

Titre: Développement de rivets en composite de carbone et poly(étheréthercétone) pour les structures aéronautiques
Title: Development of carbon fiber and poly(etheretherketone) rivets for aerospace structures

Auteur: Christophe Absi
Author:

Date: 2020

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Absi, C. (2020). Développement de rivets en composite de carbone et poly(étheréthercétone) pour les structures aéronautiques [Mémoire de maîtrise, Polytechnique Montréal]. PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/5382/>
Citation:

Document en libre accès dans PolyPublie

Open Access document in PolyPublie

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/5382/>
PolyPublie URL:

Directeurs de recherche: Louis Laberge Lebel
Advisors:

Programme: Génie aérospatial
Program:

POLYTECHNIQUE MONTRÉAL
affiliée à l'Université de Montréal

**Développement de rivets en composite de carbone et poly(étheréthercétone)
pour les structures aéronautiques**

CHRISTOPHE ABSI
Département de génie mécanique

Mémoire présenté en vue de l'obtention du diplôme de *Maîtrise ès sciences appliquées*
Génie aérospatial

Août 2020

POLYTECHNIQUE MONTRÉAL

affiliée à l'Université de Montréal

Ce mémoire intitulé :

**Développement de rivets en composite de carbone et poly(étheréthercétone)
pour les structures aéronautiques**

présenté par **Christophe ABSI**

en vue de l'obtention du diplôme de *Maîtrise ès sciences appliquées*
a été dûment accepté par le jury d'examen constitué de :

Aurelian VADEAN, président

Louis LABERGE LEBEL, membre et directeur de recherche

Rachid BOUKHILI, membre

DÉDICACE

*À Farid, Irène, Laurence et Alexandre,
pour votre appui et encouragement inconditionnel.*

REMERCIEMENTS

Merci à toutes les personnes qui m'ont aidé de près ou de loin dans le cadre de mes études.

Tout d'abord, merci à Louis Laberge Lebel qui m'a accepté au sein de son équipe de recherche. Dès 2017 il m'a supporté et encouragé à toujours faire mieux. Grâce à ta passion, son dynamisme et à sa patience, j'ai pu acquérir plusieurs connaissances scientifiques et techniques. tu as été une grande source de motivation.

Pour l'aide et les conseils de l'équipe de Bombardier Aviation, Jean-Evrard Brunel, Jonathan Laliberté et Mario Simard : merci pour tout.

À Vincent Fortier, grâce à qui toute cette aventure à été possible, merci pour le soutien et les conseils toutes ces années.

À Yohan Gendreau qui a su me transmettre sa passion et qui m'a montré l'art dans les composites dès mon entrée à Polytechnique, merci pour tout ce que tu m'as montré avec patience et diligence.

À toute l'équipe du laboratoire : Yasmine, Nawaf, Pascal, Matthieu, Pablo, Mohammad, Marc, Mehdi et Cristian : vous avez été une équipe incroyable et ce fut pour moi un honneur de travailler avec vous. Un merci spécial à Félix Lessard pour tous les conseils, les idées, les coups de main et les révisions.

Un énorme merci à Stéphane Nilsson qui m'a supporté dans mes expériences. Ta contribution remarquable au projet a grandement accéléré son avancement.

À Vincent Mayer, Christian-Charles Martel, Benedict Besner, Guy Gironne et Alvaro Ramirez, qui ont été d'une aide formidable lors de la fabrication et réparation de la machine et des outils, merci énormément. Toutes les expériences réalisées n'auraient pas été possibles sans votre expertise. La machine de rivetage n'aurait pas non plus été possible sans l'aide de Pascal, Arnaud, Emile, Samuel et Érik.

Aux membres du Jury, Rachid Boukhili et Aurelian Vadean, merci pour votre temps et vos précieux commentaires.

Enfin, merci à mes parents, Farid et Irène, et à ma soeur et mon frère, Laurence et Alexandre, qui m'ont supporté et relu tant de fois sans trop comprendre de quoi je parlais. Merci pour vos encouragements.

RÉSUMÉ

Au cours des dernières années, la proportion qu'occupent les matériaux composites dans les avions est passée d'environ 11 % à plus de 50 %. Les nombreux avantages que présentent ces matériaux sont à la source de cette croissance fulgurante. L'avantage principal des matériaux composites est qu'ils ont des propriétés spécifiques élevées, c'est-à-dire qu'ils sont à la fois légers et résistants. L'utilisation de tels matériaux dans les structures aéronautiques apporte des nouveaux défis. Notamment, il est impossible de joindre les laminés avec les méthodes de rivetage conventionnelles. En effet, le joint peut subir des dommages tels que de la délamination lorsqu'une attache est insérée dans un trou présentant un faible jeu ou lorsque le rivet métallique est déformé plastiquement. En ce moment, ce sont des attaches en titane, similaires à des boulons et écrous, qui sont installées dans des trous avec un grand jeu. Toutefois, ces attaches présentent des problèmes par rapport à leur masse, leur coût, la corrosion et la foudre. Pour mitiger ces problèmes, on propose l'utilisation de rivets en composite de fibre de carbone et poly(étheréthercétone) (CF/PEEK).

Peu de technologies existent pour mettre en forme des rivets en CF/PEEK. Une nouvelle machine a donc été mise au point. Celle-ci chauffe des préformes cylindriques par effet Joule, jusqu'à une température supérieure au point de fusion de la matrice thermoplastique. La préforme peut ensuite être mise en forme de rivet à l'aide d'un système d'outils actionné par cinq actuateurs, chacun capable d'appliquer une force de 1 kN. La machine est automatisée et est opérée par une interface réalisée sur LabVIEW. À l'aide de cette nouvelle machine, des procédés différents ont été développés pour installer les rivets dans des plaques d'acier et de polymère renforcé de fibre de carbone (CFRP). Ils sont formés *in situ*, soit directement dans les éléments à joindre. Le procédé de mise en forme dans l'acier requiert un chauffage avec une puissance allant jusqu'à 175 W. Pour les joints en CFRP, 110 W sont nécessaires. Dans les deux cas, après le chauffage, une force de rivetage de 250 N est appliquée. Ensuite, le joint riveté est refroidi puis démoulé. Du début du chauffage au début du démoulage, 35 s s'écoulent. Ces procédés permettent de former les rivets correctement, mais des microographies ont montré des signes de brûlure dans les rivets formés avec le plus fort apport de chaleur. Des joints rivetés ont été soumis à des essais en cisaillement et en tension. Les rivets en CF/PEEK ont été comparés à des attaches en titane, dans des conditions semblables. Les résultats ont montré que les nouveaux rivets en CF/PEEK ont des propriétés spécifiques supérieures à celles des attaches en titane. En cisaillement, les rivets en CF/PEEK ont tenu 9 kN/g, contre environ 5 kN/g pour les rivets en titane. En tension, les rivets en CF/PEEK tiennent 5,6 kN/g, alors que les rivets en titane tiennent entre 3 kN/g et 5,5 kN/g.

ABSTRACT

The proportion of composite materials in aircraft has risen from 11 % to more than 50 % over the last years. These materials present many advantages that make them attractive to the aerospace industry. One of the most important advantages is their high specific strength, i.e., their strength relative to their weight. However, using composite materials brings its lot of challenges. One of them is the impossibility to join these materials using traditional fastening techniques. Indeed, using conventional metallic rivets could cause damage to the laminates, such as delamination. This has been overcome by the adoption of bolt-type fasteners installed in holes with a clearance fit. These fasteners are still the source of problems with regards to weight, cost, corrosion, and lightning strikes. The use of carbon fiber and poly(ether ether ketone) composite (CF/PEEK) rivets could mitigate these issues.

Few technologies are available to shape CF/PEEK rivets. A new machine has therefore been developed. The machine heats cylindrical blanks by the Joule effect, to a temperature above the melting point of the thermoplastic matrix. The blank can then be compressed into the shape of a rivet using a tool system driven by five actuators, each capable of applying a force of 1000 N. The machine is automated and is operated by means of a human-machine interface created on LabVIEW. Using this new machine, different processes have been developed to install the rivets in steel plates and carbon fiber reinforced polymer (CFRP) plates. They are moulded *in situ*, i.e. directly into elements to be joined. The shaping process in steel requires heating with a power of up to 175 W. For CFRP joints, only 110 W are required. In steel or CFRP, following the heating stage, a riveting force of 250 N is applied and the riveted joint is cooled before being demoulded. The duration of the riveting process is 35 s, from the start of the heating to the demoulding. These processes allow the blanks to be shaped into rivets correctly, however micrographs have shown signs of burning in the rivets formed with the highest heat input. Riveted joints were subjected to shear and tension tests. CF/PEEK rivets were compared to titanium fasteners, under similar conditions. The results showed that the new CF/PEEK rivets have specific properties up to almost twice as high as those of traditional titanium fasteners. CF/PEEK rivets submitted to shear held 9 kN/g, while titanium fasteners held 5 kN/g. For samples submitted to tension, CF/PEEK rivets held 5,6 kN/g, while titanium fasteners held between 3 kN/g and 5,5 kN/g.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iii
REMERCIEMENTS	iv
RÉSUMÉ	v
ABSTRACT	vi
TABLE DES MATIÈRES	vii
LISTE DES TABLEAUX	ix
LISTE DES FIGURES	x
LISTE DES SYMBOLES ET ABRÉVIATIONS	xiv
LISTE DES ANNEXES	xvii
CHAPITRE 1 INTRODUCTION	1
1.1 Contexte du projet et problématique	1
1.2 Objectifs	2
1.3 Organisation du mémoire	2
CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE	4
2.1 Méthodes d'assemblage de structures aéronautiques	4
2.1.1 Attaches mécaniques usuelles	4
2.1.2 Limitations dans les matériaux composites	8
2.2 État de l'art des attaches en matériaux composites	10
2.2.1 Méthodes de rivetage	12
2.2.2 Machines de rivetage	13
2.2.3 Propriétés mécaniques	15
2.3 Synthèse de la revue de littérature	21
CHAPITRE 3 CONCEPTION D'UNE MACHINE DE RIVETAGE	23
3.1 Analyse fonctionnelle et répartition du travail	23
3.1.1 Analyse fonctionnelle	23

3.1.2 Répartition du travail	26
3.2 Outilage	27
3.3 Système de chauffage par effet Joule	30
3.4 Interface personne-machine	31
3.5 Disposition globale de la machine	32
3.6 Discussion critique sur la machine développée	33
3.7 Conclusion de la conception d'une machine de rivetage	36
CHAPITRE 4 PROCÉDÉ DE RIVETAGE PAR EFFET JOULE POUR RIVETS EN CF/PEEK	37
4.1 Méthode de conception du procédé de rivetage par effet Joule	37
4.1.1 Fabrication des préformes	37
4.1.2 Dimensionnement des rivets	38
4.1.3 Procédure de rivetage	41
4.2 Résultats du procédé de rivetage par effet Joule	45
4.2.1 Étude des préformes	45
4.2.2 Étude de la procédure de rivetage	46
4.3 Discussion critique sur la méthode proposée	49
4.4 Conclusion du développement du procédé de rivetage	50
CHAPITRE 5 CARACTÉRISATION DE RIVETS EN CF/PEEK	51
5.1 Méthodes de caractérisation des rivets	51
5.2 Morphologie des rivets	53
5.3 Propriétés mécaniques des rivets en cisaillement	54
5.4 Propriétés mécaniques des rivets en tension	59
5.5 Conclusion sur les caractéristiques des rivets	64
CHAPITRE 6 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS	65
6.1 Synthèse des travaux	65
6.2 Limitations	66
6.2.1 Limites de la machine de rivetage	66
6.2.2 Limites du procédé de rivetage	66
6.2.3 Limites de la validité des propriétés mécaniques	67
6.3 Recommandations	67
RÉFÉRENCES	69
ANNEXES	76

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 3.1	Fonctions Principales	23
Tableau 3.2	Fonctions Complémentaires	24
Tableau 3.3	Fonctions Contraintes	25
Tableau 3.4	Validation du cahier de charges	33
Tableau 4.1	Propriétés des fils mélangés	37
Tableau 4.2	Propriétés des attaches métalliques - <i>Hi-Lite</i>	39
Tableau 4.3	Paramètres de rivetage variés	44
Tableau 5.1	Diamètre des trous (ϕ_h)	52
Tableau 5.2	Propriétés des joints testés en cisaillement	58
Tableau 5.3	Propriétés des joints testés en tension	63

LISTE DES FIGURES

Figure 2.1	Attaches filetées typiques. a) Vis. b) Boulon avec écrou. c) Goujon fileté.	5
Figure 2.2	Rivets typiques a) Rivet non aveugle. b) Rivet aveugle.	6
Figure 2.3	Processus d'installation d'une attache <i>Huckrimp®</i> [1]. a) Le collet est vissé sur l'attache afin de serrer le joint. b) Un outil de sertissage est installé autour du collet. c) Une force est appliquée pour sertir le collet autour de l'attache. d) L'outil est retiré de l'attache installée.	8
Figure 2.4	Rivet <i>Hi-Lite™</i> . a) Goupille et collet d'une attache. b) Attache assemblée.	8
Figure 2.5	Schéma de l'attache en composite proposée par Poullos en 1979 [2]. . .	11
Figure 2.6	Principe général d'installation de rivets en composite thermoplastique renforcé de fibre (TPC). a) Des préformes sont découpées. b) Une préforme est installée dans un joint. c) La préforme est chauffée, déformée et refroidie pour obtenir un rivet. [3]	12
Figure 2.7	Principe de rivetage proposé par Fortier [4]. a) Installation de la préforme. b) Chauffage du chanfrein. c) Formation du chanfrein. d) Création d'une poche d'air et chauffage de la tête. e) Formation de la tête.	13
Figure 2.8	Schéma de la machine de rivetage proposée par V. Fortier [5]. a) Identification des composantes principales du mécanisme de rivetage aux conditions initiales. b) Mécanisme de rivetage aux conditions finales avec rivet mis en forme.	14
Figure 2.9	Courbe force-déplacement typique pour un essai en cisaillement pour un joint en composite avec une attache métallique [6, 7].	16
Figure 2.10	Courbe force-déplacement typique pour un essai en tension pour un joint en composite avec une attache métallique [8].	17
Figure 2.11	Courbe d'essai avec compensation de pied de courbe [6, 9, 10]	18
Figure 2.12	Défaillances usuelles lors d'un essai en cisaillement. a) Fracture de la plaque en cisaillement. b) Dommage de la plaque en matage. c) Fracture de la plaque en tension. d) Fracture de la plaque par clivage. e) Cisaillement de l'attache. f) Arrachement à travers la plaque. g) Fracture de la tête. h) Arrachement des filets de l'attache ou du collet. [6]	19
Figure 2.13	Flexion secondaire dans un joint à simple recouvrement en cisaillement.	19

Figure 2.14	Défaillances usuelles lors d'un essai en tension. a) Arrachement à travers les plaques. b) Rupture du corps de l'attache. c) Déformation de la tête. d) Fracture de la tête. e) Rupture du collet. f) Arrachement des filets du collet. g) Arrachement des filets de l'attache. [8]	20
Figure 3.1	Concept de machine de rivetage. a) Système proposé par V. Fortier [5]. b) Nouveau concept de machine [11].	27
Figure 3.2	Outils de la machine de rivetage. a) Outilage supérieur. b) Outilage inférieur. c) Vue rapprochée de l'outilage. d) Vue rapprochée de la combinaison de tubes de céramique et d'acier.	28
Figure 3.3	Actuateurs pour les outils de la machine de rivetage.	29
Figure 3.4	Schéma électrique du circuit de chauffage par effet Joule	30
Figure 3.5	Fenêtre principale de l'interface homme-machine	31
Figure 3.6	Disposition globale de la machine de rivetage	32
Figure 3.7	Premiers rivets en CF/PEEK mis en forme	34
Figure 4.1	Diagramme du système de pultrusion multi filière [12].	38
Figure 4.2	Dimensions (mm) a) d'une attache métallique. b) d'un trou typique. .	39
Figure 4.3	Dimensions du rivet en CF/PEEK	40
Figure 4.4	Description des dimensions a) d'un rivet en CF/PEEK. b) d'une préforme .	40
Figure 4.5	Procédé de rivetage. a) Description des outils. b) Installation de la préforme. c) Chauffage de la préforme. d) Mise en forme du rivet. e) Refroidissement.	42
Figure 4.6	Gabarit de rivetage séparable. a) Gabarit assemblé avec rivet en CF/PEEK. b) Gabarit séparé pour démolage du rivet en CF/PEEK.	42
Figure 4.7	Rivets produits avec différents procédures. a) Malformation majeure sur l'intégralité du rivet. b) Chanfrein mal formé. c) Tête protubérante mal formée. d) Rivet correctement formé.	43
Figure 4.8	Positions initiales et finales de l'outilage de la machine de rivetage. .	44
Figure 4.9	Micrographie des préformes de CF/PEEK. a) Préformes coupées. b) Micrographie longitudinale à grossissement 50×. c) Micrographie transversale à grossissement 50×. d) Micrographie transversale à grossissement 200×	45
Figure 4.10	Rivets en CF/PEEK installés dans des joints. a) Côté chanfreiné dans SS304. b) Côté protubérant dans SS304. c) Côté chanfreiné dans CFRP. d) Côté protubérant dans CFRP.	46
Figure 4.11	Évolution de la progression de la mise en forme d'un rivet et du chauffage dans l'acier.	47

Figure 4.12	Évolution de la progression de la mise en forme d'un rivet et du chauffage dans un CFRP.	49
Figure 5.1	Assemblage d'essai en cisaillement selon la norme ASTM D5961, proc. B. (modifiée). Les dimensions des trous et chanfreins se trouvent au Tableau 5.1 et à la Figure 4.2.	51
Figure 5.2	Assemblage d'essai en cisaillement selon la norme ASTM D7332, proc. A. Les dimensions des trous et chanfreins se trouvent au Tableau 5.1 et à la Figure 4.2.	52
Figure 5.3	Micrographies de rivets en CF/PEEK non sollicité avec grossissement 50×. a) Plaques d'acier, trou faible charge. b) Plaques d'acier, trou haute charge. c) Plaques de CFRP, trou faible charge. Les flèches indiquent les bavures mentionnées au Chapitre 4.2.2. d) Plaques de CFRP, trou haute charge.	53
Figure 5.4	Résultats des essais en cisaillement dans les plaques d'acier (SS304) et de CFRP pour les configurations faible charge (FC) et haute charge (HC). Les astérisques indiquent une courbe typique plutôt que moyenne. a) Rivets en titane. b) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en titane. c) Rivets en CF/PEEK. d) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en CF/PEEK.	55
Figure 5.5	Photos des rivets en CF/PEEK testés en cisaillement. a) Rivet en CF/PEEK cassé en cisaillement. b) Endommagement en matage dans une plaque d'acier. c) Rotation du rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier. d) Arrachement de matière dans la tête chanfreinée d'un rivet en CF/PEEK testé dans des plaques d'acier. e) Endommagement en matage dans une plaque en CFRP. f) Tête protubérante arrachée. g) Rotation du rivet en CF/PEEK dans des plaques en CFRP.	56
Figure 5.6	Micrographies de rivets sollicités en tension avec grossissement 50×. a) Attache en titane dans des plaques d'acier. b) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou faible charge. c) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou haute charge. d) Attache en titane dans des plaques de CFRP, trou faible charge. e) Rivet en titane dans des plaques de CFRP, trou haute charge. f) Rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP.	57
Figure 5.7	Limites des joints avec rivets en titane et en CF/PEEK sollicités en cisaillement. a) Chargement maximal. b) Force spécifique.	59

Figure 5.8	Résultats des essais en tension dans les plaques d'acier (SS304) et de CFRP pour les configurations faible charge (FC) et haute charge (HC). a) Rivets en titane. b) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en titane. c) Rivets en CF/PEEK. d) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en CF/PEEK.	60
Figure 5.9	Photos des rivets en CF/PEEK testés en tension. a) Endommagement dans le corps d'un rivet dans des plaques d'acier. b) Présence de zones délaminiées autour du rivet dans les plaques en CFRP. c) Arrachement de la tête chanfreinée à travers le trou dans une plaque en CFRP. . .	61
Figure 5.10	Micrographies de rivets sollicités en tension avec grossissement 50×. a) Attache en titane typique dans des plaques d'acier. b) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou faible charge. c) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou haute charge. d) Attache titane typique dans des plaques de CFRP. e) Rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP, trou faible charge. c) Rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP, trou haute charge.	62
Figure 5.11	Limites des joints avec rivets en titane et en CF/PEEK sollicités en tension. a) Chargement maximal. b) Force spécifique.	63

LISTE DES SYMBOLES ET ABRÉVIATIONS

Symboles

d	Diamètre de sortie des filières de pultrusion [mm]
d_C	Profondeur du chanfrein (<i>Countersink depth</i>) [mm]
H_H	Hauteur de la tête protubérante (<i>Head height</i>) [mm]
K	Facteur d'importance [-]
L_B	Longueur de la préforme (<i>Blank length</i>) [mm]
$P_i(t)$	Progrès du procédé dans le haut ou le bas du joint dans le temps [-]
T_g	Température de transition vitreuse (<i>Glass transition temperature</i>) [°C]
T_m	Température de fusion (<i>Melting temperature</i>) [°C]
T_p	Température de traitement (<i>Processing temperature</i>) [°C]
t_T	Épaisseur total du joint (<i>Total thickness</i>) [mm]
V	Vitesse de pultrusion [mm/min]
V_C	Volume du chanfrein [mm ³]
V_f	Taux volumique de fibre [-]
V_H	Volume de la tête protubérante (<i>Head volume</i>) [mm ³]
V_S	Volume du corps du rivet (<i>Shank volume</i>) [mm ³]
V_v	Taux volumique de vide [-]
$z_{b,\text{bas}}(t)$	Position de l'emboutissoir du bas dans le temps [mm]
$z_{b,\text{haut}}(t)$	Position de l'emboutissoir du haut dans le temps [mm]
$z_{b,i}(t)$	Position de l'emboutissoir du haut ou du bas dans le temps [mm]
$z_{p,\text{bas}}(t)$	Position du piston du bas dans le temps [mm]
$z_{p,\text{haut}}(t)$	Position du piston du haut dans le temps [mm]
$z_{p,i}(t)$	Position du piston du haut ou du bas dans le temps [mm]
$z_{100\% \text{bas}}$	Position finale attendue des outils dans le bas du joint [mm]
$z_{100\% \text{haut}}$	Position finale attendue des outils dans le haut du joint [mm]
$z_{100\% i}$	Position finale attendue des outils dans le haut ou le bas du joint [mm]
θ	Angle du chanfrein [°]
σ_{max}	Contrainte de tension maximale apparente [MPa]
τ_{max}	Contrainte de cisaillement maximale apparente [MPa]
ϕ_B	Diamètre de la préforme (<i>Blank diameter</i>) [mm]
ϕ_h, \emptyset_h	Diamètre du trou [mm]

Abbréviations et acronymes

AFP	Placement de fibre automatisé (<i>Automated fibre placement</i>)
CdC	Cahier des charges
CFRP	Composite de polymère renforcé de fibre de carbone (<i>Carbon fibre reinforced polymer</i>)
CF/PEEK	Composite de fibre de carbone et poly(étheréthercétone)
CF/PEEK	Composite de fibre de carbone et polyétherimide
CNESST	Commission des normes, de l'équité, de la santé et de la sécurité du travail
CORSIA	<i>Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation</i>
CRES	Acier résistant à la corrosion (<i>Corrosion Resistant Steel</i>)
FC	Fonction complémentaire
FC	Faible charge
FCo	Fonction contrainte
FOD	<i>Foreign Object Damage</i>
FP	Fonction principale
FRP	Polymère renforcé de fibre (<i>Fibre reinforced polymer</i>)
GFRP	Composite de polymère renforcé de fibre de verre (<i>Glass fibre reinforced polymer</i>)
GUI	Interface graphique (<i>Graphical user interface</i>)
HC	Haute charge
HMI	Interface personne-machine (<i>Human-machine interface</i>)
labSFCA	Laboratoire de Structures de Fibres et de Composites Avancés
LabVIEW	<i>Laboratory Virtual Instrument Engineering Workbench</i>
MEC8370	Projet intégrateur IV
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NAVAIR	<i>Naval Air Systems Command</i>
OACI	Organisation de l'aviation civile internationale
PA	Polyamide
PC	Polycarbonate
PEEK	Poly(étheréthercétone) (<i>Poly(ether ether ketone)</i>)
PEI	Polyetherimide
SO	Sous-objectif
SS	Acier inoxydable (<i>Stainless steel</i>)
SS304	Acier inoxydable de type 304
TI	Titane

TPC	Composite thermoplastique renforcé de fibre (<i>Thermoplastic composite</i>)
TRL	<i>Technology readiness level</i>
12K/PEEK	Fibres de carbone 12K et de poly(étheréthercétone) mélangées
\$CA	Dollar canadien

LISTE DES ANNEXES

Annexe A	CODES DE COMMANDE DE LA MACHINE DE RIVETAGE . . .	76
----------	---	----

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

*If every experiment you do does work,
perhaps it means you are not trying things
that are adventurous enough...*
- Sir Martyn Poliakoff

1.1 Contexte du projet et problématique

À lui seul, le transport par avion compte pour environ 2% des émissions de carbone au monde, soit 814 millions de tonnes de CO₂ par année [13]. Afin de réduire ces émissions, les pays membres de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) ont adopté le programme *Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation* (CORSIA) en 2016 [14]. De plus, le carburant représente un coût important pour l'opération d'un avion. Il est estimé qu'un avion utilise environ 2900 L de carburant par année pour chaque kilogramme transporté [15]. Les 34,5 milliards de dollars de carburant consommés par les opérateurs en 2018 représentent plus de 20% de leurs coûts d'opération [16]. Ces éléments sont certainement de forts incitatifs pour que les avionneurs conçoivent des avions ayant une meilleure efficacité énergétique, pour réduire les émissions et la consommation.

Réduire le poids des avions ne dépend pas que des passagers et de leurs bagages. Un avion avec une structure plus légère aurait des avantages économiques importants pour son opérateur. Les matériaux composites sont particulièrement intéressants dans ces applications, car ils sont à la fois légers et résistants, c'est-à-dire qu'ils ont des propriétés spécifiques élevées. Cette propriété des matériaux composites est bien connue. Au courant des années les composites ont pris une place de plus en plus importante dans les aéronefs. Par exemple, alors qu'un avion lancé en 2000 n'était composé que de 11% de matériaux composites, les nouveaux avions sont maintenant composés de plus de 50% de composites [17]. Ces nouveaux matériaux auront permis une réduction supérieure à 30% de la masse des structures d'aéronefs [18].

Malgré leurs avantages, les composites de polymères renforcés de fibres (FRP) ne sont pas sans inconvénient. Notamment, il est impossible de les joindre à l'aide des rivets métalliques traditionnellement utilisés dans l'industrie aéronautique. En effet, leur installation dans des trous avec serrage apporte des problèmes de délamination [19]. Ceci a été résolu par l'utilisation d'attaches dans des trous avec un jeu. Les attaches généralement employées sont similaires à un boulon et écrou. Toutefois, elles ont aussi des désavantages dont les mitigations

sont coûteuses. Les problèmes liés aux attaches métalliques sont sur les plans de la corrosion galvanique, de leur masse, de leur coût, de l'expansion thermique et des risques liés à la foudre [2, 20, 21].

Des études ont montré que des rivets en FRP peuvent répondre aux problèmes identifiés précédemment [2]. Les plus récents développements indiquent que des rivets en composite thermoplastique renforcé de fibre (TPC) peuvent avoir des propriétés spécifiques supérieures à celles des attaches en titane [12, 22]. Ce projet en collaboration avec Bombardier Aviation est une continuation du développement de la technologie des rivets en composite. Un avion commercial tel que le Boeing 777 comporte environ 2,7 millions d'attaches [23]. N'en remplacer qu'une petite portion par une alternative plus légère permettrait aux futures générations d'aéronefs d'être plus sécuritaires, légères et économiques afin que le ciel soit plus «vert».

1.2 Objectifs

Une méthode d'assemblage à l'aide de rivets en TPC a été proposée par Bombardier Aviation [3]. Le projet a été poursuivi dans le cadre d'une maîtrise par Vincent Fortier [5]. Ce mémoire a pour objectif principal le développement de la technologie des rivets TPC, plus spécifiquement en ce qui a trait aux rivets en CF/PEEK formés à l'aide de l'effet Joule. Ceci peut être réparti en trois sous-objectifs (SO) :

SO1 : Concevoir une machine capable de mettre en forme des rivets en CF/PEEK par effet Joule.

SO2 : Développer une méthode de mise en forme et de rivetage par effet Joule pour rivets en CF/PEEK.

SO3 : Caractériser les rivets en CF/PEEK et les comparer à des attaches en titane.

1.3 Organisation du mémoire

Ce mémoire est divisé en 6 chapitres dont le contenu est le suivant :

— CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

Les attaches actuellement utilisées pour joindre des structures aéronautiques sont étudiées. Un état de l'art sur la technologie des rivets en matériaux composites est aussi présenté.

— CHAPITRE 3 CONCEPTION D'UNE MACHINE DE RIVETAGE

La méthode de conception ainsi que la machine de rivetage développée sont présentés avec les systèmes qui s'y rattachent.

— **CHAPITRE 4 PROCÉDÉ DE RIVETAGE PAR EFFET JOULE POUR RIVETS EN CF/PEEK**

La méthode employée pour fabriquer les rivets est présentée et discutée.

— **CHAPITRE 5 CARACTÉRISATION DE RIVETS EN CF/PEEK**

Les rivets produits sont étudiés à l'aide de micrographies et d'essais mécaniques en cisaillement et en tension afin de les comparer à des attaches traditionnelles en titane.

— **CHAPITRE 6 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS**

Le projet est discuté de manière critique afin d'en tirer les conclusions, limitations et recommandations pour la suite du développement de la technologie proposée.

CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

Ce chapitre présente une revue de littérature qui montre des méthodes de fixation auxquelles pourraient se comparer des rivets en CF/PEEK. Les limitations des attaches métalliques traditionnelles sont aussi expliquées. Ensuite, la technologie des vis en composites est présentée, suivie par les développements du domaine des rivets en composite. Afin d'aider à la clarté des termes employés, les noms communs anglais sont inclus entre parenthèses après les traductions françaises non usuelles.

2.1 Méthodes d'assemblage de structures aéronautiques

Une pléthore de méthodes est disponible pour assembler deux éléments ou plus. On définira l'action d'assembler comme étant une « manière de réunir différentes pièces préalablement ajustées pour qu'elles forment un ensemble rigide » [24]. Pour ce faire, on peut faire appel à des méthodes telles que l'attachement mécanique, l'adhésion, le soudage, ou à des combinaisons de celles-ci [25]. Dans le cadre de ce travail, l'accent sera mis sur les méthodes d'attachement mécanique, particulièrement sur celles qui sont dans les catégories des attaches filetées et des rivets employés dans l'industrie aéronautique.

2.1.1 Attaches mécaniques usuelles

Attaches filetées

Comme leur nom l'indique, les attaches filetées sont caractérisées par la présence de filets sur le corps de l'attache. À noter que la présence de filets ne classe pas immédiatement une attache dans cette catégorie. Cette distinction est discutée plus loin. On distingue généralement deux types d'attaches filetées : les vis et les boulons. Un troisième élément de fixation, le goujon fileté, incorpore des éléments d'une vis et d'un boulon. Des illustrations d'attaches filetées typiques sont présentées à la Figure 2.1 Chaque famille regroupe un grand nombre de types d'attaches, toutefois seules les grandes lignes de celles-ci seront présentées ici.

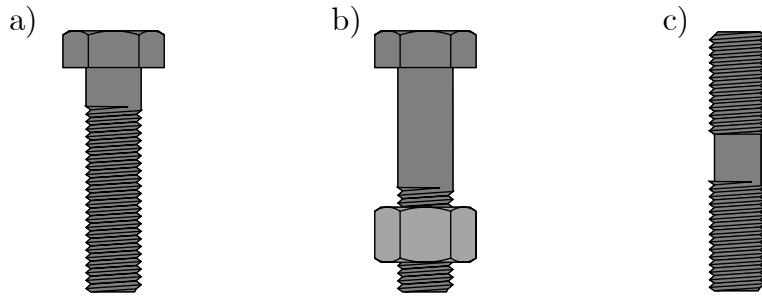


Figure 2.1 Attaches filetées typiques a) Vis b) Boulon avec écrou c) Goujon fileté

Les vis sont les attaches les plus utilisées dans les aéronefs [26]. Une vis est définie comme étant une attache avec un corps fileté de l'extérieur, qui est installée dans un trou ayant son propre filetage [27]. La vis peut aussi créer son propre filetage. Le serrage d'un joint vissé se fait en tournant l'attache par sa tête. Les vis se différencient des boulons par un filetage qui fait généralement toute la longueur de l'attache, et par une résistance parfois un peu moins élevée [26]. Le manuel de réparation d'aéronefs de l'Armée américaine identifie quatre types de vis [26] :

1. Les vis structurelles (*structural screws*)
2. Les vis à métaux (*machine screws*)
3. Les vis autotaraudeuses (*self-tapping screws*)
4. Les vis de réglage (*set screws*)

Les boulons, comme les vis, sont des attaches ayant un corps fileté de l'extérieur. Toutefois, ceux-ci sont généralement installés dans un trou de passage et sont retenus à l'aide d'un écrou [27]. Une multitude de boulons spécialisés est disponible, comme les boulons à chape (*clevis bolts*), les anneaux à visser (*eye bolts*), etc. Pour les structures aéronautiques, on en compte trois types principaux :

1. Les boulons à tête hexagonale (*hex bolts*)
2. Les boulons de serrage interne (*internal wrenching bolts*)
3. Les boulons à tolérance serrée (*close-tolerance bolts*)

Ces vis et boulons sont présentés en détail dans les manuels NAVAIR 01-1-A-1 [26] et NAVAIR 01-1A-8 [28] de l'Armée américaine. On y trouve aussi les spécifications des matériaux qui sont principalement des alliages d'acier. Les diverses méthodes de plaquage et de recouvrement sont détaillés dans le manuel de conception d'attaches de la *National Aeronautics and Space Administration* (NASA) [29].

Les goujons filetés, quant à eux, sont des attaches sans têtes. À la place, les deux extrémités sont filetées [30]. La première extrémité, comme une vis, est installée dans une pièce avec un trou fileté. Généralement, cet assemblage est réalisé de manière semi-permanente. Une autre pièce peut alors être glissée autour de la seconde extrémité et fixée à l'aide d'un écrou, comme avec un boulon.

Rivets

Les rivets sont une catégorie d'attaches qui regroupent les fixations dont l'installation requiert une déformation permanente d'une de leurs parties, forçant la destruction de l'attache en cas de désinstallation de celle-ci [26]. Ils sont très utilisés dans l'industrie aéronautique, car ils sont plus légers qu'un boulon et écrou, et sont plus rapides à installer [29]. Ils sont regroupés en deux grands types : les rivets non aveugles (*nonblind*) et aveugles (*blind*). Des exemples de ceux-ci sont illustrés à la Figure 2.2. Comme pour les attaches filetées, chaque famille regroupe un grand nombre de modèles et seules les grandes lignes seront présentées. Les manuels NAVAIR mentionnés plus tôt regroupent les informations supplémentaires par rapport aux applications et matériaux [26, 28].

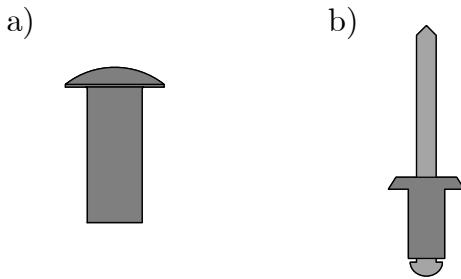


Figure 2.2 Rivets typiques a) Rivet non aveugle b) Rivet aveugle

Une attache non aveugle est employée lorsque les deux côtés d'une structure sont facilement accessibles. Habituellement, les rivets solides sont utilisés pour les applications structurelles, mais d'autres types d'attaches peuvent être employés selon les applications. Les aspects à considérer sont la résistance de l'attache, la facilité d'installation, ou les propriétés requises selon la température d'opération [26].

Les éléments suivants sont des attaches non aveugles typiques :

- Rivets solides (*Solid rivets*)
- Rivets tubulaires (*Tubular rivets*)
- Rivets « goujon » (*Pin rivet, "Hi-Shear"*)
- Attaches verrouillées par emboutissage (*Swage-locked fasteners*)
- Attaches avec boulons de verrouillage (*Lockbolt fasteners*)
- Attaches *Hi-LokTM* / *Hi-LiteTM*
- Attaches *Hi-TigueTM*
- Attaches *Huckrimp[®]*

Contrairement aux rivets non aveugles, les rivets aveugles peuvent joindre deux éléments même s'il n'est pas possible d'accéder aux deux côtés de la structure. Quelques exemples de ces attaches sont présentés ci-dessous :

- Rivets verrouillés mécaniquement (*Mechanically locked rivets*)
- Rivets bombés (*Bulbed rivets*)
- Rivets bloqués par friction (*Friction-locked rivets*)
- Rivets *CherryLOCK[®]*
- Rivets *CherryMAX[®]*
- Attaches *Jo-Bolt[®]* / *Visu-Lok[®]*
- Attaches *Composi-Lok[®]*
- Attaches *Rivnut[®]*

Ces attaches, aveugles ou non, sont disponibles en plusieurs matériaux, dont l'acier, l'aluminium et le titane. Il est à noter que dans les listes de rivets présentées ci-dessus, certaines attaches sont en fait composées de deux pièces très semblables à des boulons et écrous. Ces attaches entrent dans la catégorie rivet, car leur installation requiert la déformation d'au moins une de leurs parties. Par exemple, dans les cas des attaches *Huckrimp[®]*, la partie similaire à un écrou est sertie autour du boulon pour empêcher le démontage. Ce processus est illustré à la Figure 2.3.

Les attaches qui présentent un filetage, mais qui sont classifiées ici comme étant des rivets ont leur propre catégorie dans le manuel de conception des attaches de la NASA [29]. Ils sont nommés attaches avec boulons de verrouillage et peuvent être aveugles ou non. Des fixations mentionnées plus tôt, on y trouve :

- Rivets *Hi-Shear*
- Attaches *Hi-LokTM* / *Hi-LiteTM*
- Attaches *Hi-TigueTM*
- Attaches *Huckrimp[®]*
- Attaches *Jo-Bolt[®]*
- Attaches *Rivnut[®]*

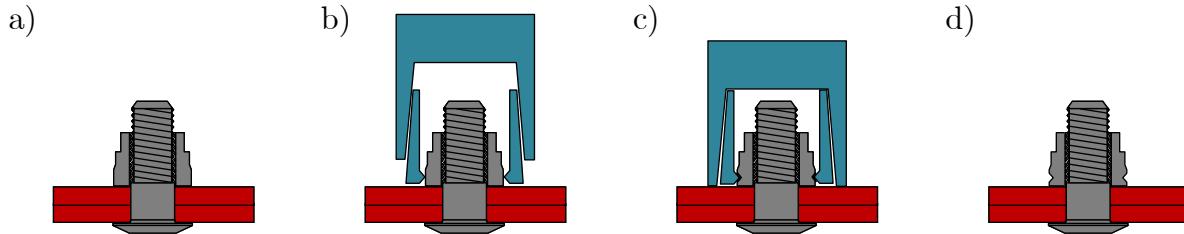


Figure 2.3 Processus d'installation d'une attache *Huckrimp*® [1]. a) Le collet est vissé sur l'attache afin de serrer le joint. b) Un outil de sertissage est installé autour du collet. c) Une force est appliquée pour sertir le collet autour de l'attache. d) L'outil est retiré de l'attache installée.

Les attaches *Hi-Lite*™ sont utilisées fréquemment dans les structures aéronautiques. La Figure 2.4 illustre les parties de l'attache (a), ainsi que leur assemblage (b).

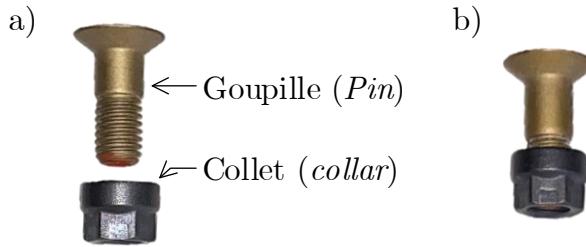


Figure 2.4 Rivet *Hi-Lite*™ a) Goupille et collet d'une attache b) Attache assemblée

Dans le cas des attaches ci-haut, la déformation plastique a lieu dans les filets, ce qui empêche l'ensemble de se défaire à cause de la vibration. Ceci signifie qu'une fois l'attache désassemblée, elle ne peut pas être réutilisée [31].

La liste d'attaches présentées dans cette section est non exhaustive. Au-delà des attaches usuelles présentées, il y a aussi plusieurs sortes d'attaches développées pour des applications spécifiques. Celles-ci sont présentées plus en détail dans la Section XII du manuel NAVAIR 01-1A-8 [28].

2.1.2 Limitations dans les matériaux composites

Parmi les attaches mentionnées plus haut, certaines ont été développées spécifiquement pour des applications avec des matériaux composites. Toutefois, en général, l'utilisation de composite de polymère renforcé de fibre de carbone (CFRP) avec des attaches métalliques pour la fabrication de structures aéronautiques apporte une série de problèmes liés à l'installation des attaches, à la dissimilarité entre les matériaux de l'attache et des pièces à assembler et à

la propension des attaches métalliques à conduire l'électricité à des endroits potentiellement indésirables de l'avion en cas de foudre.

Problèmes d'installation

Les problèmes d'installation peuvent être répartis en deux grandes catégories. La première est liée à l'interférence entre l'attache et le trou dans laquelle elle est installée. Généralement, dans les structures métalliques, une interférence entre l'attache et le trou est désirable, car elle augmente la vie en fatigue du joint [32]. Il y a deux façons d'obtenir ceci. Pour les rivets, la déformation de ceux-ci cause une expansion de leur corps. Le degré d'interférence dépend donc de la force appliquée pour déformer le rivet, et de son expansion dans le trou. Pour d'autres attaches, il peut simplement être question de forcer une attache à entrer dans un trou légèrement plus petit que celle-ci, ou d'utiliser des attaches dont le corps est légèrement conique (ex. attaches *Taper-Lok®*). Dans tous les cas, cette interférence peut mener à l'endommagement des laminés. Il est connu que la force interlaminaire des composites est le maillon faible des laminés [33]. Il a été montré que l'expansion du rivet dans le trou et que le fait de forcer une attache à entrer dans un trou cause de la délamination autour de ce dernier [19].

La deuxième catégorie de dommage associée aux attaches métalliques usuelles est causée par les forces nécessaires pour installer des rivets solides dans un joint. Pour déformer un rivet correctement, des forces élevées doivent être appliquées [34]. Ces forces peuvent causer de la délamination menant à l'éjection de projectiles, qui deviennent des débris [19], aussi nommés F.O.D. (*Foreign Object Damage*). De plus, les forces d'installation mènent à la précharge qui est essentielle pour tenir les éléments d'un joint en place. Dans les matériaux composites, cette charge peut être trop élevée et mener à l'écrasement du laminé [19]. Certaines des attaches ont été conçues dans le but de mitiger ce problème. Des études ont été menées afin de déterminer le couple de serrage à appliquer sur des attaches installées dans des matériaux composites, et de vérifier que les standards développés par la NASA étaient applicables dans les composites [35,36]. Il est conclu que le serrage devrait être évalué pour chaque application, car l'endommagement causé par celui-ci peut dépendre des matériaux et de l'épaisseur des joints, du nombre et du type d'attache, ainsi que des tolérances de perçage.

Dissimilitude entre les matériaux

La dissimilitude entre les matériaux métalliques et les CFRPs est un problème important. Celle-ci est à la base de problèmes liés à des taux d'expansion thermiques différents menant à des problèmes de serrage, et à de la corrosion galvanique dans un joints.

Avec la dissimilarité entre les matériaux, une variation de température du joint va mener à une expansion thermique inégale entre l'attache et le laminé. Il a été trouvé que la variation de température peut mener à des variations au niveau du serrage dans des joints [37]. Cette variation de serrage peut causer l'apparition de dommages dans les composites.

L'utilisation de matériaux dissimilaires apporte aussi des problèmes de corrosion. En effet, les CFRPs, avec un potentiel galvanique au-dessus de 0.2 V, sont considérés nobles (non-actifs). Les métaux généralement employés pour fabriquer des attaches (acier, aluminium ou titane), eux, ont un potentiel galvanique se situant entre -1.0 V et 0.1 V [38]. Cette différence de potentiel peut mener à de sérieux problèmes de corrosion. Des recouvrements ont été développés pour protéger les métaux. Toutefois, il a été trouvé que le moindre défaut dans cette protection la rend inutile [39]. Une liste identifie les alliages de titane et certains alliages de nickel et chrome comme étant des matériaux d'attaches compatibles avec les CFRPs [40]. Les autres (acier, aluminium, monel) y sont indiqués comme étant non-compatibles ou marginalement compatibles.

Risques liés à la foudre

Il peut être attendu qu'un avion se fasse frapper par la foudre au moins une fois par année [41]. Il est donc primordial que les avions soient protégés vis-à-vis ce phénomène. Dans un avion avec une peau métallique, cette dernière agit comme un blindage électromagnétique, qui contribue à protéger l'appareil en cas de foudroiement [42]. Dans le cas d'un avion dans lequel la peau est en CFRP, le potentiel protecteur est nettement moins élevé à cause de la conductivité du composite qui est inférieure par de trois à six ordres de grandeur à celle de l'aluminium [20]. Les attaches métalliques sont donc un point d'entrée préférentiel pour la foudre et il y a un grand risque d'étincelles entre elles [21, 43]. Cette situation pourrait s'avérer catastrophique dans un réservoir de carburant. Pour éviter les risques d'étincelles, il est donc nécessaire d'ajouter un isolant à chaque attache : une étape supplémentaire qui peut être coûteuse.

2.2 État de l'art des attaches en matériaux composites

Les problèmes énumérés plus tôt sont connus depuis de nombreuses années. Plusieurs acteurs de divers milieux investissent dans le développement de technologies pour les régler. La technologie des attaches en CFRP a été étudiée par les industries aérospatiales, automobiles et médicales, pour répondre aux divers besoins de chaque domaine. Plusieurs vis en matériaux

composites sont actuellement disponibles sur le marché. Le secteur biomédical semble avoir un intérêt particulier pour celles-ci. On trouve un bon nombre d'études portant sur divers types de vis pour des applications allant de reconstructions osseuses [44], à des interventions orthopédiques [45], à la fabrication d'appareils médicaux spécialisés [46]. Des vis en CF/PEEK sont aussi utilisées en médecine vétérinaire [47]. Dans ces applications, elles sont utilisées pour tirer profit de leurs propriétés mécaniques spécifiques, de leur biocompatibilité et de leur perméabilité au rayonnement (réduction de l'interférence en imagerie médicale par rapport aux vis métalliques).

Les attaches en composites ont commencé à être explorées bien avant que l'utilisation de ces matériaux devienne commune. En effet, l'intérêt pour les matériaux composites a vu ses débuts dans les années 1950 et 1960 [48], alors que déjà en 1944 on retrouvait du travail sur le développement d'attaches en FRP [49]. À ce moment, l'attache proposée est très similaire à un rivet métallique solide, c'est-à-dire que la préforme est constituée d'une tête avec un corps. Après installation de la préforme dans le joint, l'extrémité sans tête est chauffée et déformée à l'aide d'un outil. Quelques années plus tard, l'industrie aéronautique y trouve un intérêt et propose une attache en composite de polymère renforcé de fibre de verre (GFRP) dont la matrice est thermoplastique [50]. Le rivet proposé à ce moment-là part d'une préforme cylindrique qui est d'abord installée dans un joint, puis chauffée et déformée. Cette méthode produit des attaches à ras avec le joint à partir de préformes dont les fibres sont tressées. Outre ces mentions, le gros du travail sur les rivets en CFRP a été entamé vers la fin des années 1970, alors que l'Armée américaine cherchait à développer une attache en composite légère et peu coûteuse [2]. L'attache proposée, présentée à la Figure 2.5, était constituée de deux pièces (goupille et manchon) fixées à l'aide d'un adhésif. L'étude conclut que la solution proposée avait effectivement le potentiel de réduire le coût et la masse des structures rivetées, tout en ayant des propriétés mécaniques intéressantes. Malheureusement, cette solution a plus tard été qualifiée d'exotique et peu fiable, particulièrement à cause de l'utilisation d'un adhésif pour tenir les parties [19].

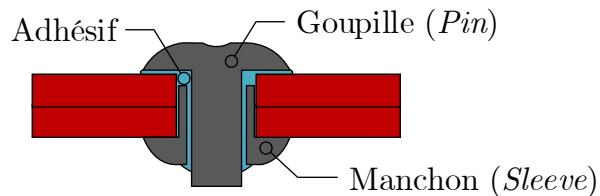


Figure 2.5 Schéma de l'attache en composite proposée par Poullos en 1979 [2]

Dans les années 1990, les attaches en CF/PEEK ont été étudiées par l'industrie aéronautique pour des applications dans les structures primaires. Notamment par Bell Helicoptères [51]

et Kawasaki Heavy Industries [52]. Les travaux ont montré que des boulons et écrous en CF/PEEK pouvaient être intéressants pour des applications aéronautiques, même dans des conditions incluant de la vibration et de la fatigue.

2.2.1 Méthodes de rivetage

Plusieurs brevets proposent des rivets en composite avec une matrice thermoplastique. Elles ont toutes en commun la préparation d'une préforme qui est installée dans un trou et mise en forme de rivet par la suite [3, 11, 49, 50, 53, 54]. Les étapes principales sont présentées à la Figure 2.6

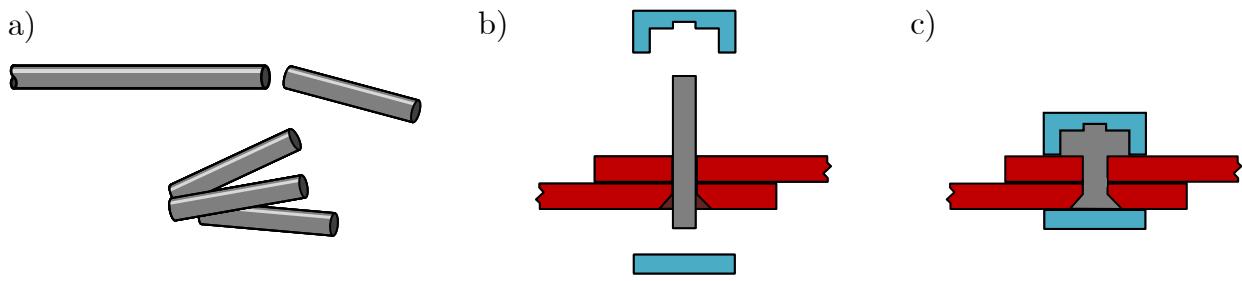


Figure 2.6 Principe général d'installation de rivets en TPC. a) Des préformes sont découpées. b) Une préforme est installée dans un joint. c) La préforme est chauffée, déformée et refroidie pour obtenir un rivet. [3]

Tout d'abord, des préformes sont coupées à partir de tiges en TPC (Fig. 2.6a). La préforme est ensuite installée dans le joint, tel que sur la Figure 2.6b. Enfin, un processus de chauffage, déformation et refroidissement est employé pour obtenir un joint riveté (Fig. 2.6c). Cette idée générale a été développée pour utiliser l'effet Joule comme méthode de chauffage. Ce principe a été utilisé par V. Fortier pour développer le procédé illustré à la Figure 2.7.

D'abord, une préforme est installée dans un joint (Fig. 2.7a). L'outillage est ensuite fermé et une force est appliquée. Pendant ce temps, un courant électrique passe à travers la préforme pour la chauffer par effet Joule (Fig. 2.7b). La fonte de la matrice permet la mise en forme du chanfrein dans la partie inférieure du joint (Fig. 2.7c). L'outillage est alors partiellement rétracté pour permettre la formation d'une poche d'air isolante autour de la préforme (Fig. 2.7d). La préforme est ensuite écrasée pour former la tête du rivet (2.7e). Le chauffage est alors arrêté et un délai est alloué pour que le rivet refroidisse avant d'être démoulé. Cette méthode prend entre 30 s et 40 s pour former des rivets en CF/PEI. En contrepartie, les attaches de type *Hi-Lite*TM prennent moins de 20 s à installer [55].

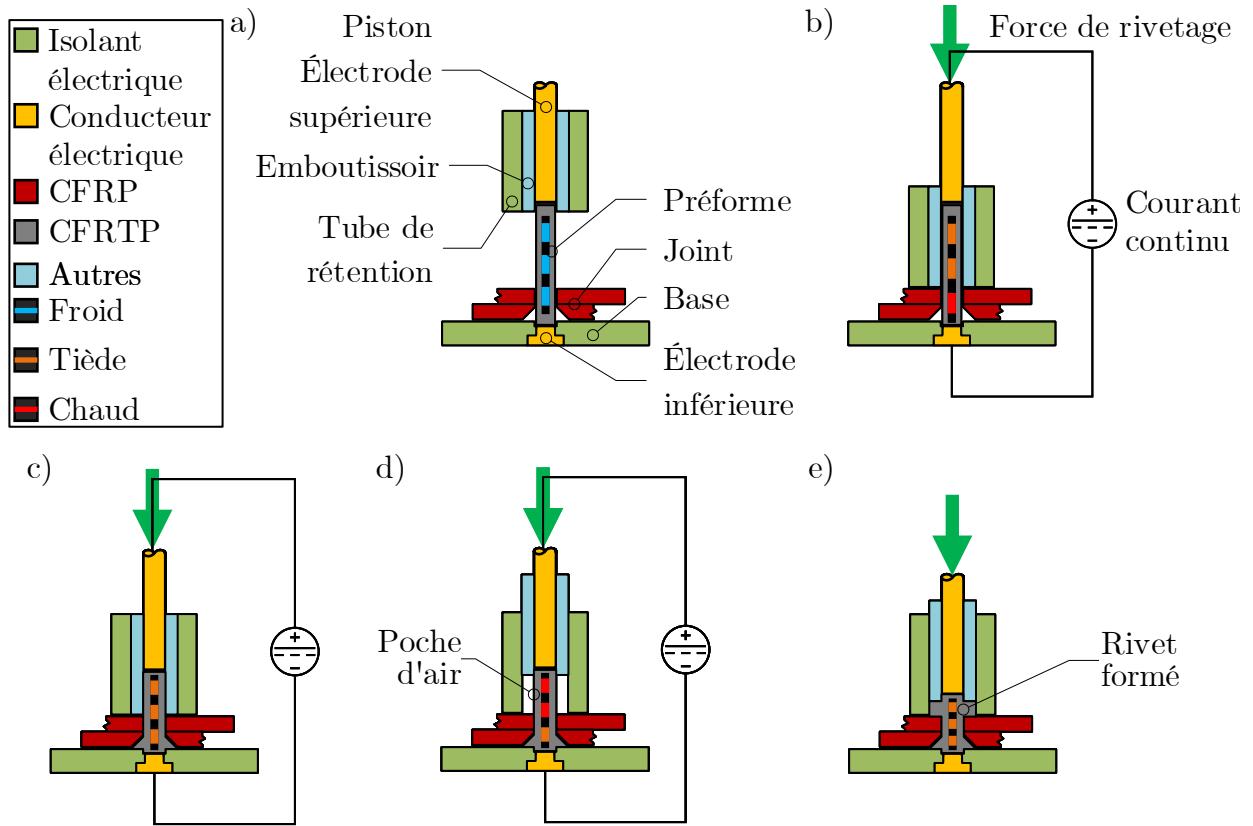


Figure 2.7 Principe de rivetage proposé par Fortier [4]. a) Installation de la préforme. b) Chauffage du chanfrein. c) Formation du chanfrein. d) Crédit d'une poche d'air et chauffage de la tête. e) Formation de la tête.

2.2.2 Machines de rivetage

Plusieurs dispositifs ont été développés avec des méthodes différentes afin de mettre en forme des rivets ayant une matrice en polymère thermoplastique. Certains proposent des méthodes de chauffage par ultrasons [56–58], tandis que d'autres proposent des méthodes qui nécessitent de chauffer la préforme par air chaud, à l'aide d'éléments chauffants, par induction, où à l'aide de radiation infrarouge [59–61], puis de la mettre en forme dans un joint. Une méthode utilisant le principe du chauffage par effet Joule (aussi appelé chauffage ohmique dans le domaine agroalimentaire) a été mise au point au Laboratoire de structures de fibres et de composites avancés (labSFCA) de Polytechnique Montréal en collaboration avec Bombardier Aviation, qui permet de mettre en forme un rivet en TPC dans un joint [5, 11].

Le principe de mise en forme de rivets en TPC commence généralement avec une préforme à matrice thermoplastique dont au moins un côté est cylindrique. Pour la méthode par ultrasons, un piston oscillant à haute fréquence (aussi nommé sonotrode) est appuyé sur la

préforme cylindrique. L'énergie transmise par les ultrasons est convertie en chaleur, ce qui permet de mettre en forme un rivet. Dans le cas du rivetage à l'aide d'air chaud, le piston est entouré d'une buse soufflante de l'air chaud. Cet air chaud ramolli la préforme qui est ensuite déformée par le piston. Du côté de la mise en forme à l'aide d'éléments chauffants, deux plateaux à température contrôlée, simultanément, de part et d'autre de la préforme, fondent et compriment cette dernière afin de former un rivet dans le joint. Le chauffage par induction nécessite un dispositif d'induction qui entoure la préforme, sans contact. L'oscillation du champ magnétique crée des courants électriques appelés courants de Foucault, dans la fibre de carbone. Ces courants, à leur tour, chauffent la fibre de carbone par effet Joule. La préforme peut alors être écrasée en forme de rivet. Le chauffage par radiation infrarouge est aussi sans contact. Une fois la préforme à la température désirée, elle est mise en forme de rivet. Dans le cas du chauffage par effet Joule, un courant électrique est passé entre un piston qui sert d'électrode et la préforme pour faire fondre la matrice de cette dernière. Le déplacement d'une série d'outils met en forme le rivet. Les machines employant le chauffage par induction ou par effet Joule nécessitent l'utilisation d'éléments électriquement conducteurs dans les préformes. Un schéma de la machine utilisant l'effet Joule, développée par Fortier, se trouve à la figure suivante.

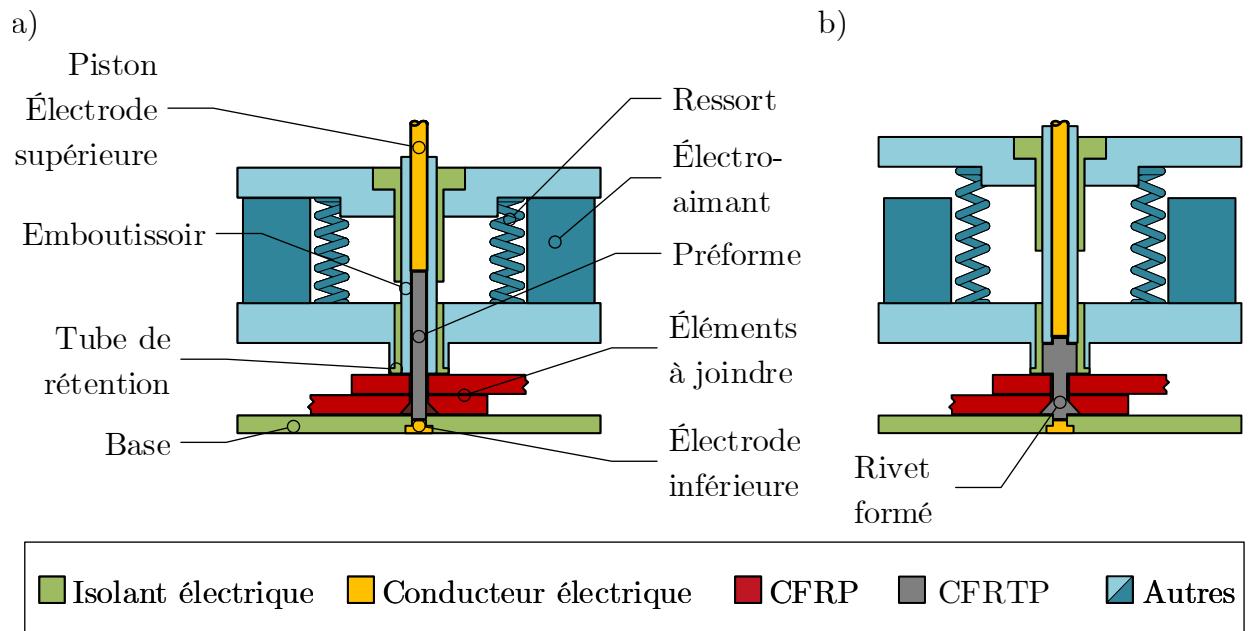


Figure 2.8 Schéma de la machine de rivetage proposée par V. Fortier [5]. a) Identification des composantes principales du mécanisme de rivetage aux conditions initiales. b) Mécanisme de rivetage aux conditions finales avec rivet mis en forme.

La Figure 2.8 montre les effecteurs de la machine. Dans la partie supérieure (au-dessus des éléments à joindre, en rouge), il y a 3 parties principales. Le tube de rétention sert à comprimer le joint. L'emboutissoir sert à emboutir la préforme fondu. Il doit être isolé afin que le courant destiné à l'effet Joule ne passe que par la préforme plutôt que par le reste de la machine sous forme de court-circuit. Enfin, le piston sert à emboutir la préforme et a le rôle d'électrode pour l'application du chauffage par effet Joule dans la préforme. Dans la partie inférieure, on trouve deux éléments. La base sert d'appui pour le joint. Cette base contient une seconde électrode pour compléter le circuit de chauffage par effet Joule. Les electroaimants ainsi que les ressorts font partie des mécanismes responsables du déplacement des différents outils.

Pour former un rivet, une préforme est donc installée dans la machine, tel que sur la Figure 2.8a. Suite à l'application d'un courant électrique pour le chauffage, la préforme est emboutie pour en arriver à la forme d'un rivet, tel que sur la Figure 2.8b. La machine proposée était en mesure de produire des rivets en fibre de carbone avec des matrices en polyamide (PA) ou en polyétherimide (PEI) [4, 5, 22, 62]. Des rivets en CF/PEEK ont été tentés, toutefois la conclusion a été que la machine n'était pas capable de les mettre en forme correctement [5]. Une modification du système, pour avoir des éléments pour emboutir de chaque côté du joint, est proposée [11].

2.2.3 Propriétés mécaniques

Essais mécaniques

Plusieurs méthodes sont disponibles pour évaluer les propriétés mécaniques d'un joint comportant une attache [63]. Les normes ASTM viennent généralement à l'esprit. Il existe aussi les normes NASM, ASME, SAE, DIN, JIS, etc. Le choix de la source des normes dépend du pays où le test est effectué et du domaine d'application de la norme (aéronautique, automobile, génie civil, etc.).

Les attaches mécaniques sont généralement sollicitées de deux manières : en cisaillement ou en tension. Dans le cadre de ce projet, l'accent sera mis sur les méthodes de test suivantes :

- ASTM D5961/D5961M [6] — *Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates*
- ASTM D7332/D7332M [8] — *Standard Test Method for Measuring the Fastener Pull-Through Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite*

D'autres travaux ont fait usage de tests similaires des séries NASM (anciennement MIL-STD) ou ASTM pour caractériser des vis et des rivets en composites. Pour comparer les résultats des différentes études, les conditions doivent être les mêmes, que ce soit pour les dimensions des joints, les dimensions des attaches ou leur nombre.

La Figure 2.9 présente une courbe typique, pour un essai d'une attache dans un joint en cisaillement selon la norme ASTM D5961. Cinq régions proposées par Stocchi *et al.* y sont indiquées [7].

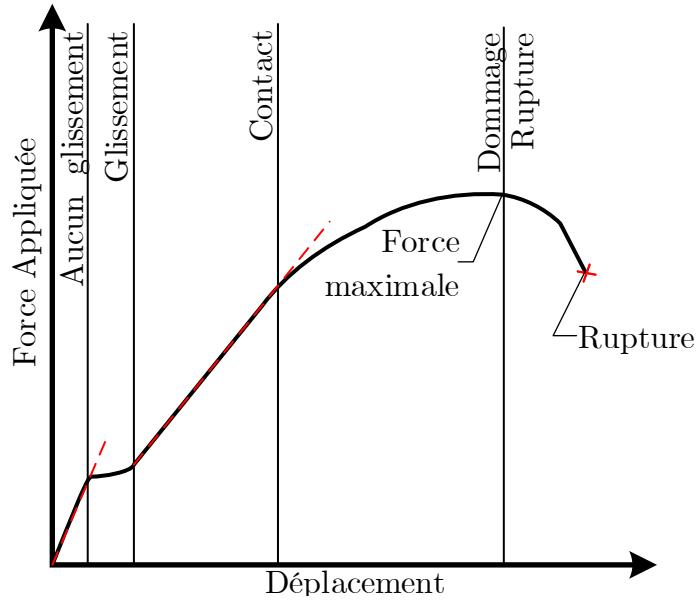


Figure 2.9 Courbe force-déplacement typique pour un essai en cisaillement pour un joint en composite avec une attache métallique [6, 7].

Les cinq régions indiquées sur la Figure 2.9 sont des étapes dans le chargement d'un joint en cisaillement. La première région est une étape sans glissement. Là, la force n'est pas suffisante pour vaincre le frottement dans le joint. Par conséquent, on y voit principalement la rigidité des plaques jointes. Par la suite, une région de glissement est apparente. Dans celle-ci, la friction entre les plaques jointes est vaincue et elles glissent l'une par rapport à l'autre pour combler les jeux entre les éléments du joint. Une fois l'attache bien appuyée aux parois des trous dans les plaques, la région de contact est atteinte. Celle-ci est caractérisée par une région linéaire. À ce stade, tout le chargement passe par l'attache et on peut y voir la rigidité du joint. La rigidité de cette région est inférieure à celle de la région sans glissement, du à l'initiation de déformation localisée des matériaux au point de contact entre l'attache et le bord du trou. Après cette région linéaire, il y a une diminution de la pente qui est caractéristique de l'apparition de dommage dans les éléments du joint, que ce soit dans

l'attache ou dans les plaques. La rupture survient alors après l'atteinte d'une force maximale que peut supporter le joint.

La Figure 2.10 présente une courbe typique d'essai en tension selon la norme ASTM D7332. Ceci est similaire à une courbe brute tirée d'une machine de traction mesurant la force appliquée en fonction du déplacement. Les points d'intérêts y sont indiqués.

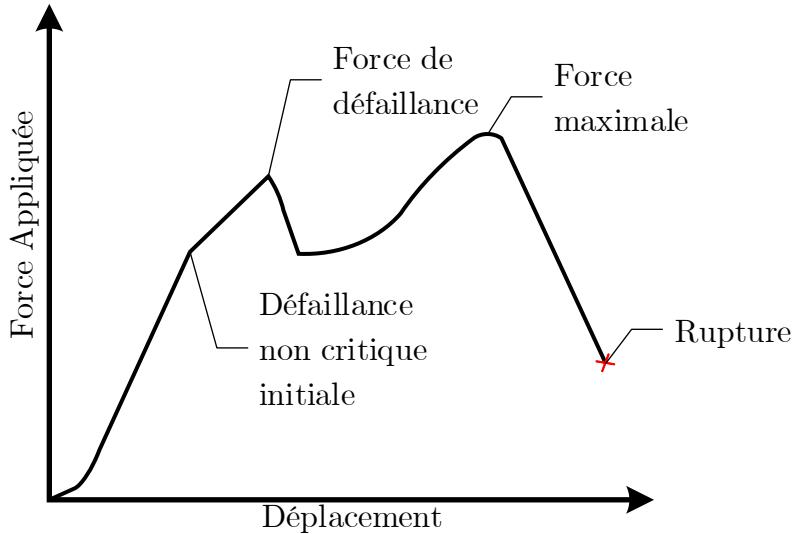


Figure 2.10 Courbe force-déplacement typique pour un essai en tension pour un joint en composite avec une attache métallique [8].

La courbe de la Figure 2.10 commence avec une zone non linéaire. Celle-ci est attribuable au rattrapage des jeux dans le montage de test et dans le joint. Cette zone est immédiatement suivie par une partie linéaire qui est liée à la rigidité du joint. Après cette portion, la défaillance non critique initiale peut être identifiée par un changement de pente ou une chute dans la force appliquée. Toutefois, la force de défaillance du joint, soit le moment à partir duquel il sera réputé incapable de tenir la force pour laquelle il a été conçu, arrive plus tard, et est caractérisé par une chute soudaine de la force appliquée. Cette force de défaillance peut coïncider ou pas avec la force maximale selon les propriétés du joint. Une très grande chute de la force appliquée est un indicateur de la rupture du joint. Pendant un tel essai, les plaques de test commencent en contact. Au fur et à mesure que l'essai progresse, la zone de contact entre les plaques diminue jusqu'à ce que les plaques se séparent et que l'attache s'étire.

Dans les courbes de cisaillement et de tension, les courbes ont comme caractéristique commune une zone non linéaire à leur début. Ce phénomène est connu dans la littérature comme étant le pied de courbe (*toe* ou *foot* en anglais) [9]. Comme cette région n'est pas néces-

sairement identique entre les spécimens testés, il faut en tenir compte afin de rendre les résultats de test comparables. La correction apportée est la compensation de pied de courbe (*toe compensation*) et est illustrée à la Figure 2.11.

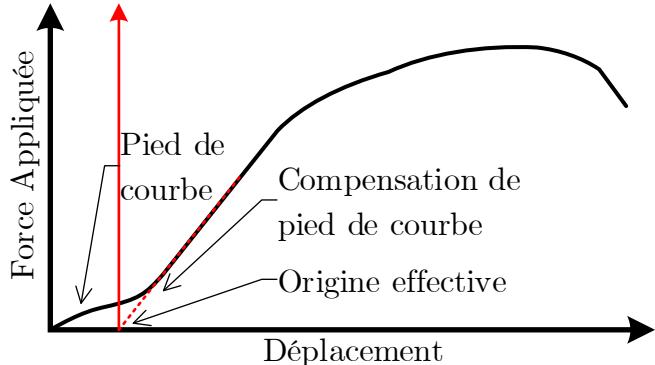


Figure 2.11 Courbe d'essai avec compensation de pied de courbe [6, 9, 10]

Sur la Figure 2.11, une courbe de traction brute est tracée. Sur celle-ci la zone de pied de courbe non linéaire est apparente. Pour effectuer la compensation, une droite suivant la portion linéaire de la courbe est tirée afin de croiser l'axe des abscisses. L'axe des ordonnées est décalé pour atteindre le point d'intersection. Ce point est la nouvelle origine de la courbe de traction et est nommé « origine effective » [10]. Cette méthode suit les recommandations de l'Annexe A1 des normes ASTM D638-14 et ASTM D695-15, et de la Note 17 de la norme ASTM D5961.

Défaillance des joints

Lorsqu'il y a défaillance d'un joint, elle peut se produire dans les éléments à joindre ou dans l'attache. La façon dont ces composantes défaillent est différente si le joint est en cisaillement ou en tension. Les Figures 2.12 et 2.14 illustrent quelques défaillances usuelles.

Dans le cas où l'essai mécanique est en cisaillement, la rupture du joint peut se produire dans les plaques ou dans l'attache. La Figure 2.12a montre une rupture en cisaillement dans la plaque. Une partie de la matière est arrachée par l'attache. Dans le cas de la figure Figure 2.12b, la plaque est endommagée en matage. C'est-à-dire que la pression de l'attache sur le bord du trou cause une déformation plastique au point de contact. La Figure 2.12c montre une fracture en tension dans une plaque. Un peu comme pour le cas de cisaillement, une partie de la plaque est arrachée par la force transmise par l'attache. Le clivage a lieu lorsque la plaque se sépare de façon à ce que l'attache glisse hors de son trou, tel que sur la Figure 2.12d. La défaillance d'un joint peut aussi être causée par une combinaison de ces

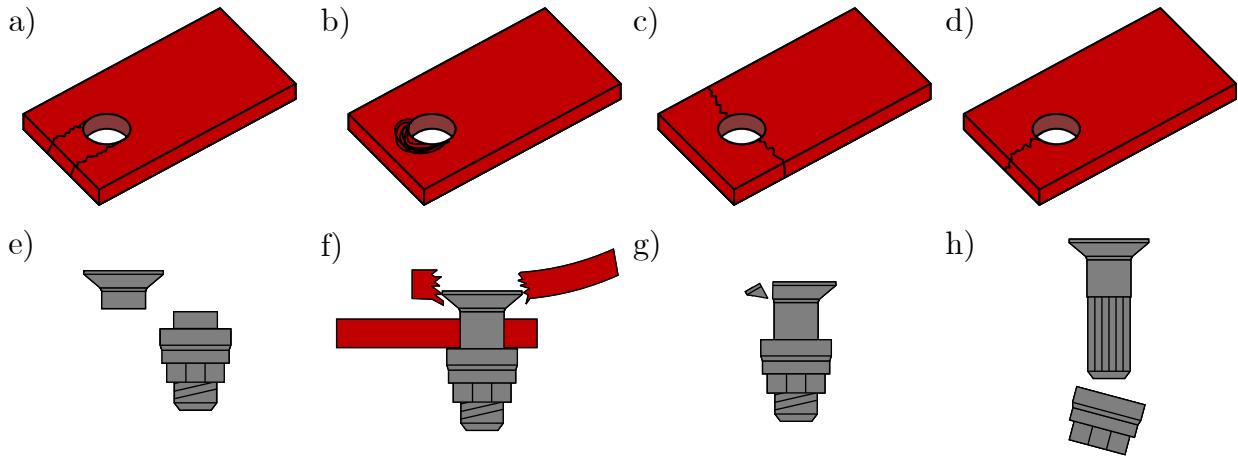


Figure 2.12 Défaillances usuelles lors d'un essai en cisaillement. a) Fracture de la plaque en cisaillement. b) Dommage de la plaque en matage. c) Fracture de la plaque en tension. d) Fracture de la plaque par clivage. e) Cisaillement de l'attache. f) Arrachement à travers la plaque. g) Fracture de la tête. h) Arrachement des filets de l'attache ou du collet. [6]

phénomènes. La rupture peut aussi avoir lieu en cisaillement dans le corps de l'attache, tel que sur la Figure 2.12e. La défaillance peut être causée par des conditions semblables à celles en tension. Ceci a lieu à cause du phénomène de flexion secondaire, illustré à la Figure 2.13.



Figure 2.13 Flexion secondaire dans un joint à simple recouvrement en cisaillement

La flexion secondaire est définie comme étant la déformation hors plan causée par une charge excentrique [64]. Ceci est caractérisé par la rotation des attaches telle que sur la figure précédente. Les attaches sont donc partiellement en tension. Ce chargement peut mener à l'arrachement de l'attache à travers une plaque, comme sur la Figure 2.12f. Il peut aussi y avoir une fracture dans la tête de l'attache (Fig. 2.12g), ou l'arrachement des filets de l'attache ou du collet (Fig. 2.12h). D'autres défaillances, comme celles de la Figure 2.14 peuvent aussi survenir.

Dans le cas d'un essai en tension, la rupture se produit dans l'attache ou dans les plaques à joindre. La Figure 2.14a montre une rupture au niveau des plaques. Dans ce cas, l'attache reste intacte alors que les plaques se déforment et se brisent. Un indicateur de cette rupture est une grande déformation, ou de la délamination autour des trous. La défaillance du joint en tension peut aussi être causée par la rupture de l'attache. La Figure 2.14b montre un cas où la

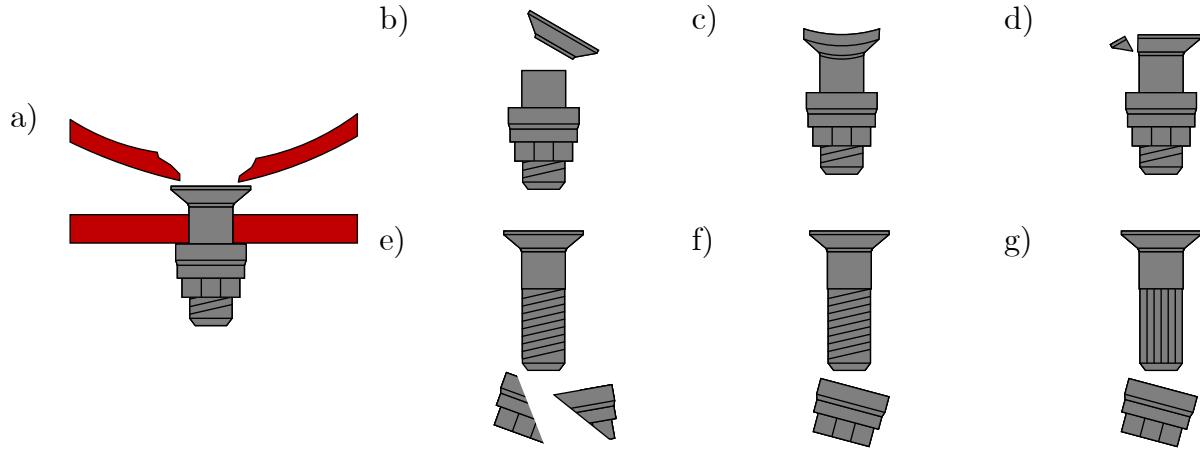


Figure 2.14 Défaillances usuelles lors d'un essai en tension. a) Arrachement à travers les plaques. b) Rupture du corps de l'attache. c) Déformation de la tête. d) Fracture de la tête. e) Rupture du collet. f) Arrachement des filets du collet. g) Arrachement des filets de l'attache. [8]

défaillance a lieu dans le corps du rivet. Dans le cas de la Figure 2.14c, le chargement cause une déformation de la tête chanfreinée de l'attache. Cette déformation permet à l'attache de glisser à travers le trou du joint. Le joint peut défaillir similairement si, comme sur la Figure 2.14d, il y a rupture de la tête de l'attache. La défaillance causée par le collet peut avoir lieu d'une de deux manières. Dans le cas de la Figure 2.14e, le collet se casse et le joint se sépare. Pour le cas de la Figure 2.14f, les filets du collet cèdent, menant aussi à une séparation du joint. Une situation similaire se produit dans le cas de la Figure 2.14g, toutefois dans ce cas ce sont les filets de l'attache qui cèdent.

Les attaches de type rivet sont généralement utilisées en cisaillement [65]. Toutefois, ils sont parfois utilisés dans des cas comme en bout de raidisseur dans des structures aéronautiques (*stringer runout*), où un chargement en tension est présent [66,67]. Il peut donc être pertinent de vérifier les propriétés mécaniques pour un tel cas de chargement. Dans ces cas, les joints sont conçus pour que la défaillance se produise dans le substrat plutôt que dans l'attache. Ceci est pour suivre la règle qui indique que l'efficacité d'un joint dans une structure aéronautique doit être supérieure à 1 [68]. Autrement dit, la jonction doit être plus forte que le substrat dans lequel elle se trouve. Dans les cas plus habituels, où les joints sont chargés en cisaillement, il est préférable que la défaillance ait lieu en matage [69]. En effet, dans cette situation, les dommages apparaissent progressivement et sont non-catastrophiques. Il y a donc une plus grande probabilité que les dommages soient remarqués avant qu'il n'y ait une rupture catastrophique de la structure.

Influence des paramètres des joints

Plusieurs paramètres influencent les propriétés mécaniques d'un joint. On compte des facteurs relatifs aux matériaux et dimensions des plaques et des attaches, aux types de joints (simple ou double recouvrement), à la géométrie des trous et à la géométrie du joint (nombre et position des attaches) [70–72].

Plusieurs travaux ont été réalisés pour étudier comment le jeu entre l'attache et le trou influence la résistance d'un joint en cisaillement. Des premiers travaux ont trouvé que le jeu autour d'une attache dans un joint à simple recouvrement devrait être considéré [70, 73]. Cependant, en utilisant les procédures prescrites par la norme D5961, il a été trouvé que dans un joint à simple recouvrement en composite avec une seule attache, le chargement maximal que peut soutenir le joint n'est pas affecté par le jeu [10]. Il a aussi été trouvé que l'augmentation du jeu mène à une réduction de la rigidité effective du joint [74]. Ceci est attribué au fait que l'attache n'est pas entièrement en contact avec le trou au début de l'essai (Fig. 2.9). Lorsque les joints sont étudiés en fatigue, il a été montré qu'un jeu négatif autour de l'attache améliore la durée de vie du joint [72, 75, 76], malgré le risque d'endommagement mentionné à la Section 2.1.2. Du côté de l'application d'attaches entièrement en tension dans des joints en composite, peu d'études ont été réalisées [77–79]. Dans plusieurs cas, la tension étudiée est causée par une force excentrique, similairement aux phénomènes liés à la flexion secondaire. À la connaissance de l'auteur, la littérature ne fait pas mention de l'influence du jeu entre un trou et l'attache dans un joint en tension.

2.3 Synthèse de la revue de littérature

Il existe un grand nombre d'attaches disponibles pour joindre des pièces en composites. Ces attaches sont en métal mais sont soit incompatibles avec les matériaux à joindre, ou présentent des inconvénients par rapport à leur poids. Le développement de rivets en FRP a donc été étudié afin de remédier à ces lacunes. Une solution potentielle impliquant un rivet en deux parties tenues par un adhésif a été proposée par l'Armée américaine dans les années 1970, mais elle a plus tard été qualifiée de peu fiable.

Plusieurs façons de former un rivet ont été proposées depuis ce temps. La majorité emploi une préforme cylindrique en composite à matrice thermoplastique pour commencer. Ces préformes sont placées dans un joint, puis fondues et mises en forme de rivet à l'aide d'outils semblables à des pistons. Un procédé pour fabrication de rivets en CFRTTP a été développé au labSFCA et permet de former un rivet en CF/PEI en moins de 40 s. Des procédés spécifiques à la mise en forme de rivet en CF/PEEK n'ont pas été trouvés.

Afin de réaliser les procédés de rivetage, plusieurs machines ont été développées. La mise en forme est souvent à l'aide de pistons, mais l'étape du chauffage de la préforme varie. Certains utilisent des méthodes de chauffage ultrasonique, par air chaud, par élément chauffant ou par effet Joule, alors que d'autres utilisent des méthodes sans contact comme le chauffage par induction ou par radiation. Le procédé développé au labSFCA a recours au chauffage par effet Joule. Une machine utilisant ce principe a donc été développé. Des rivet en CF/PA et en CF/PEI ont pu être formés. Toutefois, les essais pour des rivets en CF/PEEK ont été infructueux.

Les rivets sont généralement utilisés pour tenir des charges en cisaillement. Ils sont aussi parfois utilisés dans des cas où l'attache est en tension. Des normes ont donc été développées pour caractériser des joints soumis à de telles conditions, notamment ASTM D5961 et ASTM D7332. Pour ces deux méthodes de test, plusieurs modes de défaillance sont possibles, dans les plaques ou dans les attaches. En cisaillement, une défaillance en matage dans les trous est préférable. Pour la tension, une défaillance dans les plaques est aussi préférable. Les propriétés de rivets en CF/PEEK n'ont pas encore été mesurées.

CHAPITRE 3 CONCEPTION D'UNE MACHINE DE RIVETAGE

Le développement d'une nouvelle machine de rivetage a été proposé par les études antérieures. Dans le cadre de ce projet, la conception de la machine de rivetage a été basée sur une analyse fonctionnelle. Les besoins ont d'abord été définis. Ceux-ci ont été utilisés pour définir un cahier des charges (CdC). Le CdC contient les fonctions principales et complémentaires que devra avoir la machine, ainsi que les contraintes à respecter. C'est à l'aide des paramètres proposés dans le CdC qu'une machine de rivetage a été conçue, réalisée et testée. Tout d'abord, il a fallu concevoir les nouveaux outils pour la mise en forme des rivets, incorporer le système de chauffage, développer un système de contrôle et vérifier l'intégration des différents éléments du CdC.

3.1 Analyse fonctionnelle et répartition du travail

3.1.1 Analyse fonctionnelle

Avec l'objectif général de mettre en forme un rivet en CF/PEEK, d'autres éléments devaient être pris en considération dans la conception de la machine. Notamment, il fallait que la machine soit modulaire, fiable et sécuritaire, avec la capacité d'enregistrer divers paramètres expérimentaux pendant la mise en forme. De plus, le rivet doit être mis en forme à partir de préformes fabriquées par pultrusion au Laboratoire de Structures de Fibres et de Composites Avancés (labSFCA). Les détails de la pultrusion sont discutés au Chapitre 4. Ces éléments ont guidé la génération du cahier de charges présenté dans les tableaux suivants. Dans ceux-ci, le paramètre K indique l'importance de chaque item, avec $K = 1$ indiquant un élément souhaitable, mais non essentiel, allant jusqu'à $K = 5$, pour des éléments critiques du projet.

La première partie du cahier des charges présente les fonctions principales (FP) de la machine. Celles-ci sont les différents éléments nécessaires à l'atteinte de l'objectif principal. Ces éléments sont présentés dans le Tableau 3.1.

Tableau 3.1 Fonctions Principales

No. FP	Fonction Principale	K	Critère	Niveau	Flexibilité
1	Insérer la préforme dans le joint	5	Coaxialité	0,08 mm	$\pm 0,01$ mm
2	Chauffer la préforme	5	Fusion du PEEK	450 °C	± 25 °C
3	Déformer la préforme	5	Force appliquée	[0 ; 1000] N	± 50 N

FP1 indique la nécessité d'insérer la préforme dans le joint, de façon à ce qu'elle soit coaxiale avec les trous dans les pièces à joindre et avec les différents éléments de l'outillage de la machine. Cela est pour assurer que la force soit appliquée correctement à la préforme pendant la déformation, et pour que le rivet soit bien aligné avec le trou du joint — c'est-à-dire que les têtes et le corps soient sur le même axe. FP2 présente le requis du chauffage. Comme le composite a une matrice de poly(étheréthercétone) (PEEK), il faut être en mesure de la faire fondre pour mettre le rivet en forme correctement. Les spécifications du PEEK utilisé indiquent des températures de traitement (*processing temperature, T_p*) allant jusqu'à 400 °C [80]. Afin de s'assurer de pouvoir atteindre cette température, la machine devra être en mesure de chauffer au-delà de celle-ci. Enfin, FP3 indique la nécessité de déformer la préforme afin de mettre un rivet en forme. La machine antérieure était capable d'appliquer une force maximale de 200 N lors de la mise en forme [5]. Il est suspecté que cette force était insuffisante pour correctement former des rivets avec une matrice de PEEK. Par conséquent, il est proposé d'avoir la capacité d'appliquer jusqu'à 1000 N, afin d'avoir une grande flexibilité quant à la force qui sera appliquée pendant le processus de mise en forme.

La deuxième partie du CdC présente les fonctions complémentaires (FC) que la machine devra remplir. Dans le cas présent, il n'y a qu'une FC. Une FC est non critique, mais désirable. Par conséquent, elle a un facteur K inférieur aux fonctions énumérées précédemment. La FC est présentée ci-dessous.

Tableau 3.2 Fonctions Complémentaires

No. FC	Fonction Complémentaire	K	Critère	Niveau	Flexibilité
1	Servir de démonstrateur	3	Visibilité du procédé Apparence solide	s.o. s.o.	s.o. s.o.

La FC est liée au fait que la machine doit agir à titre de démonstrateur, comme ce projet est en lien avec une nouvelle technologie. Il est donc attendu que le procédé soit facilement visible dans la machine. De plus, il faut qu'elle ait une apparence solide, c'est-à-dire qu'elle soit rigide et n'émette pas de sons suspects (ex. : vibration, frottement) pendant son opération normale.

La dernière partie du CdC est la liste de fonctions contraintes (FCo). Ces fonctions sont des critères de performance ou des contraintes à respecter afin de réaliser les objectifs du projet. Elles sont énumérées au Tableau 3.3.

Tableau 3.3 Fonctions Contraintes

No. FCo	Fonction Contrainte	K	Critère	Niveau	Flexibilité
1	Riveter rapidement	5	Temps de chauffage	25 s	+ 15 s - ouvert
			Temps de mise en forme	< 0.2 s	+ 0 s - ouvert
2	Sécuritaire	5	Nombre de blessures	0	0
			Protéger des risques électriques	Selon les normes CNESST applicables	n/a
3	Enregistrer les paramètres	5	Mesurer et enregistrer les paramètres de la machine en fonction	n/a	n/a
4	Modulaire	5	Outils et paramètre faciles à modifier	n/a	n/a
5	Éliminer les pertes de courant	4	Isoler les éléments	n/a	n/a
6	Accepter les préformes fournies par le labSFCA	4	Diamètre	4.65 mm	± 0.02 mm
7	Accepter l'énergie disponible dans le laboratoire	4	Électrique	120 V ou 240 V	n/a
8	Riveter automatiquement	3	Manipulations par un technicien	2	± 1
9	Ne pas contaminer le joint	3	FOD	0	0
10	Limiter l'encombrement	2	Volume	2 m ³	0
11	Intégrer une source d'énergie électrique à la machine	2	Courant à pulsation	25 A	± 5 A
				6 V	± 2 V
12	Coût	2	Coût de développement	10 000 \$CA	+ 0 \$ - ouvert

Comme les rivets développés sont destinés à une application industrielle, il est important que le processus soit rapide. Conséquemment, FCo1 impose un temps de chauffage et de mise en forme rapide. La sécurité est d'une grande importance. FCo2 dicte donc la nécessité d'avoir un système qui ne permet pas de se blesser et qui ne causera pas de choc électrique. Ces éléments seront à valider auprès des articles applicables de la Commission des normes, de l'équité, de la santé et de la sécurité du travail (CNESST). La prise de mesures et l'enregistrement de celles-ci est importante pour un équipement de laboratoire. FCo3 demande donc que chaque paramètre de la machine puisse être mesuré et enregistré. Les paramètres à enregistrer seront des éléments comme les positions des outils, les forces appliquées et les paramètres de chauffage par effet Joule. La modularité de FCo4 permet l'adaptabilité de la machine. C'est à dire que les outils doivent être facilement remplaçables et que les paramètres de rivetage doivent être modifiables. FCo5 est nécessaire pour éviter les pertes de puissance dans le système. Comme du chauffage est requis, il est important de s'assurer que la puissance

appliquée chauffe la préforme et non ce qui l'entoure. Il faudra donc que le système de mise en forme soit isolé. FCo6 demande que la machine puisse mettre en forme des rivets à partir de préformes fournies par le laboratoire. Le diamètre des outils devra donc être suffisant pour les accommoder. Afin d'alimenter la machine, il faut que celle-ci puisse être branchée à une prise murale disponible au laboratoire. Ceci est défini par FCo7. FCo8 requiert une automatisation de la machine. Il faut donc limiter les interactions de l'opérateur avec le procédé. Un exemple d'interaction est l'installation de la préforme dans le joint. Ensuite, il est souhaitable de n'avoir qu'à appuyer sur un bouton de mise en marche pour le reste de la mise en forme du rivet. Dans l'installation d'un rivet dans un joint, il est peu souhaitable d'avoir l'inclusion de débris ou de contaminants, aussi nommés *foreign object damage* (FOD). Ce concept est régi par FCo9. Ensuite, l'encombrement de la machine est à considérer. FCo10 limite la dimension de la machine à 2 m^3 afin de ne pas prendre trop d'espace dans le laboratoire. Ceci est de loin supérieur à la dimension de la machine développée par V. Fortier, qui pouvait être installée sur une table. Le chauffage résistif est nécessaire pour remplir l'objectif du projet. Une hypothèse peut être faite que l'application d'un courant pulsatif pourrait aider à la mise en forme des rivets. FCo11 demande donc l'ajout d'une source de courant appropriée. Enfin, FCo12 vise à définir un budget pour le développement de la machine.

3.1.2 Répartition du travail

Le travail de développement de la machine a été réparti sur 3 périodes :

1. Lors du cours Projet Intégrateur IV (MEC8370)
2. Lors de travaux assistés par un stagiaire
3. Lors de travaux autonomes

La machine a été conçue et testée avec l'aide de 5 étudiants et d'un associé de recherche pendant la première période, dans le cadre du cours de Projet Intégrateur IV. La validation du système de contrôle a quant à elle été effectuée avec l'assistance d'un stagiaire lors de la deuxième période. Celle-ci concernait la validation de la cohérence entre les commandes et les réponses des actuateurs. Le stagiaire a également contribué à la conception de la méthode de rivetage présentée au Chapitre 4. Lors de la dernière période, la machine a été modifiée afin de suivre les normes de sécurité et d'améliorer la fonctionnalité du système. Les tâches pour la réalisation de la machine ont été :

- Conception de la machine
- Choix de pièces et fabrication
- Tests préliminaires

- Calibration du système de contrôle
- Amélioration sur les systèmes mécaniques, électriques et logiciels
- Ajouts de dispositifs de sécurité

3.2 Outilage

Basé sur les brevets de Trudeau *et al.* et de Laberge Lebel et Fortier, un système constitué de tubes et de cylindres concentriques a été élaboré [3,11]. L'outillage proposé par Fortier a été reproduit en double afin d'obtenir un concept tel que celui illustré à la Figure 3.1.

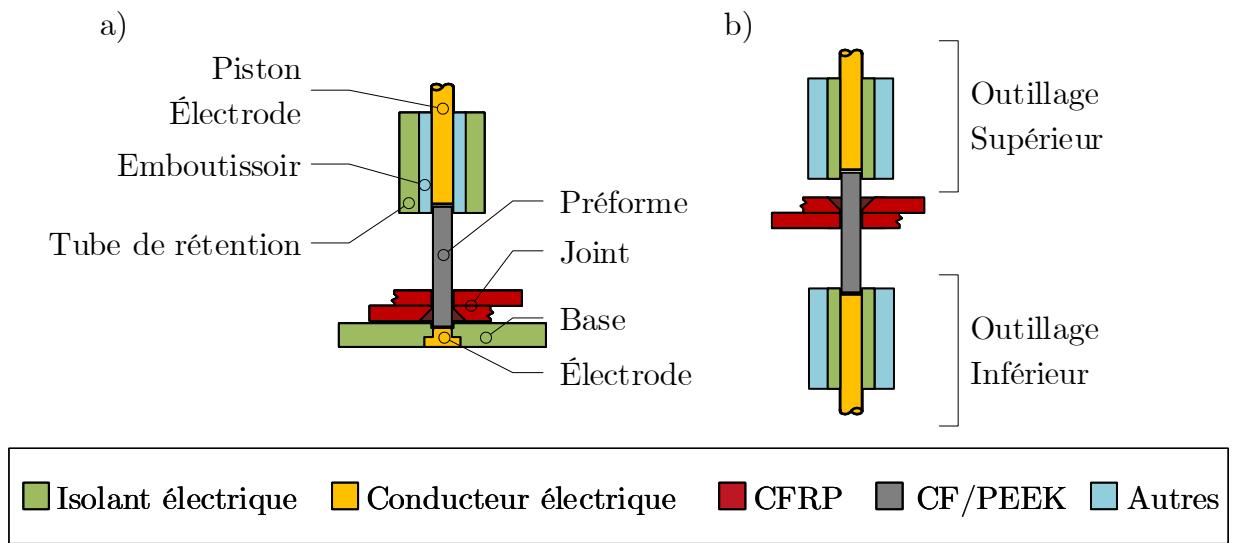


Figure 3.1 Concept de machine de rivetage. a) Système proposé par V. Fortier [5]. b) Nouveau concept de machine [11].

La Figure 3.1a montre le concept de l'outillage de la machine de rivetage originale. Sur celle-ci, la partie supérieure contient les parties actives, qui se déplacent pour mettre en forme le rivet. La partie inférieure, quant à elle, est fixe et sert d'appui pour le joint et l'installation du rivet. Dans ce système, les parties externes de l'outillage sont isolantes pour éviter les courts-circuits et les pertes de chaleur. Pour la nouvelle machine, sur la Figure 3.1b, le système original est doublé afin d'avoir des outils semblables dans les parties supérieures et inférieures de la machine. À cause des pièces sélectionnées, présentées plus loin, l'isolant est passé du tube extérieur au tube médian. De plus, le concept développé offre la flexibilité de former un chanfrein ou une tête protubérante des deux côtés du joint, selon les besoins. Cette flexibilité est une extension de l'adaptabilité de la machine de FCo4. Dans ce cas, le joint est illustré de manière à ce que le chanfrein soit dans la partie supérieure.

Les outils fabriqués pour la machine sont présentés à la Figure 3.2.

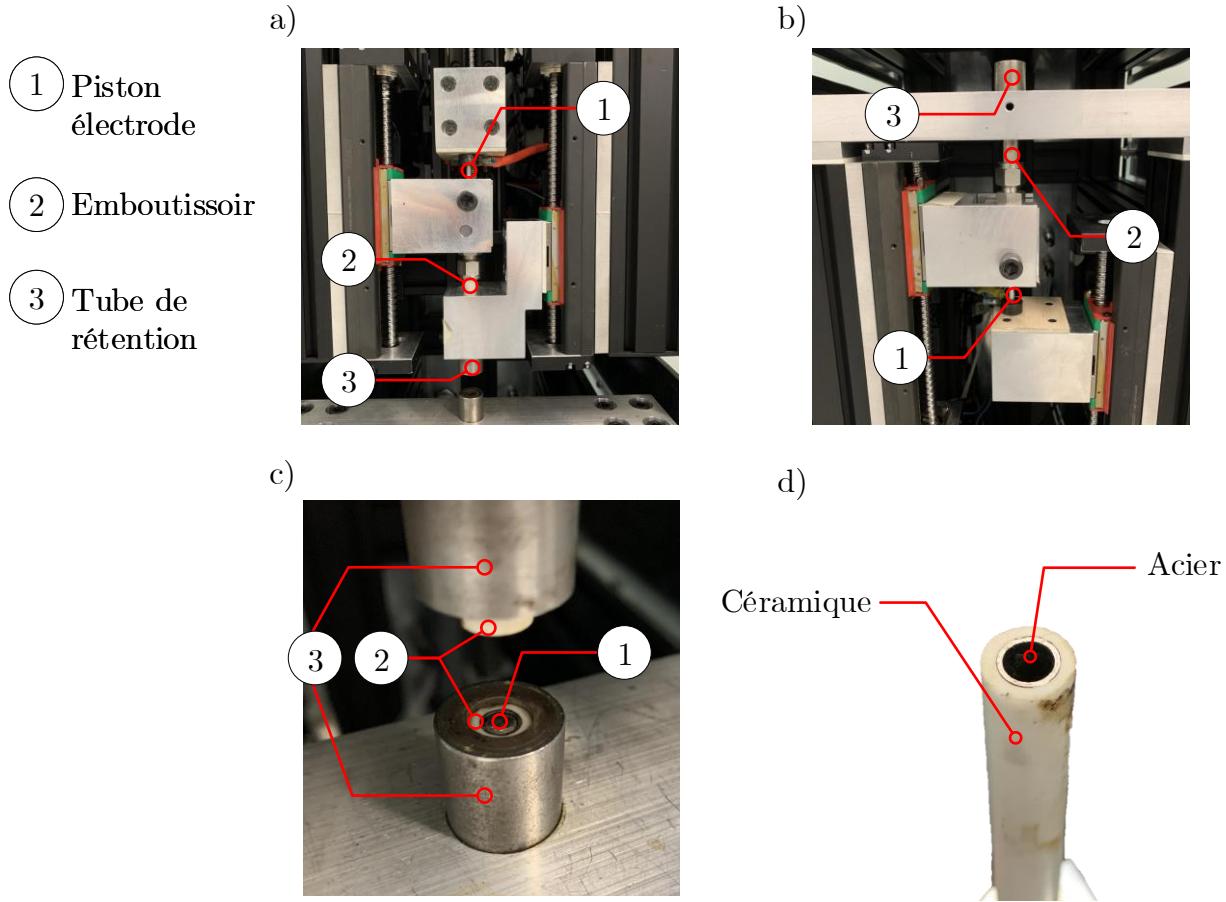


Figure 3.2 Outils de la machine de rivetage. a) Outilage supérieur. b) Outilage inférieur. c) Vue rapprochée de l'outilage. d) Vue rapprochée de la combinaison de tubes de céramique et d'acier.

Les Figures 3.2a-b-c montrent l'outilage de la machine. Le piston est fait d'acier et a aussi le rôle d'une électrode pour le chauffage par effet Joule. Des précisions sur le sujet sont présentées à la section 3.3. L'emboutissoir est en fait composé de deux cylindres collés (Fig. 3.2d). La partie extérieure de celui-ci est faite d'alumine (Al_2O_3), une céramique isolante. La partie interne est un tube d'acier usiné. Les tubes sont collés avec de l'époxy capable de résister à de hautes températures. La combinaison de deux tubes a été choisie afin de permettre l'utilisation d'un tube en céramique de dimensions standard avec un tube d'acier, plus facile à usiner aux dimensions requises. Le tube de rétention est fait en acier. Dans la série d'outils supérieurs, chaque outil est lié à un actuateur indépendant (Fig. 3.2a). Pour l'outilage inférieur, les outils sont identiques à ceux de la partie supérieure. Toutefois, le tube de rétention

inférieur n'est pas mobile (Fig. 3.2b). Il est fixe afin de servir d'appui pendant l'installation du joint.

Le déplacement des outils est réalisé à l'aide d'actuateurs constitués d'un moteur pas à pas (*stepper motor*) et d'un rail abritant une vis à bille (*ball screw*). L'assemblage est présenté à la Figure 3.3.

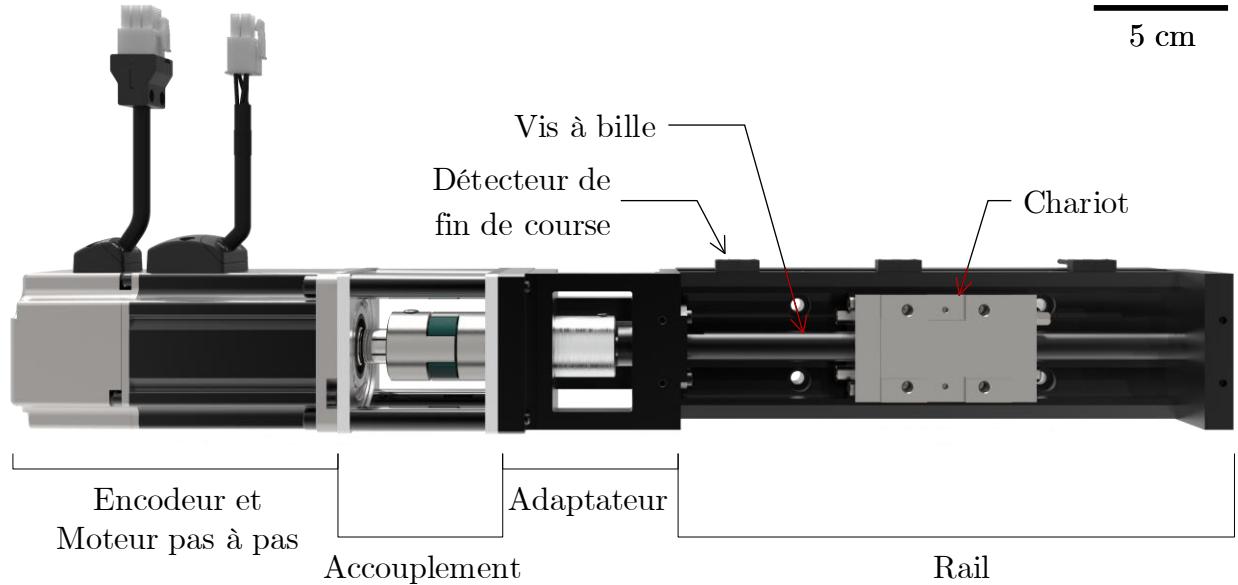


Figure 3.3 Actuateurs pour les outils de la machine de rivetage

La Figure 3.3 illustre un actuateur tel que ceux de la machine de rivetage. La première partie de ceux-ci est l'assemblage moteur-encodeur (J0400-305-4-000, Applied Motion Product Inc.). Le moteur est attaché à un accouplement (L-050, Lovejoy LLC) qui s'attache à un adaptateur pour déplacer un chariot sur le rail avec une vis à bille (KK6005C-200A1-F3, Hiwin Corp.). Un moteur pas à pas avec un encodeur permet des déplacements et un enregistrement des positions précises. La vis à bille minimise les contrecoups (*backlash*) dans le système. Des détecteurs de fin de course (59140-1-S-02-A, Littelfuse Inc.) sont présents pour éviter des collisions entre les chariots et les extrémités des rails. Les différents tubes sont installés dans des blocs qui les lient aux chariots des différents rails. Ces assemblages sont visibles sur la Figure 3.2. Il y a donc cinq assemblages de moteurs-rails-outils dans la machine. L'indépendance des moteurs permet une grande flexibilité dans les méthodes de rivetage.

3.3 Système de chauffage par effet Joule

Le système de chauffage par effet Joule est basé sur une source de courant variable. La machine a été équipée de la source de tension qui était installée sur la première machine de rivetage, soit un appareil 1900B par BK Precision Corp. La Figure 3.4 présente la façon de laquelle il est branché à la machine.

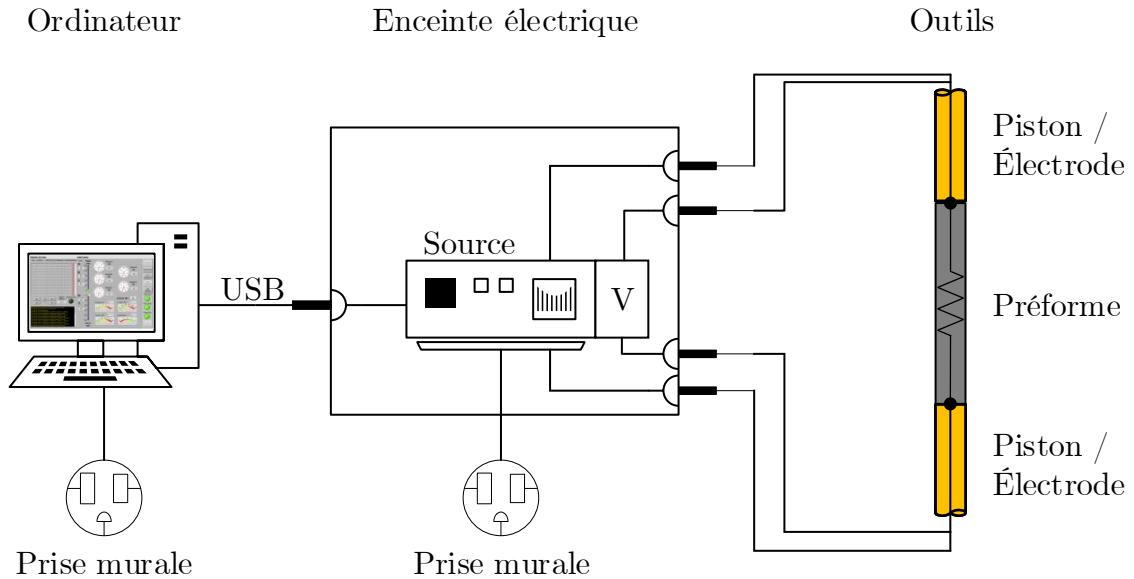


Figure 3.4 Schéma électrique du circuit de chauffage par effet Joule

Le circuit de la figure 3.4 illustre les parties du système de chauffage par effet Joule. Le contrôle est réalisé à partir d'une interface personne-machine (HMI) sur un ordinateur. L'interface est présentée à la Section 3.4. La source de courant est attachée dans l'enceinte électrique de la machine. Deux fils lient les bornes de sortie de la source aux tiges qui jouent le rôle d'électrodes dans le système de mise en forme. Deux fils supplémentaires mesurent la tension aux électrodes afin de permettre au système de compenser les pertes de tension dans le système. Le contrôleur du HMI est en boucle fermée et fait varier les paramètres de courant et de tension de la source afin de maintenir une puissance constante dissipée dans la préforme. La variation simultanée du courant et de la tension est importante, car la résistance de la préforme varie en fonction de sa température [81]. La source utilisée présentement ne permet pas d'appliquer un chauffage par courant pulsé, car les sources le permettant sont hors du budget alloué à ce projet.

3.4 Interface personne-machine

L'interface personne-machine sert au contrôle de la machine de rivetage. Elle a été programmée dans LabVIEW. C'est de là que les commandes sont envoyées et que les différents paramètres sont enregistrés pendant une séquence de rivetage. La figure 3.5 montre l'écran principal qui sert à l'opération de la machine.

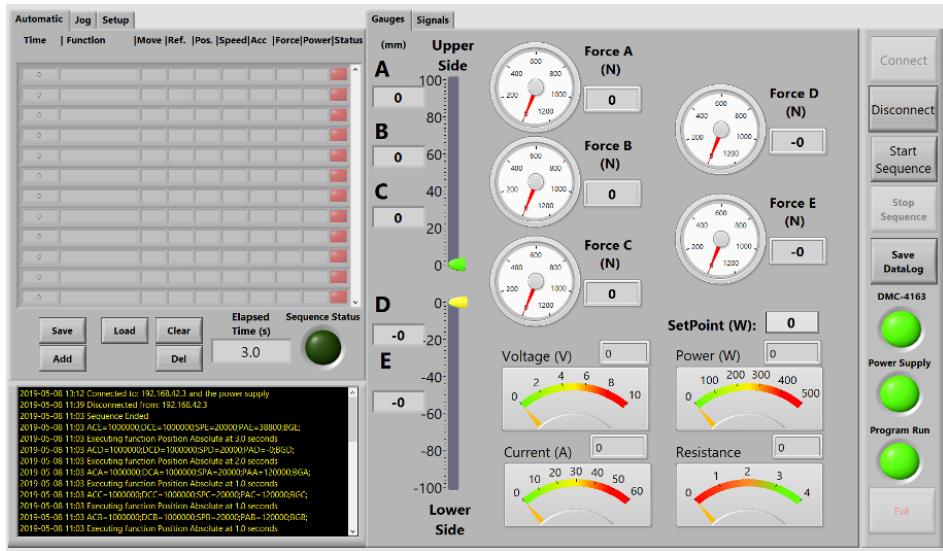


Figure 3.5 Fenêtre principale de l'interface homme-machine

La partie de gauche sert à entrer les différentes étapes d'une séquence de rivetage. Les entrées peuvent être des déplacements, des forces ou des paramètres de chauffage. Il est possible de spécifier les paramètres directement dans l'interface, ou de les importer à partir d'un fichier texte du format .LLL. Un exemple de code se trouve à l'Annexe A. Dans ce fichier, chaque ligne représente une étape. Pour chaque commande, le premier champ est le délai avant la réalisation de l'étape. Les différents cadrants et glissières sont des indicateurs visuels afin de pouvoir suivre l'évolution des conditions de la machine en temps réel. Les boutons de droite lancent la communication avec la machine, lancent ou arrêtent la séquence de rivetage et enregistrent les données.

Le HMI envoie les commandes à deux systèmes simultanément. Le premier système est celui relatif aux moteurs. L'ordinateur est branché via RJ-45 à un contrôleur (DMC-4163-BOX8-D3040-D3020, Galil Motion Control Inc.) qui lui est branché aux cinq moteurs présentés précédemment. Des détecteurs de fin de course magnétiques sont branchés directement au contrôleur afin d'éviter que les actuateurs entrent en collision avec leurs butées et ont préférence sur les commandes de l'utilisateur. C'est-à-dire que si le contrôleur détecte que les

actuateurs ont atteint leur limite, les mouvements seront bloqués. Le second système, via USB, est celui du chauffage par effet Joule décrit plus tôt.

3.5 Disposition globale de la machine

La machine est composée de divers systèmes qui communiquent afin de permettre la mise en forme des rivets. La Figure 3.6 illustre la machine entière.

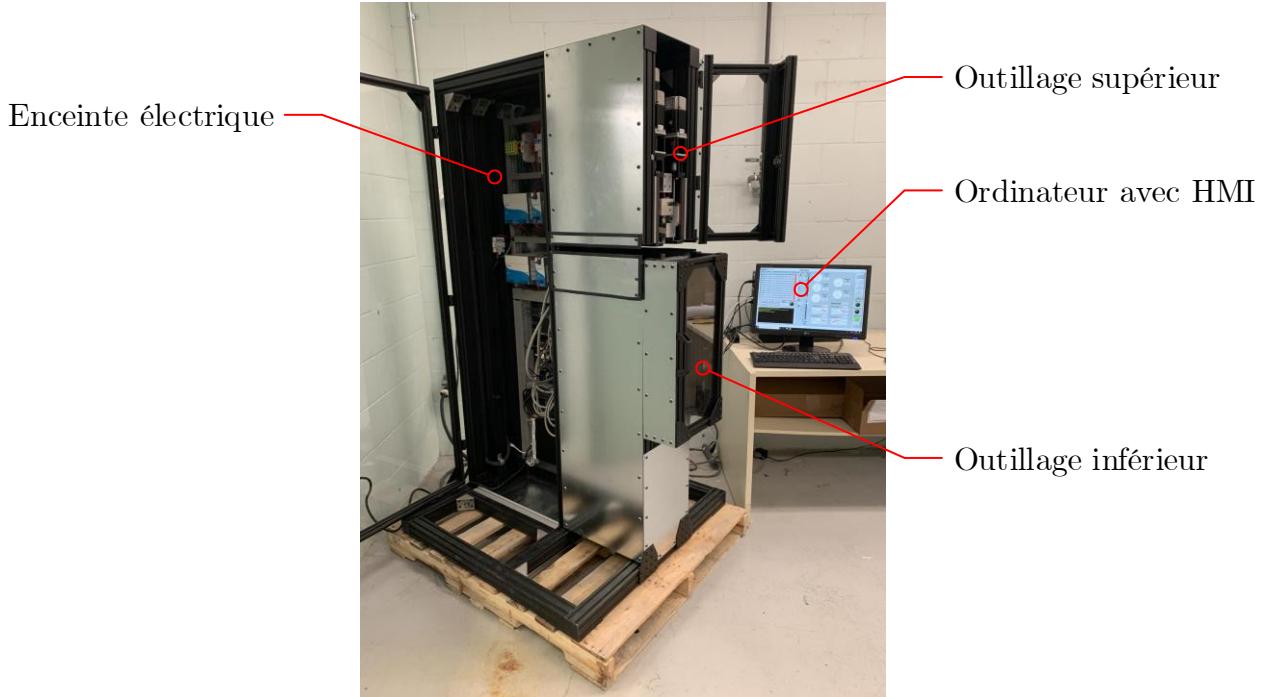


Figure 3.6 Disposition globale de la machine de rivetage

Tous les systèmes électriques (blocs d'alimentation, contrôleur, source, ...) sont contenus dans l'enceinte électrique. Celle-ci est fermée pour éviter l'entrée de poussière de carbone conductrice. Des connecteurs sont donc présents pour permettre le passage des câbles à travers les cloisons. Un disjoncteur qui peut être cadenassé se situe à l'arrière de la machine pour l'allumer et l'éteindre. À l'avant de la machine se trouvent les ensembles d'outillage supérieur et inférieur. Ceux-ci sont derrière des portes de sécurité conçues selon les dimensions requises par le « sécurimètre » CNESST pour empêcher les coincements de membres dans les outils pendant l'opération de la machine [82]. Enfin, à côté de la machine se trouve un ordinateur équipé du HMI. La structure de la machine est faite de profils d'aluminium extrudé pour permettre une grande flexibilité au niveau de la modification et du remplacement facile de

pièces. L'empreinte de la machine, excluant l'ordinateur, est de 1 m × 1 m et elle fait 1,80 m de hauteur.

3.6 Discussion critique sur la machine développée

La machine a été conçue de façon à respecter le cahier de charges autant que possible. Toutefois, certains paramètres n'ont pas pu être atteints. Les éléments du CdC avec leur degré d'accomplissement ainsi que leur impact sur le fonctionnement de la machine sont listés dans le Tableau 3.4.

Tableau 3.4 Validation du cahier de charges

Élément du CdC	Fonction	Critère	Degré d'accomplissement	Impact
FP1	Insérer la préforme dans le joint	Coaxialité	Non vérifié	N'empêche pas le fonctionnement
FP2	Chauffer la préforme	Fusion du PEEK	Accompli	—
FP3	Déformer la préforme	Force appliquée	Partiellement accompli	N'empêche pas le fonctionnement
FC1	Servir de démonstrateur	Visibilité du procédé	Accompli	—
		Apparence solide	Partiellement accompli	N'empêche pas le fonctionnement
FCo1	Riveter rapidement	Temps de chauffage	Accompli	—
		Temps de mise en forme	Non accompli	N'empêche pas le fonctionnement
FCo2	Sécuritaire	Nombre de blessures	Accompli	—
		Protéger des risques électriques	Accompli	—
FCo3	Enregistrer les paramètres	Mesurer et enregistrer les paramètres de la machine en fonction	Accompli	—
FCo4	Modulaire	Outils et paramètres faciles à modifier	Accompli	—
FCo5	Éliminer les pertes de courant	Isoler les éléments	Accompli	—
FCo6	Accepter les préformes fournies par le labSFCA	Diamètre	Accompli	—
FCo7	Accepter l'énergie disponible dans le laboratoire	Électrique	Accompli	—
FCo8	Riveter automatiquement	Manipulations par un technicien	Accompli	—
FCo9	Ne pas contaminer le joint	FOD	Partiellement accompli	N'empêche pas le fonctionnement

Tableau 3.4 suite de la page précédente

Élément du CdC	Fonction	Critère	Degré d'accomplissement	Impact
FCo10	Limiter l'encombrement	Volume	Partiellement accompli	N'empêche pas le fonctionnement
FCo11	Intégrer une source d'énergie électrique à la machine	Courant à pulsation	Non accompli	N'empêche pas le fonctionnement
FCo12	Coût	Coût de développement	Non accompli	N'empêche pas le fonctionnement

FP1 spécifie la nécessité d'insérer la préforme dans le joint avec une certaine coaxialité. Cet aspect n'est pas vérifié à cause de la construction de la machine. Comme la structure est faite de profils d'aluminium extrudé, il n'est pas possible d'effectuer un alignement précis sur la machine. Toutefois, les essais de rivetage permettent à l'outillage de se fermer autour d'une préforme, indiquant que le système est suffisamment ajusté pour l'installation d'une préforme dans le joint.

FP2 énonce le requis de chauffer la préforme au-delà de la température de fusion du PEEK et FP3 demande la déformation des préformes. Ceci a été vérifié et les premiers rivets mis en forme sont à la Figure 3.7.



Figure 3.7 Premiers rivets en CF/PEEK mis en forme

Malgré les difformités, le fait d'être passé d'une préforme cylindrique à une géométrie proche de la forme d'un rivet indique que la machine était en mesure de faire fondre la matrice du composite et d'appliquer suffisamment de force pour écraser la préforme. Toutefois, il n'est pas possible d'appliquer une charge de 1000 N, car l'adaptateur entre le rail et l'accouplement glisse à partir d'une force d'environ 700 N. De plus, les moteurs ne peuvent pas être utilisés à leur plein potentiel, car les blocs d'alimentation installés ne sont pas assez puissants. Des blocs plus petits ont dû être installés à cause de la restriction de budget donnée par FCo12.

FC1 a généralement été remplie. Les portes de la machine ont des panneaux en polycarbonate (PC) transparent afin que les outils soient facilement visibles pendant la mise en forme d'un rivet. La solidité de la machine est obtenue par une construction basée sur des extrusions d'aluminium de 60 mm × 60 mm. Des panneaux en acier galvanisé sont aussi présents pour

fermer la machine, et la rendre plus rigide. En effet, les assemblages en extrusions sont prompts à la déformation en cisaillement dû aux points d'attache de la structure. Un scellant pourrait être ajouté autour des panneaux de PC pour mieux les retenir et réduire les bruits de vibration. Un aspect non spécifié, mais qui pourrait faire l'objet de modifications futures pour améliorer l'apparence de la machine est l'installation de roues afin de faciliter son déplacement si nécessaire.

Le procédé de mise en forme développé, présenté au Chapitre 4 nécessite 24 s de chauffage et prend environ 2 s pour compléter l'écrasement de la préforme. FCo1 est donc partiellement respectée.

Les enceintes fermées autour des systèmes électriques et mécaniques permettent d'éviter les blessures. De plus, les dimensions des structures entourant les outils ont été faites en fonction du *Sécurimètre* de la CNESST [82]. FCo2 est donc satisfaite.

FCo3 est remplie à l'aide du fait que tous les paramètres de la machine sont enregistrés par LabVIEW pendant la mise en forme d'un rivet.

L'utilisation de LabVIEW pour l'interface de contrôle, et l'utilisation des blocs facilement changeables sur les rails remplit FCo4.

Des éléments de céramique et de fibre de verre (*garolite*) ont été intégrés à travers la machine afin que les outils soient électriquement et thermiquement isolés, comme requis par FCo5.

Suivant FCo6, les diamètres des tubes de la machine ont été sélectionnés de manière à accepter les préformes fabriquées par pultrusion. Les tubes peuvent être changés pour accommoder des diamètres de préforme différents.

Les systèmes de la machine sont alimentés électriquement, comme prescrit par FCo7. L'ordinateur et ses périphériques, ainsi que la source de courant du chauffage sont alimentés par des prises de 120 V. Les blocs d'alimentation des moteurs sont branchés à une prise de 240 V.

Du côté de l'automatisation, le système de contrôle permet le respect de FCo8 en ne nécessitant que l'installation de plaques et d'une préforme au début du procédé, l'envoi de la commande de rivetage, et le retrait du joint riveté à la fin du processus.

L'absence de FOD de FCo9 n'est pas entièrement respectée. À cause des vis à billes des rails exposées, il y a possibilité que de la graisse excédentaire soit éjectée pendant la mise en forme. L'ajout d'un couvercle sur les rails permettrait de résoudre le problème.

Le volume permis par FCo10 est partiellement respecté. La machine d'elle-même a une dimension de 1 m × 1 m × 1,80 m. Toutefois, comme l'ordinateur n'y est pas intégré, il faut prévoir un espace supplémentaire sur une table pour l'héberger. De l'espace est disponible

dans le boîtier électrique de la machine pour y mettre un ordinateur, et l'ajout d'une tablette sur un bras permettrait d'avoir les périphériques de contrôle à portée de main, avec le tout fixé sur la machine, dans le volume prescrit.

FCo11 n'a pas pu être complétée à cause de FCo12. Les sources de courant à pulsation satisfaisant les besoins auraient pris l'entièreté du budget. Toutefois, il a été possible de mettre en forme des rivets en CF/PEEK avec la source déjà disponible. De plus, la modularité de la machine et du HMI permet de facilement remplacer l'appareil si nécessaire.

Enfin, FCo12 n'a pas pu être respectée. Au total, les coûts se sont élevés au-dessus de 20 000 \$CA pour la fabrication de la machine. Des dépenses additionnelles sont à prévoir pour l'ajout de dispositifs de sécurité.

3.7 Conclusion de la conception d'une machine de rivetage

Une machine capable de mettre en forme des rivets en CF/PEEK a été conçue et construite avec succès. Bien que certains éléments du cahier de charges n'aient pas été respectés, il a tout de même été possible de considérer l'objectif de concevoir une machine de rivetage comme étant complété, car malgré les lacunes identifiées plus tôt, il est possible de fabriquer des rivets en CF/PEEK. Des modifications peuvent aussi facilement être apportées afin d'ajouter des fonctionnalités à la machine, notamment un système de chauffage par courant pulsatif.

CHAPITRE 4 PROCÉDÉ DE RIVETAGE PAR EFFET JOULE POUR RIVETS EN CF/PEEK

Ce chapitre présente le procédé de rivetage en partant des précurseurs des préformes. La méthode de fabrication des préformes est d'abord présentée, suivi par le dimensionnement des attaches. Ensuite, la procédure de rivetage est présentée avec les critères de performance utilisés pour la valider.

4.1 Méthode de conception du procédé de rivetage par effet Joule

4.1.1 Fabrication des préformes

Les préformes utilisées sont faites à partir de fils mélangés (*commingled*) de fibre de carbone 12K et PEEK (12K/PEEK). Le taux volumique de fibre (V_f) est de 54 %. Les propriétés des fils sont présentées au Tableau 4.1.

Tableau 4.1 Propriétés des fils mélangés

Propriétés	12K/PEEK
Fils	
Manufacturier	Concordia Fibers
Taux volumique de fibre, V_f (%)	54
Fibres [83]	
Type	AS4
Matrice [80]	
Type	Victrex 151G
Température de transition vitreuse, T_g (°C)	143
Température de fusion, T_m (°C)	343
Température de traitement, T_p (°C)	360 - 420

Les précurseurs sont groupés par pultrusion afin de fabriquer de longues tiges avec des fibres parallèles continues. Un diagramme de l'appareil de pultrusion est présenté à la Figure 4.1.

Le système de pultrusion est composé d'un centre, d'un préchauffeur sans contact, de quatre filières de pultrusion, d'une filière de refroidissement et d'un système de rouleaux de traction. Le centre supporte 21 bobines de fils mélangés. Les fils passent dans le préchauffeur sans contact. Celui-ci a une longueur de 300 mm et est réglé à une température de 300 °C. Les fils passent ensuite dans une série de quatre filières de pultrusion. Celles-ci ont une chambre conique avec des parois ayant un angle de 10°, suivie d'un passage cylindrique d'une lon-

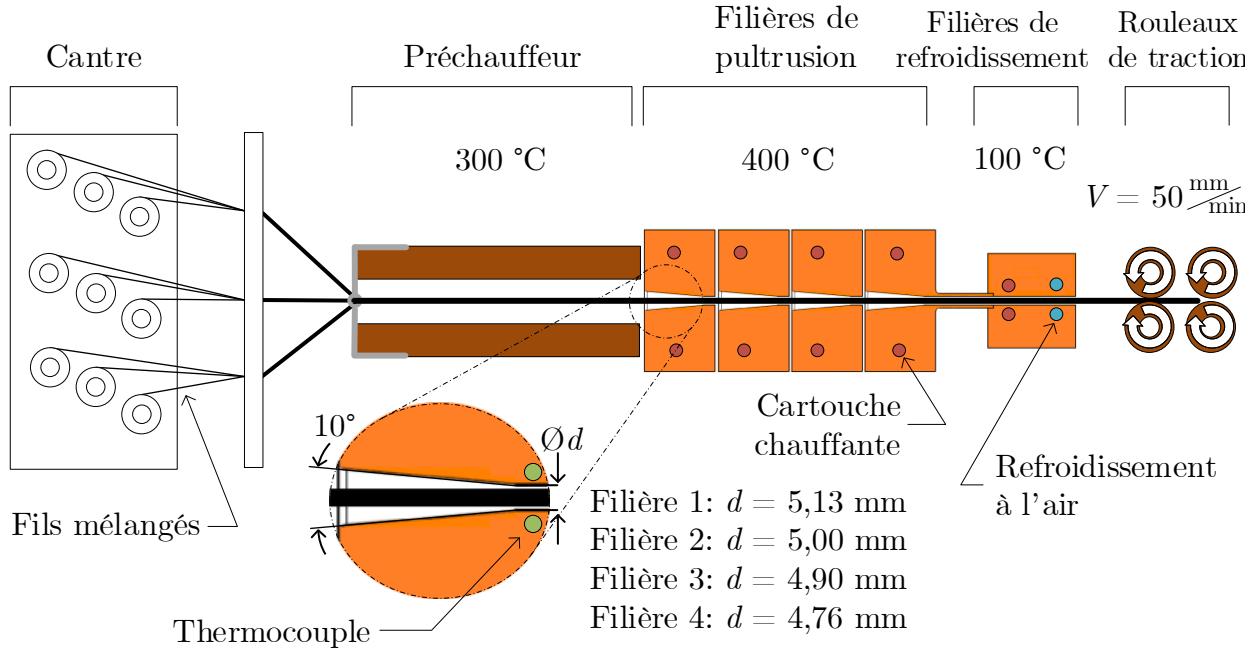


Figure 4.1 Diagramme du système de pultrusion multi filière [12]

gueur de 6,35 mm. Les diamètres de sortie des passages cylindriques sont respectivement 5,13 mm, 5,00 mm, 4,90 mm et 4,76 mm. Les quatre filières sont maintenues à une température de 400 °C. Des cartouches chauffantes (cercles orange) et des thermocouples (cercles verts sur la vue agrandie) assurent la régulation de la température via une interface LabVIEW. Un tube long de 31 mm relie la dernière filière de pultrusion à la filière de refroidissement. Cette dernière est maintenue à une température de 100 °C à l'aide d'une combinaison de cartouches chauffantes et d'un système de refroidissement à l'air (cercles bleus). Le pultrudat est tiré à travers le système à l'aide d'un système de traction à rouleaux, à une vitesse de 50 mm/min.

Afin de vérifier la qualité des préformes, des échantillons sont préparés pour des observations au microscope. Des préformes contenant un haut taux volumique de vide (V_v) pourraient mener à un rivet avec beaucoup de vide aussi. Similairement, si les fibres dans les préformes ne sont pas bien alignées, le défaut pourrait être présent dans le produit fini.

4.1.2 Dimensionnement des rivets

Les attaches métalliques traditionnelles auxquelles seront comparés les rivets de CF/PEEK sont faites d'une pièce en titane (TI) et d'une pièce en acier inoxydable (SS). Les propriétés de ces attaches sont répertoriées au Tableau 4.2.

Tableau 4.2 Propriétés des attaches métalliques - *Hi-Lite*

Propriétés	Attaché en Ti/SS
Corps [84]	
Manufacturier	Hi-Shear Corp.
Numéro de pièce	HST13AG6-05
Matériau	Titane 6Al-4V
Diamètre nominal (mm)	4,76
Filets	10-32UNJF-3A
Angle du chanfrein (°)	100
Hauteur du chanfrein (mm)	1,99 - 2,04
Masse (g)	1,243 ± 0,004
Collet [85]	
Manufacturier	Hi-Shear Corp.
Numéro de pièce	HSTN1488DU3*
Matériau	Acier inoxydable, série 300
Filets	10-32UNJF-3B
Masse (g)	0,950 ± 0,027
Assemblage	
Masse (g)	2,193 ± 0,029
Couple de serrage (N·m)	3,95 ± 0,16

Ces attaches en titane sont installées dans des trous ayant un diamètre (ϕ_h) légèrement plus grand que celui de l'attache pour des applications dites « haute charge » (*High-load*) ou « faible charge » (*low-load*). Le diamètre du corps des attaches est de 4,801 mm (0,189 po). Pour des applications à haute charge, les trous où elles sont insérées ont un diamètre de 4,826 mm (0,190 po), ce qui permet un jeu diamétral de 0,025 mm (0,001 po). Dans le cas des trous pour les applications à faible charge, le jeu est de 0,102 mm (0,004 po). Ils ont donc un diamètre de 4,902 mm (0,193 po). Les dimensions générales d'une attache métallique ainsi que celles d'un trou typique se trouvent à la Figure 4.2.

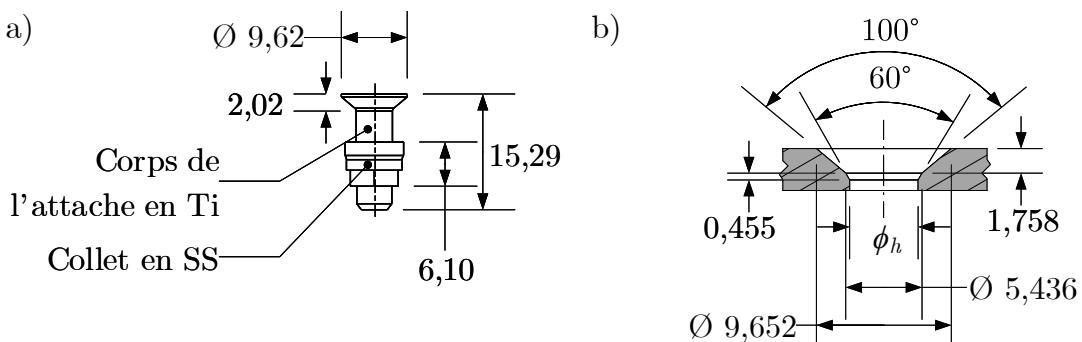


Figure 4.2 Dimensions (mm) a) d'une attache métallique b) d'un trou typique

Afin d'installer l'attache de la Figure 4.2a, le trou chanfreiné de la Figure 4.2b est percé. Pour les applications où l'attache est installée dans une plaque métallique, un chanfrein secondaire est fait afin d'accommorder la zone de transition entre le chanfrein et le corps de l'attache. Ce chanfrein secondaire n'est pas nécessaire dans un joint en composite, car le serrage de l'attache permet un bon appui dans le trou. Un ajustement adéquat de l'appui de la tête du rivet est important. En effet, il a été démontré qu'un appui inadéquat peut mener à une forte réduction de la charge que peut supporter un joint [72]. Le diamètre du trou (\varnothing_h), tel que mentionné plus tôt, dépend de l'application du joint. Les dimensions du rivet en CF/PEEK devront être comparables. Celles-ci sont présentées à la Figure 4.3.

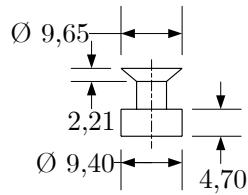


Figure 4.3 Dimensions du rivet en CF/PEEK

Comme le rivet est mis en forme dans le trou, ses dimensions sont en fonction de ce dernier. Les trous percés pour installer les rivets en CF/PEEK ont un diamètre différent de ceux pour les attaches en métal pour accomoder le diamètre des préformes. Toutefois, la partie chanfreinée est identique.

La longueur des préformes (L_B) à découper dépend des dimensions des rivets à mettre en forme, et des dimensions du trou dans lesquels ils sont mis en forme. Le volume de matière de la préforme doit être égal à celui du rivet formé. Les dimensions à surveiller sont présentées à la Figure 4.4.

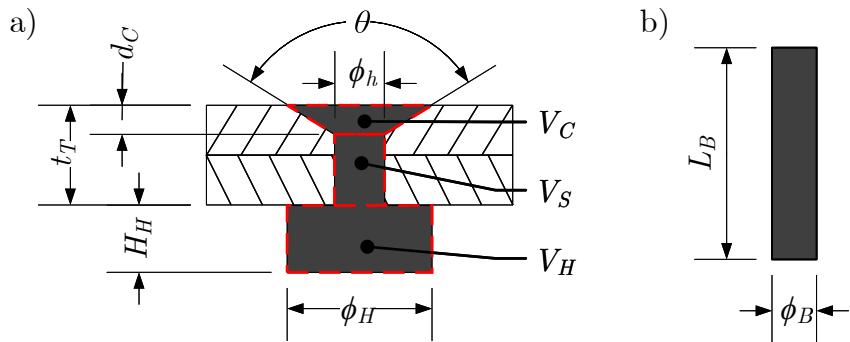


Figure 4.4 Description des dimensions a) d'un rivet en CF/PEEK b) d'une préforme

Le calcul de la longueur des préformes est réalisé avec l'équation

$$L_B = \frac{V_C + V_S + V_H}{\phi_B} \quad (4.1)$$

où V_C est le volume de la portion chanfreinée du trou, V_S le volume du corps du rivet, V_H le volume de la tête protubérante et ϕ_B est le diamètre de la préforme. Les différents volumes peuvent être évalués par

$$V_C = \frac{1}{3}\pi d_C \left[\tan^2 \frac{\theta}{2} \left(d_C + \frac{\theta}{2} \cot \frac{\theta}{2} \right)^2 + \frac{\phi_h}{2} \tan \frac{\theta}{2} \left(d_C + \left(\frac{\theta}{2} \cot \frac{\theta}{2} \right) \right) + \frac{\phi_h^2}{4} \right], \quad (4.2)$$

$$V_S = \frac{\phi_h^2}{4} (t_T - d_C) \pi \quad (4.3)$$

et

$$V_H = \frac{\phi_H^2}{4} (H_H) \pi. \quad (4.4)$$

où d_C est la profondeur du chanfrein, θ est l'angle du chanfrein, ϕ_h est le diamètre du trou, t_T est l'épaisseur totale du joint, ϕ_H est le diamètre de la tête protubérante et H_H est la hauteur de la tête protubérante.

4.1.3 Procédure de rivetage

La procédure de rivetage repose sur la méthode proposée par V. Fortier [5]. Avec les nouveaux outils décrits au chapitre précédent, le nouveau procédé est illustré à la Figure 4.5.

La première étape du procédé de rivetage est d'insérer une préforme et des plaques dans la machine et de refermer les outils. Une force est appliquée par les tubes de rétention pour empêcher le joint de bouger (Fig. 4.5a-b). Les emboutissoirs sont ensuite rétractés de façon à créer une poche d'air autour de la préforme. Cette poche d'air aide à éviter les pertes de chaleur vers l'outillage. Un léger décalage est laissé entre les pistons et les emboutissoirs pour garder la préforme droite et centrée, tel que recommandé par Trudeau *et al.* [3]. Le chauffage par effet Joule est alors activé (Fig. 4.5c). Une fois la matrice de la préforme fondu, une force de rivetage est appliquée et le rivet est mis en forme (Fig. 4.5d). Enfin, le chauffage est arrêté et le rivet refroidi avant que l'outillage se rétracte pour le démoulage (Fig. 4.5e).

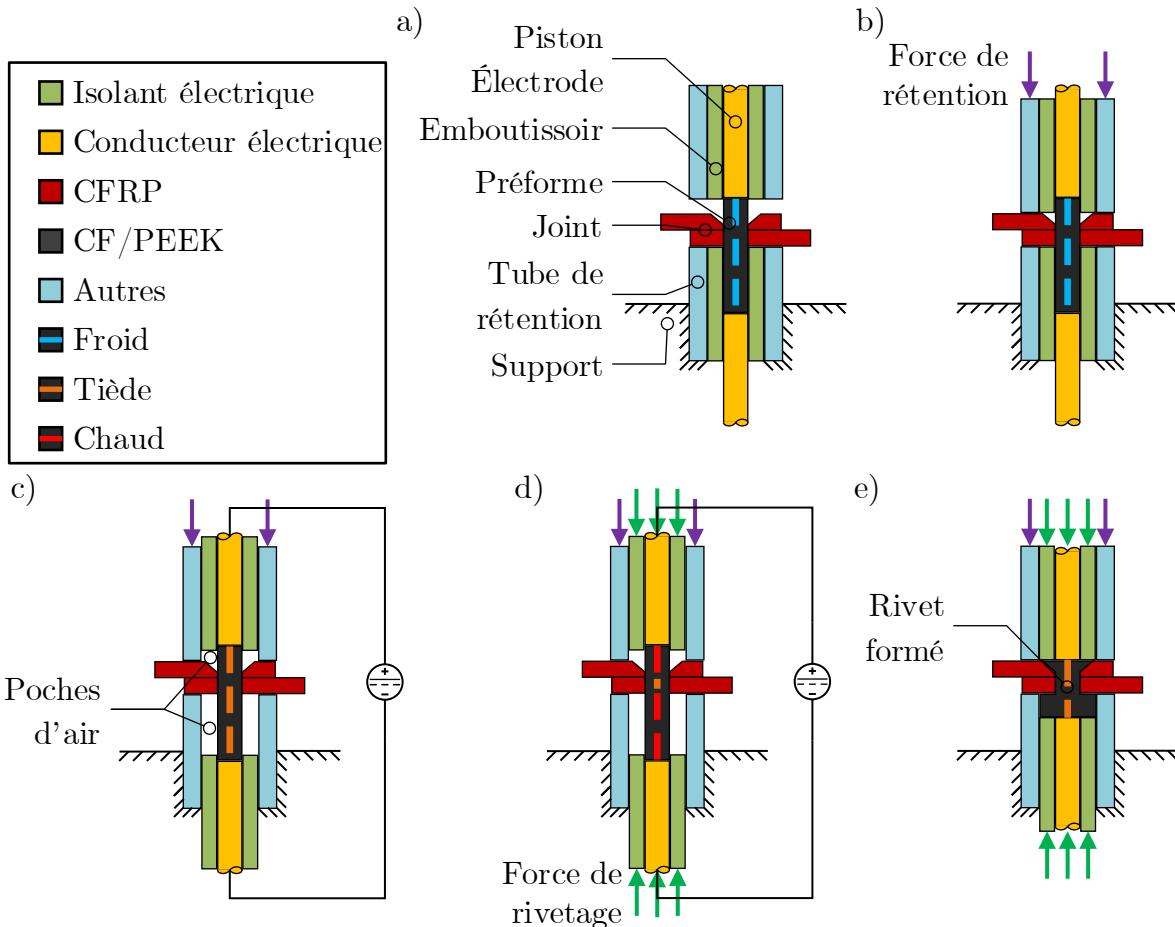


Figure 4.5 Procédé de rivetage. a) Description des outils. b) Installation de la préforme. c) Chauffage de la préforme. d) Mise en forme du rivet. e) Refroidissement.

Afin de sélectionner une combinaison de paramètres permettant la mise en forme d'un rivet adéquat, il faut être en mesure de l'examiner en dehors d'un joint. Pour ce faire, le gabarit de la Figure 4.6 a été produit.

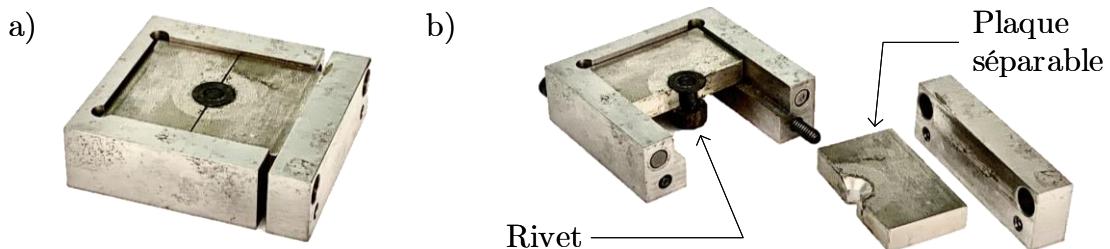


Figure 4.6 Gabarit de rivetage séparable. a) Gabarit assemblé avec rivet en CF/PEEK. b) Gabarit séparé pour démoulage du rivet en CF/PEEK.

Le gabarit de la Figure 4.6 permet de retirer un rivet formé, sans avoir à détruire un joint. Deux plaques séparables ayant un trou aux dimensions désirées sont tenues ensemble. Les plaques peuvent être de n'importe quels matériaux. Dans le cas présent, des plaques séparables en acier inoxydable 304 et en céramique Macor ont été produites. Le Macor est utilisé comme substitut du CFRP. Une fois un rivet mis en forme, comme sur la Figure 4.6a, il est possible de démonter le gabarit, comme sur la Figure 4.6b pour en retirer le rivet et l'examiner.

Les divers paramètres de rivetage influencent la géométrie du rivet. Un chauffage inadéquat, ou une application de force insuffisante peuvent mener à des difformités. La Figure 4.7 illustre quelques rivets produits à l'aide du gabarit de la figure précédente.

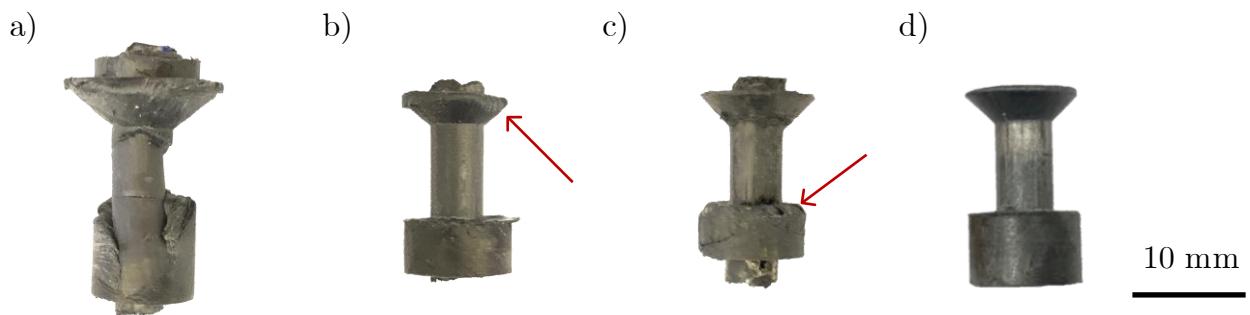


Figure 4.7 Rivets produits avec différents procédures. a) Malformation majeure sur l'intégralité du rivet. b) Chanfrein mal formé. c) Tête protubérante mal formée. d) Rivet correctement formé.

Les Figures 4.7a-b-c montrent des rivets mal formés. Ces malformations sont causées par des mauvaises séquences de chauffage et d'application de force. Dans des cas particulièrement mauvais, la préforme ne se déforme pas entièrement (Fig. 4.7a). Dans d'autres cas, quand les paramètres sont presque bons, mais qu'il manque soit un peu de chaleur (puissance ou durée insuffisante) ou de force de mise en forme, quelques défauts comme des têtes partiellement formées apparaissent (Figs. 4.7b-c). Un autre défaut, non-illustré ici, est le brûlement de la fibre ou de la matrice. Dans ce cas, un chauffage trop vigoureux cause la dégradation des matériaux et un dégagement de fumée. Lorsque les paramètres sont adéquats, le rivet, une fois démoulé, présente une surface lisse, avec des angles bien définis. Toutes les régions du rivet sont bien formées. Les paramètres listés ci-dessous sont variables sur la machine :

- Force de rivetage
- Force de rétention
- Puissance de chauffage
- Durée du chauffage
- Durée du refroidissement
- Accélération des outils
- Vitesse des outils

Avec ce grand niveau de flexibilité, les combinaisons de paramètres à valider augmentent exponentiellement. Il a été décidé de se concentrer sur les paramètres relatifs au chauffage, soit la puissance et la durée de celui-ci. Les autres paramètres ont été fixés à partir d'expériences préliminaires qui donnaient confiance en leur validité. Le tableau suivant présente les plages de valeurs balayées pour les paramètres de chauffage, ainsi que les valeurs fixées pour les autres paramètres.

Tableau 4.3 Paramètres de rivetage variés

Paramètre	Valeur
Force de rivetage	250 N
Force de rétention	300 N
Puissance de chauffage	[20 ; 200] W
Durée du chauffage	[5 ; 60] s
Durée du refroidissement	10 s
Accélération des outils	500 mm/s ²
Vitesse des outils	150 mm/s

Afin de déterminer les bons paramètres, une procédure de test à tâtons a été employée. La puissance et la durée de chauffage ont été variées de façon incrémentale (10 W, 5 s). Après chaque essai, le rivet produit est examiné afin de déterminer si celui-ci a une géométrie adéquate, ou si des indices tels que ceux de la Figure 4.7 sont présents. En plus de l'apparence des rivets, un indicateur d'une bonne formation de l'attache est la position finale des outils lors du procédé de mise en forme. La Figure 4.8 montre les positions initiales et finales des outils.

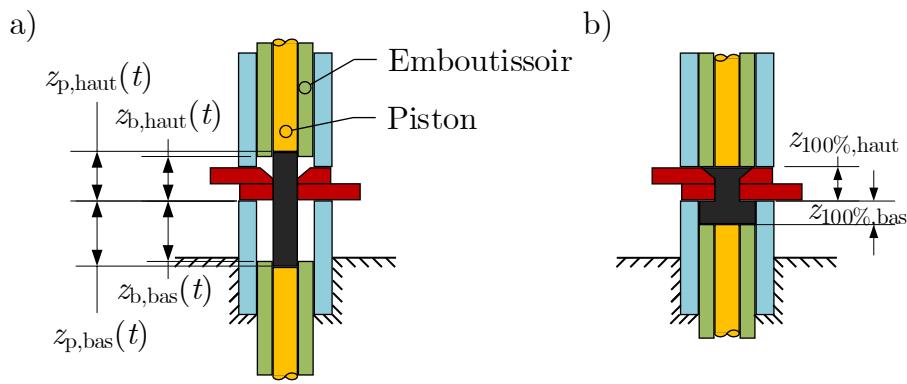


Figure 4.8 Positions initiales et finales de l'outillage de la machine de rivetage

Pour suivre le progrès du procédé dans les portions supérieures et inférieures ($P_i(t)$, où i représente le haut ou le bas), les positions moyennes des outils dans le temps sont comparées

à la position finale attendue. Le progrès peut donc être calculé par

$$P_i(t) = \left| \frac{2z_{100\%,i}}{z_{p,i}(t) + z_{b,i}(t)} \right| \quad (4.5)$$

avec $z_{100\%,i}$ la position finale attendue des outils supérieurs ou inférieurs. Les paramètres $z_{p,i}(t)$ et $z_{b,i}(t)$ sont respectivement les positions du piston et de l'emboutissoir dans le temps.

4.2 Résultats du procédé de rivetage par effet Joule

4.2.1 Étude des préformes

Les tiges de CF/PEEK produites par pultrusion ont un diamètre de $(4,648 \pm 0,018)$ mm. Utilisant l'Équation 4.1, les préformes sont coupées à une longueur de $(27,1 \pm 0,5)$ mm. Elles ont une masse de $(0,715 \pm 0,353)$ g. Des micrographies par microscope optique (Metallovert, Leitz) des préformes dans différentes orientations et à différents grossissements sont présentées à la Figure 4.9.

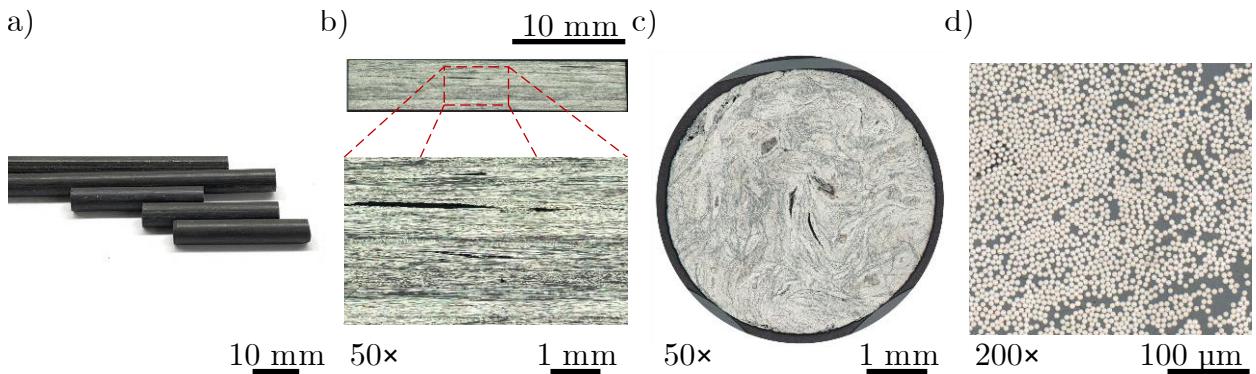


Figure 4.9 Micrographie des préformes de CF/PEEK. a) Préformes coupées. b) Micrographie longitudinale à grossissement $50\times$. c) Micrographie transversale à grossissement $50\times$. d) Micrographie transversale à grossissement $200\times$.

La Figure 4.9a montre les préformes coupées à partir de tiges de fibres continues. Une micrographie longitudinale, à la Figure 4.9b, montre que les fibres sont parallèles dans les tiges. Peu de zones de vide sont présentes. Ceci se voit aussi à la Figure 4.9c, sur une micrographie transversale. Là aussi, peu de vides sont apparents. La micrographie montre aussi que la section de la tige est circulaire. Une autre micrographie transversale, mais avec un grossissement de $200\times$, sur la Figure 4.9d, montre les fibres individuelles. Les sections des fibres sont rondes, ce qui est un bon indicateur de l'alignement parallèle dans la préforme. De plus, les fibres sont bien réparties et bien imprégnées par la matrice de PEEK.

4.2.2 Étude de la procédure de rivetage

Des méthodes différentes sur le plan du chauffage ont été nécessaires pour mettre en forme des rivets similaires, dans des plaques d'acier et de CFRP. Ceci est attribué aux conductivités thermiques différentes. En effet, comme l'acier inoxydable a une conductivité thermique d'environ $14 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ [86] et qu'un laminé de CFRP a une conductivité se trouvant entre $0,6 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ et $3,0 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ [87], il est attendu que la puissance envoyée à la préforme se diffuse dans le joint, nécessitant donc un apport de chaleur supplémentaire dans un joint comportant des plaques d'acier. Les rivets produits à l'aide des méthodes développées sont présentés à la Figure 4.10. Les rivets dans l'acier (Fig. 4.10a-b) et le CFRP (Fig. 4.10c-d) sont à ras avec les plaques sur le côté chanfreiné, et ont des têtes protubérantes qui semblent bien formées. Les dimensions sont vérifiées par le progrès des procédés aux sections suivantes.

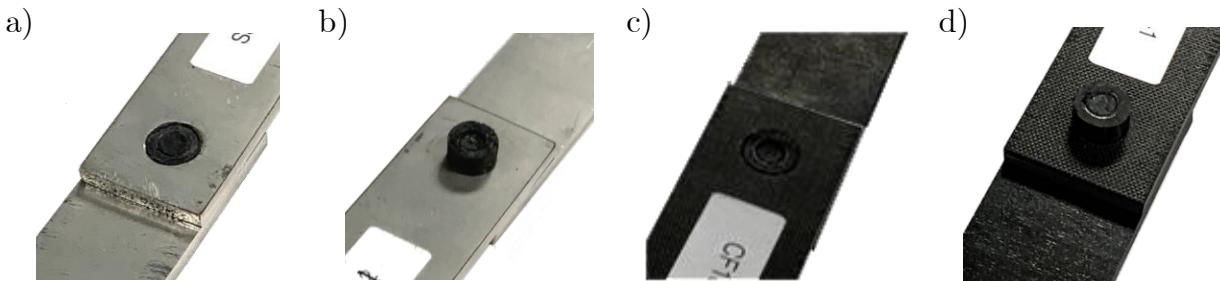


Figure 4.10 Rivets en CF/PEEK installés dans des joints. a) Côté chanfreiné dans SS304. b) Côté protubérant dans SS304. c) Côté chanfreiné dans CFRP. d) Côté protubérant dans CFRP.

Rivetage dans l'acier

Le procédé de rivetage dans l'acier, composé des étapes présentées à la Figure 4.5 est réalisé avec les paramètres suivantes :

- Force de rétention : 300 N
- Chauffage :
 1. 80 W, pendant 15 s
 2. 175 W, pendant 5 s
 3. 80 W, pendant 4 s
- Force de rivetage : 250 N
- Temps de refroidissement : 10 s

Il est à noter que la force de rivetage est à titre indicatif. En effet, afin de s'assurer que les rivets aient des dimensions répétables, la mise en forme est en fait une combinaison entre un contrôle en force et en position. C'est-à-dire que la commande pour la mise en forme est constituée de la directive de déplacer les outils aux positions finales souhaitées, et d'en suite appliquer une force pour assurer la consolidation du composite. La Figure 4.11 illustre graphiquement le déplacement des outils, traduit en progrès par l'Équation 4.5, avec la séquence de chauffage.

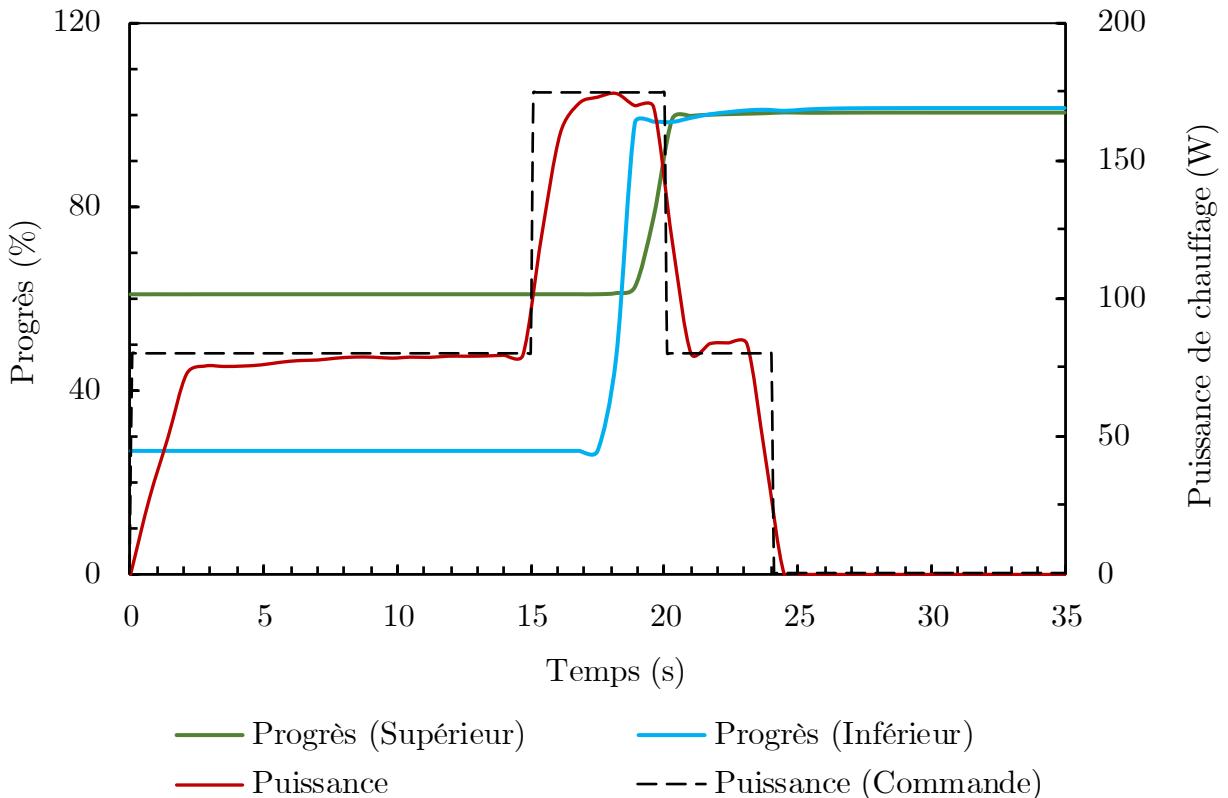


Figure 4.11 Évolution de la progression de la mise en forme d'un rivet et du chauffage dans l'acier.

Sur la Figure 4.11, la courbe rouge indique la puissance de chauffage appliquée à la préforme. La différence entre celle-ci et la commande (tireté) est attribuée au contrôleur intégré au HMI. La commande de départ est d'appliquer 80 W. Après 15 s, la puissance est augmentée à 175 W pour 5 s. À ce moment, la préforme est écrasée pour mettre en forme un rivet. La puissance est baissée à 80 W pendant quelques secondes afin de s'assurer que le rivet soit bien formé. Ensuite, le chauffage est arrêté pour permettre une période de refroidissement de 10 s. les courbes verte et bleue suivent le progrès de la mise en forme par l'outillage supérieur et inférieur, respectivement. Les points de départ sont différents à cause des positions initiales

différentes des outils. La déformation est lancée après 18 s de chauffage. La dimension désirée ($P_i(t) = 100\%$) est atteinte en environ 1 s. Le graphique indique que le progrès final est légèrement supérieur à 100 % dans les outils supérieurs et inférieurs. Ceci est attribué à une légère déformation de la machine et à la présence de bavures (*flash*) sur le rivet (voir Fig. 5.3c). Ces deux éléments sont à la source d'une lecture de déplacement légèrement supérieure à la réalité. Avec le procédé actuel, un décalage de 1 s entre la mise en forme des parties inférieures et supérieures du rivet permet d'obtenir une meilleure géométrie. Il s'écoule 35 s entre le début du chauffage et la fin du refroidissement.

Rivetage dans le CFRP

Le procédé de rivetage dans des plaques de CFRP est semblable à celui utilisé dans des plaques d'acier. La seule différence est la séquence de chauffage. Toujours avec les étapes de la Figure 4.5, les paramètres suivants sont utilisés :

- Force de rétention : 300 N
- Chauffage : 110 W, pendant 24 s
- Force de rivetage : 250 N
- Temps de refroidissement : 10 s

Encore une fois, la force de rivetage est en fait causée par une commande de position pour les outils. La Figure 4.12 présente le progrès et le chauffage pour ce procédé.

Le profil du chauffage pour la mise en forme de rivets dans des plaques en carbone est indiqué par la courbe rouge de la Figure 4.12. Une commande (tireté) de 110 W pendant 24 s est envoyée. Encore une fois, le délai entre la commande et la réponse est attribué au contrôleur. Après 18 s, la déformation de la préforme s'amorce. Les courbes de progrès pour la partie supérieure et la partie inférieure sont similaires à celles présentées pour la mise en forme dans l'acier. Environ 1 s, les outils atteignent leurs positions finales. Des bavures (voir Fig. 5.3c) et l'élasticité de la machine sont encore à la source d'un progrès légèrement supérieur à 100%. Le même décalage que pour l'acier est présent entre la mise en forme des parties inférieures et supérieures. Le procédé nécessite aussi 35 s entre le début du chauffage et la fin du refroidissement.

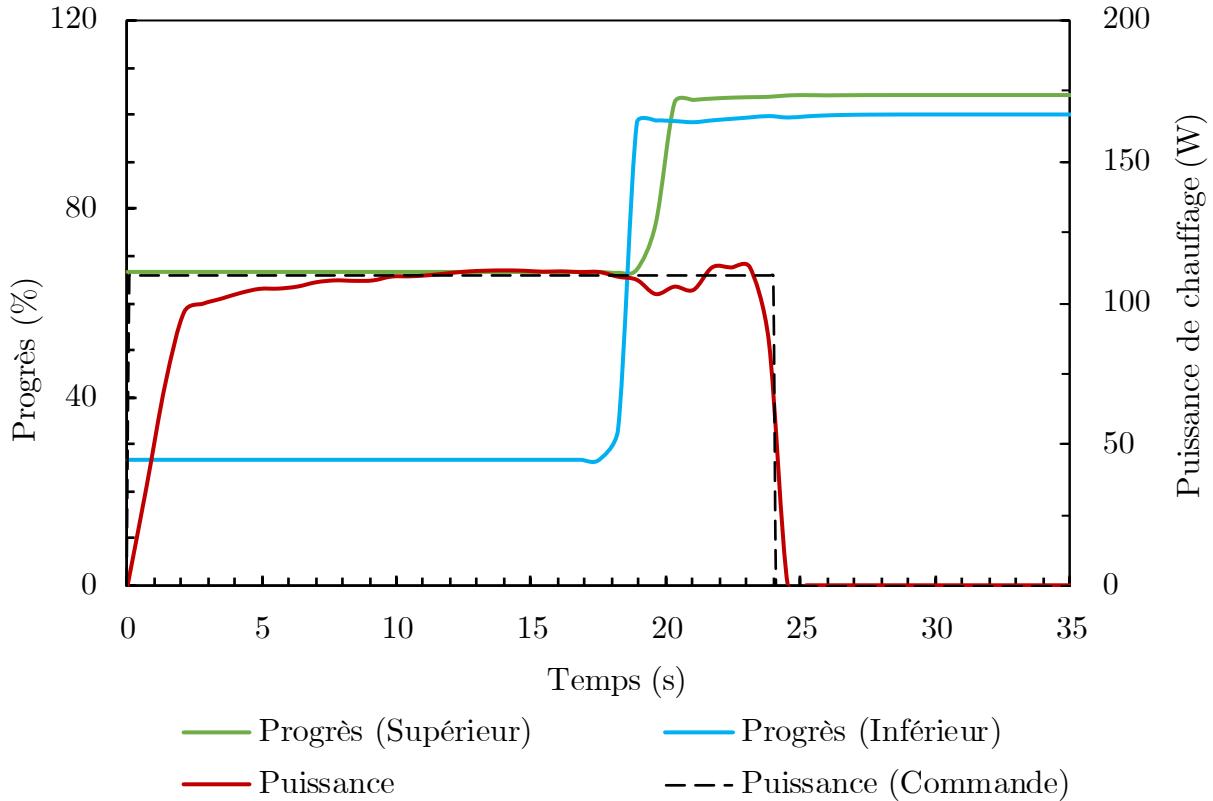


Figure 4.12 Évolution de la progression de la mise en forme d'un rivet et du chauffage dans un CFRP.

4.3 Discussion critique sur la méthode proposée

Du Tableau 3.2, un des objectifs était de chauffer la préforme dans un intervalle allant jusqu'à 40 s, avec un temps pour la mise en forme (temps de déformation) inférieur à 0,2 s. Dans les deux procédés proposés, le temps de chauffage avant le début de la mise en forme est de 18 s, avec un chauffage total de 24 s. Toutefois, l'outillage met environ 2 s pour déformer la préforme. Bien que le procédé ne prenne que 35 s, des essais supplémentaires seraient à faire afin de réduire le temps de déformation. Les paramètres d'accélération et de vitesse des outils de la machine n'ont pas été pris en compte dans cette étude et pourraient contribuer à réduire la durée du procédé. De plus, le courant à pulsation mentionné au Tableau 3.3 n'a pas été instauré. Une source de courant capable de faire des pulsations permettrait potentiellement d'améliorer le procédé en permettant un chauffage plus uniforme de la préforme. En chauffant par pulsation, il est soupçonné que la chaleur pourrait se diffuser dans la préforme d'une manière uniforme, ce qui causerait une fonte dans l'ensemble du rivet, plutôt que de manière radiale en partant du centre vers l'extérieur. Une préforme uniformément fondu nécessiterait

potentiellement moins de force pour la déformation et permettrait un procédé plus rapide.

Le temps de refroidissement pourrait aussi être une source de modifications. Cet aspect pourrait avoir une influence sur les propriétés mécaniques du rivet. En effet, il existe un lien entre la vitesse de refroidissement du PEEK, son taux de cristallinité et ses propriétés mécaniques.

La génération d'un plan d'expérience complet, impliquant tous les paramètres susmentionnés permettra certainement de trouver un processus de mise en forme plus performant.

4.4 Conclusion du développement du procédé de rivetage

Deux procédés de mise en forme ont été développés pour les rivets en CF/PEEK aux dimensions comparables à celles d'une attache en titane. Un premier procédé, nécessitant jusqu'à 175 W, est nécessaire pour la mise en forme des rivets dans des plaques d'acier. Un second procédé, utilisant 110 W, est utilisé pour la mise en forme de rivets dans des plaques en CFRP. La différence est attribuée à la dissipation de chaleur dans les joints. Dans les deux cas, la déformation de la préforme est lancée après 18 s de chauffage. En 2 s, le rivet est mis en forme. Après 10 s de refroidissement, ce dernier est démoulé. Les deux procédés durent 35 s entre le début du chauffage et la fin du refroidissement. Ceci reste supérieur à la vingtaine de secondes nécessaires pour l'installation d'une attache métallique typique.

Certains aspects des procédés, comme les vitesses de déplacement, méthodes de chauffage et taux de refroidissement pourraient être modifiés afin de continuer à améliorer les procédés proposés.

CHAPITRE 5 CARACTÉRISATION DE RIVETS EN CF/PEEK

5.1 Méthodes de caractérisation des rivets

À l'aide des méthodes présentées au Chapitre 4, des rivets en CF/PEEK ont été mis en forme dans des plaques d'acier et de CFRP. Des attaches en titane ont aussi été installées dans des plaques semblables. Les échantillons d'acier ont été coupés au laser à partir de feuilles d'acier inoxydable 304 de calibre (*gauge*) 12 (épaisseur de $2,96 \pm 0,03$ mm). Les échantillons en CFRP ont été coupés avec une scie diamantée à partir de plaques de fibre de carbone préimprégnée (Cycom 977-2, Cytec) produites par placement de fibre automatisé (*Automated fibre placement*, AFP). Le laminé avait un empilement selon la séquence $[90/\pm 45/0/(\pm 45)_2/0/\pm 45/90]_S$ et avait une épaisseur de $(3,344 \pm 0,125)$ mm.

Les plaques ont été coupées pour faire des micrographies de joints non sollicités, ainsi que des tests en cisaillement et en tension selon les normes ASTM D5961, procédure B (Fig. 5.1) et ASTM D7332, procédure A (Fig. 5.2), respectivement. Des doubleurs ont été ajoutés pour limiter les charges hors plan lors des essais en cisaillement.

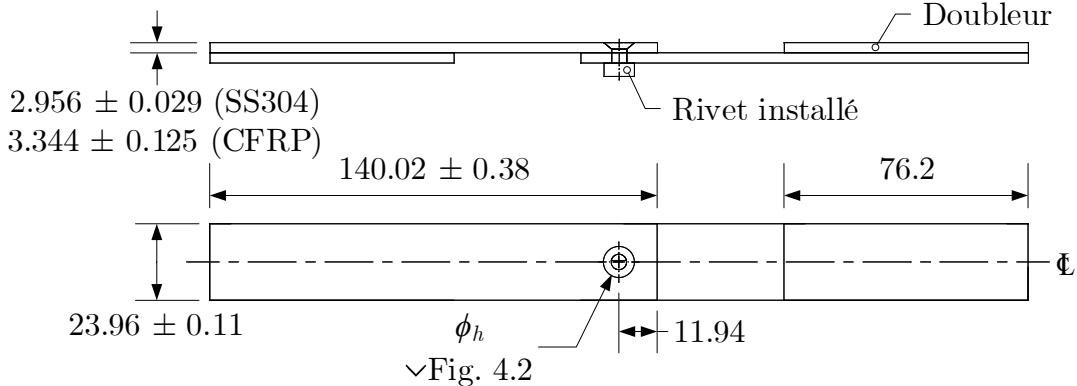


Figure 5.1 Assemblage d'essai en cisaillement selon la norme ASTM D5961, proc. B. (modifiée). Les dimensions des trous et chanfreins se trouvent au Tableau 5.1 et à la Figure 4.2.

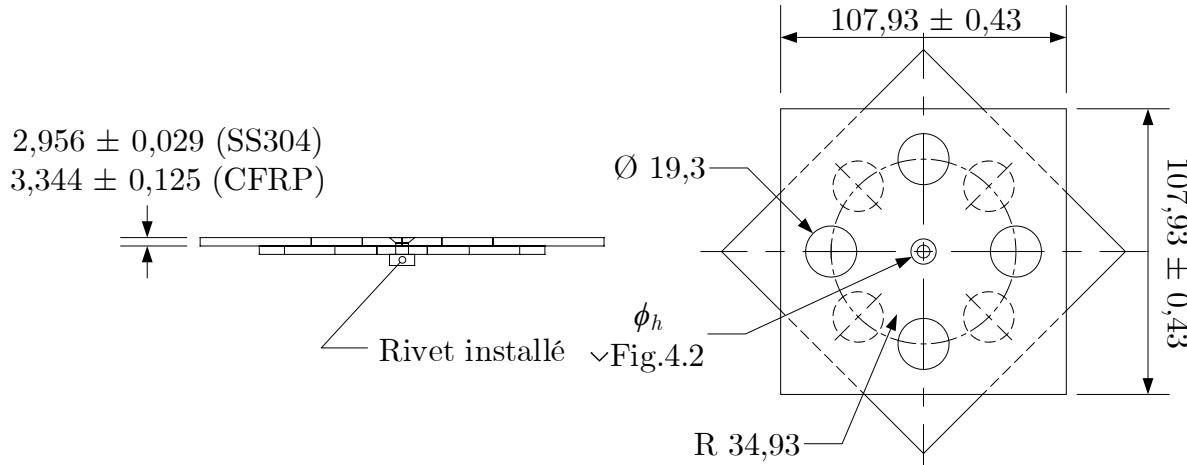


Figure 5.2 Assemblage d'essai en cisaillement selon la norme ASTM D7332, proc. A. Les dimensions des trous et chanfreins se trouvent au Tableau 5.1 et à la Figure 4.2.

Les trous indiqués aux Figures 5.1 et 5.2 sont faits selon les dimensions du Tableau 5.1, avec les chanfreins réalisés selon la Figure 4.2. Dans les plaques en acier, les trous et chanfreins ont été usinés à l'aide d'une fraiseuse à commande numérique (KX8-Five, Huron) avec des fraises à bout sphérique (*ball end mill*) en carbure. Pour les plaques en CFRP, c'est une fraiseuse manuelle équipée de forets et d'alésoirs qui a été utilisée.

Tableau 5.1 Diamètre des trous (ϕ_h)

Matériau de l'attache	Diamètre de l'attache [mm]	Type de trou	ϕ_h Nominal [mm]	ϕ_h SS304 [mm]	ϕ_h CFRP [mm]
6AL-4V	4,804 ± 0,005	Faible charge	4,902 ^{+0,025} ₋₀	4,901 ± 0,002	4,872 ± 0,018
		Haute charge	4,826 ^{+0,025} ₋₀	4,827 ± 0,004	4,805 ± 0,007
CF/PEEK	4,648 ± 0,018	Faible charge	4,724 ^{+0,025} ₋₀	4,724 ± 0,000	4,706 ± 0,012
		Haute charge	4,648 ^{+0,025} ₋₀	4,651 ± 0,000	4,648 ± 0,003

Pour chaque configuration de joint (matériaux des attaches, diamètres de trous et matériaux des plaques), cinq réplications des essais en cisaillement et en tension ont été réalisées. Les attaches en titane sont testées dans le but d'avoir le chargement maximal des joints qui leur sont associés. Les essais de la norme ASTM D5961 ont été effectués sur une machine de test servohydraulique (MTS810, MTS) équipée d'une cellule de charge de 100 kN (661.20E-03, MTS) et de mors hydrauliques (647, MTS) réglés à 6,9 MPa. Pour la norme ASTM D7332, les

essais ont été réalisés sur une machine de traction électromécanique (Insight, MTS) équipée d'une cellule de charge de 50 kN (569332-01, MTS) et de plateaux de compression. Les essais de cisaillement et de tension ont été réalisés avec un déplacement à une vitesse constante de 2 mm/min.

5.2 Morphologie des rivets

Des micrographies sur des joints non sollicités ont été réalisées pour les rivets en CF/PEEK. La Figure 5.3 montre des rivets dans des plaques d'acier et de CFRP pour les configurations de faible et haute charge.

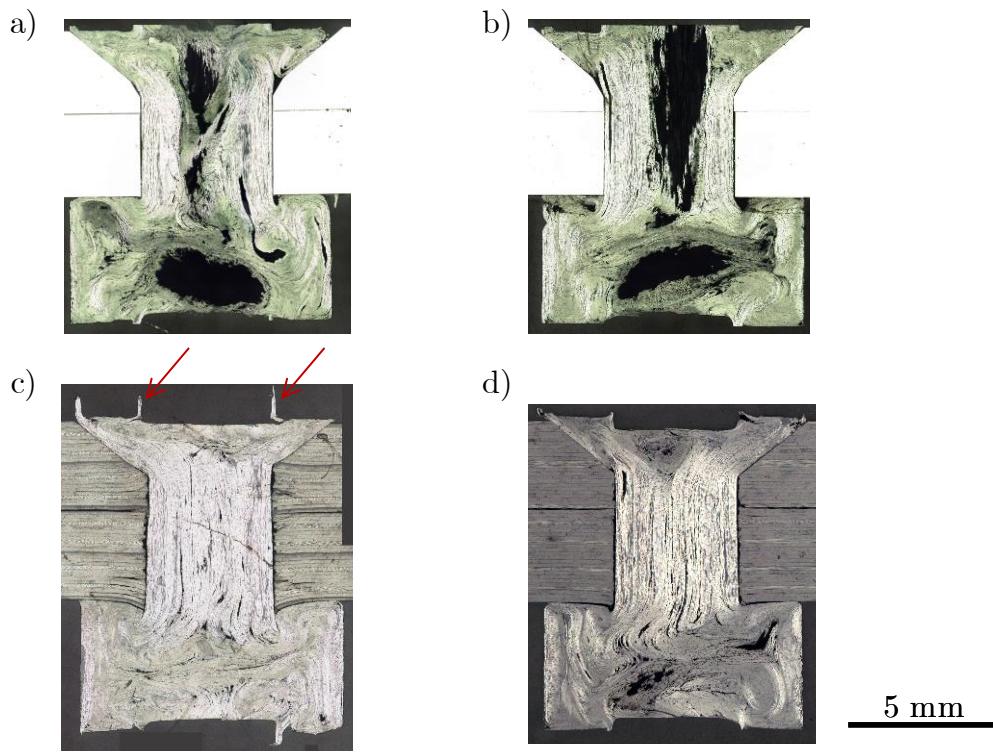


Figure 5.3 Micrographies de rivets en CF/PEEK non sollicité avec grossissement 50×. a) Plaques d'acier, trou faible charge. b) Plaques d'acier, trou haute charge. c) Plaques de CFRP, trou faible charge. Les flèches indiquent les bavures mentionnées au Chapitre 4.2.2. d) Plaques de CFRP, trou haute charge.

Les Figures 5.3a-b montrent des rivets en CF/PEEK installés dans des plaques d'acier avec des trous de 4,902 mm et 4,826 mm, respectivement. Dans les deux cas, le rivet épouse bien la forme du trou chanfreiné. Toutefois, dans les deux cas, on observe un très haut niveau de vide (zones noires). Comme les préformes présentées à la Figure 4.9 présentent très peu de vides, on en déduit que ces zones se sont formées à la suite du procédé de rivetage. On soupçonne

que le fort chauffage à 175 W soit responsable de la dégradation du composite. Lors de la préparation pour les micrographies, les fibres de carbones sont donc facilement arrachées. Comme les cas c) et d) sont des rivets installés dans des plaques en CFRP, seulement 110 W ont été utilisées pour le chauffage. Ceci expliquerait l'absence de grandes zones vides dans ces rivets. L'utilisation d'un critère de performance basé sur l'apparence du rivet et sur la position des outils est donc insuffisant pour vérifier la qualité d'un rivet.

5.3 Propriétés mécaniques des rivets en cisaillement

La Figure 5.4 présente les essais réalisés selon la procédure B de la norme ASTM D5961. Des attaches en titane et en CF/PEEK ont été sollicitées dans des plaques d'acier et de CFRP avec des configurations de trous de haute et faible charge. Les courbes ont été corrigées avec une compensation en pied de courbe pour retirer les effets de glissement dans le joint.

La Figure 5.4a présente les courbes de force-déplacement des attaches en titane. Pour les essais dans les plaques d'acier, il n'a pas été possible de corriger les courbes à cause d'une grande quantité de glissement dans les mors. Des courbes typiques issues de ces essais, marquées par des astérisques, ont été présentées dans ces cas. Il n'est pas possible de tirer de conclusions sur la rigidité. Toutefois, les valeurs maximales atteintes sont valides. Dans les cas des essais dans le CFRP, les courbes commencent avec une portion linéaire. La région linéaire est suivie par une variation de la pente avant d'atteindre la charge maximale et la rupture du joint. Les comportements à la rupture sont différents, selon la configuration du joint. Dans la configuration haute charge, la rupture est brusque, tandis que dans la configuration faible charge, la rupture est graduelle. Ceci est attribué à la rotation de l'attache permise par un plus grand jeu dans le trou. La Figure 5.4b montre un agrandissement de la région initiale des courbes de la Figure 5.4a. On y voit que la rigidité effective des joints avec le plus faible jeu (CFRP-HC) est plus élevée que celle des joints avec un plus grand jeu (CFRP-FC), conformément aux résultats présentés par McCarthy et McCarthy [74].

La Figure 5.4c présente les courbes des rivets en CF/PEEK soumis au cisaillement. On observe des comportements différents selon les matériaux des joints dans lesquels rivets sont installés. Les courbes des essais dans l'acier indiquent une plus grande rigidité que celle des courbes des essais dans le CFRP. Ceci est provoqué par les dommages en matage sur le bord du trou en CFRP, causés par le rivet. L'endommagement des joints en acier commence à partir d'un déplacement de seulement 0,3 mm, avec une diminution de la rigidité (Fig. 5.4d). Ceci est attribué à l'apparition de dommage qui survient dans les plaques et les rivets. Après l'atteinte de la charge maximale par les attaches dans les joints SS304-FC, la force chute brusquement. Ceci est un indicateur d'une rupture en cisaillement dans l'attache. Dans les

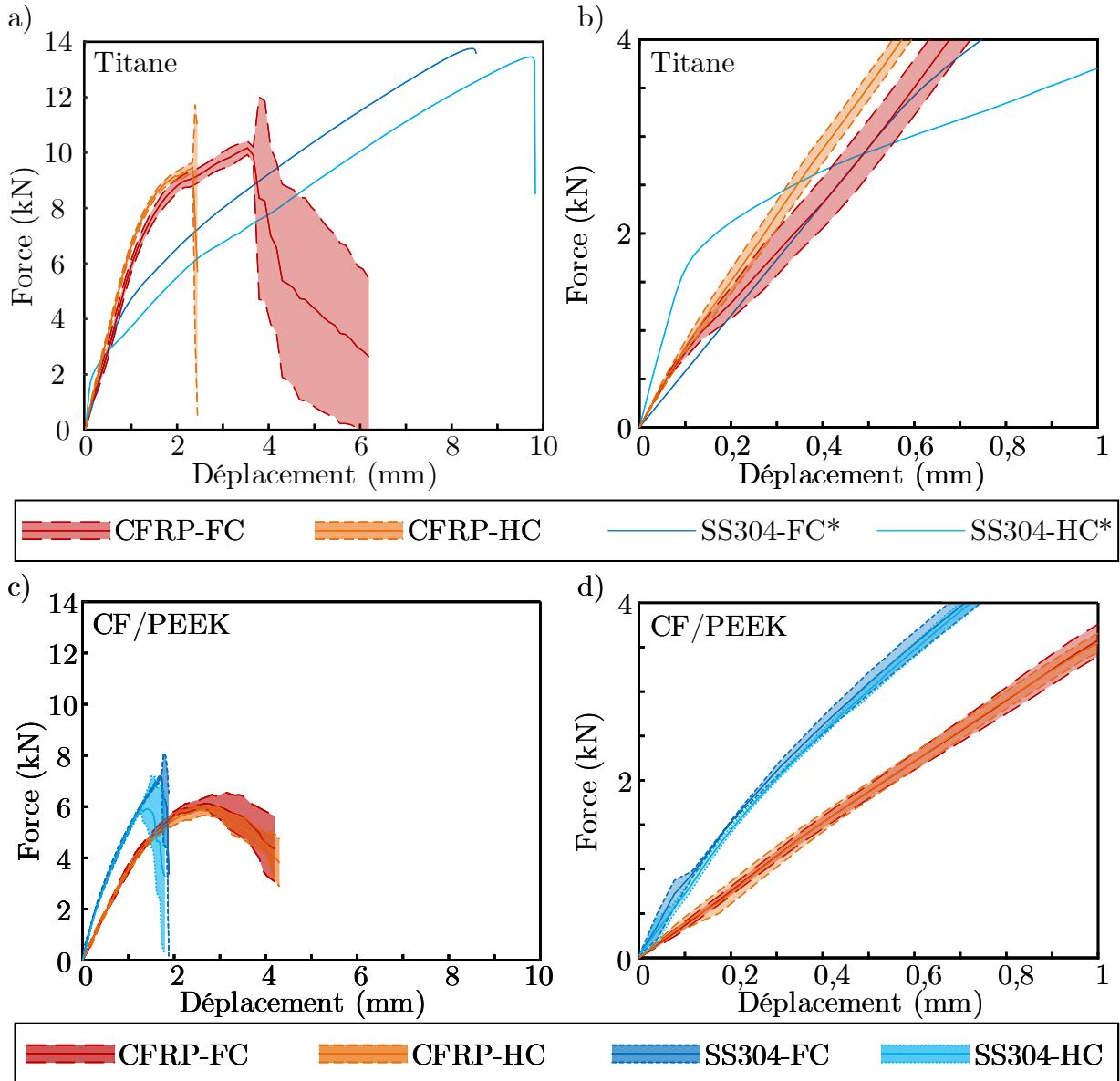


Figure 5.4 Résultats des essais en cisaillement dans les plaques d'acier (SS304) et de CFRP pour les configurations faible charge (FC) et haute charge (HC). Les astérisques indiquent une courbe typique plutôt que moyenne. a) Rivets en titane. b) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en titane. c) Rivets en CF/PEEK. d) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en CF/PEEK.

joints SS304-HC, la force chute plus graduellement, ce qui porte à croire que la rupture n'est pas seulement en cisaillement. La Figure 5.4d ne montre pas de différence significative dans la rigidité entre les joints en SS304 ou entre ceux en CFRP. Les courbes de tests dans les plaques en CFRP ne sont pas significativement différentes l'une de l'autre. Une indication que la taille du jeu n'a pas d'impact sur la résistance du joint dans ce cas. Ceci est cohérent

avec des travaux par McCarthy *et al.* [10]. Dans le courbes CFRP-FC et CFRP-HC des rivets en CF/PEEK, la force ne chute pas brusquement après l'atteinte de la force maximale. Ceci est une indication d'une rupture progressive, non-catastrophique dans le joint.

La Figure 5.5 présente les dommages dans les joints avec des rivets en CF/PEEK sollicités en cisaillement.

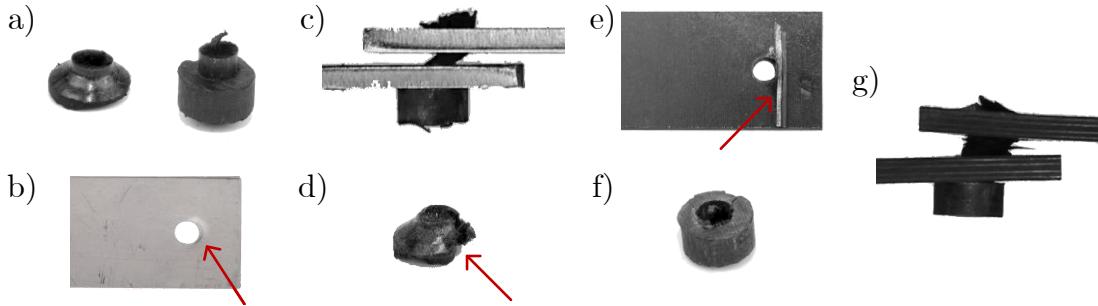


Figure 5.5 Photos des rivets en CF/PEEK testés en cisaillement. a) Rivet en CF/PEEK cassé en cisaillement. b) Endommagement en matage dans une plaque d'acier. c) Rotation du rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier. d) Arrachement de matière dans la tête chanfreinée d'un rivet en CF/PEEK testé dans des plaques d'acier. e) Endommagement en matage dans une plaque en CFRP. f) Tête protubérante arrachée. g) Rotation du rivet en CF/PEEK dans des plaques en CFRP.

La Figure 5.5a montre le plan de rupture très franc du rivet brisé en cisaillement, qui concorde avec une chute très brusque de la force sur les courbes présentées plus haut. La Figure 5.5b montre la présence de matage causé par le rivet en CF/PEEK dans les plaques en acier. Cet aspect était présent pour les deux types de trous. Dans le cas de la Figure 5.5c, il est évident que le rivet a pu pivoter dans les plaques d'acier et causer l'arrachement d'une tête du rivet. L'arrachement de la fibre dans la tête chanfreinée d'un rivet est mise en évidence sur la Figure 5.5d. La présence de dommages en matage dans les plaques de CFRP est visible à la Figure 5.5e. La photo de la Figure 5.5f montre une rupture très différente à celle de la Figure 5.5b. En effet, plutôt que d'avoir un plan de rupture net, les fibres du centre de la tête sont arrachées. Ceci est mis en évidence par la Figure 5.5g qui montre de la rotation et de l'elongation dans le joint avant sa rupture. Ces images sont cohérentes les comportements des courbes présentées à la Figure 5.4. La Figure 5.6 illustre davantage les phénomènes liés à la rupture des joints en cisaillement.

La Figure 5.6a montre un rivet en titane brisé dans des plaques d'acier. On y voit une grande déformation dans les plaques, mais l'attache a été le facteur limitant. Dans les cas des Figures 5.6b-c, ce sont aussi les attaches qui se sont brisées, malgré l'apparition de dommages dans les plaques. Il est donc attendu que les joints avec une attache en titane supportent une

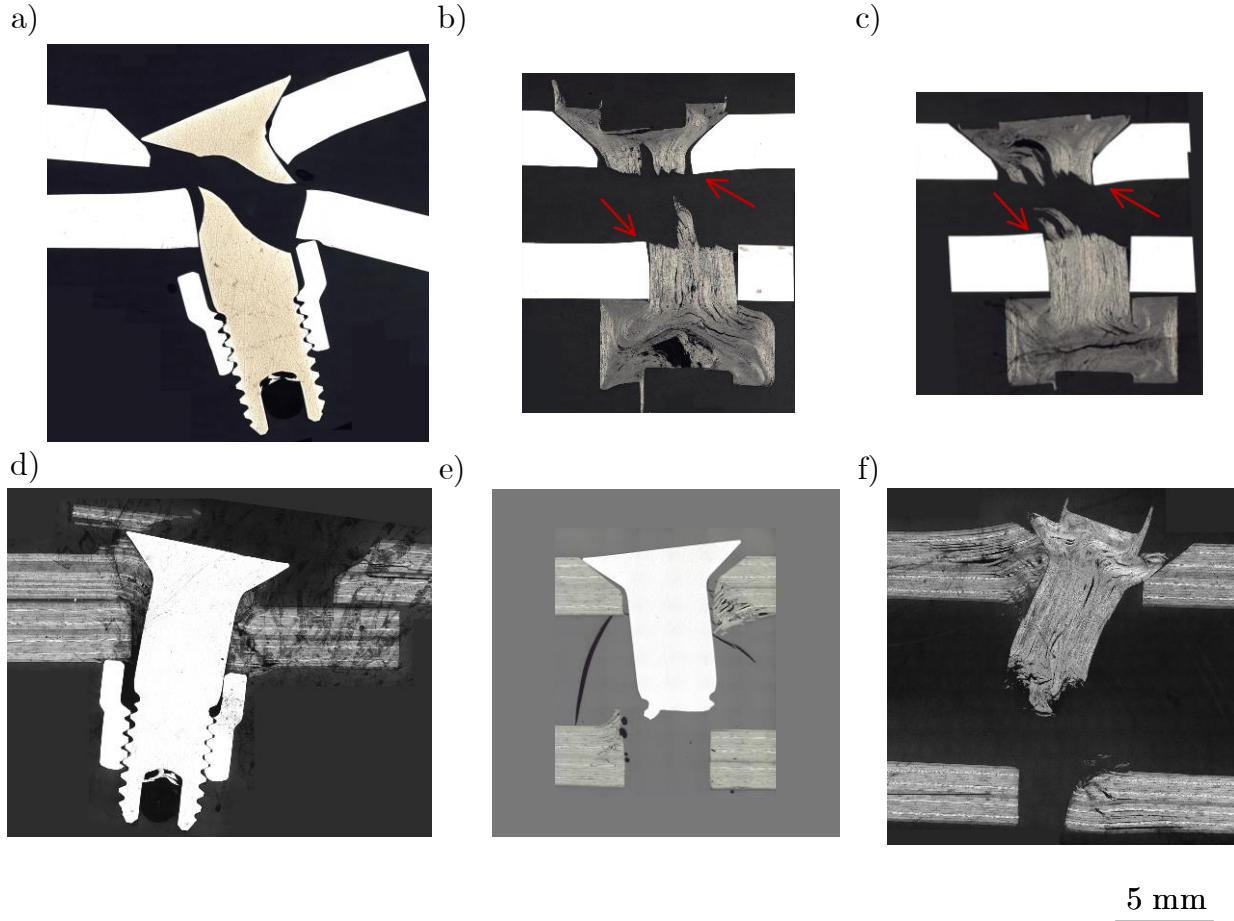


Figure 5.6 Micrographies de rivets sollicités en tension avec grossissement $50\times$. a) Attache en titane dans des plaques d'acier. b) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou faible charge. c) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou haute charge. d) Attache en titane dans des plaques de CFRP, trou faible charge. e) Rivet en titane dans des plaques de CFRP, trou haute charge. f) Rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP.

force de loin supérieure à un joint avec un rivet en composite. La Figure 5.6b, comme pour la Figure 5.5c, montre que le rivet est cassé au niveau de l'interface entre les deux plaques d'acier. À part une petite houppe de fibres dans le milieu du rivet, le plan de rupture est très net, en accord avec une rupture principalement en cisaillement. Toutefois, dans le cas de la Figure 5.6c, le plan de rupture est irrégulier avec des houppes de fibres qui indiquent une rupture en tension. Ce chargement hors-plan est attribué à une rotation du rivet pendant le test. Les rivets en titane dans le CFRP ont eu des comportements différents à la rupture. La Figure 5.6d montre un rivet en titane dans des plaques en CFRP avec un trou faible charge. On y voit beaucoup de dommages dans les plaques, et l'attache n'est pas cassée. Ceci indique que le matériau du joint a été le facteur limitant. Dans le cas de la Figure 5.6e, l'attache

en titane dans le trou haute charge s'est cassée. On y voit des dommages en matage sur le bord du trou. La micrographie de la Figures 5.6f montre un joint typique pour un rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP. Les dommages se présentent sous la forme d'une déformation de la tête chanfreinée, de matage dans les laminés et de l'arrachement de la tête protubérante. Il est suspecté que la défaillance du joint soit initiée par du matage sur le bord du trou. Celui-ci permet alors au rivet de pivoter, le mettant alors en tension, ce qui cause les dommages en arrachement dans le reste du rivet.

Le Tableau 5.2 présente le chargement maximal soutenu par les joints, la contrainte en cisaillement maximale apparente (τ_{max}) et la force spécifique apparente. Les contraintes sont calculées à partir du diamètre du corps des attaches en titane et du diamètre des préformes pour les rivets en CF/PEEK. La force spécifique, quant à elle, est calculée à partir des masses des attaches¹. Les valeurs sont aussi comparées à la Figure 5.7.

Sur le plan des chargements maximaux (Fig. 5.7a), comme attendu, les rivets en titane prennent les plus grands chargements dans les plaques de SS304 et de CFRP. Soit entre environ 10kN et 14 kN pour le titane, contre environ 6 kN pour le CF/PEEK. En comparant encore la force spécifique de rupture des attaches de titane à celle des rivets en CF/PEEK, ces derniers sont supérieurs. En effet, ils ont dans certains cas une force spécifique de rupture en cisaillement presque deux fois supérieure aux attaches métalliques. Soit environ 9 kN/g pour les rivets en CF/PEEK, contre environ 5 kN/g pour les rivets en titane.

Tableau 5.2 Propriétés des joints testés en cisaillement

Configuration du trou	Matériau des plaques	Matériau de l'attache	Chargement maximal [kN]	τ_{max} [MPa]	Force spécifique en cisaillement [kN/g]
Haute charge	SS304	Titane	13,1 \pm 0,5	724 \pm 30	6,0 \pm 0,3
		CF/PEEK	6,5 \pm 0,5	384 \pm 32	9,1 \pm 0,8
	CFRP	Titane	9,6 \pm 0,2	531 \pm 13	4,4 \pm 0,1
		CF/PEEK	5,9 \pm 0,2	347 \pm 12	8,2 \pm 0,3
Faible charge	SS304	Titane	13,8 \pm 0,1	760 \pm 6	6,3 \pm 0,1
		CF/PEEK	7,2 \pm 0,3	427 \pm 15	10,1 \pm 0,4
	CFRP	Titane	10,2 \pm 0,2	564 \pm 12	4,7 \pm 0,1
		CF/PEEK	6,2 \pm 0,3	367 \pm 17	8,7 \pm 0,5

1. Du Chapitre 4, le diamètre du corps des rivets en titane est d'environ 4,8 mm et la masse de l'attache est d'environ 2,2 g. Les préformes ont un diamètre d'environ 4,6 mm et une masse d'environ 0,7 g.

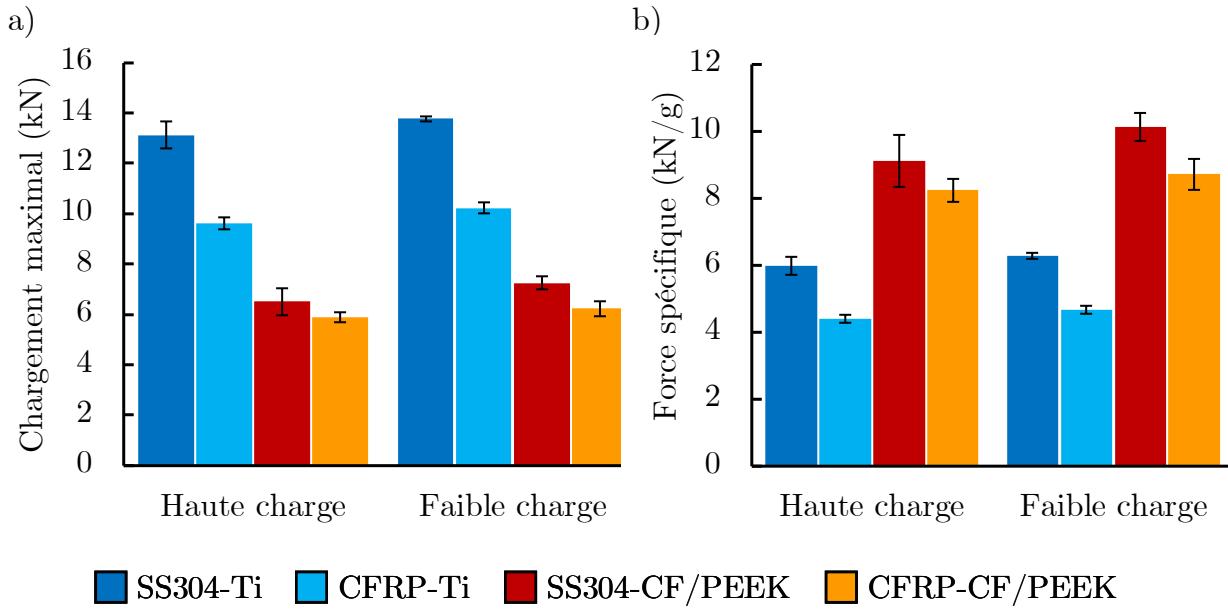


Figure 5.7 Limites des joints avec rivets en titane et en CF/PEEK sollicités en cisaillement.
a) Chargement maximal. b) Force spécifique.

5.4 Propriétés mécaniques des rivets en tension

La Figure 5.8 présente les résultats des essais réalisés selon la procédure A de la norme ASTM D7332, pour des rivets en CF/PEEK installés dans des joints en acier et en CFRP. Une compensation de pied de courbe a été appliquée afin de tenir compte des variations causées par les glissements en début de test.

La Figure 5.8a présente les courbes force-déplacement pour les attaches en titane en tension. Les joints en SS304 présentent une première région linéaire avec une rigidité plus élevée que les joints en CFRP. Ceci est causé par l'endommagement de ces derniers. Après la région linéaire initiale, la rigidité change. Ceci est attribué à l'apparition de déformation plastique. La charge maximale est ensuite atteinte avant qu'il y ait rupture. Dans les joints en CFRP, la zone linéaire est suivie par une section en dents de scie dans laquelle se trouve la charge maximale. Ceci est attribué à de la délamination dans les plaques en CFRP. L agrandi de la Figure 5.8b n'indique pas de différence de rigidité effective en fonction du diamètre des trous. Dans cette figure, il semble y avoir un comportement non-linéaire au début de la courbe. Ceci n'est pas étudié ici. Toutefois, le comportement pourrait être expliqué par des différences dans la précontrainte des joints ou par la flexion élastique des adhérents. Des études supplémentaires seraient à effectuer pour caractériser le phénomène. Dans l'acier ou le CFRP, les forces maximales ainsi que la rigidité effective n'ont pas été influencées par le diamètre des trous.

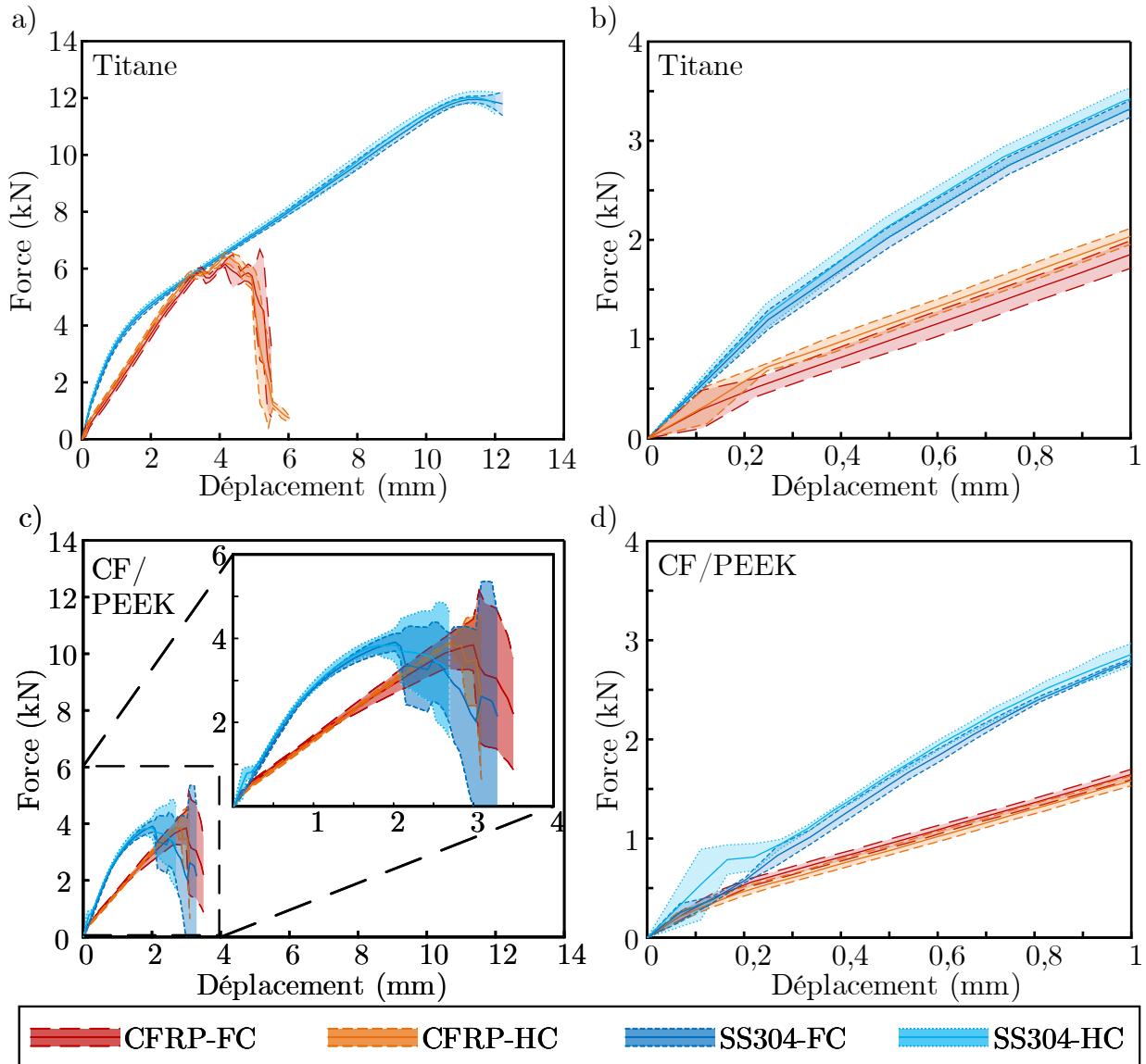


Figure 5.8 Résultats des essais en tension dans les plaques d'acier (SS304) et de CFRP pour les configurations faible charge (FC) et haute charge (HC). a) Rivets en titane. b) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en titane. c) Rivets en CF/PEEK. d) Agrandissement de la portion initiale des courbes des rivets en CF/PEEK.

La Figure 5.8c présente les courbes force-déplacement pour les attaches en CF/PEEK sollicitées en tension. Encore, les joints faits dans les plaques d'acier ont une rigidité apparente supérieure à celle des joints dans des plaques en CFRP. Après les régions linéaires, la rigidité diminue avant d'atteindre la force maximale que peuvent soutenir les joints. Après l'atteinte de la charge maximale, il y a défaillance des joints, caractérisée par la chute de la force appliquée. La Figure 5.8d montre que le diamètre des trous n'a pas eu d'influence sur la rigidité. Le

diamètre des trous n'a pas non plus affecté la force maximale atteinte par les joints. Par ailleurs, la même force maximale est atteinte, que ce soit dans l'acier ou dans le CFRP, ce qui indique d'un élément commun à tous les joints est à la source de la défaillance, soit le rivet en CF/PEEK.

Les dommages typiques aux joints avec un rivet en CF/PEEK en tension sont présentés à la Figure 5.9.



Figure 5.9 Photos des rivets en CF/PEEK testés en tension. a) Endommagement dans le corps d'un rivet dans des plaques d'acier. b) Présence de zones délamинées autour du rivet dans les plaques en CFRP. c) Arrachement de la tête chanfreinée à travers le trou dans une plaque en CFRP.

La Figure 5.9a montre un rivet en CF/PEEK testé dans des plaques d'acier. On y voit que le corps du rivet semble étiré. Dans le cas de la Figure 5.9b, de la délamination autour du rivet dans les plaques des joints est évidente. Enfin, sur la Figure 5.9c, il est apparent que la tête chanfreinée du rivet en CF/PEEK a été tirée à travers son trou. Ces aspects sont mis en évidence dans la Figure 5.10.

La Figure 5.10a montre un rivet en titane dans un joint d'acier brisé en tension. Bien qu'une grande déformation des plaque soit évidente, on y voit que ce sont les bords de la tête chanfreinée qui ont cédé, ce qui a permis l'arrachement de l'attache à travers le joint. La charge maximale en tension mesurée dans ce cas est donc liée à l'attache en titane. Dans les Figures 5.10b-c, on perçoit des dommages dans les têtes chanfreinées, ainsi que dans les corps des rivets, au niveau de l'espace entre les plaques. La Figure 5.10d montre une attache en titane dans un joint en CFRP. La délamination est évidente et il ne semble pas y avoir de dommages majeurs dans l'attache. Ceci porte à croire que la charge maximale atteinte en tension par les attaches en titane est limitée par les plaques en CFRP. Dans les Figures 5.10e-f, les dommages sont très similaires. D'abord, de la délamination dans les plaques est évidente. De plus, on y voit des dommages dans la partie chanfreinée. Les Figures 5.10b-c-e-f présentent toutes des dommages importants aux rivets en CF/PEEK, notamment au niveau des têtes chanfreinées. Cet élément commun explique la charge maximale soutenue similaire dans tous les cas de la Figure 5.8b.

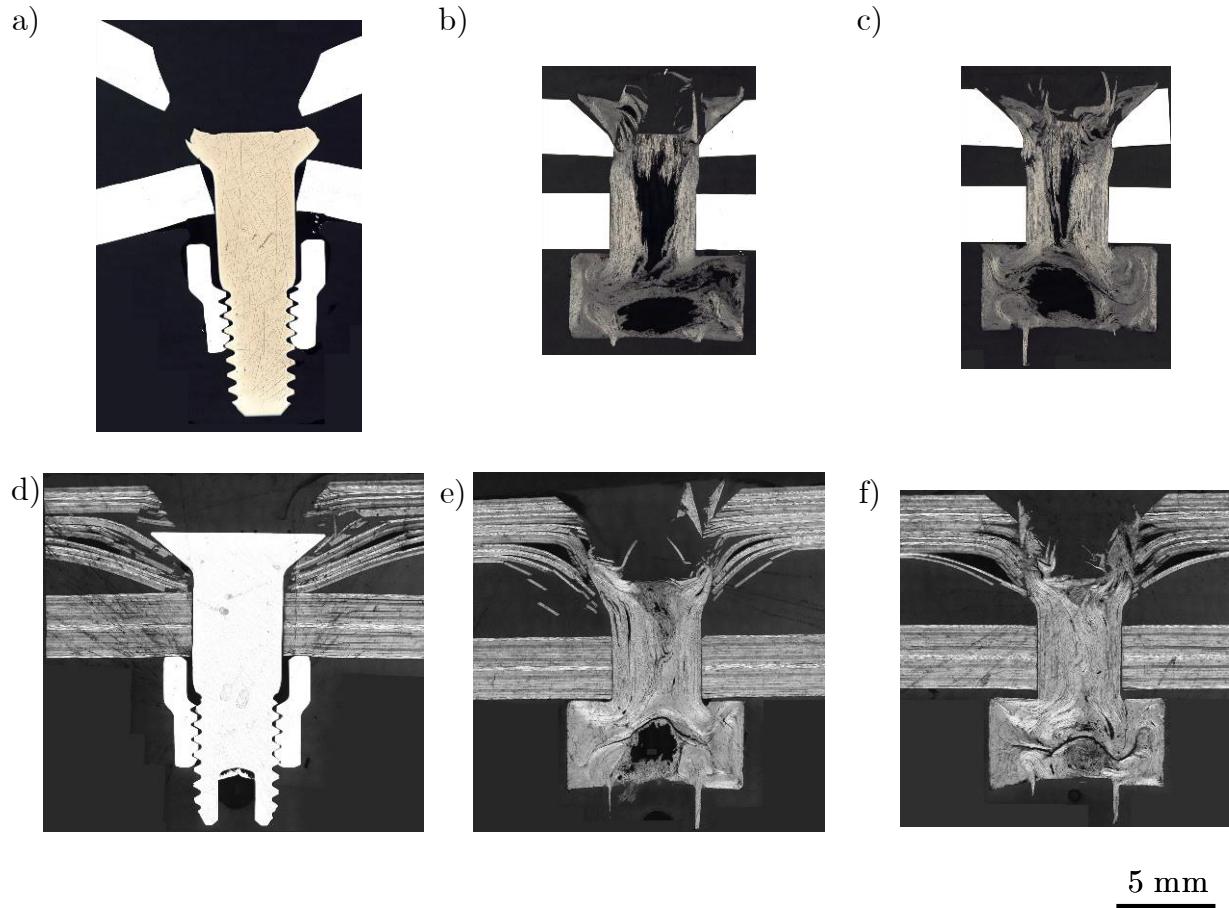


Figure 5.10 Microographies de rivets sollicités en tension avec grossissement $50\times$. a) Attache en titane typique dans des plaques d'acier. b) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou faible charge. c) Rivet en CF/PEEK dans des plaques d'acier, trou haute charge. d) Attache titane typique dans des plaques de CFRP. e) Rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP, trou faible charge. c) Rivet en CF/PEEK dans des plaques de CFRP, trou haute charge.

Le Tableau 5.3 montre le chargement maximal dans les joints, la contrainte en tension maximale apparente (σ_{max}) et la force spécifique apparente. La contrainte en tension est calculée à partir du diamètre du corps des attaches en titane et du diamètre des préformes en CF/PEEK. La force spécifique est calculée à partir des masses de ces dernières. Les valeurs sont aussi présentées à la Figure 5.11.

Tableau 5.3 Propriétés des joints testés en tension

Configuration du trou	Matériau des plaques	Matériau de l'attache	Chargement maximal [kN]	σ_{max} [MPa]	Force spécifique en tension [kN/g]
Haute charge	SS304	Titane	12,0 \pm 0,2	664 \pm 12	5,5 \pm 0,1
		CF/PEEK	4,0 \pm 0,4	237 \pm 21	5,6 \pm 0,5
	CFRP	Titane	6,5 \pm 0,2	360 \pm 10	3,0 \pm 0,1
		CF/PEEK	4,1 \pm 0,2	242 \pm 10	5,7 \pm 0,3
Faible charge	SS304	Titane	12,0 \pm 0,1	660 \pm 7	5,5 \pm 0,1
		CF/PEEK	4,0 \pm 0,4	238 \pm 21	5,6 \pm 0,5
	CFRP	Titane	6,3 \pm 0,1	349 \pm 10	2,9 \pm 0,1
		CF/PEEK	4,0 \pm 0,5	236 \pm 30	5,6 \pm 0,7

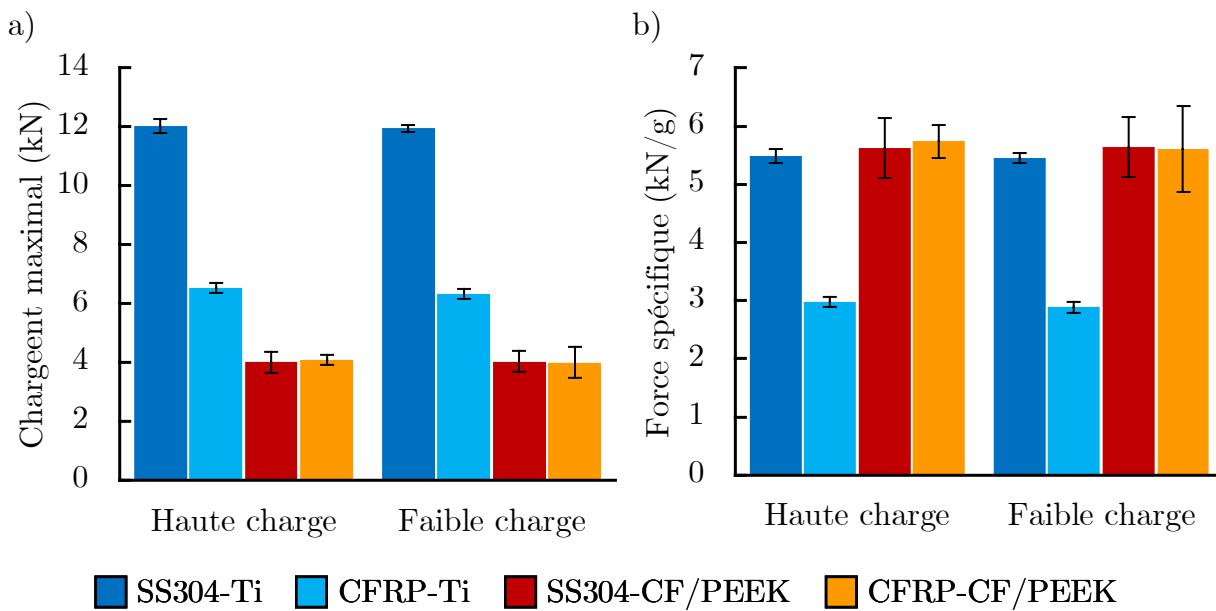


Figure 5.11 Limites des joints avec rivets en titane et en CF/PEEK sollicités en tension. a) Chargement maximal. b) Force spécifique.

Les joints utilisant des attaches en titane ont supporté une charge absolue plus élevée que ceux avec les rivets en CF/PEEK. Les joints SS304-Ti ont tenu 12 kN, et les joints CFRP-Ti ont tenu environ 6 kN. Les joints avec les rivets en CF/PEEK ont tenu 4 kN, indépendamment du matériau des plaques ou du diamètre des trous. Du côté des propriétés spécifiques, les joints avec une attache en CF/PEEK sont similaires aux joints SS304-Ti, à environ 5,5 kN/g. Ceci est nettement supérieur aux 3 kN/g des joints CFRP-Ti.

5.5 Conclusion sur les caractéristiques des rivets

Au total, 40 rivets en CF/PEEK et 40 rivets en titane ont été installés dans des joints en acier et en CFRP selon les normes ASTM D5961 et ASTM D7332 pour étudier le comportement des joints dans des cas de cisaillement et de tension. Pour chaque matériau, des trous dits haute charge et faible charge ont été percés.

Les micrographies des rivets non sollicités ont montré que le procédé développé pour les joints en acier cause la dégradation de la matière dans les rivets. Dans les cas des joints en CFRP, les rivets sont bien formés et présentent peu de vides. Une amélioration du procédé de rivetage dans l'acier pour éviter de brûler le composite permettrait potentiellement d'améliorer les propriétés mécaniques.

Les essais mécaniques en cisaillement et en tension ont permis de tirer les conclusions suivantes :

- La taille du jeu influence le comportement des joints en CFRP avec un rivet en titane en cisaillement.
- La taille du jeu influence le comportement des joints d'acier avec un rivet en CF/PEEK en cisaillement.
- La taille du jeu n'a pas d'influence pour les essais en cisaillement dans des plaques en CFRP avec un rivet en CF/PEEK.
- La taille du jeu n'a pas d'influence lors des essais en tension.
- Dans un joint d'acier, l'attache en CF/PEEK est l'élément limitant la force de rupture du joint.
- Dans un joint en CFRP, une combinaison des propriétés des plaques et des rivets limite la force de rupture.
- Les joints en acier sont plus rigides que les joints en CFRP, en cisaillement et en tension.

Dans tous les cas, les rivets en titane ont tenu des charges plus élevées dans l'absolu. En comparant les forces spécifiques de rupture des joints avec des attaches en CF/PEEK à celles des joints avec des attaches en titane, on conclut que les propriétés des joints avec les rivets en composites sont supérieures. En cisaillement, les rivets en CF/PEEK ont une force spécifique d'environ 9 kN/g alors que les attaches en titane dans des conditions similaires en ont une d'environ 5 kN/g. En tension, la force spécifique des rivets en CF/PEEK est de presque 6 kN/g et celle des attaches en titane se situe entre environ 3 kN/g et 6 kN/g.

CHAPITRE 6 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

6.1 Synthèse des travaux

Dans le but de produire des rivets en composite de carbone et poly(étheréthercétone) destinés aux structures aéronautiques, une nouvelle machine de rivetage a dû être construite. Cette nouvelle machine permet de chauffer une préforme de CF/PEEK cylindrique à l'aide de l'effet Joule et de la mettre en forme de rivet en moins d'une minute, par l'action de cinq actuateurs. À travers une interface graphique, l'opérateur peut contrôler et enregistrer les paramètres de chauffage, de force et de déplacement des différents outils. La grande modularité de la machine permet de mettre en forme des rivets avec des géométries et matrices variées que ce soit du nylon, du polyétherimide ou du poly(étheréthercétone). Avec le développement d'une nouvelle machine, un nouveau procédé de rivetage a dû voir le jour. Des méthodes de rivetage ont été développées pour mettre en forme des rivets en CF/PEEK dans des plaques d'acier et de composite. Les deux procédés utilisent de 80 W à 175 W de puissance pour le chauffage et nécessitent moins de 300 N pour mettre en forme un rivet. La machine est équipée de manière à chauffer avec 960 W et à appliquer une force de 1000 N. Ceci laisse donc une grande marge de manœuvre pour le développement de nouvelles méthodes de mise en forme. Les deux procédés développés prennent 35 s, entre le début du processus de chauffage, et la fin du délai de refroidissement. À l'aide des méthodes développées, des rivets ont été mis en forme dans des plaques pour effectuer des essais en cisaillement (ASTM D5961) et en tension (ASTM D7332). Des rivets ont été mis à l'épreuve dans des plaques d'acier et de CFRP, avec des trous de deux diamètres afin d'avoir des jeux différents entre l'attache et le trou. Des attaches traditionnelles en titane avec un collet d'acier ont été testées dans des conditions semblables à des fins de comparaison. Pour les essais en cisaillement, la taille du jeu a eu un impact sur le comportement des rivets en CF/PEEK dans l'acier, mais pas dans le CFRP. Les essais en tension ont montré que la force maximale que peuvent tenir les joints avec un rivet en CF/PEEK n'était pas affectée par le jeu ou les matériaux des plaques. En cisaillement et en tension, les joints dans des plaques d'acier étaient plus rigides. Le rivets en CF/PEEK ne supportent pas une charge aussi élevée que ceux en titane. Toutefois, en tenant compte de la masse des attaches, les rivets en composite présentent des forces de ruptures spécifiques équivalentes ou supérieures à celles des attaches en titane, que ce soit en cisaillement ou en tension.

6.2 Limitations

6.2.1 Limites de la machine de rivetage

La machine présentée au Chapitre 3, dans son état actuel, présente quelques limitations. D'abord, la machine est conçue avec des moteurs capables d'appliquer jusqu'à 1 kN chacun. Toutefois, deux éléments empêchent d'atteindre cette force. Le premier est sur le plan mécanique. Afin de pouvoir assembler le moteur pas à pas avec le rail, un adaptateur a dû être conçu. Cet adaptateur est lié aux arbres du moteur et du rail par des vis de réglage (*set screws*). Cette solution s'est avérée inadéquate à cause de la dureté des arbres. La vis étant incapable de bien s'agripper cause donc du glissement entre les pièces à partir d'environ 700 N. Le second facteur limitant est du côté électrique. Chaque moteur est capable de fonctionner avec une puissance de 400 W, à 60 V pour développer la force requise. Le requis de puissance est donc de 2 kW à 60 V pour les 5 moteurs. Toutefois, les restrictions budgétaires ont causé l'achat de trois sources de 480 W à 48 V. Des 2 kW nécessaires, seulement 1,4 kW sont disponibles.

Avec la configuration actuelle des outils, seulement deux types de têtes de rivets sont possibles, soit les têtes protubérantes et chanfreinées utilisées dans ce projet. Advenant le développement de géométries différentes, il faudra fortement modifier l'outillage.

6.2.2 Limites du procédé de rivetage

Les procédés présentés au Chapitre 4 sont actuellement suffisants pour mettre en forme des rivets dans des plaques d'acier et de composite. Toutefois, malgré une géométrie qui semble adéquate à l'œil nu, les micrographies des rivets dans l'acier indiquent beaucoup de dégradation de la matière dans leur corps. Le cahier des charges demandait une source de courant capable de produire un courant pulsatif pour le chauffage par effet Joule. Un tel appareil n'était pas possible à cause du budget limité, mais aurait le potentiel de régler le problème de dégradation de matière.

Dans les procédés proposés, il y a un léger délai entre la mise en forme des parties supérieures et inférieures du rivet. De futurs développements seront nécessaires pour que la mise en forme des têtes soit simultanée.

Un autre élément limitant est le contrôle de la température pendant le procédé. Lors du chauffage, il n'y a pas moyen de connaître la température de la préforme. Une meilleure compréhension du contact entre les électrodes et la préforme permettrait de mieux contrôler le chauffage afin de ne pas atteindre des températures menant à la dégradation du composite.

Ensuite, la vitesse de refroidissement n'a pas été considérée dans cette étude et pourrait permettre d'atteindre des propriétés mécaniques supérieures.

Enfin, le procédé en lui-même est limitant par rapport aux matériaux qui peuvent être utilisés pour former des rivets. Tout d'abord, il faut que la préforme soit solide pour commencer, puis elle doit pouvoir être fondu pour être mise en forme. Cet aspect force le choix de composites à matrice thermoplastique. Le chauffage résistif, quant à lui, nécessite la présence d'un élément conducteur dans le composite. Par conséquent, il ne serait pas possible de simplement adapter le procédé pour mettre en forme des composites de fibre de verre ou de fibres organiques.

6.2.3 Limites de la validité des propriétés mécaniques

Les propriétés mécaniques présentées au Chapitre 5 ne sont uniquement valides que pour des conditions quasi statiques dans des joints à simple recouvrement avec une seule attache. Les charges que peuvent soutenir les joints seront certainement très différentes en faisant varier les vitesses de déplacement, et dans des configurations différentes de joints (ex. : joint à double recouvrement et/ou avec des attaches multiples). Le comportement des attaches devra notamment être évalué dans des conditions sèches ou humides, à haute et basse température et en fatigue. De plus, une plus grande série d'essais est à faire pour vérifier la répétabilité des propriétés des attaches.

Des erreurs d'opérateur ont aussi mené à l'absence de mesures d'extensomètres dans les essais en cisaillement. Ceci empêche donc d'étudier la rigidité réelle des joints, car les mesures de déplacement incluent toutes les déformations dans le montage d'essai. Les courbes des attaches en titane dans l'acier en cisaillement sont invalides, car les échantillons étaient tenus à l'aide de mors mécaniques plutôt qu'hydrauliques. Ceux-ci se sont avérés insuffisants pour éviter du glissement dans les mors.

6.3 Recommandations

Afin d'utiliser le plein potentiel de la machine, il est recommandé de modifier les adaptateurs entre les moteurs et les rails pour un système avec des clavettes. Cette solution éviterait le glissement dans la machine. De plus, le remplacement des 3 sources de courants de 48 V pour un système capable de fournir les 2 kW à 60 V permettrait d'améliorer les capacités de la machine. Le remplacement de la source de courant de chauffage par une source de courant pulsatif permettrait aussi l'ajout de fonctionnalité au système de rivetage.

Des modifications au procédé de rivetage sont certainement possibles pour en réduire la durée et pour obtenir des propriétés mécaniques supérieures. Des changements à la séquence

de chauffage semblent être la meilleure piste de solution. Un chauffage graduel de la préforme par un courant continu ou pulsé serait à étudier. Il est suspecté que la chaleur est générée très rapidement par le courant continu, et que celle-ci ne se diffuse pas assez rapidement dans la préforme pour éviter la dégradation des matériaux. Le courant pulsé a le potentiel de découpler les cinétiques de génération de chaleur et de conduction.

Les zones faibles des rivets, là où les ruptures se sont produites, semblent être dans les têtes et non dans le corps. Ceci est attribuable à l'orientation des fibres de carbone dans ces régions. Des travaux antérieurs ont utilisé des préformes dont les fibres sont tressées plutôt que parallèles [22]. L'utilisation de telles préformes en CF/PEEK permettrait d'avoir une morphologie répétable dans l'entièreté du rivet.

Enfin, le diamètre des trous n'a pas eu d'effet significatif dans la majorité des essais réalisés à ce jour. Toutefois, ceci pourrait devenir un paramètre important dans des configurations à plusieurs attaches en fatigue — des configurations importantes dans des cas d'application à des structures aéronautiques.

Ces étapes seront importantes à étudier dans le but d'amener cette technologie à un niveau de maturité (*technology readiness level*, TRL) intéressant pour des applications industrielles.

RÉFÉRENCES

- [1] M. Billias, M. Cobb, Jr. et F. Poss, “Leaky fasteners,” *Service news*, vol. 4, n°. 2, p. 3–9, 1977.
- [2] M. Poullos, “Manufacturing technology for low-cost composite fasteners, final report, phases I and II,” Flight Dynamics Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Systems Command, Wright-Patterson Air Force Base, OH, États-Unis, Rapport AFML-RR-79-4044, 1979.
- [3] P. Trudeau *et al.*, “Composite rivet blank and installation thereof,” Brevet US 2017/0 066 182 A1, 2017, pCT/IB2O15/051651 (2015).
- [4] V. Fortier, J.-E. Brunel et L. Laberge Lebel, “Automated manufacturing of thermoplastic composite rivets,” dans *10th Canadian-International Conference on Composite Materials (CANCOM2017)*, Ottawa, ON, Canada, 2017.
- [5] V. Fortier, “Développement de rivets composite à matrice thermoplastique,” Mémoire de maîtrise, Polytechnique Montréal, QC, Canada, 2017. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/37wYAFP>
- [6] [ASTM International], “D5961/D5961M-17 Standard Test Method for Bearing Response of Polymer Matrix Composite Laminates,” West Conshohocken, PA, États-Unis, Standard, 2017.
- [7] C. Stocchi, P. Robinson et S. Pinho, “A detailed finite element investigation of composite bolted joints with countersunk fasteners,” *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, vol. 52, p. 143 – 150, 2013.
- [8] [ASTM International], “D7332/D7332M-16 Standard Test Method for Measuring the Fastener Pull-Through Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite,” West Conshohocken, PA, États-Unis, Standard, 2016.
- [9] A. J. Flint Jr., “Measuring mechanical properties of plastics,” dans *The Basics of Testing Plastics*, S. Burke Driscoll, édit. ASTM International, 1998, ch. 3.
- [10] M. McCarthy *et al.*, “Bolt-hole clearance effects and strength criteria in single-bolt, single-lap, composite bolted joints,” *Composites Science and Technology*, vol. 62, n°. 10, p. 1415 – 1431, 2002.
- [11] L. Laberge Lebel et V. Fortier, “Apparatus and method for installing composite rivets,” Brevet WO 2018/163 072 A1, 2018, international Appl. PCT/IB20 18/05 1448 (2018).

- [12] C. Absi *et al.*, “Carbon fiber/polyether ether ketone rivets for fastening composite structures,” dans *22nd International Conference on Composite Materials (ICCM22)*, Melbourne, Australie, 2019.
- [13] [IATA], “Carbon offsetting for international aviation,” p. 1 – 4, Mars 2019. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/3cQdDex>
- [14] [ICAO], “Climate change mitigation : CORSIA,” dans *2019 Environmental Report*, 2019, ch. 6, p. 207–245. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/30zr4Nl>
- [15] C. Soutis, “Carbon fiber reinforced plastics in aircraft construction,” *Materials Science and Engineering A*, vol. 412, p. 171–176, 2005.
- [16] [Bureau of Transportation Statistics], “2018 Annual and 4th Quarter U.S. Airline Financial Data,” Mai 2019. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2MRcQiQ>
- [17] R. Slayton et G. Spinardi, “Radical innovation in scaling up : Boeing’s dreamliner and the challenge of socio-technical transitions,” *Technovation*, vol. 47, p. 47 – 58, 2016.
- [18] S. Rana et R. Fangueiro, “Advanced composites in aerospace engineering,” dans *Advanced Composite Materials for Aerospace Engineering*, S. Rana et R. Fangueiro, édit. Woodhead Publishing, 2016, ch. 1, p. 1 – 15.
- [19] B. Cole et E. J. Bateh, “Special fastener development for composite structure,” Flight Dynamics Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Systems Command, Wright-Patterson Air Force Base, OH, États-Unis, Rapport AFWAL-TR-82-3049, 1982.
- [20] K. Lodge, “The electrical properties of joints in carbon fibre composites,” *Composites*, vol. 13, n°. 3, p. 305 – 310, 1982.
- [21] H. Mulazimoglu et L. Haylock, “Recent developments in techniques to minimize lightning current arcing between fasteners and composite structure,” dans *International Conference on Lightning & Static Electricity (ICOLSE)*, Oxford, Royaume-Uni, 2011.
- [22] V. Fortier, J.-E. Brunel et L. Laberge Lebel, “Fastening composite structures using braided thermoplastic composite rivets,” *Journal of Composite Materials*, vol. 54, n°. 6, p. 801–812, 2020.
- [23] R. Anupindi, “Boeing : The fight for fasteners (case 1-428-787),” William Davidson Institute, University of Michigan. Tauber Institute, Report, 2009.
- [24] “Assemblage,” dans *Larousse*, 2020. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2AZsJBC>
- [25] R. W. Messler Jr., “Introduction to joining : A process and a technology,” dans *Joining of Materials and Structures*, R. W. Messler Jr., édit. Burlington, Royaume-Uni : Butterworth-Heinemann, 2004, ch. 1, p. 3 – 44.

- [26] “Engineering handbook series for aircraft repair : General manual for structural repair,” U.S. Navy, Tinker AFB, OK, Manuel Technique TO 1-1A-1 NAVAIR 01-1A-1, 2016.
- [27] E. Oberg *et al.*, *Machinery’s Handbook*, 30^e éd., C. J. McCauley, édit. New York, NY, États-Unis : Industrial Press Inc., 2016.
- [28] “Aircraft and missile repair : Structural hardware,” Naval Aviation Depot, Naval Air Station, Jacksonville, FL, États-Unis, Manuel Technique NAVAIR 01-1A-8, 2003.
- [29] R. T. Barrett, “Fastener design manual,” NASA, Manuel Technique NASA-RP-1228, 1990.
- [30] R. L. Norton, *Machine Design : An Integrated Approach*, 5^e éd. Upper Saddle River, NJ, États-Unis : Pearson Education Inc., 2014.
- [31] M. Simard, Bombardier Aviation. 13 juillet 2020, communication personnelle.
- [32] A. Lanciotti et C. Polese, “The effect of interference-fit fasteners on the fatigue life of central hole specimens,” *Fatigue & Fracture of Engineering Materials & Structures*, vol. 28, n^o. 7, p. 587–597, 2005.
- [33] K. Bilge et M. Papila, “Interlayer toughening mechanisms of composite materials,” dans *Toughening Mechanisms in Composite Materials*, ser. Woodhead Publishing dans Composites Science and Engineering, Q. Qin et J. Ye, édit. Woodhead Publishing, 2015, ch. 10, p. 263 – 294.
- [34] C. Rans, P. V. Straznicky et R. Alderliesten, “Riveting process induced residual stresses around solid rivets in mechanical joints,” *Journal of Aircraft*, vol. 44, n^o. 1, p. 323–329, 2007.
- [35] F. Thomas et Y. Zhao, “Torque limit for composites joined with mechanical fasteners,” dans *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, Austin, TX, États-Unis, 2005.
- [36] W. R. Gamwell, “Standard, threaded fasteners, torque limits for,” NASA, Marshall Space Flight Center (MSFC), AL, États-Unis, Manuel Technique MSFC-STD-486-B, 1993.
- [37] C. Santiuste, E. Barbero et M. H. Miguélez, “Computational analysis of temperature effect in composite bolted joints for aeronautical applications,” *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 30, n^o. 1, p. 3–11, 2011.
- [38] S. Audisio, “Le livre multimédia de la corrosion,” Insavvalor S.A., édit., Villeurbanne, France. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2MQaXTD>
- [39] D. E. Prince, “Corrosion behavior of metal fasteners in graphite-epoxy composites,” Flight Dynamics Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force

- Systems Command, Wright-Patterson Air Force Base, OH, États-Unis, Rapport AFML-TR-75-53, 1975, cité par : B. Cole, 1982.
- [40] E. Wall, "Fasteners for use with composite materials," Aerospace Industries Association of America, Inc., Rapport NASC #78-01, 1978, cité par : B. Cole, 1982.
- [41] A. Larsson, "Interaction d'un éclair et d'un avion en vol," *Comptes Rendus Physique*, vol. 3, n°. 10, p. 1423 – 1444, 2002.
- [42] F. A. Fisher et J. A. Plurner, "Lightning protection of aircraft," Aerospace Safety Research and Data Institute, NASA Lewis Research Center, Rapport NASA-RP-1008, 1977.
- [43] M. C.-Y. Niu, *Composite airframe structures : practical design information and data*. Hong Kong : Commilit Press, 1992.
- [44] J. C. Roberts, J. A. Ecker et P. J. Biermann, "The design of mechanically compatible fasteners for human mandible reconstruction," *Technology 2002 : The Third National Technology Transfer Conference and Exposition*, vol. 1, p. 86–95, 1993.
- [45] R. A. Lindtner *et al.*, "Pedicle screw anchorage of carbon fiber-reinforced peek screws under cyclic loading," *European Spine Journal*, vol. 27, n°. 8, p. 1775–1784, 2018.
- [46] [Globe Composite Solutions]. Carbon-Fiber, High-Strength Screw Non-magnetic for CT/PET/PT Scanners. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/3agjOs4>
- [47] B. Rohner *et al.*, "Performance of a composite flow moulded carbon fibre reinforced osteosynthesis plate," *Veterinary and comparative orthopaedics and traumatology : V.C.O.T*, vol. 18, p. 175–182, 2005.
- [48] E. P. Scala, "A brief history of composites in the U.S.—The dream and the success," *JOM*, vol. 48, p. 45–48, 1996.
- [49] L. B. Green, "Fastening member," Brevet US 2 510 693, 1950, United States Patent US2510693 Patent Appl. US52859344A (1944).
- [50] J. A. Lampman et H. E. Remillard, "Prefabricated glass fiber rivet bodies," Brevet US 2 685 813, 1954, patent Appl. 247172 (1951).
- [51] J. G. Hutchins, "Update of composite fastener technology at BHTI," dans *Aerofast '91 Aerospace Automated Fastening Conference and Exposition*, Nashville, TN, États-Unis, 1991.
- [52] G. Mizushima, "Propriétés mécaniques des boulons en composites," *Composites, Plastiques renforcés, fibres de verre textile*, vol. 6, p. 32–35, 1993.

- [53] E. J. Berger *et al.*, “Joining magnesium with reinforced polymer composite fasteners,” Brevet US 8448324B2, 2013, United States Patent US 8448324B2 Patent Appl. 12/952,246 (2010).
- [54] G. S. Huff, “System and method for assembling vehicle components with reinforced moldable rivet,” Brevet US 2016/0114374 A1, 2016, patent Appl. 14/520,745 (2014).
- [55] M. Simard, Bombardier Aviation. 27 août 2020, communication personnelle.
- [56] A. Ohtani, “Fracture behavior and mechanical properties of rivet joint by using ultrasonic vibration with c-FRTP,” dans *12th Canada-Japan Workshop on Composites*, Takayama, Gifu, Japon, 2018.
- [57] [Robert Bosch GmbH]. (2020) New joining technique automotive lightweighting. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/37nJ9zG>
- [58] J. Vivien *et al.*, “Replacing aluminum with CR-SMA/ABS composite for guide rails on fixed-glass sunroof roller-blind modules,” dans *18th Annual SPE Automotive Composites Conference & Exhibition (SPE ACCE 2018)*, Novi, MI, États-Unis, 2018.
- [59] [bdtronic]. (2020) Thermoplastic joining process hot riveting. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/3f7loym>
- [60] M. Ueda, N. Ui et A. Ohtani, “Lightweight and anti-corrosive fiber reinforced thermoplastic rivet,” *Composite Structures*, vol. 188, p. 356–362, 2018.
- [61] K. N. T Eguchi, D Tanabe, “Development of rivet fastening process by servo press machine using unidirectional CFRTP rod,” dans *4th International Conference & Exhibition on Thermoplastic Composites (ITHEC 2018)*, Bremen, Allemagne, 2018.
- [62] V. Fortier, F. Lessard et L. Laberge Lebel, “Fastening composite structures using carbon fiber/polyetherimide rivets,” dans *12th Canada-Japan Workshop on Composites*, Takayama, Gifu, Japon, 2018.
- [63] S. D. Thoppul, J. Finegan et R. F. Gibson, “Mechanics of mechanically fastened joints in polymer–matrix composite structures – a review,” *Composites Science and Technology*, vol. 69, p. 301–329, 2009.
- [64] A. Skorupa et M. Skorupa, “Secondary bending for mechanically fastened joints with eccentricities,” dans *Riveted Lap Joints in Aircraft Fuselage : Design, Analysis and Properties*, ser. Solid Mechanics and Its Applications, G. Gladwell, édit. Dordrecht, Hollande : Springer Pays-Bas, 2012, p. 145–184.
- [65] A. Banbury et D. Kelly, “A study of fastener pull-through failure of composite laminates. part 1 : Experimental,” *Composite Structures*, vol. 45, n°. 4, p. 241 – 254, 1999.
- [66] J.-E. Brunel, Bombardier Aviation. 10 juin 2020, communication personnelle.

- [67] F. J. Honorato Ruiz *et al.*, “Optimized stringer run-out zones in aircraft components,” Brevet US 2013/0101801 A1, 2013, patent Appl. 13/608,509 (2012).
- [68] M. C.-Y. Niu, *Airframe Stress Analysis and Sizing*, 3^e éd. Hong Kong : Commlit Press, 2011.
- [69] P. K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composites : Materials, Manufacturing and Design*, 3^e éd. Boca Raton, FL, États-Unis : CRC Press, 2007.
- [70] S. Garbo et J. Ogonowski, “Effect of variances and manufacturing tolerances on the design strength and life of mechanically fastened composite joints,” Flight Dynamics Laboratory, Air Force Wright Aeronautical Laboratories, Air Force Systems Command, Wright-Patterson Air Force Base, OH, États-Unis, Rapport AFWA L-TR-81-3041, 1981.
- [71] C. Poon, “Literature review on the design of composite mechanically fastened joints,” National Aeronautical Establishment, Nation Research Council Canada, Ottawa, ON, Canada, Rapport NAE-AN-37, 1986.
- [72] S. C. Tan, “Analysis of bolted and bonded composite joints,” Materials Directorate, Wright Laboratory, Air Force Materials Command, Wright-Patterson Air Force Base, OH, États-Unis, Rapport WL-TR-92-4084, 1992.
- [73] R. A. Naik et J. H. Crews, “Stress analysis method for a clearance-fit bolt under bearing loads,” *AIAA Journal*, vol. 24, n°. 8, p. 1348–1353, 1986.
- [74] C. McCarthy et M. McCarthy, “Design and failure analysis of composite bolted joints for aerospace composites,” dans *Polymer Composites in the Aerospace Industry*, P. Irving et C. Soutis, édit. Woodhead Publishing, 2015, ch. 11, p. 295 – 334.
- [75] G. Sendeckyi et M. Richardson, “Fatigue behaviour of a graphite-epoxy laminate loaded through an interference fit pin,” dans *2nd Air Force Conference on Fibrous Composites in Flight Vehicle Design*, n°. AFFDL-TR-74-103, 1974, cité par : C. Poon, 1986.
- [76] B. Pradhan et P. R. Babu, “Assessment of beneficial effects of interference-fit in pin-loaded frp composites,” *Journal of Reinforced Plastics and Composites*, vol. 26, n°. 8, p. 771–788, 2007.
- [77] A. Banbury, “An experimental and analytical study of fastener pull-through in composite laminates,” Thèse de doctorat, The University of New South Wales, Faculty of Engineering, Australie, 1997. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/3ecud95>
- [78] G. Catalanotti *et al.*, “Experimental and numerical study of fastener pull-through failure in gfrp laminates,” *Composite Structures*, vol. 94, n°. 1, p. 239 – 245, 2011.
- [79] Z. Chen, “Pull-through failure of bolted composite joints,” Mémoire de maîtrise, McGill University, QC, Canada, 2013. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/3e7ctfm>

- [80] [Victrex]. Victrex® PEEK 150G / 151G. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2HMciI3>
- [81] C. Ageorges, L. Ye et M. Hou, “Experimental investigation of the resistance welding for thermoplastic-matrix composites. part i : heating element and heat transfer,” *Composites Science and Technology*, vol. 60, n°. 7, p. 1027 – 1039, 2000.
- [82] [CNESST]. (2011) Le sécurimètre : sachez garder vos distances ! [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2Yq1tnm>
- [83] [Hexcel]. HexTow® AS4 carbon fiber : Product data sheet. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/39WdHIx>
- [84] [Lisi Aerospace]. (2018) Hi-Lite™ Pin, 100° Flush MS24694 Tension Head Titanium 1/16 grip Variation. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2wEdfAp>
- [85] [Lisi Aerospace]. (2015) Hi-Lite® ST™ Nut. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2PjLJie>
- [86] J. Lewis, “Physical properties of stainless steels,” dans *Handbook of stainless steels*, D. Peckner et I. M. Bernstein, édit. New York, NY, États-Unis : McGraw-Hill, 2977, ch. 19.
- [87] L. Pouliot Laforte, “Évaluation de la dégradation thermique de structures en composites assemblées par rivetage à haute température,” Mémoire de maîtrise, Polytechnique Montréal, QC, Canada, 2017. [En ligne]. Disponible : <https://bit.ly/2ULyAkJ>

ANNEXE A CODES DE COMMANDE DE LA MACHINE DE RIVETAGE

Les commandes pour la machine de rivetage sont construites comme suit :

délai [ms], type de commande, moteur concerné, moteur de référence, position [mm], vitesse [mm/s], accélération [mm/s²], force [N], puissance [W]

Un champ rempli par N/A signifie que le paramètre n'est pas utilisé pour une commande en particulier.

Une fois les commandes entrées, le HMI les classe dans le bon ordre chronologique. Les lignes de codes sont ensuite traduites pour que le contrôleur des moteurs (Galil) interprète chaque commande. Certaines commandes sont répétées à travers le procédé, car il a été trouvé que les forces appliquées ne restaient pas constantes sur une longue période de temps. Les rappels assurent donc le maintien des forces désirées.

Les moteurs portent les noms suivants :

- A : Tube de rétention supérieur
- B : Piston supérieure
- C : Emboutissoir supérieur
- D : Emboutissoir inférieur
- E : Piston inférieure

Le tube extérieur inférieur est fixé à la structure et n'est donc lié à aucun moteur.

Séquence de rivetage pour rivet en CF/PEEK dans un joint en acier

```

100,Position Absolute,E,N/A,-17.7,50,500,N/A,N/A → Position initiale de E
1000,Lock Motor,D,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
1000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
1000,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-90,N/A → Pré-compression du joint
5000,Position Relative,C,A,0.5,150,500,N/A,N/A → Poche d'air supérieure
6000,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-90,N/A → Vérification de l'appui de la préforme
9000,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-300,N/A
9000,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-150,N/A
9000,Position Relative,C,B,0.5,50,500,N/A,N/A → Décalage pour tenir la préforme
10000,Lock Motor,A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10000,Lock Motor,B,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A

```

10000,Lock Motor,D,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
11000,Lock Motor,C,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10300,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-300,N/A
10800,Lock Motor,A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
12000,Position Relative,D,E,2,150,500,N/A,N/A → Décalage pour tenir la préforme
12000,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-150,N/A
13000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
13000,Lock Motor,B,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
16500,Heat,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,80 → Début du chauffage
31500,Heat,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,175
34500,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-300,N/A
35000,Position Absolute,D,N/A,-4.5,230,500,N/A,N/A → Formation de la tête inférieure
35000,Position Absolute,E,N/A,-4.5,230,500,N/A,N/A
36000,Position Relative,C,B,-0.5,150,500,N/A,N/A
36500,Heat,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,80
36500,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-225,N/A → Compression de toutes les parties
36500,Force,C,N/A,N/A,N/A,N/A,-450,N/A
37500,Force,D,N/A,N/A,N/A,N/A,350,N/A
37500,Force,E,N/A,N/A,N/A,N/A,200,N/A
40500,Heat Stop,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A → Fin du chauffage
41000,Lock Motor,A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,C,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,D,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
42000,Lock Motor,B,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
50000,Position Absolute,B,N/A,45,30,500,N/A,N/A → Démoulage
50000,Position Absolute,E,N/A,-17.7,50,500,N/A,N/A
50500,Position Absolute,D,N/A,-5,50,500,N/A,N/A
50500,Position Absolute,C,N/A,35,8,100,N/A,N/A
51500,Position Absolute,A,N/A,35,8,100,N/A,N/A

Séquence de rivetage pour rivet en CF/PEEK dans un joint en CFRP

100,Position Absolute,E,N/A,-17.7,50,500,N/A,N/A
1000,Lock Motor,D,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
1000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
1000,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-90,N/A
5000,Position Relative,C,A,0.5,150,500,N/A,N/A
6000,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-90,N/A
9000,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-300,N/A
9000,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-150,N/A
9000,Position Relative,C,B,0.5,50,500,N/A,N/A
10000,Lock Motor,A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10000,Lock Motor,B,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10000,Lock Motor,D,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
11000,Lock Motor,C,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
10300,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-300,N/A
10800,Lock Motor,A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
12000,Position Relative,D,E,2,150,500,N/A,N/A
12000,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-150,N/A
13000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
13000,Lock Motor,B,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
16500,Heat,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,110
34500,Force,A,N/A,N/A,N/A,N/A,-300,N/A
35000,Position Absolute,D,N/A,-4.5,230,500,N/A,N/A
35000,Position Absolute,E,N/A,-4.5,230,500,N/A,N/A
36000,Position Relative,C,B,-0.5,150,500,N/A,N/A
36500,Force,B,N/A,N/A,N/A,N/A,-250,N/A
36500,Force,C,N/A,N/A,N/A,N/A,-450,N/A
37500,Force,D,N/A,N/A,N/A,N/A,350,N/A
37500,Force,E,N/A,N/A,N/A,N/A,200,N/A
40500,Heat Stop,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,C,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,D,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
41000,Lock Motor,E,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A

42000,Lock Motor,B,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A,N/A
50000,Position Absolute,B,N/A,45,30,500,N/A,N/A
50000,Position Absolute,E,N/A,-17.7,50,500,N/A,N/A
50500,Position Absolute,D,N/A,-5,50,500,N/A,N/A
50500,Position Absolute,C,N/A,35,15,500,N/A,N/A
51500,Position Absolute,A,N/A,35,15,500,N/A,N/A