restés dans la même position qu'avant le moulage. De plus, les flocons se sont séparés de leur forme initiale (flocons)	Les fibres n'ont pas d'orientation préférentielle, formant ainsi des pièces plus uniformes.	Au lieu que les fibres cherchent à onduler comme en « 6 », il y a plutôt une compaction uniforme des flocons qui se dispersent et s'étendent perpendiculairement aux fibres. De cette façon, les pièces semblent plus contrôlables.
Présence de fibres sèches	Faible présence (moins de 10 % de la surface totale des pièces) et transfert de fibres au moule lors de certains démoulages	Faible présence (moins de 10 % de la surface totale de la pièce) et Transfert de fibres au moule lors de certains démoulages	Aucune fibre sèche n'a été identifiée.	Aucune fibre sèche n'a été identifiée.
Défauts récurrents	Les flocons positionnés à plat conservent leur forme inchangée (facilement distinguables), tandis que les autres ont des mouvements désordonnés, comme dans les raidisseurs ou plusieurs défauts sont distingués par manque de pression lors de leur déplacement.	Le test « 3 » est moins constant que le test « 2 ». Certaines pièces présentent un aspect sans défauts apparents, tandis que d'autres pièces présentent des défauts obligeants, dans un environnement industriel, leur rejet.	Il peut arriver que des flocons restent amalgamés (facilement distinguables), mais les pièces produites présentent moins de défauts apparents que les tests précédents. De plus, les pièces produites semblent avoir une répartition plus homogène des fibres, pouvant à mener à des propriétés plus uniformes.	Aucun défaut récurrent n'a été identifié. Cette combinaison de paramètres semble la plus prometteuse selon son aspect visuel.

La Figure-A VIII-1 présente des images des tests qui ne sont pas viables.

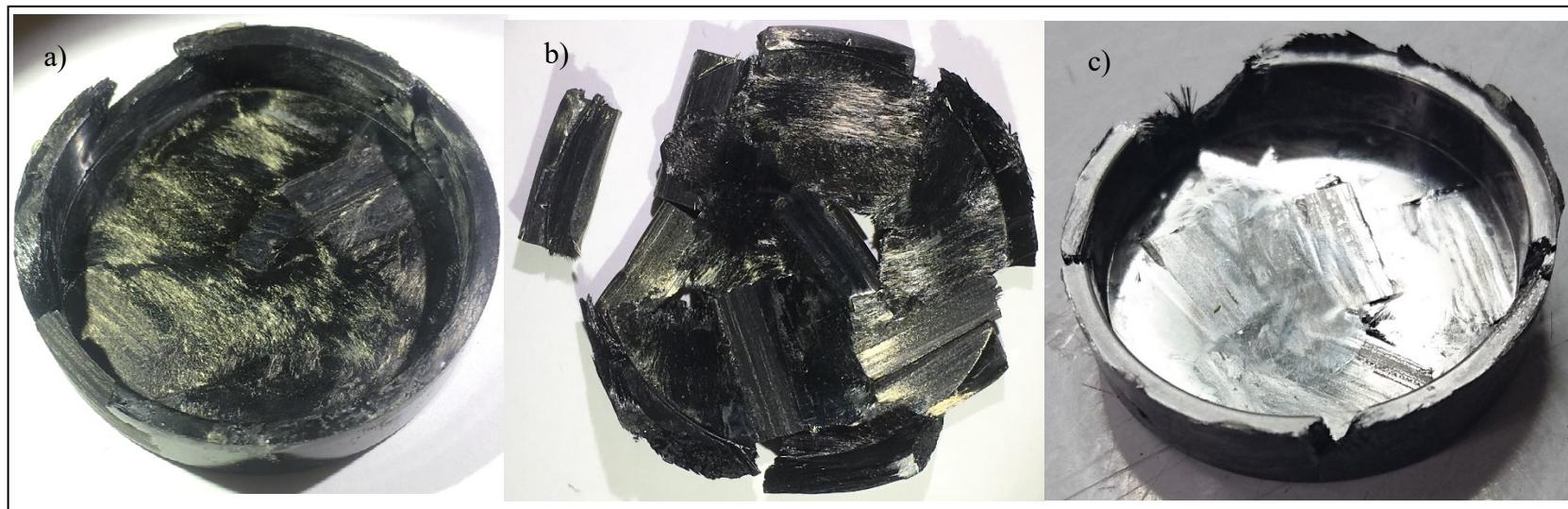


Figure-A VIII-1 Aspect macroscopique des tests 3,5-350-15-T avec l'image a), 7,5-300-15-T avec l'image b) et 7,5-350-5-T avec l'image c)

Ces séries de paramètres présentent des pièces avec des défauts majeurs non négligeables. Pour cette raison, ces séries de paramètres ne sont pas approfondies.

## ANNEXE IX

### PROPRIÉTÉS DES MATERIAUX R.O.S.

Le Tableau-A IX-1 présente toutes les valeurs de propriétés identifiées dans la littérature pour différents composites R.O.S.

Tableau-A IX-1 Propriétés de composites R.O.S. tirés de la littérature

Publication	Matériaux (F <sub>v</sub> ou F <sub>m</sub> %)	Dimensions éprouvettes (mmxmm)	E <sub>1</sub> = E <sub>2</sub> (GPa)	v <sub>12</sub>	σ <sub>1</sub> = σ <sub>2</sub> (MPa)	Autres	E <sub>3</sub> (GPa)	v <sub>13</sub>	G <sub>13</sub> = G <sub>23</sub> (GPa)
Feraboli et al. (2008)	CF / Epoxy (54,4% F <sub>v</sub> )	12,7 x 8,4	42,7	-	96,5	-	8,41*	0,31*	4,23*
Feraboli et al. (2008)	CF / Epoxy (54,4% F <sub>v</sub> )	25,4 x 8,4	35,5	-	172,4	-	8,41*	0,31*	4,23*
Feraboli et al. (2008)	CF / Epoxy (54,4% F <sub>v</sub> )	50,8 x 8,4	44,1	-	193,1	-	8,41*	0,31*	4,23*
Feraboli et al. (2008)	CF / Epoxy (54,4% F <sub>v</sub> )	76,2 x 8,4	42,4	-	255,1	-	8,41*	0,31	4,23*
Feraboli et al. (2009)	CF / Epoxy (54,4% F <sub>v</sub> )	50,8 x 8,4	43,2	-	-	-	8,41*	0,31*	4,23*
(Matsuo et al., 2017)	CF / PP (50% F <sub>v</sub> )	35 x 15 x 0,1	33	-	320 / σ <sub>c</sub> = 247 σ <sub>3</sub> = 28,6	t <sub>12</sub> = 170 MPa / G <sub>12</sub> = 13 GPa E <sub>3</sub> = 30 GPa	5,0	-	1,5
(Jin et al., 2017)	CF / Epoxy (67% F <sub>v</sub> )	10 x 10 x 1,37	38	-	80	-	-	-	-
(Jin et al., 2017)	CF / Epoxy (60% F <sub>v</sub> )	20 x 10 x 1,37	48	-	160	-	-	-	-
(Jin et al., 2017)	CF / Epoxy (60% F <sub>v</sub> )	50 x 10 x 1,37	45	-	150	-	-	-	-
(Jin et al., 2017)	CF / Epoxy (60% F <sub>v</sub> )	100 x 10	53	-	180	-	-	-	-
Lyu et al. (2017)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> )	6 x 5	-	-	-	-	-	-	4,9
Lyu et al. (2017)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> )	18 x 5	-	-	-	-	-	-	4,8
Lyu et al. (2017)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> )	30x5	-	-	-	-	-	-	4,6
(Guo et al., 2019)	CF / PA6 (54% F <sub>v</sub> ) UT-CTT	19 x 5mm x 44 µm	41	0,28	-	G <sub>12</sub> = 16 GPa / ITS=53 MPa	3,0	-	1,0
(Qu et al., 2018)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> ) UT-CTT	6 x 5 x 44 µm	40	-	400	400	-	-	-
(Qu et al., 2018)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> ) UT-CTT	12 x 5 x 44 µm	42	-	460	460	-	-	-
(Qu et al., 2018)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> ) UT-CTT	18 x 5 x 44 µm	43	-	510	510	-	-	-
(Qu et al., 2018)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> ) UT-CTT	24 x 5 x 44 µm	45	-	500	500	-	-	-
(Qu et al., 2018)	CF / PA6 (55% F <sub>v</sub> ) UT-CTT	30 x 5 x 44 µm	48	-	510	510	-	-	-
(Harper et al., 2018)	CF/PP (45% F <sub>v</sub> )	25 x 5 x 65 µm	21,6	-	60,1	σ <sub>f</sub> = 105 MPa / E <sub>f</sub> = 14 GPa CI = 56 kJ/m <sup>2</sup>	-	-	-

\* ITS = interlaminar Tensile Strength / σ<sub>f</sub> = Flexural Strength / E<sub>f</sub> = Flexural Modulus / σ<sub>c</sub> = Compressive Strength / E<sub>c</sub> = Compressive Modulus / CI = Charpy Impacte

Tableau-A IX-1 Propriétés de composites R.O.S. tirés de la littérature (suite)

Publication (auteur et date)	Matériaux (F <sub>v</sub> ou F <sub>m</sub> de fibres en %)	Dimensions éprouvettes (mmxmm)	E <sub>1</sub> = E <sub>2</sub> (GPa)	v <sub>12</sub>	σ <sub>1</sub> = σ <sub>2</sub> (MPa)	Autres	E <sub>3</sub> (GPa)	v <sub>13</sub>	G <sub>13</sub> = G <sub>23</sub> (GPa)
(Harper et al., 2018)	CF/epoxy (45% F <sub>v</sub> )	25 x 5 x 65 µm	32,8	-	220,6	$\tau_{12} = 320 \text{ MPa} / G_{12} = 20 \text{ GPa}$ CI = 66 kJ/m <sup>2</sup>	-	-	-
(Sabiston, Pinter, Lévesque, Weidenmann, & Inal, 2018)	GF/Polyester (18% F <sub>v</sub> )	25 x 4	7,44	0,3	-	-	-	-	-
(Shayan Asenjan et al., 2019)	GF/PP (20% F <sub>m</sub> )	5 x 2 dia.	1,96	-	38,5	Izod impact = 10 kJ/m <sup>2</sup>	-	-	-
(Shayan Asenjan et al., 2019)	GF/PP (21% F <sub>m</sub> )	10 x 2 dia.	2,1	-	40,5	Izod impact = 12 kJ/m <sup>2</sup>	-	-	-
(Shayan Asenjan et al., 2019)	GF/PP (22% F <sub>m</sub> )	20 x 2 dia.	2,2	-	43,8	Izod impact = 12 kJ/m <sup>2</sup>	-	-	-
Qian et al. (2011)	Epoxy/CF (40% F <sub>v</sub> )	30x5	28,3	-	187,8	-	-	-	-
(Jung, Schmeer, & Mitschang, 2018)	PP/GF (45% F <sub>v</sub> )	25+37 mm de long	-	-	σ <sub>f</sub> =215	E <sub>f</sub> = 14 GPa	-	-	-
(Jung et al., 2018)	PA6/GF (42% F <sub>v</sub> )	25+37 mm de long	-	-	σ <sub>f</sub> =375	E <sub>f</sub> = 15 GPa	-	-	-
(Jung et al., 2018)	PA6/GF (50% F <sub>v</sub> )	25+37 mm de long	-	-	σ <sub>f</sub> =320	E <sub>f</sub> = 17 GPa	-	-	-
(Pillay, Ning, Barfknecht, & Carlisle, 2020)	GF/PA66 (50 % F <sub>m</sub> )	25 mm long	5,8	-	81	-	-	-	-
(Guo et al., 2019)	CF/PA6 UT-CTT	19 x 5 x 44 µm	44,8	0,34	t <sub>n</sub> = 55 t <sub>c</sub> = 60	G <sub>12</sub> = 17 GPa / G <sub>lc</sub> = 3,5 N/mm / G <sub>lrc</sub> = 5 N/mm	7,33	0,35	1,08
(Howell & Fukumoto, 2014)	CF/PEEK Cetex MC1200 (66% F <sub>m</sub> )	-	43,4 E <sub>c</sub> =48	-	288,9 σ <sub>c</sub> =312	σ <sub>f</sub> =658 MPa / E <sub>f</sub> = 40 GPa	-	-	-
(Howell & Fukumoto, 2014)	CF/PPS Cetex MC1100 (66% F <sub>m</sub> )	-	41,4	-	207	σ <sub>f</sub> =496 MPa / E <sub>f</sub> = 34 GPa	-	-	-
(L. M. Martulli et al., 2020)	Mitsubishi Chem STR120N / Vinyl Ester (42% F <sub>v</sub> )	25,4 x 8 x 0,115	33	-	150	σ <sub>f</sub> =330 MPa / E <sub>f</sub> = 25 GPa	-	-	-
(Aripin et al., 2020)	CF/PA6 (55 % F <sub>v</sub> )	12,2 x 10 x 55 µm	-	-	-	σ <sub>f</sub> =330 MPa / E <sub>f</sub> = 38 GPa	-	-	-
(Aripin et al., 2020)	CF/PA6 (55 % F <sub>v</sub> )	12,2 x 15 x 55 µm	-	-	-	σ <sub>f</sub> =400 MPa / E <sub>f</sub> = 45 GPa	-	-	-
(Aripin et al., 2020)	CF/PA6 (55 % F <sub>v</sub> )	12,2 x 20 x 55 µm	-	-	-	σ <sub>f</sub> =400 MPa / E <sub>f</sub> = 60 GPa	-	-	-
(Léger et al., 2020)	Toray TC1200 PEEK/CF (59% F <sub>v</sub> )	3,18 x 12,7 x 0,14	40	-	200	-	-	-	-
(Nakashima, Yamashita, Zhang, Saganuma, & Takahashi, 2017)	CF/PA6 UT-CTT		125,6	0,35	-	G <sub>12</sub> = 3 GPa / E <sub>f</sub> = 40 GPa	8	-	1,1
(Ning et al., 2020)	GF/PP (30-40 % F <sub>m</sub> )	-	6,5-10,8	-	48-150	σ <sub>f</sub> =170 MPa / E <sub>f</sub> = 8 GPa	-	-	-
(Ning et al., 2020)	GF/PA (25-50 % F <sub>m</sub> )	-	7,7-18	-	106-251	σ <sub>f</sub> = 173-324 MPa / E <sub>f</sub> = 6,5-15 GPa	-	-	-
(Ning et al., 2020)	GF/PMMA (10-30 % F <sub>m</sub> )	-	-	-	90-113	σ <sub>f</sub> = 120-182 MPa / E <sub>f</sub> = 4,8-8,2 GPa	-	-	-
(Ning et al., 2020)	GF/PBT/PC (10-40 % F <sub>m</sub> )	-	-	-	70-137	σ <sub>f</sub> = 86-211 MPa / E <sub>f</sub> = 4-11,1 GPa	-	-	-

\* ITS = interlaminar Tensile Strength / σ<sub>f</sub> = Flexural Strength / E<sub>f</sub> = Flexural Modulus / σ<sub>c</sub> = Compressive Strength / E<sub>c</sub> = Compressive Modulus / CI = Charpy Impacte

Tableau-A IX-1 Propriétés de composites R.O.S. tirés de la littérature (suite)

Publication (auteur et date)	Matériaux (F <sub>v</sub> ou F <sub>m</sub> %)	Dimensions éprouvettes (mmxmm)	E <sub>1</sub> = E <sub>2</sub> (GPa)	v <sub>12</sub>	σ <sub>1</sub> = σ <sub>2</sub> (MPa)	Autres	E <sub>3</sub> (GPa)	v <sub>13</sub>	G <sub>13</sub> = G <sub>23</sub> (GPa)
(Ning et al., 2020)	GF/ABS (30 % F <sub>m</sub> )	-	-	-	78	-	-	-	-
(Ning et al., 2020)	CF/PA (18-35 % F <sub>m</sub> )	-	6.5-14.7	-	110-172	σ <sub>f</sub> =222-242 MPa / E <sub>f</sub> =14-17 GPa	-	-	-
(Ning et al., 2020)	CF/PP (18-50 % F <sub>m</sub> )	-	6.7-28.8	-	47-105	σ <sub>f</sub> = 95-179 MPa / E <sub>f</sub> = 5.1-18.4 GPa	-	-	-
(P. J. Novo, 2018; Yamashita et al., 2016)	CF/PP (50 % F <sub>v</sub> )	20 x 2	-	-	σ <sub>f</sub> = 267	ISS=13.3 MPa / E <sub>f</sub> = 93 GPa	-	-	-
(Alves et al., 2020)	CF/Epoxy (57 % F <sub>v</sub> )	50 x 20 x 100 µm	40	-	300	-	-	-	-
(Swaroop B Visweswaraiah et al., 2018)	CF/PA6	30 x 6	-	-	-	E <sub>f</sub> = 39 GPa / G <sub>12</sub> = 4,8 GPa	-	-	-
MatWeb	CF/PEI (10 - 40 %)	-	4.5-35	-	124-241 σ <sub>f</sub> =180-345	E <sub>f</sub> = 4.5 - 31.0	-	-	-
(Feraboli, Peitso, Deleo, et al., 2009)	CF/Epoxy (36 % F <sub>v</sub> )	12 x 8,4	41,4 E <sub>c</sub> = 31	-	103 σ <sub>c</sub> = 193	σ <sub>f</sub> = 427 MPa / E <sub>f</sub> = 21 GPa	-	-	-
(Feraboli, Peitso, Deleo, et al., 2009)	CF/Epoxy (36 % F <sub>v</sub> )	50 x 8,4	41,4 E <sub>c</sub> = 37	-	193 σ <sub>c</sub> = 228	σ <sub>f</sub> = 552 MPa / E <sub>f</sub> = 23 GPa	-	-	-
(Feraboli, Peitso, Deleo, et al., 2009)	CF/Epoxy (36 % F <sub>v</sub> )	75 x 8,4	41,4 E <sub>c</sub> = 39	-	241 Σ <sub>c</sub> = 262	σ <sub>f</sub> = 621 MPa / E <sub>f</sub> = 24 GPa	-	-	-
(Feraboli, Peitso, Deleo, et al., 2009)	CF/Epoxy (36 % F <sub>v</sub> )	75 x 8,4	41,4 E <sub>c</sub> = 39	-	241 Σ <sub>c</sub> = 262	σ <sub>f</sub> = 621 MPa / E <sub>f</sub> = 24 GPa	-	-	-
(Yamashita et al., 2016)	CF/PA6 - UT-CTT (55 % F <sub>v</sub> )	6 x 5 x 44 µm	39,3	-	391	-	-	-	-
(Yamashita et al., 2016)	CF/PA6 - UT-CTT (55 % F <sub>v</sub> )	12 x 5 x 44 µm	42,4	-	462	-	-	-	-
(Yamashita et al., 2016)	CF/PA6 - UT-CTT (55 % F <sub>v</sub> )	18 x 5 x 44 µm	43,4	-	528	-	-	-	-
(Yamashita et al., 2016)	CF/PA6 - UT-CTT (55 % F <sub>v</sub> )	24 x 5 x 44 µm	45,0	-	505	-	-	-	-
(Yamashita et al., 2016)	CF/PA6 - UT-CTT (55 % F <sub>v</sub> )	30 x 5 x 44 µm	48,4	-	537	-	-	-	-

\* ITS = interlaminar Tensile Strength / σ<sub>f</sub> = Flexural Strength / E<sub>f</sub> = Flexural Modulus / σ<sub>c</sub> = Compressive Strength / E<sub>c</sub> = Compressive Modulus / CI = Charpy Impacte

## **ANNEXE X**

### **PROCÉDURE DU TEST DE TRACTION SELON ASTM D3039**

Les propriétés d'un matériau composite R.O.S. qui seront déterminées grâce au test de traction ASTM D3039 sont la contrainte de traction ( $\sigma_t$ ) et le module d'Young ou d'élasticité (E). La machine de traction utilisée (MTS Alliance RF/200), composée d'une tête fixe et d'une tête mobile, peut appliquer une vitesse de déformation constante et est équipée d'un système de suivi de la force appliquée. L'échantillon est maintenu à l'aide de mors au niveau des deux têtes. Le module d'Young est caractérisé en suivant les déformations longitudinales des échantillons, à l'aide d'un extensomètre avec une gamme de mesure entre 10 et 50 mm. Pour chaque expérience, au moins 5 échantillons sont testés, afin d'obtenir une valeur moyenne avec un écart type.

Les échantillons sont préparés à partir d'une plaque formée par moulage par compression de longueur 280 mm, de largeur 76 mm et d'une épaisseur de 2,5 mm. Ils ont pour dimension 250 mm de long et 25 mm de large, et sont découpés dans la plaque grâce à une machine de coupe au jet d'eau (Flow, Mach500). Un soin particulier est porté afin d'éviter les entailles, les variations de dimensions, la délamination et l'obtention de surface rugueuse. La largeur de l'échantillon doit être constante. Des talons biseautées (voir Figure-A X-1) sont ajoutées aux extrémités des échantillons afin d'éviter d'appliquer une contrainte sur l'échantillon lors du serrage des mors appliquant serrage, car cela peut entraîner une rupture prématuée du matériau. Ces talons sont des composites QI d'un matériau similaire, réalisées à partir de pré-imprégnés de PEI/CF. Ces talons ont pour dimension 56 mm en longueur, 25 mm en largeur et 2,5 mm en épaisseur, avec un angle de 10 degrés. Les talons sont fixées avec de la colle Loctite® AA 3035. Si la colle en question ne résiste pas en cisaillement, un papier sablé d'usinage (avec un filet d'acier) de 120 grains au pied peut être utilisé en pince de chaque côté de l'échantillon entre les mors et avec la face sablée du côté de l'échantillon. Il est recommandé de garder les échantillons dans un environnement contrôlé, car le matériau

utilisé est hygroscopique. Le conditionnement des échantillons doit être d'au plus 12h en laboratoire à 21 °C / 50 % RH après le séchage avant d'être testés.

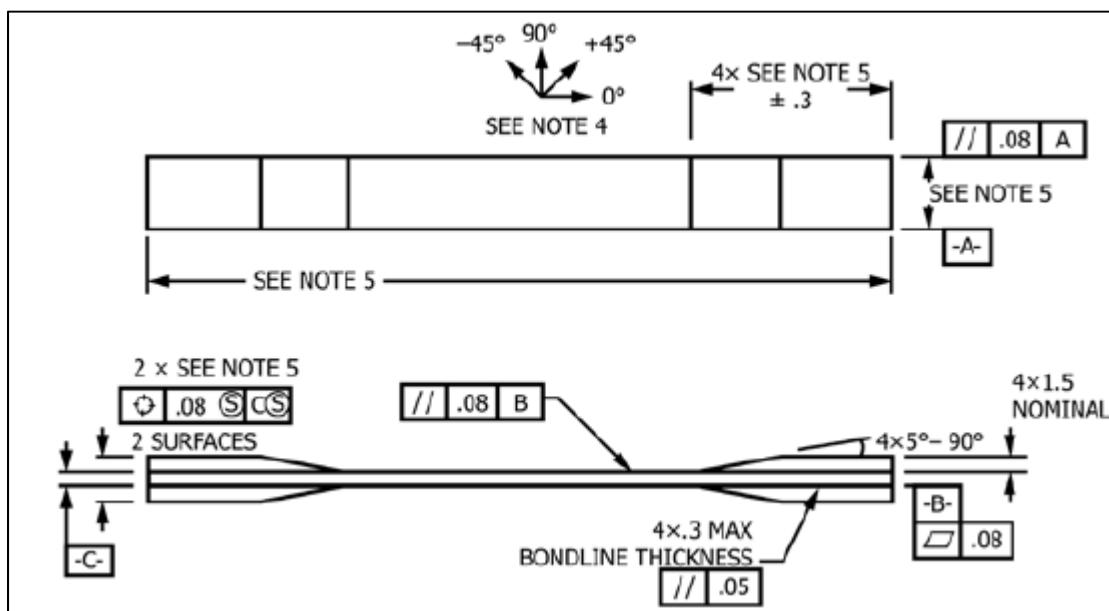


Figure-A X-1 Représentation des échantillons avec les talons. Tiré de la norme

ASTM D3039

Après la découpe, l'échantillon est mesuré. L'épaisseur et la largeur sont mesurées à trois endroits dans la section centrale entre les talons, et les valeurs moyennes de l'épaisseur « h » et de la largeur « l » sont déterminées. Pour les échantillons utilisés, un instrument d'une précision de 0,0025 mm (0,0001 in.) est suffisant pour l'épaisseur alors qu'un instrument d'une précision de 0,025 mm [0,001 in.] est suffisant pour la mesure de la largeur. La section A de l'échantillon est déterminée ainsi :

$$A = l \times h \quad (A X-1)$$

L'échantillon est ensuite placé entre les mors de la machine. Les mâchoires de préhension doivent dépasser d'environ 10 à 15 mm le début de la partie biseautée du talon. Les éprouvettes dont les talons dépassent les mâchoires de préhension sont susceptibles de se

rompre aux extrémités des talons en raison de contraintes inter-laminaires excessives. Les mors seront fermés avec une force assurant que l'échantillon ne glisse pas lors du test (pression par serrage mécanique à angle incliné avec un type de mors dentelés). De plus, l'alignement du système sera évalué à l'aide des cales prévues à cet effet dans la machine. Un mauvais alignement peut en effet induire une grande disparité entre les mesures et des ruptures prématuées des échantillons. L'échantillon sera placé de telle façon que sa longueur soit dans la direction de la traction. L'extensomètre est installé au centre de l'échantillon en hauteur et parallèle à celui-ci.

Les valeurs suivantes sont ensuite entrées dans l'interface de contrôle de la machine : distance initiale entre les mors, section de l'échantillon, vitesse de déplacement de la tête mobile. Une vitesse de déplacement constante de 2 mm/min sera appliquée sur les tests. L'acquisition de données sera établie pour avoir 10 points par seconde, et un minimum de 100 points doit être obtenu au total pour avoir des résultats concluants. Si une zone de transition apparaît, les données mesurées permettront de bien identifier le phénomène. Lors du test, les données suivantes sont mesurées : la force nécessaire pour appliquer le déplacement constant et la déformation longitudinale de l'échantillon. Le test se poursuivra jusqu'à rupture de l'échantillon. Ensuite, les différentes informations suivantes peuvent être obtenues, selon les données testées, en utilisant les équations suivantes :

$$\sigma_i = \frac{F_i}{A} \quad (\text{A X-2})$$

Où  $\sigma_i$  est la contrainte de traction au point  $i$  (en MPa),  $F_i$  est la force appliquée au point  $i$  (en N) et  $A$  est la section moyenne de l'échantillon (en  $\text{mm}^2$ ). Au moment de la rupture, la contrainte à la rupture de l'échantillon peut être déterminée.

$$\varepsilon_i = \frac{\delta_i}{L_0} \quad (\text{A X-3})$$

Où  $\varepsilon_i$  est la déformation au point  $i$ ,  $\delta_i$  est le déplacement de l'extensomètre au point  $i$  (en mm) et  $L_0$  est la longueur initiale de l'extensomètre (en mm). L'équation (A X-3) n'est cependant valable que si les déformations sont faibles, si le rapport  $\frac{\delta_i}{L_0}$  est nettement inférieur à 1, soit  $(\frac{\delta_i}{L_0} \ll 1)$ .

$$\varepsilon_i = \ln\left(\frac{L_i}{L_0}\right) \quad (\text{A X-4})$$

Si les déformations sont plus importantes, prendre l'équation (A X-4), où  $L_i$  est la longueur de l'extensomètre (en mm) et  $L_i = L_0 + \delta_i$ .

$$E = \frac{\Delta\sigma}{\Delta\varepsilon} \quad (\text{A X-5})$$

Où  $E$  est le module d'élasticité ou d'Young (en GPa),  $\Delta\sigma$  est la différence de contrainte appliquée entre deux points (en MPa) et  $\Delta\varepsilon$  est la différence de déformation entre les deux mêmes points. Il est préférable de prendre comme points de référence lors de cette mesure des points tels que la courbe « évolution de la contrainte en fonction de la déformation » soit linéaire. Par convention, les points pris sont lorsque la déformation atteint 0,1% et 0,3% de déformation absolue ( $\varepsilon = 0,001$  et  $0,003$ ).

Pour chaque expérience, les équations suivantes sont utilisées pour déterminer la moyenne, l'écart type et le coefficient de variation de l'expérience :

$$\bar{x} = \frac{\sum_{i=1}^n x_i}{n} \quad (\text{A X-6})$$

$$s_{n-1} = \sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n x_i^2 - \bar{x}^2}{n-1}} \quad (\text{A X-7})$$

$$CdV = \frac{100 \times s}{\bar{x}} \quad (\text{A X-8})$$

Où  $x_i$  est la valeur mesurée lors d'une expérience avec un échantillon,  $n$  est le nombre d'échantillons utilisés,  $\bar{x}$  est la moyenne des expériences avec tous les échantillons,  $s_{n-1}$  est l'écart type des expériences et  $CdV$  est le coefficient de variation des expériences en pourcentage.



## ANNEXE XI

### TESTS DE TRACTION POUR LES DIFFÉRENTES CONFIGURATIONS

Cette annexe présente les courbes de contrainte-élongation pour chaque configuration de plaques testées.

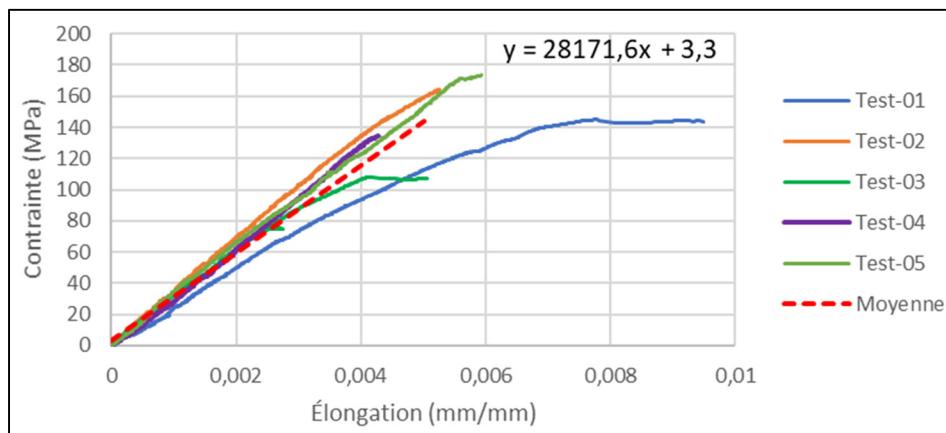


Figure-A XI-1 Test de traction pour les échantillons PI-12-A

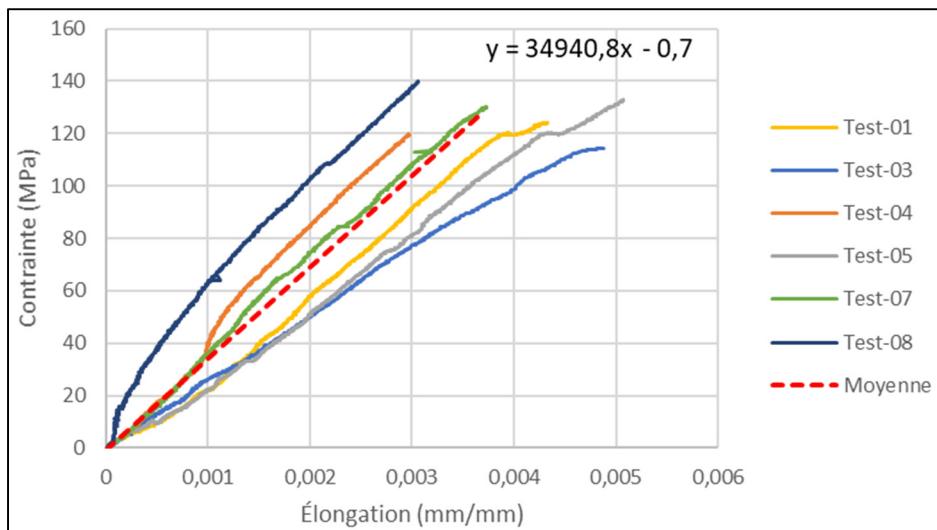


Figure-A XI-2 Test de traction pour les échantillons PI-25-A

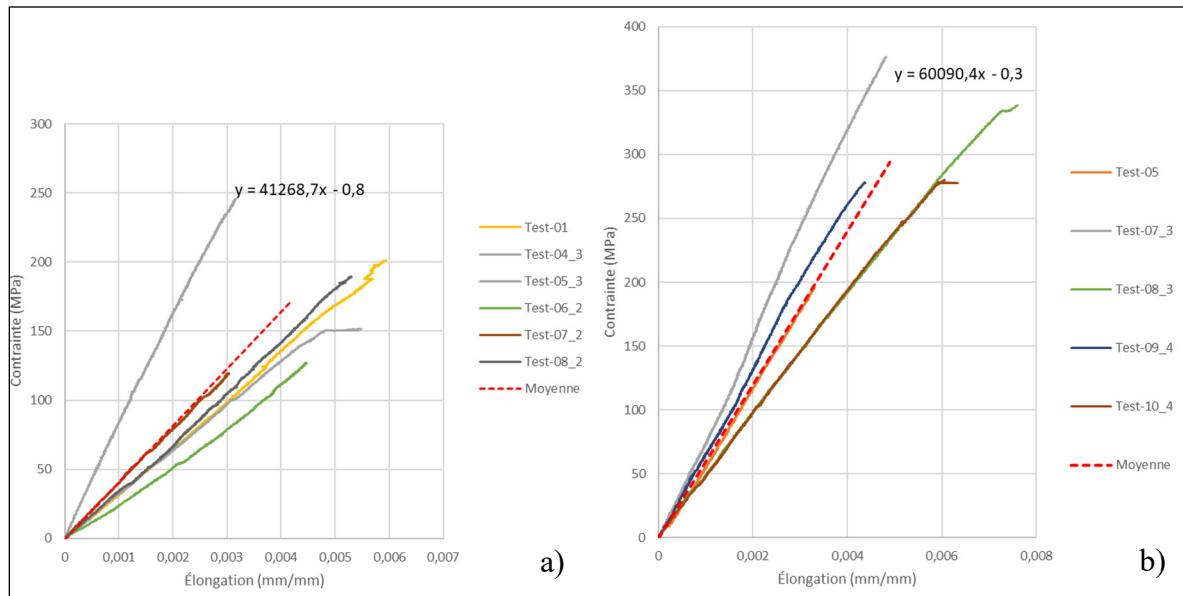


Figure-A XI-3 Test de traction pour les échantillons PI-50-A en a) et PI-50-UD en b)

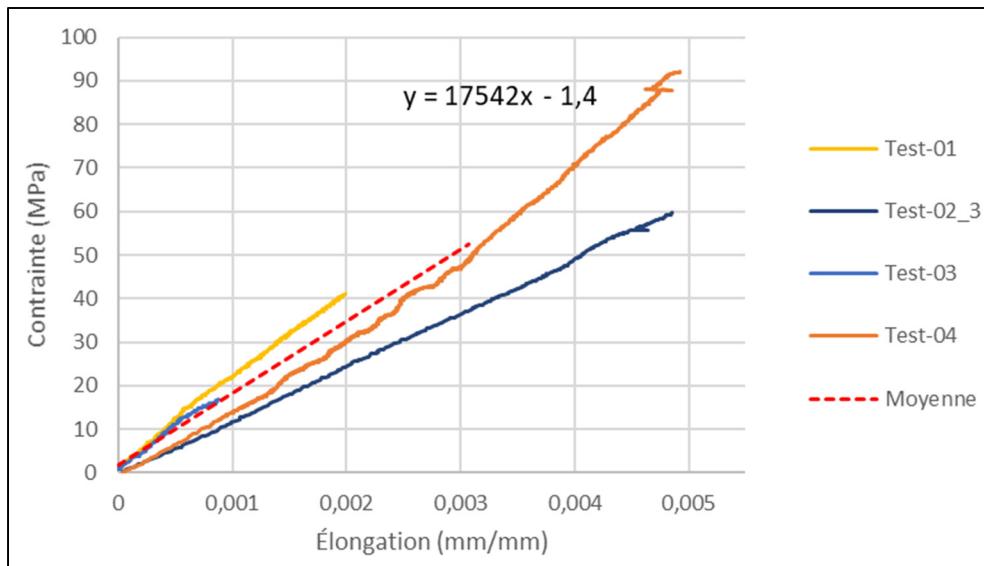


Figure-A XI-4 Test de traction pour les échantillons CYL-50-A

## ANNEXE XII

### RECONCEPTION DU DÉMONSTRATEUR

#### **1    Analyse du problème**

- 1.1   Objectif :** Concevoir une pièce d'intérieur d'avion, initialement faite en aluminium, fabriquée par moulage par compression de composites ROS composés de CF et de résine PEI. La pièce finale devrait être plus légère et moins dispendieuse à fabriquer, mais elle doit résister aux mêmes chargements.
- 1.2   Marché visé :** Le marché primaire visé par cette pièce est la compagnie aéronautique. En ce sens, le prix de fabrication est très important afin de rendre compétitif le produit. De plus, la réduction de masse diminue la consommation en carburant des avions. Le marché secondaire visé est celui des voyageurs aériens. Alors, l'esthétique et la sécurité du produit sont importantes.
- 1.3   Attributs clients :** Les attributs sont répertoriés dans le tableau ci-dessous. Une cote de 1 à 5 leur est donnée selon leur importance. Celle-ci est déterminée d'après les points les plus importants à modifier selon la version actuelle de la pièce. L'attribut le plus important se fera donner une cote de 5, tandis que l'attribut le moins important obtiendra une cote de 1.

Tableau-A XII-1 Attributs clients

<b>Groupes</b>	<b>Attributs</b>	<b>Cotes</b>
Général	La pièce s'adapte aux différents modèles et emplacements de sièges	2
	La pièce se marie bien avec le reste de l'assemblage	2
	La pièce a une belle apparence et est durable	1
	La pièce est peu coûteuse	4
	La pièce est légère	4
Fabrication et assemblage	La pièce requiert un minimum de personnes pour être fabriquée et assemblée	3
	La pièce réduit le nombre total de pièces de l'assemblage	3
Sécurité	La pièce résiste aux différents cas de chargement	5
	La pièce est conforme aux normes FST	5

- 1.4 Restrictions :** D'abord, la pièce de remplacement doit utiliser les mêmes fixations et fonctionnalités que les pièces initiales. Puis, la pièce doit résister aux différents cas de chargement. Finalement, la pièce doit être conforme aux normes FST.
- 1.5 Spécifications techniques :** Pour arriver à répondre au besoin des clients et aux diverses restrictions du projet, l'ensemble des spécifications techniques est cerné et analysé.

Tableau-A XII-2 Spécifications techniques

Attribut	Spécification
La pièce s'adapte aux différents modèles et emplacements de sièges	Nombre de modèle et d'emplacement
La pièce se marie bien avec le reste de l'assemblage	Diamètre extérieur, entre 20 et 40 mm au niveau de la barre de bagages
La pièce a une belle apparence et est durable	Esthétique, au moins 75 % des gens interrogés trouvent la pièce « belle »
La pièce est peu coûteuse	Prix de fabrication, maximum 25\$
La pièce est légère	Masse, maximum 90 g
La pièce requiert un minimum de personnes pour être fabriquée et assemblée	Nombre de personnes, maximum 2 personnes
La pièce réduit le nombre total de pièces de l'assemblage	Nombre de pièces, maximum 3 pièces
La pièce résiste aux différents cas de chargement	Nombre de cas de chargements, minimum 2
La pièce est conforme aux normes FST	Test réussi selon la norme FAR 25.853, minimum de 5 tests

- 1.6 Maison de la qualité :** La maison de la qualité nous permet d'observer les spécifications techniques tenant compte des attributs clients et de leur cote d'importance qui orientent la conception. D'abord, la Figure-A XII-1, illustrant la maison de la qualité, montre le degré de concordance (5= fort, 1= faible et vide= aucune) entre les attributs et les spécifications. La valeur peut être positive ce qui signifie que l'augmentation de la spécification va dans le même sens que l'attribut et vice versa.

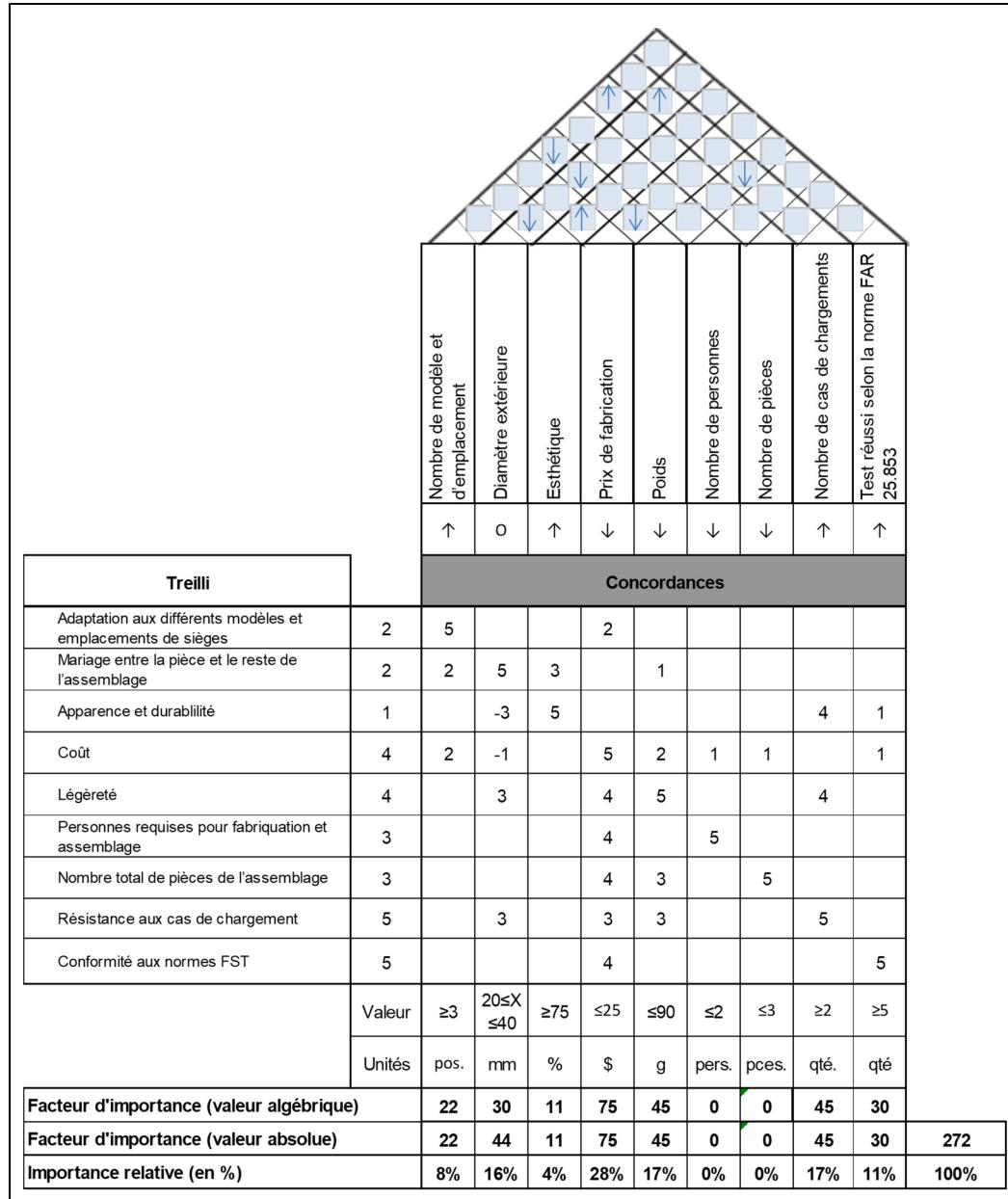


Figure-A XII-1 Maison de la qualité

Les concordances sont présentées dans le toit de la maison de la qualité. Aussi, il y a trois facteurs d'importance qui désignent les spécifications ayant le plus de masse dans le choix de la meilleure solution. Dans le cas présent, il s'agit du prix de fabrication (28 %), du nombre de cas de chargement (17 %) et de la masse (17 %). Dans le toit de la

maison de la qualité, on voit par un « ↑ » si le fait d'optimiser une spécification technique contribue à optimiser les autres et vice-versa.

- 1.7 **Vérification de la cohérence de l'information :** Les spécifications qui ont obtenu le plus d'importance dans la maison de la qualité s'accordent en partie avec les attributs clients qui ont reçu les meilleures cotes soit, la résistance aux cas de chargement, le coût et la légèreté (cote de 4 et 5). Dans un autre ordre d'idées, la conformité aux normes FST est très importante, mais elle est très spécifique, ce qui explique son faible résultat.
- 1.8 **Révision des cibles :** Dans la maison de la qualité, il est possible de voir une différence entre le facteur d'importance en valeur algébrique et celui en valeur absolue pour la cible de la spécification technique du diamètre extérieur, qui est alors trop large et pourrait nuire aux autres cibles. Donc, la nouvelle cible de cette spécification technique est fixée à entre 25 et 35 mm. Cependant, la cible pour les autres spécifications techniques demeure inchangée.
- 1.9 **Établissement des priorités de conception :** Un diagramme de Pareto (Figure-A XII-2) est utilisé afin de voir chaque spécification et son importance relative en comparaison avec une courbe représentant l'importance relative cumulée.

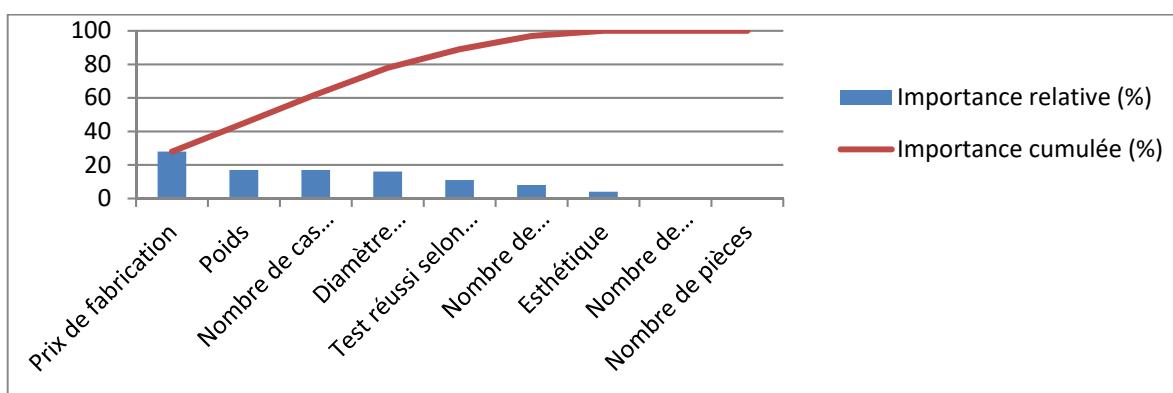


Figure-A XII-2 Diagramme de Pareto

Il est possible de constater que le prix de fabrication est la spécification la plus importante suivie de la masse et du nombre de cas de chargement. Les spécifications

les moins importantes sont le nombre de personnes et de pièces. La recherche de solution et le raffinement du concept choisi considèrent ces facteurs déterminants.

## **2 Matériaux utilisés**

Le Tableau-A XII-3 présente tous les matériaux utilisés lors des simulations.

Tableau-A XII-3 Propriétés des matériaux utilisés pour l'AEF

Propriétés	Unité	PEI	Alu. EN AC- 43400	Alu. 6061-T6	Composite ROS 12 mm Carbon/PEI (60 % Fv)	Acier A36
Module d'élasticité X	GPa	3,1	72	69	28	210
Module d'élasticité Y	GPa	3,1	72	69	28	210
Module d'élasticité Z	GPa	3,1	72	69	5	210
Ratio de Poisson XY, YZ et XZ	N/A	0,44	0,33	0,33	0,31	0,28
Module de cisaillement XY	GPa	-	27	26	12	79
Module de cisaillement YZ	GPa	-	27	26	4	79
Module de cisaillement XZ	GPa	-	27	26	4	79
Densité	kg/m <sup>3</sup>	1270	2600	2700	1563	7800
Résistance ult. à la traction en X et en Y	MPa	85	270	310	144	4000
Résistance ult. à la compression en X et en Y	MPa	140	-	-	144	-
Résistance ult. au cisaillement en XY	MPa	-	-	-	144	-
Limite d'élasticité	MPa	-	160	275	144	221
Coefficient de dilatation thermique	/K	-	2,1e-05	2,4e-05	5,60E-05	1,30E-05
Conductivité thermique	W/(m·K)	0,22	140	166,9	0,226	43

## **3 Chargements du support initial d'aluminium**

Le Tableau-A XII-4 présente les informations de l'AEF menée sur le support initial à l'aide du logiciel SolidWorks Simulations 2020. La Figure-A XII-3 a) et b) présente visuellement

les effets du cas de chargement du support initial d'aluminium avec l'impact frontal et l'appui-marche, respectivement.

Tableau-A XII-4 Propriétés et information sur les différents supports

Propriété		Unité	Valeur		
			Support initial d'aluminium	Support conservateur en composite ROS	Support compétitif en composite ROS
Propriétés du support initial	Masse	kg	0,0896798	0,0827	0,0579519
	Volume	m <sup>3</sup>	3,45E-05	5,26301e-05	3,68651e-05
	Densité	Kg/m <sup>3</sup>	2 600	1,572	1,572
Information du maillage	Type de maillage	N.A.	Maillage solide	Maillage solide	Maillage solide
	Mailleur utilisé	N.A.	Standard	Standard	Standard
	Transition automatique	N.A.	Non	Non	Non
	Inclure des boucles de maillage automatiques	N.A.	Oui	Oui	Oui
	Nombre de points Jacobien	points	29	29	29
	Dimension des éléments	mm	1,5	1,5	1,5
	Tolérance	mm	0,075	0,075	0,075
	Qualité de maillage	N.A.	Haute	Haute	Haute
Détails de maillage	Nombre total de nœuds	nœuds	427884	479444	443749
	Nombre total d'éléments	éléments	236292	272192	244206
	Rapport d'aspect maximum	N.A.	38,308	7,76	1 433,7
	% d'éléments avec un rapport d'aspect < 3	%	99,8	99,7	99,7
	% d'éléments avec un rapport d'aspect > 10	%	0,0123	0	0,000819
	% d'éléments déformés (Jacobien)	%	0	0	0

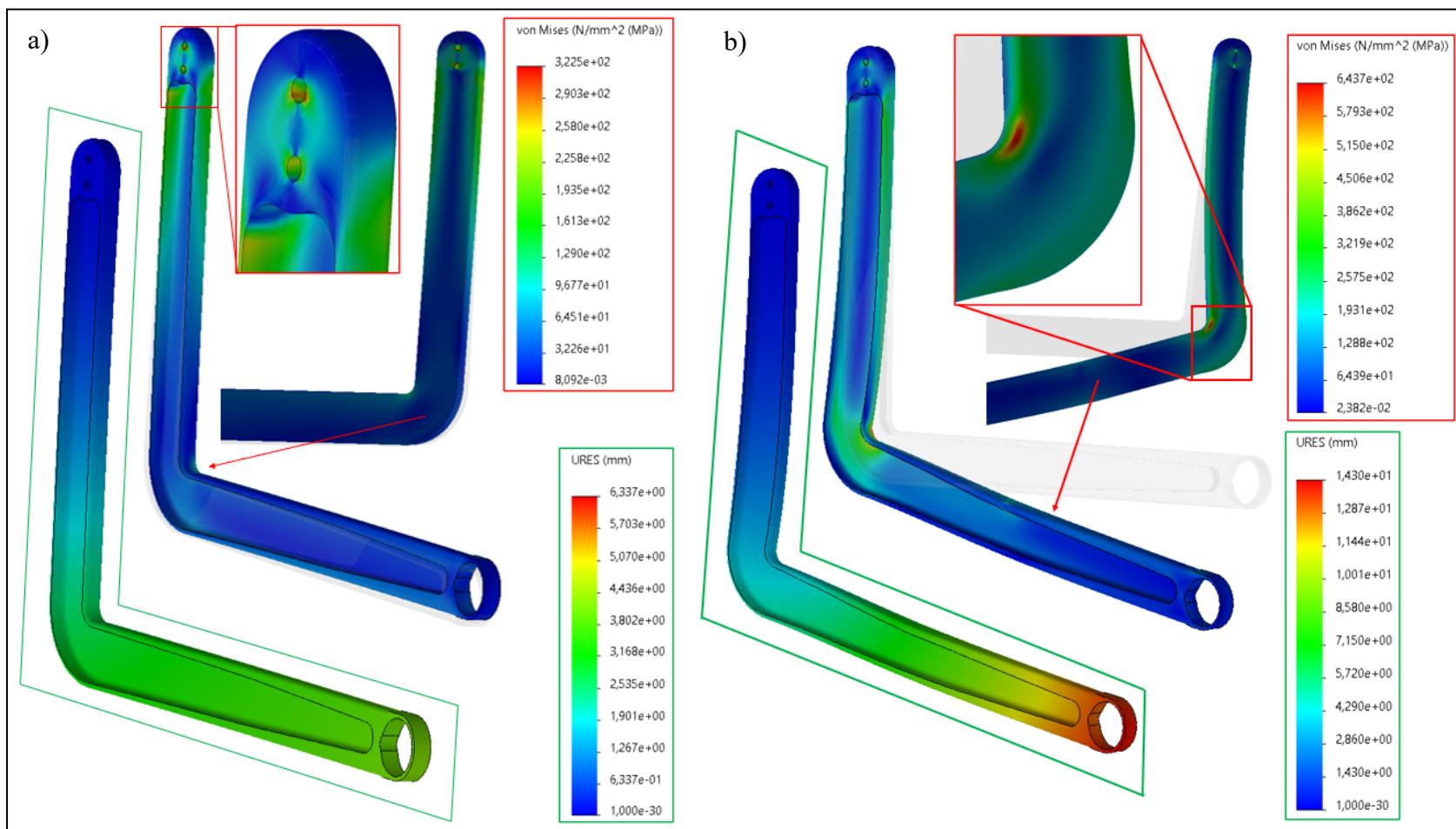


Figure-A XII-3 Cas de chargement du support initial d'aluminium avec l'impact frontal en a) et l'appui-marche en b)

#### **4 Chargements du support conservateur en composite ROS**

Le Tableau-A XII-4 présente les informations de l'AEF menée sur le support conservateur à l'aide du logiciel SolidWorks Simulations 2020. La Figure-A XII-4 présente visuellement les effets du cas de chargement du support conservateur avec l'impact frontal en a) et l'appui-marche en b).

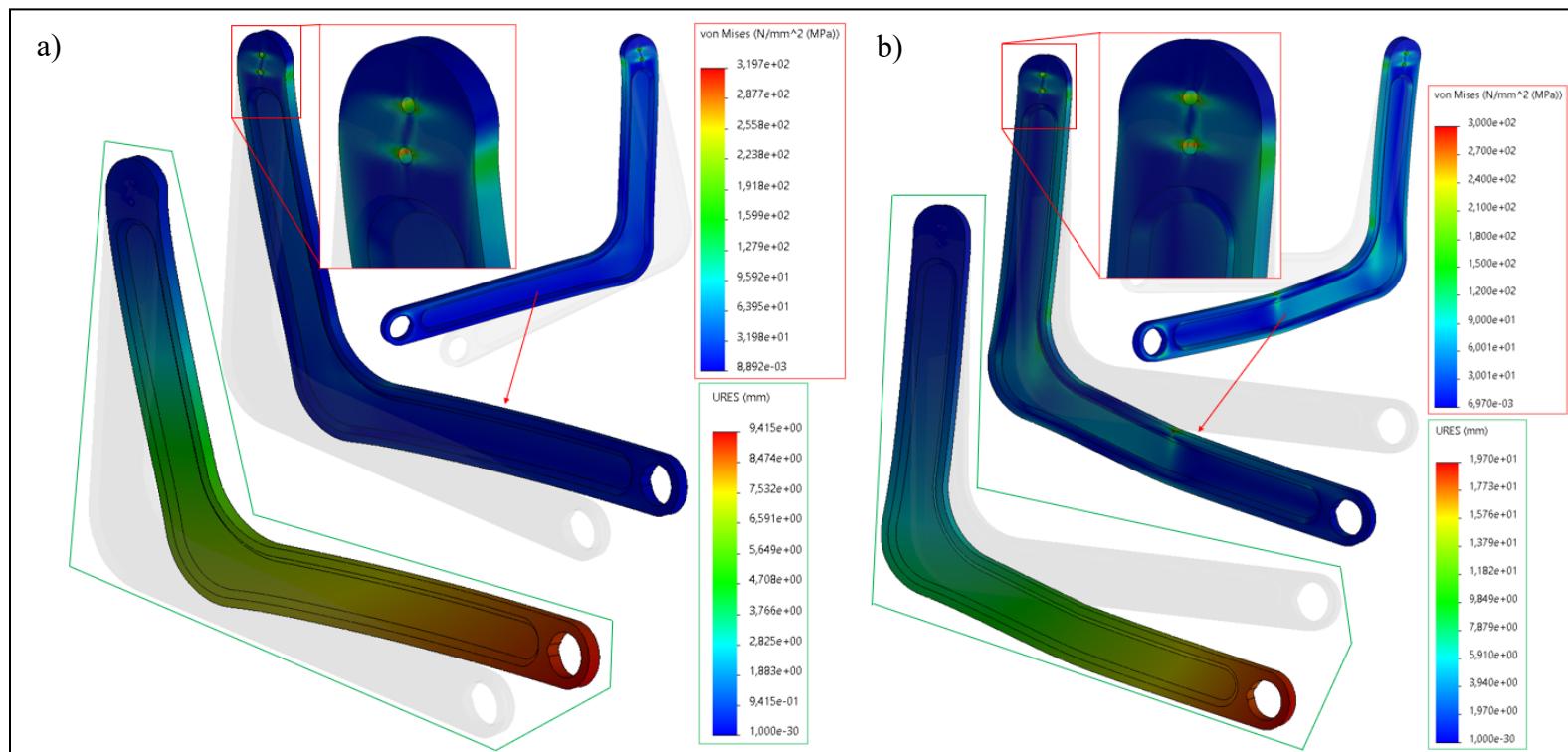


Figure-A XII-4 Cas de chargement du support conservateur avec l'impact frontal en a) et l'appui-marche en b)

## 5 Chargements du support compétitif en composite ROS

138

Le Tableau-A XII-4 présente les informations de l'AEF menée sur le support compétitif à l'aide du logiciel SolidWorks Simulations 2020. La Figure-A XII-5 présente visuellement les effets du cas de chargement du support compétitif avec l'impact frontal en a) et l'appui-marche en b).

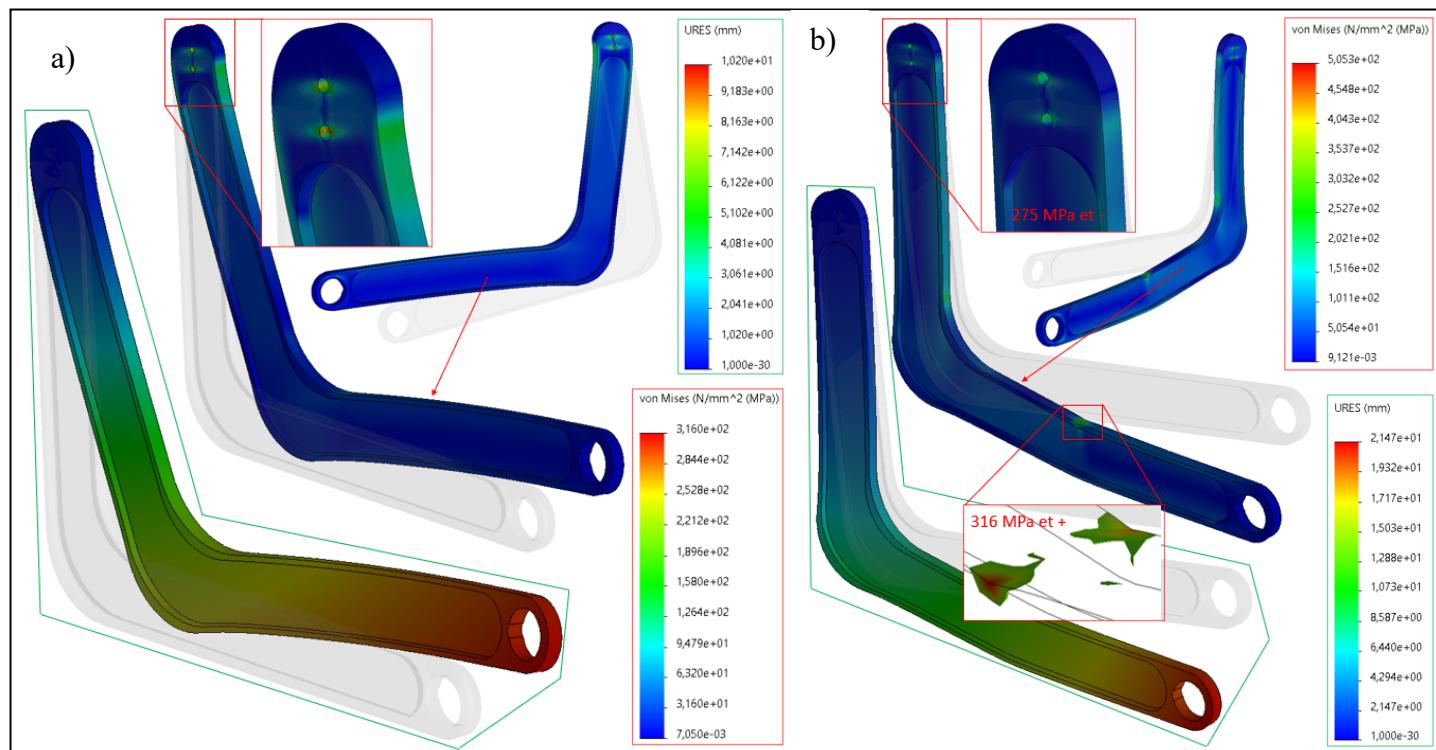
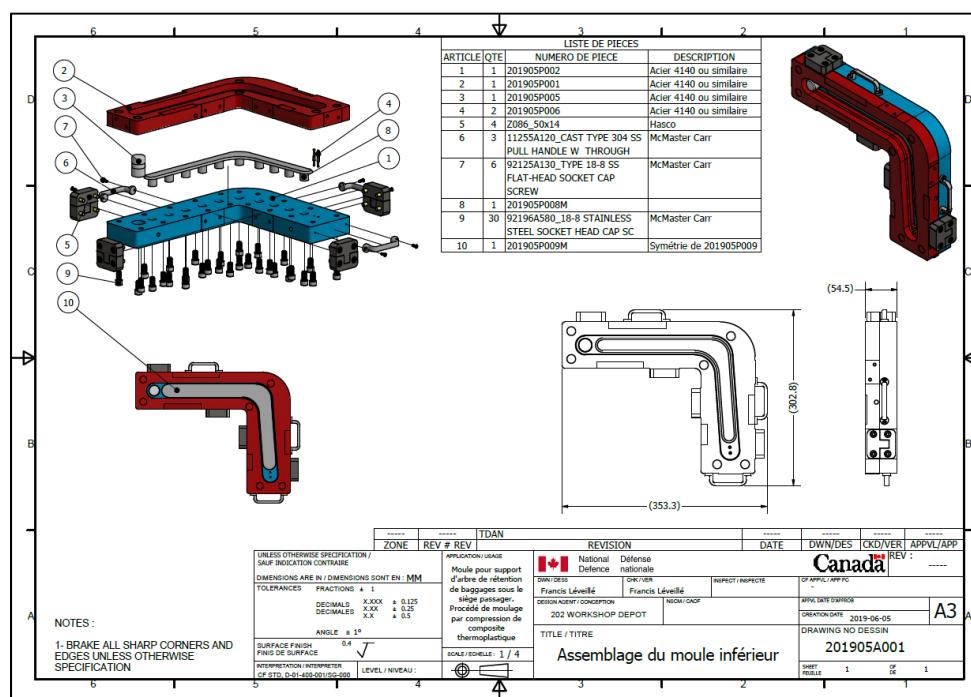
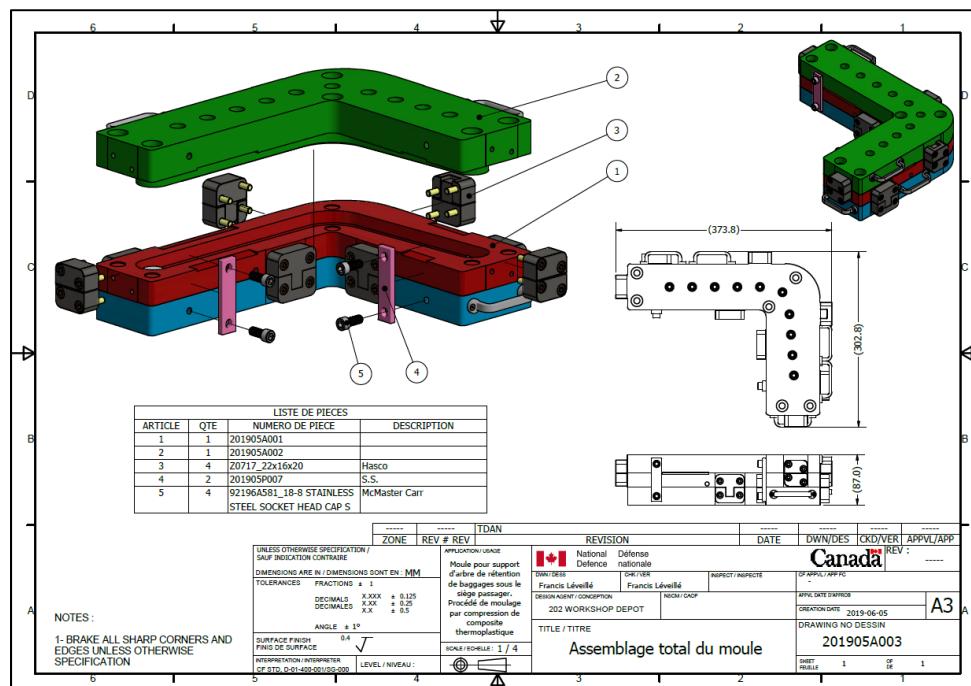
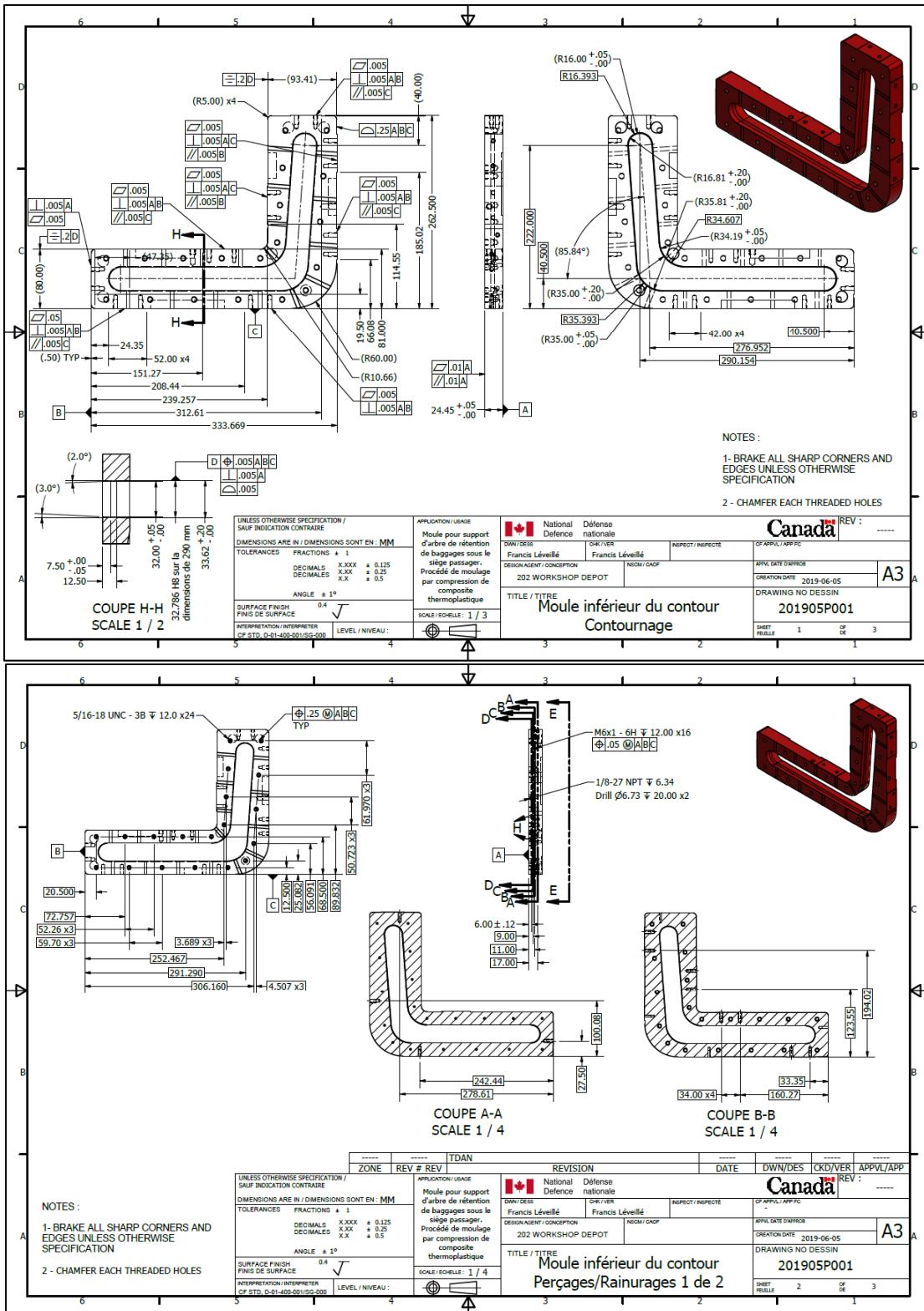


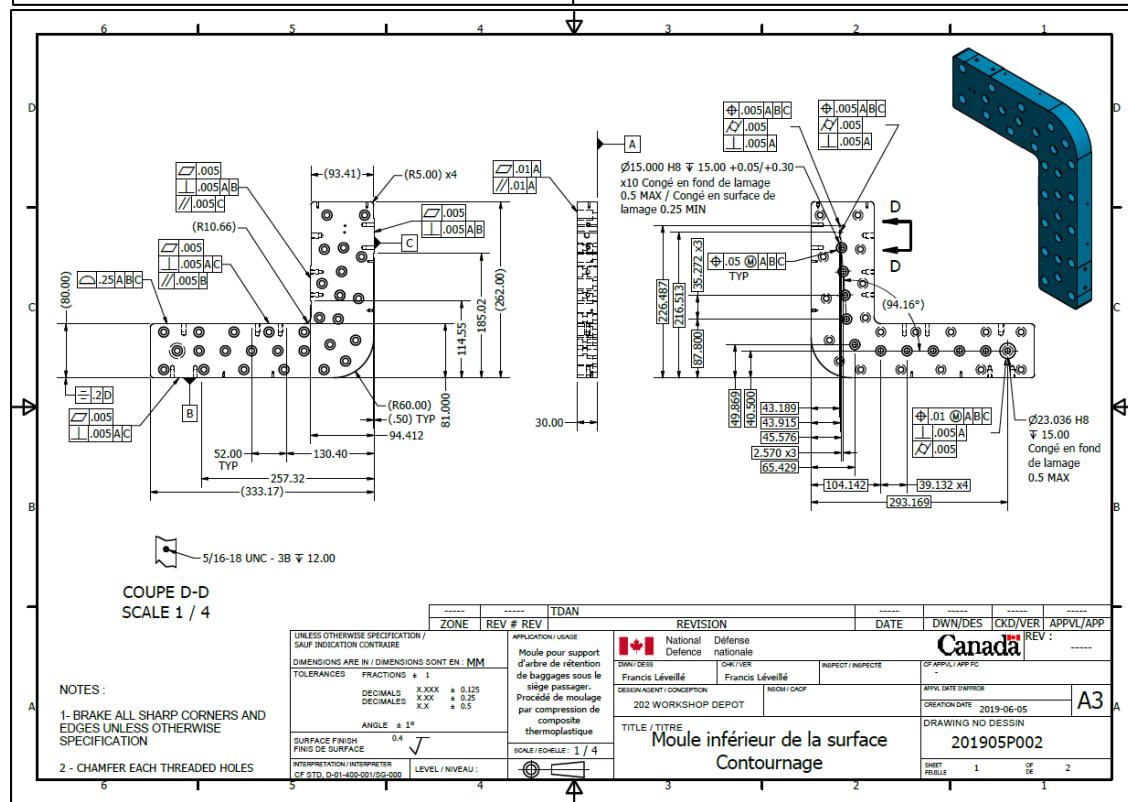
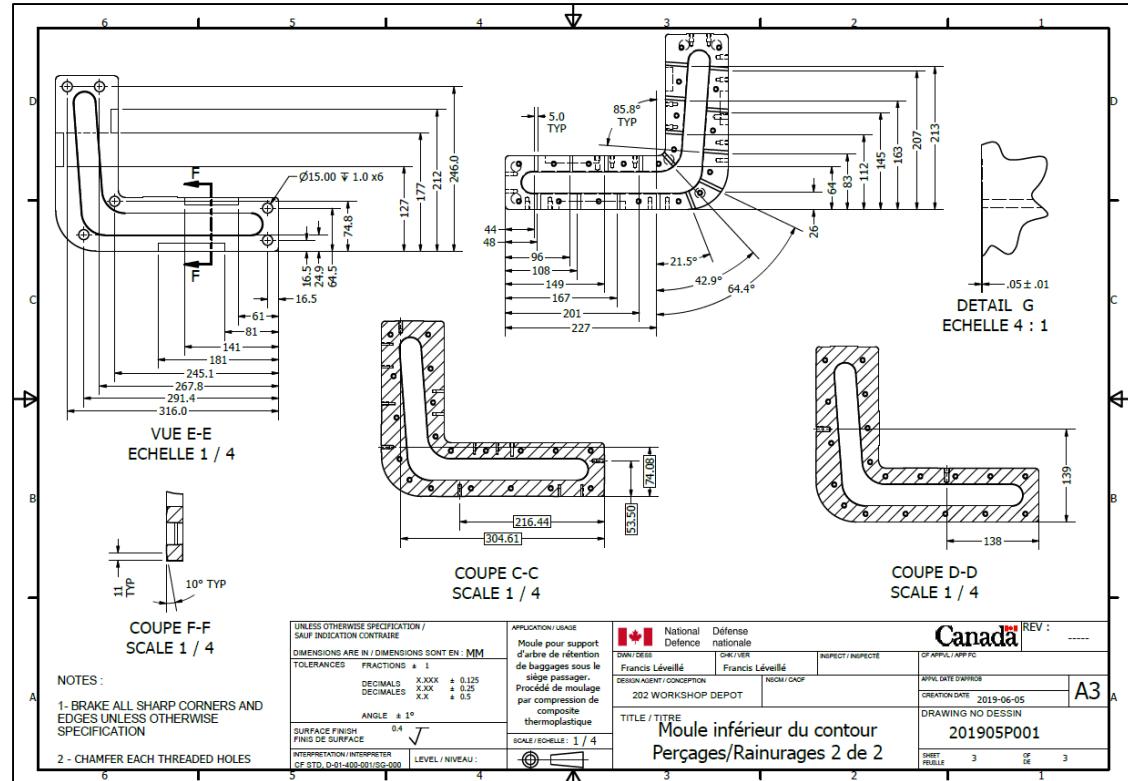
Figure-A XII-5 Cas de chargement du support compétitif avec l'impact frontal en a) et l'appui-marche en b)

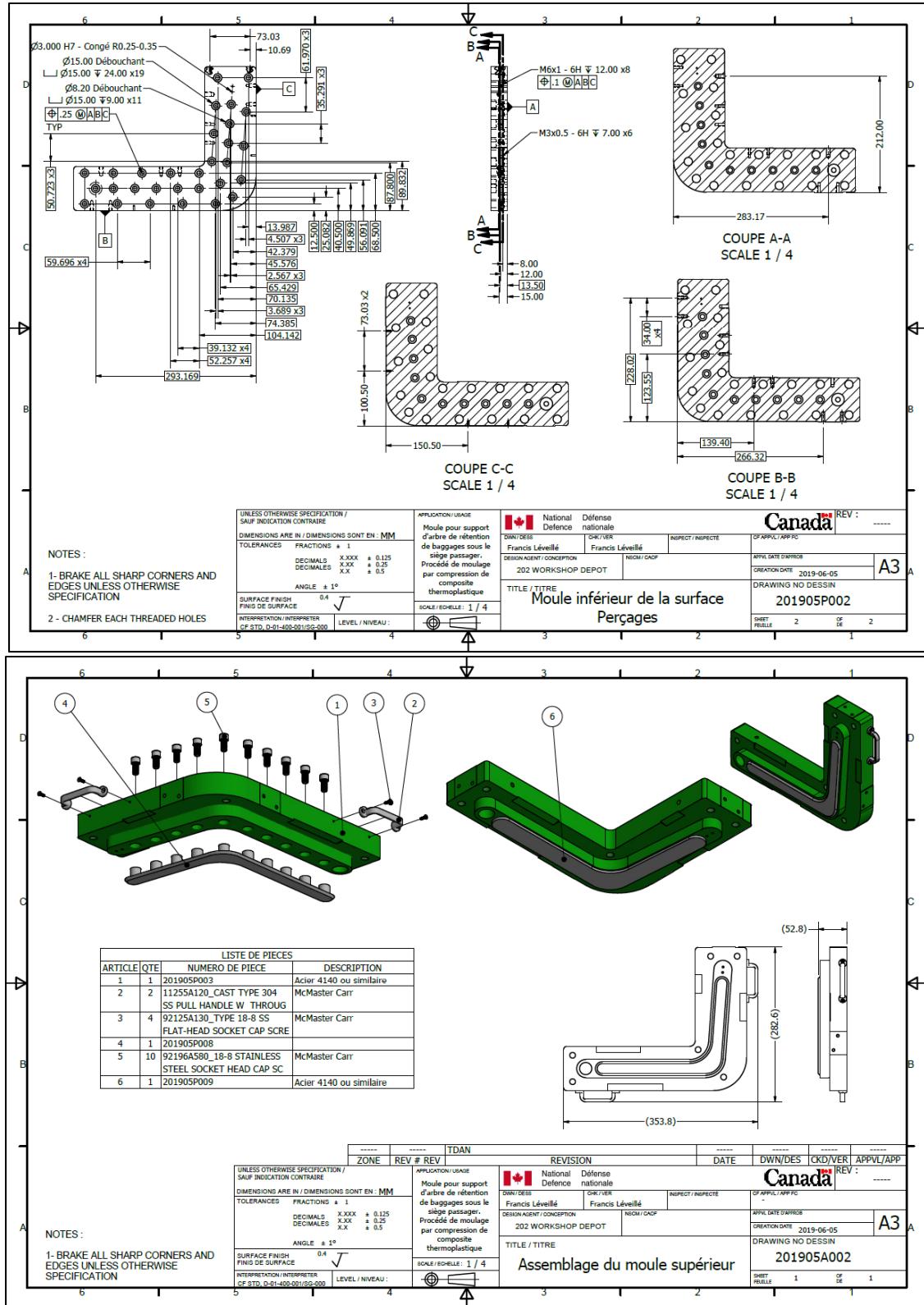
## ANNEXE XIII

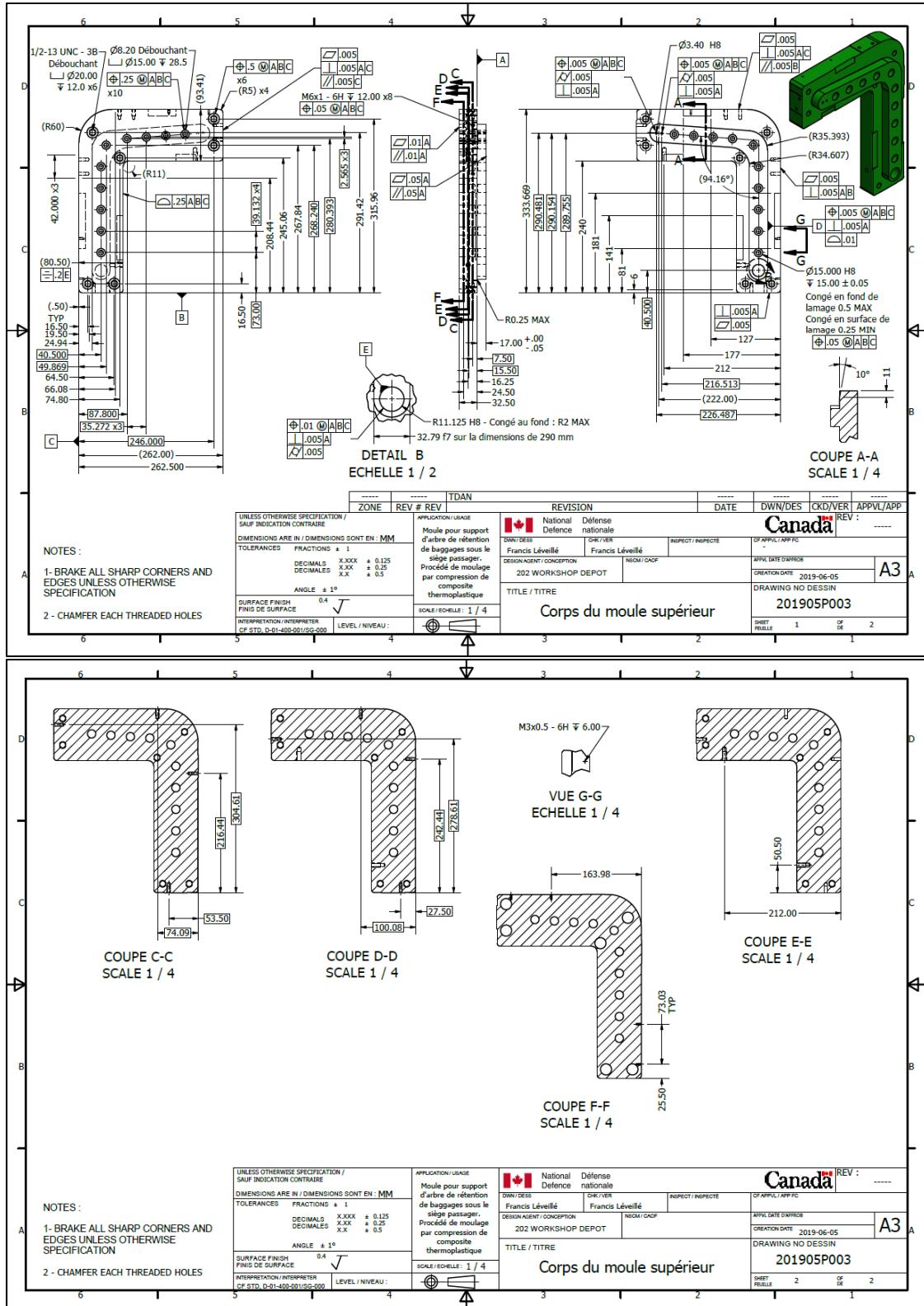
### DESSINS DE DÉTAIL ET ANALYSE DU MOULE DU DÉMONSTRATEUR

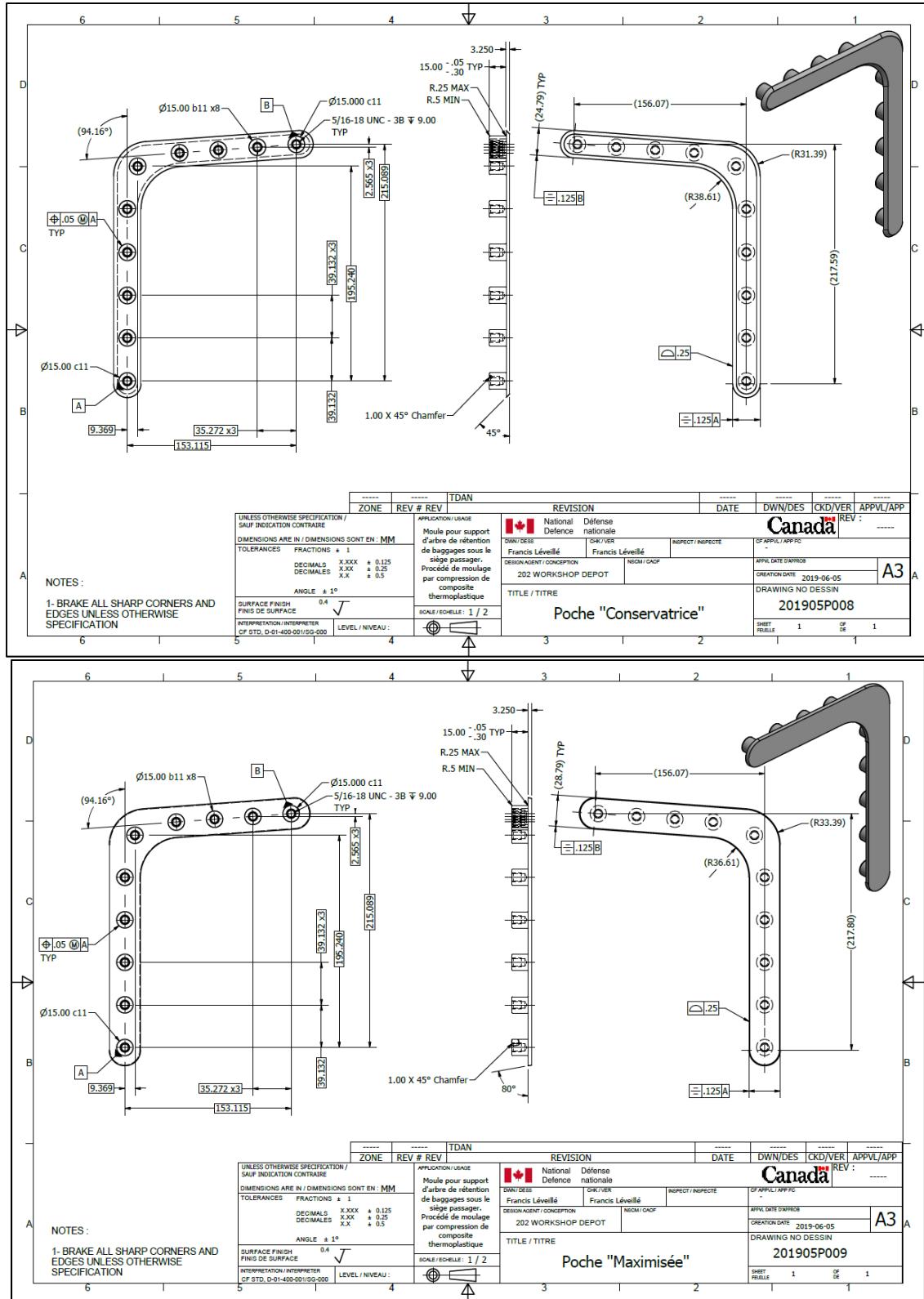












### **Efforts de la pression interne du moule durant le moulage**

Pour la simulation des efforts de pression, Inventor a été utilisé. Chaque trou fileté est fixé avec une contrainte de blocage et chaque surface inférieure est fixée avec un appui de support sans frottement afin de simuler le contact entre les deux parties du moule inférieur, l'autre partie étant excessivement rigide dans l'axe de pression. Il en est de même pour la partie du moule supérieur. Une pression de 20 MPa, nettement supérieure à la pression réellement appliquée est appliquée sur toutes les surfaces latérales de la pièce fabriquée. La Figure 1 présente le cas de chargement en a), la contrainte maximale en b) et le déplacement maximal en c).

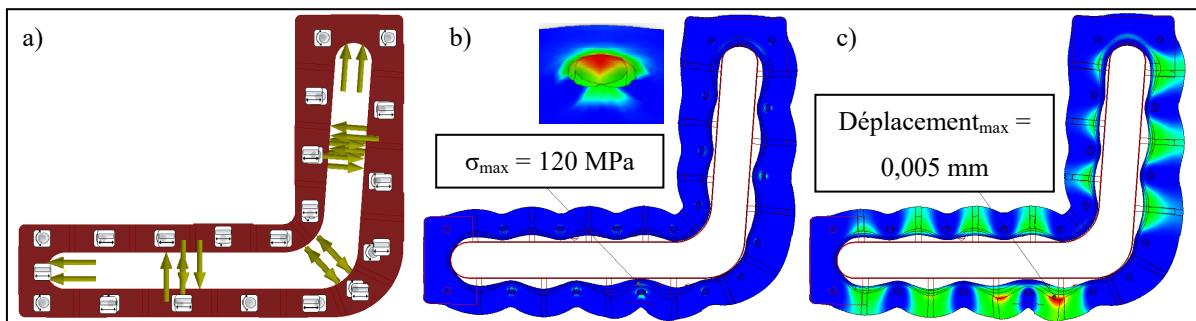


Figure-A XIII-1 Cas de chargement en a), ainsi que la contrainte et le déplacement maximaux du moule sous pression en b) et en c), respectivement

En ce sens, la contrainte maximale est de 120 MPa, ce qui donne un facteur de sécurité supérieur à 3 avec l'acier 4140 utilisé (limite élastique de 415 MPa) et un déplacement quasi-nul de 0,005 mm.

### **Transfert de chaleur interne du moule durant le moulage**

Une coupe de 10 mm d'épaisseur de la section du moule a été utilisée avec les données techniques présentées au Tableau-A I-3 de l'Annexe I. Les contacts de conductance sont présentés à la Figure-A XIII-2 a), tandis que les charges thermiques sont présentées à la Figure-A XIII-2 c). Finalement, la Figure-A XIII-2 b) présente le gradient de température à travers la pièce.

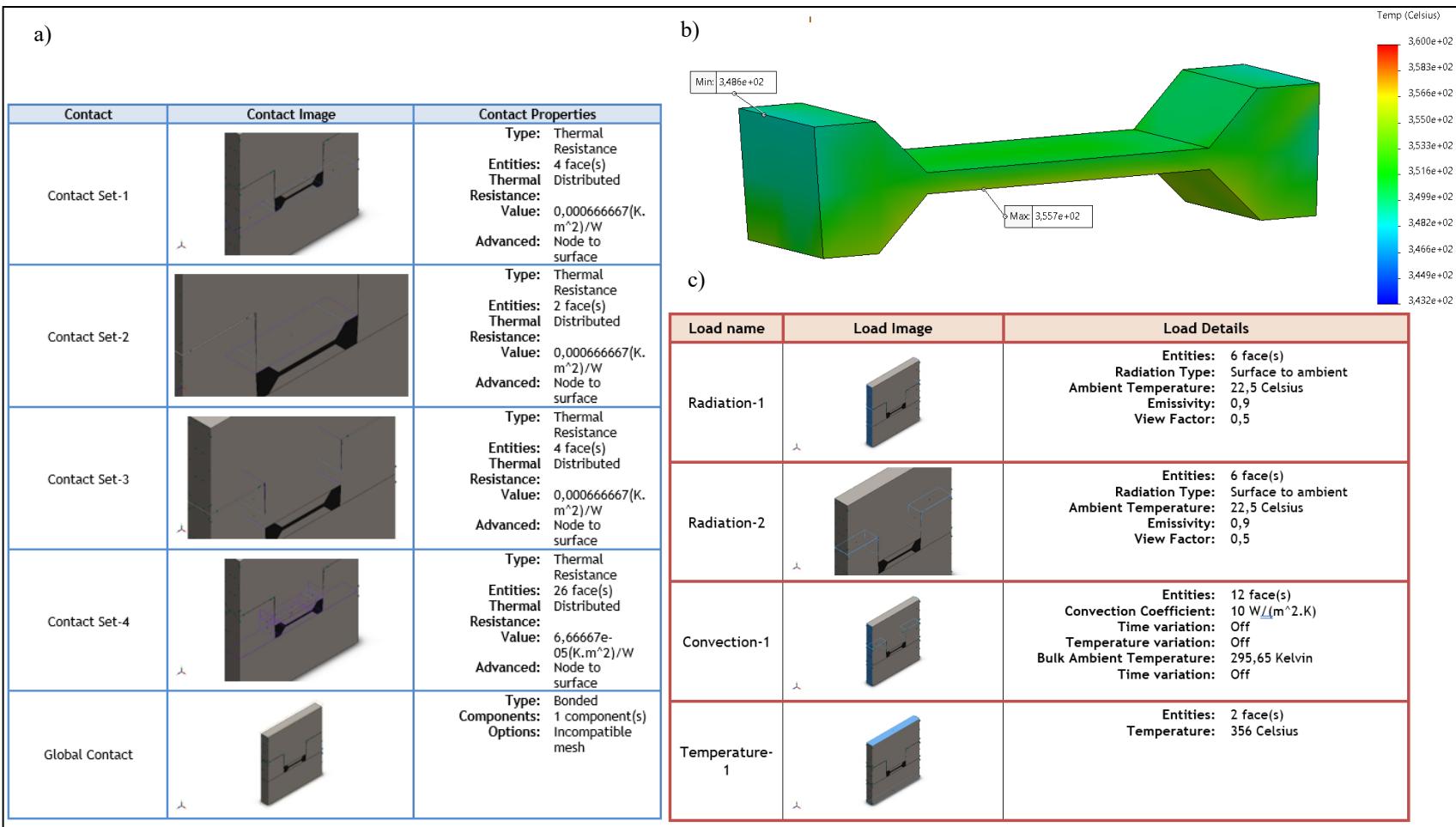


Figure-A XIII-2 Contacts de conductance en a), variation de température dans la pièce en b) et charge thermique sur le moule en c)

## **ANNEXE XIV**

### **PROCÉDURE DE TEST DE TRACTION SUR MESURE POUR DÉMONSTRATEUR**

La procédure de test de traction avec le gabarit sur mesure et l'analyse DIC est la suivante :

1. Mesurer l'épaisseur et la masse de la pièce à tester.
  - a. Prendre 3 mesures d'épaisseur pour chaque zone (extrémité siège, extrémité barre et coude) dans l'âme d'environ 1 mm d'épaisseur à l'aide de micromètre de précision 0,001 mm;
  - b. Peser la pièce à l'aide d'une balance analytique de précision 0,001g.
2. Peindre la pièce à l'aide d'une peinture de couleur blanche mâté (Rust oleum)
3. Utiliser un marqueur à pointe fine (Sharpie) afin de produire un motif moucheté noir dont les points sont positionnés de façon aléatoire et rapprochés (sans se toucher). La Figure-A XIV-1 présente le motif à appliquer.

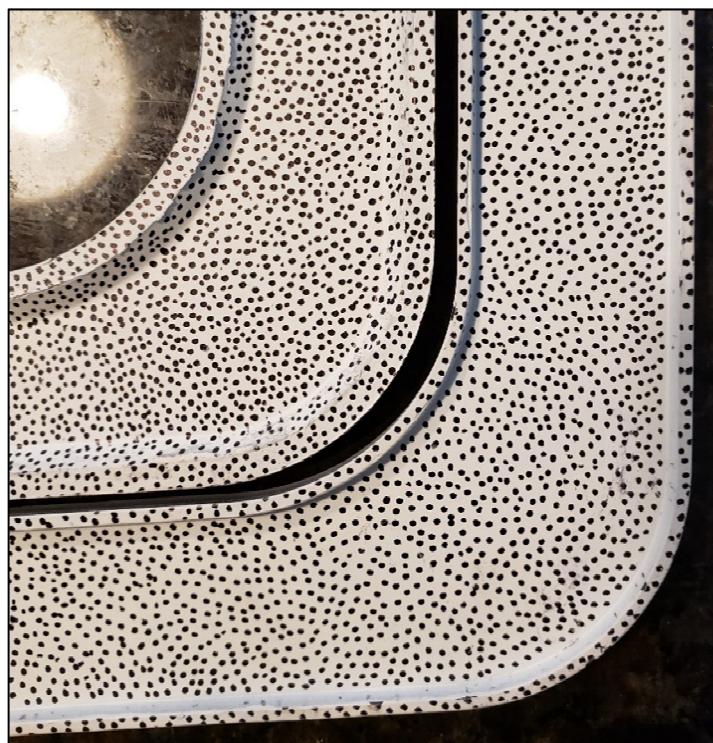


Figure-A XIV-1 Motif moucheté à appliquer pour DIC

4. Préparer la machine de traction (MTS Alliance RF/200) avec le test en contrôle de déplacement à 2 mm/min, l'acquisition de données à 10 Hz, la cellule de charge de 10 kN (MTS 4501030) et les mors de type « goupilles ».
5. Assembler le gabarit de test sur mesure sur la pièce à tester, puis dans les goupilles entre les mors de la machine de traction.
6. Préparer le montage de deux caméras (FLIR Grasshopper 3 (5 millions de pixels – résolution 2448 X 2048)) sur un trépied commun et des lentilles de 35 mm (FLIR) avec focal à 1.65. La Figure-A XIV-2 présente le montage.
  - a. Distance caméras-coude = 44 pouces;
  - b. Distance entre les caméras = 4 pouces;
  - c. Positionner une source lumineuse (Neewer ZC-10S) de chaque côté des caméras (10 pouces vers l'extérieur et 3 pouces devant l'objectif des caméras).

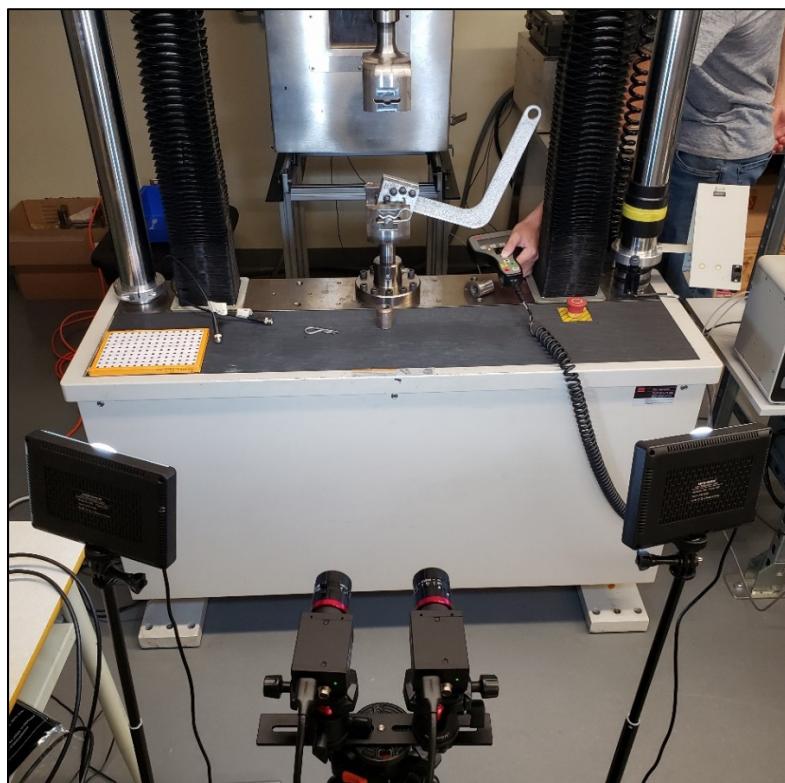


Figure-A XIV-2 Montage des caméras devant le test de traction

7. Ouvrir logiciel Spinview 2.4.0.144 sur Windows 10 et afficher l'image de chaque caméra avec une croix de positionnement en son centre (seulement disponible sur la version Windows du logiciel) et un zoom de 200 %. Puis, aligner les croix des deux caméras sur le même point du moucheté noir dans le coude de la pièce.
8. Toujours avec le zoom de 200 %, faire le focus de chaque caméra à l'aide de la bague de la lentille.
9. Ouvrir logiciel Spinview 2.4.0.143 sur MAC OS, car l'acquisition des images est supérieure.
10. Brancher le système de *Trigger* (asservissement). Puisque la machine de traction MTS Alliance RF/200 envoie un signal de début et de fin de  $\pm 10$  V, un diviseur de tension avec un rapport de 1/3 est ajouté à l'entrée d'un Arduino permettant de transmettre le signal aux caméras afin que le début du test soit simultané entre les données acquises dans la machine et avec les caméras.
11. Dans le logiciel, ajuster les paramètres d'acquisition identiques pour les deux caméras, tel que présenté à la Figure-A XIV-3.

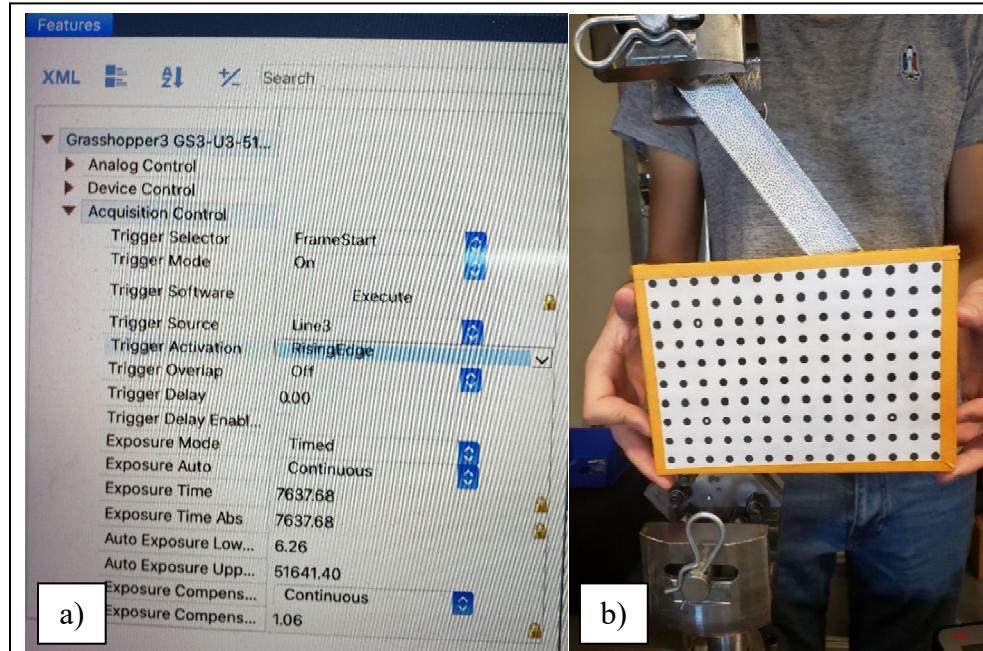


Figure-A XIV-3 Paramètres d'acquisition des caméras en a) et calibration en b)

12. Dans le logiciel, pour chaque caméra, faire *Start Device Acquisition*, puis *Stretch to fit* afin de voir correctement les images.
13. Dans le programme du Arduino servant au trigger, mettre 1 hz pour la fréquence de prise de photos.
14. Créer un dossier de travail afin d'enregistrer les images acquises durant le test.
15. Créer un sous-dossier de calibration.
16. Dans le logiciel Spinview, pour chacune des caméras, cliquer sur le bouton rouge (*Recording dialog*) et choisir le dossier de calibration comme dossier de travail.
  - a. Choisir image de format TIFF;
  - b. Prendre quinze photos avec la plaque de calibration positionnée au centre focal de caméras en faisant varier les angles de la plaque de calibration :
    - i. 1 photo droite, 4 photos par Rotation X, Y et Z (moins et plus prononcé et de chaque côté), puis 2 angles composés différents;
    - ii. La plaque de calibration possède des points noirs sur un fond blanc. Les points ont  $\frac{1}{4}$ " de dia. Et sont espacés de 13,5 mm. Il y a trois points dont l'intérieur est blanc qui sont positionnés sous forme de L couvrant 75 % de la surface.
    - iii. Si les images sont en .raw, les convertir en TIFF avec ImageJ;
    - iv. La plaque est présentée en position à la Figure-A XIV-3.
  - c. Ouvrir le logiciel VIC3D (Algoritme de calibration de Ravn and al.) - *Calibration images* - choisir le dossier de photos de calibration - *Stereo System Calibration* - entrer les informations de la plaque de calibration (14 points x 10 points avec 13,5 mm entre chaque point et 10 points x 6 points pour les points dont l'intérieur est blanc) – *Analyse*. Il faut s'assurer que la calibration est égale ou inférieure à 0,1. Si le résultat est supérieur, il faut recommencer (Score pour les tests réalisés = 0.078) - *Accept*
17. Pour chaque montage, faire une analyse DIC à blanc afin d'évaluer le bruit du moucheté noir. Pour ce faire, créer un dossier DIC-Blanc et prendre 100 photos par

caméras qui seront enregistrées dans ce dossier. Les photos sont prises sans démarrer le test de traction

- a. ViC3D – *Speckle images* – sélectionner les images désirées qui sont dans le dossier spécifique;
- b. Choisir la zone d'intérêt (contour de la pièce);
- c. *Subset size suggestion* pour que le logiciel détermine la taille de *Subset* idéale.  
– *OK* (pour les tests réalisés, 47 pour conservateur et 55 pour compétitif);
- d. *Start analysis – run*;
- e. *Subset size suggestion* – cela permet de regarder l'intervalle d'incertitude et de regarde les zones qui s'éloignent du violet. Pour ces zones, il faut raffiner les points avec le marqueur noir, puis recommencer à partir de la prise de photos (réinstaller la pièce, puis faire le test);
- f. Regarder l'erreur de projection qui est rouge. Si elle est de 0,1, l'erreur est trop élevée. (Pour les tests réalisés, conservateur = 0,9 et compétitif = 0,6);
- g. Si l'erreur est trop élevée, faire *Calibration – Autocorrect calibration – Accept*;
- h. Refaire l'étape d;
- i. Regarder de nouveau l'erreur de projection (pour les tests réalisés, conservateur = 0,09 et compétitif = 0,02).

18. Faire l'étape 17 pour chaque test conduit avec le déplacement appliqué sur la machine de traction, puis :

- a. Mettre les jaugeas désirées pour obtenir des valeurs de déplacement et de déformation à ces points;
- b. Exporter les données des points en faisant – *Plot extraction – Export (.csv)*;
- c. Utiliser un script Python servant à calculer le déplacement (distance avant et après le test) entre les jaugeas après un intervalle de temps durant le test;
- d. Pour montrer les déformations et déplacements globaux dans la pièce à 300 N, retourner dans la page de VIC 3D – *Color = Temperature / Strain = Unite / Show iso-line*, puis cliquer sur la photo selon le temps que l'on désire montrer.

Les Figure-A XIV-4 et Figure-A XIV-5 présentent les résultats de déformations selon  $e_1$  lors du test à 300 N et la courbe de distance entre les points mesurés en fonction du temps pour chaque test (conservateur et compétitif).

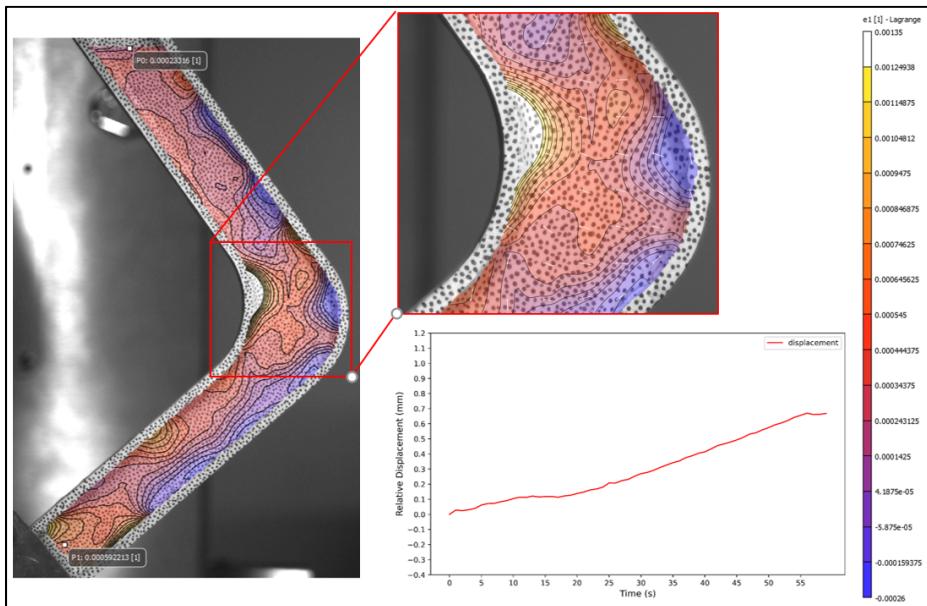


Figure-A XIV-4 Déformations  $e_1$  et distance entre les points du démonstrateur conservateur

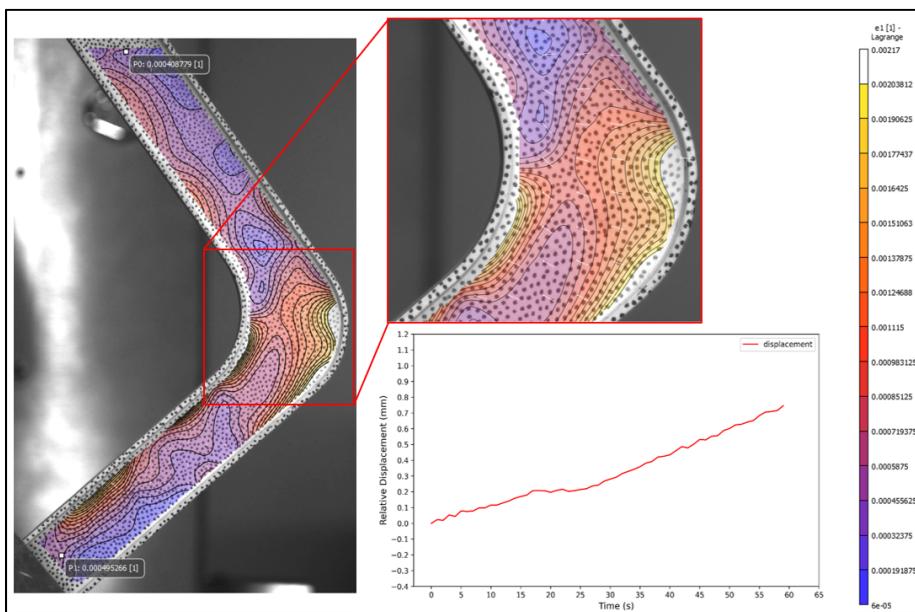


Figure-A XIV-5 Déformations  $e_1$  et distance entre les points du démonstrateur compétitif

## BIBLIOGRAPHIE

- Alves, M., Carlstedt, D., Ohlsson, F., Asp, L. E., & Pimenta, S. (2020). Ultra-strong and stiff randomly-oriented discontinuous composites: Closing the gap to quasi-isotropic continuous-fibre laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 132, 105826. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2020.105826>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X20300646>
- Aripin, A. B., Nishi, M., Suzuki, K., & Hayakawa, K. (2020). Evaluation of the Mechanical and Electromagnetic Shielding Properties of Carbon Fiber Reinforced Thermoplastics Sheet Made of Unidirectional Tape. *MATERIALS TRANSACTIONS*, 61(2), 251-255. doi: 10.2320/matertrans.MT-ML2019008
- Arteiro, A., Catalanotti, G., Reinoso, J., Linde, P., & Camanho, P. P. (2019). Simulation of the Mechanical Response of Thin-Ply Composites: From Computational Micro-Mechanics to Structural Analysis. *Archives of Computational Methods in Engineering*, 26(5), 1445-1487. doi: 10.1007/s11831-018-9291-2. Repéré à <https://doi.org/10.1007/s11831-018-9291-2>
- Autodesk.Inc. (2014). Manual of Moldflow software. New York, USA.
- Brothers, E. (2018). Thermoplastic composites market to reach \$636M by 2023.
- Campbell, F. C. (2006). Polymer Matrix Composites. Dans Elsevier (Éd.), *Manufacturing Technology for Aerospace Structural Materials* (pp. 343-361). New York.
- Chai, W., Liu, X., Shan, Y., Wan, X., & Jiang, E. (2018). Research on simulation of the bending fatigue test of automotive wheel made of long glass fiber reinforced thermoplastic considering anisotropic property. *Advances in Engineering Software*, 116, 1-8. doi: <https://doi.org/10.1016/j.advengsoft.2017.11.004>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0965997817308980>
- Chapman, Staff, H., Lubin, G., & Peters, S. T. (1998). *Handbook of Composites*. Springer US. Repéré à <https://books.google.ca/books?id=5t5ePK1Lc1gC>
- CoreTech.Inc. (2014). *Manual of Moldex3D software*, Taiwan.
- Dai, G., Zhan, L., Guan, C., & Huang, M. (2020). The effect of moulding process parameters on interlaminar properties of CF/PEEK composite laminates. *High Performance Polymers*, 32(7), 835-841. doi: 10.1177/0954008320903768. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0954008320903768>

Eguemann, G., Roux, Dransfeld, Thiebaud, et al.. ( 2013). *Compression moulding of complex parts for the aerospace with discontinuous novel and recycled thermoplastic composite materials.* présentée à 19th International Conference on Composite Materials, France.

El Wazziki, M., & Ngo, A. D. (2019). Design for manufacture: Cost-estimating model for randomly oriented strand advanced composite aerospace parts. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part L: Journal of Materials: Design and Applications*, 233(6), 1241-1251. doi: 10.1177/1464420717719097. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/1464420717719097>

Evans, A. D., Qian, C. C., Turner, T. A., Harper, L. T., & Warrior, N. A. (2016). Flow characteristics of carbon fibre moulding compounds. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 90, 1-12. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.06.020>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X16301993>

Feraboli, P., Cleveland, T., Ciccu, M., Stickler, P., & DeOto, L. (2010). Defect and damage analysis of advanced discontinuous carbon/epoxy composite materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 41, 888-901. doi: 10.1016/j.compositesa.2010.03.002

Feraboli, P., Peitso, E., Cleveland, T., & Stickler, P. (2009). Modulus Measurement for Prepreg-based Discontinuous Carbon Fiber/Epoxy Systems. *Journal of Composite Materials - J COMPOS MATER*, 43, 1947-1965. doi: 10.1177/0021998309343028

Feraboli, P., Peitso, E., Deleo, F., Cleveland, T., & Stickler, P. B. (2009). Characterization of Prepreg-Based Discontinuous Carbon Fiber/Epoxy Systems. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 28(10), 1191-1214. doi: 10.1177/0731684408088883. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684408088883>

Ferré Sentis, D., Orgéas, L., Dumont, P. J. J., Rolland du Roscoat, S., Sager, M., & Latil, P. (2017). 3D in situ observations of the compressibility and pore transport in Sheet Moulding Compounds during the early stages of compression moulding. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 92, 51-61. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.10.031>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X1630358X>

Gan, K. W., Ho, Y. W., Ow, Z. Y., Israr, H. A., & Wong, K. J. (2019). Aligned discontinuous carbon fibre tows in hybrid composites and their tensile behaviour: An experimental study. *Journal of Composite Materials*, 53(26-27), 3893-3907. doi: 10.1177/0021998319849697. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998319849697>

- Guo, Q., Ohsawa, I., & Takahashi, J. (2019). L-shaped structures made from ultrathin chopped carbon fiber tape reinforced thermoplastics: delamination behavior and optimization. *Advanced Composite Materials*, 28(5), 479-489. doi: 10.1080/09243046.2019.1576011. Repéré à <https://doi.org/10.1080/09243046.2019.1576011>
- Harper, L., Burn, D., Johnson, M., & Warrior, N. (2018). Long discontinuous carbon fibre/polypropylene composites for high volume structural applications. *Journal of Composite Materials*, 52(9), 1155-1170. doi: 10.1177/0021998317722204. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998317722204>
- Hayashi, S. (2018, 24-28th June 2018). *NEW SIMULATION TECHNOLOGY FOR COMPRESSION MOLDING OF LONG FIBER REINFORCED PLASTICS: APPLICATION TO RANDOMLY-ORIENTED STRAND THERMOPLASTIC COMPOSITES* présentée à ECCM18 - 18th European Conference on Composite Materials, Athens, Greece. Repéré à <https://cae.jsol.co.jp/en/>
- Howell, & Fukumoto. (2014). Compression molding of long chopped fiber thermoplastic composites.
- Jin, B. C., Li, X., Jain, A., González, C., Llorca, J., & Nutt, S. (2017). Optimization of microstructures and mechanical properties of composite oriented strand board from reused prepreg. *Composite Structures*, 174, 389-398. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.05.002>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822317307389>
- Johanson, K., Harper, L. T., Johnson, M. S., & Warrior, N. A. (2015). Heterogeneity of discontinuous carbon fibre composites: Damage initiation captured by Digital Image Correlation. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 68, 304-312. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2014.10.014>. Repéré à <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X14003261>
- Jung, G., Schmeer, S., & Mitschang, P. (2018). Crash behaviour and performance of long fibre reinforced thermoplastic material in comparison with continuous fibre reinforcement. *International Journal of Crashworthiness*, 23(4), 433-445. doi: 10.1080/13588265.2017.1345588. Repéré à <https://doi.org/10.1080/13588265.2017.1345588>
- Kilic, M. (2014). A nonlinear 3D micromechanical and structural framework for analysis of discontinuous long-fiber thermoplastic composites. *CAMX—the composites and advanced materials expo, Orlando, FL*, 13-16.

Kravchenko, S. G., Sommer, D. E., Denos, B. R., Favaloro, A. J., Tow, C. M., Avery, W. B., & Pipes, R. B. (2019). Tensile properties of a stochastic prepreg platelet molded composite. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 124, 105507. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2019.105507>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X19302568>

Kravchenko, S. G., Sommer, D. E., & Pipes, R. B. (2018). Uniaxial strength of a composite array of overlaid and aligned prepreg platelets. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 109, 31-47. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.02.032>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X18300848>

Landry, B. (2016). *Experimental study and numerical simulation of defect formation during compression moulding of discontinuous long fibre carbon/PEEK composites* (McGill University, Montreal).

Landry, B., & Hubert, P. (2015). Experimental study of defect formation during processing of randomly-oriented strand carbon/PEEK composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 77, 301-309. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.05.020>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X15001815>

Leblanc, D., Landry, B., Levy, A., Hubert, P., Roy, S., & Yousefpour, A. (2014). *Compression moulding of complex parts using randomly-oriented strands thermoplastic composites*.

Lee, H., Bi, C., Tang, S., Hayashi, T., & Takahashi, J. (2017). Formability and flow front observation of carbon/polyamide 6 randomly oriented strand composites during compression molding. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 36(23), 1727-1744. doi: 10.1177/0731684417725583. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684417725583>

Léger, É., Landry, B., & LaPlante, G. (2020). High flow compression molding for recycling discontinuous long fiber thermoplastic composites. *Journal of Composite Materials*, 54(23), 3343-3350. doi: 10.1177/0021998320913625. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998320913625>

Levy, A., & Hubert, P. (2015). Interstrand void content evolution in compression moulding of randomly oriented strands (ROS) of thermoplastic composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 70, 121-131. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2014.11.017>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X14003686>

Li, Y., Pimenta, S., Singgih, J., Nothdurfter, S., & Schuffenhauer, K. (2017). Experimental investigation of randomly-oriented tow-based discontinuous composites and their equivalent laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 102, 64-75. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.06.031>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X17302567>

MakeItFrom. (2020-05-30). EN AC-43400 (43400-F, AISi10Mg(Fe)) Cast Aluminum. Repéré le 2020-09-15 à <https://www.makeitfrom.com/material-properties/EN-AC-43400-43400-F-AISi10MgFe-Cast-Aluminum>

Malnati, P. (2016). THERMOPLASTIC COMPOSITES TAKE OFF IN AIRCRAFT INTERIORS. *Plastics Engineering*. Repéré à <http://read.nxtbook.com/wiley/plasticsengineering/may2016/thermoplasticcompositestakeoff.html>

MarketsandMarkets. (2018). *Long fiber thermoplastics (LFT) market by resin type (polypropylene, polyamide, polybutylene terephthalate), fiber type (glass fiber, carbon fiber), application (automotive, consumer goods, industrial goods, sporting goods), and region.* Repéré à <https://www.marketsandmarkets.com/Market-Reports/longfiber-thermoplastic-market-143452466.html>

Martulli, L. M., Creemers, T., Schöberl, E., Hale, N., Kerschbaum, M., Lomov, S. V., & Swolfs, Y. (2020). A thick-walled sheet moulding compound automotive component: Manufacturing and performance. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 128, 105688. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2019.105688>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X19304373>

Martulli, L. M., Muyschondt, L., Kerschbaum, M., Pimenta, S., Lomov, S. V., & Swolfs, Y. (2019). Carbon fibre sheet moulding compounds with high in-mould flow: Linking morphology to tensile and compressive properties. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 126, 105600. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2019.105600>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X19303495>

Martulli, L. M., Muyschondt, L., Kerschbaum, M., Pimenta, S., Lomov, S. V., & Swolfs, Y. (2020). Morphology-induced fatigue crack arresting in carbon fibre sheet moulding compounds. *International Journal of Fatigue*, 134, 105510. doi: <https://doi.org/10.1016/j.ijfatigue.2020.105510>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0142112320300414>

Matsuo, T., Kan, M., Furukawa, K., Sumiyama, T., Enomoto, H., & Sakaguchi, K. (2017). Numerical modeling and analysis for axial compressive crushing of randomly oriented thermoplastic composite tubes based on the out-of-plane damage mechanism. *Composite Structures*, 181, 368-378. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.08.104>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822317310395>

Moniruzzaman, M. (2012). A design and performance study of metal replacement in aircraft food tray arms for aircraft weight reduction.

Nakashima, Y., Yamashita, S., Zhang, X., Suganuma, H., & Takahashi, J. (2017). Analytical modelling of the behaviour and scatter of the flexural modulus of randomly oriented carbon fibre strand thermoplastic composites. *Composite Structures*, 178, 217-224. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.07.006>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822317306025>

Nasuha, N., Azmi, A. I., & Tan, C. L. (2017). A review on mode-I interlaminar fracture toughness of fibre reinforced composites. *Journal of Physics: Conference Series*, 908, 012024. doi: 10.1088/1742-6596/908/1/012024. Repéré à <http://dx.doi.org/10.1088/1742-6596/908/1/012024>

Ning, H., Lu, N., Hassen, A. A., Chawla, K., Selim, M., & Pillay, S. (2020). A review of Long fibre thermoplastic (LFT) composites. *International Materials Reviews*, 65(3), 164-188. doi: 10.1080/09506608.2019.1585004. Repéré à <https://doi.org/10.1080/09506608.2019.1585004>

P. J. Novo, J. P. N., J F. Silva and A. T. Marques. (2018, 24-28th June 2018). *COMPRESSION MOLDING OF PULTRUDED CARBON REINFORCED THERMOPLASTIC COMPOSITES* présentée à ECCM18 - 18th European Conference on Composite Materials, Athens, Greece.

Picher-Martel, G.-P., Levy, A., & Hubert, P. (2013). *Squeeze Flow of Randomly-Oriented Strands Thermoplastic Composites: Tracing the Flow Front*.

Picher-Martel, G.-P., Levy, A., & Hubert, P. (2016). Compression moulding of Carbon/PEEK Randomly-Oriented Strands composites: A 2D Finite Element model to predict the squeeze flow behaviour. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 81, 69-77. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2015.11.006>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X15004030>

Picher-Martel, G.-P., Levy, A., & Hubert, P. (2017). Compression molding of Carbon/Polyether ether ketone composites: Squeeze flow behavior of unidirectional and randomly oriented strands. *Polymer Composites*, 38(9), 1828-1837. doi: <https://doi.org/10.1002/pc.23753>. Repéré à <https://onlinelibrary.wiley.com/doi/abs/10.1002/pc.23753>

Pillay, S., Ning, H., Barfknecht, P., & Carlisle, K. (2020). Long fiber thermoplastic composite for offshore drilling application - Design and prototyping. *Composites Part B: Engineering*, 200, 108339. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2020.108339>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359836820333886>

Pimenta, S., & Robinson, P. (2014). An analytical shear-lag model for composites with 'brick-and-mortar' architecture considering non-linear matrix response and failure. *Composites Science and Technology*, 104, 111–124. doi: 10.1016/j.compscitech.2014.09.001

Plastics\_Technology. (2011). MATERIALS: Tray Tables Up! Carbon-Fiber/PEI Replaces Aluminum.

Plenco. (2015). *Thermoset Compression Mold Design Tips*. Processing Guide, Wisconsin. Repéré à [https://www.plenco.com/plenco\\_processing\\_guide/Sect%2013%20Compression%20Mold%20Design%20Tips.pdf](https://www.plenco.com/plenco_processing_guide/Sect%2013%20Compression%20Mold%20Design%20Tips.pdf)

Poorters, B. (2018). SABIC showcases advanced thermoplastic materials and manufacturing processes at Aircraft Interiors Expo.

Qian, C., Harper, L. T., Turner, T., & Warrior, N. A. (2011). Notched behaviour of discontinuous carbon fibre composites: Comparison with quasi-isotropic non-crimp fabric. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 42, 293-302. doi: 10.1016/j.compositesa.2010.12.001

Qu, P., Wan, Y., Bao, C., Sun, Q., Fang, G., & Takahashi, J. (2018). A new numerical method for the mechanical analysis of chopped carbon fiber tape-reinforced thermoplastics. *Composite Structures*, 201, 857-866. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.06.110>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318311784>

R. Favaloro, M. (2011). Thermoplastic Composites Open New Opportunities in Aircraft Interiors.

Reinforced\_Plastics. (2010). Carbon thermoplastic for aircraft interiors. *Reinforced Plastics*, 54(4), 15. doi: [https://doi.org/10.1016/S0034-3617\(10\)70135-1](https://doi.org/10.1016/S0034-3617(10)70135-1). Repéré à <http://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0034361710701351>

RTP. (2015). Specialty Thermoplastic Compounds for Aircraft Interior. Repéré à <https://www.rtpcompany.com/wp-content/uploads/RTP-Co.-Aircraft-Interiors-1.pdf>

Sabiston, T., Pinter, P., Lévesque, J., Weidenmann, K. A., & Inal, K. (2018). Evaluating the number of fibre orientations required in homogenization schemes to predict the elastic response of long fibre sheet moulding compound composites from X-ray computed tomography measured fibre orientation distributions. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 114, 278-294. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2018.08.032>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X18303476>

Sato, Y., Takahashi, J., Matsuo, T., Ohsawa, I., Kiriyama, K., & Nagoh, S. (2013). ELASTIC MODULUS ESTIMATION OF CHOPPED CARBON FIBER TAPE REINFORCED THERMOPLASTICS USING THE MONTE CARLO SIMULATION. Dans.

Selezneva, M., Kouwonou, K., Lessard, L., & Hubert, P. (2013). Mechanical properties of randomly oriented strands thermoplastic composites. *Proc. 19th International Conference on Composite Materials (Montreal, Canada, July 2013)*, 1, 480-488.

Selezneva, M., & Lessard, L. (2016). Characterization of mechanical properties of randomly oriented strand thermoplastic composites. *Journal of Composite Materials*, 50(20), 2833-2851. doi: 10.1177/0021998315613129. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998315613129>

Selezneva, M., Roy, S., Lessard, L., & Yousefpour, A. (2016). Analytical model for prediction of strength and fracture paths characteristic to randomly oriented strand (ROS) composites. *Composites Part B: Engineering*, 96, 103-111. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2016.04.017>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359836816302414>

Selezneva, M., Roy, S., Meldrum, S., Lessard, L., & Yousefpour, A. (2017). Modelling of mechanical properties of randomly oriented strand thermoplastic composites. *Journal of Composite Materials*, 51(6), 831-845. doi: 10.1177/0021998316654748. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998316654748>

Shayan Asenjan, M., Sabet, A. R., & Nekoomanesh, M. (2019). Long fiber thermoplastic composites under high-velocity impact: Study of fiber length. *Journal of Composite Materials*, 53(3), 353-360. doi: 10.1177/0021998318784639. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998318784639>

Sommer, D. E., Kravchenko, S. G., & Pipes, R. B. (2020). A numerical study of the meso-structure variability in the compaction process of prepreg platelet molded composites. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 138, 106010. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2020.106010>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X20302499>

Song, Y., Gandhi, U., Pérez, C., Osswald, T., Vallury, S., & Yang, A. (2017). Method to account for the fiber orientation of the initial charge on the fiber orientation of finished part in compression molding simulation. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 100, 244-254. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2017.05.021>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X1730204X>

Tang, H., Zhou, G., Chen, Z., Huang, L., Avery, K., Li, Y., . . . Su, X. (2019). Fatigue behavior analysis and multi-scale modelling of chopped carbon fiber chip-reinforced composites under tension-tension loading condition. *Composite Structures*, 215, 85-97. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.02.041>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318315629>

Tatara, R. A. (2017). 14 - Compression Molding. Dans M. Kutz (Éd.), *Applied Plastics Engineering Handbook (Second Edition)* (pp. 291-320). William Andrew Publishing. doi: <https://doi.org/10.1016/B978-0-323-39040-8.00014-6>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780323390408000146>

Toray. (2021, 2021-01-15). Toray Cetex® TC1000 Design PEI. Repéré à [https://www.toraytac.com/media/3f5498bb-fe0e-40db-8112-38987e15cb44/JERvzQ/TAC/Documents/Data\\_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1000-Design PEI\\_PDS.pdf](https://www.toraytac.com/media/3f5498bb-fe0e-40db-8112-38987e15cb44/JERvzQ/TAC/Documents/Data_sheets/Thermoplastic/UD%20tapes,%20prepregs%20and%20laminates/Toray-Cetex-TC1000-Design PEI_PDS.pdf)

Tuttle, M., Shifman, T. J., & Boursier, B. (2010). Simplifying certification of discontinuous composite material forms for primary aircraft structures. Dans.

Visweswaraiah, S., Lessard, L., Hubert, P., & Beaulieu, P. (2017). *Conditions for Notch Sensitivity in Hybrid Fibre Architectures of Randomly Oriented Strands Combined with Laminate Groups*. doi: 10.13140/RG.2.2.31401.70244

Visweswaraiah, S. B., Lessard, L., & Hubert, P. (2017). Interlaminar shear behaviour of hybrid fibre architectures of randomly oriented strands combined with laminate groups. *Composite Structures*, 176, 823-832. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.06.002>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822317313016>

Visweswaraiah, S. B., Lessard, L., & Hubert, P. (2019). Tensile behaviour of hybrid fibre architectures of randomly oriented strands combined with laminate groups. *Journal of Composite Materials*, 53(26-27), 3725-3740. doi: 10.1177/0021998319844590. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0021998319844590>

Visweswaraiah, S. B., Ohlmann, N., Lessard, L., & Hubert, P. (2017). Flow-control and hybridization strategies for thermoplastic stiffened panels of long discontinuous fibers. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 36(18), 1327-1342. doi: 10.1177/0731684417707585. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684417707585>

Visweswaraiah, S. B., Selezneva, M., Lessard, L., & Hubert, P. (2018). Mechanical characterisation and modelling of randomly oriented strand architecture and their hybrids – A general review. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 37(8), 548-580. doi: 10.1177/0731684418754360. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684418754360>

Wan, Y., Matsuo, T., Ohsawa, I., & Takahashi, J. (2014). Effects of curvature on strength and damage modes of L-shaped carbon fiber-reinforced polypropylene. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 33(14), 1305-1315. doi: 10.1177/0731684414528060. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684414528060>

Wan, Y., Straumit, I., Takahashi, J., & Lomov, S. V. (2016). Micro-CT analysis of internal geometry of chopped carbon fiber tapes reinforced thermoplastics. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 91, 211-221. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.10.013>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X16303402>

Wan, Y., Straumit, I., Takahashi, J., & Lomov, S. V. (2018). Micro-CT analysis of the orientation unevenness in randomly chopped strand composites in relation to the strand length. *Composite Structures*, 206, 865-875. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2018.09.002>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0263822318314132>

Wan, Y., & Takahashi, J. (2016). Tensile and compressive properties of chopped carbon fiber tapes reinforced thermoplastics with different fiber lengths and molding pressures. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 87, 271-281. doi: <https://doi.org/10.1016/j.compositesa.2016.05.005>. Repéré à <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1359835X16301233>

Werner, B., Antoun, B., & Sartor, G. (2016). Thermal Degradation of Extension Springs. Dans. doi: 10.1007/978-3-319-22443-5\_1

Wood, K. (2014). High-Performance Composites for Aircraft Interiors conference review.

Wu, M. S., Centea, T., & Nutt, S. R. (2018). Compression molding of reused in-process waste – effects of material and process factors. *Advanced Manufacturing: Polymer & Composites Science*, 4(1), 1-12. doi: 10.1080/20550340.2017.1411873. Repéré à <https://doi.org/10.1080/20550340.2017.1411873>

Yamashita, S., Hashimoto, K., Suganuma, H., & Takahashi, J. (2016). Experimental characterization of the tensile failure mode of ultra-thin chopped carbon fiber tape-reinforced thermoplastics. *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, 35(18), 1342-1352. doi: 10.1177/0731684416651134. Repéré à <https://journals.sagepub.com/doi/abs/10.1177/0731684416651134>

Zhang, D., He, M., Qin, S., & Yu, J. (2017). Effect of fiber length and dispersion on properties of long glass fiber reinforced thermoplastic composites based on poly(butylene terephthalate). *RSC Advances*, 7(25), 15439-15454. doi: 10.1039/C7RA00686A. Repéré à <http://dx.doi.org/10.1039/C7RA00686A>