



Titre: Évaluation de l'effet structurel de l'impact d'un micrométéorite ou d'un débris orbital sur le bras canadien 2
Title:

Auteur: Anne-Marie Lanouette
Author:

Date: 2014

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Lanouette, A.-M. (2014). Évaluation de l'effet structurel de l'impact d'un micrométéorite ou d'un débris orbital sur le bras canadien 2 [Master's thesis, École Polytechnique de Montréal]. PolyPublie.
Citation: <https://publications.polymtl.ca/1468/>

 **Document en libre accès dans PolyPublie**
Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/1468/>
PolyPublie URL:

Directeurs de recherche: Daniel Therriault, & Marie-Josée Potvin
Advisors:

Programme: Génie mécanique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉVALUATION DE L'EFFET STRUCTUREL DE L'IMPACT D'UN
MICROMÉTÉORITE OU D'UN DÉBRIS ORBITAL SUR LE BRAS
CANADIEN 2

ANNE-MARIE LANOUILLE

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

MÉMOIRE PRÉSENTÉ EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLOME DE MAÎTRISE ÈS SCIENCES APPLIQUÉES
(GÉNIE MÉCANIQUE)

JUILLET 2014

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé:

ÉVALUATION DE L'EFFET STRUCTUREL DE L'IMPACT D'UN MICROMÉTÉORITE OU
D'UN DÉBRIS ORBITAL SUR LE BRAS CANADIEN 2

présenté par : LANOUILLE Anne-Marie

en vue de l'obtention du diplôme de : Maîtrise ès sciences appliquées

a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

Mme BROCHU Myriam, Ph.D., présidente

M. TERRIAULT Daniel, Ph.D., membre et directeur de recherche

Mme POTVIN Marie-Josée, Ph.D., membre et codirectrice de recherche

Mme DUBÉ Martine, Ph.D., membre

REMERCIEMENTS

J'aimerais d'abord remercier mon directeur de recherche, professeur Daniel Therriault, pour ses conseils et son aide tout au long de ce projet. J'évolue au Laboratoire de mécanique multi-échelle (LM²), co-dirigé par Prof. Therriault, depuis mon stage au baccalauréat lors de l'été 2010. C'est dans cet environnement, où sous sa direction, que j'ai pris goût à la recherche en ingénierie.

Je voudrais également remercier Marie-Josée Potvin, Francis Martin et Dany Houle, ingénieurs à l'Agence spatiale canadienne (ASC), qui ont participé au développement et à la réalisation du projet. Ensemble, ils m'ont permis d'effectuer mon projet de maîtrise dans un domaine me passionnant, les technologies spatiales. Sans leurs conseils, leur aide et leur support, ce projet n'aurait pu être un succès.

Je souligne ensuite le travail des techniciens Pierre Ouellet (ASC), Sylvain Mondor (ASC) et Nour Aimene (Polytechnique), du chef-technicien Rémy Grenier (ASC), du stagiaire Antoine Letarte (ASC) et de l'associé de recherche Antoine Bertrand (Polytechnique) qui ont tous pris une part active à ce projet en aidant à l'usinage, l'assemblage et l'opération du montage de test, à la préparation des échantillons et leur instrumentation, ou en participant aux essais de caractérisation préliminaires.

Je remercie aussi mes collègues au LM², Maxime Arguin, Xavier Cauchy, Nicolas Guérin et Renaud Passieux, pour leurs idées qui ont aidé à faire avancer ce projet, mais surtout pour leur amitié qui a su rendre particulièrement agréable mon séjour au laboratoire.

Pareillement, je remercie mes parents, Louis Lanouette et Bernadette Vink de m'avoir encouragée et d'avoir cru en moi pendant toutes ces années d'études. Je suis également très reconnaissante envers mon copain Philippe Demers-Dussault pour son aide, son écoute, ses conseils et ses idées depuis le début de mon baccalauréat.

Finalement, je souligne le soutien financier du Conseil de recherche en sciences naturelles et génie (CRSNG), du Fonds québécois de recherche pour la nature et les technologies (FQRNT) et de la fondation universitaire Pierre Arbour. Sans leur générosité envers la recherche scientifique, ce projet n'aurait pu être réalisé.

RÉSUMÉ

Les structures spatiales sont de plus en plus à risque de subir des impacts en hypervélocité, soit à plus de 3km/s, dû à l'augmentation marquée du nombre de débris spatiaux au cours des deux dernières décennies. Ces débris sont principalement d'anciennes pièces de satellites ou de lanceurs éjectées lors du déploiement d'une structure. Des collisions entre deux débris, générant plusieurs nouveaux petits débris, sont donc également de plus en plus probables. Différents organismes surveillent les débris spatiaux et la position de la majorité des gros débris (plus de 10cm de diamètre) est connue. Toutefois, il est impossible de suivre les petits débris et plusieurs études ont montré qu'ils peuvent tout de même causer des dégâts considérables aux structures. Il est de plus en plus commun d'ajouter une certaine forme de protection contre les collisions aux nouvelles structures spatiales. Par contre, la majorité des structures actuellement en orbite, comme le Bras canadien 2, n'ont aucune protection contre les impacts. Les dommages causés par des impacts en hypervélocité sur différents matériaux spatiaux comme l'aluminium, les panneaux sandwich et les laminés ont déjà été caractérisés par différents groupes de recherche depuis la fin des années 1980, mais aucune étude portant sur l'évaluation expérimentale des propriétés mécaniques d'une structure après un impact, applicable au cas du Bras Canadien 2, n'a été publiée. Il est seulement possible de trouver dans la littérature des études portant sur les propriétés mécaniques de différents types de laminés après un impact à beaucoup plus basse vitesse d'ordre de grandeur énergétique généralement 1000 fois inférieur.

Le Bras canadien 2, ou *Space Station Remote Manipulator System (SSRMS)*, est installé sur la Station Spatiale Internationale (ISS) depuis 2001. Il avait une durée de vie initialement prévue à 10 ans, mais comme il est toujours très utile pour différentes opérations de maintenance et lors de l'approche finale des capsules de ravitaillement, il est maintenant souhaitable de le maintenir opérationnel jusqu'à la fin prévue de l'ISS soit en 2020 ou possiblement en 2028. Il est donc nécessaire de bien connaître les effets de l'impact d'un débris orbital sur la structure du bras pour que l'Agence spatiale canadienne (ASC) soit en mesure de redéfinir adéquatement les chargements pouvant être appliqués sur le bras si des dommages d'impact devaient être observés sur la couverture thermique couvrant sa structure. Les principaux objectifs de ce projet sont donc d'abord, d'obtenir une corrélation entre les dommages observables du Bras canadien 2 et les

dommages internes à la structure, ensuite d'étudier la propagation des dommages causées par l'impact sous l'effet de différents niveaux de chargement cycliques et finalement, d'établir des suggestions quant aux niveaux de chargement pouvant toujours être appliqués sur le Bras canadien 2 en fonction des dommages observables.

Pour atteindre ces objectifs, des échantillons représentatifs de la structure du Bras canadien 2, quatre cylindres de fibres de carbone IM7/PEEK de 35cm de diamètre externe et de 2,7mm d'épaisseur, ont été obtenus puis recouverts de morceaux de couvertures thermiques de composition similaire à celle réellement utilisée pour le bras robotisé. Ces échantillons ont été impactés en hypervélocité par HIT Dynamics de l'Université du Nouveau-Brunswick à Fredericton. Deux échantillons ont reçu des projectiles de 5,556mm de diamètre et les deux autres ont reçu des projectiles de 7,938mm de diamètre. Tous les projectiles étaient des sphères d'aluminium voyageant à ~ 7 km/s. Les échantillons endommagés par les impacts ont ensuite été scannés par ultrasons pour obtenir une cartographie de leurs dommages internes. Dans le cas des projectiles de 5,556mm, les dommages visibles étaient un trou de 6,2cm de diamètre sur la couverture thermique avant et un trou de 14,8mm de diamètre sur la paroi avant du composite alors qu'aucun dommage n'était visible sur la face arrière. Dans le cas des projectiles de 7,938mm, les dommages visibles étaient un trou de 9,2cm de diamètre sur la couverture thermique avant et un trou de 17,0mm de diamètre sur la paroi avant du composite et couvraient une zone de 25,5cm de diamètre sur la face arrière.

Un montage de flexion, permettant de reproduire les chargements cycliques subis par le Bras canadien 2 à cause des oscillations de la charge utile transportée lors d'accélération et de décélération, a été conçu, fabriqué, assemblé, puis validé. Les chargements cycliques étaient appliqués sur les échantillons par une machine uniaxiale Instron 4204 via un bras de levier de 1,8m de longueur. Les cylindres endommagés étaient d'abord collés sur des brides qui étaient elles-mêmes vissées à une base rigide et au bras de levier, puis la machine appliquait un chargement sinusoïdal d'amplitude représentant le niveau nominal ($\sim 2,5$ kNm) d'utilisation du Bras canadien 2 ou un niveau d'urgence ($\sim 4,5$ kNm). Quatre tests de flexion ayant eu lieu dans les conditions ambiantes ont été effectués au total. D'abord, un cylindre ayant reçu un projectile de

~8mm de diamètre a subi un chargement cyclique d'amplitude nominale en ayant ses zones endommagées positionnées le plus loin possible du plan neutre de flexion pendant 2×10^4 cycles sans qu'une variation dans la rigidité ne soit détectée. Le second cylindre ayant reçu un projectile de ~8mm de diamètre a donc été chargé de la même manière mais en utilisant cette fois l'amplitude d'urgence. Une baisse de la rigidité en flexion, traduisant une propagation des dommages, a été observée dès les premières heures de tests et après environ 10^4 cycles, il avait perdu $18 \pm 2\%$ de sa rigidité initiale. Le troisième cylindre, ayant reçu un projectile de ~5,5mm, a été testé en flexion avec les dommages dans la même position et la même amplitude que le second cylindre pendant 2×10^4 cycles sans qu'aucune propagation de dommages ne soit détectée. Finalement, le premier cylindre, n'ayant pas été endommagé par le premier test, a été repris pour le quatrième test. Il a été placé pour que ses zones endommagées soient près du plan neutre de flexion et a subi 2×10^4 cycles l'amplitude d'urgence sans baisse de rigidité. Les comparaisons des images obtenues par ultrasons avant et après les tests de fatigue ont confirmé qu'il y avait eu agrandissement des zones endommagées lorsqu'un cylindre impacté par un projectile de ~8mm de diamètre est chargé en fatigue avec l'amplitude d'urgence et ayant ses zones endommagées positionnées loin du plan neutre de flexion.

Les suggestions données pour l'utilisation du Bras canadien 2 suite à un éventuel impact sont donc les suivantes. Si des dommages sur la paroi de composite avant d'un diamètre ≤ 14 mm accompagnés d'aucun dommage sur le côté opposé du tube sont visibles, alors les niveaux de chargement nominal et d'urgence peuvent être maintenus tels quels. Toutefois, si des dommages sur la paroi de composite avant d'un diamètre ≤ 17 mm accompagnés de dommages sur le côté opposé dans une zone de diamètre ≤ 25 cm sont visibles, alors seul le niveau nominal peut toujours être utilisé pour n'importe quelle position du bras robotisé. Si le niveau d'urgence doit être utilisé pour une opération, alors les zones visiblement endommagées doivent absolument être positionnées dans le plan neutre de flexion sans quoi les opérations pourraient causer un aggravement des dommages préalablement causés par l'impact du micrométéorite ou du débris orbital.

ABSTRACT

Space structures are more and more likely to be impacted at hypervelocities, velocities greater than 3km/s, as the number of orbital debris has rapidly grown in the last two decades. These debris are mostly composed of pieces jettisoned from a launcher or a satellite during the deployment of a structure, dead spacecrafts and fragmentation debris. Collision between two debris, generating many smaller new debris, are more likely to happen. Large space debris (diameter over 10cm) are tracked by different space organizations and their position at all time is known. It is however impossible to track the smaller debris while several studies have already demonstrated that they can also cause significant damage to structures. It is now more and more common to add a kind of protection against collisions to the space structures, but the great majority of space structures currently in orbit, as the Canadarm2, are not protected against hypervelocity impacts. Damage caused by such impacts to different space materials such as aluminum, sandwich panels and laminates has already been characterized during different studies since the end of the 1980s while no study, dedicated to the experimental evaluation of the mechanical properties of a space structure after an impact, relevant to the case of the *Canadarm2*, has been published. It is only possible to find, in the literature, studies determining the residual mechanical properties after an impact at much lower velocities; the energy of impact is generally three orders of magnitude smaller.

The Canadarm2, or *Space Station Remote Manipulator System (SSRMS)*, is installed on the International Space Station (ISS) since 2001. It had an initial 10-year lifespan, but it is still very useful today for maintenance operations and to capture and release incoming space capsules. It is thus desirable to maintain the Canadarm2 in operation at least until the end of the ISS funding in 2020 and possibly in 2028. Understanding the effects of an orbital debris impact on the Canadarm2 structure is now primordial in order to adequately redefine the load levels that can be applied on the arm as a function of the observable damage on the thermal blankets. The main objectives of this study are: first, to obtain a correlation between the visible damage on the booms and the corresponding internal damage of the structure, second to study the cracks caused by the impact growth under different cyclic loads, and finally to provide considerations on the load levels to be applied on the robotic arm as a function of the observable damage.

To achieve these objectives, samples representative of the Canadarm2 structure, four cylindrical samples of carbon fibers IM7/PEEK with an external diameter of 35cm and a thickness of 2.7mm, were obtained and covered by pieces of thermal blankets also representative of the Canadarm2. These four samples were impacted at the University of New Brunswick (Fredericton, NB) hypervelocity facility, HIT Dynamics. Two samples were impacted by projectiles 5.556mm in diameter and the two remaining samples were impacted with 7.938mm in diameter projectiles. All projectiles were aluminum spheres travelling at ~ 7 km/s. The samples underwent ultrasonic scanning thereafter to obtain images of their internal damage. In the case of the 5.556mm diameter projectiles, the damage left on the front side was an entry crater 6.2cm in diameter on the thermal blanket and a crater 14.8mm in diameter on the composite wall accompanied by no visual damage on the opposite side of the cylinder. In the case of the 7.938mm diameter projectiles, the damage left on the front side was an entry crater 9.2cm in diameter on the thermal blanket and a crater 17.0mm in diameter on the composite wall accompanied by visible damage on the opposite side in a zone 25.5cm in diameter.

A flexural test bench, reproducing the cyclic bending loads applied on the Canadarm2 due to the oscillations occurring during accelerations and decelerations of the payload transported, was designed, manufactured, assembled and validated. The cyclic bending loads were applied on the damaged samples using a universal testing machine (Instron 4204) linked to a 1,8m long lever arm. The cylinders were first bonded to two flanges, which were themselves bolted to a rigid base and to the lever arm allowing the uniaxial machine to apply the bending loads on the samples. The amplitude of the loads were representative of a flight load level defined for the Canadarm2 (~ 2.5 kNm) or of an emergency load level (~ 4.5 kNm). Four flexural fatigue tests were performed during this study. First, one of the cylinders impacted by a ~ 8 mm projectile underwent 2×10^4 cycles at the flight load amplitude with its damaged zones positioned as far as possible from the bending neutral plan. No damage propagation was detected during this test. The second cylinder impacted by a ~ 8 mm projectile was tested in the same way but using the emergency load level amplitude. A decrease in the bending stiffness was immediately observable at the beginning of the fatigue test. After approximately 10^4 cycles, the cylinder had lost $18 \pm 2\%$ of its initial stiffness. The third cylinder, impacted with a $\sim 5,5$ mm diameter projectile, underwent 2×10^4 cycles with the same position and load amplitude as the second cylinder without showing any

variation in its bending stiffness. Finally, the first cylinder, not further damaged by the first fatigue test, was reused for the last test. It underwent 2×10^4 cycles using the emergency load amplitude but with its damaged zones positioned close to the bending neutral plan without showing hints of damage progression according to the sensor measurements and the images obtained by ultrasonic scanning. The comparison of the ultrasonic images obtained before and after the fatigue tests confirmed that the damaged zones only enlarged if a cylinder impacted by a ~8mm diameter projectile is loaded in fatigue bending using the emergency amplitude and positioning the damaged zones far from the neutral plan.

The suggestions given for the utilization of the Canadarm2 after an impact are thus the followings. If a crater $\leq 14\text{mm}$ on the composite wall is visible on one side accompanied by no damage on the opposite side of the structure, then the flight and emergency load levels can be maintained. However, if a crater $\leq 17.0\text{mm}$ on the composite wall is visible on one side accompanied by damage in a zone $\leq 25.5\text{cm}$ on the opposite side of the cylinder, only the flight load level can still be used for any position of the damaged zones. If the emergency level must be used, then the damaged zones must absolutely be positioned close to the bending neutral plan, otherwise the applied loads will aggravate the damage caused by the orbital debris impact.

TABLE DES MATIÈRES

REMERCIEMENTS	III
RÉSUMÉ.....	IV
ABSTRACT	VII
TABLE DES MATIÈRES	X
LISTE DES TABLEAUX.....	XIV
LISTE DES FIGURES.....	XV
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	XXI
LISTE DES ANNEXES.....	XXIV
INTRODUCTION.....	1
CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE.....	8
1.1 Impacts en hypervélocité sur les composites	8
1.1.1 Définition de l'hypervélocité	8
1.1.2 Équipements et montage de tests	8
1.1.3 Tests d'impacts à incidence normale sur des laminés simples.....	10
1.1.4 Tests d'impacts sur une cible double	12
1.1.5 Tests à incidence oblique	14
1.1.6 Tests sur le SSRMS.....	15
1.2 Identification des dommages internes pour des composites	17
1.2.1 Scanner à ultrasons.....	18
1.2.2 Thermographie	18
1.2.3 Comparaisons des techniques.....	18
1.3 Essais mécaniques de flexion sur des cylindres de grandes dimensions.....	19
1.3.1 Contraintes de flexion sur un cylindre	19

1.3.2	Études anciennes portant sur la flexion des cylindres.....	20
1.3.3	Tests effectués à l'INSA de Lyon	22
1.4	Résistance résiduelle due à la présence d'un trou (<i>cutout</i>)	24
1.4.1	Effet d'un trou sur la résistance en flexion d'un cylindre uniforme	24
1.4.2	Effet d'un trou sur la résistance d'une plaque de composite.....	25
1.4.3	Effet d'un trou sur la résistance en compression d'un cylindre de plastique	27
1.5	Résistance résiduelle de composites impactés	29
1.5.1	Tests de résistance résiduelle sur des laminés plats	29
1.5.2	Tests sur des cylindres de composite	32
1.5.3	Propriétés mécaniques résiduelles suite à un impact en hypervélocité.....	33
1.6	Tests de fatigue sur des composites	34
1.6.1	Critère de rupture et méthodes de tests	34
1.6.2	Tests de fatigue sur des composites préalablement impactés	36
1.7	Conclusions principales de la revue de littérature.....	37
CHAPITRE 2 MÉTHODOLOGIE.....		39
2.1	Estimation de l'étendue des dommages sur des cylindres de IM7/PEEK.....	39
2.2	Obtention et fabrication des échantillons de tests	42
2.3	Estimation de la charge de rupture	43
2.3.1	Propriétés mécaniques du laminé de IM7/PEEK	44
2.3.2	Détermination du mode critique de rupture	46
2.3.3	Effet du cratère d'entrée	47
2.3.4	Résistance théorique d'un cylindre non-endommagé	48
2.3.5	Résistance résiduelle à l'impact	48
2.3.6	Résistance résiduelle à la fatigue	51

2.4	Conception, fabrication et validation du montage de test	51
2.4.1	Géométrie retenue pour le montage	51
2.4.2	Fabrication, assemblage et installation du montage.....	54
2.4.3	Instruments de mesure et acquisition de données	57
2.4.4	Tests préliminaires avec un cylindre d'aluminium	59
2.5	Impacts en hypervélocité sur les échantillons	62
2.6	Installation des brides sur les cylindres impactés et instrumentation.....	68
CHAPITRE 3 ARTICLE 1: STRUCTURAL EFFECTS OF A MICROMETEOROID OR ORBITAL DEBRIS IMPACT ON CARBON FIBERS/PEEK SPACE ROBOTIC ARM		70
3.1	Introduction	70
3.2	Materials and Methods	72
3.2.1	Cylindrical Samples	72
3.2.2	Hypervelocity Impacts Tests.....	73
3.2.3	Mechanical Tests.....	76
3.3	Theory	78
3.3.1	Prediction of the Damage on the Composite Booms and on the MLI blankets	78
3.3.2	Effects of an Impact on the Mechanical Properties of Laminates.....	79
3.4	Results	80
3.4.1	Damage Characterization	80
3.4.2	Mechanical Tests Results	83
3.5	Discussion	86
3.5.1	HVI Damage to Carbon Fibers/PEEK Cylinders	86
3.5.2	Samples Stiffness Evolution.....	87
3.5.3	Consideration for the Future Use of the Canadarm2.....	89
3.5.4	Limitations of the Study	90

3.6	Conclusion.....	91
3.7	Acknowledgements	93
3.8	References	93
CHAPITRE 4 DISCUSSION GÉNÉRALE		96
4.1	Résultats des tests d'impacts versus résultats attendus	96
4.2	Comparaison entre les résultats de l'étude et les prédictions initiales	97
4.3	Commentaires sur l'utilisation du montage de test de flexion	98
4.4	Commentaires sur les suggestions émises pour le SSRMS.....	100
4.5	Commentaires sur les limitations de l'étude	102
CONCLUSION, RECOMMANDATIONS ET TRAVAUX FUTURS		104
RÉFÉRENCES		108
ANNEXES		116

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 1 : Chargements limites pour les segments de composites du Bras canadien 2	6
Tableau 1-1 : Description des dommages obtenus lors des six tests effectués par Shortliffe et Tennyson sur la version préliminaire du SSRMS (Shortliffe, 1996)	17
Tableau 2-1 : Observations effectuées sur le cylindre impacté de l'UTIAS.....	41
Tableau 2-2: Propriétés mécaniques obtenues	45
Tableau 2-3 : Résumé des estimés du moment de rupture d'un cylindre impacté.....	50
Tableau 2-4 : Liste des instruments de tests, de mesure et d'acquisition de données utilisés	58
Tableau 3-1. Parameters of the HVI tests.	74
Tableau 3-2 : Damage characteristics of the four samples after the HVI tests.	83
Tableau 3-3 : Damaged zone sizes normalized by projectile diameter.....	86
Tableau 3-4 : Summary of tests and results.	92
Tableau 4-1 : Comparaison entre les prédictions théoriques et les valeurs expérimentales obtenues pour les cratères d'entrée dans un laminé de IM7/PEEK	96
Tableau 4-2 : Résumé des recommandations sur l'utilisation des niveaux de chargement actuels du Bras canadien 2 en fonction des dommages observables depuis l'ISS.....	101

LISTE DES FIGURES

Figure 1 : Canadarm2 a) Schéma de la structure principalement composée de tubes de composite. (Crédit image : MDRobotics) b) Photo du Bras canadien 2 avec l’astronaute Chris Hadfield. (Crédit photo : NASA)	5
Figure 1-1 : Illustration d’un impact à incidence oblique. Image tirée de : (Lamontagne et al., 2001).....	14
Figure 1-2 : Illustration des trois configurations du SSRMS testées par Shortliffe et Tennyson. Image tirée de (Shortliffe, 1996).....	15
Figure 1-3 : Résultats obtenus lors d’essais en flexion pure par différents auteurs entre 1930 et 1980. Image tirée de (Mathon, 2004) p.88. La compilation des résultats des études anciennes a été réalisée par l’auteur dans le cadre de ses études doctorales.	21
Figure 1-4 : Résumé des résultats obtenus par l’INSA de Lyon pour des coques en flexion et compression. Image tirée de (DaSilva, 2011).	23
Figure 1-5 : Facteurs de réduction conseillés par les normes de la NASA et l’Eurocode. Image tirée de (DaSilva, 2011) p.126.	23
Figure 1-6 : Effet d’un trou sur la résistance résiduelle en compression, torsion et flexion d’un cylindre. Image tirée de (Tennyson & Shortliffe, 1996).....	24
Figure 1-7 : Réduction de la résistance d’un laminé quasi-isotrope de fibres de verre/époxy due à la présence d’un trou, critère de la distance caractéristique. Image tirée de (Whitney & Nuismer, 1974).....	26
Figure 1-8 : Réduction de la résistance d’un laminé quasi-isotrope de fibres de verre/époxy due à la présence d’un trou, critère de la contrainte moyenne. Image tirée de (Whitney & Nuismer, 1974).....	27
Figure 1-9 : Charge de flambement en compression d’un cylindre contenant un trou non renforcé en fonction du paramètre α . Image tirée de (Toda, 1983).	28
Figure 1-10 : Ratio de la résistance ultime de tension pour les spécimens impactés sur celle d’un spécimen non-impacté en fonction du diamètre du projectile. Image tirée de (Wang & Callinan, 2013).	29

Figure 1-11 : Résistance résiduelle en flexion quasi-statique d'un laminé de fibres de verre/époxy en fonction de l'énergie de l'impact. Image tirée de (Belingardi et al., 2009).....	30
Figure 1-12 : Résistance résiduelle en compression après impact d'un laminé en fonction de l'énergie d'impact. Images tirées de a) (Mitrovic, Hahn, Carman, & Shyprykevich, 1999) et b) (Sala, 1997).	31
Figure 1-13 : CSAI de plusieurs laminés de fibres de carbone en fonction de la résistance à la propagation de fissures de la matrice. Image tirée de (Mallick, 2007) et adaptée de (Leach, 1987).....	32
Figure 1-14 : Rapport de la contrainte entraînant la rupture en flexion d'un cylindre contenant une délamination sur la contrainte d'un cylindre intact en fonction de l'aire de la délamination (Tennyson & Krishnakumar, 1993).	33
Figure 1-15 : Influence de la fréquence de tests sur les performances en fatigue de laminés de fibres de carbone/PEEK pour deux séquences d'empilement. Image tirée de (Mallick, 2007) et adaptée de (Leach, 1987).....	35
Figure 1-16 : Courbes S-N de laminés impactés chargés en T-C obtenus par deux groupes de recherche. Images tirées de a) (Symons & Davis, 2000) et b) (Melin & Schön, 2001).....	37
Figure 2-1 : Cratères d'entrées obtenus lors des essais 3 et 4. a) avec une bille de 5,95mm de diamètre voyageant à 6,91km/s et b) avec une bille de 9,13mm voyageant à 6,56km/s.	40
Figure 2-2 : Dommages sur les parois arrières du cylindre causés par les tests d'impacts. a) Paroi arrière interne pour l'essai 3, b) paroi arrière interne pour l'essai 4 et c) paroi arrière externe pour l'essai 4. Les cercles rouges délimitent la zone de dommages primaires.	40
Figure 2-3 : a) Cylindre restant de la fabrication du SSRMS dans les années 1990 sur le banc de scie au CNRC Val-Cartier. (Crédit photo : CNRC Val-Cartier) b) Un échantillon de 60cm de longueur sur une table de métrologie à l'ASC.	42
Figure 2-4 : Photo des 8 échantillons de MLI fabriqués pour les tests d'impacts.	43
Figure 2-5 : Illustration des chargements pouvant être appliqués sur le cylindre impacté représentant le Bras canadien 2.	44

- Figure 2-6 : Photos prises lors des tests quasi-statiques sur les échantillons de IM7/PEEK. a) Test de traction avec extensomètre. b) Test de compression.45
- Figure 2-7 : Résultats des analyses effectuées avec ANSYS pour les deux positions de flexion considérées. a) Le moment appliqué est $M_z = 3400Nm$, la contrainte maximale ressentie est de 133MPa à la fibre extrême. b) Le moment appliqué est $M_y = 3400Nm$, la contrainte maximale ressentie est de 300MPa en périphérie du trou.47
- Figure 2-8 : Illustration du concept de chargement en flexion de l'échantillon cylindrique par l'intermédiaire d'un bras de levier.51
- Figure 2-9 : a) Photo de l'attache de la section cylindrique de composite sur l'articulation en aluminium du Bras canadien 2. Image tirée de (Krimbalis, Djokic, Hay, & Cole, 2013). b) Vue de section de la jonction entre le tube de composite et l'articulation en aluminium.52
- Figure 2-10 : Effet de la longueur du bras de levier sur la contrainte maximale supportée en flexion. Image tirée de (Antoine, 2000).53
- Figure 2-11 : Schéma du montage de flexion vu de côté et vue isométrique dans le coin inférieur.53
- Figure 2-12 : Fabrication des brides d'aluminium pour les cylindres de composite. a) Perçage des brides en conjonction avec les cylindres de composite. b) Les huit brides pour les cylindres de composite terminées.54
- Figure 2-13 : Fabrication et installation de la bride carrée. a) Usinage de la pièce d'acier à la fraiseuse. b) Insertion de la bride carrée dans le bras de levier et perçage en conjonction pour permettre l'installation de 16 boulons.55
- Figure 2-14 : Fabrication de la base du montage. a) Profilés standards découpés et percés servant d'appuis pour élever le cylindre au niveau de la machine uniaxiale. b) Assemblage des profilés découpés et de la plaque d'interface avec le sol. Les rainures sur le côté de la plaque permettent de visser la base du montage dans le plancher du laboratoire.55
- Figure 2-15 : Fabrication des autres pièces du montage. a) Couvercle d'aluminium rainuré terminé. Les rainures permettent de compenser le désalignement angulaire possible entre les deux brides du cylindre testé. b) Pièce d'interface avec la machine uniaxiale vissée dans le bras de levier en acier. La serre de la machine est attachée à la partie verticale.56

Figure 2-16 : Les deux sections du montage terminées, avant le transfert au laboratoire de tests mécaniques. Le cylindre à tester doit être attaché entre la base (à gauche sur la photo) et le bras de levier (à droite sur la photo).....	56
Figure 2-17 : Photo du montage avec un cylindre de composite endommagé dans le laboratoire de l'ASC.....	57
Figure 2-18 : Acquisition de données. a) Schéma de branchement des jauges en demi-pont sur l'interface SCXI-1314 pour compenser les variations de température de la pièce. b) Face-avant du programme Labview de contrôle de la machine et d'enregistrement des données. 59	59
Figure 2-19 : Capteurs LVDT utilisés pour mesurer l'allongement des cylindres. a) Fabrication des pièces de support pour les capteurs et test du positionnement sur le cylindre d'aluminium. b) Capteurs LVDT positionnés au-dessus et au-dessous du cylindre lors d'un test.	59
Figure 2-20 : Installation du montage préliminaire avec le cylindre d'aluminium. a) Installation du cylindre sur la base à l'aide de 16 boulons. b) Installation du bras de levier à l'aide de la grue.....	60
Figure 2-21 : Flèche à différents endroits (points expérimentaux) sur le montage lors de l'application de valeurs croissantes de déplacements sur la machine.	61
Figure 2-22 : Interfaces entre le cylindre testé et le montage. a) Jonction entre le cylindre et le bras de levier. b) Jonction entre le cylindre et la base.....	61
Figure 2-23 : Schéma du canon à gaz léger utilisé pour impacter les cylindres de composite dessiné suite à la visite du laboratoire.....	63
Figure 2-24 : Photo prise au laboratoire de HIT Dynamics montrant au premier plan la chambre d'impact. La chambre à haute pression se situe juste devant la porte entrouverte que l'on peut voir à l'arrière-plan.....	63
Figure 2-25 : <i>Burst disks</i> a) positionné dans la chambre à haute pression et b) éclaté après un test.	64

- Figure 2-26 : a) Piston avant un test. La partie du bas se dévisse pour y insérer une masse variable. b) Pistons déformés retirés du *central breech* après un test. c) Extrémité du *central breech* où est situé le troisième *burst disk*.....65
- Figure 2-27 : Trois sabots de différentes tailles. a) Les quatre pétales des sabots sont séparées et b) elles sont assemblées. Le projectile se situerait dans le trou sur le dessus des sabots.....65
- Figure 2-28 : *Stripper plate* d'acier ayant reçu les quatre pétales pesant chacune un peu plus d'un gramme.....66
- Figure 2-29 : Dispositif de fixation des cylindres de composite pendant les tests d'impact.67
- Figure 2-30 : Collage des brides sur les cylindres. a) Trempage d'un cylindre de composite impacté dans un bain d'acide chromique sous une hotte. b) Cylindre d'aluminium prêt à être collé par injection à l'aide des trous positionnés entre les boulons. Les rubans adhésifs jaunes empêchent la colle de sortir trop facilement de la rainure.69
- Figure 3-1 : a) Positioning of the boom and the two thermal blankets relative to the projectile trajectory during the HVI test and nomenclature used. b) Formation, c-d) progression of debris cloud inside the boom, e) and hitting of the rear wall during the HVI test on Sample#1.....75
- Figure 3-2 : a) Schematic of the test set-up and location of the strain gages used. b) Schematic of the bending loads applied on the cylinder during the fatigue test and illustration of neutral plane. b) Image of the mechanical test set-up and location of the LVDT sensors used.78
- Figure 3-3 : Damage caused by the HVI of a 7.938mm aluminum projectile (first row) and a 5.556mm projectile (second row) travelling at $\sim 7\text{km/s}$ on a IM7/PEEK cylinder covered by a thermal blanket.82
- Figure 3-4 : Ultrasonic images of the damaged zones after impact by a 7.938mm projectile travelling at $\sim 7\text{km/s}$ (first row), after 2×10^4 cycles at FLL (second row) and after 1×10^4 cycles at ELL (third row). The first and third columns present the original images from the ultrasonic scanning while the second and fourth columns present the enhanced areas of low density for a better visual comparison. The Velcros used to hold the MLIs are visible in the original images of the first row; they have been removed after this first scan. The scale bar presented in (a) is valid for all 12 images.85

Figure 3-5 : Static and fatigue tests results. a) Bending moment applied on the damaged composite cylinder as a function of its total extension. The initial bending stiffnesses of the damaged cylinders, corresponding to EI , are given. b) Normalized stiffness of the damaged cylinders during the fatigue tests as a function of the number of cycles.88

Figure 4-1 : Représentation des points obtenus au cours de cette étude sur le modèle de Tennyson97

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

Acronymes

- ASC: Agence Spatiale Canadienne
- CSAI: *Compressive Strength After Impact* (résistance résiduelle en compression après un impact)
- CTA : Centre de Technologies en Aérospatiale
- DI : *Damage Index* (indice de dommage)
- ELL : *Emergency Load Level* (niveau de chargement d'urgence)
- ESA: *European Space Agency* (Agence Spatiale Européenne)
- FLL : *Flight Load Level* (niveau de chargement nominal)
- ISS: *International Space Station* (Station Spatiale Internationale)
- LDEF : *Long Duration Exposure Facility* (satellite exposé au milieu spatial pendant une longue période)
- LEO : *Low Earth Orbit* (orbite basse)
- LM²: Laboratoire de mécanique multi-échelles
- MLI : *Multi-Layer Insulation* (isolation multi-couche)
- MMOD: *Micro-Meteoroids and Orbital Debris* (micrométéorites et débris orbitaux)
- NASA: *National Aeronautics and Space Administration*
- NDT: *Non-Destructive Testing* (Test non-destructif)
- PEEK : *Poly-Ether-Ether-Ketone* (polyétheréthercétone)
- T-C: Chargement complètement renversé de tension-compression
- UNB: *University of New Brunswick*
- UTIAS : *University of Toronto Institute for Aerospace Studies*

Symboles - Alphabet latin

a :	Altitude de l'orbite [km]
a_0 :	Distance sur laquelle l'intégration de la contrainte est réalisée [mm]
c :	Distance entre la fibre neutre et la fibre extrême [mm]
D_c :	Diamètre équivalent du cratère d'entrée [mm]
D_p :	Diamètre du projectile [mm]
d_0 :	Distance caractéristique [mm]
E :	Module de Young d'un matériau [GPa]
E_{11}, E_{22} :	Modules de Young dans les directions principales [GPa]
E_f, E_m :	Module de Young des fibres et de la matrice [GPa]
E_p :	Énergie cinétique du projectile [J ou kJ]
G :	Constante gravitationnelle soit $6,67 * 10^{-11} N(m/kg)^2$
G_{12} :	Module de cisaillement selon les directions principales [GPa]
G_f, G_m :	Module de cisaillement des fibres et de la matrice [GPa]
I :	Second moment de surface [m ⁴]
J :	Constante de torsion [m ⁴]
m_p :	Masse du projectile [kg]
M_T :	Masse de la Terre soit $5,972 * 10^{24} kg$
$[Q]$:	Matrice de rigidité d'un pli d'un laminé
R :	Rayon moyen d'un cylindre [cm ou mm]
r :	Rayon du trou dans un matériau [mm ou in]
r_T :	Rayon de la Terre soit 6371km
$[S]$:	Matrice de souplesse d'un pli d'un laminé

- t : Épaisseur de la cible ou d'une paroi [mm]
 v_{ejecta} : Vitesse moyenne de l'éjecta [m/s ou km/s]
 v_{nuage} : Vitesse moyenne du nuage de débris [m/s ou km/s]
 v_p : Vitesse du projectile [m/s ou km/s]
 V_f, V_m : Fraction volumique de fibres et de la matrice [-]

Symboles - Alphabet grec

- α : Paramètre de Toda [-]
 $\gamma_{xy}, \gamma_{xz}, \gamma_{yz}$: Déformations de cisaillement [-]
 ε : Angle de rotation pour un impact à incidence oblique [°]
 $\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z$: Déformations normales [m/m]
 θ_i : Angle d'incidence du projectile [°]
 μ : Produit $G * M$ appelé paramètre gravitationnel standard [km³/s²]
 ν : Coefficient de Poisson d'un matériau [-]
 ν_{12}, ν_{21} : Coefficients de Poisson majeur et mineur d'un pli d'un laminé [-]
 ρ_p : Masse volumique du projectile [g/cm³]
 ρ_t : Masse volumique de la cible [g/cm³]
 σ_0 : Résistance d'un laminé intact [MPa]
 σ_C : Contrainte ressentie par un cylindre en compression [MPa]
 σ_{CL} : Contrainte classique théorique entraînant le flambement d'un cylindre [MPa]
 σ_F : Contrainte locale maximale causée par un chargement de flexion [MPa]
 σ_n : Résistance d'un laminé troué [MPa]
 $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$: Contraintes normales [MPa]
 $\tau_{xy}, \tau_{xz}, \tau_{yz}$: Contraintes de cisaillement [MPa]

LISTE DES ANNEXES

Annexe 1 : Détermination des contraintes dans le laminé	116
Annexe 2 : Tables de propriétés des matériaux.....	125
Annexe 3 : Liste des pièces du montage de flexion	126
Annexe 4 : Procédure d'utilisation du montage de flexion.....	127

INTRODUCTION

Mise en situation et motivation

Depuis *Sputnik*, premier objet placé en orbite en 1957, des dizaines de milliers d'objets ont été lancés dans l'espace depuis la Terre. Sur la totalité de ces objets, la grande majorité est toujours en orbite aujourd'hui alors que seule une faible fraction est toujours fonctionnelle. L'espace entourant notre planète qui était vu comme un vide absolu, dérangé seulement par quelques rares météorites, à l'époque de la conquête spatiale, est aujourd'hui peuplé de débris de toutes sortes. Satellites et modules éteints, étages de fusées et réservoirs de carburant abandonnés, coffre à outils échappé lors d'une mission de réparation de la Station Spatiale Internationale (ISS), vis, écailles de peintures, partagent maintenant l'espace près de la Terre avec les satellites et modules fonctionnels. Les quelques 20 000 débris ayant plus de 10cm de diamètre sont surveillés et suivis attentivement par la NASA dans le but d'éviter d'éventuelles collisions. Toutefois, il est estimé qu'il y a quelques millions de plus petits débris qui ne sont pas repérables depuis la Terre et posent donc un danger important pour les structures spatiales (Krisko, 2010).

Depuis 1990, la probabilité pour une structure en fonction d'être frappée par un débris orbital est plus forte que celle d'être impactée par un micrométéorite. Cette probabilité de collision est d'autant plus forte depuis la fin des années 2000 suite à deux événements particuliers. En 2007, la Chine a testé un missile anti-satellite sur un de ses satellites éteints de la série Fengyun, créant ainsi 2500 débris repérables et environ 150 000 débris non repérables mais tout aussi dangereux. Finalement, en 2009 les satellites Iridium-33 et Kosmos-2251 sont entrés en collision malgré le fait que ces deux objets étaient surveillés. Cet impact à plus de 42 000km/h a ajouté plus de 1000 débris aujourd'hui surveillés et des dizaines de milliers d'autres petits débris (NASA, 2014). Ce genre d'événement a contribué à la croissance exponentielle des débris orbitaux dans les dernières années, ce qui n'avait pas été prévu par les modèles datant des années 1990 (Shortliffe & Tennyson, 1997).

Malgré l'hostilité et les dangers de l'espace, cet environnement est très utilisé pour des fonctions de télécommunication, d'observation de la Terre, de navigation, d'exploration et d'avancement scientifique. La station spatiale internationale (ISS), en perpétuelle construction depuis 1998, est le plus gros laboratoire de recherche en microgravité jamais construit. La principale contribution du Canada, au travers de l'Agence spatiale canadienne (ASC), à ce projet d'envergure

internationale est le *Space Station Remote Manipulator System* (SSRMS), plus communément appelé le Bras canadien 2 ou *Canadarm2*.

Le SSRMS a été conçu par la compagnie canadienne de systèmes spatiaux MDA Corporation, nommée alors SPAR Aerospace, au courant des années 1990. Il a été lancé, puis opéré pour la première fois par l'astronaute canadien Chris Hadfield en 2001. Le SSRMS avait une durée de vie initialement prévue à 10 ans. Il est depuis installé en permanence sur l'ISS. La principale raison d'être du Bras canadien 2 est l'aide à l'assemblage et à la maintenance de l'ISS, ce qu'il fait depuis maintenant 13 ans. Le Bras canadien 2 est également utilisé lors de l'approche finale des véhicules spatiaux qui viennent ravitailler l'ISS d'abord la navette spatiale puis aujourd'hui la capsule *Dragon* de SpaceX. Il a donc été conçu pour être en mesure de déplacer une charge utile pouvant aller jusqu'à 100 tonnes (masse de la navette spatiale) le long de l'axe de la station spatiale. (CSA, 2012)

Malgré sa durée de vie initiale dépassée, le bras robotisé est toujours très utile et fonctionnel aujourd'hui. Il serait donc souhaitable de le maintenir en opération jusqu'à la fin de la vie de l'ISS prévue entre 2020 et 2028. Toutefois, les débris orbitaux ayant connu une croissance beaucoup plus forte que ce qui avait été envisagé lors de la conception du bras robotisé, la probabilité d'un impact est aujourd'hui relativement importante alors que les effets d'un tel impact sur la structure du bras sont méconnus.

Le Bras canadien 2 est de plus en plus à risque de subir un impact orbital. L'ASC doit être prête à réagir pour déterminer les chargements pouvant être appliqués après l'impact selon les dommages observables à l'aide des caméras de l'ISS. Pour être en mesure de déterminer si l'utilisation du Bras canadien 2 peut être poursuivie de manière sécuritaire après l'éventuel impact d'un micrométéorite ou d'un débris orbital (MMOD), il est nécessaire de déterminer les propriétés mécaniques suite à l'impact de la structure du bras. En plus de servir directement pour le *Canadarm2*, actuellement sur ISS, les résultats de cette étude pourront être pris en considération lors du design de d'autres structures spatiales similaires.

Description de l'environnement du Bras canadien 2

Description de l'orbite de ISS

Le Bras canadien 2 étant installé sur l'ISS, il se retrouve en orbite basse appelée orbite LEO (*Low Earth Orbit*) à une altitude variant entre 330 et 430 km. La vitesse d'un objet en orbite autour de la Terre étant calculée par :

$$v = \sqrt{\frac{GM}{r_T + a}}$$

où G est la constante gravitationnelle soit $6,67 * 10^{-11} N(m/kg)^2$, M est la masse de la Terre soit $5,972 * 10^{24} kg$, r_T est le rayon de la Terre soit 6371km et a est l'altitude de l'orbite, la station se déplace donc à une vitesse allant de 7,65km/s à 7,71km/s.

Environnement MMOD de l'ISS

Les débris se trouvant sur une orbite de même altitude que le Bras canadien 2 se déplacent également à une vitesse d'environ 7,7km/s. La vitesse d'impact entre un débris et le Bras canadien 2 se situe donc entre 1 et 15km/s dépendamment de l'angle de la collision. La masse volumique moyenne des débris de moins de 10cm de diamètre se trouvant en orbite LEO est de $2,8g/cm^3$ correspondant approximativement à la masse volumique de l'aluminium, métal très utilisé pour les applications spatiales (Kessler, Reynolds, & Anz-Meador, 1998). La très grande majorité des débris spatiaux se trouvant en orbite LEO ont un diamètre compris entre 0,1mm et 10mm (Bunte, 2014).

En plus des débris se trouvant en orbite autour de la Terre, les micrométéorites passant près de la Terre peuvent constituer une menace pour les structures en orbite. Les micrométéorites croisant l'orbite LEO ont des vitesses allant généralement de 20 à 36 km/s mais pouvant atteindre 42km/s (Shortliffe & Tennyson, 1997). Ce genre d'impact est toutefois impossible à reproduire en laboratoire, les canons actuels les plus rapides permettant d'atteindre une dizaine de km/s seulement. De plus, la population de débris en orbite LEO étant beaucoup plus importante que le nombre de micrométéorites traversant cette même orbite, la probabilité d'un tel impact peut être

considérée comme très faible par rapport à la probabilité d'un impact avec un débris orbitant la Terre.

Description du Bras canadien 2

Géométrie et matériaux

La structure du Bras canadien 2, montrée à la Figure 1a, est principalement formée de quatre tubes de 4m de longueur faits de laminés de fibres de carbone IM7 et de PEEK (Poly-Ether-Ether-Ketone) de 35cm de diamètre externe et de 2,7mm d'épaisseur. (CSA, 2012) Le bras a une longueur déployée de 17,4m incluant ses articulations. Le composite IM7/PEEK utilisé compte 60% (pourcentage massique) de fibres ce qui lui confère une masse volumique de $1,6\text{g/cm}^3$. Un tube de 4m de longueur a donc une masse d'un peu plus de 18kg. Le laminé utilisé pour les tubes compte 19 plis, un premier pli interne placé tangentiellement au cylindre puis 18 plis alternés à $\pm 43^\circ$ conférant à la structure du bras un coefficient d'expansion thermique nul (Shortliffe & Tennyson, 1997). Les propriétés d'un pli sont calculées et présentées en Annexe 1, les propriétés réelles du laminé n'étant pas disponibles. Les cylindres ont été fabriqués dans la seconde moitié des années 1990 par la compagnie FRE Composite (Saint-André-d'Argenteuil, Québec, Canada).

Les harnais, composés des faisceaux de câbles électriques nécessaires à la transmission du courant et des données, sont positionnés directement à l'extérieur des tubes de composites sous la couverture thermique. Les harnais primaire et redondant sont situés de part et d'autre du cylindre espacés par 30cm (Shortliffe & Tennyson, 1997).

Couverture thermique

Les tubes de composite sont recouverts d'une couverture thermique (*Multi-Layer Insulation blanket* ou *MLI blanket*) servant de protection contre les changements importants de température mais aussi contre les rayonnements solaires. Les MLI sont généralement composées de plusieurs couches de Kapton aluminisé, matériel hautement réfléchissant, espacées par un filet très mince et léger de polyester ou autre polymère. Le Kapton étant un matériel très fragile, une couche externe plus résistante est ajoutée. Le nombre et l'épaisseur des couches de Kapton aluminisé varient

d'une application à l'autre. Les couches composant le MLI du Bras canadien 2 sont (Shortliffe & Tennyson, 1997) :

- une couche externe de beta cloth (tissu composé de fibres de silice recouvert d'une couche de Teflon très résistant à la propagation de fissures et ininflammable) de 0,2mm (8mil) d'épaisseur
- des couches alternées de filet Dacron (6 couches) et de Kapton aluminisé de 7,6 μ m (0,3mil) d'épaisseur (5 couches)
- une couche interne de Kapton aluminisé de 25,4 μ m (1,0mil) d'épaisseur.

La Figure 1b montre le Bras canadien 2 recouvert de sa couverture thermique. La couche externe de beta cloth seulement est visible.

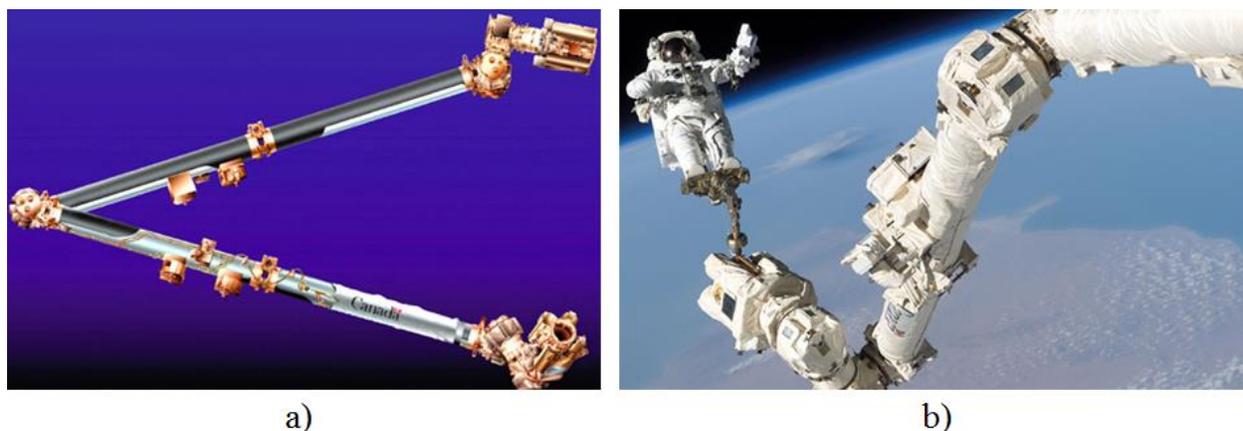


Figure 1 : Canadarm2 a) Schéma de la structure principalement composée de tubes de composite. (Crédit image : MDRobotics) b) Photo du Bras canadien 2 avec l'astronaute Chris Hadfield. (Crédit photo : NASA)

Chargements mécaniques en opération

Les forces et moments maximaux pouvant être appliqués sur le Bras canadien 2 ont été déterminés lors de la conception du Bras par SPAR Aerospace et des lignes directrices quant aux opérations à exécuter avec le Bras ont été écrites. Pour les besoins de cette étude, deux niveaux de chargement sont utilisés. D'abord, le FLL (*Flight Load Level*) qui correspond approximativement aux opérations nominales. Le but de ce premier niveau est de prévoir une

amplitude de chargement qui permet théoriquement d'utiliser le Bras en vie infinie et donc il n'y a pas de limite au nombre de cycles de chargement pouvant être appliqués sur le Bras. Le second niveau est le ELL (*Emergency Load Level*) qui pourrait correspondre à des scénarios d'urgence. Ces scénarios dépassent les limites permises en vie infinie et donc chaque instance doit être enregistrée. L'ordre de grandeur des niveaux pour les deux types de chargement est donné dans le Tableau 1. Les valeurs exactes des deux niveaux de chargement étant confidentielles, les ordres de grandeur approximatifs présentés dans le tableau suivant seront utilisés tout au long du mémoire.

À l'aide des paramètres géométriques du Bras canadien 2 et de la théorie des stratifiés, nous pouvons déterminer les contraintes ressenties par le Bras sous ces chargements. Les valeurs des contraintes normales et de cisaillement maximales ressenties par un pli orienté à +43° pour les deux scénarios sont données dans le Tableau 1. Les calculs, des précisions sur le système d'axes utilisé et les valeurs pour les autres types de plis sont présentés en Annexe 1.

Tableau 1: Chargements limites approximatifs et contraintes ressenties par les plis à 43° du Bras canadien 2

Scénario	Moment de flexion (Nm)	Moment de torsion (Nm)	État de contrainte dû à la flexion (MPa)	État de contrainte dû à la torsion (MPa)
			$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{x\theta} \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{x\theta} \end{bmatrix}$
FLL	2500	1500	$\begin{bmatrix} 12,46 \\ 8,28 \\ 9,60 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 4,85 \\ 4,17 \\ 4,70 \end{bmatrix}$
ELL	4500	3500	$\begin{bmatrix} 24,30 \\ 16,16 \\ 18,73 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 10,65 \\ 9,17 \\ 10,33 \end{bmatrix}$

Les niveaux FLL et ELL de flexion engendrent donc des contraintes plus importantes que leurs niveaux respectifs en torsion. Cela est également vrai pour les plis orientés à -43° et pour celui orienté à 90°. Cette première évaluation porte à croire que le chargement critique du Bras canadien 2 est la flexion. C'est donc ce type de chargement qui sera évalué expérimentalement en premier et qui sera l'objet de l'étude présentée dans ce mémoire.

Objectifs du projet

L'objectif principal de ce projet est donc de déterminer les conséquences structurelles d'un impact en hypervélocité sur un tube de PEEK/IM7. Pour pouvoir généraliser nos résultats expérimentaux, il est nécessaire d'obtenir une corrélation entre le type d'impact (diamètre et vitesse du projectile), les dommages visibles et les dommages internes à la structure. Ce projet couvre donc plusieurs objectifs spécifiques découlant de cet objectif principal :

- O1 : Obtenir une corrélation entre le type d'impact (caractéristiques du projectile), les dommages d'impact visibles et les dommages internes au tube de composite.
- O2 : Étudier la propagation des délaminations lors de chargements de fatigue dans un composite fibres de carbone/PEEK endommagé par un impact en hypervélocité et en déduire les propriétés mécaniques résiduelles des tubes endommagés.
- O3 : Tirer des conclusions quant aux niveaux de chargement du Bras canadien 2 pouvant être appliqué suite à un impact.

Présentation du mémoire

Ce mémoire résume les travaux effectués et les résultats obtenus lors du projet d'analyse de l'effet structurel de l'impact d'un micrométéorite ou d'un débris orbital sur le Bras canadien 2. Ce projet a été effectué en partenariat entre l'École Polytechnique de Montréal et l'Agence Spatiale Canadienne. Le mémoire se divise en quatre chapitres. D'abord, le premier chapitre présente une revue critique de la littérature. Par la suite, la méthodologie employée pour ce projet et les résultats intermédiaires sont donnés dans le Chapitre 2. Le Chapitre 3 consiste en l'article intitulé *Structural Effect of a Micrometeoroid or Orbital Debris Impact on Carbon Fibres/PEEK Space Robotic Arm* soumis au *International Journal of Impact Engineering* et couvre les principaux résultats obtenus. Le quatrième chapitre présente une discussion générale sur le projet et ses résultats. Finalement, les travaux futurs et les recommandations sont donnés dans la conclusion.

CHAPITRE 1 REVUE DE LITTÉRATURE

Pour répondre aux objectifs énoncés à la section précédente, plusieurs étapes couvrant différents domaines de la mécanique et de la physique sont nécessaires. Cette revue de littérature est donc divisée en plusieurs sections, chacune correspondant à un domaine d'expertise requis pour bien comprendre le problème global représenté par ce projet. Les concepts couverts dans cette section sont, dans l'ordre : les impacts en hypervélocité, les méthodes non destructrices d'observation des composites, les tests mécaniques sur des cylindres à paroi mince de grandes dimensions, la résistance résiduelle des composites impactés, l'effet d'un trou sur la résistance d'une structure et finalement, le comportement en fatigue des composites.

1.1 Impacts en hypervélocité sur les composites

1.1.1 Définition de l'hypervélocité

Il n'y a pas de vitesse clairement définie comme étant la limite inférieure de l'hypervélocité. Certains auteurs parlent de l'ordre de grandeur du km/s alors que d'autres définissent l'hypervélocité comme étant une vitesse supérieure à 3km/s (Huang et al., 2013; Lamontagne et al., 2001). De manière générale, on considère qu'un impact a lieu en hypervélocité lorsque la résistance de la cible (ordre de grandeur de 300 à 1000 MPa pour les matériaux structuraux) est négligeable par comparaison aux contraintes causées par les forces inertielles du projectile (AIAA, 1991). La cible solide se comportera donc comme un fluide au cours de l'impact. Des projectiles voyageant à plusieurs kilomètres par seconde peuvent facilement causer des contraintes de l'ordre de 20 à 30 GPa (Shortliffe, 1996). Les seuls corps se déplaçant en hypervélocité sont donc certains projectiles, les objets en orbite et les corps célestes. Les impacts en hypervélocité couvrent presque exclusivement les collisions spatiales et sont donc l'objet de quelques dizaines d'études distinctes seulement.

1.1.2 Équipements et montage de tests

Pour reproduire et étudier les impacts en hypervélocité (*hypervelocity impacts*, HVI), deux solutions sont possibles. D'abord, les études passives in situ et ensuite les études actives. Une étude passive consiste en l'exposition d'une cible à l'environnement spatial pendant une longue

période. La cible doit ensuite être récupérée et ramenée sur Terre pour étudier les cratères causés lors des différentes collisions subies au cours de son exposition à l'espace. L'étude de ce genre la plus importante est sans doute la *Long Duration Exposure Facility* (LDEF) menée par la NASA entre 1984 et 1990. Le satellite LDEF a été récupéré en janvier 1990 par la navette Columbia après avoir passé près de six ans en orbite basse (de 400km d'altitude en 1984 à 286km en 1990). Cette expérience a surtout servi à caractériser l'environnement MMOD de l'orbite LEO (Bernhard, Christiansen, & Kessler, 1997; NASA, 2012). D'autres matériaux ont été exposés à l'espace et ramenés sur Terre pour être étudiés par la suite, par exemple, certaines pièces de la station MIR, du télescope Hubble (Drolshagen, 2008) et des navettes spatiales (E. L. Christiansen, Hyde, & Bernhard, 2004).

Les études passives d'hypervélocité ont l'avantage d'être parfaitement représentatives mais sont toutefois très longues et extrêmement coûteuses. Les études actives sont donc généralement privilégiées. Ce type d'étude demande l'utilisation d'un canon capable de projeter un objet à plusieurs kilomètres par seconde sur une cible. Quelques centres de recherche possèdent ce genre d'équipement, par exemple le NASA Johnson Space Center, le Ames Research Center, le Marshall Space Flight Center, le Southwest Research Center et l'Université du Nouveau-Brunswick, seule faculté d'hypervélocité accréditée au Canada. Ces canons sont des canons à gaz léger effectuant deux étapes d'accélération. D'abord, une charge explosive force un piston à se déplacer dans un premier cylindre contenant un gaz léger à haute pression, généralement de l'hydrogène ou de l'hélium. À la fin de ce premier cylindre se trouve une section conique faisant le lien avec le deuxième cylindre de plus petit diamètre. À l'entrée du deuxième cylindre de plus petit diamètre, un disque de métal de quelques millimètres d'épaisseur servant de barrière entre les deux cylindres est positionné. Lorsque le piston a suffisamment comprimé le gaz léger dans la section conique, le disque de métal se rompt libérant le gaz à très haute pression dans le deuxième cylindre, à l'entrée duquel le projectile est placé. Ce gaz propulse alors le projectile à travers le deuxième cylindre jusque dans la chambre d'impact. Selon le type de canon et la masse du projectile utilisés, l'impact peut être réalisé à une vitesse pouvant atteindre jusqu'à 9km/s (NASA, 2013). Voir la section 2.5 de la méthodologie pour plus de détails sur le fonctionnement du canon utilisé au cours de ce projet.

Une caméra à haute vitesse, pouvant enregistrer plus d'un million d'images par seconde, est utilisée pour filmer l'impact et ensuite analyser la progression du nuage de débris. Les images

enregistrées par la caméra sont parfois utilisées pour déterminer la vitesse exacte du projectile et des particules du nuage de débris (Lamontagne et al., 2001; Shortliffe & Tennyson, 1997).

1.1.3 Tests d'impacts à incidence normale sur des laminés simples

Des études portant sur des HVI ont été réalisées pour les matériaux les plus utilisés dans l'industrie spatiale soient l'aluminium (Cour-Palais, 1987; Loft, Price, Cole, & Burchell, 2013; Piekutowski, 1987, 1993), les panneaux sandwich (Schonberg, Schafer, & Putzar, 2010; Shephard & Scheer, 1993; Taylor, Herbert, Vaughan, & McDonnell, 1999) et les laminés (Schonberg, 1990; Silvestrov, Plastinin, & Gorshkov, 1995; Taylor, Marston, Irving, Russell, & Hayhurst, 2001; Yew & Kendrick, 1987). Les premières études publiées, datant principalement des années 1980 et 1990, portaient sur des cibles simples (plaques uniques de composite ou de métal) recevant un projectile à incidence normale. Ces études avaient pour principal objectif l'obtention d'une relation entre l'énergie cinétique du projectile ($E_p = \frac{1}{2} m_p v_p^2$) et le diamètre du cratère d'entrée (D_c). Pour les laminés, le cratère d'entrée n'est pas parfaitement circulaire. Il a généralement une forme allongée ellipsoïdale ayant son axe majeur positionné parallèlement à l'orientation des fibres du le premier pli (Lamontagne, Tennyson, & Casi, 2000; Shortliffe, 1996). Le paramètre D_c représente alors le diamètre du cercle qui engloberait la même aire que celle couverte par le cratère réel de forme irrégulière. Christiansen a déterminé que D_c était proportionnel au paramètre suivant, aujourd'hui appelé paramètre énergétique de Christiansen (Eric L. Christiansen, 1990).

$$D_c \propto \sqrt[3]{\frac{E_p t}{D_p}}$$

où :

E_p est l'énergie cinétique du projectile [J]

t est l'épaisseur de la cible [mm]

D_p est le diamètre du projectile [mm]

Pr. Roderick C. Tennyson de l'*University of Toronto Institute for Aerospace Studies* (UTIAS) a travaillé sur la mise en place d'une base de données répertoriant les résultats de tests d'impacts en hypervélocité sur différent matériaux. Il a compilé les résultats obtenus par plusieurs auteurs

ayant effectué des tests sur des laminés de fibres de carbone et de matrices d'époxy ou de PEEK avec des projectiles d'aluminium, de verre et de nylon. Il a obtenu la relation suivante, utilisant le paramètre énergétique de Christiansen, par régression linéaire sur les données expérimentales alors disponibles (Shortliffe & Tennyson, 1997; Tennyson & Shortliffe, 1996) :

$$D_c = 0,93 \sqrt[3]{\frac{E_p t}{D_p}}$$

Ce modèle est valable pour des cibles d'épaisseur comprise entre 0,5 et 6,7mm et ayant des fibres de carbone dont le module de Young est compris entre 135 et 235GPa, et pour des projectiles de 0,4 à 9,13mm de diamètre voyageant entre 4,0 et 7,5km/s. Toutefois, Tennyson et Shortliffe ont par la suite montré que la relation n'était plus valable dans le cas où la masse volumique du projectile (ρ_p) est très différente de celle de la cible (ρ_t). Tennyson a donc proposé un second modèle empirique plus général utilisant cette fois un paramètre énergétique modifié (Tennyson & Lamontagne, 2000) :

$$D_c = 1,06 \sqrt[3]{\frac{E_p t \rho_t}{D_p \rho_p}}$$

Tennyson a également noté que le diamètre du cratère causé par un impact en hypervélocité sur un laminé de fibres de carbone n'est pas influencé par la séquence d'empilement et l'orientation des plis.

En plus du cratère d'entrée, des dommages sont présents dans une zone élargie autour du cratère. D'abord, une délamination visible des premiers plis est présente dans les premiers centimètres autour du cratère. Ensuite des dommages internes non visibles sont également présents et peuvent être détectés à l'aide d'un scanner à ultrasons ou d'une autre méthode d'observation non destructive. Tennyson et Shortliffe ont montré à l'aide d'un C-scan que l'aire totale endommagée par l'impact est environ 4,7 plus grande que le cratère lui-même (Shortliffe, 1996). La pénétration du projectile dans le composite cause des forces de tension entre les premiers plis ce qui entraîne une délamination plus importante des plis près de la surface du composite.

Shortliffe a déterminé en étudiant les cibles endommagées que la masse évacuée de la cible lors de l'impact était aussi liée à l'énergie cinétique et au diamètre du projectile et à l'épaisseur de la cible par la relation suivante (Shortliffe, 1996) :

$$m_{\text{évacuée}} = 1,16 * \frac{E_p t}{D_p}$$

Ces premières études ont également permis de caractériser la propagation du nuage de débris et de l'éjecta suite à la collision entre le projectile et la cible. L'éjecta est définie comme étant le nuage de particules provenant de la désintégration de la cible et du projectile et se dirigeant en direction opposée à celle du projectile. L'éjecta sort donc de la face avant de la cible alors que le nuage de débris sort de la face arrière. Il a d'abord été déterminé que le nuage de débris est généralement formé de centaines de particules dispersées en forme de larme, provenant tout comme l'éjecta de la désintégration du projectile et de la cible. La masse du nuage de débris est concentrée à l'avant et sur le périmètre de la larme alors que l'intérieur du nuage est presque vide (Lamontagne et al., 2001). De plus le nuage de débris se déplace à une vitesse du même ordre de grandeur que celle du projectile, la vitesse de la pointe du nuage étant de 5 à 20% inférieure à celle du projectile. Dans certains cas, principalement lorsque le diamètre du projectile est grand par comparaison à l'épaisseur de la cible, il est même possible que la vitesse de certaines particules du nuage de débris soit supérieure à la vitesse du projectile (Huang et al., 2013; Schonberg, 2001). Finalement, il a également été déterminé que l'éjecta se forme quelques microsecondes après le nuage de débris et voyage à environ un tiers de la vitesse de ce dernier ($v_{\text{ejecta}} \approx \frac{1}{3} v_{\text{nuage}}$), (Shortliffe, 1996). Cette caractérisation précise de la progression des débris a été possible grâce à l'utilisation de caméras à haute vitesse lors des tests d'impacts.

1.1.4 Tests d'impacts sur une cible double

Suite à l'étude des effets d'un impact en hypervélocité sur une cible simple, il a été déterminé que le cratère d'entrée causé par la collision entre un MMOD et une structure spatiale ne poserait pas, dans la majorité des cas, de risque structurel important, son diamètre étant seulement 2 à 3 fois plus élevé que celui du projectile. La très grande majorité des débris spatiaux étant de diamètre inférieur à 1cm, les cratères d'entrée causés par ces débris auront des diamètres allant généralement de 2 à 3 cm ce qui est acceptable d'un point de vue structurel pour la plupart des structures spatiales non-pressurisées (tube de composite du Bras canadien 2, panneau sandwich formant un mur d'un satellite, etc.). Ce genre de cratère peut toutefois être critique dans le cas de structures pressurisées ou d'équipement électronique. De plus, un trou causé par une collision sur une couverture thermique ne permet plus à celle-ci de protéger adéquatement la structure et les

équipements des radiations et de l'oxygène atomique très présent en orbite LEO (Tennyson, 1994; Verker, Grossman, Gouzman, & Eliaz, 2007).

Les images obtenues lors des premiers tests d'impacts ont montré que le danger structurel principal découlant d'un impact en hypervélocité ne vient pas de l'impact lui-même mais bien du nuage de débris formé lors de cet impact et pouvant atteindre d'autres structures. Il a été montré que ce nuage voyage presque aussi vite et parfois même plus vite que le projectile lui-même tout en couvrant une aire beaucoup plus grande. D'autres études ont donc été menées en utilisant cette fois deux cibles placées l'une derrière l'autre dans le but d'observer les dommages sur la seconde cible (Dickinson, Yatteau, & Recht, 1986; Riedel, Nahme, White, & Clegg, 2006; Schonberg, 2000; Schonberg, Evans, & Bjorkman, 2013; Stilp & Weber, 1997). Ce genre de montage à plusieurs couches espacées est également utilisé pour protéger les structures spatiales des impacts. Il a été imaginé en 1947 par Fred Whipple et porte donc le nom de *Whipple shield* (Whipple, 1947).

D'une étude à l'autre, la seconde cible a été placée de 10 à 30cm derrière la première. Dans tous les cas où le projectile avait complètement transpercé la première cible, plusieurs cratères de dimensions variables allant de quelques micromètres à quelques millimètres pouvaient être observés sur la seconde cible. Les plus gros cratères sont regroupés en un anneau correspondant au périmètre de la «larme» formée par le nuage de débris. Les dommages situés à l'intérieur de cet anneau sont appelés dommages primaires et le rayon de l'anneau est nommé rayon d'influence. Les dommages primaires sont principalement causés par les débris du projectile qui constituent les particules les plus énergétiques du nuage. L'angle moyen du cône de dommages primaires (voir Figure 1-1 pour une illustration de cet angle) est de $23,2^\circ$, cet angle varie toutefois en fonction du ratio diamètre du projectile sur l'épaisseur de la cible. Les dommages se situant à l'extérieur du rayon d'influence sont moins importants et sont principalement causés par les débris provenant de la désintégration de la cible (Tennyson & Lamontagne, 2000).

Finalement, Tennyson et Shortliffe ont déterminé que l'énergie cinétique totale du nuage de débris correspond à environ 10% de l'énergie cinétique du projectile, le 90% restant étant absorbé par la première cible et dissipé dans des petites particules n'étant pas assez énergétiques pour causer des dommages à la seconde cible (Shortliffe, 1996; Tennyson & Shortliffe, 1996).

1.1.5 Tests à incidence oblique

Quelques études portant sur les impacts en hypervélocité, mais cette fois à incidence oblique, ont été menées à la fin des années 1990 et au début des années 2000 (Depczuk & Schonberg, 2003; Lamontagne et al., 2001; Schonberg, 2001). Une collision spatiale à incidence oblique est plus probable qu'une collision à incidence normale mais se produira à plus basse vitesse (1 à 14 km/s au lieu de 15km/s pour l'incidence normale en orbite LEO). Pour ses tests, Lamontagne a utilisé deux cibles positionnées l'une derrière l'autre à une distance de 10cm et une caméra à haute vitesse. Un angle de rotation (ε) a été remarqué entre la direction initiale du projectile et le centre de masse de la zone de dommages primaires. Cet angle ε est fonction de l'angle d'incidence de l'impact (*Impact Angle* θ_i). La Figure 1-1 illustre les différents angles servant à définir les zones de dommages. Les effets de l'angle d'incidence sur les dommages des deux cibles ont été étudiés. Les principales conclusions sont les suivantes : pour des vitesses du projectile inférieures à 4km/s, le diamètre du cratère d'entrée diminue alors que l'angle d'incidence augmente, alors que pour des vitesses supérieures à 4km/s, le diamètre du cratère d'entrée augmente avec l'augmentation de l'angle d'incidence. De plus, l'ellipticité de la zone de dommage primaire augmente avec l'angle d'incidence pour des angles supérieurs à 45°, la zone de dommage étant relativement circulaire pour des angles inférieurs à cette limite (Lamontagne et al., 2001).

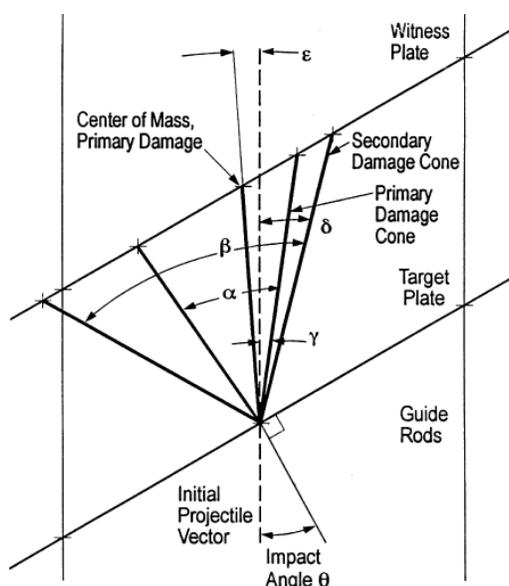


Figure 1-1 : Illustration d'un impact à incidence oblique. Image tirée de : (Lamontagne et al., 2001)

1.1.6 Tests sur le SSRMS

Lors du design du SSRMS, la compagnie SPAR Aerospace a confié à l'UTIAS, ayant alors acquis une expertise en impacts en hypervélocité, l'évaluation du risque posé par les MMOD au fonctionnement du bras robotisé. Pr. Tennyson et un étudiant à la maîtrise, Glen Shortliffe, ont réalisé une série de six impacts sur trois échantillons préliminaires du SSRMS fournis directement par SPAR Aerospace. Les trois échantillons étaient des cylindres de 30cm de longueur ayant exactement les mêmes propriétés que celles définies dans l'introduction pour le *Canadarm2* sauf pour le diamètre qui était de 33cm au lieu de 35cm. L'objectif principal de cette étude était de déterminer la limite balistique des cylindres de composite constituant la structure du Bras canadien 2, la limite balistique étant définie comme l'impact de plus faible énergie entraînant la défaillance structurelle du cylindre de composite.

Les six impacts ont été réalisés au *Johnson Space Center Hypervelocity Impact Test Facility* en 1996. Les échantillons cylindriques étaient recouverts par une couverture thermique de 25cm × 25cm positionnée à l'endroit visé par le canon. Les tests ayant également pour objectif de déterminer le risque d'une défaillance électrique due à l'endommagement d'un harnais par le nuage de débris, un faisceau de câbles était positionné à l'arrière du cylindre lors des tests. Chaque échantillon a été utilisé pour deux impacts en hypervélocité, les impacts étant positionnés environ à 120° l'un de l'autre. La Figure 1-2 montre les trois configurations différentes utilisées lors des tests.

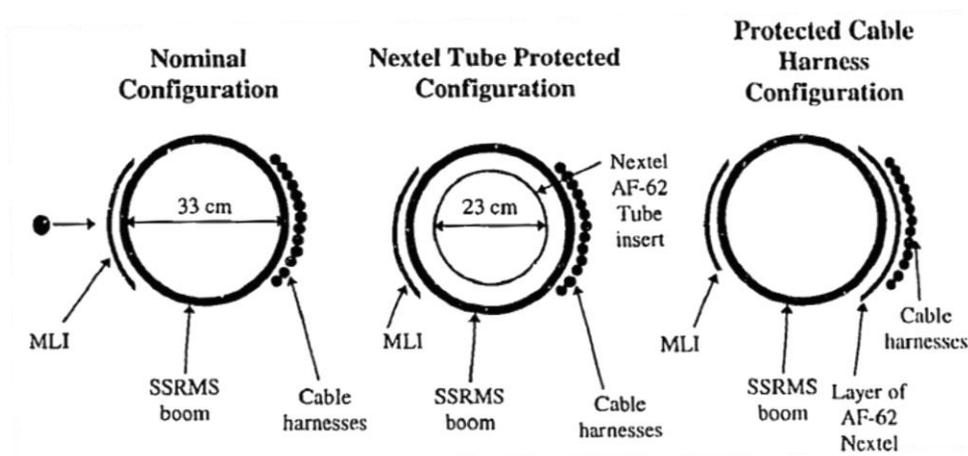


Figure 1-2 : Illustration des trois configurations du SSRMS testées par Shortliffe et Tennyson. Image tirée de (Shortliffe, 1996).

La densité moyenne des débris en orbite basse étant de $2,8\text{g/cm}^3$ (Kessler et al., 1998), des projectiles d'aluminium ont été utilisés pour tous les tests. Les quatre premiers essais d'énergie d'impact croissante, utilisant la configuration nominale montrée à la Figure 1-2, ont permis de déterminer à partir de quel point la structure du bras est significativement endommagée. Des dommages importants à la paroi arrière ainsi qu'une rupture des câbles placés à l'opposé du cratère d'entrée ont finalement été observés pour un projectile de 9,13mm de diamètre se déplaçant à 6,56km/s. Une zone endommagée (délaminations et perforations) par le nuage de débris de 200mm de diamètre était présente sur la paroi arrière du cylindre. Le rayon d'influence délimitant la zone de dommages primaires était de 6,75cm définissant un cône de dommages de 17° (Shortliffe & Tennyson, 1997). Un projectile de même énergie se déplaçant à 12km/s au lieu de 6,56km/s, 12km/s étant la vitesse de collision la plus probable en orbite LEO, aurait un diamètre de 5mm. Il a donc été déterminé qu'une collision spatiale avec un débris orbital ayant un diamètre supérieur à 5mm entraînerait la défaillance structurelle en orbite du Bras canadien 2. Toutefois, cette défaillance structurelle a été supposée par observation des dommages seulement et non par des tests mécaniques (G. Shortliffe, Tennyson, R.C., 1997).

Les deux tests d'HVI suivants avaient pour objectifs de tester des configurations possibles pour protéger le SSRMS et augmenter sa survivabilité aux débris spatiaux. Dans les deux cas, du Nextel, tissu composé de fibres de céramique (alumine-bore-silice de *3M Ceramic*) est utilisé. Pour protéger la structure du bras, la seconde configuration est imaginée : un tube coaxial de Nextel de 23cm de diamètre est inséré à l'intérieur du cylindre de composite. La distance entre les parois du tube de composite et celles du tube de Nextel ainsi que la distance entre les deux couches de tissu limitent la propagation du nuage de débris agissant tel qu'un *Whipple shield*. Il n'y a pas de dommages significatifs sur la paroi arrière du cylindre pour un impact identique à celui ayant causé des dommages importants sur la configuration nominale, soit un projectile de 9,13mm voyageant à 6,56km/s (Shortliffe, 1996).

Une dernière configuration a été testée toujours avec l'impact d'un projectile de 9,13mm de diamètre se déplaçant à 6,56km/s. Cette fois une seule couche de Nextel était placée autour des câbles. Cette couche simple n'a pas réussi à protéger le bras d'une défaillance électrique suite à l'impact. Le tableau suivant résume les six tests ayant été effectués par l'équipe du Pr. Tennyson sur des échantillons préliminaires du Bras canadien 2.

Tableau 1-1 : Description des dommages obtenus lors des six tests effectués par Shortliffe et Tennyson sur la version préliminaire du SSRMS (Shortliffe, 1996)

Target Shot Id	Projectile			D _c [mm]	Target Damage Rear Wall Damage
	D _p [mm]	V _p [km/s]	E _p [J]		
SSRMS #1 Nominal	3.18	6.4	961	8.5	A few small craters No perforation/spallation No cable damage
SSRMS #2 Nominal	5.16	6.8	4646	13.2	Many primary debris cloud crater zones 2 rear wall spallations 1-2 exposed wires visible
SSRMS #3 Nominal	5.95	6.91	7396	14.3	Many primary debris cloud crater zones 2-3 rear wall spallations 1-2 exposed wires visible
SSRMS #4 Nominal	9.13	6.56	24007	18.3	Lots of primary debris cloud damage Many perforations/spallations Many cable bundles exposed/severed Cutout diameter=200mm
SSRMS #5 Nextel Tube	9.13	6.56	24009	18.4	No apparent rear wall damage. No rear wall spallations/perforations No cable damage
SSRMS #6 Cable Wrap	9.13	6.55	23937	18.2	Lots of primary debris cloud damage Many perforations/spallations Several cable bundles exposed/severed Cutout diameter=200mm

La configuration protégeant le mieux le Bras de l'impact d'un MMOD (SSRMS#5 Nextel Tube) est également la plus lourde. Ici, c'est la configuration nominale qui a été retenue. La protection des structures spatiales est toujours un compromis entre le niveau de risque acceptable et le coût de l'implémentation de ces méthodes de protection (Tennyson & Shortliffe, 1996).

1.2 Identification des dommages internes pour des composites

En plus des dommages de surface visibles à l'œil nu ou à l'aide d'un appareil optique, les laminés peuvent présenter des dommages internes tels des délaminations locales suite à un impact. Ces dommages peuvent être visualisés et surveillés à l'aide de méthodes non-destructives de tests (NDT, *non-destructive testing*). Les techniques les plus utilisées pour des laminés sont le scan ultrasonique et la thermographie.

1.2.1 Scanner à ultrasons

Les techniques de détection de dommages utilisant des ultrasons incluant le A-scan, le B-scan le C-scan fonctionnent toutes selon le même principe. Des ultrasons sont générés près de la surface du matériau à observer par une sonde émettant des impulsions. Un changement de densité du milieu (e.g. une cavité, une délamination) cause une réflexion totale ou partielle des ultrasons. Cette technique est généralement combinée à un scanner qui permet de déplacer la sonde autour de la pièce à tester. Une pièce de grandes dimensions peut alors nécessiter un temps assez long pour être complètement scannée. Les techniques par ultrasons permettent de détecter des défauts localisés profondément à l'intérieur d'une pièce mais ne permettent pas de voir un second défaut positionné directement derrière un premier. Elles détectent en général mal les très petits défauts (Hawkes, 1998).

1.2.2 Thermographie

La thermographie expose quant à elle la pièce à observer à une brève stimulation thermique (un flash ou une impulsion thermique). Cette stimulation dure de quelques millisecondes, pour les matériaux à conductivité élevée, à quelques secondes pour les matériaux à basse conductivité. La température de la pièce à observer pendant et suite au flash est obtenue à l'aide d'une caméra infrarouge (Scheid, Lewandowski, Georges, Dubé, & Mouret, 2013). Un défaut interne empêchera une bonne transmission de la chaleur et sera détecté par la création d'une zone plus froide. Cette technique est généralement rapide puisque toute la pièce est observée en même temps. Elle est particulièrement adaptée aux pièces de faibles épaisseurs ayant une surface régulière. Elle ne permet pas de détecter des dommages situés à plusieurs millimètres de profondeur.

1.2.3 Comparaisons des techniques

Wang et Callinan ont effectué une série de tests d'impacts à basse vitesse sur des laminés. Ils ont observé les dommages subséquents à l'aide d'un A-scan et de la thermographie dans le but de comparer les deux techniques. Ils ont pu noter que la sonde de 6mm de diamètre qu'ils utilisaient pour le A-scan était incapable de détecter les petites délaminations près du pourtour du cratère d'entrée. Par contre, cette technique permettait d'obtenir une meilleure image globale dans le cas des grandes zones endommagées (Wang & Callinan, 2013).

L'équipe du Centre de Technologies en Aérospatiale (CTA) de St-Hubert a comparé les images obtenues par les deux techniques pour différentes pièces dans lesquelles ils avaient implanté des défauts (Scheed et al., 2013). Ils ont conclu que les techniques par ultrasons étaient en mesure de détecter des dommages plus profonds avec plus de précision et que les images obtenues par ces techniques étaient plus claires. Ils soulignent toutefois que ces techniques sont plus longues, plus complexes et plus coûteuses et donc que pour les pièces de faibles épaisseurs et de géométrie simple, la thermographie demeure un excellent choix.

Certains auteurs suggèrent donc que ces deux méthodes sont complémentaires, la thermographie pouvant être utilisée pour obtenir une première image rapide et les techniques par ultrasons pour raffiner les images des zones plus particulièrement ciblées (Sfarra et al., 2012).

1.3 Essais mécaniques de flexion sur des cylindres de grandes dimensions

Plusieurs études portant sur l'analyse expérimentale du comportement de cylindres ou de coques minces soumis à des chargements combinés ont été réalisées au cours du siècle dernier. Par contre, ces modes de chargement sont généralement de la compression ou de la tension combinée avec une pression interne. Les applications nécessitant le chargement en flexion d'un cylindre étant moins nombreuses, les études portant sur le sujet sont plus rares. Quelques études sont toutefois disponibles datant d'aussi tôt que 1930.

1.3.1 Contraintes de flexion sur un cylindre

Les études portant sur l'analyse du comportement expérimental en flexion de coques minces cherchent souvent à comparer la contrainte réelle supportée en flexion à la contrainte classique théorique de flambement d'un cylindre. La contrainte classique (σ_{CL}) est définie comme (Ziemian, 2010):

$$\sigma_{CL} = \frac{E}{\sqrt{3(1-\nu^2)}} \frac{t}{R}$$

où :

E est le module de Young du matériel [MPa]

ν est le coefficient de Poisson du matériau [-]

t est l'épaisseur du cylindre [mm]

R est le rayon moyen du cylindre [mm]

La contrainte locale de tension ou de compression maximale ressentie par un cylindre en flexion est (Bazergui, Bui-Quoc, Biron, McIntyre, & Laberge, 2002) :

$$\sigma_F = \frac{Mc}{I} = \frac{Mr}{\pi R^3 t} = \frac{M}{\pi R^2 t}$$

où :

M est le moment de flexion [Nm]

c est la distance entre la fibre neutre et la fibre extrême [mm]

Un facteur K_b est donc défini comme étant le rapport entre la contrainte maximale supportée en flexion (σ_F) et la contrainte classique :

$$K_b = \frac{\sigma_F}{\sigma_{CL}}$$

La contrainte expérimentale maximale de flexion est également souvent comparée à la contrainte expérimentale maximale de compression supportée par un même cylindre (σ_C).

1.3.2 Études anciennes portant sur la flexion des cylindres

Flügge est parmi les premiers à s'intéresser à la flexion des cylindres courts et à publier sur le sujet. Il compare la contrainte maximale supportée en flexion par un cylindre à celle supportée en compression et obtient la relation suivante (Flügge, 1932):

$$\sigma_F = 1,3\sigma_C$$

Il observe également que la rupture en flexion se produit par flambement du côté se trouvant en compression pour une contrainte bien inférieure à la contrainte classique. Mossman et Robinson étudient également la flexion d'un cylindre. Ils constatent que la contrainte maximale supportée en flexion correspond à environ 50% de la contrainte classique (Mossman & Robinson, 1930).

Plusieurs études au cours des deux décennies suivantes confirment que le mode de rupture d'un cylindre soumis à un chargement de flexion est similaire au flambement observé dans le cas de la compression axiale (Donnell, 1934; Peterson, 1956; Suer, Harris, Skene, & Benjamin, 1958).

Dans les années 1960, le problème est étudié de nouveau et plusieurs chercheurs comme Seide et Weingarten arrivent à la conclusion que $\sigma_F \approx \sigma_C$ (Seide & Weingarten, 1961). Pour les coques plus épaisses, la contrainte maximale expérimentale de flexion peut être légèrement plus élevée que la contrainte de compression (de 5 à 10% d'écart). De plus, ce sont les coques les plus épaisses ($R/t \leq 100$) qui présentent les contraintes expérimentales maximales en flexion les plus près de la contrainte classique théorique. Les publications sur le sujet deviennent rares après les années 1960, on considère de manière simplifiée et conservatrice que $\sigma_F \approx \sigma_C$.

Ces études anciennes ont permis de comparer la contrainte maximale supportée en flexion avec la contrainte classique calculée. La Figure 1-3 montre un résumé des résultats obtenus par différentes études. On peut y voir que plus la coque est épaisse (ratio R/t faible), alors plus la contrainte expérimentale pouvant être supportée en flexion s'approche de la contrainte classique.

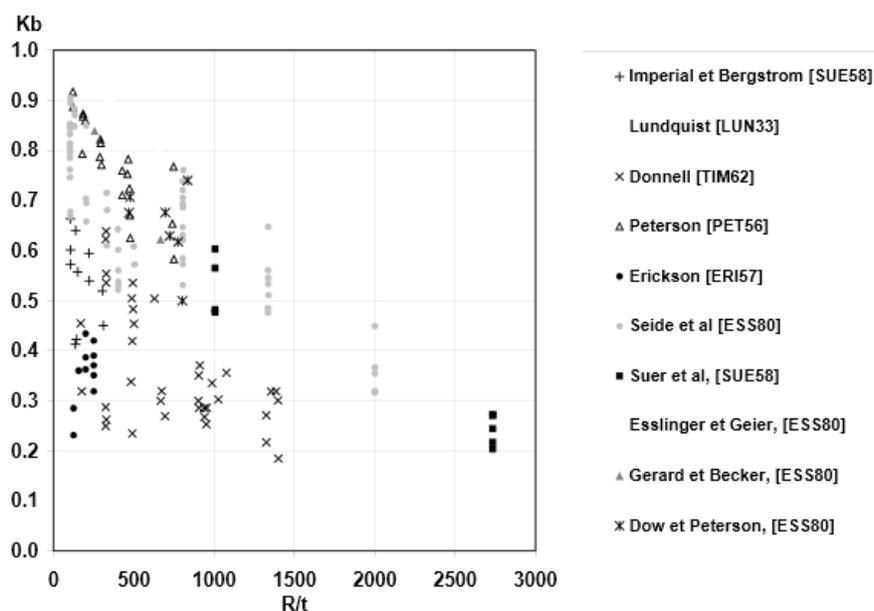


Figure 1-3 : Résultats obtenus lors d'essais en flexion pure par différents auteurs entre 1930 et 1980. Image tirée de (Mathon, 2004) p.88. La compilation des résultats des études anciennes a été réalisée par l'auteur dans le cadre de ses études doctorales.

1.3.3 Tests effectués à l'INSA de Lyon

Il a donc longtemps été considéré que la charge de rupture par flambement en flexion est similaire à celle en rupture par compression (basée sur les études datant des années 1930 à 1960). Peu d'études expérimentales portant sur le sujet ont toutefois été réalisées dans les derniers 40 ans. L'INSA de Lyon est parmi les seules institutions à avoir publié sur le sujet dans les années 2000 (Antoine, 2000; DaSilva, 2011; Mathon, 2004; Mathon & Limam, 2006). Ils ont effectué plus d'une centaine de tests pour en venir aux principales conclusions suivantes :

- La rupture d'une coque en flexion s'effectue par flambement du côté en compression
 - Pour les coques courtes : La rupture est par cloquage, il y a apparition d'une zone de flambement en forme de losange (pointe de diamant).
 - Pour les coques longues : Il y a également présence d'un phénomène d'ovalisation du tube précédant le flambement.
- Les contraintes expérimentales maximales de flambement en flexion des coques minces sont plus élevées que celles en compression. Ce résultat est expliqué par l'effet des imperfections géométriques. La zone de contraintes maximales de compression est très localisée dans le cas de la flexion, l'imperfection ayant la géométrie la plus néfaste a donc une probabilité moindre de se trouver dans la zone la plus sollicitée.
- La contrainte expérimentale en flexion d'un cylindre non pressurisé n'atteint jamais la contrainte classique théorique. L'augmentation de la pression dans un cylindre permet d'augmenter la contrainte maximale pouvant être supportée en compression et en flexion. Pour des pressions suffisantes, la contrainte réelle de flexion (σ_F) est alors supérieure à la contrainte classique (σ_{CL}).

La Figure 1-4 résume toutes les données de l'étude. On peut y voir deux tendances distinctes pour les modes de flambement en compression et en flexion. Les contraintes critiques de flexion sont plus élevées que celles de compression et sont plus affectées par l'augmentation de la pression interne.

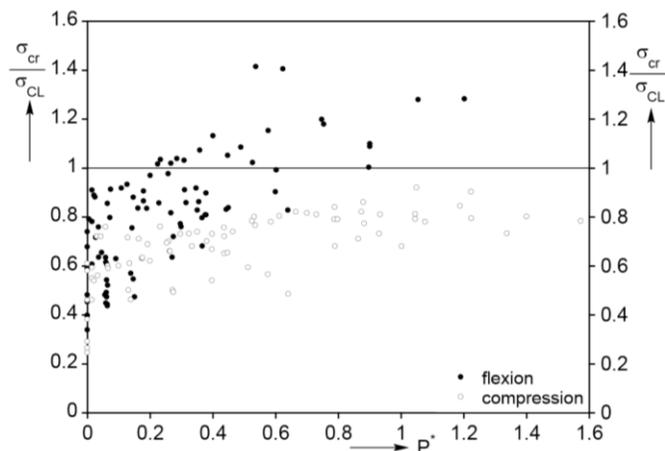


Figure 1-4 : Résumé des résultats obtenus par l'INSA de Lyon pour des coques en flexion et compression. Image tirée de (DaSilva, 2011).

L'INSA de Lyon a également obtenu la relation suivante entre la contrainte maximale supportée en flexion et la contrainte classique. La courbe moyenne tirée de leur étude sur des centaines de coques minces est:

$$\frac{\sigma_F}{\sigma_{CL}} = 2,6070 \left(\frac{R}{t} \right)^{-0,2477}$$

Pour comparaison, la Figure 1-5 présente les courbes pour les normes de dimensionnement des coques minces de la NASA et de l'Eurocode.

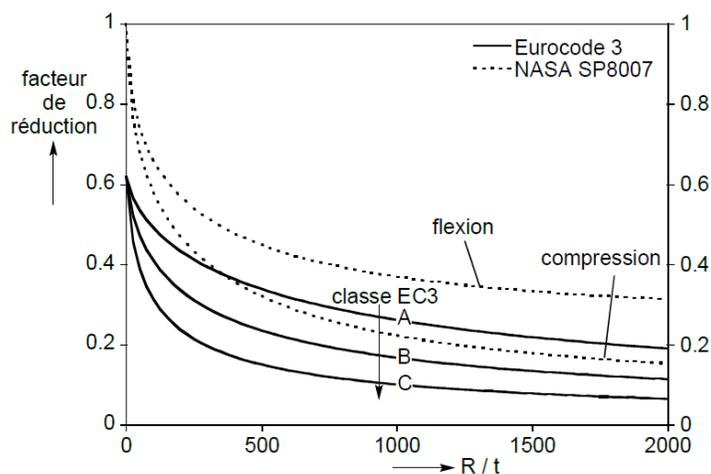


Figure 1-5 : Facteurs de réduction conseillés par les normes de la NASA et l'Eurocode. Image tirée de (DaSilva, 2011) p.126.

1.4 Résistance résiduelle due à la présence d'un trou (*cutout*)

1.4.1 Effet d'un trou sur la résistance en flexion d'un cylindre uniforme

Suite aux expériences sur les échantillons du SSRMS, Tennyson et son équipe ont tenté de prédire la réduction de résistance du cylindre de composite causée par les dommages dus à l'impact d'un projectile de 9,13mm de diamètre se déplaçant à 6,56km/s. Cet impact avait laissé une zone grandement endommagée de 200mm de diamètre sur la paroi arrière du cylindre. En modélisant ce dommage comme étant un trou parfaitement circulaire du même diamètre et en utilisant la théorie de la concentration de contraintes autour d'un trou, (voir la Figure 1-6) ils ont estimé :

- Une réduction de résistance de 52% en compression (flambement) et en torsion
- Une réduction de 61% en flexion

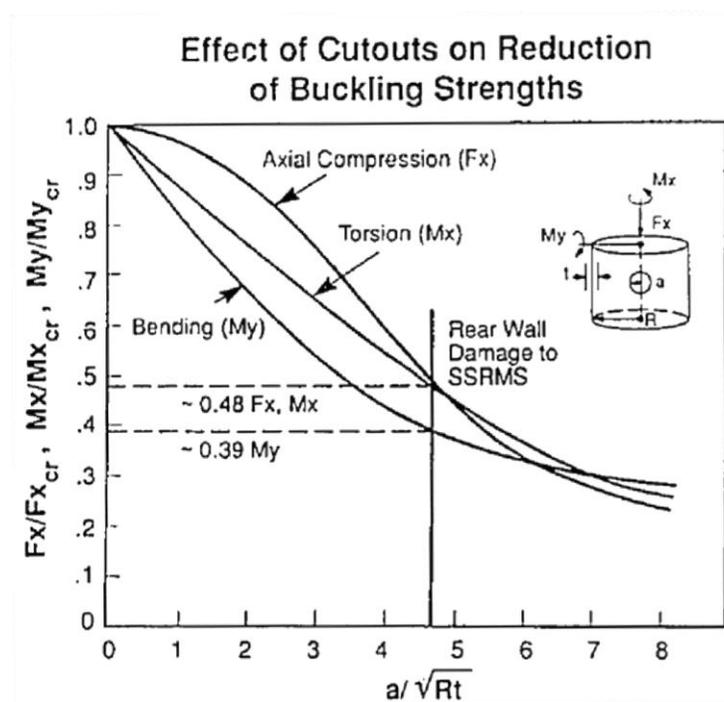


Figure 1-6 : Effet d'un trou sur la résistance résiduelle en compression, torsion et flexion d'un cylindre. Image tirée de (Tennyson & Shortliffe, 1996).

Il faut toutefois reconnaître que cette évaluation de la résistance résiduelle est très approximative. D'abord les dommages ne correspondent pas tout à fait à un trou, seules quelques régions sont percées, et les dommages internes couvrent une région plus grande que 200mm de diamètre. Ensuite, les facteurs de concentration de contraintes sont valables pour des matériaux isotropes seulement ce qui n'est pas le cas d'un laminé.

1.4.2 Effet d'un trou sur la résistance d'une plaque de composite

Il est maintenant reconnu que la résistance de laminés contenant un ou des trous ne peut pas être prédite en utilisant les facteurs de concentration de contraintes donnés dans des ouvrages de référence tel que le *Peterson's Stress Concentration Factors* (Pilkey, 2008). Deux critères introduits par Whitney et Nuismer permettent d'estimer la résistance d'un laminé troué (Whitney & Nuismer, 1974). Le premier critère est basé sur la distance caractéristique (d_0). La distance caractéristique est définie comme la distance entre le trou dans le laminé et le point où la contrainte est égale à celle qui serait ressentie dans un laminé non-troué recevant le même chargement. Whitney et Nuismer ont fait des tests expérimentaux sur des laminés de fibres de verre et d'époxy ayant une distance caractéristique comprise entre 0,03 et 0,05 pouces (0,7 et 1,3mm). Ils ont obtenu la relation suivante entre la résistance du laminé troué et celle du laminé intact :

$$\frac{\sigma_n}{\sigma_0} = \frac{2}{2 + \xi_1^2 + 3\xi_1^4} \quad \text{avec} \quad \xi_1 = \frac{r}{r + d_0}$$

où :

σ_n est la résistance du laminé troué [MPa]

σ_0 est la résistance du laminé intact [MPa]

r est le rayon du trou [mm ou in]

Cette relation est montrée à la Figure 1-7. Nous pouvons voir que l'effet de diminution de la résistance semble atteindre une asymptote à 40% de la valeur initiale pour des trous ayant un rayon de plus de 1 pouce.

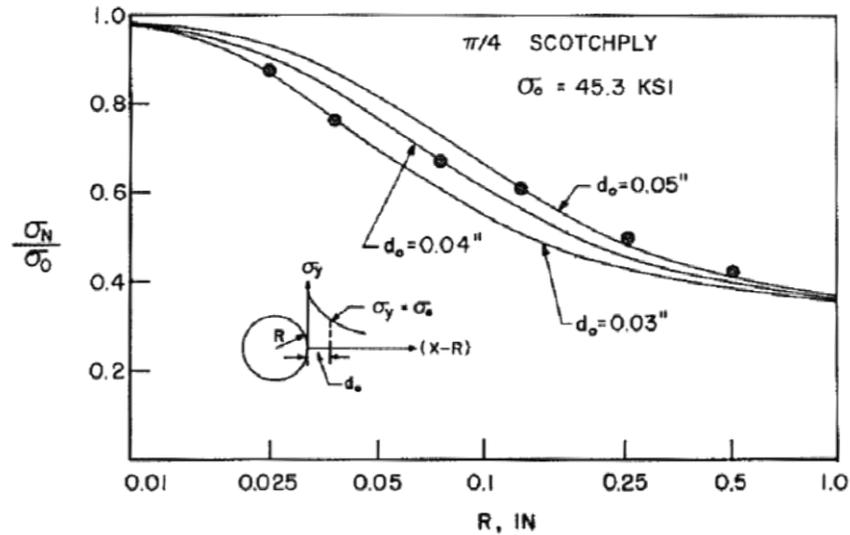


Figure 1-7 : Réduction de la résistance d'un laminé quasi-isotrope de fibres de verre/époxy due à la présence d'un trou, critère de la distance caractéristique. Image tirée de (Whitney & Nuismer, 1974).

Le second critère est plutôt basé sur une région près du trou où la contrainte moyenne correspond à la résistance ultime du laminé intact. La relation obtenue est la suivante :

$$\frac{\sigma_n}{\sigma_0} = \frac{2(1 - \xi_2)}{2 - \xi_2^2 + \xi_2^4} \quad \text{avec} \quad \xi_2 = \frac{r}{r + a_0}$$

où :

a_0 est la distance sur laquelle l'intégration de la contrainte est réalisée pour obtenir la contrainte moyenne [mm ou in]

Cette relation est illustrée à la Figure 1-8. Pour de grands trous ($r > 1,0in$), ce second critère concorde avec le premier et une réduction de résistance de l'ordre de 60% est obtenue.

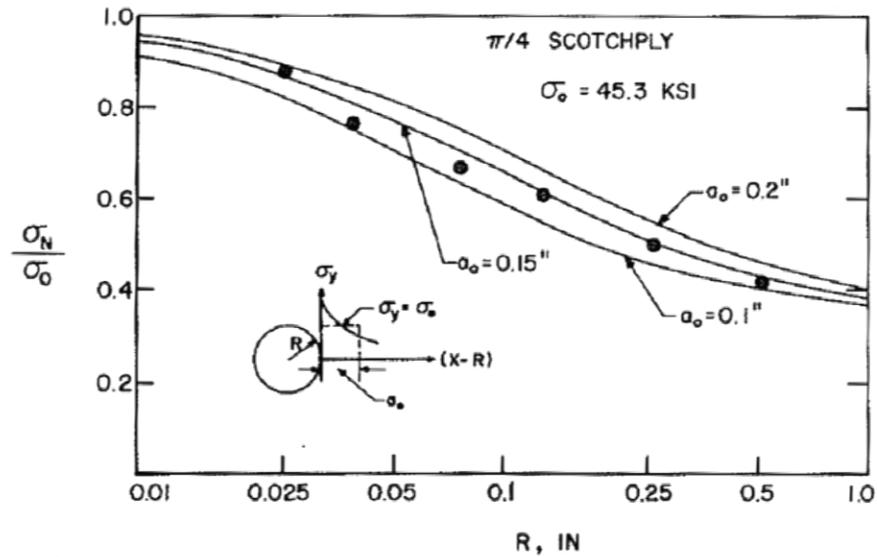


Figure 1-8 : Réduction de la résistance d'un laminé quasi-isotrope de fibres de verre/époxy due à la présence d'un trou, critère de la contrainte moyenne. Image tirée de (Whitney & Nuismer, 1974).

1.4.3 Effet d'un trou sur la résistance en compression d'un cylindre de plastique

Toda a mené une étude expérimentale sur des cylindres de polyester troués ayant un ratio rayon sur épaisseur de 100 à 400 (Toda, 1983). Il a conclu que de très petits trous ($\alpha < 1$) ont une influence négligeable sur la force de flambement en compression de la coque alors que des trous de diamètre plus important ($\alpha > 1$) peuvent résulter en une réduction significative de la force de flambement. La réduction de la force de flambement causée par la présence de trou est proportionnelle au paramètre α défini comme :

$$\alpha = r/\sqrt{Rt}$$

où :

r est le rayon du trou

R est le rayon du cylindre

t est l'épaisseur du cylindre

Toda a montré que pour une valeur de $\alpha < 1$, l'effet du trou sur la force de flambement est négligeable. Dans ce cas, le mode de flambement est circonférentiel (apparition d'une zone de flambement globale en pointe de diamant). Pour des trous de plus grandes dimensions, le flambement est local et concentré autour du trou. Il y a apparition de deux zones en pointe de diamant de part et d'autre du trou. L'effet du paramètre α sur la réduction de la force de flambement normalisée par rapport à la contrainte classique de flambement d'un cylindre est montré à la Figure 1-9. Nous pouvons y voir que plus le diamètre du trou est grand alors plus la réduction de force est importante. La résistance résiduelle atteint 20% de la résistance initiale pour des valeurs de $\alpha > 4$.

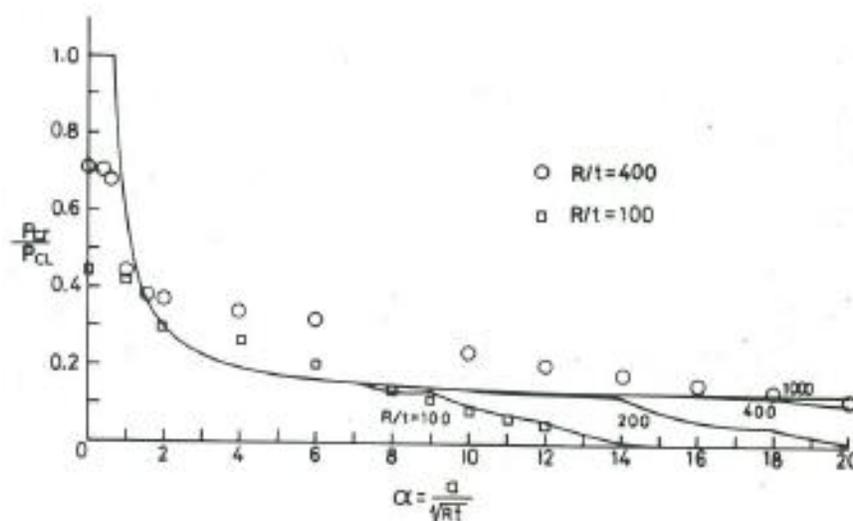


Figure 1-9 : Charge de flambement en compression d'un cylindre contenant un trou non renforcé en fonction du paramètre α . Image tirée de (Toda, 1983).

Cette étude montre également que l'effet de concentration de contraintes dû à la présence d'un trou est plus important pour un cylindre que pour une plaque. Cela est d'autant plus vrai plus le rayon de courbure du cylindre est petit. Whitney et Nuismer avaient noté une réduction de 60% de la résistance d'un laminé plat due à la présence d'un grand trou alors que Toda note une réduction de 80% pour un laminé cylindrique.

1.5 Résistance résiduelle de composites impactés

1.5.1 Tests de résistance résiduelle sur des laminés plats

Plusieurs études ont eu pour objectif de caractériser les dommages laissés sur un laminé par un impact à basse ou haute vitesse, mais ce n'est que plus récemment que des chercheurs ont tenté d'obtenir la résistance résiduelle de matériaux composites suite à un impact (Park & Kong, 2013; Sala, 1997; Siegfried et al., 2013; Wang & Callinan, 2013). Les nombreuses études caractérisant les dommages d'impact sur les laminés ont montré que ceux-ci ont tendance à se délaminer de manière visible ou non suite à un impact ce qui a le potentiel de diminuer grandement leur résistance et leur rigidité.

Wang et Callinan ont effectué des tests de tension et de cisaillement à l'aide d'une machine universelle de test (Instron 100kN) sur des plaques de laminés de fibres de carbone/époxy de 8 plis précédemment impactées ou trouées (Wang & Callinan, 2013). La réduction de résistance en tension obtenue après différents types d'impact est donnée à la Figure 1-10:

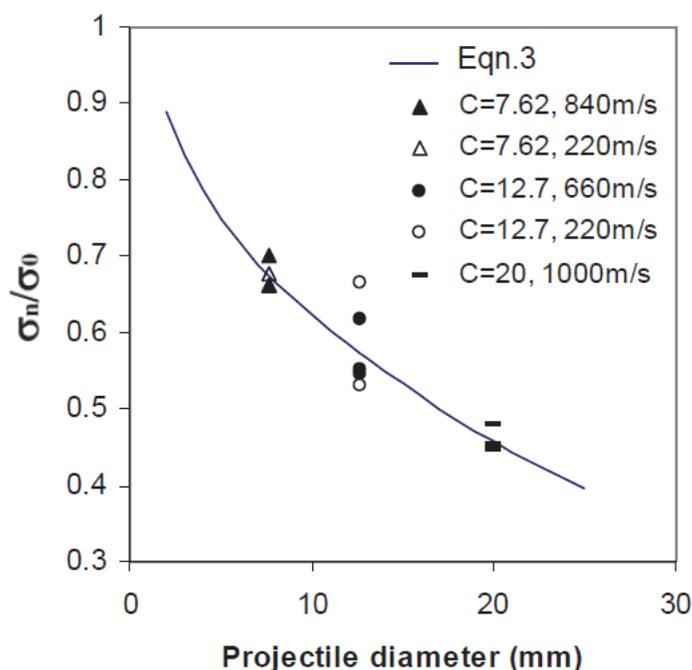


Figure 1-10 : Ratio de la résistance ultime de tension pour les spécimens impactés sur celle d'un spécimen non-impacté en fonction du diamètre du projectile. Image tirée de (Wang & Callinan, 2013).

Ils ont également voulu comparer l'effet sur la résistance mécanique d'un trou fait à l'aide d'une perceuse et d'un trou causé par un impact balistique. Ils ont donc montré que, pour ce type de laminé, un impact cause une réduction de résistance légèrement plus importante qu'un trou percé à l'aide d'un foret ayant le même diamètre que le cratère d'entrée. Ensuite une variation de la vitesse d'impact de 250 à 650 ou 850 m/s n'influence pas significativement la résistance résiduelle du composite.

Belingardi, pour sa part, a testé en flexion des laminés de fibres de verre/époxy de dix plis ayant subis des impacts d'énergies allant de 5 à 95J (Belingardi, Cavatorta, & Paolino, 2009). Les échantillons, qui n'étaient pas complètement percés par l'impact ont été chargés quasi-statiquement en positionnant la face ayant reçu l'impact en compression et la face arrière en tension. Les résultats obtenus ont permis de conclure que la résistance résiduelle en flexion diminue avec l'augmentation de l'énergie d'impact mais que cet effet stagne pour des énergies supérieures à 80J. La résistance résiduelle en flexion atteint une asymptote à environ 35% de la résistance d'un laminé non endommagé comme le montre la Figure 1-11.

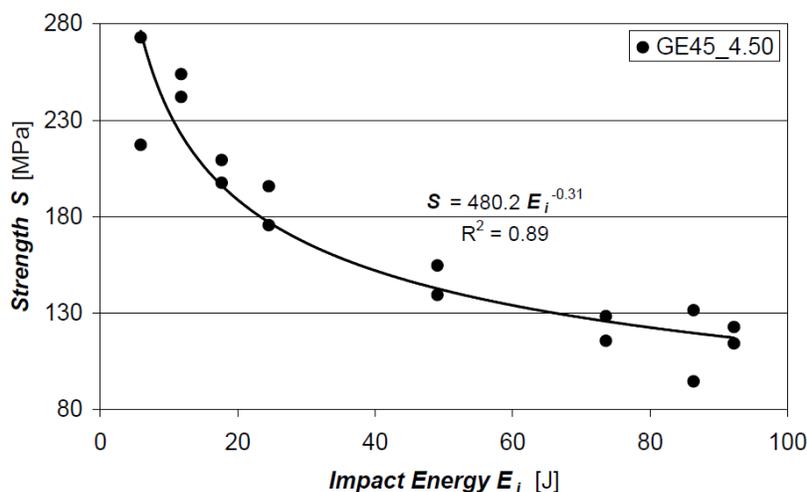


Figure 1-11 : Résistance résiduelle en flexion quasi-statique d'un laminé de fibres de verre/époxy en fonction de l'énergie de l'impact. Image tirée de (Belingardi et al., 2009).

Plusieurs auteurs se sont penchés sur la résistance en compression d'un laminé après impact (CSAI: *Compressive Strength After Impact*) (Sala, 1997; Wang & Callinan, 2013). Il a été démontré que la CSAI diminue rapidement avec l'augmentation de l'énergie d'impact dû au plus grand nombre de fissures causées par l'impact. Ces fissures se propagent rapidement causant la

rupture totale du laminé en compression. Pour des énergies d'impacts de l'ordre de 10J, une diminution de la résistance ultime en compression de l'ordre 70% peut être attendue comme le montrent les résultats obtenus par différents groupes de recherche présentés à la Figure 1-12.

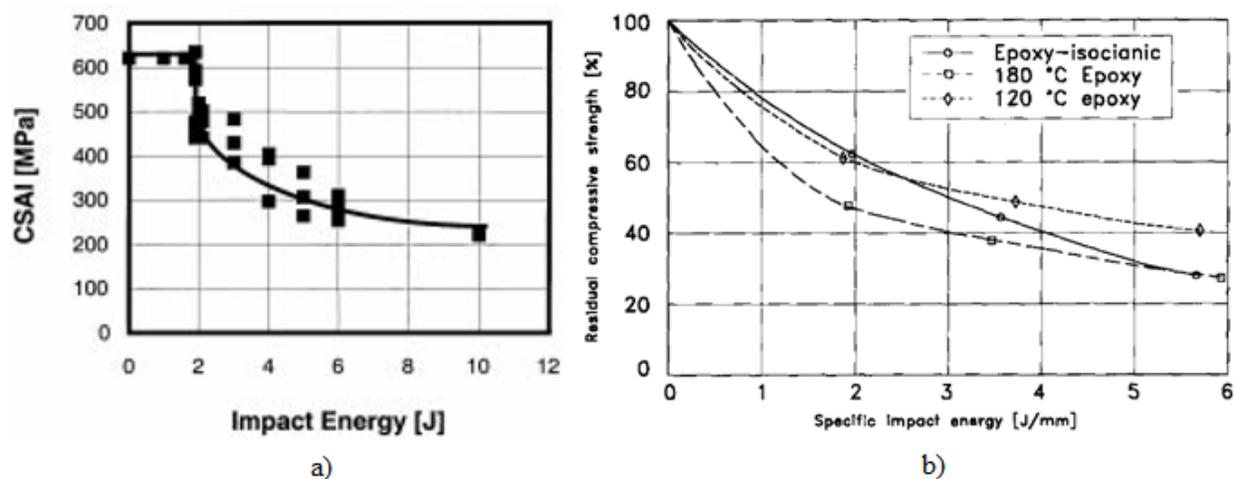


Figure 1-12 : Résistance résiduelle en compression après impact d'un laminé en fonction de l'énergie d'impact. Images tirées de a) (Mitrovic, Hahn, Carman, & Shyprykevich, 1999) et b) (Sala, 1997).

Leach a étudié l'effet de la matrice sur la CSAI (Dickson, Jones, Harris, Leach, & Moore, 1985; Leach, 1987). Il a testé des laminés de fibres de carbone ayant différentes matrices : des époxy standards, des époxy à haute résistance et des thermoplastiques. Il a montré que les matrices thermoplastiques, comme le PEEK, sont plus résistantes à la propagation de fissures et donc les laminés fibres de carbone/thermoplastique ont une CSAI plus élevée que les laminés fibres de carbone/époxy. La Figure 1-13 montre les résultats obtenus au cours de l'étude. La CSAI des laminés de fibres de carbone est donnée en fonction de la résistance à la propagation de fissures de la matrice, propriété généralement fournie par le fabricant.

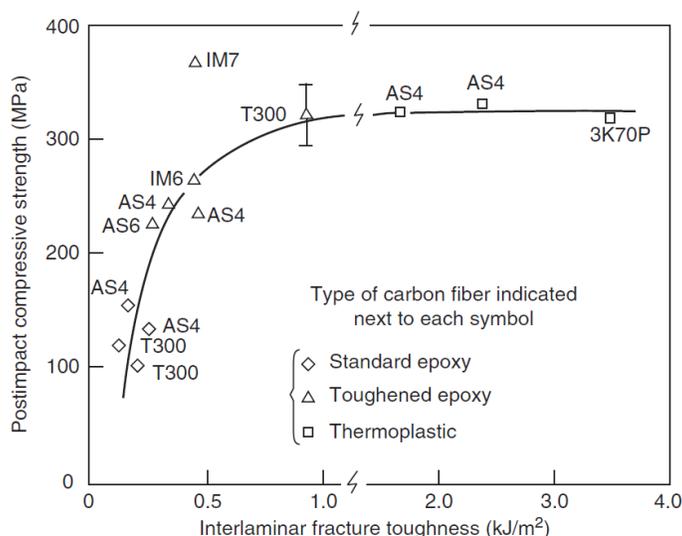


Figure 1-13 : CSAI de plusieurs laminés de fibres de carbone en fonction de la résistance à la propagation de fissures de la matrice. Image tirée de (Mallick, 2007) et adaptée de (Leach, 1987).

1.5.2 Tests sur des cylindres de composite

Précédemment à ses recherches sur les impacts en hypervélocité, Pr. Tennyson a étudié l'effet des délaminations internes sur les propriétés mécaniques d'un cylindre de composite. Lors de ces expériences, il a utilisé des cylindres de laminés de fibres de verre/époxy de 200mm de diamètre dans lesquels des feuilles de téflon avaient été insérées entre les plis à différentes épaisseurs pour simuler des régions délaminées (Tennyson & Krishnakumar, 1993). Les cylindres «délaminés» ont ensuite été chargés en flexion jusqu'au flambement. Il a été observé que deux couches délaminées flambaient ensemble créant la zone de rupture en pointe de diamant caractéristique du flambement de cylindres à paroi mince. Des feuilles de téflon de différentes dimensions ont été insérées permettant d'obtenir une relation entre la diminution de la résistance en flexion et l'aire totale délaminée. Les résultats obtenus sont présentés dans le graphique de la Figure 1-14. Pour de grandes zones délaminées, une perte de résistance de l'ordre de 25% est remarquée. La réduction de résistance la plus grande a été observée pour une feuille de téflon implantée au quart de l'épaisseur du laminé.

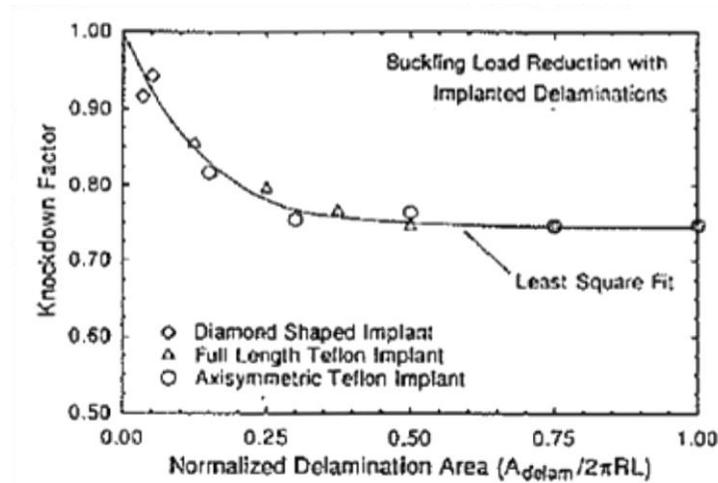


Figure 1-14 : Rapport de la contrainte entraînant la rupture en flexion d'un cylindre contenant une délamination sur la contrainte d'un cylindre intact en fonction de l'aire de la délamination (Tennyson & Krishnakumar, 1993).

Il est toutefois à prédire que la réduction de la force de flambement d'un cylindre endommagé par un impact sera plus importante que celle causée par l'implantation de feuilles de téflon, un impact ne causant pas seulement des délaminations mais également des perforations locales et la rupture de nombreuses fibres.

1.5.3 Propriétés mécaniques résiduelles suite à un impact en hypervélocité

Très peu d'études portant sur la détermination de propriétés mécaniques résiduelles à un impact en hypervélocité ont été effectuées et aucune étude applicable au cas du Bras Canadien 2 chargé en flexion suite à l'impact d'un MMOD n'a été trouvée. Nous pouvons tout de même mentionner que plusieurs groupes de recherche de la NASA ont effectué conjointement une étude dont le but était de déterminer la résistance résiduelle en tension bi-axiale des réservoirs de carburant du véhicule Orion. Ces réservoirs sont protégés par des *Whipple shields* mais il pourrait arriver que quelques particules énergétiques du nuage de débris traversent la dernière couche de protection et viennent endommager la surface des réservoirs de titane. Bien sûr, les réservoirs étant pressurisés, seules des sections endommagées sans pénétration complète des projectiles ont été testées mécaniquement. Les sections de réservoir ayant été endommagées en surface seulement

lors des tests d'HVI, elles n'ont pas montré de réduction significative de résistance en tension biaxiale par rapport à des sections non-endommagées (Nahra et al., 2010). Finalement, Riedel *et al.* ont obtenu la résistance locale au cisaillement à différents points des zones de dommages primaires et secondaires, causés par le nuage de débris, de leurs échantillons de Kevlar/epoxy impactés à ~ 5 km/s. Ils ont noté d'abord, que même les dommages secondaires difficilement visibles peuvent causer une réduction de la résistance au cisaillement de l'ordre de 10-30% et par la suite, que la zone de dommages primaires peut être responsable d'une diminution de résistance et de rigidité au cisaillement de l'ordre de 60-100% (Riedel et al., 2006).

1.6 Tests de fatigue sur des composites

1.6.1 Critère de rupture et méthodes de tests

Plusieurs applications telles les structures aéronaves et d'avions, les embarcations nautiques, les cadres de bicyclettes, etc. requièrent une bonne résistance en fatigue de divers types de composites. Les études portant sur ce sujet sont donc très nombreuses. De manière générale, la vie infinie des composites est considérée comme étant 10^6 cycles. Le comportement des laminés est toutefois très variable d'un matériau à l'autre. Certains laminés ne présentent pas de limite de fatigue, c'est-à-dire qu'ils peuvent supporter la même contrainte en fatigue qu'en chargement quasi-statique, alors que d'autres présentent des courbes S-N (Contrainte maximale supportée - Nombre de cycles) à pente prononcée et sont donc très affectés par le cyclage. (Mallick, 2007)

Le test de fatigue sur les composites le plus communément retrouvé dans la littérature est le chargement complètement renversé en tension et compression (T-C). Ces études couvrent divers types de laminés, le plus souvent avec une concentration importante en fibres ($\sim 65\%$), et ont montré que le comportement en fatigue des laminés dépend de la nature des fibres, de leur orientation, de la nature de la matrice, de la séquence d'empilement des plis et de l'épaisseur totale du laminé. Par contre, il a été démontré que la rupture finale du laminé a presque toujours lieu par flambement local lors de la partie compression du cyclage.

Une fréquence de test assez basse (0,5Hz-1,0Hz) est souvent utilisée pour éviter un échauffement de l'échantillon. Leach a également étudié l'effet de la fréquence de chargement sur la vie en fatigue des laminés de fibres de carbone/PEEK, ses résultats sont donnés à la Figure 1-15 (Leach,

1987). Il a montré que cet effet est beaucoup moins important que celui de la séquence d'empilement. Pour effectuer ce genre de tests, des machines hydrauliques de fatigue de type *Dynatup*, *MTS* ou *Instron* sont généralement utilisées.

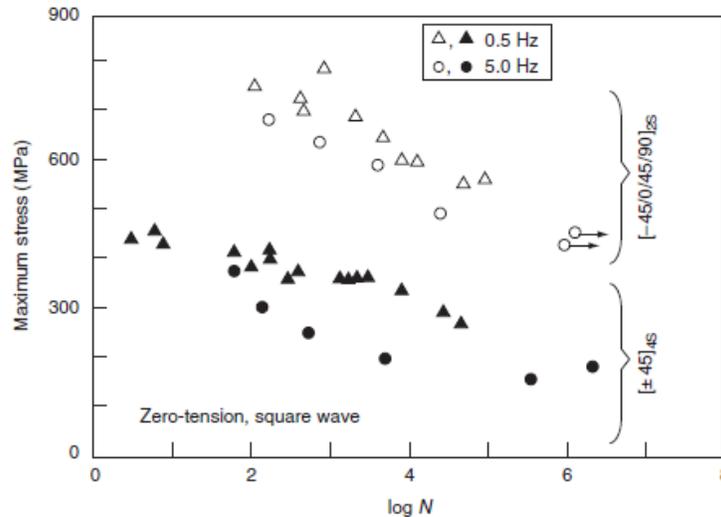


Figure 1-15 : Influence de la fréquence de tests sur les performances en fatigue de laminés de fibres de carbone/PEEK pour deux séquences d'empilement. Image tirée de (Mallick, 2007) et adaptée de (Leach, 1987).

Lors d'un test de fatigue sur des laminés, il est important d'être en mesure de surveiller la progression des dommages. On utilise souvent l'indice de dommage (*DI* : *Damage Index*) comme paramètre pour quantifier les dommages instantanés de l'échantillon (Belingardi et al., 2009). Le *DI* est fonction de la rigidité instantanée du matériau et est défini comme :

$$DI = 1 - \frac{E(N)}{E_0}$$

où :

$E(N)$ est la rigidité de l'échantillon après N cycles [MPa ou GPa]

E_0 est la rigidité initiale de l'échantillon [MPa ou GPa]

La rigidité instantanée est obtenue indirectement par l'intermédiaire d'un champ de déplacement, qui peut lui-même être mesuré par différents capteurs de positions ou d'élongation, ou encore à l'aide d'une caméra et d'un logiciel de corrélation d'images.

Une autre façon de surveiller la propagation des dommages est par le biais de méthodes non-destructives d'observation des laminés comme le scan par ultrasons, la radiographie ou la thermographie. Il est par contre nécessaire dans ce cas de démonter puis remonter le spécimen de tests après un certain nombre de cycles pour pouvoir effectuer un scan. Ces méthodes permettent d'obtenir directement la densité des fissures à différents instants du chargement de fatigue et donc de bien suivre la progression des dommages.

1.6.2 Tests de fatigue sur des composites préalablement impactés

On retrouve dans la littérature quelques articles portant sur l'étude du comportement en fatigue de laminés préalablement impactés. Les laminés étudiés avaient subi des impacts à basse vitesse d'énergie allant de 2 à 30J (un impact en hypervélocité aurait une énergie de l'ordre du kJ). Certains auteurs avancent que les composites impactés ont généralement des courbes S-N assez plates passé 100 cycles, c'est-à-dire que la réduction de résistance due à l'impact est importante mais qu'il y a par la suite peu de réduction subséquente de la résistance lors d'un chargement en fatigue (Demuts, Whitehead, & Deo, 1985; O'Brien, 1990).

Des réductions sévères de rigidité et de résistance ont toutefois été observées par d'autres auteurs, le cas le plus critique étant la résistance résiduelle en compression. Par exemple, Ramkumar et Chen ont effectué une étude extensive sur des échantillons de graphite/époxy (Ramkumar & Chen, 1983). Ils ont observé que tous les spécimens chargés en T-C ou en C-C avec une amplitude de 60% CSAI se sont rompus bien avant d'atteindre 10^6 cycles. Par contre, la plupart des échantillons testés en T-T avec la même amplitude ont tous survécu jusqu'à 10^6 cycles. Il a donc pu être conclu que la compression représente le mode de chargement critique puisqu'elle entraîne la propagation rapide des délaminations causés par un impact sur un laminé. Mitrovic a également montré qu'un laminé impacté quasi-isotrope de fibres de graphite/époxy ne doit pas être chargé en T-C ou en C-C avec une amplitude égale ou supérieure à 60% de la CSAI pour assurer qu'il puisse opérer en vie infinie (Mitrovic et al., 1999). Il a également reporté que les chargements de faible amplitude ($\leq 10\%$ CSAI) peuvent être enlevés ou ajoutés à une séquence de tests sans affecter de manière significative la vie en fatigue du laminé. Ces résultats ont été confirmés par ceux provenant de d'autres groupes de recherche ayant également travaillé sur des laminés de fibres de carbone/époxy. (Melin & Schön, 2001; Melin, Schön, & Nyman, 2002; Symons & Davis, 2000) La Figure 1-16 montre les courbes S-N obtenues par deux groupes de

recherche différents. Dans les deux cas, une réduction de la contrainte maximale pouvant être supportée de l'ordre de 50% due au chargement cyclique est observée.

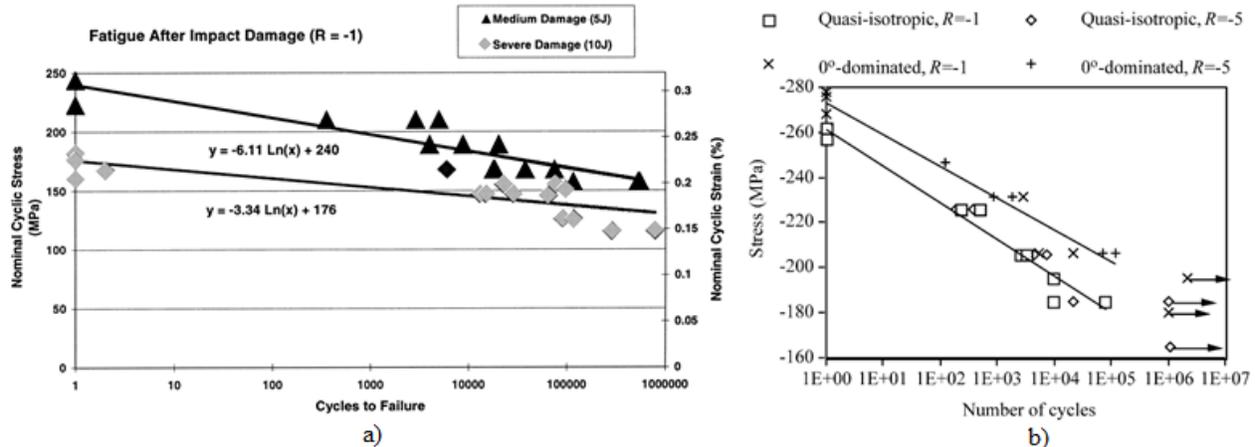


Figure 1-16 : Courbes S-N de laminés impactés chargés en T-C obtenus par deux groupes de recherche. Images tirées de a) (Symons & Davis, 2000) et b) (Melin & Schön, 2001).

1.7 Conclusions principales de la revue de littérature

En résumé, cette revue de littérature a permis d'acquérir des notions de base dans tous les domaines du génie mécanique reliés à une étape particulière de ce projet. Les informations amassées serviront à estimer la charge de rupture en fatigue du Bras canadien 2 suite à l'impact d'un MMOD. Cette première étape importante du projet a également permis de connaître les recherches déjà effectuées dans des domaines similaires et donc de bien définir un projet aux objectifs originaux. Voici un rappel des objectifs principaux du projet ainsi que la justification de l'originalité de chacun:

- Obtenir une corrélation entre le type d'impact (diamètre et vitesse d'un projectile), le diamètre des dommages observables sur le Bras canadien 2 et les dommages internes à la structure.

Justification de l'originalité : Des tests d'impact sur une structure similaire, mais non-identique, ont été réalisés dans la 2^e moitié des années 1990 avant le lancement du Bras canadien 2 (Tennyson & Lamontagne, 2000). Toutefois, les canons d'hypervélocité de cette

époque ne permettaient d'accélérer les projectiles que jusqu'à 6,5km/s. De plus, seules trois dimensions de projectiles avaient été utilisées (~3mm, ~5mm et ~9mm). Les tests réalisés dans le cadre de ce projet permettront d'obtenir les premiers résultats d'impact pour des vitesses de l'ordre de 7,0km/s sur une structure de composite. Les diamètres de projectiles utilisés seront également différents de ceux des études précédentes. De plus, les données quant aux dommages observables sur la couverture thermique pour les tests précédents ne sont pas disponibles.

- Étudier la propagation des délaminations lors de chargements de fatigue dans un composite fibres de carbone/PEEK endommagé par un impact en hypervélocité et en déduire les propriétés mécaniques résiduelles en flexion du Bras canadien 2.

Justification de l'originalité : Aucune étude portant sur l'effet d'un impact en hypervélocité sur la résistance en flexion, tension ou compression d'un laminé n'est disponible. Des tests de résistance après l'impact ont seulement été réalisés pour des énergies d'impact beaucoup plus faibles. De plus, il y a très peu de résultats disponibles pour l'effet d'un trou sur les propriétés structurelles d'un cylindre de composite.

- Tirer des conclusions quant aux niveaux de chargement du Bras canadien 2 pouvant être appliqués suite à l'impact d'un micrométéorite ou d'un débris orbital.

Justification de l'originalité : Les résultats de cette étude pourront être utilisés par l'ASC comme amorces de lignes directrices pour modifier au besoin les niveaux de chargement nominal et d'urgence du Bras canadien 2. De plus, les résultats pourront être pris en considération lors de la conception de futures structures spatiales qui seront de plus en plus à risque des impacts de MMOD.

CHAPITRE 2 MÉTHODOLOGIE

Les premières étapes de la méthodologie du projet sont présentées dans ce second chapitre. D'abord, les dommages causés par les impacts sur les échantillons de IM7/PEEK ont dû être estimés dans le but de déterminer l'ordre de grandeur de la résistance résiduelle des échantillons et ainsi concevoir et dimensionner le montage de test. En parallèle, des échantillons cylindriques et des couvertures thermiques représentatifs du SSRMS ont dû être obtenus. Le design final du montage de test de flexion, sa construction, son assemblage et sa calibration ont ensuite été réalisés. Les étapes suivantes de tests sur les échantillons impactés seront décrites dans la section *Materials and Methods* de l'article de journal présenté au Chapitre 3.

2.1 Estimation de l'étendue des dommages sur des cylindres de IM7/PEEK

Les dommages à prévoir sur les échantillons de IM7/PEEK représentatifs du Bras canadien 2 (35cm de diamètre externe et 2,7mm d'épaisseur) peuvent être estimés à partir de ceux obtenus par Shortliffe et Tennyson lors de leurs tests pour SPAR Aerospace au courant des années 1990 (Shortliffe, 1996; Tennyson & Lamontagne, 2000). Leurs tests ont été effectués sur une structure de composite très similaire à celle retenue pour le design final du SSRMS, la seule différence étant que leurs échantillons avaient un diamètre externe de 33cm au lieu de 35cm. Leurs principaux résultats ont été présentés dans le Tableau 1-1 de la revue de littérature. Les lignes 1 à 4 décrivent les dommages sur la configuration nominale du SSRMS pour des diamètres croissants de projectiles allant de 3,18mm à 9,13mm et des vitesses d'environ 6,5km/s. Puisque nous espérons effectuer nos tests HVI à des vitesses entre 7 et 7,5km/s et que nous souhaitons obtenir des dommages ayant le potentiel de mettre en danger l'intégrité structurelle du SSRMS, nous allons nous baser sur les résultats des tests effectués à 6,56km/s avec les projectiles de 5mm et de 9mm de diamètre pour estimer les dommages à prévoir.

Professeur Tennyson, maintenant retraité de l'UTIAS, a accepté de nous prêter le cylindre ayant reçu les impacts numérotés 3 et 4 dans le Tableau 1-1 pour observation. La Figure 2-1 et la Figure 2-2 présentent des photos prises de ces cylindres endommagés.

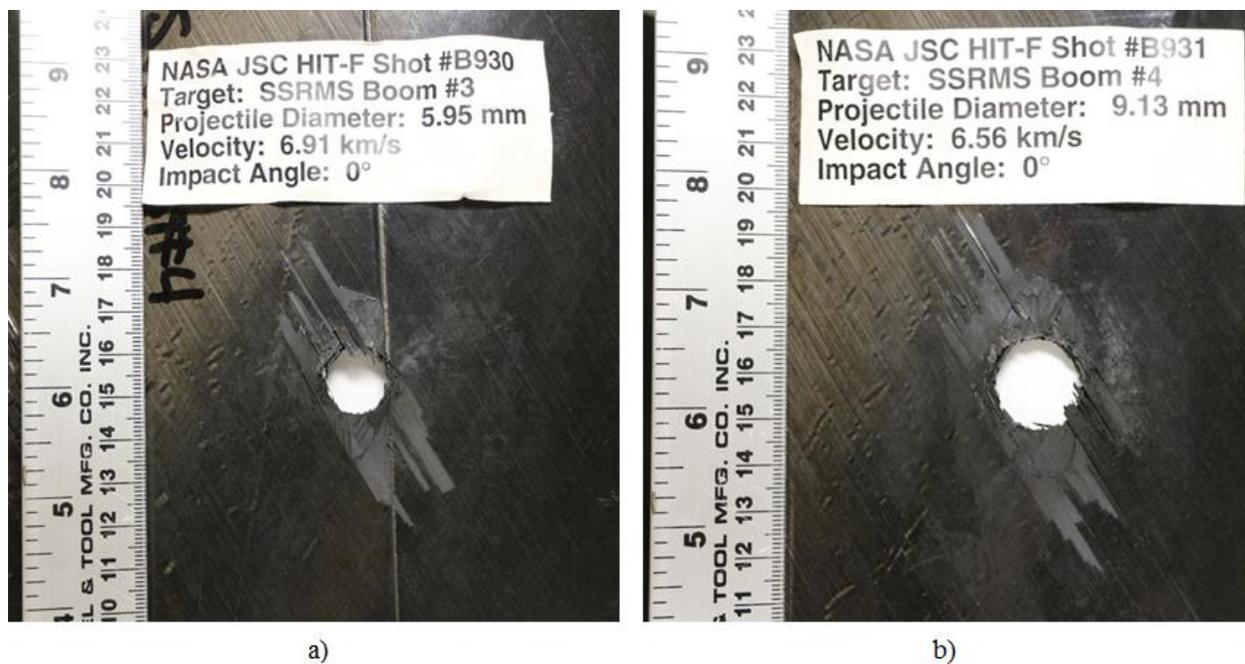


Figure 2-1 : Cratères d'entrées obtenus lors des essais 3 et 4. a) avec une bille de 5,95mm de diamètre voyageant à 6,91km/s et b) avec une bille de 9,13mm voyageant à 6,56km/s.

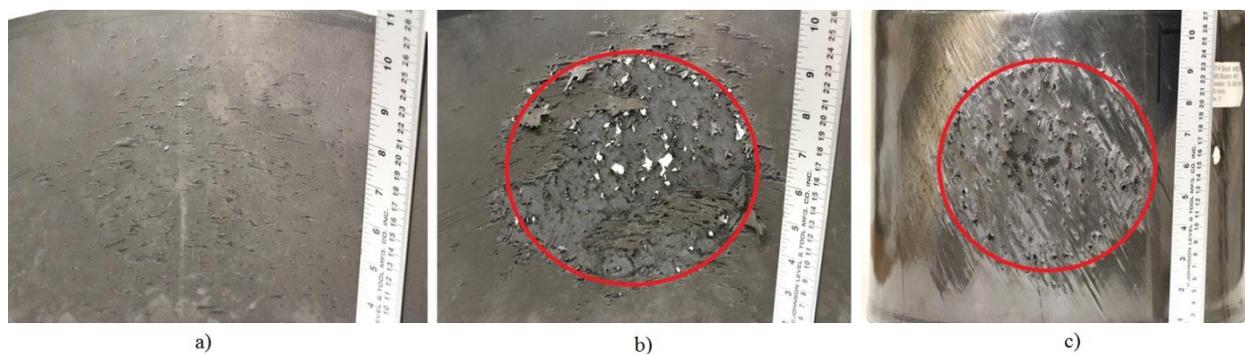


Figure 2-2 : Dommages sur les parois arrière du cylindre causés par les tests d'impacts. a) Paroi arrière interne pour l'essai 3, b) paroi arrière interne pour l'essai 4 et c) paroi arrière externe pour l'essai 4. Les cercles rouges délimitent la zone de dommages primaires.

Les principales mesures des zones endommagées, tirées de ces cylindres et photos, sont résumées dans le Tableau 2-1.

Tableau 2-1 : Observations effectuées sur le cylindre impacté de l'UTIAS

Numéro d'essai	3	4
Paramètres de test		
Diamètre du projectile (mm)	5,95	9,13
Vitesse du projectile (km/s)	6,91	6,56
Observations sur le mur avant		
Diamètre du cratère d'entrée (mm)	15	18
Plus grande délamination sur la face avant (mm)	65	75
Observations sur le mur arrière		
Diamètre de la zone de dommages primaires (mm)	120	150
Diamètre de la zone englobant tous les dommages visibles (mm)	200	280
Autres commentaires	Peu de délaminations visibles, aucune perforation complète du composite.	Les premières couches sont complètement arrachées pour environ 70% de la zone de dommages primaires.

Pour les prochaines étapes, les dommages à prévoir seront considérés comme étant un trou de 2cm de diamètre sur l'un des côtés du cylindre avec une zone hautement endommagée de 20cm de diamètre sur le côté opposé.

2.2 Obtention et fabrication des échantillons de tests

Des échantillons cylindriques de composite IM7/PEEK ainsi que de couvertures thermiques représentatifs du Bras canadien 2 ont dû être obtenus pour l'étude. Quatre échantillons cylindriques de 60cm de longueur de IM7/PEEK ont été découpés dans un tube restant de la fabrication du SSRMS et entreposé dans un laboratoire de l'ASC depuis la fin des années 1990. Le cylindre restant lors de la découpe ainsi qu'un échantillon de 60cm de longueur sont montrés à la Figure 2-3. Les quatre échantillons de 60cm ont donc été fabriqués par la même compagnie et en même temps que les quatre tubes maintenant attachés à l'ISS depuis 2001. Les échantillons n'ont par contre pas subi le même cyclage thermique et l'exposition aux radiations que les cylindres se trouvant dans l'espace depuis 2001.

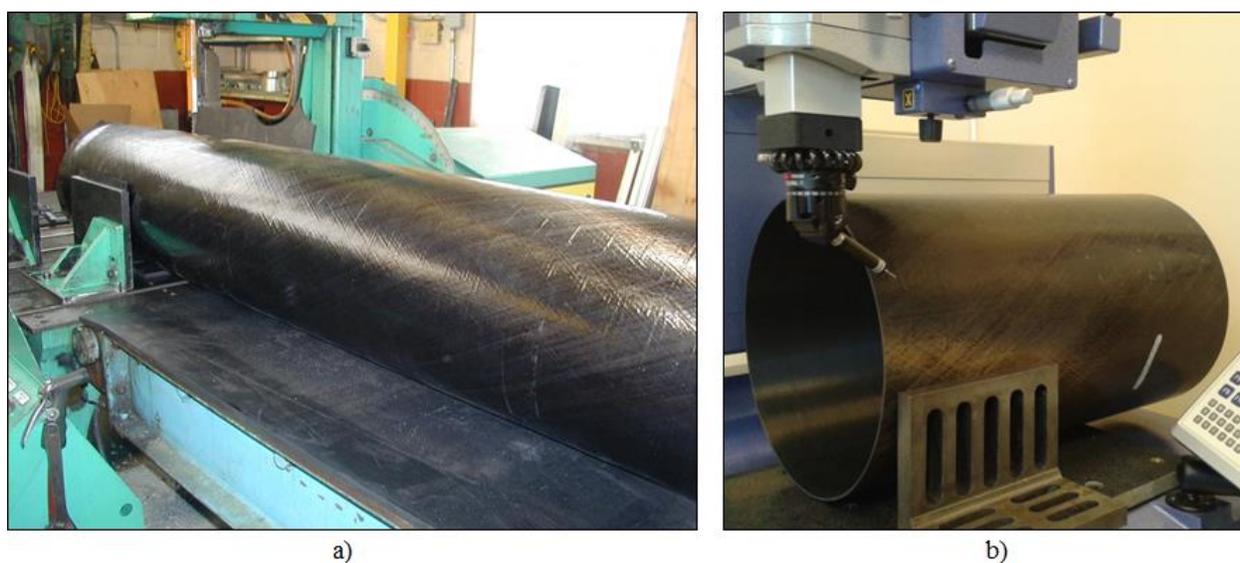


Figure 2-3 : a) Cylindre restant de la fabrication du SSRMS dans les années 1990 sur le banc de scie au CNRC Val-Cartier. (Crédit photo : CNRC Val-Cartier) b) Un échantillon de 60cm de longueur sur une table de métrologie à l'ASC.

Les échantillons de MLI fabriqués pour cette étude sont montrés à la Figure 2-4. Ils ont été assemblés puis cousus à la main à partir des trois types de tissus (beta cloth, Kapton aluminisé et filet Dacron) composant le MLI du SSRMS. 4 couvertures carrées de 15cm de côté et 4 couvertures de 35cm de côté ont été fabriquées puis installées sur les échantillons cylindriques de

composites à l'aide de Velcros. La composition exacte ainsi que le positionnement des couvertures lors des tests sont décrits dans l'article de journal présenté dans le Chapitre 3.

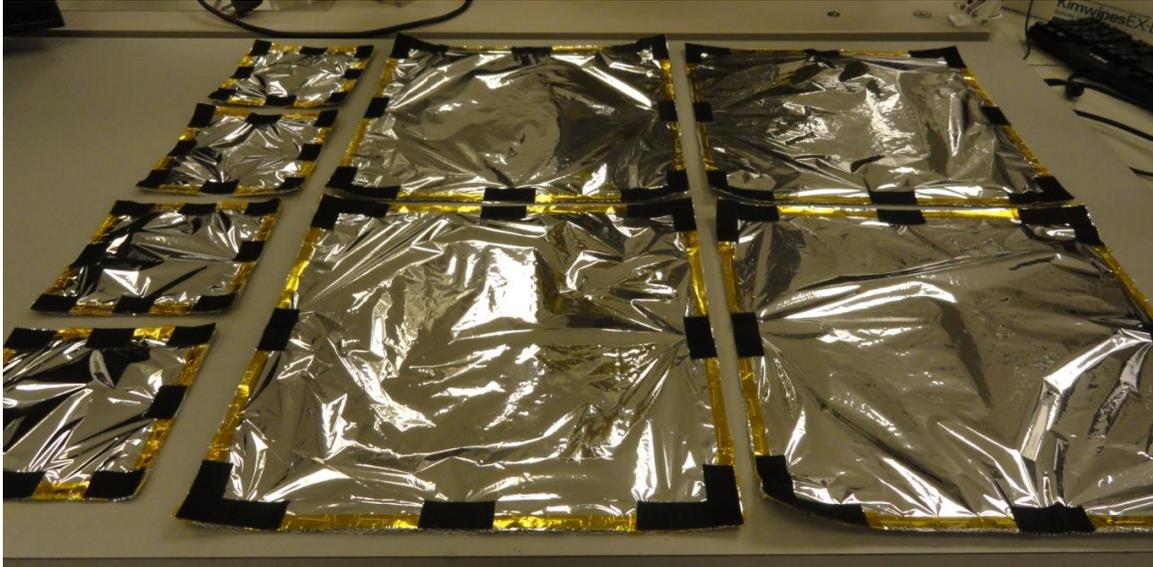


Figure 2-4 : Photo des 8 échantillons de MLI fabriqués pour les tests d'impacts.

2.3 Estimation de la charge de rupture

Pour dimensionner adéquatement le montage, la résistance à un chargement quasi-statique et en fatigue du cylindre de composite aux différents types de sollicitations que le Bras canadien 2 peut ressentir dans l'espace doit être estimée. Le chargement choisi pour cette étude, suite aux calculs donnés dans l'Annexe 1, est la flexion. La flexion du Bras canadien 2 est due aux oscillations créées lors de l'accélération et de la décélération de la charge utile transportée à l'extrémité du bras. Les différents chargements de flexion et de torsion pouvant être appliqués sur le cylindre endommagé, M_z , M_y et T_x , sont illustrés à la Figure 2-5 par rapport à la position de la zone hautement endommagée qui est placée sur l'axe z .

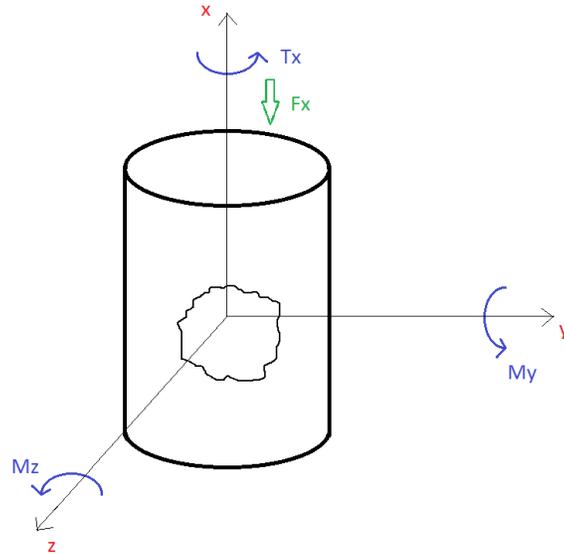


Figure 2-5 : Illustration des chargements pouvant être appliqués sur le cylindre impacté représentant le Bras canadien 2.

2.3.1 Propriétés mécaniques du laminé de IM7/PEEK

Deux échantillons de traction et deux échantillons de compression, découpés dans le même cylindre restant que les 4 échantillons cylindriques, ont été testés quasi-statiquement sur une machine MTS 250kN avec serres hydrauliques et une cellule de charge de 250kN au Laboratoire de mécanique multi-échelles (LM²). La Figure 2-6 présente les dispositifs de tests quasi-statiques ainsi que les échantillons de traction et de compression. Ces échantillons ayant été découpés dans un cylindre, ils étaient légèrement courbés mais avaient un rayon de courbure plus grand que le cylindre lui-même, les fibres ayant relaxées lorsque le cylindre a été coupé. Les échantillons de traction avaient une largeur nominale de 40mm et un espacement entre les mors de 100mm. Les échantillons de compression avaient, quant à eux, une largeur nominale de 65mm et un espacement entre les mors de 20mm.

Pour tous les tests, un taux de déformation de $0,01\text{min}^{-1}$ a été utilisé tel que recommandé par les normes ASTM D3039-08 (tension) et D3410-08 (compression) (ASTM, 2008a, 2008b). Un extensomètre ayant un espacement initial de 25mm a été utilisé lors des tests de traction. L'espacement maximal recommandé entre les mors pour la compression étant également de 25mm, l'extensomètre n'a pu être installé pour ces tests.

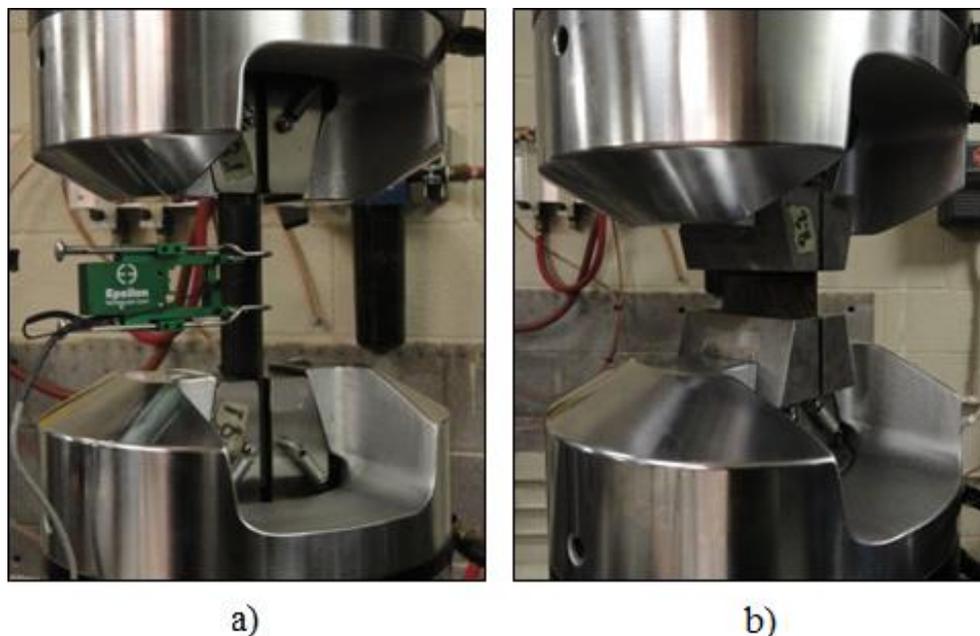


Figure 2-6 : Photos prises lors des tests quasi-statiques sur les échantillons de IM7/PEEK. a) Test de traction avec extensomètre. b) Test de compression.

Le Tableau 2-2 présente les propriétés mécaniques du laminé obtenues à partir de ces quatre tests quasi-statiques. Le module de Young n'a pu être déterminé qu'à partir des tests de traction seulement. Selon la littérature, pour un laminé quasi-isotrope, nous pouvons nous attendre à un module de compression similaire à celui de traction (Mallick, 2007).

Tableau 2-2: Propriétés mécaniques obtenues

Propriété	Échantillon 1	Échantillon 2	Moyenne	Écart entre les 2 échantillons
Contrainte ultime de tension (MPa)	1151	1189	1170	3,2%
Contrainte ultime de compression (MPa)	516	519	518	0,5%
Module de Young en tension (GPa)	74,7	77,6	76,2	3,7%

2.3.2 Détermination du mode critique de rupture

Entre les deux moments de flexion M_z et M_y , tels qu'illustrés à la Figure 2-5, il est à prévoir que le moment M_y sera le moment critique puisque la zone hautement endommagée recevra alors une charge de tension/compression alors que pour le moment M_z , elle se situe près du plan neutre de flexion. Il est également à prévoir que la rupture du laminé se produira lorsque la paroi arrière, endommagée sur une zone de 20cm de diamètre, se trouvera en compression; la limite ultime d'un composite à fibres longues étant généralement significativement plus faible en compression qu'en tension.

Une analyse par éléments finis à l'aide du logiciel ANSYS 14.0 (Ansys, Inc.) a montré que dans le cas où un moment M_z est appliqué, la contrainte maximale ressentie sous l'effet de la flexion n'est pas près du trou mais bien à la fibre extrême (loin du plan neutre de flexion). Ceci confirme que ce mode de chargement ne risque pas d'être critique puisqu'il ne semble pas être très influencé par la géométrie des dommages. Pour cette analyse, la géométrie du Bras canadien 2 a été représentée fidèlement, la séquence d'empilement de $[90^\circ, \pm 43^\circ]_9$ a été utilisée en conférant à chacun des plis les propriétés données en Annexe 2 provenant du fabricant de pré-imprégnée de IM7/PEEK *Cytec Engineered Materials*. Des conditions limites d'encastrement sont imposées à l'une des extrémités du cylindre alors que l'autre extrémité est attachée à un bras de levier rigide de 2m de longueur au bout duquel est appliquée une force. Le maillage a été raffiné dans les zones de contraintes plus importantes jusqu'à l'obtention d'une convergence de la contrainte maximale. Les contraintes de Von Mises obtenues par solution nodale lors des analyses par éléments finis pour les deux positions de flexion considérées sont illustrées à la Figure 2-7.

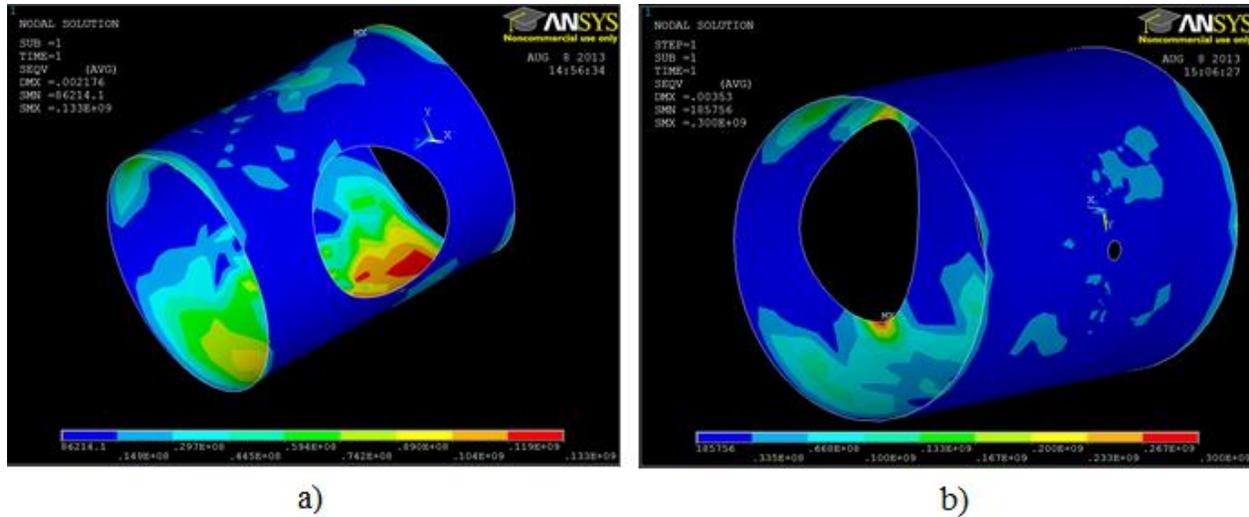


Figure 2-7 : Résultats des analyses effectuées avec ANSYS pour les deux positions de flexion considérées. a) Le moment appliqué est $M_z = 3400 \text{ Nm}$, la contrainte maximale ressentie est de 133MPa à la fibre extrême. b) Le moment appliqué est $M_y = 3400 \text{ Nm}$, la contrainte maximale ressentie est de 300MPa en périphérie du trou.

2.3.3 Effet du cratère d'entrée

Pour déterminer si nous pouvons seulement nous concentrer sur l'étude des dommages causés par le nuage de débris, estimons d'abord l'effet du cratère d'entrée sur la résistance structurelle du cylindre. Toda a déterminé que l'effet d'un trou sur la résistance d'un cylindre est négligeable si son paramètre α est inférieur à 1 (Toda, 1983). Pour le Bras canadien 2 impacté par un projectile de 9,13mm se déplaçant à 6,56km/s, le cratère d'entrée a un diamètre de 18mm, le paramètre α du cratère d'entrée est donc :

$$\alpha = \frac{a}{\sqrt{rt}} = \frac{18\text{mm}/2}{\sqrt{175\text{mm} * 2,7\text{mm}}} = 0,414$$

Le cratère d'entrée seul a donc une influence négligeable sur la résistance structurelle du cylindre. Si nous considérons le trou comme ayant le même diamètre que toute la zone délaminée, Shortliffe a montré que les dommages visibles au scanner à ultrasons couvrent une zone de diamètre 4,3 fois plus grand que le cratère lui-même (Shortliffe, 1996), le paramètre α devient donc :

$$\alpha_{delamination} = 4,3\alpha = 1,78$$

Cet effet n'est plus négligeable selon Toda. Toutefois, ce calcul est conservateur puisqu'un délaminage n'a pas un effet aussi grave sur la résistance structurelle qu'un trou. Nous pouvons donc nous attendre à ce que **le cratère d'entrée ait une influence négligeable à faible** sur la résistance structurelle du cylindre.

2.3.4 Résistance théorique d'un cylindre non-endommagé

Connaissant les propriétés géométriques des cylindres à tester et les propriétés mécaniques obtenues expérimentalement pour le laminé de fibres de carbone/PEEK, nous pouvons obtenir le moment approximatif qu'il faudrait appliquer sur le cylindre non impacté pour le briser. Un moment de flexion appliqué sur le Bras canadien 2 causera dans les parois du cylindre situées loin du plan neutre des contraintes de tension et de compression. Nous savons que des contraintes maximales de 517,5MPa et 1170MPa peuvent être appliquées globalement en compression et en tension respectivement sur le laminé.

Puisque l'épaisseur du laminé est faible, posons l'hypothèse que la contrainte de 517,5MPa en compression sera ressentie à travers toute l'épaisseur de la paroi du laminé. Dans ce cas, le moment à appliquer pour que cette contrainte soit ressentie est de :

$$M_{max} = \frac{\sigma_y * I}{r}$$

Où : $I = \pi r^3 t = \pi * (0,175m)^3 * 0,0027m = 4,5459 * 10^{-5} m^4$

$$M_{max} = \frac{517,5 * 10^6 Pa * 4,5459 * 10^{-5} m^4}{0,175m} = \mathbf{134,4kNm}$$

2.3.5 Résistance résiduelle à l'impact

À partir des différentes études et théories lues sur la réduction de la résistance d'une structure due à un impact, le moment nécessaire pour entraîner la rupture quasi-statique du cylindre endommagé par un HVI est estimé. Ces différents calculs et résultats sont résumés dans le Tableau 2-3.

Si l'on assume la résistance initiale de flexion comme étant la résistance mesurée en compression ($\sigma_{y,c}=517,5MPa$), alors le moment causant la rupture statique du cylindre impacté est de l'**ordre**

de grandeur de 5 à 50kNm. Il est toutefois important de noter ici qu'aucune des méthodes de calculs utilisées ne représente parfaitement la réalité du SSRMS impacté par un débris orbital puisqu'aucune étude similaire d'évaluation de la résistance résiduelle d'un cylindre laminé après un impact en hypervélocité n'est disponible. Les calculs présentés dans le tableau de la page suivante doivent être considérés comme des estimations de l'ordre de grandeur du moment entraînant la rupture en flexion seulement.

Tableau 2-3 : Résumé des estimés du moment de rupture d'un cylindre impacté

No.	Source du calcul	Explication de l'expérience/méthode	Hypothèses supplémentaires	Résultat
1	Graphique présenté par Shortliffe et Tennyson dans le proceeding de la NATO Conference (Tennyson & Shortliffe, 1996).	Théorie de la concentration de contrainte pour un trou dans un cylindre en flexion. Cette théorie est valable pour des matériaux uniformes ce qui n'est pas le cas ici.	Le cylindre brisera en flexion lorsqu'une région ressentira la contrainte de $\sigma_{y,c}=517,5\text{MPa}$.	$M_{max,impact} = 0,39 * M_{max}$ $= 0,39 * 134,4\text{kNm}$ $= \mathbf{52,4kNm}$
2	Résultats de l'étude de Mitrovic (Mitrovic et al., 1999), de Sala (Sala, 1997) et de Belingardi (Belingardi et al., 2009).	Tests de compression et de flexion sur des plaques de laminés de fibres de carbone. Impacts de faible énergie (de 7J à 30J).	La résistance en flexion d'un cylindre est similaire à celle en compression d'une plaque.	$M_{max,impact} = 0,30 * M_{max}$ $= 0,30 * 134,4\text{kN} * m$ $= \mathbf{40,3kNm}$
3	Résultats de l'étude de Toda (Toda, 1983).	Test de compression sur des cylindres de polyester troués (<i>cutout</i>).	La résistance en flexion d'un cylindre est similaire à celle de compression.	$M_{max,impact} = 0,20 * M_{max}$ $= 0,20 * 134,4\text{kN} * m$ $= \mathbf{26,9kNm}$
3	Étude par éléments finis à l'aide du logiciel ANSYS.	Application du moment à une distance de 2m du centre du trou de 20cm de diamètre à l'aide d'un bras de levier parfaitement rigide.	Le laminé est modélisé couche par couche en conférant aux plis les propriétés données dans l'Annexe 2.	5,9kNm
4	Théorie de concentration de contraintes dans un laminé isotrope de largeur finie. Tirée de (Mallick, 2007).	La théorie est toutefois valable pour $w > 8R$ alors que nous avons $w \approx 3R$	Le cylindre brisera en flexion lorsqu'une région ressentira la contrainte de $\sigma_{y,c}=517,5\text{MPa}$	$K_T = 3 * \frac{2 + \left(1 - \frac{2R}{w}\right)^3}{3 \left(1 - \frac{2R}{w}\right)} = 5,23$ $M_{max,impact} = \frac{M_{max}}{5,23} = \frac{134,4\text{kNm}}{5,23}$ $= \mathbf{25,7kNm}$

2.3.6 Résistance résiduelle à la fatigue

Les quelques études effectuées en fatigue sur des composites préalablement impactés (voir la section 1.6.2 de la revue de littérature) ont noté une perte subséquente de résistance de 40 à 60% due au cyclage. La plage de moments prévus entraînant la rupture quasi-statique du cylindre impacté de 5 à 50kNm passe donc à environ **2,5 à 25kNm** pour un chargement de flexion en fatigue. Les niveaux de chargement FLL (ordre de grandeur de 2,5kNm) et ELL (ordre de grandeur de 4,5kNm) définis pour l'utilisation du SSRMS sont tous deux inclus dans ces marges.

2.4 Conception, fabrication et validation du montage de test

Le montage de flexion doit permettre d'appliquer un chargement cyclique représentatif des niveaux FLL et ELL définis pour le Bras canadien 2 soient d'ordre de grandeur de 2,5 et 4,5kNm. Il doit également idéalement permettre de briser les échantillons quasi-statiquement en flexion, ce qui peut nécessiter un moment allant jusqu'à environ 50kNm selon les estimations précédentes. Pour utiliser le plus possible les ressources et machines disponibles, le montage de tests doit s'adapter à la machine universelle de tests (Instron 4204, 50kN) que possède déjà l'ASC ainsi qu'aux rails de fixation déjà présentes dans le plancher du laboratoire où est installée la machine.

2.4.1 Géométrie retenue pour le montage

Pour charger les échantillons cylindriques en flexion, le concept d'utilisation d'un bras de levier ou bout duquel un déplacement sinusoïdal est appliqué, voir Figure 2-8, est retenu.

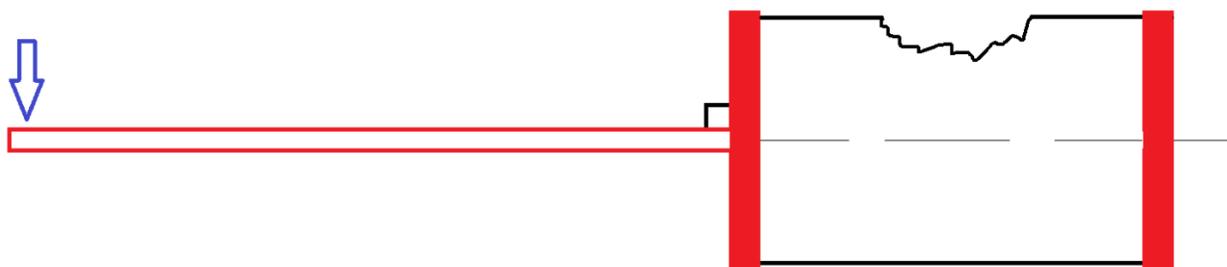


Figure 2-8 : Illustration du concept de chargement en flexion de l'échantillon cylindrique par l'intermédiaire d'un bras de levier.

Ce montage demande que les éléments de fixation, en rouge sur la figure précédente, soient très rigides pour bien transmettre le moment de flexion au cylindre. De plus, les brides devront être représentatives de l'attache réelle entre le tube de composite et l'articulation du Bras canadien 2. Cette fixation est réalisée à l'aide de 20 attaches Hi-Lok réparties uniformément sur la circonférence du cylindre. Le tube de composite est encastré, collé et boulonné dans l'attache d'aluminium comme le montrent la photo et la vue de section présentées à la Figure 2-9.

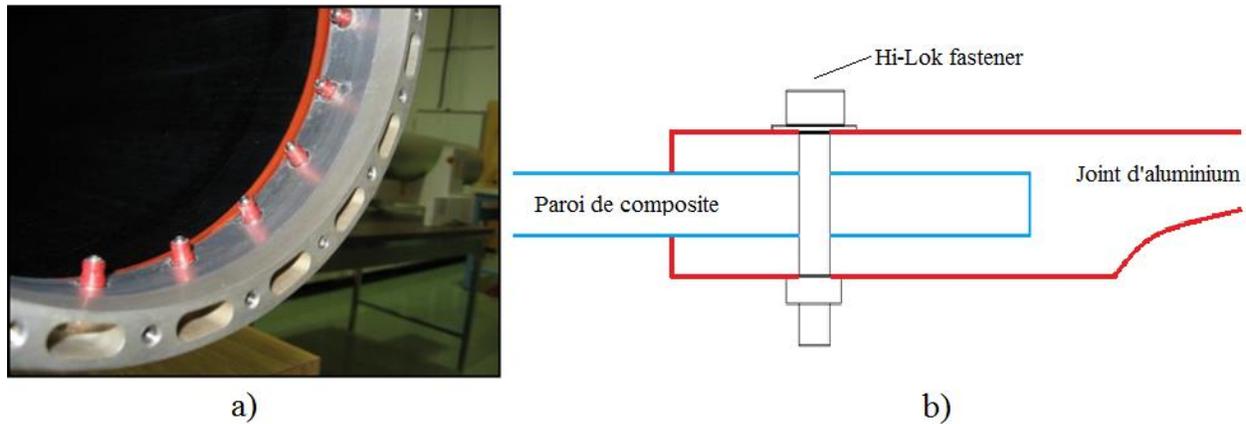


Figure 2-9 : a) Photo de l'attache de la section cylindrique de composite sur l'articulation en aluminium du Bras canadien 2. Image tirée de (Krimbalis, Djokic, Hay, & Cole, 2013). b) Vue de section de la jonction entre le tube de composite et l'articulation en aluminium.

Dans le cas du chargement de flexion, le Bras canadien 2 dans l'espace reçoit un chargement correspondant presque à de la flexion pure puisque la distance entre son point de fixation sur l'ISS et le point d'attache de la charge utile transportée est grande. Cette distance peut aller jusqu'à 17m lorsque le bras est complètement déplié. L'allongement L/d de la structure, L étant la longueur du bras et d son diamètre, est alors d'environ 49 ce qui est très élevé. Pour que le montage de test soit représentatif de la réalité, le bras de levier doit être suffisamment long pour que l'effort tranchant dans le cylindre soit négligeable. Une analyse numérique effectuée par l'INSA de Lyon dans le cadre de leurs recherches extensives sur la flexion de coques minces a montré que pour un rapport H/R supérieur à 10, H étant la longueur du bras de levier et R le rayon du cylindre à tester, l'effet du cisaillement sur le cylindre serait négligeable et que le chargement peut alors être considéré comme étant de la flexion pure. Le graphique tiré de cette

analyse est montrée à la Figure 2-10. Il présente le rapport de la contrainte supportée par une coque en flexion (σ_M) sur la contrainte classique (σ_{CL}) en fonction du rapport H/R .

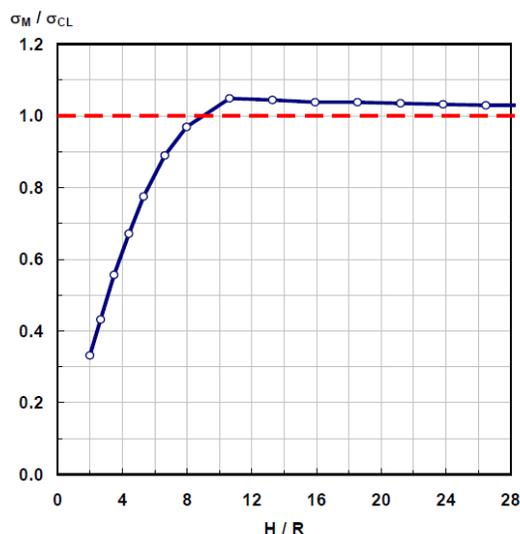


Figure 2-10 : Effet de la longueur du bras de levier sur la contrainte maximale supportée en flexion. Image tirée de (Antoine, 2000).

Pour la géométrie du Bras canadien 2, les cylindres à tester en flexion ont un rayon de 17,5cm, il faut donc prévoir un bras de levier d'une longueur minimale de 1,75m pour s'assurer que le chargement corresponde à de la flexion pure. Une poutre d'une longueur standard de 6 pieds (1,83m) peut donc être utilisée comme bras de levier. La Figure 2-11 présente un schéma du montage de tests en flexion, tiré de la modélisation à l'aide du logiciel Catia V5R20 (*Conception Assistée Tridimensionnelle Interactive Appliquée*, Dassault Systems).

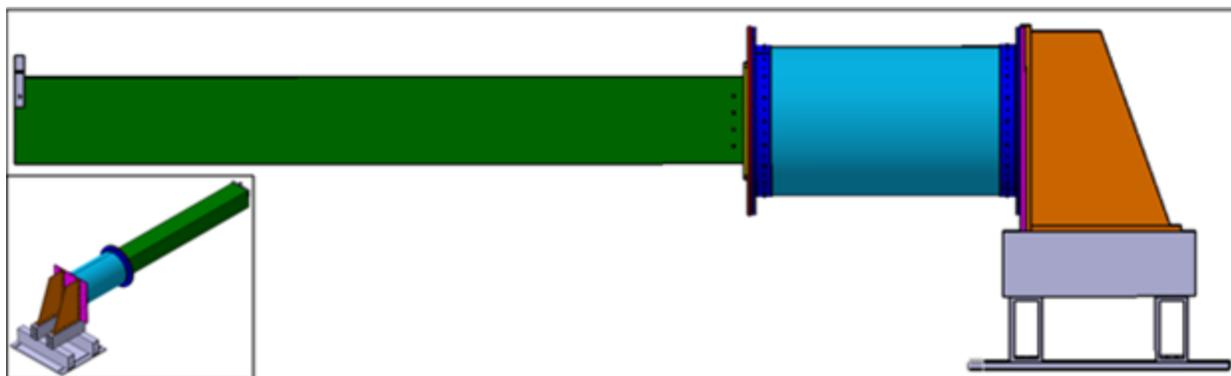


Figure 2-11 : Schéma du montage de flexion vu de côté et vue isométrique dans le coin inférieur.

2.4.2 Fabrication, assemblage et installation du montage

Toutes les pièces du montage, sauf les pièces standards, ont été usinées à l'atelier de l'ASC. La liste complète des pièces du montage est donnée en Annexe 3. La Figure 2-12, la Figure 2-13, la Figure 2-14, la Figure 2-15, la Figure 2-16 ainsi que la Figure 2-17 montrent quelques étapes de la fabrication, l'assemblage et l'installation du montage dans le laboratoire de l'ASC. Les pièces ont été usinées à l'aide de machines-outils traditionnelles (e.g. tour, fraiseuse, banc de scie) sauf pour les brides circulaires qui ont été usinées par une machine à commandes numériques. Puisque les brides doivent être boulonnées et collées sur les cylindres, deux brides par cylindre sont nécessaires. Par contre, toutes les autres pièces du montage sont réutilisées pour les quatre échantillons de composite et pour l'échantillon test d'aluminium.

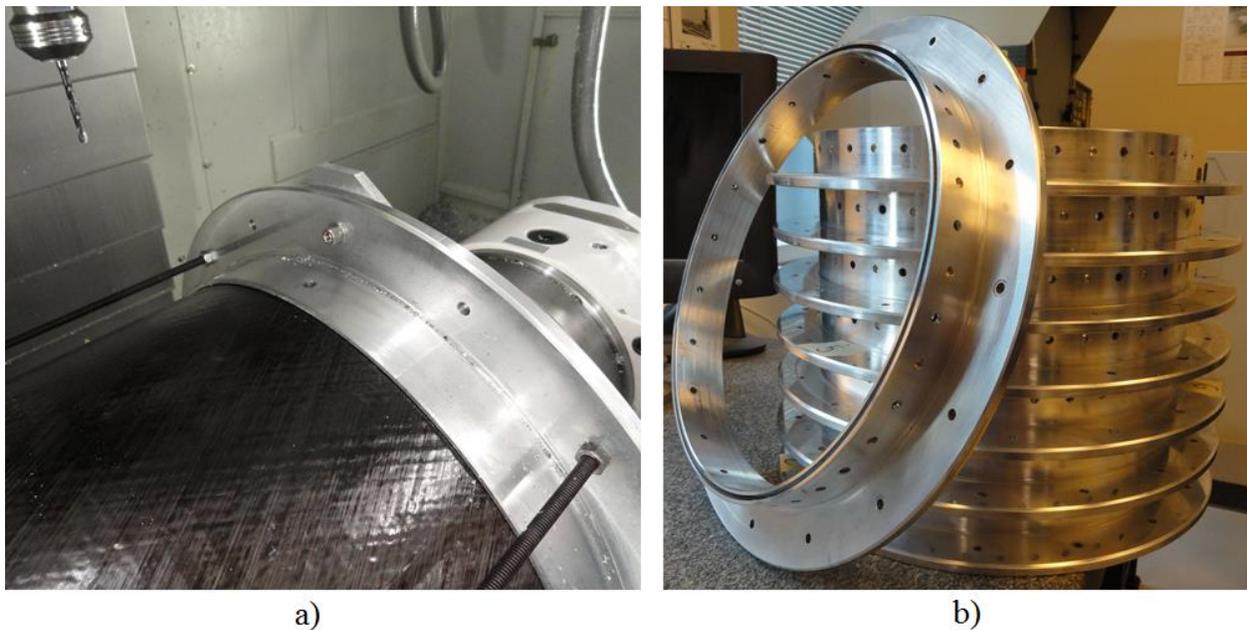


Figure 2-12 : Fabrication des brides d'aluminium pour les cylindres de composite. a) Perçage des brides en conjonction avec les cylindres de composite. b) Les huit brides pour les cylindres de composite terminées.

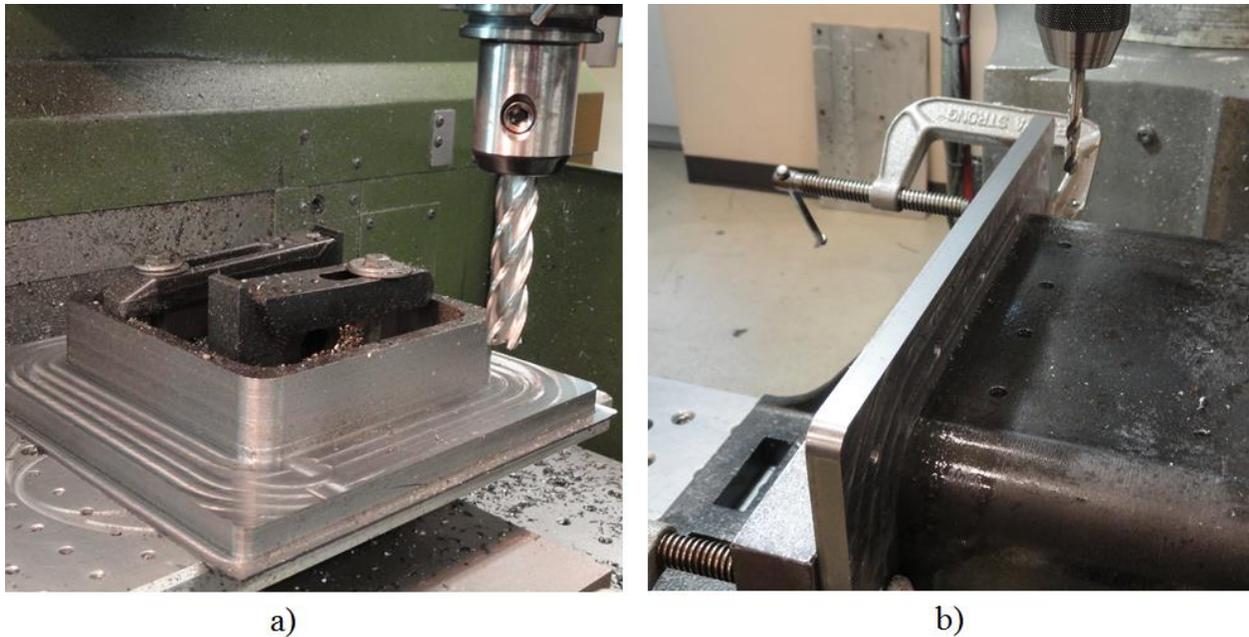


Figure 2-13 : Fabrication et installation de la bride carrée. a) Usinage de la pièce d'acier à la fraiseuse. b) Insertion de la bride carrée dans le bras de levier et perçage en conjonction pour permettre l'installation de 16 boulons.



Figure 2-14 : Fabrication de la base du montage. a) Profilés standards découpés et percés servant d'appuis pour élever le cylindre au niveau de la machine uniaxiale. b) Assemblage des profilés découpés et de la plaque d'interface avec le sol. Les rainures sur le côté de la plaque permettent de visser la base du montage dans le plancher du laboratoire.

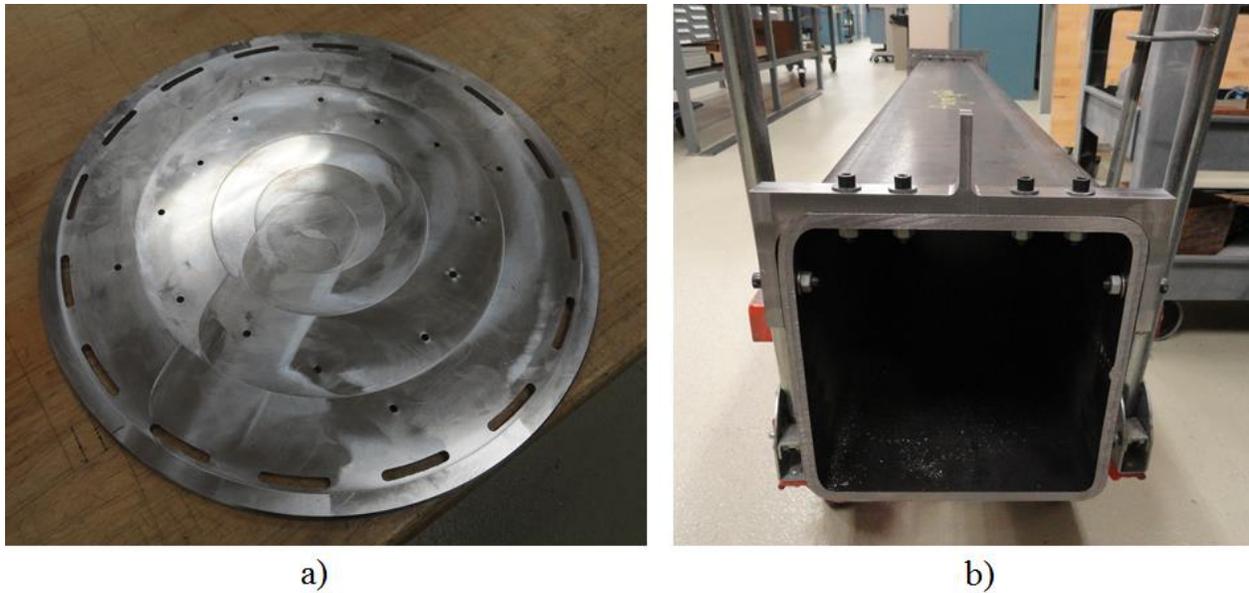


Figure 2-15 : Fabrication des autres pièces du montage. a) Couvercle d'aluminium rainuré terminé. Les rainures permettent de compenser le désalignement angulaire possible entre les deux brides du cylindre testé. b) Pièce d'interface avec la machine uniaxiale vissée dans le bras de levier en acier. La serre de la machine est attachée à la partie verticale.



Figure 2-16 : Les deux sections du montage terminées, avant le transfert au laboratoire de tests mécaniques. Le cylindre à tester doit être attaché entre la base (à gauche sur la photo) et le bras de levier (à droite sur la photo).

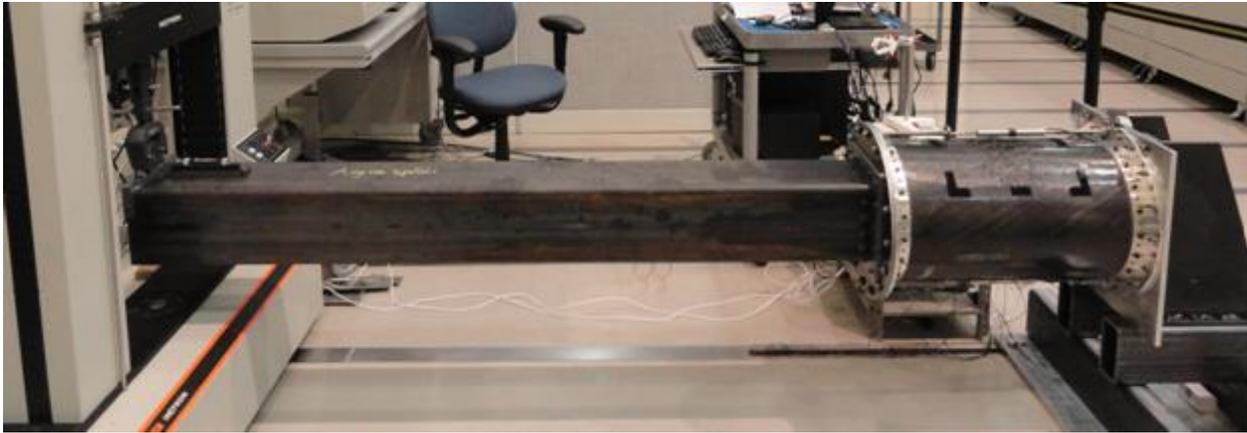


Figure 2-17 : Photo du montage avec un cylindre de composite endommagé dans le laboratoire de l'ASC.

2.4.3 Instruments de mesure et acquisition de données

Plusieurs instruments de mesure sont nécessaires lors des tests de fatigue en flexion des cylindres. La liste complète des instruments utilisés est présentée dans le Tableau 2-4. Le positionnement des instruments sur le montage et leur utilisation sont décrits dans la section *Materials and Methods* de l'article de journal. L'acquisition de données et le contrôle de la machine Instron est réalisé à l'aide du logiciel LabVIEW (National Instruments). Puisque la machine Instron est une machine d'essai quasi-statique, un programme permettant de lui envoyer un signal sinusoïdal de déplacement a dû être écrit. Ce programme a été réalisé par Sylvain Mondor, technicien de laboratoire à l'ASC. La fréquence de tests étant très basse, environ 0,15Hz, il n'y a pas eu de difficultés à utiliser la machine d'essai quasi-statique pour effectuer des tests de fatigue. Aucune machine de fatigue ou d'essai dynamique n'était disponible à l'ASC.

Tableau 2-4 : Liste des instruments de tests, de mesure et d'acquisition de données utilisés

Instrument	Quantité	Marque	Modèle
Machine uniaxiale d'essai quasi-statique	1	Instron	Instron 4204 50kN
Cellule de charge 50kN	1	Instron	2518-101
Capteurs LVDT	2	Omega	LD620-25
Rosettes pour composite	8	Vishay	CEA-06-250UR-350
Jauges linéaires pour composite	16	Vishay	CEA-06-250UN-350
Rosettes pour aluminium	2	Vishay	CEA-13-250UR-350
Jauges linéaires pour aluminium	10	Vishay	CEA-13-250UN-350
Carte d'acquisition pour les jauges	1	National Instruments	SCXI-1520
Carte d'acquisition pour les LVDT	1	National Instruments	SCXI-1102
Interface pour les jauges	1	National Instruments	SCXI-1314

La Figure 2-18 et la Figure 2-19 présentent des photos des instruments et des interfaces d'acquisition de données utilisés lors des tests de fatigue.

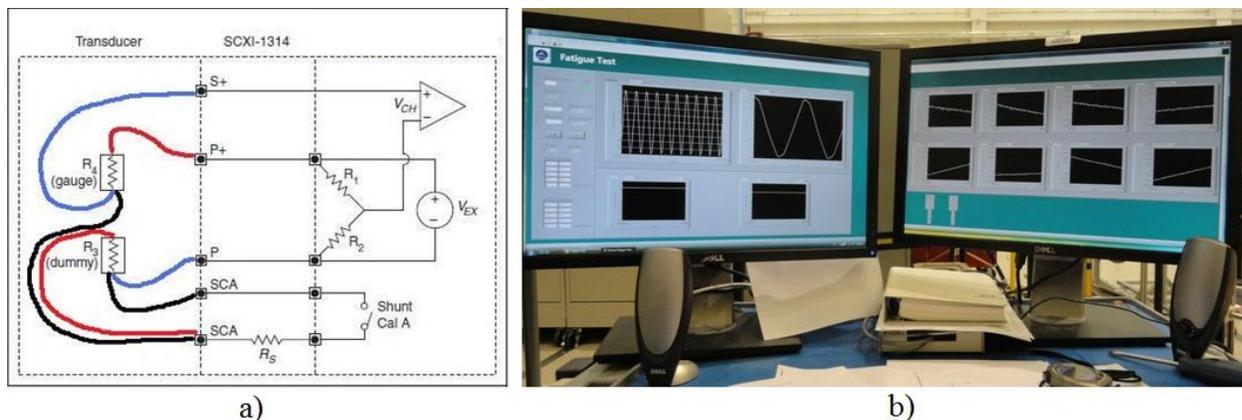


Figure 2-18 : Acquisition de données. a) Schéma de branchement des jauges en demi-pont sur l'interface SCXI-1314 pour compenser les variations de température de la pièce. b) Face-avant du programme Labview de contrôle de la machine et d'enregistrement des données.

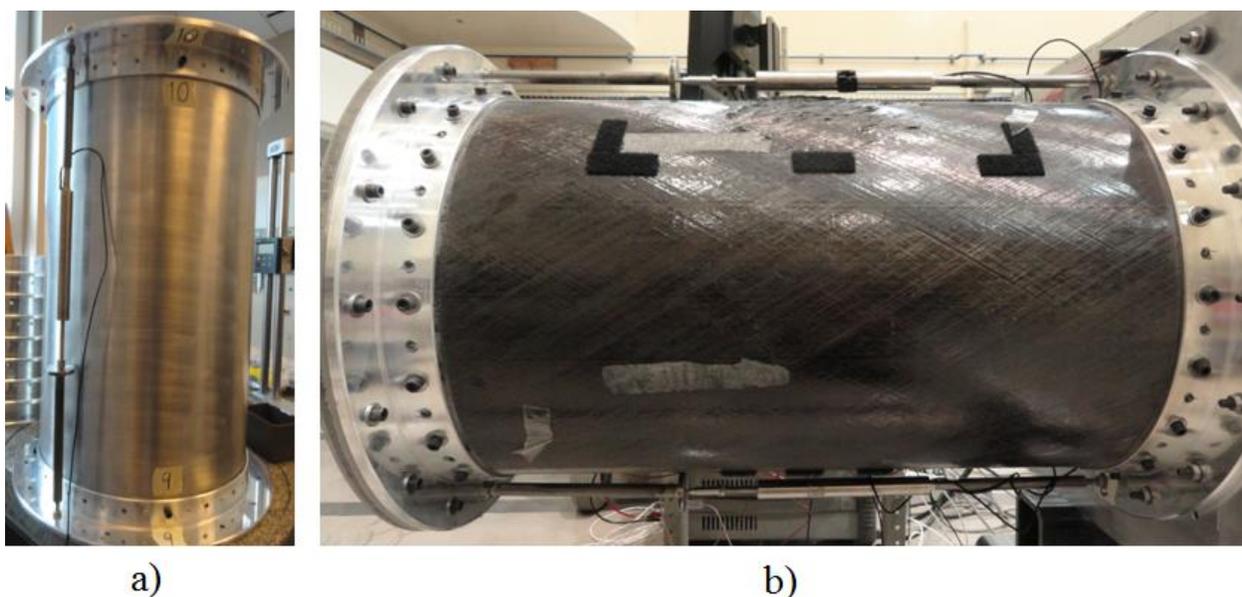


Figure 2-19 : Capteurs LVDT utilisés pour mesurer l'allongement des cylindres. a) Fabrication des pièces de support pour les capteurs et test du positionnement sur le cylindre d'aluminium. b) Capteurs LVDT positionnés au-dessus et au-dessous du cylindre lors d'un test.

2.4.4 Tests préliminaires avec un cylindre d'aluminium

Pour vérifier le bon fonctionnement du montage de tests en flexion et de l'acquisition de données, des tests préliminaires ont été effectués sur un cylindre d'aluminium de même diamètre externe que les cylindres de composite mais ayant une épaisseur de 2,54mm (0,1pouce). Ce montage préliminaire est montré à la Figure 2-20.



Figure 2-20 : Installation du montage préliminaire avec le cylindre d'aluminium. a) Installation du cylindre sur la base à l'aide de 16 boulons. b) Installation du bras de levier à l'aide de la grue.

Des tests quasi-statiques ont d'abord été effectués sur le cylindre pour obtenir une corrélation entre le déplacement nécessaire de la machine et le moment appliqué sur le cylindre. Un déplacement d'environ 1mm d'amplitude avait été prévu théoriquement à partir de calculs de la déformée du cylindre et du bras de levier pour appliquer un moment sur le cylindre de l'ordre de grandeur du niveau FLL soit 2,5kNm. Lors des premiers tests quasi-statiques, un déplacement de près de 6mm était nécessaire pour appliquer 2,5kNm sur le cylindre. Cette différence était principalement due aux jeux présents entre les différentes pièces du montage. Des modifications ont donc été apportées au montage pour réduire l'amplitude nécessaire et éviter ainsi de faire déplacer la serre de la machine trop rapidement. En déplaçant un capteur LVDT sous le montage en partant de la base, les endroits problématiques ont pu être identifiés. La Figure 2-21 présente les résultats de ce test. Un changement de pente important dans la déformée locale est observable à environ 620mm de la base. Ce point correspond à la jonction entre le cylindre et le bras de levier. Une photo de cette interface problématique est présentée à la Figure 2-22a. Cette interface a été solidifiée. D'abord, le couvercle d'aluminium a été remplacé par un couvercle en acier. Ensuite, des rondelles d'un quart de pouce d'épaisseur ont été utilisées de part et d'autre de la rainure (ces nouvelles rondelles sont visibles sur la photo) et finalement, le bras de levier, la bride carrée et le couvercle d'acier ont été soudés ensemble en plus d'être boulonnés. Cela a permis de réduire l'amplitude de déplacement de 6 à 3mm.

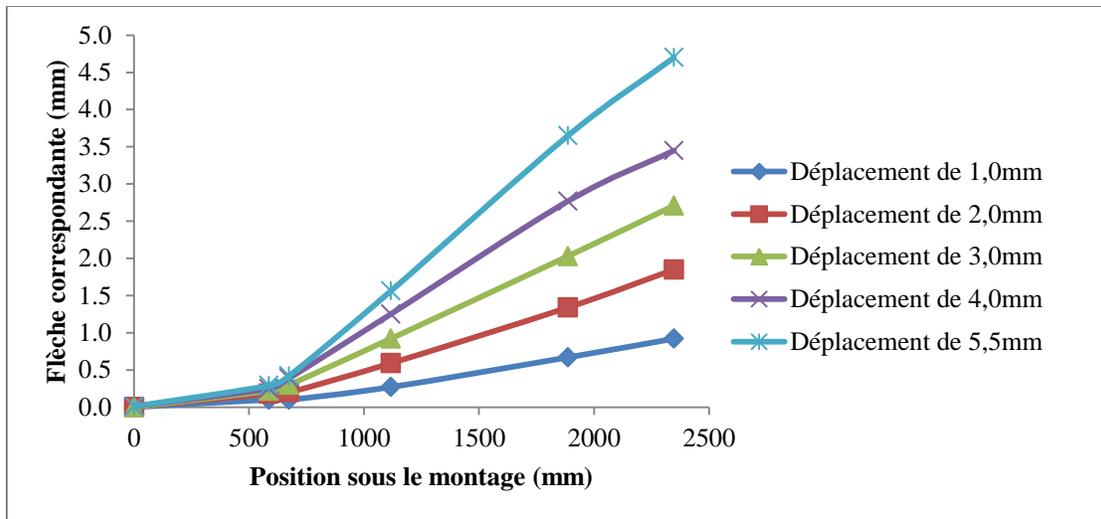


Figure 2-21 : Flèche à différents endroits (points expérimentaux) sur le montage lors de l'application de valeurs croissantes de déplacements sur la machine.

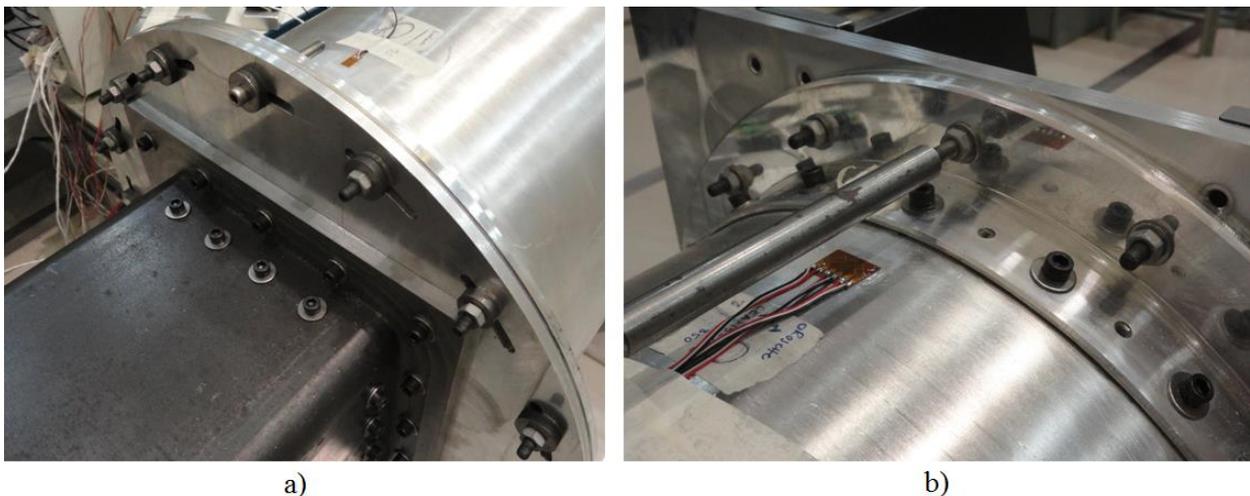


Figure 2-22 : Interfaces entre le cylindre testé et le montage. a) Jonction entre le cylindre et le bras de levier. b) Jonction entre le cylindre et la base.

Une amplitude de déplacement de 3mm a été jugée acceptable puisqu'elle ne demandait pas d'appliquer une vitesse de déplacement de la machine trop importante pour respecter la fréquence de test de 0,15Hz (fréquence naturelle du Bras canadien 2 transportant une charge utile légère). La position 0 du cycle de fatigue a été choisie pour que les jauges mesurent une déformation nulle, la cellule de charge de la machine a été remise à 0 à ce point. Un test préliminaire de

fatigue d'environ 5h a été effectué sur le cylindre d'aluminium. Il a pu être observé que le chargement ressenti par le cylindre correspondait bien à de la flexion puisque les jauges en haut et en bas du cylindre mesuraient une élongation égale en amplitude mais de signe contraire pour un instant donné. Les déformations d'amplitude maximale mesurées par les jauges correspondaient aux valeurs théoriques attendues soient environ $150\mu\text{m/m}$ comme le démontrent les calculs de résistance des matériaux suivants :

$$\varepsilon_x = \frac{\sigma_x}{E} \quad \text{et} \quad \sigma_x = \frac{Mc}{I} \quad \text{donc} \quad \varepsilon_x = \frac{Mc}{EI}$$

$$\text{Avec } M = 2,5\text{kNm}, \quad c = 0,175\text{m}, \quad E = 70\text{GPa et}$$

$$I = \pi r^3 t = \pi * (0,175\text{m})^3 * 0,00254\text{m} = 4,277 * 10^{-5} \text{m}^4$$

$$r = c = 0,175\text{m}$$

$$t = 2,54\text{mm}$$

$$\varepsilon_x = \frac{Mc}{EI} = \frac{2500\text{Nm} * 0,175\text{m}}{70 * 10^9\text{Pa} * 4,277 * 10^{-5}\text{m}^4} = 146 \mu\text{m/m}$$

2.5 Impacts en hypervélocité sur les échantillons

Les impacts sur les quatre échantillons cylindriques de composites, auxquels j'ai pu assister partiellement, ont eu lieu en janvier et février 2014 à la faculté d'hypervélocité, HIT Dynamics, du Professeur John Spray de l'Université du Nouveau-Brunswick à Frédéricton. HIT Dynamics possède deux canons à gaz léger permettant d'effectuer des tests d'impacts en hypervélocité, le plus gros de ces deux canons a été utilisé pour impacter les quatre échantillons. Toutes les photos de cette section ont été prises avec l'approbation du Pr. Spray.

Le canon à gaz léger à deux étapes (*2-stage light gas gun*) de HIT Dynamics fonctionne de manière similaire à ceux appartenant à la NASA et dont le fonctionnement général est décrit dans la revue de littérature, Section 1.1.2. Un schéma montrant les différentes parties du canon ainsi qu'une photo du canon sont montrés à la Figure 2-23 et à la Figure 2-24 respectivement.

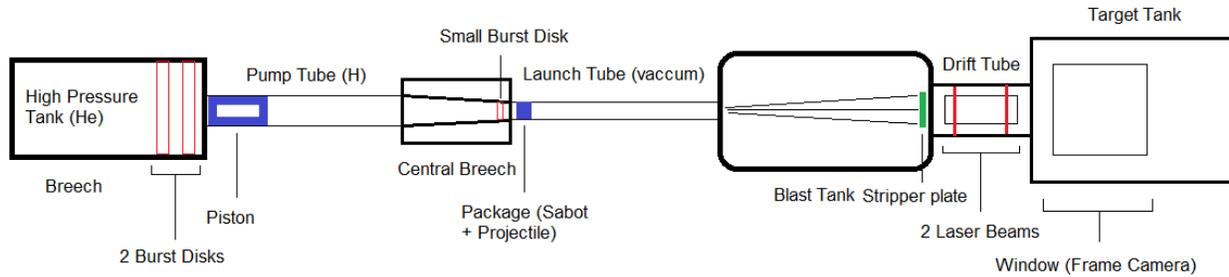


Figure 2-23 : Schéma du canon à gaz léger utilisé pour impacter les cylindres de composite dessiné suite à la visite du laboratoire.



Figure 2-24 : Photo prise au laboratoire de HIT Dynamics montrant au premier plan la chambre d'impact. La chambre à haute pression se situe juste devant la porte entrouverte que l'on peut voir à l'arrière-plan.

D'abord, de l'hélium est pompé dans une première chambre à haute pression terminée par deux *burst disks*. Ces *burst disks*, montrés à la Figure 2-25, sont en fait des disques de laiton d'un quart de pouce d'épaisseur ayant un X gravé au centre et pouvant supporter une pression de 6000psi (41,4MPa). La pression entre les *bursts disks* est maintenue à un niveau intermédiaire soit environ 5000psi (34,5MPa) alors que la chambre elle-même est remplie jusqu'à causer la rupture du premier *burst disk* (environ 11000psi ou 75,8MPa).

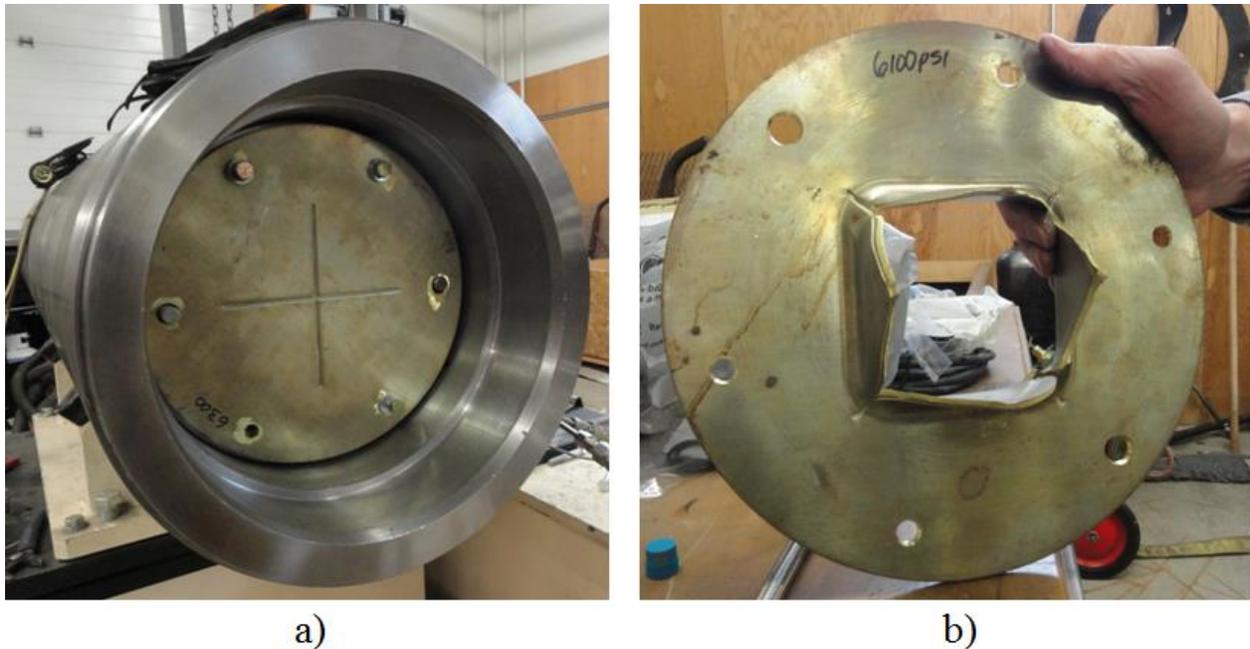


Figure 2-25 : *Burst disks* a) positionné dans la chambre à haute pression et b) éclaté après un test.

Presqu'immédiatement après la rupture du premier *burst disk*, toute la pression de la chambre cause la rupture du second *burst disk* libérant l'hélium à haute pression dans le *pump tube*. Le *pump tube* a un diamètre de 10cm et une longueur de 6m et est préalablement rempli d'hydrogène à une pression avoisinant la pression atmosphérique. Un piston de polycarbonate, initialement positionné à l'entrée du *pump tube*, est accéléré le long du tube jusqu'au *central breech* comprimant l'hydrogène. Le *central breech* est terminé par une section conique reliant le *pump tube* au *launch tube* de 2,5cm de diamètre. Le piston se déforme dans le *central breech* comprimant l'hydrogène jusqu'à la rupture du troisième *burst disk*. Un piston intact et déformé ainsi que le troisième *burst disk* sont montrés à la Figure 2-26. L'intérieur du piston de plastique est vide permettant d'y insérer un cylindre d'un autre matériau pour changer la masse du piston et donc la vitesse de compression de l'hydrogène.

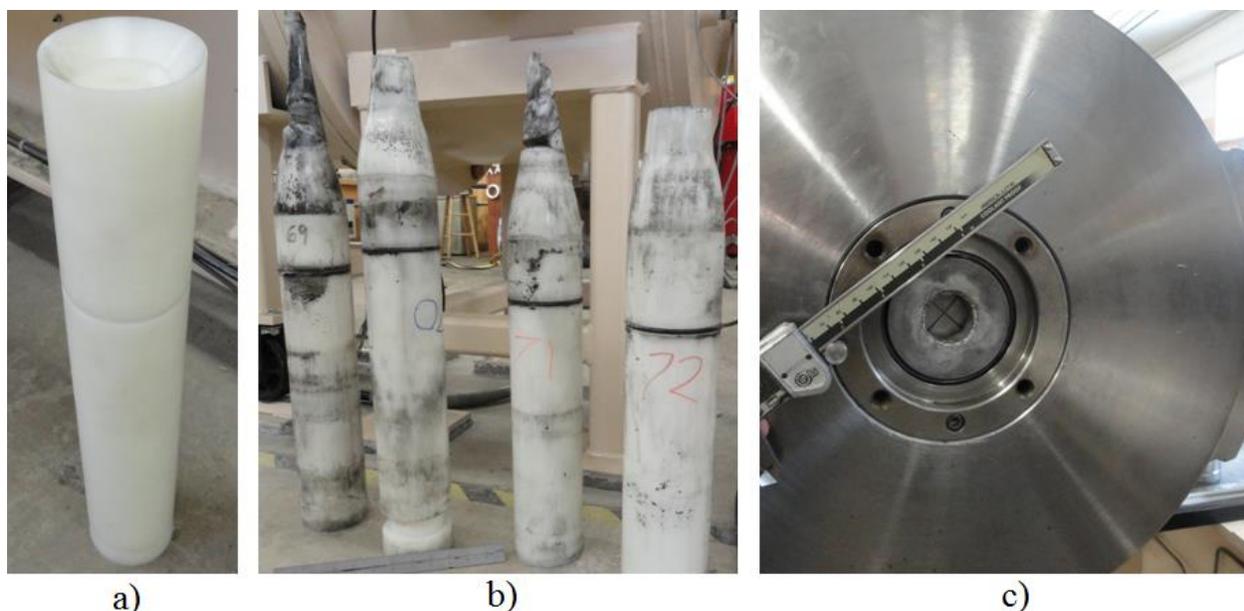


Figure 2-26 : a) Piston avant un test. La partie du bas se dévisse pour y insérer une masse variable. b) Pistons déformés retirés du *central breech* après un test. c) Extrémité du *central breech* où est situé le troisième *burst disk*.

L'hydrogène comprimé dans le *central breech* est alors relâché dans le *launch tube* à la rupture du troisième *burst disk* et sert à accélérer l'ensemble formé du sabot et du projectile tout le long de ce second tube. Le sabot est formé de quatre quarts de cylindre, appelés pétales, et sert à soutenir et à protéger le projectile pendant l'accélération. Différents types de sabot sont montrés à la Figure 2-27.

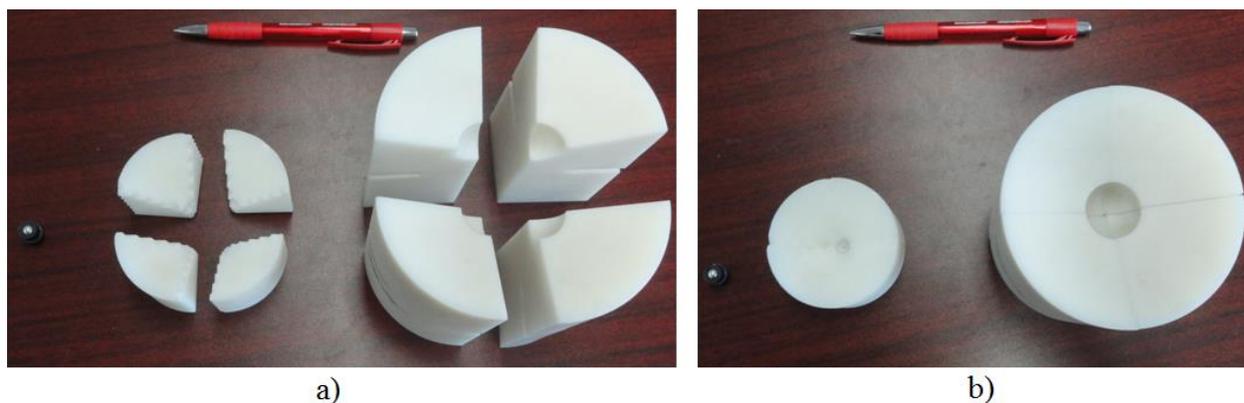


Figure 2-27 : Trois sabots de différentes tailles. a) Les quatre pétales des sabots sont séparées et b) elles sont assemblées. Le projectile se situerait dans le trou sur le dessus des sabots.

Les sabots pour les tests sur les cylindres de composite étaient faits de polycarbonate et pesaient environ 5 grammes. Le *launch tube* et les chambres subséquentes sont maintenues à très basse pression (de 10 à 30 torr soit 1,5 à 4kPa) pendant le test pour réduire les effets de trainée. Le sabot a donc un petit renflement à sa base permettant un serrage dans le *launch tube* et évitant ainsi qu'il soit aspiré dans la *blast tank*. Lorsque l'ensemble sabot et projectile sort du *launch tube* après avoir été accéléré par l'hydrogène comprimé, les quatre pétales du sabot se séparent et partent en angle alors que le projectile continue en ligne droite. Un vide complet, ou une pression trop basse, ne peuvent être utilisés dans la *blast tank* sans compromettre la séparation du sabot et du projectile.

Au fond du *blast tank*, se trouve la *stripper plate*, plaque d'acier d'environ un pouce d'épaisseur ayant un trou au centre. Le projectile voyageant en ligne droite arrive en premier et passe dans le trou au centre pour se diriger vers le *drift tube*. Les quatre pétales sont ensuite arrêtés par la plaque qui doit être remplacée après chaque essai. Une plaque ayant reçu les quatre pétales de polycarbonate est montrée à la Figure 2-28.



Figure 2-28 : *Stripper plate* d'acier ayant reçu les quatre pétales pesant chacune un peu plus d'un gramme.

En passant dans le *drift tube*, le projectile active un capteur magnétique (*magnetic intervalometer*) qui mesure sa vitesse, il coupe également deux faisceaux laser, deuxième

dispositif servant à mesurer la vitesse du projectile. Ces dispositifs permettent en même temps de déclencher la caméra à haute vitesse qui va prendre 16 photos de la cible recevant le projectile. Ces photos serviront à analyser la progression du nuage de débris causé par l'impact. La cible, dans notre cas les cylindres de composite, doit être attachée dans la chambre d'impact. L'attache conçue pour ce projet est montrée à la Figure 2-29. Finalement, une grosse masse de sable se trouve derrière la chambre d'impact pour arrêter le projectile ou un éclat en cas d'accident.

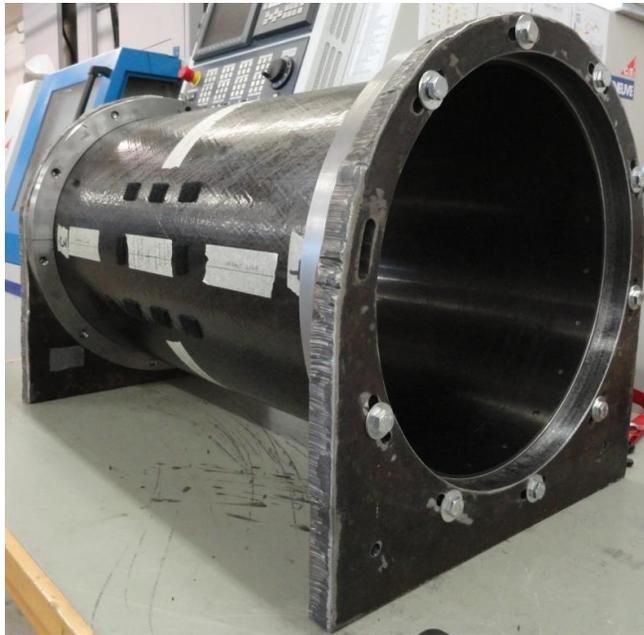


Figure 2-29 : Dispositif de fixation des cylindres de composite pendant les tests d'impact.

L'opération du canon à gaz léger est assez fastidieuse. Plusieurs pièces doivent être remplacées entre chaque tir (les trois *burst disks*, le piston, la *stripper plate*, le sabot), de plus les tubes doivent être nettoyés puisque le piston et le sabot se désintègrent pendant leur accélération et laissent de la poussière dans les tubes. Il faut également récupérer les pièces brisées comme le piston qui est coincé dans le *central breech* après un test. L'intérieur des tubes doit être changé après quelques tests puisque le passage du piston et du sabot à très grande vitesse vaporise la couche interne des tubes et le diamètre des tubes s'agrandit de 1 à 2 mil (0,02mm à 0,05mm) à chaque essai. Finalement, le sabot doit être fabriqué sur mesure à l'aide d'une machine d'usinage à commandes numériques pour chaque essai selon les dimensions du projectile et le diamètre actuel du *launch tube*. Une fois que toutes les pièces sont en place, il faut compter près de trois

heures pour pomper tout l'hélium nécessaire pour atteindre la pression requise de 11000psi dans la chambre à haute pression.

2.6 Installation des brides sur les cylindres impactés et instrumentation

Suite aux tests d'impacts, les cylindres de composite doivent être collés sur leurs brides respectives en représentant le mieux possible l'attache entre les tubes de composite du Bras canadien 2 et ses articulations. La Figure 2-30 présente le collage des cylindres sur leurs brides. La même colle, Hysol® EA 9394 (Henkel Corporation), que celle utilisé pour le Bras canadien 2 est utilisée ici. Les recommandations du fabricant pour l'application de la colle sont suivies puisqu'il n'a pas été possible d'obtenir la procédure de collage utilisée lors de l'assemblage des pièces du SSRMS. Les pièces à coller sont d'abord sablées légèrement, puis lavées et dégraissées avant d'être trempées dans un bain d'acide chromique (10 parts massiques d'eau distillée, 3 parts d'acide sulfurique et 1 part de dichromate de sodium) pendant 15 minutes pour effectuer une abrasion chimique de la surface. Les pièces sont ensuite rincées, séchées au four puis assemblées à l'aide de 20 boulons. Des rubans adhésifs sont placés sur la jonction entre les brides et le cylindre puis la colle Hysol est injectée par les trous d'injection (20 trous d'injection de chaque côté d'une bride situés à intervalle régulier entre les trous pour les boulons) à l'aide d'un applicateur manuel. Finalement, les rubans adhésifs sont retirés, les surplus de colle peuvent être enlevés à l'aide d'alcool dénaturé puis les cylindres et leurs brides doivent être séchées pendant 24 heures dans les conditions de la pièce avant de pouvoir recevoir des chargements.

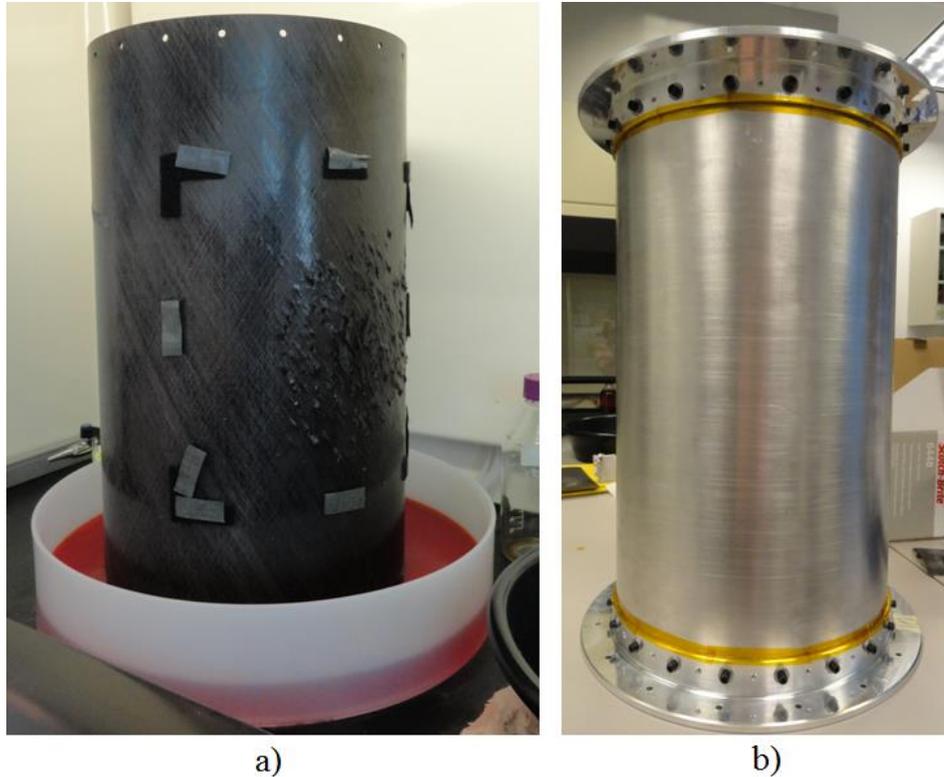


Figure 2-30 : Collage des brides sur les cylindres. a) Trempage d'un cylindre de composite impacté dans un bain d'acide chromique sous une hotte. b) Cylindre d'aluminium prêt à être collé par injection à l'aide des trous positionnés entre les boulons. Les rubans adhésifs jaunes empêchent la colle de sortir trop facilement de la rainure.

Les cylindres avec leurs brides sont ensuite instrumentés par Nour Aimene, technicien en instrumentation à l'École Polytechnique, avant d'être retournés à l'ASC où ils sont installés tour à tour sur le banc de test décrit plus tôt. Les résultats de ces tests mécaniques ainsi que les étapes suivantes de la méthodologie employée sont décrits en détails dans l'article de journal présenté dans le Chapitre 3.

CHAPITRE 3 ARTICLE 1: STRUCTURAL EFFECTS OF A MICROMETEOROID OR ORBITAL DEBRIS IMPACT ON CARBON FIBERS/PEEK SPACE ROBOTIC ARM

Anne-Marie Lanouette, Marie-Josée Potvin, Francis Martin, Dany Houle et Daniel Therriault

Soumis au International Journal of Impact Engineering le 9 juin 2014

Abstract

Determining the residual structural properties of space structures after orbital debris impacts is primordial to be able to pursue their safe utilization. Four cylindrical samples 35cm in diameter of 19-ply carbon fibers IM7/PEEK laminates, representative of the *Canadarm2* structure, have been subjected to hypervelocity impacts. Aluminum projectiles with 5.556mm and 7.938mm diameters and velocities ~ 7 km/s were used for the tests. The damage left on the composite booms and on the thermal blankets was first characterized and the damaged samples were thereafter subjected to fatigue bending testing under load amplitudes of ~ 2.5 kNm or ~ 4.5 kNm and positioning the damaged zones either close or far from the neutral plane. Damage propagation was detected with the ~ 4.5 kNm load amplitude while the damage was far from the neutral plan only showing that this loading case could no longer be applied on the *Canadarm2*, in the case that similar impact damage is observed.

Keywords

Carbon fibers/PEEK, Hypervelocity Impact (HVI), Micrometeoroid and Orbital Debris (MMOD), Mechanical properties after impact, Fatigue testing

3.1 Introduction

Understanding the effects of a micrometeoroid or orbital debris (MMOD) impact on space structures is a growing concern for the space industry as the orbital debris population has rapidly increased over the last few decades. Since 2000, the number of objects in orbit around Earth augmented by 70% mostly due to the Fengyun anti-satellite missile tryout in 2007 and to the accidental collision between the Iridium-33 and Kosmos-2251 satellites in 2009. Alone, these

two events generated more than 100 000 debris, the majority being untrackable [1]. Debris with a diameter larger than 10cm are being observed and tracked by different organizations such as the NASA Orbital Debris Program Office and the ESA Space Surveillance and Tracking Segment. Tracking large orbital debris generally allows avoiding destructive and debris-generating space collisions. However, several hundreds of thousands of smaller space debris, with a diameter smaller than 10cm, are also present in Earth orbit and only the probability of impact with a working spacecraft can be computed by those orbital debris programs [2]. If sub-micron particles can only cause surface scratching, debris with a diameter of the millimeter or centimeter order of magnitude can cause significant damage to spacecraft structures as it was demonstrated by several 1980 and 1990 studies [3-5]. There is a gap between the MMOD sizes that are not very dangerous for spacecrafts and the sizes that can be tracked in order to avoid collision. Assessing the consequences for a space structure of a collision with an object between 1mm and 1cm in diameter is thus of particular interest.

In Low Earth Orbit (LEO), a collision between an orbital debris and a functional spacecraft would happen with a velocity between 1 and 15km/s, depending on the angle of the impact, while a collision with a micrometeoroid could happen at a much faster velocity, typically from 11 to 72km/s. The number of orbital debris in Earth orbit being much more important today than the number of micrometeoroids crossing Earth's orbit, orbital debris impact is considered the main threat to space structures in LEO. Since the end of the eighties, different research groups have experimentally studied and characterized the effects of a hypervelocity impact (HVI) on space materials such as aluminum [4, 5], laminates [6, 7], honeycomb sandwiches [8] and Whipple shields or multi-layer targets [9-11]. It was soon noticed that the damage on a secondary target, a target positioned behind the first target, caused by the debris cloud formed after the impact with the first target, could possibly be distributed over a much larger area and thus critical for the structural integrity of a spacecraft. Indeed, secondary damage could lead to the mechanical failure of a spacecraft if it was to happen on an important structural part. In these previous studies [3-11], the damage resulting from HVI tests was characterized in shapes and dimensions using different inspection techniques, but the authors did not have for objective the determination of the residual mechanical properties of the space structure after these impacts. Experimental evaluation of the residual mechanical properties of materials after impact were performed mostly for the aeronautic industry and thus concern much lower impacts velocities than those representative of

space collisions [12, 13]. However, it has to be noted that a few documented studies on mechanical properties of space materials after a simulated MMOD impact are available. NASA performed tensile strength on titanium plates impacted without penetration [14] while Riedel *et al.* evaluated the local residual shear strength in the zone damaged by the debris cloud on Kevlar/epoxy laminates [15].

In this study, we are interested in the *Space Station Remote Manipulator System* (SSRMS), or *Canadarm2*, Canada's main contribution to the International Space Station (ISS). The robotic arm was operated for the first time in 2001 and remains attached to ISS since its installation. This large composite structure, composed mainly of four 4m booms, is now more likely to be impacted than what was predicted using MMOD models during its design. The 2% annual increase foreseen in the late 1990s [16] heavily contrasts with the 70% increase only in the last 14 years [1]. Despite having been designed for a 10-year lifespan, the *Canadarm2* is still in operation after 13 years and very useful to transport equipment, space capsules and astronauts around the ISS. To be able to safely pursue the utilization of the *Canadarm2* in the case that a MMOD impact is observed on the structure, the residual mechanical properties after impact needs to be determined to be able to adequately redefine the operative loads applied to the robotic arm. The main objectives of this study are first, to obtain a correlation between eventual visible damage on the SSRMS' thermal blanket left by a MMOD impact and the internal damage to the composite structure and second, to provide considerations on the loads to be applied on the robotic arm as a function of the observable damage.

3.2 Materials and Methods

The main steps of this study were to obtain samples representative of the SSRMS structure, perform HVI tests on the samples to simulate MMOD impacts, characterize the damage caused by these impacts and reproduce the mechanical loads sustained by the SSRMS on the samples while surveying the damage progression.

3.2.1 Cylindrical Samples

The SSRMS 4m booms were manufactured by filament winding of IM7 carbon fibers into a poly-ether-ether-ketone (PEEK) matrix by FRE Composites (Saint-André-d'Argenteuil, Québec,

Canada) in the late 1990s. The product obtained was a 19-ply laminate $[90, \pm 43^\circ]$ with approximately 65%wt of fibers. The stacking sequence was chosen to provide the SSRMS structure with a null coefficient of thermal expansion [16]. To reproduce the space robotic arm for this experimental study, a leftover boom also manufactured by FRE Composites at the same time as the four booms used for the space robotic arm was used. Four cylindrical samples 60cm in length and thus with the exact same dimensions (35cm external diameter, 2.7mm thickness) and material as the SSRMS were cut from this boom.

The cylindrical samples were covered by two pieces of multi-layer insulation (MLI) blanket during the impacts. A 15cm square blanket (front blanket) was positioned on the front side of the target boom and a 35cm square blanket (rear blanket) was placed on the rear side. The square MLI blankets were held in place using Velcro strips. The composition of the blankets used for the impact tests was: one first external layer of 0.2mm (8mil) beta cloth and internal alternating layers of 0.2mm (8mil) Dacron mesh (6 layers) and 7.6 μ m (0.3mil) aluminized Kapton (6 layers) (Sheldahl Materials, Multek). This composition is representative of the SSRMS' MLI blanket. The only difference between the blankets used for this study and the SSRMS' being that the sixth aluminized Kapton layer on the SSRMS is 25.4 μ m (1.0mil) thick instead of 7.6 μ m [16]. 25.4 μ m aluminized Kapton was not available for this study; this final layer was thus replaced by a sixth layer of 7.6 μ m aluminized Kapton.

3.2.2 Hypervelocity Impacts Tests

3.2.2.1 Simulation of a MMOD Impact

The four samples were impacted at the *Hit Dynamics* hypervelocity facility (Fredericton, New Brunswick, Canada) to simulate MMOD impacts. The projectiles' characteristics were carefully chosen to be as representative as possible of a space collision in LEO. The projectile diameters were selected in accordance with ISS' MMOD environment; the majority of debris in LEO has a diameter between 0.1mm and 10.0mm [2]. Also, only projectiles with a diameter large enough to possibly jeopardize the SSRMS structural integrity were selected. Knowing from previous studies on similar materials that projectiles with diameters smaller than 5mm did not cause significant damage on the rear wall of the booms [17], projectiles larger than this lower limit were chosen. The average density of orbital debris in LEO with a diameter smaller than 10cm being 2.8g/cm³

[18], aluminum 6061-T6 grade 200 (density of 2.70g/cm^3) was chosen for the projectiles' material. Moreover, aluminum 6061-T6 is a commonly encountered material in space debris as it has been the material of choice in spacecraft construction for several decades now. Finally, the SSRMS being on a $\sim 350\text{km}$ altitude orbit, its velocity is $\sim 7.7\text{km/s}$ and its most probable collisions with an MMOD would happen between 1 and 15km/s . We chose to use the highest velocities possible (i.e. $\sim 7\text{km/s}$) considering the impact test equipment.

The testing parameters used for the four HVI on the samples are summarized in Tableau 3-1. All the projectiles hit the target booms with an incidence angle of 0 degree. Two of the four samples were impacted by spherical aluminum projectiles of 7.94mm in diameter ($m_p=0.7071\text{g}$) travelling at velocities $v_p\sim 6.9\text{km/s}$. The other two samples were impacted by projectiles 5.56mm in diameter ($m_p=0.2425\text{g}$) travelling at velocities $v_p\sim 7.1\text{km/s}$. The projectiles kinetic energies (E_p) just before the impacts with the samples were calculated using Equation 1.

$$E_p = \frac{1}{2} m_p v_p^2 \quad (1)$$

Tableau 3-1. Parameters of the HVI tests.

Shot #	Projectile diameter (mm)	Projectile mass (g)	Projectile velocity (km/s)	Projectile energy (kJ)
1	7.938	0.7071	6.890	16.78
2	7.938	0.7071	6.925	16.95
3	5.556	0.2425	7.167	6.228
4	5.556	0.2425	7.061	6.045

3.2.2.2 HVI Equipment and Instrumentation

The four HVI tests were performed using a two-stage light gas gun [19]. In the first stage, highly pressurized helium is released on a piston via a burst disk to accelerate it into a pump tube. The piston is compressing a second light gas, hydrogen in this case, in a central breech. In the second stage, this highly pressurized hydrogen is then used to accelerate the launch package (i.e. projectile and sabot) into the launch tube. The projectile is passing through two laser beams and a

magnetic intervalometer just before hitting the target in order to measure its velocity and to trigger the ultrafast framing camera. The position of the boom sample, the two MLI blankets, and the projectile trajectory is presented in Figure 3-1a. The formation and progression of the debris cloud inside the composite boom during each impact test was photographed using the camera. An example, obtained on Sample#1, is presented in Figure 3-1b-e. The debris cloud formation, after the projectile pierced the front wall and its propagation to the rear wall is visible in the image sequence.

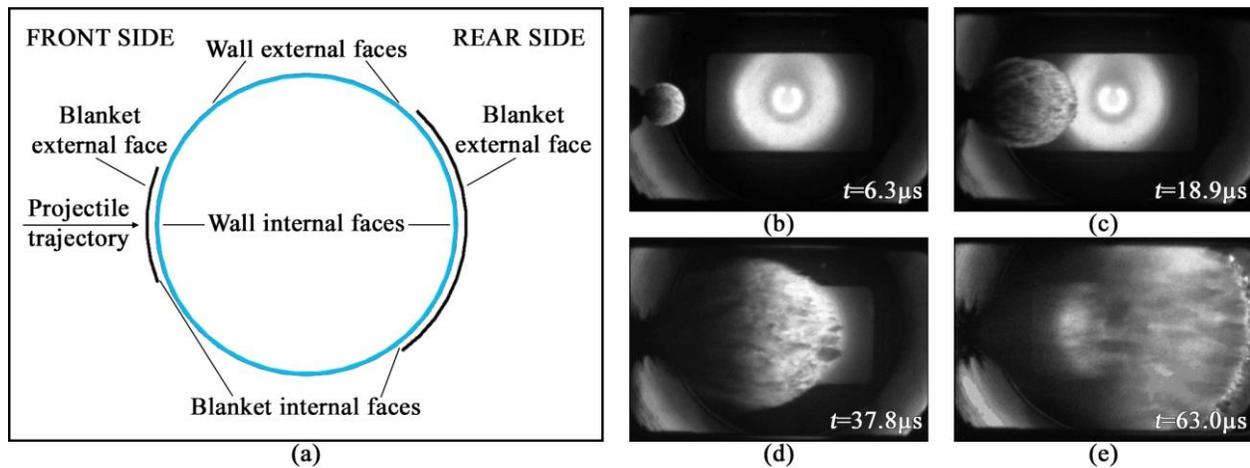


Figure 3-1 : a) Positioning of the boom and the two thermal blankets relative to the projectile trajectory during the HVI test and nomenclature used. b) Formation, c-d) progression of debris cloud inside the boom, e) and hitting of the rear wall during the HVI test on Sample#1.

3.2.2.3 HVI Damage Characterization

The damage after impact on the composite booms and on the MLI blankets by the HVI tests was characterized. The sizes of the different damage zones were directly measured on the samples and using least squares fitting circles on the digital images. The internal damage caused to the booms was also inspected by non-destructive observation techniques: ultrasonic scanning on Samples #1, 3 and 4 and IR thermography on Sample #2 as the scanner was unfortunately no longer available.

3.2.3 Mechanical Tests

3.2.3.1 Reproduction of the SSRMS Mechanical Loads

The structure of the SSRMS is mainly loaded in bending due to its own inertia and to the inertia of the payload transported. When the robotic arm is accelerating or decelerating, it tends to oscillate at the lowest natural frequency of the system composed by the arm itself and its payload. Flight and emergency load levels (FLL and ELL) for the operation of the SSRMS were defined by the fabricant (SPAR Aerospace now MDA Corporation) during its conception to ensure a safe utilization and provide user guidelines (orders of magnitude of approximately 2.5kNm and 4.5kNm respectively [20]). The majority of the *Canadarm2* operations respect the FLL which could also be called the nominal level. These operations include routine maintenance, extra-vehicular activity (EVA) support and capture and release of ISS resupply vehicles (e.g. Dragon, Cygnus, JAXA-HTV). The undamaged SSRMS structure could reach infinite life if it is only loaded up to the FLL. In some cases, mostly emergencies and unplanned movements, it is necessary to go over the flight level. For example, a payload may need to be moved or stopped faster than recommended, thus causing structural loads exceeding the FLL. The ELL represents these cases and is only allowed a finite number of times. To reproduce these two kinds of loads applied on the arm's structure in operation, the damaged sample cylinders were loaded in fully reversed bending cycles using the FLL or the ELL amplitude. The fatigue tests were performed with a frequency of $\sim 0.15\text{Hz}$ which is representative of the first natural frequency of the SSRMS transporting a light payload. Each sample underwent cyclic strain for a period of ~ 45 hours ($N \approx 2 \times 10^4$ cycles) before being dismantled from the set-up and scanned a second time to track the damage propagation, unless damage propagation was detectable during the test, in which case, the test was stopped when it was deemed that a rapid crack propagation could happen and possibly damage the test set-up or the instruments used.

3.2.3.2 Mechanical Test Set-Up and Instrumentations

A schematic and an image of the custom mechanical test set-up are presented in Figure 3-2. A flange, similar to the flanges connecting the SSRMS composite structure to its articulations, was bolted and bonded using epoxy paste adhesive Hysol® EA 9394 (Henkel Corporation) to each extremity of the composite cylinder. These flanges allowed attaching the cylinder to a rigid base

at one extremity and to a 1.8m long lever arm at the other extremity. The bending loads were then applied on the cylinders using a universal testing machine (Instron 4204, 50kN) via the lever arm. Two damage positions were studied. First, the cylinders could be positioned on the test set-up to have the damaged zones on the top and the bottom regions. In this testing configuration, the damaged zones were far from the neutral plan, therefore representing the worst bending loading case. Second, the damaged zones could be positioned on the sides of the cylinder. In this alternate configuration, the damaged zones are close to the neutral plan which represents a much less severe loading case. The first fatigue test was performed on a cylinder impacted by a 7.94mm projectile using the FLL amplitude and positioning the damaged zones far from the neutral plan. The order of the subsequent mechanical tests performed on the cylinders was determined based on the results of the previous tests. If damage progression was observed during a test, further tests would represent less severe loading cases, while if no damage progression was observable during a test, further tests would represent more severe cases.

During the fatigue testing, eight strain gages (two rosettes CEA-06-250UR-350 and two linear gages CEA-06-250UN-350, Vishay Micro-Measurements), positioned on top and bottom at each extremity of the samples were used to measure the evolution of the local stress at these four key points with time. These gages were connected in half-bridge configurations with dummy gages installed on a sample of the same IM7/PEEK laminate in order to compensate for the room temperature variations. Two linear variable differential transformers (LVDT) (LD620-25, Omega) positioned on top and bottom of the samples measured the longitudinal displacement of the two flanges from which it was possible to obtain the extension and compression of the whole cylinder under test. Data acquisition was performed using visual programming software (Labview, National Instruments) and acquisition cards (SCXI 1520 for the strain gages and SCXI 1102 for the LVDT sensors, National Instruments).

The ultrasonic scanning of the damaged cylinders after the fatigue tests was performed at the *Institut des Matériaux Industriels* (Boucherville, Québec, Canada) attached to the National Research Council of Canada (NRC).

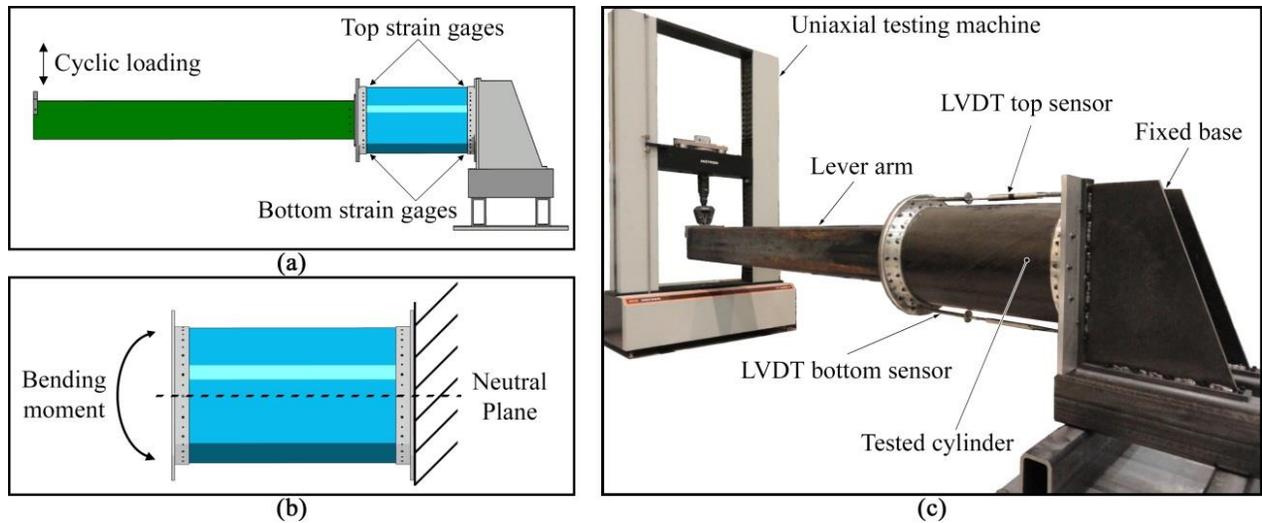


Figure 3-2 : a) Schematic of the test set-up and location of the strain gages used. b) Schematic of the bending loads applied on the cylinder during the fatigue test and illustration of neutral plane. b) Image of the mechanical test set-up and location of the LVDT sensors used.

3.3 Theory

3.3.1 Prediction of the Damage on the Composite Booms and on the MLI blankets

The main objective of the previous studies performed in the last 25 years [3-11] was to obtain a model to predict the size of the damage caused by projectiles traveling at hypervelocities. Christiansen first established that the diameter of the entry crater (D_c) is a function of the energy of the projectile (E_p), the thickness of the target (t) and the diameter of the projectile (D_p) as presented in Equation 2 which is now referred to as the Christiansen energy parameter [3].

$$D_c = a \sqrt[3]{\frac{E_p t}{D_p}} \quad (2)$$

In a survey of hypervelocity damage to composite material, Lamontagne and Tennyson presented an updated model for D_c based on data obtained from numerous studies on flat and curved panels as presented in Equation 3 [17]. This more precise model considers the density of the target (ρ_t) and of the projectile (ρ_p).

$$D_c = 1.06 \sqrt[3]{\frac{E_p t \rho_t}{D_p \rho_p}} \quad (3)$$

Based on this model, the entry craters left on the IM7/PEEK cylindrical samples front wall by aluminum projectiles of 7.94mm and 5.56mm diameters travelling at approximately 7km/s should have diameters of respectively 15.6mm and 12.5mm.

Based on the previous results of HVI on samples of the same material and similar dimensions [17], the heavily damaged zone on the rear wall of the boom should be comprised in a 20cm diameter zone. The damage on the front and rear MLI blankets cannot easily be predicted as no data has already been published on the subject. Moreover, the test equipment may influence the damage seen on the front blanket as a heat wave generated by air friction is hitting the blanket with the projectile.

3.3.2 Effects of an Impact on the Mechanical Properties of Laminates

The few studies focused on the determination of mechanical properties after an MMOD impact are unfortunately not very relevant to the *Canadarm2* loaded in bending as they concern either residual shear stress or metallic structures [14, 15]. Studies to determine the residual normal ultimate strength of composites after impact were only performed for much smaller energetic projectiles. The results from these available studies were thus used to determine an order of magnitude of the residual strength in order to adequately size the test bench. Several authors have studied the question of the Compressive Strength After Impact (CSAI) of laminates. It was demonstrated that the CSAI decreases rapidly with the increase of the impact energy as the delaminated and cracked zone increase in area. For ballistic impacts with energies lower than 100J, a reduction in the CSAI of ~60-70% is generally observed in composite laminates with visible impact damage [13, 21, 22].

A few studies on fatigue testing of impacted laminates have also been performed with impact energies generally lower than 30J. Severe reductions in rigidity and ultimate stress have still been observed, particularly for fatigue tests including compressive stresses in their loading cycle. Depending on the nature of the laminate, the number of plies and the stacking sequence, an additional reduction of 40% to 70% due to fatigue testing in fully reversed cycles (tensile-compressive) is observed in impacted composite laminates. This is mainly due to rapid crack

propagation during the compressive phase of the loading cycles leading to a complete rupture of the laminate [12, 23, 24].

Combining the results obtained by CSAI and fatigue studies, an impacted composite laminate used in fatigue in fully reversed cycles should then have a resistance representing $(1 - \sim 0.65) \times (1 - \sim 0.55) \approx 10\text{-}20\%$ of a pristine specimen's resistance used in static loading. In this present study, we have as main objective to validate two loading levels of the SSRMS; we will thus use these two different load amplitudes for the cyclic loading. It would however be interesting to perform static and fatigue tests until rupture on space materials impacted in hypervelocity to obtain the exact residual strength of a space structure after an orbital debris impact.

3.4 Results

3.4.1 Damage Characterization

The visible damage caused by the HVI on the four laminate cylinders and their MLI blankets were characterized and measured by visual and non-destructive inspection techniques. The damaged zones, shown in Figure 3-3, were also compared with data extracted from the literature. The complete results obtained from the inspection of the samples subjected to the four HVI tests are summarized in Tableau 3-2.

3.4.1.1 Samples Impacted by the 7.938mm Projectiles

The hole left in the beta cloth layer (external face) of the front blanket has an average diameter of 96mm and is cross-shaped as shown in Figure 3-3a. The internal layers of Dacron mesh and aluminized Kapton are damaged in a greater area. This damage is caused, first, by the impact of the projectile, and second, by the particles of the ejecta coming out of the front composite wall following the disintegration of the projectile during the impact. The entry crater left on the front composite wall is almost perfectly circular and has an average diameter of 17mm, thus slightly larger than twice the size of the projectile, which corresponds to previous observations made on carbon fibers/PEEK laminates subjected to HVI [11, 17, 25]. The approximation of the entry crater diameter obtained with the model presented by Tennyson (15.6mm) is thus slightly lower than the experimental data obtained here. Figure 3-3b shows the visible delamination, in a

roughly ellipsoidal shape with the major axis of the ellipse aligned with the fiber direction, appearing on the internal face of the front composite wall. The total delaminated area picked up by ultrasonic scanning and IR thermography covers an area approximately 4.5 times greater than the entry crater itself which again corresponds to previous observations on a similar IM7/PEEK laminate [25]. The thickness of the laminate locally increased from 2.7mm to 4.0mm around the entry crater demonstrates the important delamination in this region.

The debris cloud created by the perforation of the front wall by the projectile then travels inside the boom until reaching the rear wall where it creates significant damage. Figure 3-3c presents the primary damage on the rear wall, corresponding to the heavily damaged zone enclosed in the perimeter defined by the debris cloud. This damaged zone has a diameter of 187mm, but there is also visible damage on the internal face of the rear wall in a zone with a diameter of 355mm. This wall contains ~85 distinct perforations ranging from 1 to 3mm in diameter after the impact, mainly concentrated in the primary damage zone of a diameter of 187mm. Finally, Figure 3-3d shows the rear MLI blanket presenting damage visible from its exterior face. Approximately 48 distinct perforations, contained in a zone of 260mm in diameter, are visible on the rear blanket external face. Again for this second MLI blanket, the internal Dacron mesh and aluminized Kapton layers are more heavily damaged by the HVI than the external beta cloth layer.

3.4.1.2 Samples Impacted by the 5.556mm Projectiles

The different damaged zones seen on the front side of the booms (MLI blanket and composite wall) impacted by the 5.56mm projectiles are very similar in shape to the damage caused by the 7.94mm projectiles, but smaller in dimensions. Figure 3-3e presents the cross-shaped hole left in the beta cloth layer of the front MLI blanket, which is 63mm in diameter, while the circular entry crater on the front composite wall, shown in Figure 3-3f, is 14.8mm in diameter. Again, the entry crater on the composite boom is approximately 2.4 times as large as the projectile causing it. The approximation obtained with the model presented by Tennyson (12.5mm) is slightly lower than the value obtained experimentally. Delamination in an ellipsoidal area is again present around the entry crater. An anomaly occurred during the HVI of Sample#3, two small particles from the sabot plus the projectile reached the target creating three entry craters on the front wall of the boom instead of one. The total delaminated area created by a 5.56mm projectile is thus considered for Sample#4 only.

The damage caused by the debris cloud reaching the rear wall, shown in Figure 3-3g, covers a much larger area than the damage on the front wall. The primary damage covers a zone of 155mm in diameter, while visible damage is present on the rear wall internal face on a zone of 290mm in diameter. However, the damage on this wall by the debris cloud of the 5.56mm projectile appears to be only superficial; there is no complete perforation of the composite boom rear wall. The rear MLI blanket is thus left undamaged after these HVI tests, as presented in Figure 3-3h.

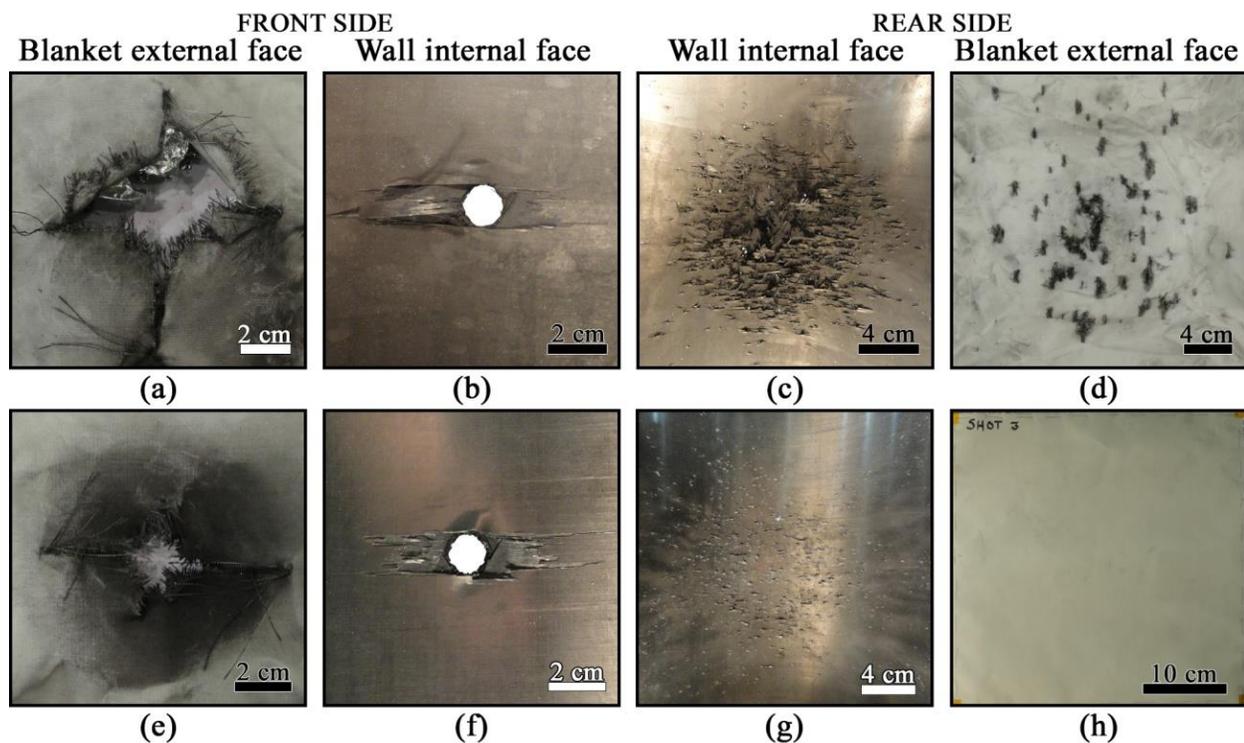


Figure 3-3 : Damage caused by the HVI of a 7.938mm aluminum projectile (first row) and a 5.556mm projectile (second row) travelling at $\sim 7\text{km/s}$ on a IM7/PEEK cylinder covered by a thermal blanket.

Tableau 3-2 : Damage characteristics of the four samples after the HVI tests.

Sample #	1	2	3	4
Front side – Primary target				
Average entry crater diameter on the wall (mm)	16.9	17.2	14.9	14.7
Longest visible delamination (mm)	40	42	58	57
Thickness around the entry crater (mm)	3.9	4.0	3.6	3.7
Total delaminated area (mm ²) *	1136	1040	N/A	707
Average crater diameter on the MLI (mm)	99.2	92.3	64.7	62.1
Rear side – Secondary target				
Diameter of primary damages (mm)	190	185	150	160
Diameter of the zone including all visible damage on the inside face (mm)	350	360	280	300
Number of complete perforation on the boom	89	82	0	0
Total delaminated area (mm ²) *	39279	31974	25477	24053
Number of complete perforations on the MLI	50	45	0	0
Diameter of the visible damages on the MLI (mm)	265	255	No visible damage	

*: These measurements were taken by ultrasonic scanning while all others were taken by visual inspection.

3.4.2 Mechanical Tests Results

The first cylinder tested (Sample#1) was exposed to 2×10^4 cycles of bending loads with a frequency of ~ 0.15 Hz using the FLL amplitude (~ 2.5 kNm). The damaged zones were positioned far from the neutral plan. The sample showed no damage propagation during the test, as none of the eight strain gages or the two LVDT sensors presented an amplitude variation in their cyclic readings. The stiffness of the damaged cylinder thus apparently did not evolve during the cyclic

loading showing that the delaminated zones should not have enlarged during the test. This was confirmed by comparing the images of the two damaged zones obtained from the ultrasonic scans performed before and after the cyclic loading. The comparison is presented in Figure 3-4a-h. From the first two rows, it is possible to see that the delaminated zones are covering roughly the same areas before and after the fatigue test.

Following the test decision process explained in Section 2.3.2, the next test was performed on the Sample#2 (very similar to the Sample#1). The damaged zones were again positioned far from the neutral plan and the same testing frequency was used but this time the amplitude of the bending loads was almost doubled to reach the ELL of $\sim 4.5\text{kNm}$. Immediately after the beginning of the fatigue test, loud cracking from the damaged sample was heard and the phenomena continued during the total duration of the test. Moreover, the LVDT sensor positioned on the rear wall side of the cylinder registered a slow but continuous increase in the amplitude of its movements in both directions. At the same time, the strain gage positioned on the rear side of the cylinder away from the lever arm picked up a decrease in the local strain. Data obtained from the sensors showed that the movement induced by the universal testing machine was less and less transmitted to the base of the cylinder, pointing to a decrease in the whole sample stiffness. An increase in the delaminated areas during the test was suspected and confirmed by the images acquired from the scanning subsequent to the fatigue test. The ultrasonic images obtained after the test at the ELL amplitude are presented in Figure 3-4i-l and can be compared with the ones obtained after the fatigue test at the FLL amplitude (Figure 3-4e-h). 160% and 140% increases in the low density areas (i.e. delamination, punctures, damaged zones) are present for the front and rear walls respectively. These comparisons are for two different samples (Samples #1 and 2) which were subjected to HVI tests in the same conditions. The numerical comparison with the images obtained after the HVI are unfortunately impossible as these images were taken by a different provider and are not the same size as the images obtained after the fatigue tests. This second test was stopped after only 10^4 cycles as, at this point, a rupture possibly damageable for the testing instruments was feared.

The third test represented a less severe case as all the testing parameters (frequency, $\sim 4.5\text{kNm}$ bending load amplitude and position of the damaged zones) were kept the same as for the second test, but a cylinder exposed to a 5.56mm projectile impact (Sample#4) was used. In this third case, no amplitude variation was detected by any of the sensors during the 2×10^4 cycles,

indicating no variation in the damaged cylinder stiffness. Finally, Sample#1, which was not further damaged by the first mechanical test, was reused for the fourth and last test. This time the same cyclic loading parameters (frequency and $\sim 4.5\text{kNm}$ amplitude) as for the two previous tests were used, but the damaged zones were positioned on the sides of the cylinder, close to the bending neutral axis. The damaged cylinder underwent 2×10^4 cycles without showing any amplitude variation in local strain or in global compression and extension.

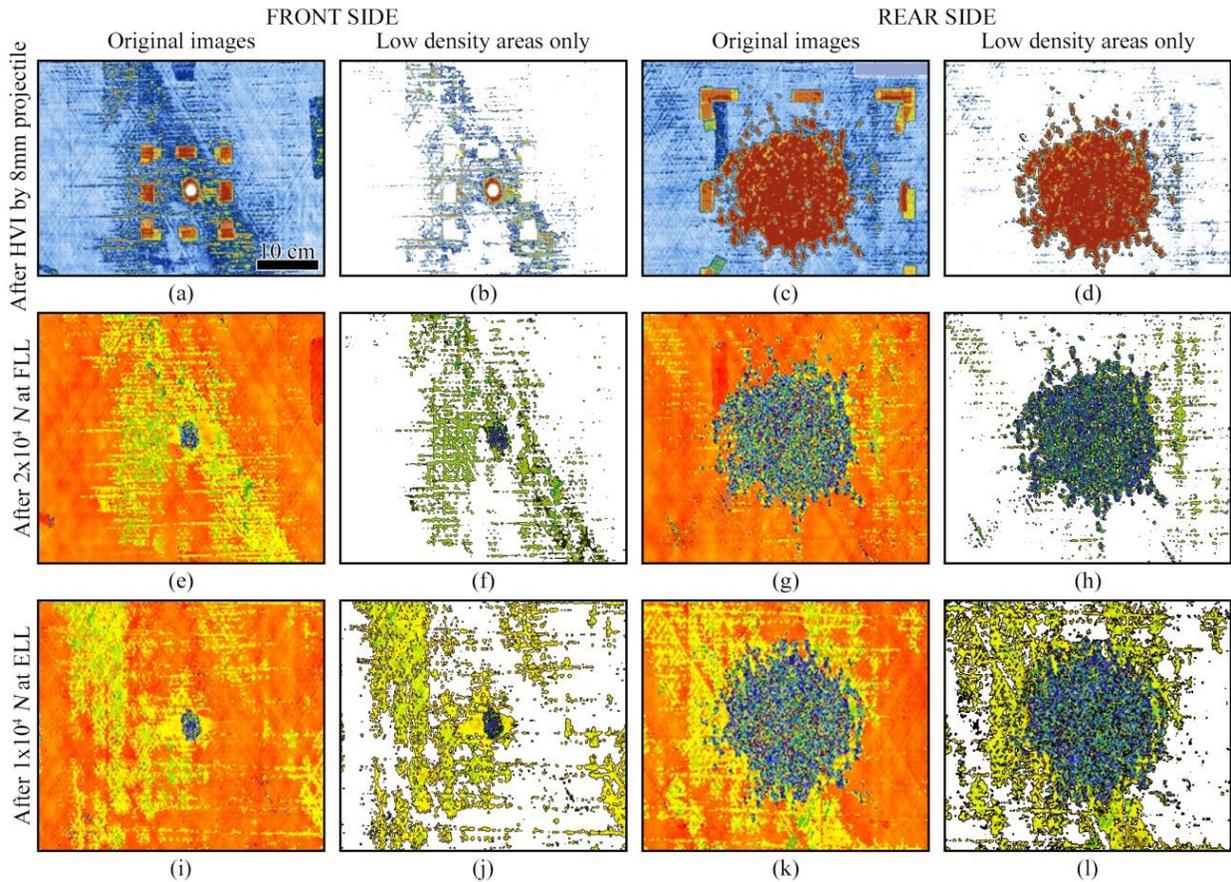


Figure 3-4 : Ultrasonic images of the damaged zones after impact by a 7.938mm projectile travelling at $\sim 7\text{km/s}$ (first row), after 2×10^4 cycles at FLL (second row) and after 1×10^4 cycles at ELL (third row). The first and third columns present the original images from the ultrasonic scanning while the second and fourth columns present the enhanced areas of low density for a better visual comparison. The Velcros used to hold the MLIs are visible in the original images of the first row; they have been removed after this first scan. The scale bar presented in (a) is valid for all 12 images.

3.5 Discussion

3.5.1 HVI Damage to Carbon Fibers/PEEK Cylinders

Obtaining a correlation between the visible damage (damage on the MLI and the entry crater on the front wall) and the internal structural damage to the composite boom is primordial since it is impossible to inspect the inside of the SSRMS composite booms in orbit. A real MMOD impact on the SSRMS would only be detectable by observation of the MLI blanket covering the structure and the entry crater on the composite wall exposed through the hole left in the MLI blanket. The diameters of the different damaged zones on the MLI blankets and on the composite walls were compared with the projectile size in order to obtain relations between the damaged zones sizes and the projectile's size. The different ratios obtained are presented in Tableau 3-3. They are valid for the material and geometry described in Section 3.2.1 impacted by an aluminum projectile travelling with a velocity close to 7km/s.

Tableau 3-3 : Damaged zone sizes normalized by projectile diameter.

Damage zone	Ratio to the projectile diameter
Visible damage on the front MLI blanket	~11
Entry crater	~2.3
Total delaminated area on the front wall	~5
Primary damage on the rear wall	~25
Total delaminated area on the rear wall	~30
Visible damage on the rear MLI blanket (for the larger projectiles only)	~32

The four HVI tests performed during this study determined that, for a projectile traveling at 7km/s the entry crater left on the MLI blanket is approximately 11 times larger in diameter than the projectile itself and 5 times larger than the crater left on the front wall of the composite boom.

However, this might not be perfectly representative of the situation on orbit, as the test equipment projects a heat wave on the front MLI blanket that could cause further damage to the blanket. Among the tests performed in this study, only the ~ 8.0 mm projectile impacts left visible damage on both the front and rear thermal blankets. In that case, the visible damage on the rear MLI blanket covered an area 32 times bigger in diameter than the projectile responsible for the damages. The rear blanket damage is representative of what would happen in space, since the heat wave caused by the test equipment does not reach the rear wall. Visible damage to the MLI blanket on both sides of the boom stands for extensive internal damage to the composite boom including complete perforation of the composite boom in two zones. If there is only visible damage on the front MLI blanket, then the damage on the rear composite wall can correspond to anything from a few superficial scratches to extensive delamination of the first plies without any complete perforations. The results obtained in this study with the 5.56mm and 7.94mm projectiles provide two points in the relation between the visible damage on the MLI blanket and the internal damage to the composite booms. These two points are highlighted by the images presented in Figure 3-3. Further testing is necessary to acquire a better correlation between these two parameters for the range of debris size and velocities causing substantial structural damage to the SSRMS.

3.5.2 Samples Stiffness Evolution

The evolution of the cylinders normalized stiffness (ratio of stiffness at each cycle over initial stiffness of the damaged sample) was used to detect damage propagation during fatigue tests. First, the impacted cylinders were loaded in quasi-static bending to obtain their initial bending stiffness which corresponds to the relation between the bending moment applied on the sample and its total extension. The curves for the three different loading cases, compared with the theoretical curve of an undamaged cylinder obtained from the mechanical properties of the 19-ply laminate, are presented in Figure 3-5a. The initial bending stiffness of the impacted cylinders, proportional to the slope of the curves, is also given in this figure. This initial bending stiffness corresponds to the product of the Young's modulus (E) and the second moment of inertia (I) and is directly obtained from the experimental data. We can see that the impact of a ~ 8.0 mm projectile causes an immediate $32 \pm 3\%$ reduction in the cylinder bending stiffness, with respect to the theoretical bending stiffness of an undamaged cylinder. If the damage is positioned on the

neutral plan, a non-significant reduction of $2\pm 3\%$ is measured. The positioning of the damage caused by a $\sim 5.5\text{mm}$ projectile far from the neutral plan leads to a $14\pm 3\%$ reduction in the cylinder bending stiffness. The static test has not been performed for the $\sim 5.5\text{mm}$ projectile damage zones positioned on the neutral plane, but again, a non-significant reduction in the bending stiffness can be expected.

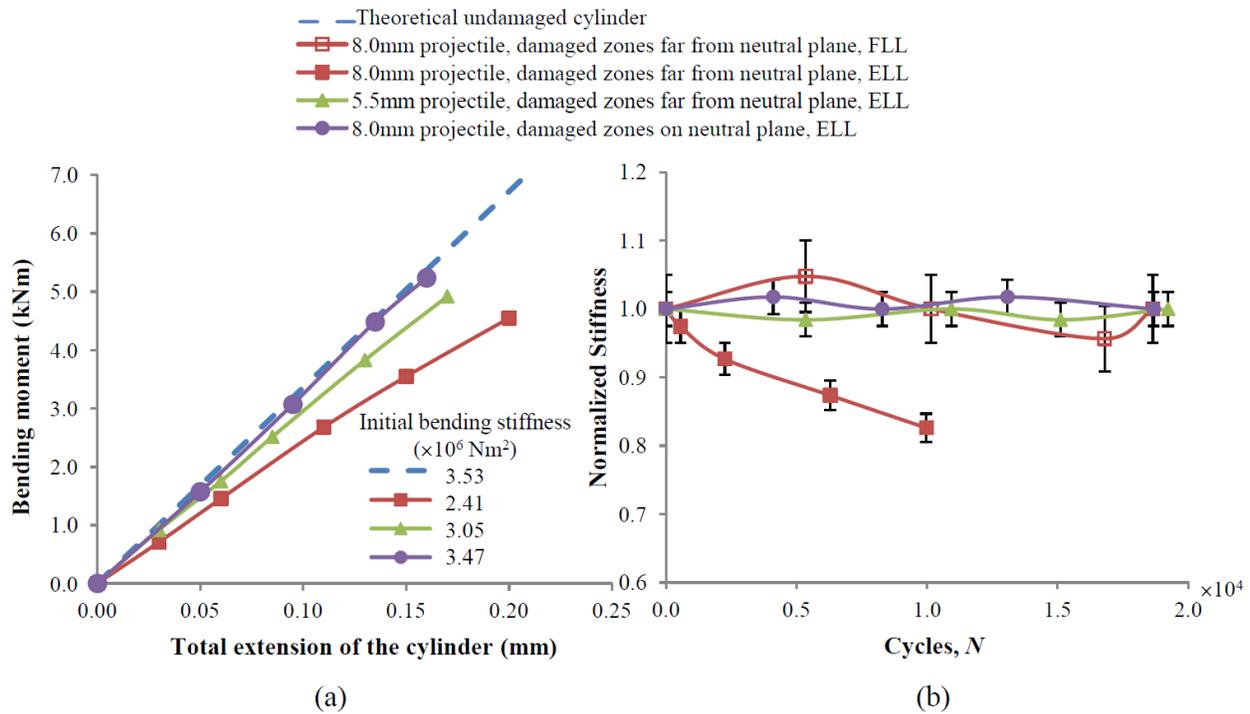


Figure 3-5 : Static and fatigue tests results. a) Bending moment applied on the damaged composite cylinder as a function of its total extension. The initial bending stiffnesses of the damaged cylinders, corresponding to EI , are given. b) Normalized stiffness of the damaged cylinders during the fatigue tests as a function of the number of cycles.

The evolution of the cylinders normalized stiffness with the number of cycles performed during the four fatigue tests is presented in Figure 3-5b. The instantaneous stiffness was obtained from the amplitude of the displacement between the two flanges measured by the LVDT sensors. The resolution of the LVDT sensors allowed having a 5% error margin on the normalized stiffness for the cylinders tested with the FLL amplitude and a 2.5% margin for the cylinders tested with the ELL amplitude as the total displacement measured was almost doubled. On this last graph, we

can observe that the stiffness of the damaged cylinders did not evolve during the first test (8.0mm projectile, damaged zones far from neutral plane, FLL), the third test (5.5mm projectile, damaged zones far from neutral plane, ELL) and fourth test (8.0mm projectile, damaged zones on neutral plane, ELL) as the small variations in the normalized stiffness are comprised in the error margins. However, the stiffness of the cylinder impacted by a 8.0mm projectile exposed to the ELL amplitude with the damage zones positioned far from the neutral plan (second test) keeps decreasing during the fatigue test. After $\sim 10^4$ cycles, the damaged cylinder has already lost $18\pm 2\%$ of its initial stiffness. From this, we can conclude that only the application of the ELL amplitude on a cylinder impacted with a 8.00mm projectile with its damaged zones far from the neutral plane corresponds to a loading case that could no longer be applied on the SSMRS if similar MMOD damage was to be observed without risking the propagation of the damage caused by the HVI. Also, for this loading case, the amplitude variation of the LVDT sensor positioned over the rear side of the boom was used to draw the graph as it was more important than the variation detected by the LVDT sensor positioned over the front wall. This could be an indication that the damage propagation on the rear wall is more important.

3.5.3 Consideration for the Future Use of the Canadarm2

From the results obtained after the experimental HVI and fatigue tests, it was not possible to obtain a direct correlation between the visible damage left on the MLI blankets only and the load levels that can still be applied in the case of the 5.556mm projectile. Because of the heat wave reaching the front blanket along with the projectile during the HVI tests, the only visible damage obtained in this case may not be representative of the damage left by a MMOD of the same size. However, we can conclude that an impact leaving a crater on the SSRMS' wall less than 14.8mm in diameter, visible through the entry crater left on the front blanket, accompanied by no visual damage on the rear side of the boom allows the use of both load levels (FLL and ELL) for 2×10^4 cycles without any propagation of the impact damage. Moreover, if an entry crater on the front MLI blanket exposing a crater up to 17.0mm on the front composite wall accompanied by visual damage on the rear side in a zone up to 25.5cm in diameter is to be observed, then using the ELL presents a high risk of damage propagation. This level should only be considered after such impact if the damaged zones can first be positioned close to the bending neutral axis in order for them to receive the lowest normal stresses possible.

3.5.4 Limitations of the Study

The HVI and mechanical fatigue testing performed on the boom samples were designed to reproduce with the highest possible fidelity the flight conditions of the SSRMS (e.g. mechanical testing parameters, materials of the booms and MLIs samples). However, they could not reproduce all the conditions seen in space. First, the tests performed only permitted to study the immediate effects of a HVI on the structural integrity of the SSRMS. The holes left on the MLI blanket (see Figure 3-3a-d-e-h) by a MMOD impact on the SSRMS would cause the composite booms to locally see greater temperature variations due to heat transfer from the sun. They would also lead to a faster surface degradation of the booms by atomic oxygen and radiations since the pierced MLI would no longer act as a protective barrier. Second, only normal impacts have been reproduced here while oblique impacts could also happen in orbit. According to previous studies on oblique HVI on laminates [8, 11], the impact angle should not have a significant effect on the entry crater shape and dimensions but would cause the damaged zone on the second target to have the shape of an ellipse instead of a circle. Also, in the event of an oblique impact, a turning angle (angle between the initial projectile velocity and the velocity of the center of the debris cloud) is observed. This would cause the damaged zones on the front and rear wall to be misaligned. As the damage on the rear wall is more extensive and critical to the boom structural integrity, it should be positioned as close as possible to the bending neutral axis in priority over the entry crater.

Third, all fatigue tests were performed under room conditions as a thermal and vacuum unit large enough to contain the test set-up was not available. It is possible that the PEEK matrix would exhibit a more brittle behavior at colder temperatures [26]. Fourth, it was not possible to achieve vacuum in the target tank during the HVI test and a pressure of $\sim 4\text{kPa}$ was used. Finally, the firing of the two stage light gas gun generates a hot flow that is hitting the target at the same time as the projectile which would not be the case in space conditions. This hot flow could possibly cause the melting and subsequent solidification of the PEEK matrix during the impact preventing extensive cracking of the sample. It is nonetheless believed that the hot flow does not significantly affect the rear wall of the boom, as it is mainly absorbed by the front blanket and the front wall. The rear wall damage being the critical one for the structural integrity of the boom, the effect of the hot flow on the results obtained is expected to be negligible.

3.6 Conclusion

This present study allowed obtaining a correlation between the observable damage on the MLI blanket and exposed front wall of the SSRMS left by a MMOD impact and the corresponding internal damage to the booms. The study provides two comparison points (5.556mm and 7.938mm projectiles at $\sim 7\text{km/s}$) to estimate the structural damage to the SSRMS as a function of the damage left by the collision as summarized in Tableau 3-4. The HVI and fatigue tests performed on the IM7/PEEK cylinders allowed to provide considerations on the choice of load amplitudes to be applied on the robotic arm depending on the damage seen on the MLI blankets and front wall, and on the preferable position for the damaged zones during the load application (i.e. neutral plane). Also synthesized in Tableau 3-4, it was experimentally demonstrated that the impact of a 5.56mm projectile traveling at $\sim 7\text{km/s}$ leaves a $\sim 1.5\text{cm}$ entry crater on the composite wall combined with no visible damage on the rear blanket, which is not significant enough to justify lowering the flight or the emergency load amplitudes. However, positioning this type of damage far from the bending neutral axis leads to a $14\pm 3\%$ reduction in the bending stiffness of the arm. It was also shown that visible entry damage on the front MLI blanket exposing an entry crater on the front wall up to 17mm in diameter combined with damage up to $\sim 25\text{cm}$ in diameter on the rear MLI blanket is accompanied with structural damage to the boom decreasing the flexural resistance of the SSRMS in such a way that only the flight load amplitude can be sustained again in long term fatigue for any damage position. A $32\pm 3\%$ decrease in the bending stiffness of the arm will be caused if this type of damage is positioned far from the neutral plane. Positioning the heavier type of damage ($\sim 8\text{mm}$ projectile) on the neutral plane did not lead to a significant decrease in the arm bending stiffness.

The *Canadarm2* is one of the few current space structure sustaining heavy mechanical loads outside of its launch phases. With the number of orbital debris and the probability of space collisions continually increasing, understanding well the effects of MMOD impacts on its structure is of paramount importance to be able to pursue its safe utilization. The study described in this paper represents one first step towards achieving this understanding by being one of the very few dedicated to the determination of the mechanical properties of a space structure after a MMOD impact. If the results of this study are not very relevant for the majority of current space structures such as telecommunication and scientific satellites, launchers and rockets, they could

be taken into consideration for the design of future space mechanisms structures e.g. a future robotic arm, a satellite refueling station, systems to build stations on the Moon or to mine asteroids.

Tableau 3-4 : Summary of tests and results.

Projectile diameter (mm)		7.938			5.556
Average HVI test velocity (km/s)		6.908			7.114
Average projectile energy (kJ)		16.87			6.137
Observable damage on the MLIs* and front wall		Craters 92mm and 17.0mm in diameter on the front MLI and wall respectively with visual damage in a zone 255mm in diameter on the rear MLI.			Craters 62mm and 14.8mm in diameter on the front MLI and wall respectively with no visual damage on the rear MLI.
Corresponding damage to the booms		Primary damage zone 190mm in diameter on the rear wall heavily delaminated containing ~85 distinct perforations.			Primary damage zone 155mm in diameter on the rear wall. Superficial scratching of the laminate surface only.
Mechanical tests performed	Load Amplitude	FLL	ELL	ELL	ELL
	Damage position	Far from neutral plane	Far from neutral plane	On neutral plane	Far from neutral plane
Damage progression during test?		No	Yes	No	No
Decrease in bending stiffness caused by HVI ($\pm 3\%$)		32%		2%	14%

*: Visible damage on the front MLI may not be perfectly representative of what would be observed in orbit.

3.7 Acknowledgements

The authors acknowledge the financial support of the *National Sciences and Engineering Research Council of Canada* (NSERC) and the *Fonds Québécois de la Recherche sur la Nature et les Technologies* (FQRNT) for the graduate student Anne-Marie Lanouette. A special thanks to CSA technicians Pierre Ouellet and Sylvain Mondor for helping to build and operate the mechanical test set-up and to Polytechnique Montréal technician Nour Aimene for his assistance with the strain gages installation.

3.8 References

- [1] NASA, Monthly number of objects in Earth orbit by object type, in: *Orbital Debris Quarterly News*, Lyndon B. Johnson Space Center, Houston, TX, 2014, pp. 10.
- [2] K.D. Bunte, Consideration of space debris issues in early spacecraft design phases, in: *13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing*, Braunschweig, Germany, 2014.
- [3] E.L. Christiansen, Investigation of hypervelocity impact damage to space station truss tubes, *Int. J. Impact Eng.*, 10 (1990) 125-133.
- [4] A.J. Piekutowski, Debris clouds generated by hypervelocity impact of cylindrical projectiles with thin aluminum plates, *Int. J. Impact Eng.*, 5 (1987) 509-518.
- [5] B.G. Cour-Palais, Hypervelocity impact in metals, glass and composites, *Int. J. Impact Eng.*, 5 (1987) 221-237.
- [6] C.H. Yew, R.B. Kendrick, A study of damage in composite panels produced by hypervelocity impact, *Int. J. Impact Eng.*, 5 (1987) 729-738.
- [7] W.P. Schonberg, Hypervelocity impact response of spaced composite material structures, *Int. J. Impact Eng.*, 10 (1990) 509-523.
- [8] E.A. Taylor, M.K. Herbert, B.A.M. Vaughan, J.A.M. McDonnell, Hypervelocity impact on carbon fibre reinforced plastic / aluminium honeycomb: Comparison with whipple bumper shields, *Int. J. Impact Eng.*, 23 (1999) 883-893.

- [9] A.J. Stilp, K. Weber, Debris clouds behind double-layer targets, *Int. J. Impact Eng.*, 20 (1997) 765-778.
- [10] W.P. Schonberg, Characterizing secondary debris impact ejecta, *Int. J. Impact Eng.*, 26 (2001) 713-724.
- [11] C.G. Lamontagne, G.N. Manuelpillai, J.H. Kerr, E.A. Taylor, R.C. Tennyson, M.J. Burchell, Projectile density, impact angle and energy effects on hypervelocity impact damage to carbon fibre/peek composites, *Int. J. Impact Eng.*, 26 (2001) 381-398.
- [12] L.G. Melin, J. Schön, Buckling behaviour and delamination growth in impacted composite specimens under fatigue load: an experimental study, *Composites Science and Technology*, 61 (2001) 1841-1852.
- [13] J. Wang, R. Callinan, Tensile, compressive and shear residual strengths of composite structures subjected to ballistic impact with different velocities, in: S.V. Hoa, P. Hubert (Eds.) 19th International Conference on Composite Materials, Electronic Publishing BytePress, Montréal, Canada, 2013, pp. 5541-5550.
- [14] H.K. Nahra, E.L. Christiansen, A.J. Piekutowski, F. Lyons, C. Keddy, J. Salem, J. Miller, W. Bohl, K. Poormon, N. Greene, K. Rodriguez, Hypervelocity impact of unstressed and stressed titanium in a Whipple configuration in support of the Orion crew exploration vehicle service module propellant tanks, NASA/TM—2010-216804, Hanover, MD, 2010, pp. 20.
- [15] W. Riedel, H. Nahme, D.M. White, R.A. Clegg, Hypervelocity impact damage prediction in composites: Part II—experimental investigations and simulations, *Int. J. Impact Eng.*, 33 (2006) 670-680.
- [16] G. Shortliffe, R.C. Tennyson, Hypervelocity impact tests on composite boom structures for space robot applications, *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 43 (1997) 195-202.
- [17] R.C. Tennyson, C. Lamontagne, Hypervelocity impact damage to composites, *Composites - Part A: Applied Science and Manufacturing*, 31 (2000) 785-794.
- [18] J.D. Kessler, R.C. Reynolds, P.D. Anz-Meador, Orbital debris environment for spacecraft designed to operate in Low Earth Orbit, in, 1998.

- [19] C.J. Martis, S.K. Putatunda, J. Boileau, J.G. Spray, The static and dynamic mechanical properties of a new low-carbon, low-alloy austempered steel, *Materials Science and Engineering: A*, 589 (2014) 280-287.
- [20] P.P. Krimbalis, D. Djokic, G. Hay, R. Cole, Design and validation of the primary structure and bonded joints for the next generation large Canadarm test bed, in: S.V. Hoa, P. Hubert (Eds.) *19th International Conference on Composite Materials*, Electronic Publishing BytePress, Montréal, Canada, 2013, pp. 544-554.
- [21] R.C. Tennyson, S. Krishnakumar, Impact damage and its effect on the buckling strength of composite cylinders, in: *9th International Conference on Composite Materials*, Madrid, Spain, 1993, pp. 394-401.
- [22] G. Sala, Post-impact behaviour of aerospace composites for high-temperature applications: experiments and simulations, *Composites Part B: Engineering*, 28 (1997) 651-665.
- [23] L.G. Melin, J. Schön, T. Nyman, Fatigue testing and buckling characteristics of impacted composite specimens, *International Journal of Fatigue*, 24 (2002) 263-272.
- [24] R.L. Ramkumar, P.C. Chen, Low-velocity impact response of laminated plates, *AIAA Journal*, 21 (1983) 1448-1452.
- [25] R.C. Tennyson, G. Shortliffe, Computer model for MOD impact damage assessment on spacecraft materials, in: N.A. Series (Ed.) *NATO Advanced Research Workshops*, Kluwer Academic Publishers, Wroclaw, Poland, 1996, pp. 10.

CHAPITRE 4 DISCUSSION GÉNÉRALE

Ce dernier chapitre vient faire le lien entre les éléments importants retenus de la revue de littérature, la méthodologie employée ainsi que les résultats obtenus. Ceux-ci sont discutés et comparés avec les résultats prévus et des améliorations possibles, dans l'éventualité où des tests similaires seraient effectués dans le futur, sont suggérées.

4.1 Résultats des tests d'impacts versus résultats attendus

Les dommages visibles causés par les tests HVI correspondent tout à fait à ce que l'on pouvait s'attendre après l'observation du cylindre prêté par Pr. Tennyson de l'UTIAS. Les tests effectués avec le projectile de 8mm de diamètre allant à ~7km/s ont causé des dommages très similaires à ceux réalisés par l'UTIAS avec un projectile de 9,13mm allant à ~6,5km/s alors que les tests effectués avec le projectile de 5,5mm de diamètre allant à ~7,1km/s ont causé des dommages très similaires à ceux réalisés par l'UTIAS avec un projectile de 5,95mm allant à ~6,9km/s. Par contre, comme le présente le Tableau 4-1, il est intéressant de noter que le modèle présenté par Tennyson (Tennyson & Lamontagne, 2000), discuté dans la revue de littérature, permettant d'estimer le diamètre du cratère d'entrée causé par un HVI en fonction du paramètre énergétique de Christiansen n'est pas tout à fait adapté aux laminés de IM7/PEEK puisque les prédictions effectuées avec ce modèle se sont avérées sous-estimées par 10 à 20% par rapport aux résultats obtenus expérimentalement.

Tableau 4-1 : Comparaison entre les prédictions théoriques et les valeurs expérimentales obtenues pour les cratères d'entrée dans un laminé de IM7/PEEK

Cas d'HVI	Diamètre prédit (mm)	Diamètre réel (mm)	% d'écart
Projectile de 7,938mm de diamètre allant à ~7,0km/s	15,6	17,1	9,6
Projectile de 5,556mm de diamètre allant à ~7,1km/s	12,5	14,8	18

La Figure 4-1 présente les 2 points obtenus au cours de l'étude superposés au modèle de Tennyson. Nous pouvons y voir que ces points se situent dans une zone où peu de données étaient auparavant disponibles ce qui pourrait expliquer l'écart entre les valeurs obtenues et celles prédites. Le modèle de Tennyson semble donc mieux adapté à des HVI dont le paramètre énergétique de Christiansen est inférieur à $10 \sqrt[3]{J}$.

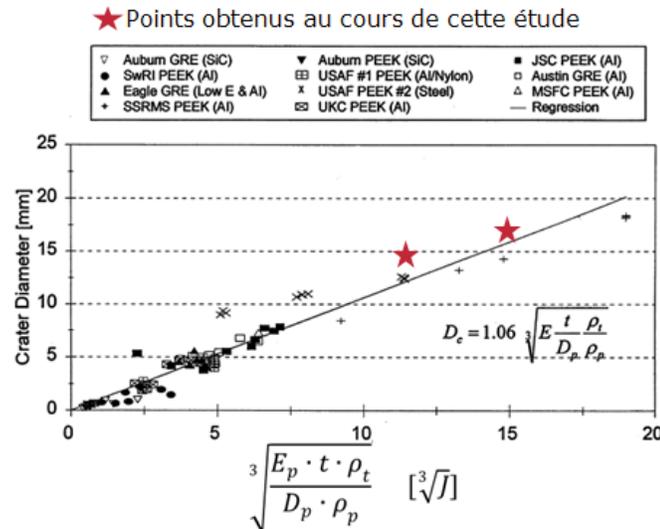


Figure 4-1 : Représentation des points obtenus au cours de cette étude sur le modèle de Tennyson

4.2 Comparaison entre les résultats de l'étude et les prédictions initiales

La Section 2.2 présentait différents estimés de la charge de rupture en flexion quasi-statique et en fatigue du cylindre de composite impacté basé sur diverses études similaires en certains points (matériaux, géométrie, types d'impact), mais jamais identiques, à ce qui a été réalisé ici. Suite aux calculs résumés dans le Tableau 2-3, la charge de flexion causant la rupture quasi-statique d'un cylindre endommagé par un HVI a été estimée comme étant de l'ordre de grandeur de 5 à 50kNm. En fatigue, ce moment a été estimé comme étant de 2,5 à 25kNm. Les tests quasi-statiques effectués lors de la calibration du montage pour chacun des cylindres ont montré que tous les cylindres testés peuvent supporter un moment de flexion d'au moins 4,5kNm. Aucun test à chargement quasi-statique plus élevé n'a été réalisé puisque l'objectif principal de cette étude

était d'effectuer des tests en fatigue aux niveaux FLL et ELL du Bras canadien 2 pour être en mesure de donner des suggestions quant à la poursuite de l'utilisation de ces niveaux.

Les tests de fatigue aux niveaux FLL et ELL sur les cylindres ayant été endommagés par un projectile de 7,938mm de diamètre allant à ~ 7 km/s ont montré que la résistance résiduelle de flexion en fatigue se situe **entre 2,5kNm et 4,5kNm**, ce qui nous permet de réduire considérablement la plage de valeurs possibles présentée dans la Section 2.3.6 (plage initiale allant de 2,5 à 25kNm). Les tests expérimentaux ont donc montrés que les études prédisant les réductions de résistance les plus sévères sont celles qui se sont avérées les plus près de la réalité du Bras canadien 2 impacté par un débris orbital.

Si l'on assume qu'un chargement de fatigue à basse fréquence sur un composite impacté cause une réduction subséquente de la résistance résiduelle d'environ 50% comme l'ont montré différentes études résumées dans la Section 1.6.2 de la revue de littérature, alors nous pouvons maintenant estimer la résistance résiduelle en flexion statique du SSRMS impacté par un projectile d'environ 8mm de diamètre voyageant à ~ 7 km/s comme étant de **5kNm à 9kNm**. Dans ce cas, les prédictions effectuées à partir des données obtenues expérimentalement lors des tests de traction, de compression sur le laminé et des résultats des études de Belingardi (Belingardi et al., 2009), de Mitrovic (Mitrovic et al., 1999), de Sala (Sala, 1997), de Toda (Toda, 1983) et de Tennyson et Shortliffe (Tennyson & Shortliffe, 1996) et de la théorie de concentration de contraintes autour d'un trou dans un laminé (Mallick, 2007) seraient toutes plus élevées que la réalité avec des valeurs estimées allant de 26kNm à 52kNm. Par contre, la prédiction effectuée avec le logiciel Ansys (5,9kNm) où le composite a été modélisé couche par couche et que les dommages causés par l'impact ont été représentés par un trou de 200mm de diamètre se serait avérée très près de la réalité.

4.3 Commentaires sur l'utilisation du montage de test de flexion

Une fois que les quelques modifications décrites à la Section 2.4.4 furent apportées au design original, le montage de flexion a très bien fonctionné pendant la totalité des 160 heures de tests effectuées au cours de cette étude. La machine uniaxiale de tests Instron 4204 a été en mesure d'appliquer un chargement sinusoïdal à basse fréquence pendant la totalité des tests. Toutefois, si

des tests similaires devaient être effectués sur une période de temps beaucoup plus longue où à une fréquence plus élevée, l'utilisation d'une machine hydraulique spécialisée pour les tests de fatigue serait préférable pour éviter l'usure prématurée de la machine ou encore son bris pendant la campagne de tests.

Il est également à noter que les déformations additionnées de toutes les pièces du montage ainsi que les différents jeux provenant de toutes les interfaces ont entraîné un déplacement nécessaire de la serre de la machine environ trois à quatre fois plus important que prévu théoriquement à partir de la déformée du bras de levier et du cylindre. Cela est en partie dû au fait que la base, qui était modélisée comme un encastrement parfait, n'en est pas un. Lors des tests avec l'amplitude FLL, un niveau de précision placé sur la plaque au sol ne détectait pas de mouvement angulaire significatif. Toutefois, le même niveau au même endroit lors des tests avec l'amplitude ELL détectait un mouvement angulaire d'environ $0,05^\circ$ lors d'un cycle complet de chargement. À l'extrémité du bras de levier, ce déplacement angulaire de la plaque au sol se traduit par une augmentation de l'amplitude nécessaire pour un cycle complet de 2mm ce qui est considérable. Cela nous indique donc que les rails d'acier encastrés dans le plancher du laboratoire de l'ASC et/ou la plaque au sol et/ou les vis attachant la plaque dans les rails se déformaient de manière significative lors de ces tests empêchant la base du montage d'être réellement un encastrement. Puisque la fréquence de test est très basse, cela n'a pas vraiment d'effet sur les contraintes ressenties par le cylindre testé mais entraîne l'augmentation du déplacement nécessaire des mors de la machine ce qui n'est pas idéal.

Lors des tests de fatigue, une fréquence d'enregistrement des données provenant des capteurs LVDT, des jauges de déformation, de la cellule de charge de la machine et du capteur de déplacement de la machine de 5 points par seconde a été utilisée. La fréquence des cycles de fatigue étant d'environ 0,15Hz, un peu plus de 30 points par cycle étaient enregistrés ce qui fait un total d'environ 700 000 points pour un test complet de 2×10^4 cycles. Les fichiers de données étant donc très lourds, l'analyse subséquente des données a été longue et fastidieuse et je me suis seulement rendu compte à ce moment qu'il y aurait eu avantage à utiliser une fréquence plus basse d'enregistrement des données.

Finalement, je retiens plusieurs apprentissages de cette première expérience de design, construction, amélioration et utilisation d'un montage de test de grandes dimensions. D'abord,

pour un montage de fatigue, nous avons généralement avantage à ce que les pièces du montage soient le plus rigides possible. J'ai sous-estimé l'effet des déformations élastiques lors de la conception initiale. Les pièces avaient été dimensionnées en regard à leur limite d'élasticité seulement et non pas en considérant leurs déformations élastiques lors de l'application de la charge. Puisque le montage était très long, une déformation même très faible en pourcentage avait un effet significatif sur l'augmentation de la flèche à l'extrémité du bras de levier. La pièce la plus problématique, le couvercle, a donc été épaissie et son matériau a été changé d'aluminium à acier mais, malgré ce changement, une flèche plus de trois fois plus grande que celle prévue était nécessaire. Ensuite, puisque le montage était situé dans un laboratoire utilisé par d'autres personnes également, une cage de plexiglass pour couvrir le cylindre de composite testé aurait probablement dû être construite pour empêcher des morceaux de composite d'être projetés en cas de bris soudain du cylindre. Des morceaux de carton, qui devaient être enlevés périodiquement pour pouvoir prendre des photos et des vidéos du montage, ont été placés autour du cylindre à partir du second test où des craquements importants se faisaient entendre. Il n'y a pas eu de rupture catastrophique d'un cylindre mais si des tests similaires étaient à refaire, il serait plus sécuritaire d'isoler l'échantillon de test endommagé du reste du laboratoire. Finalement, un choix sensé de fréquence d'enregistrement au début des tests est nécessaire si l'on veut éviter de travailler par la suite avec des fichiers contenant des centaines de milliers de lignes.

4.4 Commentaires sur les suggestions émises pour le SSRMS

Les quatre tests de fatigue ont permis d'émettre des suggestions quant à la poursuite de l'utilisation des niveaux de chargement actuels nominal et d'urgence du Bras canadien 2 en fonction des dommages observables sur la couverture thermique du bras et sur la paroi de composite avant exposée par le cratère dans le MLI. Ces suggestions, expliquées dans la section *Results and Discussion* de l'article, sont également résumées ici dans le Tableau 4-2.

Tableau 4-2 : Résumé des recommandations sur l'utilisation des niveaux de chargement actuels du Bras canadien 2 en fonction des dommages observables depuis l'ISS.

Dommages visibles sur les couvertures thermiques et sur la paroi de laminé avant	Chargement nominal		Chargement d'urgence	
	Dommages près du plan neutre	Dommages loin du plan neutre	Dommages près du plan neutre	Dommages loin du plan neutre
Cratères de diamètres $\leq 6\text{cm}$ sur le MLI et $\leq 14\text{mm}$ sur la paroi avant. Aucun dommage sur le MLI arrière.				
Cratères de diamètres $\leq 9\text{cm}$ sur le MLI et $\leq 17\text{mm}$ sur la paroi avant. Dommages dans une zone de diamètre $\leq 25\text{cm}$ sur le MLI arrière.				

Pour pouvoir utiliser les recommandations de l'une ou l'autre des deux rangées du tableau, les dommages observables sur le SSRMS doivent respecter les trois conditions dimensionnelles citées dans la colonne de droite. Par exemple, un cratère de 3cm visible sur la couverture thermique avant accompagné de dommages sur la couverture arrière couvrant une zone de 10cm de diamètre respecte les conditions de la seconde rangée seulement.

Il est à noter que pour émettre les recommandations positives (crochets verts dans le tableau), des tests de fatigue d'une durée d'environ $2,0 \times 10^4$ cycles ont été effectués sans observer de changement dans la rigidité en flexion du tube endommagé. Selon les prévisions de l'ASC, le

SSRMS devrait être utilisé encore environ 11 000 heures d'ici 2020 et possiblement 20 000h s'il est utilisé jusqu'en 2028. (Ces valeurs sont des ordres de grandeur seulement.) Sur ces heures, seules approximativement 3% des opérations prévoient dépasser le niveau nominal FLL. Également, le Bras canadien 2 reçoit un chargement de flexion en fatigue seulement lors des accélérations et décélérations de la charge utile ce qui est estimé de manière conservatrice comme étant au maximum 10 cycles par 15 minutes d'opération. Au total, nous pouvons donc estimer le nombre de cycles restant au Bras canadien 2 au niveau FLL comme étant au maximum $4,3 \times 10^5$ cycles d'ici 2020 et $8,0 \times 10^5$ cycles d'ici 2028 ce qui représente un ordre de grandeur de plus que ce qui a pu être testé lors de cette étude. Au niveau ELL, c'est environ $1,3 \times 10^4$ cycles d'ici 2020 et $2,4 \times 10^4$ cycles d'ici 2028 alors qu'environ $2,0 \times 10^4$ cycles ont été effectués lors de cette étude.

Il a également été tiré de la revue de littérature que les composites impactés avaient généralement des courbes de fatigue (courbes S-N) assez plates au-delà de 100 cycles, indiquant qu'ils ne tendent pas à changer de comportement pendant un cyclage à long terme. De plus, lors du second test de fatigue (cylindre impacté par un projectile de ~ 8 mm, chargement niveau ELL, dommages positionnés loin du plan neutre), la diminution de rigidité du cylindre était perceptible dès les premières heures de cyclage. Il est donc peu probable que les cylindres endommagés ayant survécu sans propagation de dommages à $2,0 \times 10^4$ cycles, soit 45h de tests, se brisent plus tard lors d'un test de fatigue plus long représentant plus exactement le nombre de cycles restants au SSRMS. Pour reproduire tous les cycles prévus au niveau FLL d'ici 2020, il faudrait effectuer encore 600 heures de tests, soit 25 jours à temps plein, alors que pour reproduire tous les cycles prévus d'ici 2028, il faudrait effectuer encore 1100 heures de tests, soit 46 jours à temps plein. Pour effectuer ce genre de test longue durée, une machine de fatigue ainsi qu'une cage de plexiglass autour de l'échantillon seraient nécessaires pour permettre de laisser le montage sans surveillance lors de plus de mille heures de tests.

4.5 Commentaires sur les limitations de l'étude

Comme expliqué dans la discussion de l'article de journal présenté au Chapitre 3, les essais effectués (impacts et fatigue mécanique) n'ont pas pu être parfaitement représentatifs de l'impact d'un MMOD sur le Bras canadien 2 dans les conditions spatiales. D'abord, le fait que seuls les

effets à court terme d'un impact ont été étudiés pourrait surestimer la charge maximale pouvant être supportée en fatigue à long terme. En effet, une plus grande exposition aux radiations ainsi qu'un cyclage thermique de plus grande amplitude, tous deux causés par la ou les perforations dans la couverture thermique, pourraient entraîner une propagation plus rapide des dommages d'impact. Par la suite, dans le cas d'un impact oblique, les zones endommagées de part et d'autre du cylindre devraient être de forme elliptique au lieu de circulaire. Pour utiliser les recommandations présentées dans cette étude, les dommages visibles suite à un impact oblique doivent respecter les mêmes critères que les dommages visibles suite à un impact à incidence normal, c'est-à-dire qu'ils doivent être entièrement contenues dans zones circulaires dont les diamètres sont donnés dans le Tableau 4-2. Finalement, le fait que les conditions spatiales n'aient pas été reproduites lors des tests d'impact a probablement causé une augmentation de la superficie des dommages, due à la combustion possible, sur la couverture thermique avant. C'est pourquoi il est nécessaire de se fier en priorité aux dimensions des dommages sur la couverture thermique arrière et sur la paroi avant de composite qui n'ont pas été aussi affectés par la vague de chaleur que la couverture thermique avant.

CONCLUSION, RECOMMANDATIONS ET TRAVAUX FUTURS

En effectuant un retour sur les objectifs du projet définis dans l'introduction et précisés à la fin de la revue de littérature, on peut se rendre compte qu'ils ont tous été atteints. D'abord, une corrélation entre les dommages, observables à l'aide des caméras installées sur l'ISS, sur les couvertures thermiques et sur la paroi avant exposée du Bras canadien 2 et les dommages internes à la structure de composite a été obtenue pour deux points (projectiles de 5,556mm et 7,938mm voyageant à ~ 7 km/s) grâce à des essais en hypervélocité effectués à l'Université du Nouveau-Brunswick. Ensuite, des tests mécaniques quasi-statiques et de fatigue réalisés sur les échantillons endommagés par ces impacts ont permis d'étudier la propagation de dommages dans un laminé de fibres de carbone/PEEK. La résistance résiduelle de fatigue en flexion du Bras canadien 2 impacté par un projectile de $\sim 8,0$ mm voyageant à ~ 7 km/s est atteinte lors de l'application d'un moment entre 2,5kNm et 4,5kNm alors que la résistance résiduelle de fatigue en flexion du Bras canadien 2 impacté par un projectile de $\sim 5,5$ mm voyageant à ~ 7 km/s est supérieure à 4,5kNm.

Les résultats de ces tests d'impacts et des essais mécaniques ont également permis de donner des suggestions quant aux niveaux de chargements pouvant être appliqués sur le SSRMS en fonction des dommages visibles sur le MLI et sur la paroi avant de composite exposée par le cratère d'entrée sur le MLI et donc de répondre à l'objectif principal de ce projet. Ainsi, il a été déterminé que si des dommages sur le côté avant d'un diamètre $\leq 6,2$ cm sur la couverture thermique et d'un diamètre $\leq 14,8$ mm sur la paroi de composite accompagnés d'aucun dommage sur le côté opposé du tube sont visibles, alors les niveaux de chargement nominal et d'urgence peuvent être maintenus tels quels. Toutefois, si des dommages sur le côté avant d'un diamètre $\leq 9,2$ cm sur la couverture thermique et d'un diamètre $\leq 17,0$ mm sur la paroi de composite accompagnés de dommages sur le côté opposé dans une zone de diamètre $\leq 25,5$ cm sont visibles, alors seul le niveau nominal peut toujours être utilisé pour n'importe quelle position du bras robotisé. Si le niveau ELL doit être utilisé pour une opération, alors les zones visiblement endommagées doivent absolument être positionnées dans le plan neutre de flexion sans quoi les opérations entraîneront un aggravement des dommages préalablement causés par l'impact du micrométéorite ou du débris orbital. Si des dommages d'étendue supérieure à celle décrite plus

haut sont observés, alors l'utilisation du bras devrait être suspendue jusqu'à ce que de nouveaux tests mécaniques sur des échantillons simulant ces dommages aient été réalisés, puisqu'il n'est pas possible de prédire le comportement du bras dans un tel cas à partir des résultats de cette présente étude. Une modélisation avec le logiciel ANSYS ou autre logiciel d'analyse par éléments finis pourrait par contre être effectuée pour obtenir l'ordre de grandeur du moment qui pourrait être appliqué en statique en modélisant la zone endommagée sur le mur arrière comme un trou.

Pour poursuivre cette étude, plusieurs travaux futurs sont possibles. D'abord, il serait intéressant pour l'ASC d'avoir plus de deux points de corrélation entre les dommages visibles sur le MLI et les niveaux de chargement pouvant toujours être appliqués sans danger sur le SSRMS. Dans ce cas d'autres tests similaires, mais utilisant des vitesses et des tailles de projectiles différentes devraient être réalisés. Ces tests sont toutefois très coûteux et complexes, d'autant plus qu'il ne sera pas possible cette fois d'obtenir des échantillons cylindriques de IM7/PEEK à partir d'un tube restant de la fabrication du SSRMS. Il serait donc possible d'obtenir d'abord, plus simplement, une corrélation entre les dommages visibles sur les couvertures thermiques et la paroi avant de composite et les dommages internes au composite. Ces tests n'auraient donc pas besoin d'être réalisés sur des échantillons cylindriques d'aussi grandes dimensions. Ils pourraient même être réalisés sur des échantillons plats positionnés l'un derrière l'autre. Puisque le rayon de courbure du SSRMS est relativement grand, les dommages causés par un HVI sur le cylindre devraient être très similaires à ceux causés sur des plaques espacées d'une distance correspondant au diamètre du cylindre.

Également, il serait intéressant d'effectuer des tests quasi-statiques de torsion aux niveaux FLL et ELL sur les cylindres impactés par les projectiles de 5,556mm et 7,938mm obtenus au cours de cette étude pour s'assurer qu'ils peuvent soutenir ces chargements également. Bien que les contraintes causées théoriquement par les chargements de torsion dans un cylindre laminé soient inférieures à celles causées par la flexion, la mécanique de propagation des fissures causées par un HVI dans le IM7/PEEK est méconnue, et donc une étude expérimentale serait souhaitable pour confirmer les prédictions théoriques. Par la suite, il serait possible de refaire des tests quasi-

statiques ou de fatigue en flexion et en torsion aux niveaux FLL et ELL sur les cylindres obtenus au cours de cette étude qui seront toujours non endommagés par les tests mécaniques réalisés. Ces cylindres pourraient être testés jusqu'à la rupture pour permettre d'obtenir des facteurs de sécurité sur les niveaux de chargement FLL et ELL du Bras canadien 2. Finalement, il serait possible d'effectuer des tests de fatigue en tension-compression sur les plaques ayant servies de cibles secondaires lors des tests d'impacts sur deux plaques positionnées l'une derrière l'autre. Ces tests seraient beaucoup plus simples que les tests de flexion déjà effectués sur les cylindres puisqu'une machine uniaxiale hydraulique pourrait directement être utilisée pour charger cycliquement les échantillons plats. Une fois tous ces tests effectués, il serait intéressant de comparer la résistance résiduelle en flexion d'un cylindre impacté avec la résistance résiduelle en tension et compression d'une plaque impactée. Si une corrélation entre ces deux types de tests pouvait être obtenue, alors tous les tests futurs de flexion concernant le SSRMS ou autres structures cylindriques pourraient être effectués sur des plaques, ce qui est beaucoup moins complexe et onéreux. La résistance résiduelle réelle de la structure cylindrique pourrait être calculée à partir des résultats expérimentaux obtenus à l'aide d'échantillons plats.

Si de futurs tests de flexion, avec des niveaux de chargement plus élevés que ce qui a déjà été testé sur les cylindres devaient être effectués à l'ASC, je recommande de modifier le montage de flexion conçu au cours de cette présente étude. En effet, le niveau placé sur la plaque à la base du montage a montré que le plancher, ou l'attache avec le plancher, bouge déjà avec une amplitude de $0,05^\circ$ lorsqu'un moment de $\sim 4,5\text{kNm}$ est appliqué sur le cylindre testé. Si des tests à des niveaux plus élevés devaient être réalisés, il serait alors nécessaire de renforcer l'attache avec le plancher par exemple en augmentant la superficie de la plaque pour être en mesure de répartir le chargement sur un plus grand nombre de boulons couvrant une plus grande distance sur les rails d'attache. De plus, si des tests à beaucoup plus longue durée devaient être réalisés, il serait nécessaire de remplacer la machine Instron 4204 par une machine de fatigue avec serres hydrauliques et de penser à ajouter une cage protectrice autour de l'échantillon.

Il serait possible de transformer le montage de test de flexion déjà construit en montage de test de torsion en modifiant simplement l'attache entre le cylindre testé et le bras de levier pour que l'axe

du cylindre soit placée à 90° par rapport à l'axe du bras de levier. Il faudrait également prévoir un appui sous la bride du cylindre pour que l'échantillon soit chargé en torsion pure. Pour tester les échantillons en chargements de flexion et torsion combinées, un bras de levier en L devrait être utilisé au lieu du bras de levier rectiligne actuel. En choisissant les longueurs des deux sections rectilignes du L adéquatement, il serait possible d'appliquer en même temps le niveau FLL de flexion et de torsion. Dans ce cas, aucun appui ne devrait être présent sous la bride du cylindre.

Finalement, il est important de souligner que cette étude est la première étude publiée portant sur l'évaluation des propriétés de flexion de structures composites après un impact en hypervélocité. Les dommages causés aux composites par de tels impacts, la résistance résiduelle des composites à des impacts à basse vitesse et le comportement en flexion de cylindres avaient déjà été étudiés, mais aucune étude présente dans la littérature n'aurait pu permettre de prédire avec précision et conviction les résultats de cette étude. Cette étude a permis d'obtenir les premières données expérimentales et donc d'approfondir les connaissances nécessaires pour poursuivre de manière sécuritaire l'utilisation des structures spatiales impactées. Ce projet de maîtrise a également permis à l'ASC d'obtenir des premières lignes directrices sur les actions à prendre (niveaux de chargement qui peuvent toujours être appliqués) au cas où des dommages d'impact seraient observables sur la couverture thermique du Bras canadien 2. Les résultats de cette étude pourront également être pris en considération lors de la conception de futures structures spatiales similaires. Puisque les effets mécaniques d'une collision spatiale sont maintenant mieux connus, les décisions concernant la protection des structures contre les impacts de débris orbitaux pourront maintenant être prises de manière plus éclairée lors des phases de design initial des projets spatiaux.

RÉFÉRENCES

- AIAA. (1991). Hypervelocity Projectiles. In A. I. o. A. a. Astronautics (Ed.), *Critical technologies for national defense* (pp. 325). Washington DC: AIAA educational series.
- Antoine, P. O. (2000). *Comportement des coques cylindriques minces sous chargements combinés*. Thèse de doctorat, INSA Lyon, Lyon.
- ASTM. (2008a). Standard test method for compressive properties of polymer maxtrix composite materials with unsupported gage section by shear loading (Vol. ASTM D3410-08).
- ASTM. (2008b). Standard test method for tensile properties of polymer matrix composite materials (Vol. ASTM D3039-08).
- Bazergui, A., Bui-Quoc, T., Biron, A., McIntyre, G., & Laberge, C. (2002). *Résistance des matériaux, Troisième édition*. Montréal: Presses Internationales Polytechnique.
- Belingardi, G., Cavatorta, M. P., & Paolino, D. S. (2009). *Single and repeated impact tests on fiber composite laminates: Damage index vs. residual flexural properties*. Paper presented at the 17th International Conference on Composites Materials, Edinburg, UK.
- Bernhard, R. P., Christiansen, E. L., & Kessler, D. E. (1997). Orbital debris as detected on exposed spacecraft. *International Journal of Impact Engineering*, 20(1–5), 111-120. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X\(97\)87485-4](http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X(97)87485-4)
- Bunte, K. D. (2014). *Consideration of space debris issues in early spacecraft design phases*. Paper presented at the 13th European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Environmental Testing, Braunschweig, Germany.
- Christiansen, E. L. (1990). Investigation of hypervelocity impact damage to space station truss tubes. *International Journal of Impact Engineering*, 10(1–4), 125-133. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/0734-743X\(90\)90053-X](http://dx.doi.org/10.1016/0734-743X(90)90053-X)
- Christiansen, E. L., Hyde, J. L., & Bernhard, R. P. (2004). Space Shuttle debris and meteoroid impacts. *Advances in Space Research*, 34(5), 1097-1103. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2003.12.008>
- Cour-Palais, B. G. (1987). Hypervelocity impact in metals, glass and composites. *International Journal of Impact Engineering*, 5(1-4), 221-237.

- CSA. (2012, 2012-12-17). Canadarm2, the robotic arm of the International Space Station Retrieved November 28, 2013, from <http://www.asc-csa.gc.ca/eng/iss/canadarm2/>
- DaSilva, A. (2011). *Flambage de coques cylindriques minces sous chargements combinés : pression interne, compression, flexion et cisaillement*. Thèse de doctorat, INSA Lyon, Lyon. (2011ISAL0078)
- Demuts, E., Whitehead, R. S., & Deo, R. B. (1985). Assessment of damage tolerance in composites. *Composite Structures*, 4(1), 45-58. doi: 10.1016/0263-8223(85)90019-4
- Depczuk, D., & Schonberg, W. P. (2003). Characterizing debris clouds created in oblique orbital debris particle impact. *Journal of Aerospace Engineering*, 16(4), 177-190. doi: 10.1061/(asce)0893-1321(2003)16:4(177)
- Dickinson, D. L., Yatteau, J. D., & Recht, R. F. (1986). Fragment breakup. *International Journal of Impact Engineering*, 5(1-4), 249-260.
- Dickson, R. F., Jones, C. J., Harris, B., Leach, D. C., & Moore, D. R. (1985). Environmental fatigue behaviour of carbon fibre reinforced polyether ether ketone. *Journal of Materials Science*, 20(1), 60-70. doi: 10.1007/bf00555899
- Donnell, L. H. (1934). New theory for buckling of thin cylinders under axial compression and bending. *American Society of Mechanical Engineers - Transactions*, 56(11, section 1), 795-806.
- Drolshagen, G. (2008). Impact effects from small size meteoroids and space debris. *Advances in Space Research*, 41(7), 1123-1131. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.asr.2007.09.007>
- Flügge, W. (1932). Die Stabilität der Kreiszyinderschalen *Ingénieur-Archive* (Vol. 3, pp. 463-506).
- Hawkes, P. W. (1998). *Advances in electronics and electron physics*. Toronto: Academic Press.
- Huang, J., Ma, Z.-x., Ren, L.-s., Li, Y., Zhou, Z.-x., & Liu, S. (2013). A new engineering model of debris cloud produced by hypervelocity impact. *International Journal of Impact Engineering*, 56(0), 32-39. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2012.07.003>
- Im, K.-H., Cha, C.-S., Kim, S.-K., & Yang, I.-Y. (2001). Effects of temperature on impact damages in CFRP composite laminates. *Composites Part B: Engineering*, 32(8), 669-682.

- Kessler, J. D., Reynolds, R. C., & Anz-Meador, P. D. (1998). Orbital debris environment for spacecraft designed to operate in Low Earth Orbit.
- Krimbalis, P. P., Djokic, D., Hay, G., & Cole, R. (2013). *Design and validation of the primary structure and bonded joints for the next generation large Canadarm test bed*. Paper presented at the 19th International Conference on Composite Materials, Montréal, Canada.
- Krisko, P. H. (2010). *NASA's new orbital debris engineering model, ORDEM2010*. Paper presented at the 4th IAASS Conference Making Safety Matter, Hunstville, AL, United States.
- Lamontagne, C. G., Manuelpillai, G. N., Kerr, J. H., Taylor, E. A., Tennyson, R. C., & Burchell, M. J. (2001). Projectile density, impact angle and energy effects on hypervelocity impact damage to carbon fibre/peek composites. [Article; Proceedings Paper]. *International Journal of Impact Engineering*, 26(1-10), 381-398. doi: 10.1016/s0734-743x(01)00110-5
- Lamontagne, C. G., Tennyson, R. C., & Casi. (2000). *Angle of impact and projectile density effects on hypervelocity impact damage to carbon fibre/PEEK composites*. Paper presented at the 11th Conference on Astronautics: Opportunities and Challenges for Space Applications and Technology, Ottawa.
- Leach, D. C. (1987). *Tough and damage tolerant composites*. Paper presented at the Symposium on damage development and failure mechanisms in composite materials, Leuven, Belgium.
- Loft, K., Price, M. C., Cole, M. J., & Burchell, M. J. (2013). Impacts into metals targets at velocities greater than 1 km s⁻¹: a new online resource for the hypervelocity impact community and an illustration of the geometric change of debris cloud impact patterns with impact velocity. *International Journal of Impact Engineering*, 56, 47-60. doi: 10.1016/j.ijimpeng.2012.07.007
- Mallick, P. K. (2007). *Fiber-reinforced composites: Materials, manufacturing and design, 3rd edition*. Boca Raton, FL: CRC Press.
- Martis, C. J., Putatunda, S. K., Boileau, J., & Spray, J. G. (2014). The static and dynamic mechanical properties of a new low-carbon, low-alloy austempered steel. *Materials*

Science and Engineering: A, 589(0), 280-287. doi:
<http://dx.doi.org/10.1016/j.msea.2013.09.085>

Mathon, C. (2004). *Flambage sous flexion et pression interne de coques cylindriques minces*. Thèse de doctorat, INSA Lyon, Lyon. (2004ISAL0097)

Mathon, C., & Limam, A. (2006). Experimental collapse of thin cylindrical shells submitted to internal pressure and pure bending. *Thin-Walled Structures*, 44(1), 39-50. doi:
<http://dx.doi.org/10.1016/j.tws.2005.09.006>

Melin, L. G., & Schön, J. (2001). Buckling behaviour and delamination growth in impacted composite specimens under fatigue load: an experimental study. *Composites Science and Technology*, 61(13), 1841-1852. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(01\)00085-9](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(01)00085-9)

Melin, L. G., Schön, J., & Nyman, T. (2002). Fatigue testing and buckling characteristics of impacted composite specimens. *International Journal of Fatigue*, 24(2-4), 263-272. doi:
[http://dx.doi.org/10.1016/S0142-1123\(01\)00081-0](http://dx.doi.org/10.1016/S0142-1123(01)00081-0)

Mitrovic, M., Hahn, H. T., Carman, G. P., & Shyprykevich, P. (1999). Effect of loading parameters on the fatigue behavior of impact damaged composite laminates. *Composites Science and Technology*, 59(14), 2059-2078. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(99\)00061-5](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(99)00061-5)

Mossman, R. W., & Robinson, R. G. (1930). Bending tests of metal monocoque fuselage construction. *National Advisory Committee for Aeronautics -- Technical Notes*, 38.

Nahra, H. K., Christiansen, E. L., Piekutowski, A. J., Lyons, F., Keddy, C., Salem, J., . . . Rodriguez, K. (2010). Hypervelocity impact of unstressed and stressed titanium in a Whipple configuration in support of the Orion crew exploration vehicle service module propellant tanks. NASA/TM—2010-216804, (pp. 20). Hanover, MD.

NASA. (2012). Long Duration Exposure Facility. *Space Exposed Hardware* Retrieved May 5th, 2014, from <http://curator.jsc.nasa.gov/seh/ldef/index.cfm>

NASA. (2013). Two-stage light gas gun Retrieved May 5th, 2014, from <http://www.nasa.gov/centers/wstf/laboratories/hypervelocity/2stage.html#.U2fel20wDAo>

- NASA. (2014). Monthly number of objects in Earth orbit by object type. *Orbital Debris Quarterly News*, 18, 10.
- O'Brien, T. K. (1990). Towards a damage tolerance philosophy for composite materials and structures. *ASTM Special Technical Publication*(1059), 7-7.
- Park, H., & Kong, C. (2013). Experimental study on barely visible impact damage and visible impact damage for repair of small aircraft composite structure. *Aerospace Science and Technology*, 29(1), 363-372. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ast.2013.04.007>
- Peterson, J. P. (1956). Bending tests on ring-stiffened circular cylinders (pp. 14). Washington DC, USA: National Advisory Committee for Aeronautics.
- Piekutowski, A. J. (1987). Debris clouds generated by hypervelocity impact of cylindrical projectiles with thin aluminum plates. *International Journal of Impact Engineering*, 5(1-4), 509-518.
- Piekutowski, A. J. (1993). Characteristics of debris clouds produced by hypervelocity impact of aluminum spheres with thin aluminum plates. *International Journal of Impact Engineering*, 14(1-4), 573-586.
- Pilkey, W. D. (2008). *Peterson's stress concentration factors*. Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons.
- Ramkumar, R. L., & Chen, P. C. (1983). Low-velocity impact response of laminated plates. *AIAA Journal*, 21(10), 1448-1452.
- Riedel, W., Nahme, H., White, D. M., & Clegg, R. A. (2006). Hypervelocity impact damage prediction in composites: Part II—experimental investigations and simulations. *International Journal of Impact Engineering*, 33(1–12), 670-680. doi: <http://dx.doi.org/10.1016/j.ijimpeng.2006.09.052>
- Sala, G. (1997). Post-impact behaviour of aerospace composites for high-temperature applications: experiments and simulations. *Composites Part B: Engineering*, 28(5–6), 651-665. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S1359-8368\(96\)00078-9](http://dx.doi.org/10.1016/S1359-8368(96)00078-9)

- Scheid, L., Lewandowski, J., Georges, M. P., Dubé, R., & Mouret, L. (2013). *Comparison of three NDT techniques for the inspection of aeronautics composite structures*. Paper presented at the 19th International Conference on Composite Material, Montréal.
- Schonberg, W. P. (1990). Hypervelocity impact response of spaced composite material structures. *International Journal of Impact Engineering*, 10(1-4), 509-523. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/0734-743X\(90\)90084-9](http://dx.doi.org/10.1016/0734-743X(90)90084-9)
- Schonberg, W. P. (2000). Protecting spacecraft against orbital debris impact damage using composite materials. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 31(8), 869-878. doi: 10.1016/s1359-835x(00)00019-1
- Schonberg, W. P. (2001). Characterizing secondary debris impact ejecta. *International Journal of Impact Engineering*, 26(1-10), 713-724. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X\(01\)00117-8](http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X(01)00117-8)
- Schonberg, W. P., Evans, S., & Bjorkman, M. D. (2013). Hypervelocity impact testing of multiwall targets using multiple simultaneously launched projectiles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 50(2), 358-364. doi: 10.2514/1.a32118
- Schonberg, W. P., Schafer, F., & Putzar, R. (2010). Hypervelocity impact response of honeycomb sandwich panels. *Acta Astronautica*, 66(3-4), 455-466. doi: 10.1016/j.actaastro.2009.06.018
- Seide, P., & Weingarten, V. I. (1961). On buckling of circular cylindrical shells under pure bending. *Journal of Applied Mechanics*, 28 Series E(1), 112-116.
- Sfarra, S., Ibarra-Castanedo, C., Lambiase, F., Paoletti, D., Di Ilio, A., & Maldague, X. (2012). From the experimental simulation to integrated non-destructive analysis by means of optical and infrared techniques: Results compared. *Measurement Science and Technology*, 23(11). doi: 10.1088/0957-0233/23/11/115601
- Shephard, G. L. Y., & Scheer, S. A. (1993). Secondary debris impact damage and environment study. *International Journal of Impact Engineering*, 14(1-4), 671-682.
- Shortliffe, G. (1996). *Analysis of the Space Station Remote Manipulator System in the micrometeoroids and orbital debris environment*. M.Sc.A., University of Toronto.

- Shortliffe, G., & Tennyson, R. C. (1997). Hypervelocity impact tests on composite boom structures for space robot applications. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 43(3), 195-202.
- Siegfried, M., Tola, C., Claes, M., Lomov, S. V., Verpoest, I., & Gorbatikh, L. (2013). *Compression after impact and fracture toughness of Carbon fiber/Epoxy composites modified with carbon nanotubes*. Paper presented at the 19th International Conference on Composites Materials, Montréal, Canada.
- Silvestrov, V. V., Plastinin, A. V., & Gorshkov, N. N. (1995). Hypervelocity impact on laminate composite panels. *International Journal of Impact Engineering*, 17(1-3 pt 1), 751-751. doi: 10.1016/0734-743x(95)99897-z
- Stilp, A. J., & Weber, K. (1997). Debris clouds behind double-layer targets. *International Journal of Impact Engineering*, 20(6-10), 765-778. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X\(97\)87462-3](http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X(97)87462-3)
- Suer, H. S., Harris, L. A., Skene, W. T., & Benjamin, R. J. (1958). Bending stability of thin-walled unstiffened circular cylinders including effects of internal pressure. *Journal of Aeronautical Sciences*, 25(5), 281-287.
- Symons, D. D., & Davis, G. (2000). Fatigue testing of impact-damaged T300/914 carbon-fibre-reinforced plastic. *Composites Science and Technology*, 60(3), 379-389. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538\(99\)00138-4](http://dx.doi.org/10.1016/S0266-3538(99)00138-4)
- Taylor, E. A., Herbert, M. K., Vaughan, B. A. M., & McDonnell, J. A. M. (1999). Hypervelocity impact on carbon fibre reinforced plastic / aluminium honeycomb: Comparison with whipple bumper shields. *International Journal of Impact Engineering*, 23(1, Part 2), 883-893. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X\(99\)00132-3](http://dx.doi.org/10.1016/S0734-743X(99)00132-3)
- Taylor, E. A., Marston, R., Irving, P., Russell, A. J., & Hayhurst, C. J. (2001). *Cost effective debris resistant composite spacecraft structures*. Paper presented at the European Conference on Spacecraft Structures, Materials and Mechanical Testing, Noordwijk, Netherlands.
- Tennyson, R. C. (1994). Atomic oxygen and its effect on materials in space (Vol. 160, pp. 461-461). Washington, DC, USA: AIAA.

- Tennyson, R. C., & Krishnakumar, S. (1993). *Impact damage and its effect on the buckling strength of composite cylinders*. Paper presented at the 9th International Conference on Composite Materials, Madrid, Spain.
- Tennyson, R. C., & Lamontagne, C. (2000). Hypervelocity impact damage to composites. *Composites - Part A: Applied Science and Manufacturing*, 31(8), 785-794. doi: 10.1016/s1359-835x(00)00029-4
- Tennyson, R. C., & Shortliffe, G. (1996). *Computer model for MOD impact damage assessment on spacecraft materials*. Paper presented at the NATO Advanced Research Workshops, Wroclaw, Poland.
- Toda, S. (1983). Buckling of cylinders with cutouts under axial compression. *Journal of Experimental Mechanics*, 23(4), 4.
- Verker, R., Grossman, E., Gouzman, I., & Eliaz, N. (2007). Residual stress effect on degradation of polyimide under simulated hypervelocity space debris and atomic oxygen. *Polymer*, 48(1), 19-24. doi: 10.1016/j.polymer.2006.10.035
- Wang, J., & Callinan, R. (2013). *Tensile, compressive and shear residual strengths of composite structures subjected to ballistic impact with different velocities*. Paper presented at the 19th International Conference on Composite Materials, Montréal, Canada.
- Whipple, F. L. (1947). Meteorites and space travel. *Astronomical Journal*, 52, 131-137.
- Whitney, J. M., & Nuismer, R. J. (1974). Stress fracture criteria for laminated composites containing stress concentration. *Journal of Composite Materials*, 8, 253-265.
- Yew, C. H., & Kendrick, R. B. (1987). A study of damage in composite panels produced by hypervelocity impact. *International Journal of Impact Engineering*, 5(1-4), 729-738. doi: [http://dx.doi.org/10.1016/0734-743X\(87\)90087-X](http://dx.doi.org/10.1016/0734-743X(87)90087-X)
- Ziemian, R. D. (2010). Thin-walled metal construction *Guide to stability design criteria for metal structures* (pp. 1078). Hoboken, New Jersey: John Wiley & Sons.

ANNEXE 1 – Détermination des contraintes dans le laminé

Tous les calculs de cette Annexe sont basés sur la théorie des stratifiés présentée dans le Chapitre 3 du livre *Fiber Reinforced Composites*. (Mallick, 2007)

Propriétés d'un pli de IM7/PEEK dans les directions 1, 2 :

Les propriétés des fibres de carbone IM7 et de la matrice thermoplastique PEEK sont les suivantes (Mallick, 2007) :

Fibres IM7 :

$$E_f = 301 \text{ GPa}$$

$$\nu_f = 0,20$$

$$V_f = 0,60$$

$$G_f = \frac{E_f}{2(1-\nu_f)} = 125 \text{ GPa}$$

Matrice PEEK :

$$E_m = 3,24 \text{ GPa}$$

$$\nu_m = 0,40$$

$$V_m = 1 - V_f = 0,40$$

$$G_m = \frac{E_m}{2(1-\nu_m)} = 1,16 \text{ GPa}$$

À partir de ces propriétés respectives pour les fibres de carbone et la matrice PEEK, nous obtenons d'abord les propriétés du laminé dans les directions 1 et 2, respectivement parallèle et perpendiculaire à l'orientation des fibres.

$$E_{11} = E_f V_f + E_m V_m = 182 \text{ GPa}$$

$$\nu_{12} = \nu_f V_f + \nu_m V_m = 0,280$$

$$E_{22} = \frac{E_f E_m}{E_f V_m + E_m V_f} = 7,97 \text{ GPa}$$

$$\nu_{21} = \frac{E_{22}}{E_{11}} \nu_{12} = 0,0123$$

$$G_{12} = \frac{G_f G_m}{G_f V_m + G_m V_f} = 2,85 \text{ GPa}$$

Propriétés d'un pli de IM7/PEEK dans les directions x,y :

Le laminé du Bras canadien 2 a 9 plis à +43°, 9 plis à -43° et un pli à 90°. Nous devons donc déterminer les propriétés de ces trois types de plis dans les directions x,y où x représente l'axe longitudinal du cylindre de composite et y l'axe tangentiel comme illustré à la Figure A1-1.

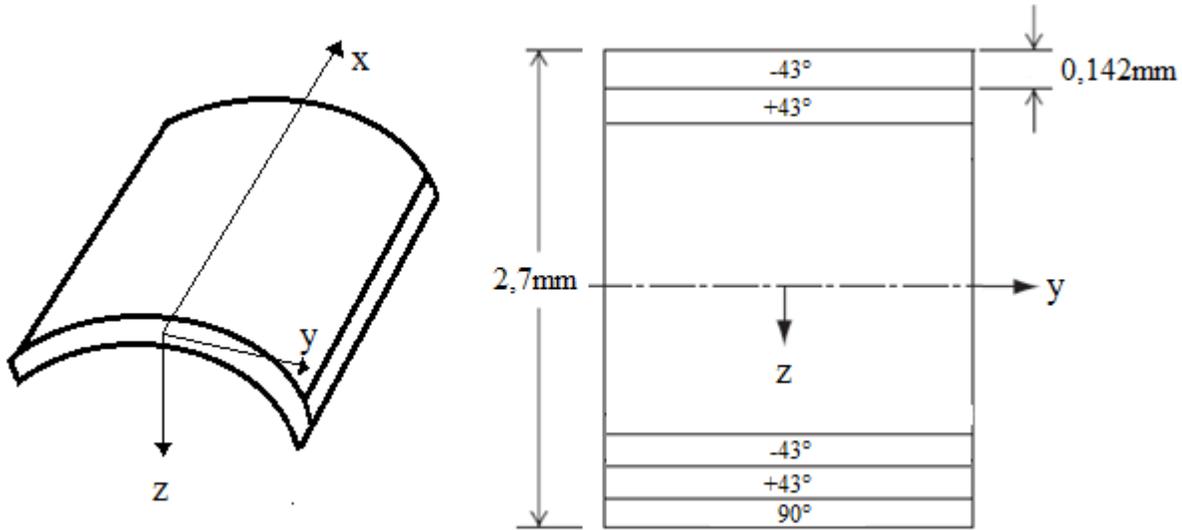


Figure A1-1: Illustration du système d'axe utilisé et des 19 plis du laminé du Bras canadien 2

Les équations suivantes sont utilisées :

$$\frac{1}{E_{xx}} = \frac{\cos^4 \theta}{E_{11}} + \frac{\sin^4 \theta}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) \sin^2 2\theta$$

$$\frac{1}{E_{yy}} = \frac{\sin^4 \theta}{E_{11}} + \frac{\cos^4 \theta}{E_{22}} + \frac{1}{4} \left(\frac{1}{G_{12}} - \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} \right) \sin^2 2\theta$$

$$\frac{1}{G_{xy}} = \frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \cos^2 2\theta$$

$$\nu_{xy} = E_{xx} \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} - \frac{1}{4} \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \sin^2 2\theta \right]$$

Les propriétés selon les directions x et y pour les trois types de plis sont données dans le tableau suivant :

Tableau A1-1: Propriétés des plis individuels

Propriété	Plis à +43°	Plis à -43°	Pli à 90°
E_{xx} (GPa)	8,68	8,68	7,97
E_{yy} (GPa)	8,09	8,09	182
G_{xy} (GPa)	7,40	7,40	2,85
ν_{xy}	0,481	0,481	0,0134

Construction des matrices de souplesse S et de rigidité Q pour chacun des plis :

La matrice de souplesse S fait le lien entre les déformations ε et les contraintes σ tel que :

$$\begin{pmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} S_{11} & S_{12} & S_{16} \\ S_{12} & S_{22} & S_{26} \\ S_{16} & S_{26} & S_{66} \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{pmatrix}$$

La matrice de rigidité Q fait le lien entre les contraintes σ et les déformations ε et est donc l'inverse de la matrice de souplesse.

$$[Q] = [S]^{-1}$$

Pour un laminé d'orientation générale, les termes de la matrices de S sont donnés par :

$$S_{11} = \frac{1}{E_{xx}}, \quad S_{12} = -\frac{\nu_{xy}}{E_{xx}}, \quad S_{22} = \frac{1}{E_{yy}}, \quad S_{16} = -m_x, \quad S_{26} = -m_y, \quad S_{66} = 1/G_{xy}$$

Avec,

$$m_x = \sin 2\theta \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{2G_{12}} - \cos^2 \theta \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right]$$

$$m_y = \sin 2\theta \left[\frac{\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{2G_{12}} - \sin^2 \theta \left(\frac{1}{E_{11}} + \frac{2\nu_{12}}{E_{11}} + \frac{1}{E_{22}} - \frac{1}{G_{12}} \right) \right]$$

Les matrices de rigidité pour les trois types de plis sont données dans le Tableau A1-2 :

Tableau A1-2: Matrices de rigidité des plis individuels

	Plis à +43°	Plis à -43°	Pli à 90°
Matrice Q (GPa)	$\begin{bmatrix} 57,9 & 45,7 & 46,6 \\ 45,7 & 45,7 & 40,5 \\ 46,6 & 40,5 & 46,3 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 57,9 & 45,7 & -46,6 \\ 45,7 & 45,7 & -40,5 \\ -46,6 & -40,5 & 46,3 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 8,00 & 2,44 & 0 \\ 2,44 & 183 & 0 \\ 0 & 0 & 2,85 \end{bmatrix}$

Construction des matrices de rigidité pour le laminé entier :

Nous devons obtenir la matrice de rigidité en extension A , la matrice de couplage B , et la matrice de rigidité en flexion D , du laminé telles que définies ci-dessous.

$$A = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix}, \quad B = \begin{bmatrix} B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} \end{bmatrix}, \quad D = \begin{bmatrix} D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix}$$

Ces matrices font le lien entre les chargements résultants sur le laminé N , les déformations du plan médian $\dot{\varepsilon}$ et les courbures dues à la flexion et à la torsion k dans le laminé tel que :

$$\begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} = [A] \begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_{xx} \\ \dot{\varepsilon}_{yy} \\ \dot{\gamma}_{xy} \end{bmatrix} + [B] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix} = [B] \begin{bmatrix} \dot{\varepsilon}_{xx} \\ \dot{\varepsilon}_{yy} \\ \dot{\gamma}_{xy} \end{bmatrix} + [D] \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

Où N_{xx} est la force normale résultante dans la direction x par unité de largeur

N_{yy} est la force normale résultante dans la direction y par unité de largeur

N_{xy} est la force de cisaillement résultante par unité de largeur

M_{xx} est le moment de flexion résultant dans le plan yz par unité de largeur

M_{yy} est le moment de flexion résultant dans le plan xz par unité de largeur

M_{xy} est le moment de torsion résultant par unité de longueur

$\dot{\varepsilon}_{xx}, \dot{\varepsilon}_{yy}$ sont les déformations normales du plan médian

$\dot{\gamma}_{xy}$ est le déformation de cisaillement du plan médian

k_{xx} , k_{yy} sont les rayons de courbures dus à la flexion du laminé

k_{xy} est le rayon de courbure dû à la torsion du laminé

Les éléments des matrices de rigidité sont définis comme :

$$A_{mn} = \sum_{j=1}^n (Q_{mn})_j (h_j - h_{j-1})$$

$$B_{mn} = \sum_{j=1}^n (Q_{mn})_j (h_j^2 - h_{j-1}^2)$$

$$D_{mn} = \sum_{j=1}^n (Q_{mn})_j (h_j^3 - h_{j-1}^3)$$

Où n est le nombre total de plis dans le laminé, ici 19

$(Q_{mn})_j$ est l'élément correspondant dans la matrice de rigidité Q du j ème pli

h_{j-1} est la distance entre le plan médian du laminé et le dessus du j ème pli

h_j est la distance entre le plan médian du laminé et le dessous du j ème pli

La définition des plis et du plan médian sont illustrés à la Figure A1-2.

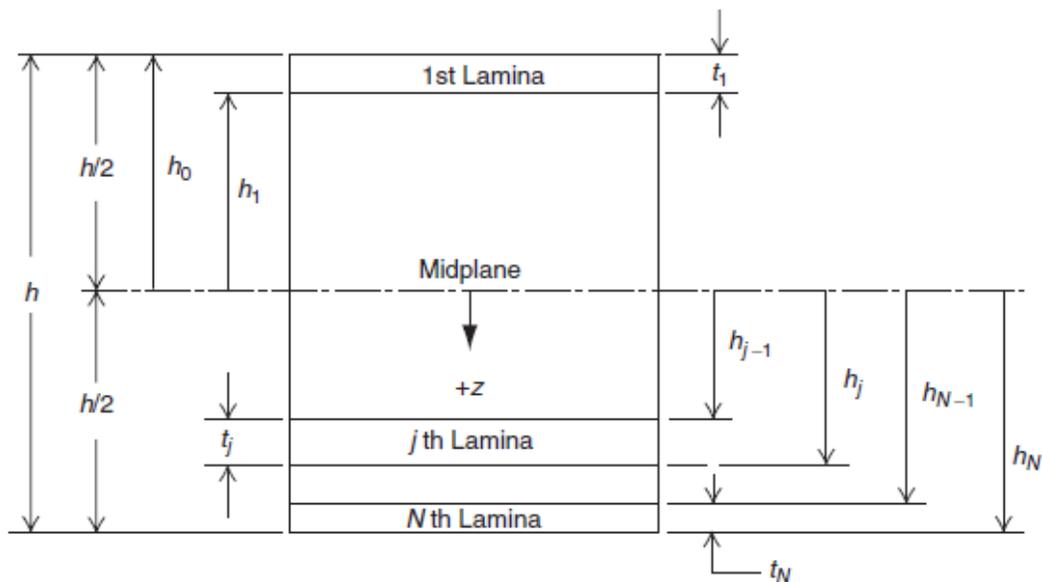


Figure A1-2: Numérotation des plis et illustration du plan médian. Tirée de (Mallick, 2007).

Le laminé du Bras canadien 2 a un empilement de $[90^\circ, \pm 43^\circ_9]$ et une épaisseur totale de 2,70mm. L'épaisseur d'un pli individuel est donc de 0,142mm. À partir des matrices de rigidité individuelles des plis, de la séquence d'empilement et de l'épaisseur de chacun des plis, les matrices A , B et D suivantes sont obtenues et données dans le Tableau A1-3.

Tableau A1-3: Matrices A , B et D pour la laminé du Bras canadien 2

Matrice A ($\times 10^3$ MPa-mm)	Matrice B ($\times 10^3$ MPa-mm ²)	Matrice D ($\times 10^3$ MPa-mm ³)
$\begin{bmatrix} 149 & 117 & 0 \\ 117 & 142 & 0 \\ 0 & 0 & 119 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 9,06 & 7,89 & 8,45 \\ 7,89 & -24,8 & 7,35 \\ 8,45 & 7,35 & 7,89 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 83,2 & 64,7 & 1,20 \\ 64,7 & 107 & 1,04 \\ 1,20 & 1,04 & 63,7 \end{bmatrix}$

Détermination des forces et moments résultants sur le laminé :

La flexion du Bras canadien 2 cause des contraintes locales de tension et de compression dans le cylindre, les plus grandes contraintes étant ressenties loin du plan neutre. La force résultante N_{xx} est définie comme :

$$N_{xx} = h\sigma_x$$

Où h est l'épaisseur totale du laminé et σ_x la contrainte normale qui serait ressentie par un matériau isotrope.

La contrainte de tension/compression résultant du moment de flexion est calculée à l'aide de la formule suivante :

$$\sigma_x = \frac{Mr}{I}$$

Où le second moment de surface I du tube du Bras canadien 2 est donné par :

$$I = \pi r^3 t = \pi * (0,175m)^3 * 0,0027m = 4,546 * 10^{-5} m^4$$

La torsion du Bras canadien 2 cause une contrainte locale de cisaillement constante dans toute la périphérie du cylindre. La force résultante N_{xy} est définie comme :

$$N_{xy} = h\tau_{xy}$$

Où h est l'épaisseur totale du laminé et τ_{xy} la contrainte de cisaillement qui serait ressentie par un matériau isotrope.

La contrainte de cisaillement résultant d'un moment de torsion est calculée comme :

$$\tau_{xy} = \frac{Tr}{J}$$

Où la constante de torsion J du Bras canadien 2 est :

$$J = 2\pi r^3 t = 2\pi * (0,175m)^3 * 0,0027m = 9,092 * 10^{-5} m^4$$

Le tableau suivant donne donc les valeurs des forces résultantes sur le laminé pour les différents niveaux et types de chargement du Bras canadien 2.

Tableau A1-4: Forces et moments résultants sur le laminé

	Flexion FLL	Flexion ELL	Torsion FLL	Torsion ELL
N_{xx} ($\times 10^6$ Nmm)	25,6	50,0	0	0
N_{xy} ($\times 10^6$ Nmm)	0	0	9,15	20,1

Calculs des déformations du plan médian et des rayons de courbures :

Les équations liant les matrices de rigidité A , B et D , les déformations du plan médian et les rayons de courbures sont réécrites pour isoler les déformations $\dot{\epsilon}$ et les rayons de courbures k .

$$\begin{bmatrix} \dot{\epsilon}_{xx} \\ \dot{\epsilon}_{yy} \\ \dot{\gamma}_{xy} \end{bmatrix} = [A_1] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [B_1] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} = [C_1] \begin{bmatrix} N_{xx} \\ N_{yy} \\ N_{xy} \end{bmatrix} + [D_1] \begin{bmatrix} M_{xx} \\ M_{yy} \\ M_{xy} \end{bmatrix}$$

Les nouvelles matrices A_1 , B_1 , C_1 et D_1 sont calculées comme :

$$[D^*] = [D] - [B][A^{-1}][B]$$

$$[D_1] = [(D^*)^{-1}]$$

$$[C_1] = -[D_1][B][A^{-1}]$$

$$[B_1] = -[A^{-1}][B][D_1]$$

$$[A_1] = [A^{-1}] + [A^{-1}][B][D_1][B][A^{-1}]$$

Pour les différents types et niveaux de chargement, nous obtenons donc les déformations ε et les rayons de courbures k donnés dans le Tableau A1-5 :

Tableau A1-5: Déformations du plan médian et rayons de courbure du laminé

	Flexion FLL	Flexion ELL	Torsion FLL	Torsion ELL
$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} \mu\text{m/m}$	$\begin{bmatrix} 655 \\ -610 \\ 4,26 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1280 \\ -1190 \\ 8,30 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 1,52 \\ -0,64 \\ 78,2 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 3,35 \\ -1,41 \\ 172 \end{bmatrix}$
$\begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix} \times 10^{-6}/\text{m}$	$\begin{bmatrix} 255 \\ -345 \\ -15,7 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 497 \\ -674 \\ -30,5 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -6,80 \\ -1,43 \\ -9,37 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -14,9 \\ -3,15 \\ -20,6 \end{bmatrix}$

Calculs des contraintes dans chacun des plis:

Nous devons d'abord obtenir la déformation de chacun des plis pour ensuite convertir cette déformation en contrainte à l'aide de la matrice de rigidité Q du pli respectif. Les déformations du j ème pli sont :

$$\begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}_j = \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix} + z_j \begin{bmatrix} k_{xx} \\ k_{yy} \\ k_{xy} \end{bmatrix}$$

Où z_j est la distance entre le plan médian du laminé et le plan médian du j ème pli

Les contraintes du j ème pli sont donc :

$$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_j = [Q]_j \begin{bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}_j$$

Les contraintes dans chacun des 19 plis ont été obtenues, le tableau suivant présente les contraintes les plus élevées pour chacun des types de plis en fonction des types et niveaux de chargement.

Tableau A1-6: Contraintes dans chacun des types de plis sous l'effet des chargement de flexion et de torsion

	Flexion FLL	Flexion ELL	Torsion FLL	Torsion ELL
$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_{+43^\circ}$ MPa	$\begin{bmatrix} 12,5 \\ 8,28 \\ 9,60 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 24,3 \\ 16,2 \\ 18,7 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 4,85 \\ 4,17 \\ 4,70 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 10,7 \\ 9,17 \\ 10,3 \end{bmatrix}$
$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_{-43^\circ}$ MPa	$\begin{bmatrix} 10,2 \\ 5,83 \\ -7,15 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 19,8 \\ 11,4 \\ -14,0 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -3,56 \\ -3,13 \\ 3,64 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -7,82 \\ -6,88 \\ 8,00 \end{bmatrix}$
$\begin{bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix}_{90^\circ}$ MPa	$\begin{bmatrix} 5,28 \\ -189 \\ -0,04 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} 10,3 \\ -370 \\ -0,09 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0,0635 \\ -0,469 \\ 0,189 \end{bmatrix}$	$\begin{bmatrix} -0,139 \\ -1,03 \\ 0,415 \end{bmatrix}$

Nous pouvons donc voir que pour les trois types de pli, les contraintes causées par un niveau de chargement FLL ou ELL sont toujours plus élevées en valeur absolue pour un moment de flexion que pour un moment de torsion. La flexion correspond donc, à première vue, au chargement critique du Bras canadien 2.

ANNEXE 2 – Tables de propriétés des matériaux

Table 4 | Mechanical Properties: High strength [> 750 ksi (5170 MPa) intermediate modulus [40 Msi (276 GPa) class] carbon fiber reinforced unidirectional tape

Typical Cytec Engineered Materials product code: APC-2/IM7

Mechanical Properties	Test Temperature			
	-67°F (-55°C)	75°F (24°C)	250°F (177°C)	250°F (177°C) wet
0° Tensile Properties				
Strength, ksi (MPa)	410 (2830)	420 (2900)	400 (2760)	-
Modulus, Msi (GPa)	25 (172)	25 (172)	25 (172)	-
Failure strain, %	1.5	1.5	1.4	-
Poisson's ratio	0.26	0.27	0.30	-
0° Compressive Properties				
Strength, ksi (MPa)	220 (1510)	190 (1310)	170 (1170)	170 (1170)
Modulus, Msi (GPa)	22 (152)	22 (152)	21 (145)	21 (145)
0° Flexural Properties				
Strength, ksi (MPa)	350 (2410)	315 (2170)	260 (1790)	260 (1790)
Modulus, Msi (GPa)	23 (159)	23 (159)	22 (152)	22 (152)
90° Tensile Properties				
Strength, ksi (MPa)	9.2 (63)	8.7 (60)	7.0 (48)	-
Modulus, Msi (GPa)	1.6 (11)	1.5 (10)	1.2 (8.3)	-
90° Flexural Properties				
Strength, ksi (MPa)	16 (110)	15 (103)	13 (90)	13 (90)
Modulus, Msi (GPa)	1.4 (9.7)	1.4 (9.7)	1.1 (7.6)	1.1 (7.6)

Data continues in Table 5

Property values listed are typical for laminates with 60% fiber volume

Wet = water immersion for 14 days at 160°F (71°C)

Table 5 | Mechanical Properties: High strength [> 750 ksi (5170 MPa) intermediate modulus [40 Msi (276 GPa) class] carbon fiber reinforced unidirectional tape, continued

Typical Cytec Engineered Materials product code: APC-2/IM7

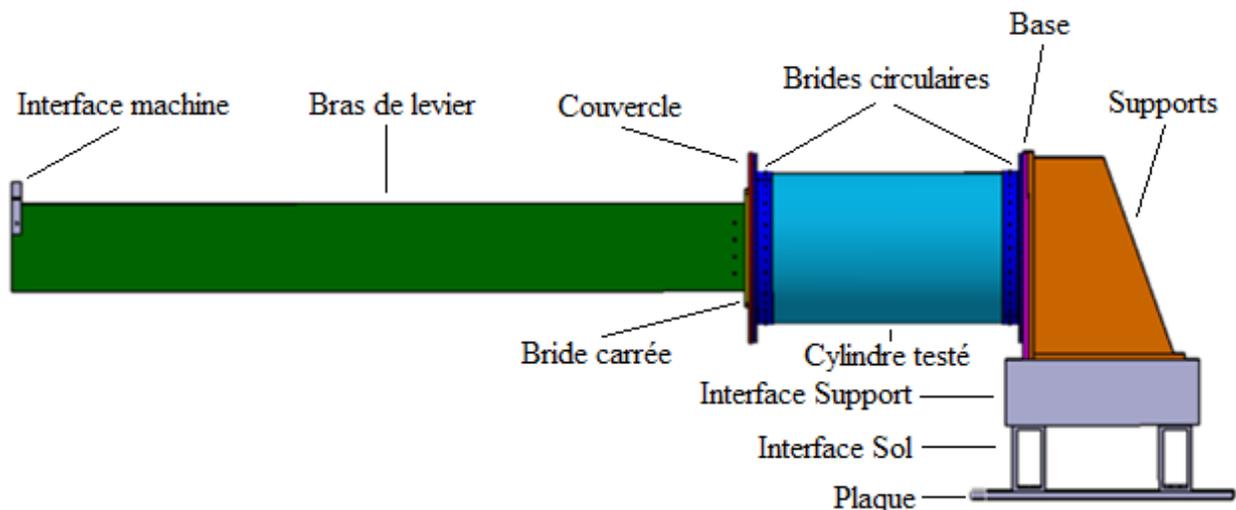
Mechanical Properties	Test Temperature			
	-67°F (-55°C)	75°F (24°C)	250°F (177°C)	250°F (177°C) wet
In-plane Shear Properties				
Strength, ksi (MPa)	28 (193)	26 (179)	20 (138)	19 (131)
Modulus, Msi (GPa)	0.86 (5.9)	0.80 (5.5)	0.52 (3.6)	0.40 (2.8)
Open Hole Tension				
Strength, ksi (MPa)	74 (510)	69 (476)	66 (455)	63 (434)
Open Hole Compression				
Strength, ksi (MPa)	50 (345)	47 (324)	38 (262)	36 (248)
Compression after impact				
Strength after 1500 in-lb/in (6.67 J/mm) impact, ksi (MPa)	-	53 (366)	-	-
Interlaminar fracture toughness				
Mode I G_{IC} , in-lb/in ² (kJ/m ²)	9.2 (1.6)	13 (2.3)	-	-
Mode II G_{IC} , in-lb/in ² (kJ/m ²)	12 (2.1)	11 (1.9)	-	-

Property values listed are typical for laminates with 60% fiber volume

Wet = water immersion for 14 days at 160°F (71°C)

ANNEXE 3 – Liste des pièces du montage de flexion

Nom	Qte	Matériau	Commentaires
Pièces usinées à l'ASC			
Bras de levier	1	Acier	Découpé dans un profilé carré standard (8"x8"x3/8")
Couvercle	1	Aluminium	A été remplacé par un couvercle d'acier
Bride carrée	1	Acier	
Bride circulaire	10	Aluminium	
Base	1	Aluminium	
Support	2	Acier	
Interface Support	2	Acier	Découpées dans un profilé rectangulaire standard (6"x3"x1/4")
Interface Sol	2	Acier	
Interface Machine-Bras de levier	1	Acier	
Plaque	1	Acier	
Tiges de support pour LVDT	2	Acier	
Pièces standards			
Vis 1/4"-28-3/4" Fully Threaded	50	Acier	Achetés de McMaster-Carr
Vis 1/4"-28-1" Fully Threaded	100	Acier	
Vis 3/8"-24-1" Fully Threaded	25	Acier	
Vis 1/4"-28-1 1/4" Fully threaded	100	Acier	
Vis 1/4"-28-1 1/2" Partially threaded (Shoulder length = 1/2")	300	Acier	
Vis 1/4"-28-1" Flat Head	50	Acier	
Vis 3/8"-24-1 1/4" Flat Head	50	Acier	
Écrou 1/4"-28	400	Acier	
Washer pour vis 1/4"	888	Acier	



ANNEXE 4 – Procédure d'utilisation du montage de flexion

DÉMARRER LE TEST

1. Allumer l'ordinateur (tour de droite)
2. Se connecter dans le compte local de l'ordinateur
3. Allumer les cartes d'acquisition de National Instruments
4. Allumer les 2 sources de courant pour les capteurs LVDT
 - 4.1. Appuyer 2 fois sur Recall (15.00V devrait apparaître à l'écran) puis 3 fois sur la flèche vers la droite pour que l'affichage arrête de clignoter
5. Allumer la machine Instron (Interrupteur près des boutons JOG)
6. Descendre le chariot sous le bras de levier de quelques cm
7. Attendre 5 minutes pour laisser le temps aux machines de se réchauffer
8. Ouvrir l'interface Labview Computer\OSDisk (C)\ Instron\Fatigue Feasability\ Instron Fatigue Test Feasability v2_07_04 File Titles Composite4
9. Ouvrir le Task Manager (Ctrl+Alt+Suppr), aller dans Processes et changer la priorité de Labview à High (cliquer avec le bouton droit sur Labview dans la liste des programmes)
10. Remplir si nécessaire les valeurs des cases de droite (Les valeurs devraient déjà être là mais à vérifier) :
 - 10.1. File Res =5
 - 10.2. Extension Min=-8.5
 - 10.3. Extension Max=7.5
 - 10.4. Les tableaux de vitesses doivent être les suivants

Extension UP	Speed		Extension DOWN	Speed
-7.4	250		6.6	250
-7.3	500		6.4	500
6.1	250		-6.9	250
6.5	100		-7.3	100
6.7	0		-7.5	0

11. Appuyer sur le bouton IEEE du contrôleur de la machine Instron pour activer l'envoi de données (seul le bouton IEEE doit être allumé, si SPEED est toujours allumé, appuyer sur STOP fois puis ré-appuyer sur IEEE)
12. Appuyer sur le bouton Run de l'application Labview (flèche en haut à gauche)
13. Appuyer sur le bouton RUN de l'application (bouton carré sous les Extensions Maximales)
 - 13.1. S'assurer que les cycles commencent (ATTENTION : Le premier cycle est toujours lent à partir)

- 13.2. S'assurer que le bras de levier ne touche pas au chariot durant le cyclage
- 13.3. Surveiller attentivement les 2 premières minutes environ, si les cycles sont saccadés, arrêter l'application puis la repartir
14. Fermer les rubans autour du montage et placer les papiers TEST EN COURS sur le montage et sur l'ordinateur

PENDANT LE TEST

15. Ne pas utiliser l'ordinateur pour faire autre chose alors que le test roule
16. Revenir quelques fois durant la journée et regarder si l'amplitude du cycle est toujours la même (environ 2400N)

ARRÊTER LE TEST

17. À la fin de la journée, appuyer sur STOP de l'application alors que le cycle passe près de 0mm et 0N pour arrêter le mouvement de la machine (Bouton carré gris)
18. Appuyer sur l'icône de STOP pour arrêter Labview (Bouton en haut à gauche)
19. Fermer Labview
20. Éteindre l'ordinateur
21. Replacer le bras de levier à sa position 0 à l'aide du contrôleur de la machine:
 - 21.1. Appuyer sur IEEE pour le mettre à OFF
 - 21.2. Appuyer sur SPEED pour le mettre à ON
 - 21.3. Taper 10.0 puis ENTER
 - 21.4. Utiliser les boutons UP et DOWN pour replacer le bras de levier à sa position 0 (essayer d'arriver à un déplacement entre -0.02 et +0.02)
22. Éteindre la carte d'acquisition NI et les 2 sources de courant
23. Remonter le chariot sous le bras de levier pour que le bras de levier soit appuyé (vérifier que cela n'affecte pas la charge de la machine de plus de 100N)
24. Éteindre la machine Instron