

**Titre:** Tressage robotisé de préformes pour des structures primaires  
Title: d'aéronefs en composites

**Auteur:** Philippe Monnot  
Author:

**Date:** 2017

**Type:** Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

**Référence:** Monnot, P. (2017). Tressage robotisé de préformes pour des structures primaires  
Citation: d'aéronefs en composites [Master's thesis, École Polytechnique de Montréal].  
PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/2665/>

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

**URL de PolyPublie:** <https://publications.polymtl.ca/2665/>  
PolyPublie URL:

**Directeurs de  
recherche:** Louis Laberge Lebel  
Advisors:

**Programme:** Génie aérospatial  
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

TRESSAGE ROBOTISÉ DE PRÉFORMES POUR DES STRUCTURES PRIMAIRES  
D'AÉRONEFS EN COMPOSITES

PHILIPPE MONNOT

DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE  
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

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

JUIN 2017

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Ce mémoire intitulé :

TRESSAGE ROBOTISÉ DE PRÉFORMES POUR DES STRUCTURES PRIMAIRES  
D'AÉRONEFS EN COMPOSITES

présenté par : MONNOT Philippe

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

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

M. ACHICHE Sofiane, Ph. D., président

M. LABERGE LEBEL Louis, Ph. D., membre et directeur de recherche

M. JONCAS Simon, Ph. D., membre

## REMERCIEMENTS

Je tiens d'abord à remercier mon directeur de recherche Louis Laberge Lebel. Je ne me serai jamais douté de ce qu'il allait m'arriver après mon baccalauréat lorsqu'il m'a accueilli à bras ouverts dans son bureau il y a de cela déjà trois ans. Je n'aurai pas pu aussi bien tomber. Dynamique et motivé, ce jeune professeur m'a transmis sa passion pour la recherche et pour les matériaux composites. Son soutien, sa disponibilité de jour comme de nuit, sa patience, sa confiance et son mentorat m'ont permis de me dépasser.

Merci à mon superviseur au Groupe CTT, Jonathan Lévesque, pour sa confiance, son soutien quotidien au laboratoire et la flexibilité dont il a fait preuve. Je tiens aussi à remercier mes collègues de la rue Barré, soit Michel Beaugard, Julien Brazeau-Séguin, Pierre-Olivier Dubois, Thibault Buns et Pierre Comtois, avec lesquels j'ai partagé de très bons moments. Je souhaite aussi remercier ceux du Laboratoire de Structures de Fibres et de Composites Avancés pour leurs commentaires toujours constructifs lors des séminaires et des pratiques de préparation de conférence.

Je n'oublie pas également la contribution de ma famille et mes amis qui m'ont encouragé et supporté tout au long de ce périple : Alexandre Bélanger, Alexandre Paquette, Bruno Marcotte, Carole-Anne Beaudry, Catherine Janson, Élie Bélanger, Éric Monnot, Hervé Monnot, Israël Hallé, Jade Hallé, Jonathan Bélanger, Lianne Lamy-Monnot, Marc-Olivier Dicaire, Noémie Hallé, Patrick Monnot, Raphaël Rousseau-Rizzi et Zoe Rubin.

Je sors de cette expérience grandi et outillé afin d'affronter un nouveau défi de taille.

## RÉSUMÉ

Les composites polymères à renfort fibre de carbone (PRFC) sont utilisés pour la fabrication de structures primaires d'aéronefs. Les renforts préimprégnés de matrice sont généralement laminés à l'aide de méthodes de mise en forme automatique, puis polymérisés en autoclave. Les limitations de ce procédé ont conduit au développement de solutions alternatives. Les composites à renforts tressés sont l'une d'entre elles. Ceux-ci combinent une préforme tressée non imprégnée et le procédé de moulage de composites par injection ou infusion de résine (LCM). Des propriétés supérieures en tolérance aux dommages, l'automatisation de la mise en forme et la rentabilité supérieure des procédés LCM font des composites à renforts tressés une solution performante et économique. Une application potentielle de cette technologie est les cadres de fuselage d'aéronefs, une structure primaire supportant les panneaux raidis et leurs charges. À l'heure actuelle, certains facteurs limitent l'utilisation des composites à renforts tressés à des structures secondaires et tertiaires : les coûts liés à la qualification auprès des autorités de certification et l'imprécision des modèles de tressage actuels lorsqu'appliqués à des géométries complexes.

Les travaux de recherche qui font l'objet du présent mémoire portent sur la mise en forme de préformes tressées complexes pour des structures primaires d'aéronefs. Ils ont pour objectifs de proposer des améliorations aux modèles de tressage existants, d'automatiser la mise en forme et la caractérisation des préformes tressées.

Dans une première phase, une revue de littérature portant sur les différents aspects du tressage 2D et de la planification de la trajectoire d'un manipulateur industriel a été effectuée. Par la suite, un algorithme de planification de la trajectoire d'un manipulateur industriel installé sur un rail linéaire est développé pour la mise en forme et la caractérisation des préformes tressées. Les modèles de tressage cinématiques préalablement identifiés lors de la revue de littérature sont appliqués à divers mandrins au cours de plans d'expériences numériques et expérimentaux. Des méthodes de caractérisation de l'angle de tresse des préformes par imagerie ont été développées afin de valider la justesse et la précision des modèles de tressage à l'étude. Les résultats obtenus à l'issue de cette phase ont fait l'objet de deux articles de conférence. Finalement, un démonstrateur technologique d'un cadre de fuselage d'aéronefs a été fabriqué et étudié. Celui-ci présente d'importants changements de sections reproduisant des éléments de conception que l'on retrouve typiquement sur une pièce réelle. La mise en forme de la préforme a nécessité le développement d'un nouveau

modèle de tressage adapté à la complexité de sa géométrie. Les résultats de l'étude menée sur le démonstrateur ont été soumis au journal « *Composites Part-A : Applied Science And Manufacturing* » dans un article intitulé « *Automated braiding of a complex aircraft fuselage frame using a non-circular braiding model* ».

Les travaux de recherche ont mis en évidence l'impact positif de l'automatisation sur la répétabilité du procédé de mise en forme et de caractérisation des angles de tresse des préformes tressées. Ces derniers ont également permis de mettre en forme des géométries complexes tout en exposant les limitations des modèles de tressage cinématiques existants. L'étude du démonstrateur technologique a finalement démontré que cette technologie est très bien adaptée à la fabrication de structures primaires d'aéronefs. Des recherches futures devraient porter sur la combinaison de modèles de tressage par éléments finis et de modèles de tressage cinématiques, ainsi que la prédiction et la caractérisation sans contact de l'épaisseur des préformes tressées.

## ABSTRACT

Carbon fiber reinforced polymer (CFRP) composites are widely used to manufacture modern aircraft primary structures. Preimpregnated fiber reinforcements (prepregs) are laminated with automated laydown processes and cured by autoclave. Low prepreg laydown rates and expensive operation costs have encouraged the development of alternative solutions such as braided composites. This material system combines a non-impregnated braided preform and a liquid composite molding (LCM) process. The braided preforms high damage tolerance properties, the highly automated braiding process and low-cost LCM make braided composites a cost-effective solution. Thus, they have the potential to replace conventional laminated composites on aircraft fuselage frames, an aircraft primary structure that supports skin-stringer panels.

This research project's goal is to manufacture complex braided preforms for aircraft primary structures. For this purpose, current braiding models found in literature will be carefully studied and improved. Furthermore, both the braided preform manufacturing and characterization processes will be automated.

At first, a literature review on the various aspects of 2D braiding and the path planning of an industrial manipulator was carried out. Then, multi-objective optimization algorithm was developed in order to compute the path planning of an industrial robot installed on a linear axis for both the manufacturing and characterization processes. Afterwards, relevant cinematic braiding models were studied. Numerical and experimental case studies were performed using mandrels with various designs. An imaging algorithm was developed to measure the braid angle along the braided preforms in order to validate the braiding models' accuracy and precision. Results were the subject of two conference articles. Lastly, an aircraft fuselage frame technological demonstrator was designed and studied. Cross-section variations were added to simulate typical design features. Due to its complexity, a novel braiding model was developed. Results were presented in an article titled "Automated braiding of a complex aircraft fuselage frame using a non-circular braiding model" that was submitted to the "Composites Part-A: Applied Science and Manufacturing" journal.

This research project was able to demonstrate the automation benefits on the preforms quality and characterization repeatability. Complex preforms were manufactured by studying and developing novel cinematic braiding models. Thereby, their weaknesses and limitations were also exposed.

Studying the technological demonstrator proved that braided composites are well suited to manufacture aircraft primary structures. Future research avenues should explore combining cinematic and finite elements braiding models, thickness prediction models and contactless thickness measurements.

## TABLES DES MATIÈRES

REMERCIEMENTS.....	III
RÉSUMÉ .....	IV
ABSTRACT.....	VI
TABLES DES MATIÈRES.....	VIII
LISTE DE TABLEAUX.....	XI
LISTE DES FIGURES .....	XII
LISTE DES SIGLES ET DES ABRÉVIATIONS.....	XVII
LISTE DES ANNEXES .....	XXI
<b>CHAPITRE 1 INTRODUCTION .....</b>	<b>1</b>
1.1 Les matériaux composites et l'industrie aérospatiale .....	1
1.1.1 Composites à renforts textiles.....	2
1.1.2 Cadres de fuselage d'aéronefs .....	4
1.2 Problématique .....	6
1.3 Objectifs du projet de recherche .....	7
1.4 Organisation du projet de recherche .....	8
1.5 Organisation du mémoire.....	9
<b>CHAPITRE 2 REVUE DE LA LITTÉRATURE .....</b>	<b>10</b>
2.1 Tressage 2D .....	10
2.1.1 Modèles de tressage .....	11
2.1.2 Caractérisation de l'angle de tresse.....	21
2.2 Automatisation.....	22
2.2.1 Repères et transformées homogènes.....	23
2.2.2 Architecture du manipulateur industriel KUKA KR-100 HA .....	23

2.2.3	Planification de la trajectoire d'un manipulateur.....	24
CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE DU TRAVAIL DE RECHERCHE .....		27
3.1	Phase I : Planification de la trajectoire d'un manipulateur industriel.....	27
3.2	Phase II : Étude des mandrins à sections circulaires.....	28
3.3	Phase III : Étude des mandrins à sections non circulaires constantes.....	30
3.4	Phase IV : Étude des mandrins à sections non circulaires variables.....	31
3.5	Système automatisé de mise en forme et de caractérisation de préformes tressées.....	32
CHAPITRE 4 ARTICLE 1: AUTOMATED BRAIDING OF A COMPLEX AIRCRAFT FUSELAGE FRAME USING A NON-CIRCULAR BRAIDING MODEL .....		35
4.1	Abstract.....	35
4.2	Keywords .....	35
4.3	Nomenclature.....	36
4.4	Introduction.....	37
4.5	Proposed non-circular braiding model.....	39
4.5.1	Assumptions.....	40
4.5.2	Mandrel surface & centerline definition.....	40
4.5.3	Inverse solution.....	41
4.5.4	Post-processing phase.....	42
4.5.5	Forward solution.....	44
4.6	Numerical case studies on typical geometries found on an aircraft fuselage frame.....	46
4.6.1	Methodology.....	46
4.6.2	Results & discussion.....	47
4.7	Numerical case study on an aircraft fuselage frame technological demonstrator.....	51
4.7.1	Methodology.....	51
4.7.2	Results & discussion.....	53

4.8	Experimental case study on an aircraft fuselage frame technological demonstrator.....	57
4.8.1	Methodology.....	57
4.8.2	Results & discussion.....	60
4.9	Conclusion.....	67
4.10	Acknowledgments.....	67
CHAPITRE 5 AUTOMATISATION.....		68
5.1	Définition du mandrin.....	68
5.2	Définition de l’outil.....	69
5.3	Définition de la trajectoire.....	70
5.4	Panification de la trajectoire.....	72
5.4.1	Algorithme d’optimisation.....	73
5.5	Simulation et programmation du manipulateur.....	77
CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE.....		79
6.1	Planification de la trajectoire du manipulateur.....	79
6.2	Modèles de tressage.....	80
6.3	Caractérisation des préformes tressées.....	81
6.4	Épaisseur des préformes tressées.....	82
CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS.....		84
RÉFÉRENCES.....		86
ANNEXES.....		91

**LISTE DE TABLEAUX**

Tableau 1.1. Désavantages des composites PRFC laminés à partir de fibres de renforts préimprégnées et polymérisés par autoclave .....	2
Tableau 2.1. Hypothèses des modèles cinématiques. ....	12
Tableau 2.2. Observations formulées par Du <i>et al.</i> .....	16
Tableau 2.3. Phénomènes limitant l'enveloppe fonctionnelle du tressage. ....	17
Tableau 3.1. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase I. ....	28
Tableau 3.2. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase II. ....	30
Tableau 3.3. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase III. ....	31
Tableau 3.4. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase IV. ....	32
Tableau 5.1. Critères cinématiques et cinétostatiques. ....	75
Tableau 5.2. Critère basé sur l'incrément total des positions angulaires. ....	76

## LISTE DES FIGURES

Figure 1.1 Préformes textiles : a) Préformes textiles bidimensionnelles (2D) (tiré de [3]); c) Préformes textiles tridimensionnelles (3D). (tiré de [9]) .....	3
Figure 1.2 Étapes d'un procédé LCM : a) Mise en forme de la préforme textile; b) Insertion de la préforme textile dans l'outillage; c) Injection de la matrice dans l'outillage/moule; d) Polymérisation de la matrice; e) Démoulage. (tiré de [1]).....	4
Figure 1.3 a) Section d'un fuselage d'aéronefs; b) Composantes d'un panneau raidi (tiré de [8]); c) Changements de sections généralement retrouvés sur un cadre : « mouse hole » et surépaisseur de la peau. (tiré de [8]).....	5
Figure 1.4 Cadre de fuselage d'aéronefs en composites à renforts tressés a) Démonstrateur technologique fabriqué par Boeing dans le cadre du programme ACT (tiré de [8]); b) Cadre de fuselage tressé du B787 (tiré de [12]); c) Combinaison de préformes tressées et de tissus NCF pour le fabrication des cadres de l'A350. (tiré de [14]) .....	6
Figure 1.5 Laboratoire de Conception et développement de préformes 3D du Groupe CTT. ....	8
Figure 2.1. a) Tressage d'un mandrin complexe à l'aide d'un métier à tresser radial; b) Tresse biaxiale (tiré de [24]); c) Tresse triaxiale. (tiré de [24]). .....	11
Figure 2.2. a) Répétition de la cellule unitaire à travers une préforme tressée (tiré de [30]); b) Géométrie de la cellule unitaire (tiré de [30]); c) Embuvage crée par l'entrelacement entre les fils de trame et de chaîne d'une préforme tressée. Comparaison entre la longueur projetée ( $l_{proj}$ ) et la longueur réelle du fil ( $l$ ). .....	13
Figure 2.3. a) Cellule unitaire telle que décrite dans le modèle de Ko <i>et al.</i> ; b) Définition du pas de fil ( $\rho$ ) sur un mandrin à section circulaire. (tiré de [32]) .....	14
Figure 2.4. Cinématique du tressage autour d'un mandrin à sections circulaires variables tel que présentée par Du <i>et al.</i> (tiré de [17]).....	15
Figure 2.5. Illustration des vecteurs définis à un point de dépôt sur la surface du mandrin tel que proposé par Michaeli <i>et al.</i> (tiré de [33]) .....	17

Figure 2.6. Illustration des phénomènes limitant le tressage : a) Interférence avec la surface du mandrin; b) Excentricité du centroïde de la section du mandrin par rapport à l'axe milieu du métier à tresser; c) Un changement soudain de l'angle de tresse ( $\alpha t$ ). (tiré de [33]) .....	18
Figure 2.7. Simulation de la déposition du fil sur la surface du mandrin. (tiré de [16]).....	19
Figure 2.8. a) Définition du FDF et des FSL sur la surface du mandrin en fonction de l'angle de tresse cible ( $\alpha t$ ); b) Cinématique inverse permettant de déterminer la position des fuseaux ( $qj$ ) associée à un point de dépôt ( $pj$ ). (tiré de [16]).....	20
Figure 2.9. Trajectoire courbe des fils dans la zone de convergence tel que modélisé par le modèle mécanique de Zhang <i>et al.</i> (tiré de [18]).....	21
Figure 2.10. a) Articulations rotoïdes du manipulateur industriel KUKA KR-100 HA (tiré de [41]) ; b) Définition des différents repères du système robotique : universel ( $w$ ), racine ( $R$ ) et effecteur ( $EE$ ). .....	24
Figure 2.11. Terminal (« <i>teach pendant</i> ») du manipulateur permettant de programmer sa trajectoire. (tiré de [41]).....	25
Figure 3.1. Mandrins utilisés lors de la Phase II : a) Mandrin à section circulaire constante avec un axe neutre rectiligne; b) Mandrin à section circulaire constante avec un axe neutre courbe; c) Mandrin à sections circulaires variables avec un axe neutre courbe. ....	28
Figure 3.2. Mandrin à section carrée constante utilisé lors de la Phase III.....	30
Figure 3.3. Démonstrateur technologique d'un cadre d'un fuselage d'aéronef utilisé lors de la Phase IV. ....	32
Figure 3.4. Organigramme du système automatisé de mise en forme et de caractérisation de préformes tressées. ....	34
Figure 4.1. a) Representation of the braiding process; b) Example of a fuselage configuration with skin panels, stringers and frames; c) Robotic cell featuring the Herzog 144 carriers radial braiding machine, the KUKA robot and a mandrel. ....	39
Figure 4.2. a) FDF definition over $S$ ; b) FSL generation over $S$ according to the FDF vectors. Selection of all the $p$ among the $p_{fst}$ ; c) $s_i$ and $q_i$ are determined for each $p_i$ . ....	42

Figure 4.3. Post processing phase where the $\mathbf{p}$ defined in the inverse solution are filtered. The $\mathbf{p}_x$ are determined by defining $mf$ .	43
Figure 4.4. Forward solution time-stepping method: a) The braiding machine is moved throughout $C$ . $r$ is kept coincident with $C$ ; b) $s_{i+1}$ is projected on the $\mathbf{p}_i$ adjacent facet plane to determine $\mathbf{p}_{i+1}$ .	45
Figure 4.5. a) Edge's radius ( $r_e$ ) and mesh element size ( $\mu_m$ ) effects on the mandrel take-up speed profile per FSL ( $\mathbf{v}$ ); b) Representation of the FSL and $\mathbf{p}$ over the mandrel's edge and surrounding faces for the M10 mandrel.	49
Figure 4.6. Edge's radius ( $r_e$ ) and mesh element size ( $\mu_m$ ) effects on the expected braid angle ( $\alpha_e$ ).	50
Figure 4.7. Representation of an $FSL$ over a mandrel with a curved $C$ : a) Face #1 is flat and face #2 is convex which causes $\Delta\gamma_{q,21}$ to be greater than $90^\circ$ . Face #3 is flat but since face #2 is convex, $\Delta\gamma_{q,32}$ is smaller than $90^\circ$ ; b) Face #3 is flat and face #4 is concave which causes $\Delta\gamma_{q,43}$ to be smaller than $90^\circ$ .	51
Figure 4.8. Design of the aircraft fuselage frame technological demonstrator: a) Geometry and overall dimensions in mm; b) Surface mesh and $mf$ ; c) Difference between the theoretical centerline and the actual $C$ ; d) Mandrel sections numbering and functional length.	53
Figure 4.9. Number of spools ( $N_{sp}$ ) effect on the mandrel process take-up speed profile ( $V$ ).	54
Figure 4.10. Explanations on how $V$ variations occur: a) Representation of multiple FSL defined over sections S5 to S7 with their respective $\mathbf{p}_x$ ; b) $v_i$ defined over multiple sections cause $V$ to vary over the S7 constant section.	55
Figure 4.11. Effect of the target braid angle ( $\alpha_i$ ) on the mandrel process take-up speed profile ( $V$ ) and comparison to the baselines.	56
Figure 4.12. Effect of the dominant $mf$ on the mandrel process take-up speed profile ( $V$ ) and comparison to the baselines: a) Left and right webs are the dominant $mf$ ; b) Top and bottom flanges are the dominant $mf$ .	57

- Figure 4.13. Effect of the dominant  $mf$  on the process convergence zone length ( $H$ ) and comparison to the baselines: a) Left and right webs are set as dominant  $mf$ ; b) Top and bottom flanges are set as dominant  $mf$ ..... 57
- Figure 4.14. The braiding machine's center axis is made concentric with the  $c_i$  tangent. The distance between each  $C_i$  and the guiding ring's plane ( $h_1, h_2$  &  $h_3$ ) was forced to respect  $H$ ..... 59
- Figure 4.15. Imaging algorithm steps to determine  $\alpha_m$ : a) Original image; b) Grayscale image with the contrast and sharpness accentuated; c) Edge-detection using the Canny method; d) Lines are detected by applying a Hough transform to the edge-detection results. .... 60
- Figure 4.16. Measured braid angle ( $\alpha_m$ ) and expected braid angle ( $\alpha_e$ ) distributions throughout  $c$  for the non-linearized and linearized tests: a) Top flange (Legend applicable to all). Model results and measurements were omitted due to difficult experimental data acquisition; b) Right web; c) Bottom flange; d) Left web..... 61
- Figure 4.17. Yarn slip over the mandrel's surface around varying cross-section: a) S2 (height increase); b) S4 (height decrease); c) S6 (height decrease); d) S8 (height increase)..... 63
- Figure 4.18. Images of the empty mandrel (grey) are overlaid over images of the preform. Shades reveal where the preform isn't in contact with the mandrel: a) S4 & S5; b) S6, S7 & S8; c) S10, S11 & S12..... 64
- Figure 4.19. Measured braid angle ( $\alpha_m$ ) distribution over the mandrel's faces width along  $c$ : a) Right web; b) Bottom flange..... 65
- Figure 4.20. Representation of the braid deposition over a non-axisymmetric mandrel a) As modeled by the non-circular braiding model; b) As corrected by *Zhang et al.* [18, 19], stating that the straight yarn assumption is false and explains why  $\alpha_m$  is higher; c) As observed experimentally,  $\alpha_m$  is lower near the face edges than at the face center. .... 66
- Figure 5.1. Définition de l'outil ( $\varepsilon$ ) : a) Point sur l'axe milieu du métier à tresser; b) Point focal de l'appareil photo installé sur la station de caractérisation. .... 70
- Figure 5.2. Définition de la trajectoire : a) Axe neutre du mandrin; b) Points milieux des images; c) Lien entre le mandrin et l'effecteur du manipulateur : porte-outil et tige de liaison. .... 72

Figure 5.3. Ordinogramme de l’algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur pour la mise en forme et la caractérisation de préformes tressées. ....	74
Figure 5.4. Simulation des mouvements et des déplacements du manipulateur lors du tressage du mandrin de la Figure 3.1c. ....	78
Figure 6.1. Caractérisation automatisée de l’épaisseur des préformes tressées par laser : a) Mandrin installé dans la station de mesure; b) Capteur de distance laser installé sur le porte-outil du manipulateur (Keyence IL-100); c) Balayage de la topologie de la préforme tressée sur le mandrin pour la mesure de l’épaisseur. ....	83

## LISTE DES SIGLES ET DES ABRÉVIATIONS

$\bar{\theta}_j$	Angle objectif associé à l'articulation $j$
$\dot{\theta}_{j,max}$	Vitesse angulaire maximale de l'articulation $j$
$\dot{\theta}_j$	Vitesse angulaire de l'articulation $j$
$\mathbf{b}_\varepsilon$	Position cartésienne de l'outil
$c_1$	Critère du conditionnement de la matrice Jacobienne
$c_2$	Critère des limites articulaires
$c_3$	Critère global de l'étape I de l'algorithme de planification de trajectoire
$c_4$	Critère de l'incrément des positions angulaires des articulations
$c_5$	Critère global de l'étape II de l'algorithme de planification de trajectoire
$c_6$	Critère de la variation des positions angulaires des articulations
$c_7$	Critère de la variation de la position de la racine sur le rail
$c_8$	Critère global de l'étape III de l'algorithme de planification de trajectoire
$c_r$	Embuvement (« <i>crimp</i> »)
$\mathbf{e}_b$	Vecteur binormal unitaire
$\mathbf{e}_n$	Vecteur normal unitaire
$e_{R,max}$	Position maximum de la racine du manipulateur sur le rail au point $i$ de la trajectoire
$e_{R,min}$	Position minimum de la racine du manipulateur sur le rail au point $i$ de la trajectoire
$e_R$	Position du repère de la racine sur le rail
$\mathbf{e}_t$	Vecteur tangent unitaire
$l_{proj}$	Longueur projetée d'une fil dans une tresse
$\mathbf{n}_A$	Vecteur tangent à l'axe neutre du mandrin sur le plan tangent
$N_c$	Nombre total de fuseaux du métier à tresser
$N_{sp}$	Nombre total de bobines par groupe de fuseaux
$\mathbf{n}_T$	Vecteur normal au plan tangent
$P_s$	Périmètre d'une section
$\mathbf{P}_\Gamma$	Matrice contenant les positions cartésiennes des points de la trajectoire
$r_{eq}$	Rayon équivalent d'une section
$r_m$	Rayon d'une section circulaire d'un mandrin

$v_f$	Fraction volumique des fibres de renforts
$w_j$	Poids associé à l'articulation $j$
$\alpha_e$	Angle de tresse prédit
$\alpha_m$	Angle de tresse mesuré
$\alpha_t$	Angle de tresse cible
$\theta_i$	Position angulaire de l'articulation $i$ du manipulateur
$\Delta z$	Incrément de la position du mandrin le long de l'axe milieu du métier à tresser
$\Delta\varphi$	Incrément de la position angulaire du fuseau sur la piste circulaire du métier à tresser
2D	Bidimensionnel
3D	Tridimensionnel
ACM3	« <i>The Third International Symposium on Automated Composites Manufacturing</i> »
ACT	« <i>Advanced Composites Technology</i> »
AESA	Agence européenne de la sécurité aérienne
AFP	« <i>Automatic Fiber Placement</i> »
ATL	« <i>Automated Tape Layup</i> »
CIRC	« <i>Circular</i> »
CREPEC	Centre de recherche sur les systèmes polymères et composites à haute performance
CRSNG	Conseil de recherche en sciences naturelles et en génie
CTT	Centre de transfert technologique
DDL	Degré de liberté
$dz$	Somme de la longueur effective de la tige de liaison et du porte-outil
$EE$	Effecteur du manipulateur
$f$	Vecteur liant le point de dépôt et la bobine chaîne/trame associée
$\mathcal{F}$	Repère
FAA	« <i>Federal Aviation Administration</i> »
FDF	« <i>Fiber Direction Vector Field</i> »
FFT	« <i>Fast Fourier Transform</i> »
FQRNT	Fonds de recherche du Québec - Nature et technologies
FSL	« <i>Fiber Streamline</i> »
$h$	Longueur de la zone de convergence
$J$	Matrice jacobienne associée à la posture du manipulateur

$l$	Longueur réelle d'un fil dans une tresse
labSFCA	Laboratoire de Structure de Fibres et de Composites Avancés de Polytechnique Montréal
LCM	« <i>Liquid Composite Molding</i> »
LIN	« <i>Linear</i> »
MDF	« <i>Medium Density Fiberboard</i> »
MÉF	Modèles par éléments finis
NASA	« <i>National Aeronautics and Space Administration</i> »
NCF	« <i>Non-crimp fabric</i> »
NIPMMP	« <i>Network for Innovative Plastic Materials and Manufacturing Processes</i> »
$p$	Position du point de dépôt sur la surface du mandrin
PRFC	Polymère à renfort fibre de carbone
PTP	« <i>Point-to-point</i> »
$q$	Position du fuseau sur la piste circulaire du métier à tresser
$Q$	Matrice de rotation
$R$	Racine du manipulateur
$r_{gr}$	Rayon de l'anneau de guidage
RTM	« <i>Resin Transfer Molding</i> »
$s$	Position cartésienne du point d'alimentation
SAMPE	« <i>Society for the Advancement of Material and Process Engineering</i> »
STL	« <i>StereoLithography</i> »
$t$	Temps écoulé depuis le début du procédé
TC	Transport Canada
$v$	Vitesse d'avance du mandrin
VARTM	« <i>Vacuum Assisted Resin Transfer Molding</i> »
$w$	Universel
$X$	Axe X d'un repère
$Y$	Axe Y d'un repère
$z$	Position du front de dépôt sur l'axe neutre du mandrin
$Z$	Axe Z d'un repère
$\alpha$	Angle de tresse

$\gamma$	Angle de la section cône du mandrin
$\Gamma$	Trajectoire
$\varepsilon$	Outil
$\rho$	Pas de fil
$\omega$	Vitesse de rotation des fuseaux du métier à tresser

**LISTE DES ANNEXES**

Annexe A - ARTICLE 2: AUTOMATED BRAIDING OF DRY PREFORMS FOR AEROSPACE STRUCTURAL COMPONENTS .....	91
Annexe B - ARTICLE 3: AUTOMATED BRAIDING OF NON-AXISYMMETRIC STRUCTURES .....	107

## CHAPITRE 1 INTRODUCTION

### 1.1 Les matériaux composites et l'industrie aérospatiale

Les composites polymères à renfort fibre de carbone (PRFC) combinent un renfort sous la forme de fibres de carbone et une matrice polymère thermodurcissable (époxy, polyester, etc.) ou thermoplastique (PEEK, PEK, etc.) [1]. Le renfort procure des propriétés mécaniques unidirectionnelles en tension alors que la matrice/résine transfère la charge entre les renforts par cisaillement [1]. Les avantages qu'ils procurent par rapport aux matériaux traditionnels (acier, aluminium, titane, etc.) sont d'eux des incontournables : faible masse volumique, haute rigidité, haute résistance mécanique, bonne résistance en fatigue et bonne résistance à la corrosion. Malgré une augmentation significative des coûts de l'ordre de 50 % à 100 %, l'utilisation des composites PRFC permet une économie de poids d'environ 25 % par rapport à l'aluminium [2].

L'introduction des composites PRFC sur les avions commerciaux a débuté avec le programme « *Aircraft Energy Efficiency* » (ACEE) de la NASA entre 1972 et 1986. L'objectif était de remplacer l'aluminium par les composites PRFC sur les structures primaires : les coûts devaient être moindres et les propriétés en tolérance aux dommages supérieures [3, 4]. Cet objectif n'a toutefois pas été atteint à la fin du programme. L'utilisation des composites PRFC est alors restreinte aux structures secondaires et tertiaires : carénages, ailerons, « *spoilers* » et « *elevator* » [3]. Sur les avions de l'époque (A310 (1987), A320 (1988) et B777 (1995)), ceux-ci ne représentent qu'environ 10 % du poids structurel total de l'avion [3].

Aujourd'hui, les composites PRFC sont largement répandus puisqu'ils sont utilisés sur des structures primaires : ailes, fuselage, stabilisateurs, « *wingbox* », etc. [3]. Sur les avions modernes (B787 (2007), CSeries (2013) et A350 (2013)), ils composent environ 50 % du poids structurel total de l'avion [3, 5, 6]. La grande majorité des structures primaires d'avions en composites PRFC sont des laminés fabriqués à partir de tissus ou de rubans préimprégnés de matrice (« *prepregs* ») [2]. L'avènement des méthodes de laminage automatique (« *Automated Tape Layup* » (ATL), « *Automated Fiber Placement* » (AFP) et l'enroulement filamentaire) a permis de grandement améliorer la répétabilité et la productivité [7]. Suite au laminage, la pièce est introduite dans un autoclave où la polymérisation du laminé permet d'obtenir les propriétés mécaniques finales. La combinaison fibres préimprégnées/autoclave permet d'obtenir des pièces de très haute qualité, ce

qui explique sa popularité dans l'industrie aéronautique [2]. Toutefois, plusieurs désavantages présentés au Tableau 1.1 la rendent coûteuse et peu productive [1, 2]. Ceux-ci incitent les avionneurs à développer des solutions alternatives telles que les composites à renforts textiles [1, 2, 4, 8].

Tableau 1.1. Désavantages des composites PRFC laminés à partir de fibres de renforts préimprégnées et polymérisés par autoclave

<b>Caractéristiques</b>	<b>Désavantages</b>
Fibres de renforts préimprégnées	Coût plus élevé que pour de la fibre sèche + de la matrice sous forme liquide
Durée de conservation des fibres de renforts préimprégnées (« <i>shelf life</i> »)	Limite de temps quant à leur utilisation
Laminage pli par pli	Aucun renfort dans la direction perpendiculaire aux plis Faibles propriétés en délamination
Autoclave	Investissement important à l'achat Coût d'utilisation élevé Dimensionnement proportionnel à la taille des pièces

Entre 1985 et 1997, la NASA mis sur pied le programme de recherche et développement « *Advanced Composites Technology* » (ACT) sur les composites PRFC [4]. Ce dernier fait suite à l'ACEE qui n'a pas donné l'ensemble des résultats escomptés. Mené en collaboration avec les principaux avionneurs de l'époque (Boeing, Lockheed Martin et McDonnell Douglas), l'objectif du programme était de développer une nouvelle génération de composites afin de remplacer les laminés conventionnels sur les structures primaires d'aéronefs pour la prochaine génération d'avions de ligne. C'est ainsi que les composites à renforts textiles furent développés.

### 1.1.1 Composites à renforts textiles

Les composites à renforts textiles combinent une préforme textile sèche (non imprégnée de matrice) et un procédé de moulage de composites par injection ou infusion de résine (« *Liquid Composite Molding* » (LCM)) [2]. Une préforme textile est mise en forme en positionnant, orientant et ordonnant les fibres de renforts les unes par rapport aux autres. Les préformes textiles sont regroupées en deux classes : bidimensionnelles (2D) et tridimensionnelles (3D). Les préformes textiles bidimensionnelles sont la combinaison de deux ou trois fils avec des orientations

différentes dans un même plan (Figure 1.1a). Les préformes textiles tridimensionnelles sont constituées de renforts multiplis liés ensemble par des renforts perpendiculaires aux plis (Figure 1.1b). L'ajout d'une troisième direction, hors plan, permet d'améliorer les propriétés en délamination et en tolérance aux dommages du composite [1, 2]. Les préformes textiles sont mises en forme à l'aide de procédés textiles traditionnels comme le tissage, le tressage, le tricot, la couture et le touffetage. L'automatisation de la mise en forme des préformes textiles présente un fort potentiel de réduction des coûts [1, 2, 4, 8]. Les préformes qualifiées de « *net shape* » ou « *near-net shape* » permettent d'obtenir la géométrie exacte ou proche de celle de la composante à fabriquer. Ceci permet de réduire les coûts liés aux opérations subséquentes à la mise en forme : découpe, taillage ou usinage [2].

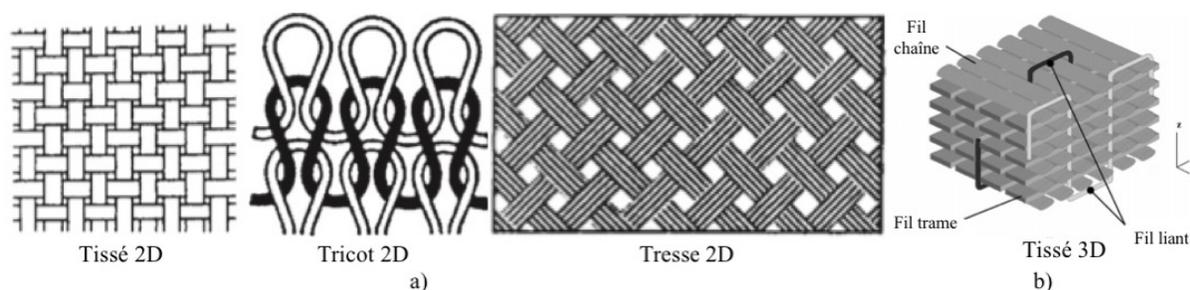


Figure 1.1 Préformes textiles : a) Préformes textiles bidimensionnelles (2D) (tiré de [3]); c) Préformes textiles tridimensionnelles (3D). (tiré de [9])

L'ensemble des procédés LCM comprennent un outillage/moule dans lequel une préforme textile est insérée. L'outillage est normalement constitué de deux parties : une partie inférieure rigide et une partie supérieure pouvant être rigide ou sous la forme d'une membrane flexible. Par la suite, la matrice est injectée afin d'y imprégner la préforme. Une fois la polymérisation complétée, la composante est démoulée [1, 2]. Les procédés LCM sont plus rentables que l'autoclave pour une production de petite taille, tel que fréquemment rencontrée dans l'industrie aéronautique [1]. Les procédés LCM les plus communs sont le RTM et le VARTM. Les étapes d'un procédé LCM typique sont présentées à la Figure 1.2.

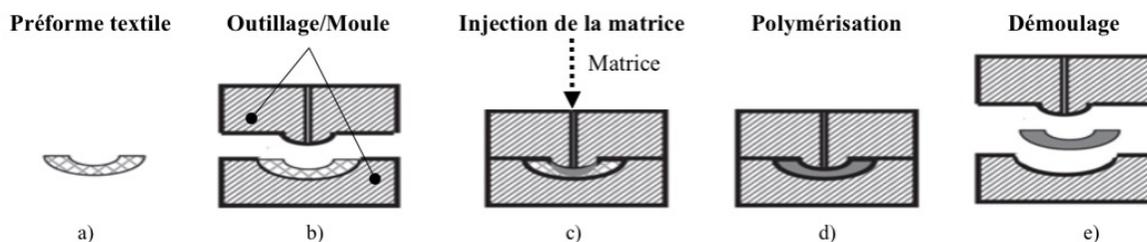


Figure 1.2 Étapes d'un procédé LCM : a) Mise en forme de la préforme textile; b) Insertion de la préforme textile dans l'outillage; c) Injection de la matrice dans l'outillage/moule; d) Polymérisation de la matrice; e) Démoulage. (tiré de [1])

### 1.1.2 Cadres de fuselage d'aéronefs

Lors du programme ACT, Boeing a ciblé les composites à renforts tressés 2D comme ayant le plus grand potentiel pour le remplacement des cadres de fuselage d'aéronefs en composites laminés [8]. Les cadres sont des structures primaires qui composent le fuselage d'un aéronef (Figure 1.3a). Ils assument des fonctions essentielles au maintien de l'intégrité structurelle de l'aéronef : maintenir la géométrie du fuselage, supporter les panneaux raidis et leurs charges (Figure 1.3b), distribuer les charges externes ponctuelles, limiter la longueur des lisses afin de prévenir le flambement et jouer un rôle de rempart de protection (« *fail-stop* ») lors de la propagation de fissures [10, 11]. Les cadres doivent aussi accommoder les surépaisseurs des peaux, ainsi que la présence d'éléments comme des « *doublers* » ou des « *joggles* ». Présenté à la Figure 1.3c, les découpes dans l'âme et les semelles des cadres, appelées « *lightening holes* » et « *mouse holes* », allègent le cadre, ou encore permettent le passage des lisses et des systèmes de l'aéronef. La conception des cadres varie selon l'intensité des charges appliquées, la position dans le fuselage et le type l'aéronef [11]. Les sections sont normalement en C, en J ou en I.

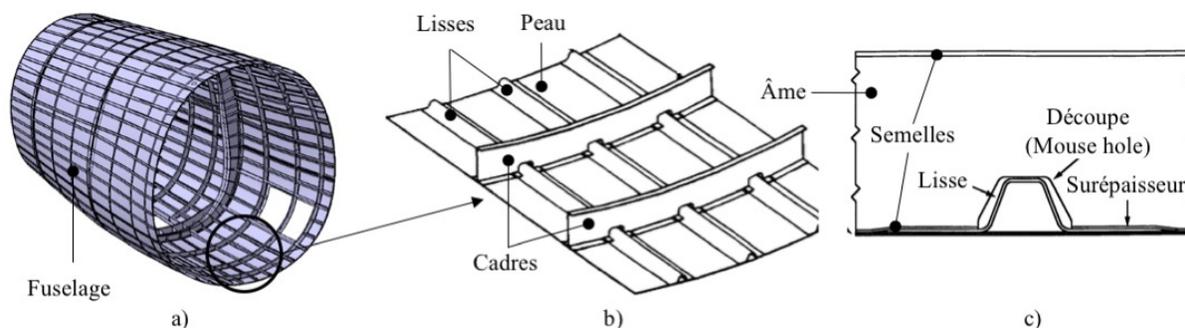


Figure 1.3 a) Section d'un fuselage d'aéronefs; b) Composantes d'un panneau raidi (tiré de [8]); c) Changements de sections généralement retrouvés sur un cadre : « mouse hole » et surépaisseur de la peau. (tiré de [8])

Les préformes tressées ont été sélectionnées pour leur excellente propriété en tolérance aux dommages, leur stabilité dimensionnelle, leur capacité à se conformer à des géométries complexes, ainsi que pour la haute productivité du procédé de mise en forme. Elles présentent aussi un excellent potentiel d'économie puisque les préformes peuvent être de type « *near-net shape* » ou « *net shape* » [1, 2, 8]. Une étude de faisabilité de Boeing portant sur un démonstrateur de trois pieds a permis de tester plusieurs configurations de cadres (Figure 1.4a). Les conclusions montrent que le coût et le poids ont été réduits respectivement de 30.1 % et 13.3 % [8]. Cette preuve de concept a probablement permis l'intégration de la technologie au B787 (Figure 1.4b). L'industrialisation a été effectuée par un sous-traitant spécialisé en tissage, A&P Technologies [12]. Bombardier et Lockheed Martin ont aussi effectué des études similaires [4, 13]. De son côté, Airbus a développé un concept novateur de préformes combinant des préformes tressées uniaxiales et des tissus « *non-crimp fabric* » (NCF) pour les cadres de l'A350 (Figure 1.4c) [14, 15].

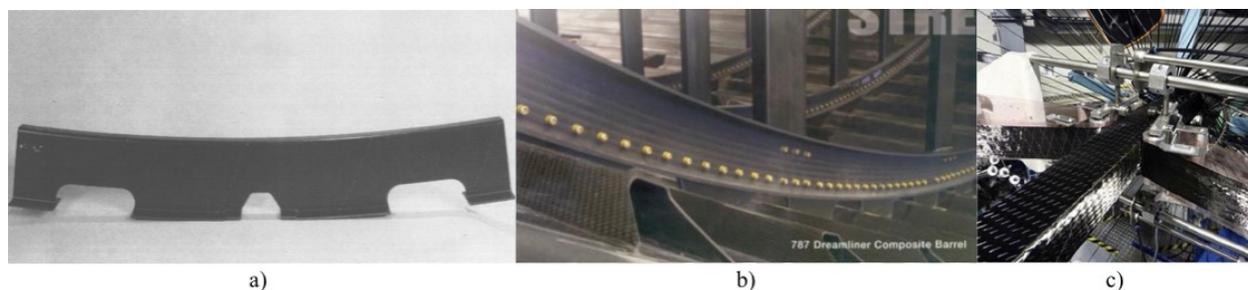


Figure 1.4 Cadre de fuselage d'aéronefs en composites à renforts tressés a) Démonstrateur technologique fabriqué par Boeing dans le cadre du programme ACT (tiré de [8]); b) Cadre de fuselage tressé du B787 (tiré de [12]); c) Combinaison de préformes tressées et de tissus NCF pour la fabrication des cadres de l'A350. (tiré de [14])

## 1.2 Problématique

La qualification d'un nouveau procédé et/ou d'un nouveau type de composites auprès des autorités de certification (« *Federal Aviation Administration* » (FAA), Transport Canada (TC) et l'Agence européenne de la sécurité aérienne (EASA)) limite l'introduction de technologies prometteuses sur les nouveaux programmes d'aéronefs [12]. Le processus requiert un investissement considérable en termes de temps, de main-d'œuvre et d'argent. Par conséquent, les avionneurs préfèrent plutôt conserver et optimiser les composites laminés traditionnels déjà qualifiés. Pour les préformes tressées, l'utilisation de modèles de tressage précis et l'automatisation du procédé permettraient de diminuer le nombre de tests nécessaires pour la qualification. Ceux-ci déterminent les paramètres de fabrication nécessaires pour mettre en forme une préforme dont l'architecture est prédéterminée. Un contrôle de l'architecture est essentiel puisque cela influence directement la performance du composite à renfort textile, soit les propriétés mécaniques et physiques [2]. L'orientation des fibres, la fraction volumique des fibres de renforts ( $v_f$ ) et l'épaisseur de la préforme constituent des paramètres clés. Ces derniers doivent être précisément sélectionnés lors de la conception et contrôlés lors de la mise en forme de la préforme. La relation d'interdépendance entre l'architecture, la mise en forme et la performance est critique et doit être prise en considération lors des différentes étapes du processus d'ingénierie [2].

Pour des géométries plus complexes, l'architecture réelle de la préforme tressée tend à diverger des prédictions des modèles de tressage actuels [16-20]. Cette divergence participe à limiter l'utilisation des composites à renforts tressés à des structures secondaires et/ou tertiaires en raison

des tolérances sévères de l'industrie aéronautique. Dans le cas des cadres de fuselage d'aéronefs actuellement fabriqués avec des composites à renforts tressés, des changements de conception sont apportés ou leurs géométries sont simplifiées. Par exemple, sur le B787 les cadres sont installés sur le dessus des lisses (Figure 1.4b). Ce choix de conception permet une géométrie de cadre plus simple au détriment d'une perte non négligeable d'espace cabine. Pour le démonstrateur technologique de Boeing fabriqué au cours de l'ACT, les « *mouse holes* » sont usinés suite à la polymérisation de la matrice (Figure 1.4a) [8]. Ainsi, l'avantage économique d'une préforme tressée « *net shape* » est alors réduit avec l'ajout d'étapes coûteuses. En apportant des améliorations significatives aux modèles de tressage et en automatisant la mise en forme à l'aide d'un manipulateur industriel haute précision, il serait possible d'accroître l'enveloppe fonctionnelle du tressage et de mettre en forme des préformes plus complexes.

### 1.3 Objectifs du projet de recherche

L'objectif général du projet de recherche est de fabriquer des préformes tressées complexes pour des structures primaires d'aéronefs. Pour ce faire, le développement de modèles de tressage novateurs, d'un procédé de mise en forme automatisé de préformes tressées et d'un procédé de caractérisation automatisé de préformes tressées sont nécessaires. Le tout sera implanté chez un partenaire industriel, le Groupe CTT. L'objectif général est subdivisé en plusieurs objectifs spécifiques :

➤ **Objectif 1 : Établir des liens entre l'architecture de la préforme tressée et les paramètres de fabrication par l'étude et le développement de modèles de tressage**

Les modèles de tressage permettent de faire le lien entre l'architecture et les paramètres de fabrication. Plusieurs types de modèles sont disponibles dont l'utilisation varie selon le type de géométrie ou la précision recherchée. Ce mémoire s'attardera exclusivement à caractériser la relation entre l'angle de tresse ( $\alpha$ ) et la vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) pour différents types de géométries.

➤ **Objectif 2 : Automatiser la mise en forme et la caractérisation des préformes tressées**

L'automatisation permet d'améliorer la productivité et la répétabilité des procédés de mise en forme et de caractérisation [1, 2, 4, 8].

➤ **Objectif 3 : Concevoir et fabriquer un démonstrateur technologique d'un cadre complexe de fuselage d'aéronefs**

Une preuve de concept est nécessaire afin de prouver qu'il est possible de mettre en forme une préforme tressée « *near-net shape* » d'un cadre de fuselage d'aéronefs. Des changements de sections importants simuleront les découpes de type « *mouse hole* » et les surépaisseurs de peaux du fuselage (Figure 1.3c).

#### 1.4 Organisation du projet de recherche

Ce projet de recherche est une collaboration entre le Laboratoire de Structure de Fibres et de Composites Avancés de Polytechnique Montréal (LabSFCA) et l'entreprise Groupe CTT dans le cadre du programme de bourses de recherche en milieu de pratique BMP Innovation. Le financement est conjoint entre le Fonds de recherche du Québec - Nature et technologies (FRQNT) et le Conseil de recherche en sciences naturelles et en génie (CRSNG) [21]. Le partenaire industriel détient une expertise dans la recherche, le développement et l'analyse des textiles techniques, des géosynthétiques et des matériaux avancés à base de textiles [22]. Le projet de recherche a été effectué au sein du département de Conception et développement de préformes 3D. Celui-ci est dédié au développement de procédés de mise en forme automatisée de préformes textiles pour la fabrication de matériaux composites. La grande majorité du travail de recherche a été effectuée dans leurs installations de Saint-Hyacinthe, Québec. Le laboratoire du Groupe CTT, présenté à la Figure 1.5, comprend un métier à tresser radial HERZOG RF 1/144-100 et un manipulateur industriel KUKA KR-100 HA installé sur un rail linéaire KUKA KL 1500-3.



Figure 1.5 Laboratoire de conception et développement de préformes 3D du Groupe CTT.

## 1.5 Organisation du mémoire

Le mémoire par articles a été choisi pour ce projet de recherche. Tout d'abord, on y retrouve une revue de littérature portant sur les deux premiers objectifs et les différents aspects méthodologiques du travail de recherche. L'article de journal intitulé « *Automated braiding of a complex aircraft fuselage frame using a non-circular braiding model* » constitue le corps du mémoire. Cet article a été soumis pour publication au journal « *Composites Part-A : Applied Science and Manufacturing* ». Un chapitre détaillant la démarche développée afin d'automatiser la mise en forme et la caractérisation des préformes tressées est ajouté en complément (Chapitre 5). C'est aussi le cas des deux articles de conférence présentés en Annexes. Ces derniers constituent les étapes intermédiaires menant à l'élaboration de l'article principal et à l'atteinte des objectifs du projet de recherche. Finalement, une discussion générale qui inclut une série de recommandations pour des travaux futurs apportera une conclusion à ce mémoire.

## CHAPITRE 2 REVUE DE LA LITTÉRATURE

Ce chapitre présente une revue de la littérature dans laquelle les principaux travaux pertinents au projet de recherche sont présentés. Les différents aspects du tressage 2D et de la planification de la trajectoire d'un manipulateur industriel seront abordés.

### 2.1 Tressage 2D

Le tressage est un procédé textile traditionnel réalisé à l'aide d'un métier à tresser permettant la mise en forme des préformes tressées, aussi appelées tresses [23]. Un métier à tresser est composé de fuseaux chaîne et trame tournant autour d'une piste circulaire selon une vitesse de rotation donnée ( $\omega$ ). La Figure 2.1a montre que les fuseaux de trame (« *weft* ») et de chaîne (« *warp* ») tournent dans des sens opposés. Le nombre total de fuseaux du métier à tresser ( $N_c$ ) correspond à la somme des fuseaux chaîne et trame du métier. Ce nombre est fixe et varie selon le métier. Pour les métiers à tresser axiaux, les fuseaux sont parallèles à l'axe central du métier. Pour les métiers à tresser radiaux, les fuseaux sont perpendiculaires à l'axe central du métier. Les fils sont rembobinés sur des bobines, puis installés sur les fuseaux. Le nombre total de bobines par groupe de fuseaux ( $N_{sp}$ ) n'est pas égal au nombre total de fuseaux du métier à tresser ( $N_c$ ). La disposition et le nombre de bobines permettent de créer différents patrons de tresses. La tresse diamant (1/1), la tresse régulière (2/2) et la tresse Hercules (3/3) sont les patrons de tresses les plus fréquemment utilisés. Dans le cadre d'applications d'ingénierie, on distingue deux types de tresses : plates (« *flat* ») et tubulaires. Les tresses plates ressemblent aux tissés, mais l'angle entre les fils chaîne et trame n'est pas limité à  $0/90^\circ$ . Toutefois, les tresses tubulaires sont le plus souvent utilisées. Elles peuvent tout aussi bien être fabriquées avec un mandrin ou sans mandrin. Un mandrin est la contre-forme géométrique interne de la pièce à fabriquer. Le mandrin permet de contrôler la géométrie et les dimensions de la préforme lors de sa mise en forme. L'axe neutre du mandrin passe au travers le centroïde de chacune des sections du mandrin. Le mandrin est alors déplacé à travers le métier à tresser avec une vitesse d'avance ( $v$ ) en suivant son axe neutre. Tel qu'illustré à la Figure 2.1a, la rotation opposée des fuseaux de chaîne et de trame créer l'architecture entrelacée des tresses biaxiales (Figure 2.1b). Les fils convergent vers l'anneau de guidage du métier et se déposent sur la surface du mandrin. Le point de dépôt d'un fil correspond à l'endroit où le fil touche en premier à la surface du mandrin. Le front de dépôt est le contour fermé formé par l'ensemble des points de

dépôts de chaque fils. La région conique entre l'anneau de guidage et le front de dépôt s'appelle la zone de convergence; elle est de longueur  $h$  [17]. L'angle de tresse ( $\alpha$ ) est défini comme l'angle entre les fils de chaîne et de trame par rapport l'axe neutre. Dans certaines applications, l'ajout d'un fil axial/longitudinal peut être nécessaire. Ainsi, certains métiers à tresser possèdent également des fuseaux axiaux. Présentée à la Figure 2.1c, la tresse est alors dite triaxiale.

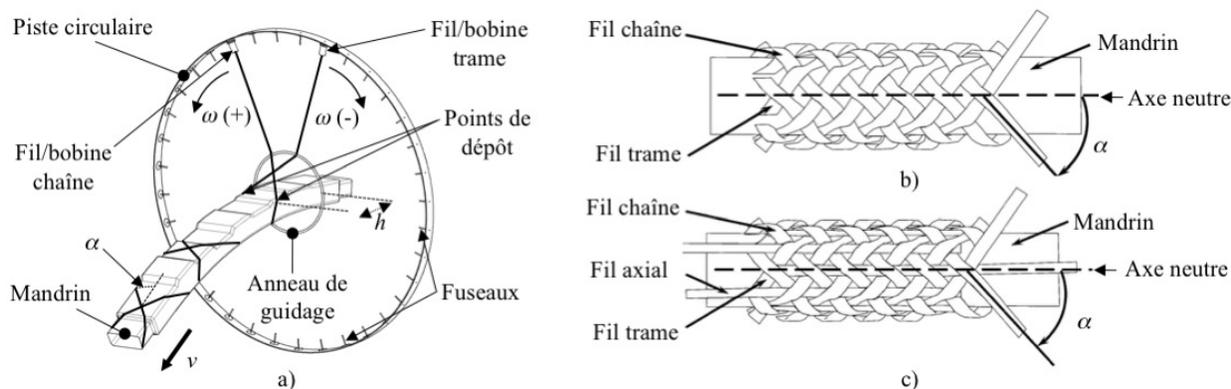


Figure 2.1. a) Tressage d'un mandrin complexe à l'aide d'un métier à tresser radial; b) Tresse biaxiale (tiré de [24]); c) Tresse triaxiale. (tiré de [24]).

### 2.1.1 Modèles de tressage

Les modèles de tressage furent développés dans le but d'améliorer le contrôle sur l'architecture des préformes tressées lors du surtressage d'un mandrin. Ceux-ci permettent de réduire le nombre d'itérations requis afin d'obtenir l'architecture requise. Les modèles de tressage sont utilisés dans deux contextes différents. Le premier survient lorsque l'on souhaite obtenir une architecture avec une distribution d'angles de tresse cible ( $\alpha_t$ ). La solution inverse permet alors de déterminer les paramètres de fabrication appropriés, soit la vitesse d'avance ( $v$ ) et la vitesse de rotation des fuseaux du métier à tresser ( $\omega$ ). Le deuxième a lieu lorsque les paramètres de fabrication sont prédéterminés d'avance. La solution directe permet d'obtenir la distribution de l'angle de tresse prédit ( $\alpha_e$ ) de l'architecture de la préforme fabriquée.

Il existe deux catégories de modèles de tressage : les modèles cinématiques et les modèles par éléments finis (MÉF) [25]. Les modèles cinématiques négligent la déformation, l'interaction et la friction entre les fils; c'est le contraire pour les MÉF. Cette différence influence directement la précision des résultats et le temps de calcul nécessaire pour obtenir une solution. Le temps de calcul

des modèles cinématiques varie de quelques secondes à quelques heures au maximum. Pour les MÉF, plusieurs jours ou semaines peuvent être nécessaires [25]. Les modèles cinématiques comportent pour la plupart des solutions inverses et directes basées sur des approches dites scalaires ou vectorielles. Dans les travaux recensés, les MÉF ne comportent pas de solution inverse [16, 20, 25-28].

Les hypothèses servant de base aux différents modèles cinématiques présentés dans cette section sont regroupées au Tableau 2.1.

Tableau 2.1. Hypothèses des modèles cinématiques.

<b>Hypothèses</b>
<ul style="list-style-type: none"> <li>• La friction entre les fils est négligée;</li> <li>• L'interaction et l'entrelacement entre les fils sont négligés;</li> <li>• Le dommage aux fils causé par la friction est négligé;</li> <li>• Le glissement des fils sur la surface du mandrin (« <i>slip</i> »);</li> <li>• Le glissement entre les fils sont négligés (« <i>stick-and-slip</i> »);</li> <li>• La géométrie des fils est invariable dans le temps;</li> <li>• Les fils ont une trajectoire rectiligne dans la zone de convergence.</li> </ul>

### 2.1.1.1 Brunschweiler *et al.* (1953)

Les concepts développés par Brunschweiler *et al.* sont à la base des modèles de tressage modernes [29, 30]. La cellule unitaire (« *unit cell* ») y est définie comme l'élément de base de l'architecture d'une préforme tressée. Telle que présentée à la Figure 2.2a, la cellule unitaire se répète à travers l'ensemble de la préforme. Cette structure en forme de diamant est formée par le croisement de deux fils trame et deux fils chaîne (Figure 2.2b). Les dimensions de la cellule unitaire varient selon les dimensions des fils, le nombre de bobines ( $N_{sp}$ ), le patron de tresse et l'angle de tresse. Les concepts de l'embuvage (« *crimp* ») et des angles d'interférences (« *jamming angles* ») sont introduits. L'embuvage ( $c_r$ ) est défini par :

$$c_r = \frac{l - l_{proj}}{l_{proj}} \quad (2-1)$$

où  $l$  est la longueur réelle du fil dans la tresse et  $l_{proj}$  est la longueur projetée du fil dans la tresse. La Figure 2.2c illustre la différence entre les deux longueurs. Les angles d'interférences sont associés à l'angle de tresse ( $\alpha$ ) minimum et à l'angle de tresse ( $\alpha$ ) maximum faisant en sorte que les fils entrent en contact les uns avec les autres. Ces angles sont théoriques puisqu'il est possible en pratique de tresser en dehors de cette plage d'angle. L'interaction entre les fils force leurs

sections à varier; diminution de la largeur de la section du fil et augmentation de la hauteur de la section du fil. Afin de maximiser la fraction du volumique de fibre ( $v_f$ ), il est essentiel de minimiser l'embuvage et d'être à l'intérieur des limites de la plage d'angle de tresse ( $\alpha$ ).

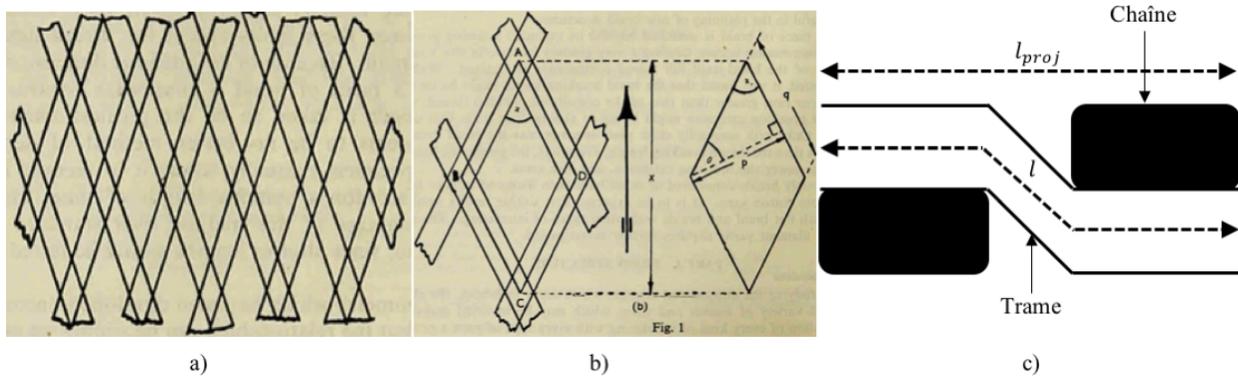


Figure 2.2. a) Répétition de la cellule unitaire à travers une préforme tressée (tiré de [30]); b) Géométrie de la cellule unitaire (tiré de [30]); c) Embuvage créé par l'entrelacement entre les fils de trame et de chaîne d'une préforme tressée. Comparaison entre la longueur projetée ( $l_{proj}$ ) et la longueur réelle du fil ( $l$ ).

### 2.1.1.2 Ko *et al.* (1987)

L'un des tous premiers modèles de tressage comportant une solution inverse et directe est proposé par Ko *et al.* Ce dernier est introduit à l'intérieur d'un système intégré « *Braiding Control System* » où la conception, l'analyse mécanique et la planification de la fabrication des préformes tressées sont effectuées par ordinateur [31, 32]. Le « *Fabric Geometry Model* » repose sur la cellule unitaire d'une tresse diamant (1/1). La Figure 2.3a montre que la cellule unitaire est définie différemment de celle de Brunschweiler *et al.* Le modèle est conçu pour des mandrins à sections circulaires dont l'axe neutre du mandrin est rectiligne. Pour la solution inverse, la vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) est définie par :

$$v = \frac{2\pi r_m \omega}{\tan \alpha} \quad (2-2)$$

où  $r_m$  est le rayon du mandrin,  $v$  la vitesse d'avance du mandrin et  $\omega$  la vitesse de rotation des fuseaux du métier à tresser. Pour la solution directe, l'angle de tresse ( $\alpha$ ) est défini par :

$$\alpha = \tan^{-1}\left(\frac{2\pi r_m}{v/\omega}\right) \quad (2-3)$$

où  $r_m$  est le rayon du mandrin,  $v$  la vitesse d'avance du mandrin et  $\omega$  la vitesse de rotation des fuseaux du métier à tresser. Les équations 2-2 et 2-3 peuvent aussi être exprimées en termes du pas de fil ( $\rho$ ). Illustré à la Figure 2.3b, le pas de fil ( $\rho$ ) est défini comme la distance parcourue par le fil le long de l'axe neutre du mandrin après une rotation complète de la bobine autour de la piste circulaire du métier à tresser. Utile pour mesurer l'angle de tresse ( $\alpha_m$ ), le pas de fil ( $\rho$ ) peut également être interprété comme un ratio de vitesses :

$$\rho = \frac{2\pi r_m}{\tan \alpha} = \frac{v}{\omega} \quad (2-4)$$

Dans le cas d'un mandrin à sections variables, les valeurs instantanées des variables le long de l'axe neutre du mandrin sont remplacées dans les équations précédentes. Par conséquent, la géométrie du mandrin est approximée par une série de surfaces cylindriques à section constante.

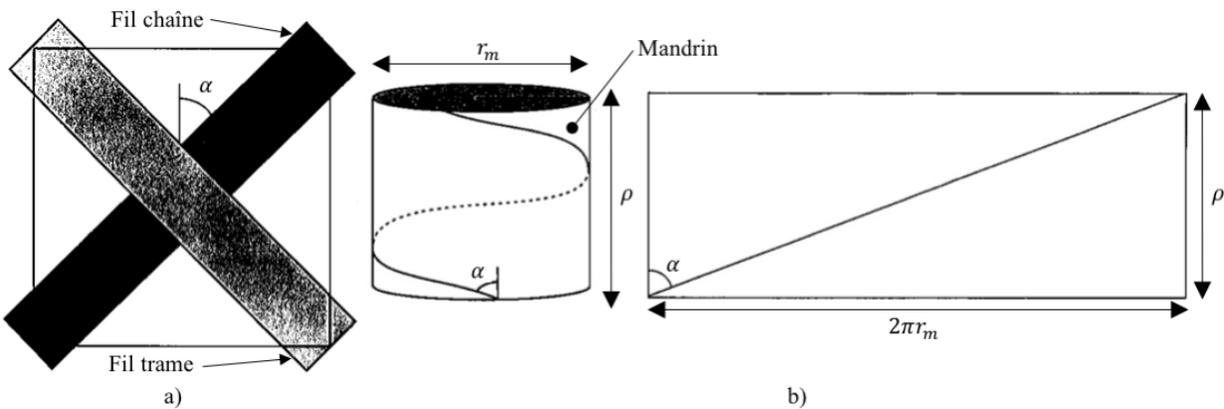


Figure 2.3. a) Cellule unitaire telle que décrite dans le modèle de Ko *et al.*; b) Définition du pas de fil ( $\rho$ ) sur un mandrin à section circulaire. (tiré de [32])

### 2.1.1.3 Du *et al.* (1994)

Du *et al.* ont dérivé des équations différentielles décrivant la cinématique du tressage pour des mandrins à sections circulaires variables dont l'axe neutre est rectiligne [17]. Contrairement à Ko *et al.*, la géométrie du mandrin est approximée par une série de surfaces de révolution coniques. Telle que présentée à la Figure 2.4, la position du front de dépôt ( $z$ ) sur l'axe neutre du mandrin et la zone de convergence sont prises en compte dans les équations différentielles. La longueur de la zone de convergence ( $h$ ) est définie comme la distance entre l'anneau de guidage et la position du front de dépôt ( $z$ ) sur l'axe neutre du mandrin.

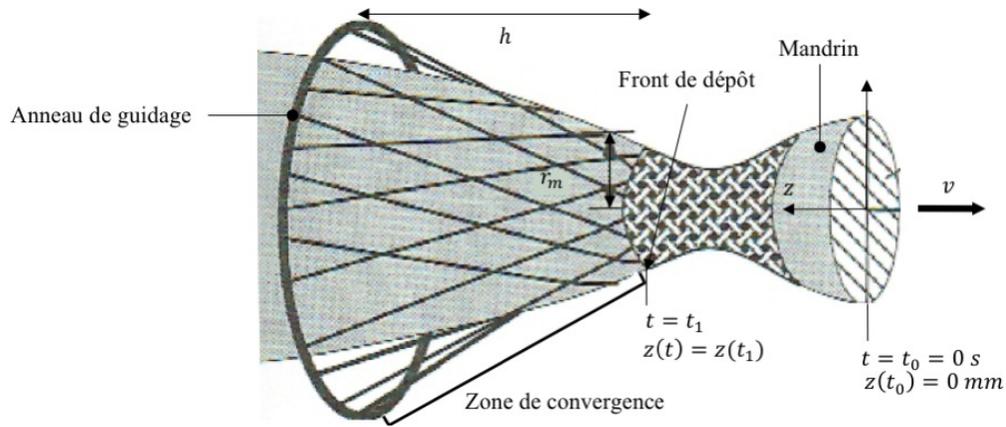


Figure 2.4. Cinématique du tressage autour d'un mandrin à sections circulaires variables tel que présentée par Du *et al.* (tiré de [17])

L'équation différentielle principale du modèle de Du *et al.* décrivant la cinématique du procédé est donnée par :

$$\frac{dh(t)}{dt} + \frac{r_m(z)\omega(t)h(t)}{r_{gr} \sqrt{1 - \left( \frac{r_m(z)}{r_{gr}} + \frac{h(t)}{r_{gr}} \tan \gamma(z) \right)^2}} = v(t) \quad (2-5)$$

où  $t$  est le temps écoulé depuis le début du procédé,  $r_{gr}$  est le rayon de l'anneau de guidage,  $\gamma$  est l'angle de la section cône du mandrin,  $v$  est la vitesse d'avance du mandrin,  $\omega$  est la vitesse de rotation des fuseaux,  $r_m$  est le rayon du mandrin et  $h$  est la longueur de la zone de convergence. La position du front de dépôt sur l'axe neutre du mandrin ( $z$ ) est définie par :

$$z(t) = z_0 + \int_0^t \left( v(t) - \frac{dh(t)}{dt} \right) dt \quad (2-6)$$

L'angle de tresse ( $\alpha$ ) le long de l'axe neutre du mandrin est défini par :

$$\tan \alpha(z) = \frac{r_{gr}}{h(t)} \cos \gamma(z) \sqrt{1 - \left( \frac{r_m(z)}{r_{gr}} + \frac{h(t)}{r_{gr}} \tan \gamma(z) \right)^2} \quad (2-7)$$

À noter que les variables des équations 2-5, 2-6 et 2-7 sont en fonction du temps ou de la position du mandrin. La solution directe et la solution inverse permettent de résoudre des équations précédentes à chaque pas de temps ( $dt$ ). Pour la solution inverse, l'une des vitesses doit être fixée afin d'obtenir une solution. Généralement, c'est la vitesse de rotation des fuseaux ( $\omega$ ) qui est maintenue constante. En pratique, le changement de la vitesse de rotation des fuseaux ( $\omega$ ) d'un

métier à tresser est plutôt lent en raison de la complexité du système mécanique. De plus, le contrôle de l'accélération des fuseaux est rarement possible. Changer la vitesse linéaire du manipulateur ou du chariot est beaucoup plus efficace. Dans le cas précis du tressage à vitesse d'avance ( $v$ ) sur un mandrin à sections constantes, les équations 2-5, 2-6 et 2-7 se simplifient et concordent avec celles de Ko *et al.* (2-2 et 2-3). Du *et al.* valide la justesse du modèle expérimentalement en l'appliquant à des géométries tests. Les observations formulées par Du *et al.* sont résumées au Tableau 2.2 [17]. Ces dernières permettent de mettre en lumière les limitations du modèle et les limites du procédé.

Tableau 2.2. Observations formulées par Du *et al.*

Observations
<ul style="list-style-type: none"> <li>• L'angle de tresse mesuré (<math>\alpha_m</math>) est environ 5 ° plus faible que l'angle de tresse cible (<math>\alpha_t</math>);</li> <li>• L'angle de tresse subit un régime transitoire initial lorsque la longueur de la zone de convergence n'est pas égale à celle en régime permanent;</li> <li>• L'architecture de la préforme est plus uniforme lors du tressage d'une section dont le diamètre diminue;</li> <li>• Les changements de sections abruptes causent des variations de l'angle de tresse, où l'angle de tresse mesuré (<math>\alpha_m</math>) diffère de l'angle cible (<math>\alpha_t</math>).</li> </ul>

#### 2.1.1.4 Michaeli *et al.* (1990)

Michaeli *et al.* ont défini les bases d'un modèle de tressage vectoriel [33]. Celui-ci permet de prédire l'angle de tresse peu importe la géométrie du mandrin, incluant les mandrins à sections non axisymétriques/circulaires. Le principe de base consiste à définir trois vecteurs à chaque point de dépôt du fil sur la surface du mandrin tel que présenté à la Figure 2.5. Le premier vecteur ( $\mathbf{n}_T$ ) est normal au plan tangent à la surface du mandrin formé du point de dépôt et des points associés aux positions des bobines chaîne et trame sur la piste circulaire. Le deuxième vecteur ( $\mathbf{f}$ ) lie le point de dépôt et la bobine chaîne ou trame associée. Le troisième vecteur ( $\mathbf{n}_A$ ) se situe sur le plan tangent et est tangent à l'axe neutre du mandrin. L'angle de tresse ( $\alpha$ ) est défini comme :

$$\alpha = \cos^{-1}\left(\frac{\mathbf{f} \cdot \mathbf{n}_A}{|\mathbf{f}|}\right) \quad (2-8)$$

Ainsi, l'angle de tresse dépend uniquement de la géométrie du mandrin et de sa position par rapport au métier à tresser.

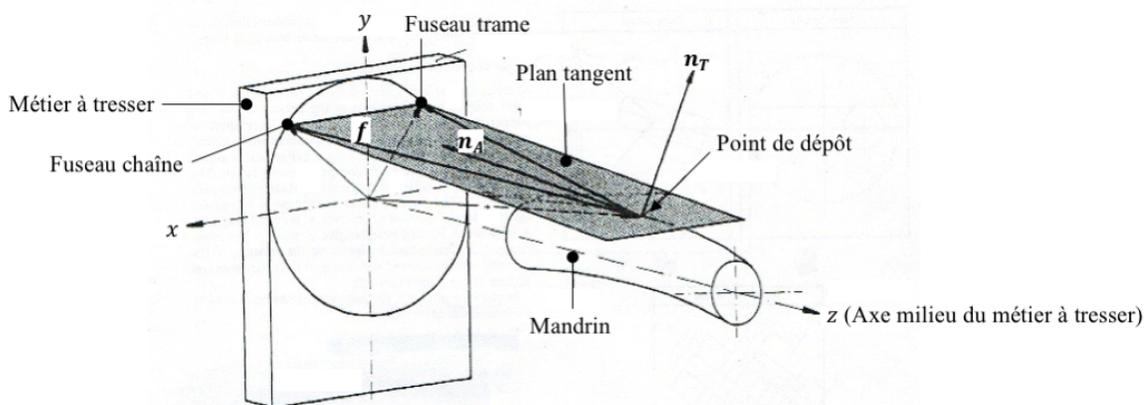


Figure 2.5. Illustration des vecteurs définis à un point de dépôt sur la surface du mandrin tel que proposé par Michaeli *et al.* (tiré de [33])

Michaeli *et al.* ont introduit certains phénomènes causant un écart entre l'angle de tresse mesuré ( $\alpha_m$ ) et l'angle de tresse cible ( $\alpha_t$ ). L'une des particularités du tressage est que l'ensemble des fils de la tresse est déposé en même temps sur la surface du mandrin. Par conséquent, la seule façon d'obtenir un angle de tresse ( $\alpha$ ) constant sur la circonférence du mandrin est de tresser un mandrin circulaire dont l'axe neutre coïncide avec l'axe milieu du métier à tresser. Une excentricité du centroïde de la section du mandrin, un axe neutre non-rectiligne ou une section non-circulaire contribuent à distribuer l'angle de tresse autour de la circonférence du mandrin. Le tressage est aussi limité par la capacité des fils à se déposer sur la surface du mandrin et à suivre l'orientation de l'angle de tresse cible ( $\alpha_t$ ). Les situations pouvant limiter l'enveloppe fonctionnelle du procédé sont résumées au Tableau 2.3 et illustrées à la Figure 2.6.

Tableau 2.3. Phénomènes limitant l'enveloppe fonctionnelle du tressage.

Phénomènes
<ul style="list-style-type: none"> <li>• Incapacité à déposer le fil en raison de l'interférence avec la surface du mandrin (Figure 2.6a);</li> <li>• Glissement du fil sur la surface du mandrin lorsque la trajectoire déposée n'est pas géodésique;</li> <li>• Une trop grande excentricité du centroïde de la section du mandrin cause une diminution de la tension/flambement du fil (Figure 2.6b);</li> <li>• Un changement soudain de l'angle de tresse (<math>\alpha_t</math>) causant une diminution de la tension/flambement du fil (Figure 2.6c).</li> </ul>

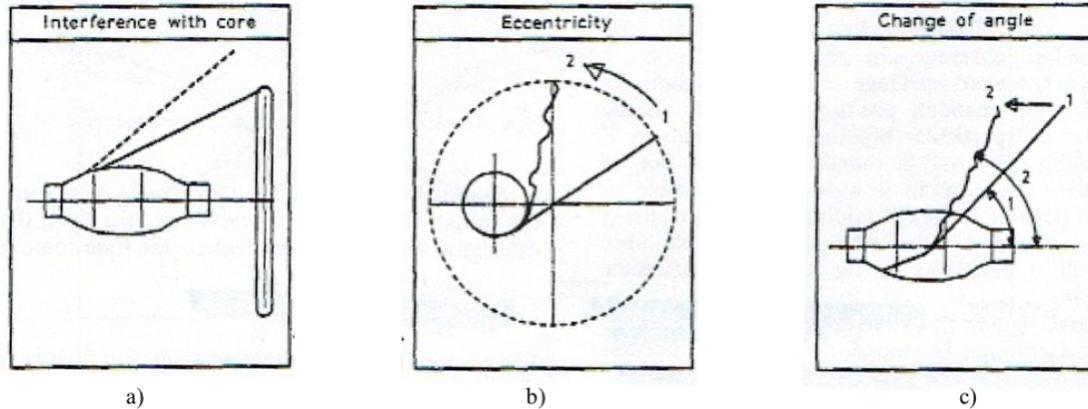


Figure 2.6. Illustration des phénomènes limitant le tressage : a) Interférence avec la surface du mandrin; b) Excentricité du centroïde de la section du mandrin par rapport à l'axe milieu du métier à tresser; c) Un changement soudain de l'angle de tresse ( $\alpha_t$ ). (tiré de [33])

Finalement, un algorithme de contrôle itératif in situ basé sur la position du point de dépôt est développé afin d'obtenir l'angle de tressage cible. Ce dernier est basé sur le principe de l'enroulement filamentaire : le métier à tresser est déplacé selon la vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) le long du mandrin tournant à la vitesse de rotation des fuseaux du métier à tresser ( $\omega$ ). Lorsque la section du mandrin est non axisymétrique/circulaire, un rayon équivalent ( $r_{eq}$ ) basé sur le périmètre de la section ( $P_s$ ) est utilisé :

$$r_{eq} = \frac{P_s}{2\pi} \quad (2-9)$$

Toutefois, ce dernier nécessite que l'opérateur initialise manuellement l'algorithme selon la position du premier point de dépôt. L'algorithme peut aussi servir à prédire l'architecture de la préforme en fonction de la vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) et de rotation des fuseaux ( $\omega$ ) (solution directe).

#### 2.1.1.5 Van Ravenhorst *et al.* (2013)

Plusieurs modèles de tressage se sont inspirés de celui de Michaeli *et al.* Ceux de Kessels *et al.* [34] et de Gudayer *et al.* [35] optent pour une représentation mathématique de la surface du mandrin. La résolution d'équations différentielles permet de simuler le dépôt des fils sur la surface du mandrin et de déterminer l'angle de tresse prédit ( $\alpha_e$ ).

Celui de Van Ravenhorst *et al.* [16, 25, 36] s'adapte à n'importe quelle géométrie en représentant la surface du mandrin par un maillage triangulaire, fourni sous la forme d'un fichier STL. Cette méthode est beaucoup plus simple à mettre en place. Le modèle combine les bases du modèle vectoriel et de l'algorithme de contrôle itératif proposé par Michaeli *et al.* La solution directe permet de simuler la déposition des fils sur la surface du mandrin selon le profil de vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) et la vitesse de rotation des fuseaux du métier à tresser ( $\omega$ ). Un point de dépôt ( $p_i$ ) se produit lorsque le point d'alimentation ( $s$ ), situé sur l'anneau de guidage, dépasse le plan du triangle adjacent sur lequel repose le point dépôt ( $p_{i-1}$ ) précédent. Le mécanisme de déposition est illustré à la Figure 2.7. La trajectoire résultante de l'ensemble des fils de la préforme tressée sur la surface du mandrin permet de déterminer la distribution de l'angle de tresse prédit ( $\alpha_e$ ) de la préforme tressée.

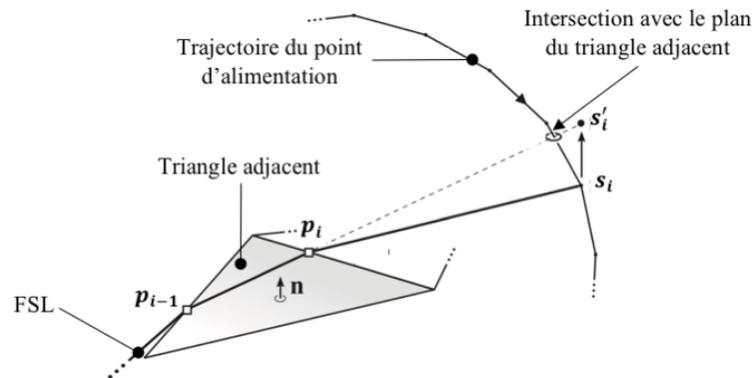


Figure 2.7. Simulation de la déposition du fil sur la surface du mandrin. (tiré de [16])

Quant à la solution inverse, les trajectoires des fils associées à une distribution d'angle de tresse cible ( $\alpha_t$ ) permettent de déterminer le profil de vitesse d'avance du mandrin pour une vitesse constante de rotation des fuseaux du métier à tresser ( $\omega$ ). L'angle de tresse cible ( $\alpha_t$ ) est transposé sur la surface du mandrin en définissant un champ de vecteurs appelé « *Fiber Direction Vector Field* » (FDF). Un vecteur associé à chaque groupe de fils (chaîne, trame et axial) est défini au centroïde de chaque triangle du maillage. La trajectoire de chaque fil de la tresse est définie sur la surface du mandrin à l'aide d'une courbe 3D appelée « *Fiber Streamline* » (FSL). La Figure 2.8a illustre que la courbe du FSL est instantanément tangente aux vecteurs du FDF. Par la suite, les principes de cinématique inverse sont appliqués pour déterminer les positions des fuseaux ( $q$ ) associées à chacun des points de dépôt (Figure 2.8b). La vitesse d'avance instantanée du mandrin ( $v$ ) associée à un point de dépôt ( $p$ ) est donnée par :

$$v_i = \omega \frac{\Delta z}{\Delta \varphi} \quad (2-10)$$

où  $\omega$  est la vitesse de rotation des fuseaux,  $\Delta z$  est l'incrément de la position du mandrin le long de l'axe milieu du métier à tresser et  $\Delta \varphi$  est l'incrément angulaire de la position du fuseau sur la piste circulaire du métier à tresser. Le profil global de vitesse d'avance du mandrin est déterminé en effectuant la moyenne des vitesses instantanées de chaque fil le long du mandrin. Une procédure détaillée est proposée par Van Ravenhorst *et al.* [16].

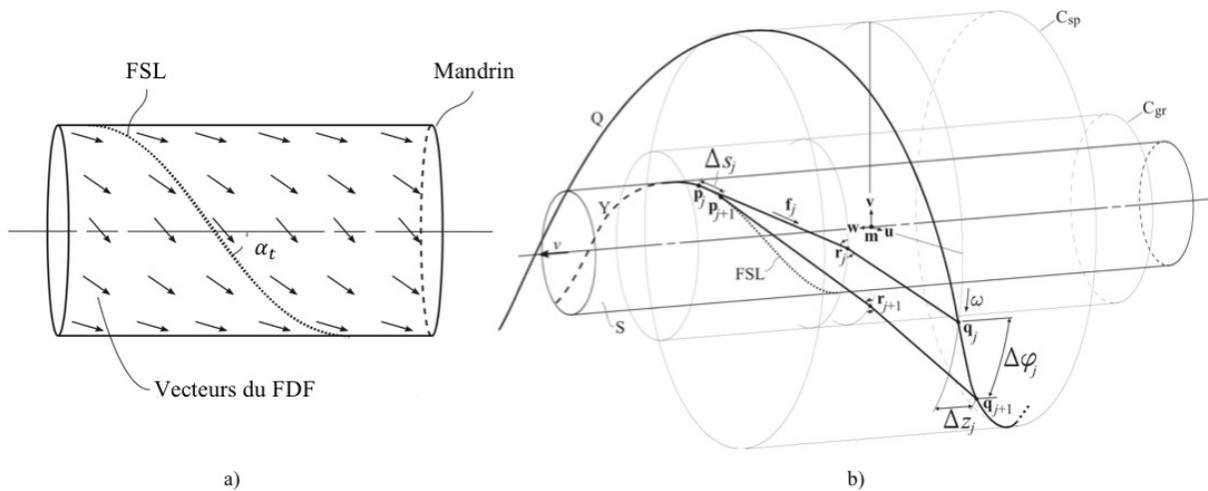


Figure 2.8. a) Définition du FDF et des FSL sur la surface du mandrin en fonction de l'angle de tresse cible ( $\alpha_t$ ); b) Cinématique inverse permettant de déterminer la position des fuseaux ( $q_j$ ) associée à un point de dépôt ( $p_j$ ). (tiré de [16])

### 2.1.1.6 Zhang *et al.* (1999) et Van Ravenhorst *et al.* (2016)

Suite aux conclusions de Du *et al.* sur la déviation de l'angle de tresse mesuré par rapport à l'angle de tresse prédit, Zhang *et al.* ont proposé une solution au phénomène [18, 19]. La cinématique de la trajectoire d'un fil dans la zone de convergence est modélisée en intégrant les effets de la friction et de l'entrelacement des fils. Tel qu'observé expérimentalement (Figure 2.9), la trajectoire des fils dans la zone de convergence suit une courbe. L'hypothèse posée par les modèles cinématiques, soit que la trajectoire est rectiligne dans la zone de convergence, est donc fautive. Un modèle mécanique est développé afin de prédire l'architecture réelle de la préforme. Les coefficients de friction des fils et des surfaces doivent être déterminés [37]. Les résultats d'une étude comparative entre les résultats expérimentaux et ceux du modèle mécanique montrent que la variation de l'angle de tresse

dépend du nombre de fils et du matériau des fils. Les prédictions du modèle mécanique sont plus justes que celle des modèles cinématiques lorsque la friction et l'interaction entre les fils sont des phénomènes prédominants. Des phénomènes secondaires qui ne sont pas pris en compte, comme le « *stick-and-slip* », le « *slip* », le dommage aux fils et la trajectoire non circulaire des fuseaux, contribuent aussi à accentuer le phénomène. Récemment, Van Ravenhorst *et al.* [20] ont développé un algorithme d'optimisation non linéaire permettant de résoudre la solution inverse du modèle mécanique de Zhang *et al.* Ce modèle mécanique est toutefois limité aux mandrins circulaires à section constante.

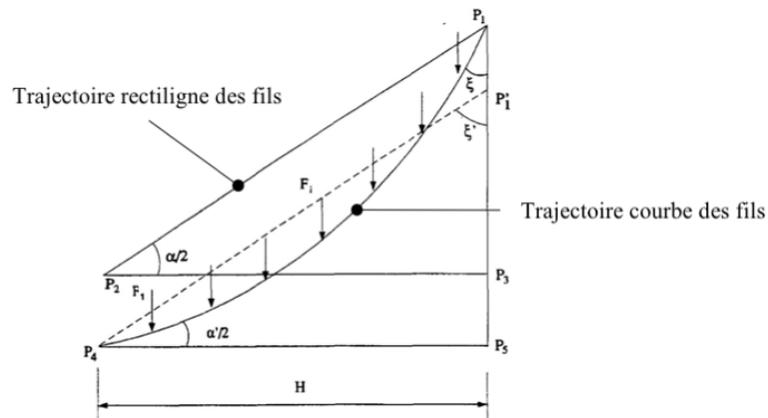


Figure 2.9. Trajectoire courbe des fils dans la zone de convergence tel que modélisé par le modèle mécanique de Zhang *et al.* (tiré de [18])

## 2.1.2 Caractérisation de l'angle de tresse

La caractérisation de l'angle de tresse ( $\alpha$ ) consiste à mesurer l'angle entre les fils de chaîne et de trame. Cette opération peut être effectuée manuellement ou par imagerie.

### 2.1.2.1 Manuelle

La première méthode consiste à mesurer l'angle de tresse ( $\alpha_m$ ) à l'aide d'un rapporteur d'angle directement sur la préforme tressée. Cette méthode est facilement réalisable lorsque la surface de mesure est plane. L'angle de tresse obtenu est un angle instantané. Toutefois, lorsque la surface de mesure est circulaire ou courbe, le rapporteur d'angle ne convient pas. Dans cette situation, il est beaucoup plus simple de déduire l'angle de tresse par la mesure du pas de fil. Tel que présenté à la Section 2.1.1.2, il est possible de mesurer la distance entre deux points du fil suite à une rotation complète de celui-ci autour du mandrin. L'équation 2-4 permet de déterminer l'angle de tresse

mesuré ( $\alpha_m$ ) en mesurant le pas fil ( $\rho$ ). Toutefois, l'angle de tresse obtenu ( $\alpha_m$ ) n'est pas instantané. Cette méthode convient plutôt à des mandrins à sections constantes ou à des architectures de préformes relativement simples.

### 2.1.2.2 Imagerie

L'imagerie permet de capturer une image de l'architecture de la préforme afin d'analyser cette dernière subséquentement. La prise d'images peut être effectuée à l'aide d'une caméra digitale ou d'un système commercial plus complexe. La mesure des angles sur chaque image peut s'effectuer avec des logiciels commerciaux payants (Image Pro) ou libres de droits (ImageJ et Fiji). Des modules simples permettent de mesurer l'angle entre trois points à l'aide d'un rapporteur d'angle virtuel. Le logiciel Matlab possède une gamme complète de fonctions spécifiques au traitement d'image dans le module « *Image Processing Toolbox* ». Elles permettent de lire, d'analyser, de traiter et de manipuler des images. Puisque Matlab est un environnement de programmation, les fonctions peuvent être incluses à l'intérieur d'un programme qui automatise l'exécution. Afin de mesurer l'angle de tresse sur une image, sa morphologie doit être analysée afin d'en ressortir les arêtes principales associées aux fils de trame et de chaîne [38]. Pour ce faire, il est nécessaire d'utiliser des algorithmes de détection d'arêtes comme ceux de Sobel, Canny, Prewitt ou Roberts [39]. La transformée de Hough ou la transformée de Fourier rapide (FFT) convertissent les résultats des algorithmes de détection d'arêtes en vecteurs. Ils permettent de déterminer les arêtes/lignes ayant la fréquence la plus élevée dans l'image analysée.

## 2.2 Automatisation

L'automatisation de la mise en forme et de la caractérisation de préformes tressées peut être effectuée à l'aide d'un manipulateur. Les grands manufacturiers (ABB, FANUC et KUKA) proposent généralement des manipulateurs à 6 degrés de liberté (DDL) rotoïdes. Ces derniers peuvent être installés sur un rail linéaire. Cela procure un DDL supplémentaire (prismatique) au système robotique, ainsi qu'un plus grand rayon d'action au manipulateur. Cette section présente des notions élémentaires de robotique, une brève description de l'architecture du manipulateur industriel KUKA KR-100 HA et les différentes façons d'effectuer la planification de la trajectoire d'un manipulateur.

### 2.2.1 Repères et transformées homogènes

Un repère ( $\mathcal{F}$ ) est une triade formée de trois vecteurs unitaires orthogonaux représentant les axes  $\mathcal{X}$ ,  $\mathcal{Y}$  et  $\mathcal{Z}$  du repère. L'origine du repère est habituellement attachée à un objet, qui est positionné et orienté dans l'espace. Une transformée homogène ( $\mathbf{T}$ ) est une matrice qui permet de représenter la position et l'orientation d'un repère A ( $\mathcal{F}_A$ ) selon un repère B ( $\mathcal{F}_B$ ) [40]. La position relative de l'objet dans le repère B ( $\mathcal{F}_B$ ) est représentée par un vecteur colonne ( $\mathbf{g}$ ). La matrice de rotation ( $\mathbf{Q}_A$ ) permet d'exprimer l'orientation du repère A ( $\mathcal{F}_A$ ) selon le repère B ( $\mathcal{F}_B$ ) :

$$\mathbf{Q}_A: \mathcal{F}_A \rightarrow \mathcal{F}_B \quad (5-1)$$

Ainsi, la transformée homogène du repère A ( $\mathcal{F}_A$ ) dans le repère B ( $\mathcal{F}_B$ ) est donnée par :

$${}^B\mathbf{T}_A = \begin{bmatrix} [\mathbf{Q}]_A & [\mathbf{g}]_B \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \quad (5-2)$$

### 2.2.2 Architecture du manipulateur industriel KUKA KR-100 HA

Présenté à la Figure 2.10a, le manipulateur KUKA KR-100 HA est composé de 6 articulations rotoïdes et d'autant de membrures. Le manipulateur est installé sur un rail permettant de le déplacer linéairement selon l'axe de ce dernier. Le système robotique compte ainsi 7 DDL : 6 rotoïdes et un prismatique. Les positions angulaires des articulations sont numérotées de 1 à 6,  $\theta_1, \dots, \theta_6$ . Tel que présenté à la Figure 2.10b, la première articulation du manipulateur est installée sur la base mobile du rail et s'appelle la racine ( $R$ ). La position du repère de la racine ( $\mathcal{F}_R$ ) sur le rail est donnée par  $e_R$ . L'effecteur ( $EE$ ) est situé à l'extrémité de la dernière membrure du manipulateur. Un outil ( $\varepsilon$ ) est installé sur l'effecteur ( $EE$ ) du manipulateur. Dans certains cas, l'outil ( $\varepsilon$ ) n'est pas installé sur le manipulateur. L'outil ( $\varepsilon$ ) est alors qualifié d'outil externe. Le repère universel ( $w$ ) se trouve à la position initiale du rail, au niveau du plancher de la cellule robotisée. Ce dernier est fixe et est utilisé comme référentiel global à partir duquel les autres repères sont positionnés et orientés. La racine ( $R$ ), l'effecteur ( $EE$ ) et l'outil ( $\varepsilon$ ) ont tous leurs propres repères, tout comme l'ensemble des articulations du manipulateur. Comme la racine ( $R$ ) se trouve sur la base mobile du rail, la position de l'effecteur dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ) est la combinaison de la transformée homogène de la racine dans le repère universel ( ${}^w\mathbf{T}_R$ ) et de la transformée homogène de l'effecteur dans le repère de la racine ( ${}^R\mathbf{T}_{EE}$ ) :

$${}^w\mathbf{T}_{EE} = {}^w\mathbf{T}_R {}^R\mathbf{T}_{EE} \quad (5-3)$$

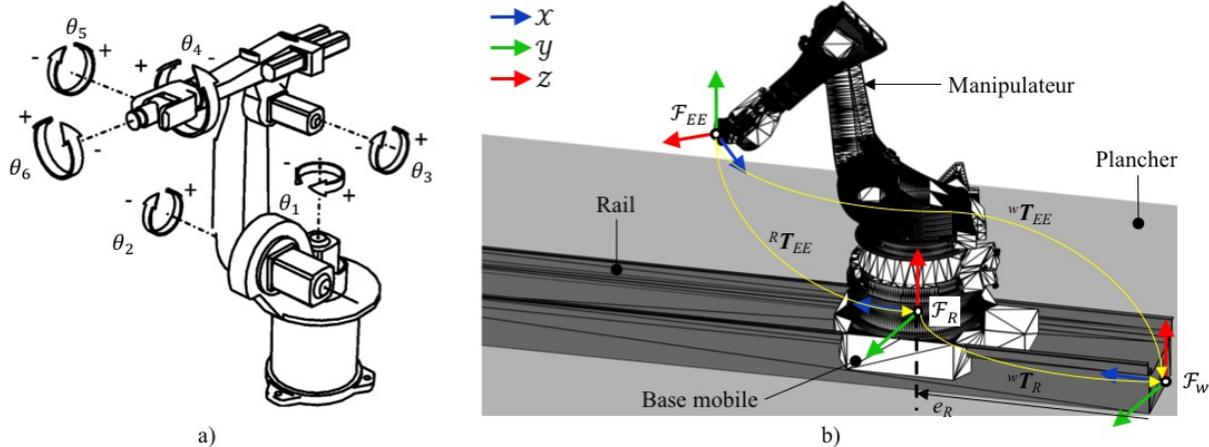


Figure 2.10. a) Articulations rotoïdes du manipulateur industriel KUKA KR-100 HA (tiré de [41]) ; b) Définition des différents repères du système robotique : universel ( $w$ ), racine ( $R$ ) et effecteur ( $EE$ ).

## 2.2.3 Planification de la trajectoire d'un manipulateur

Pour chaque point d'une trajectoire prédéfinie, la planification de la trajectoire consiste à déterminer les positions articulaires du manipulateur ou à déterminer la position et l'orientation de l'effecteur. Ce résultat est par la suite traduit en une série de commandes (LIN, PTP, CIRC, etc.) [41] qui seront interprétées par le contrôleur du manipulateur lors de l'exécution du script. Cette étape est appelée la programmation du manipulateur. Le format, la nomenclature et le langage utilisé sont propre à chaque fabricant de manipulateurs. Pour les manipulateurs KUKA, le script est un fichier de type SRC. La planification de la trajectoire et la génération des scripts peuvent être effectuées de plusieurs façons différentes. La programmation « *Teach* », l'utilisation de logiciels commerciaux ainsi que des modèles mathématiques seront explorés dans cette section.

### 2.2.3.1 Programmation « *Teach* »

La programmation « *Teach* » du manipulateur est la façon la plus simple de programmer la trajectoire du manipulateur. Cette méthode ne requiert pas de planification de trajectoire préalable. L'opérateur bouge le robot et génère des points à l'aide du terminal (« *teach pendant* ») lorsque nécessaire (Figure 2.11). Ces points sont associés à une position de l'effecteur, une orientation de l'effecteur, une position de la base et une posture précise du manipulateur. Un type de déplacement

et une vitesse sont assignés à chaque point. La construction de la trajectoire se fait donc de façon incrémentale. Pour des trajectoires complexes, cette méthode peut toutefois être fastidieuse et peu précise.

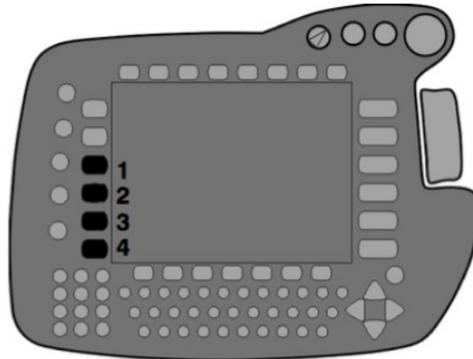


Figure 2.11. Terminal (« *teach pendant* ») du manipulateur permettant de programmer sa trajectoire. (tiré de [41])

### 2.2.3.2 Logiciels commerciaux

Plusieurs logiciels commerciaux permettent d'effectuer automatiquement la planification de la trajectoire du manipulateur. Certains sont conçus par les fabricants de manipulateurs industriels alors que d'autres supportent plusieurs fabricants et modèles. Le Groupe CTT possède une licence du logiciel de programmation de machine-outil Mastercam, incluant une extension pour les manipulateurs industriels Robotmaster. Ce dernier permet de définir la trajectoire, les outils, les bases ainsi que l'ensemble des éléments se trouvant dans la cellule robotisée. La planification de la trajectoire du manipulateur est déterminée, optimisée et simulée par le logiciel. Par la suite, l'utilisateur peut manuellement contrôler l'ensemble des positions articulaires ainsi que la position de base du manipulateur sur le rail associé à chaque point de la trajectoire. La génération du script SRC se fait automatiquement.

### 2.2.3.3 Modèles mathématiques

Dans les travaux recensés, il existe peu de littérature sur des modèles mathématiques décrivant des systèmes robotiques combinant un manipulateur 6 DDL et un rail. Ce type de système robotique se retrouve principalement dans l'industrie et a plus ou moins d'intérêt pour la recherche. Une solution simple consiste à découpler les DDL rotoïdes du DDL prismatique. Cette solution est réalisable puisque le mouvement de la partie mobile du rail ne fait que déplacer l'ensemble du

manipulateur dans une direction sans toutefois modifier les positions angulaires des articulations du manipulateur. La cinématique inverse est un modèle mathématique permettant de trouver analytiquement l'ensemble des combinaisons de positions articulaires satisfaisant une position et une orientation de l'effecteur dans l'espace [40]. Le modèle est divisé en deux : le problème du positionnement et celui de l'orientation. Le positionnement permet de déterminer les positions angulaires des trois premières articulations rotoïdes en fonction de la position du poignet sphérique. Le problème de l'orientation détermine l'ensemble des configurations des trois autres articulations rotoïdes permettant d'atteindre l'orientation désirée de l'effecteur. Cette méthode ne nécessite aucun processus itératif. Elle est simple à programmer et rapide à exécuter. Pour ce qui est de la génération des scripts SRC, qui seront interprétés par le contrôleur du manipulateur, elle peut facilement être automatisée à l'aide d'un environnement de programmation.

## CHAPITRE 3 MÉTHODOLOGIE DU TRAVAIL DE RECHERCHE

Ce chapitre présente la démarche suivie tout au long du travail de recherche afin d'atteindre les objectifs fixés au Chapitre 1. Elle est divisée en quatre phases. Celles-ci se succèdent chronologiquement. La mise en place d'un système automatisé de mise en forme et de caractérisation des préformes tressées est le résultat de cette démarche.

### 3.1 Phase I : Planification de la trajectoire d'un manipulateur industriel

Suite à la revue de littérature initiale, la Phase I de la méthodologie a consisté à faire l'intégration du manipulateur et du métier à tresser. Avant même l'étude détaillée du procédé, le choix et la mise en œuvre d'une méthode de contrôle du manipulateur devaient être effectués. Tel que discuté au Chapitre 1, le partenaire industriel possède une licence d'exploitation du logiciel *Robotmaster* permettant de programmer et de simuler le déplacement du robot selon une trajectoire donnée. Toutefois, sa version actuelle ne convient pas au tressage, ainsi qu'aux spécificités d'un travail de recherche. Pour une distribution d'angles de tresse cible ( $\alpha_t$ ) le long du mandrin et une vitesse de rotation des fuseaux ( $\omega$ ) donnée, la solution inverse des modèles de tressage détermine la vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) en chaque point de l'axe neutre du mandrin. Le nombre de points utilisés pour mailler l'axe neutre dépend de la complexité du mandrin et de l'architecture de la préforme tressée. Ainsi, l'axe neutre et le profil de vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) sont requis pour planifier la trajectoire du manipulateur. Cependant, *Robotmaster* ne permet pas d'importer des données de la sorte. Une solution consiste à modéliser la trajectoire dans *Mastercam* et d'attribuer manuellement dans *Robotmaster* une vitesse à chaque point. De plus, le nombre de points servant à mailler la trajectoire est défini par le logiciel et non par l'utilisateur. Une telle solution n'est pas appropriée en raison de son inefficacité, du risque d'erreurs et du peu de flexibilité qu'elle offre.

À la lumière de ces contraintes, un algorithme de planification de trajectoire et un module de simulation pour le tressage ont été développés avec l'environnement de programmation Matlab. L'algorithme est détaillé au Chapitre 5. Une affiche s'intitulant « *Path planning for automated braiding of preforms for composites aerospace structures* » a été présentée à la conférence NIPMMP-CREPEC (12 et 13 mai 2015). Le Tableau 3.1 présente les objectifs auxquels la Phase I a répondu.

Tableau 3.1. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase I.

Objectifs	Éléments méthodologiques
#1	• s/o
#2	• Développement d'un algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur pour la mise en forme des préformes tressées.
#3	• s/o

### 3.2 Phase II : Étude des mandrins à sections circulaires

Au cours de la Phase II du travail de recherche, le tressage de mandrins à sections circulaires est étudié. De concert avec l'ensemble des acteurs, il a été décidé que les MÉF ne seraient pas considérés pour cette étude. Puisque l'un des objectifs du projet de recherche est la mise en forme d'un démonstrateur technologique complexe, il était primordial d'utiliser des modèles comportant une solution inverse. Pour le partenaire industriel, le niveau de précision que les MÉF procurent n'était pas requis et ne justifiait pas des temps de calcul aussi longs.

Présentés à la Figure 3.1, trois mandrins avec des géométries différentes ont été achetés et/ou fabriqués.

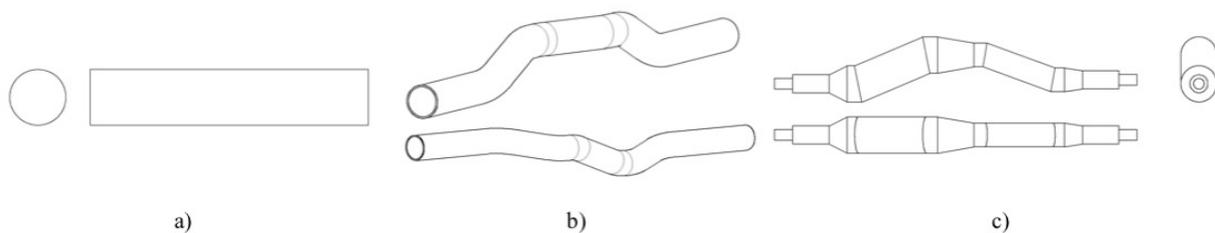


Figure 3.1. Mandrins utilisés lors de la Phase II : a) Mandrin à section circulaire constante avec un axe neutre rectiligne; b) Mandrin à section circulaire constante avec un axe neutre courbe; c) Mandrin à sections circulaires variables avec un axe neutre courbe.

Le premier mandrin possède une section circulaire constante et son axe neutre est rectiligne (Figure 3.1a). Pour ce faire, un profilé circulaire extrudé en acrylique a été acheté. Un adaptateur a été conçu et fabriqué afin de rendre le mandrin compatible avec le manipulateur. Le modèle de tressage de Ko *et al.* a été choisi pour étudier le mandrin en raison de la simplicité de sa géométrie. Un plan d'expérience visant à déterminer la précision et la justesse du modèle a été réalisé. L'algorithme de planification de trajectoire a pu être validé pour un axe neutre rectiligne. Le plan d'expérience

inclut aussi la mesure de la répétabilité des préformes. L'angle de tresse ( $\alpha_m$ ) est mesuré manuellement à l'aide du pas de fil.

Le deuxième mandrin possède une section circulaire constante et un axe neutre courbe (Figure 3.1b). Ce dernier a été fabriqué à partir d'un tube métallique par formage. Un adaptateur a été conçu et fabriqué afin de rendre le mandrin compatible avec le manipulateur. En raison de la trop grande différence entre le mandrin conçu et fabriqué, ce dernier n'a été qu'utilisé pour valider expérimentalement l'algorithme de planification de trajectoire pour des axes neutres courbes.

Le troisième mandrin possède une section circulaire variable et un axe neutre courbe (Figure 3.1c). Dans l'optique de développer des mandrins réutilisables et peu coûteux, ce dernier a été fabriqué par moulage. Pour ce faire, deux moules symétriques en MDF (« *Medium Density Fiberboard* ») ont été usinés. Une mousse de polyuréthane à haute rigidité a été coulée dans chaque moule (BBJ Entreprise, TC-300). Suite à l'expansion et la polymérisation de la mousse, les deux demi-mandrins ont été sablés et assemblés. En raison de la complexité du mandrin, le modèle de Du *et al.* a été choisi. Un plan d'expérience visant à déterminer la précision et la justesse du modèle, ainsi que l'influence de plusieurs paramètres a été élaboré. La caractérisation des préformes fabriquées a été effectuée à l'aide d'un système automatisé de prise d'images. L'algorithme de planification de trajectoire développé pour la mise en forme a été adapté pour les besoins de la caractérisation. Cela a permis d'améliorer la répétabilité de la caractérisation des préformes tressées. Une interface interactive de prise de mesure manuelle de l'angle de tresse a été développée sous Matlab.

Les résultats et détails des deux plans d'expérience effectués lors de la Phase II ont été publiés et présentés à la conférence SAMPE à Long Beach (23-26 mai 2016). L'article de conférence intitulé « *Automated braiding of dry preforms for aerospace structural components* » se trouve à l'Annexe A. Le Tableau 3.2 présente les objectifs auxquels la Phase II a répondu.

Tableau 3.2. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase II.

Objectifs	Éléments méthodologiques
#1	<ul style="list-style-type: none"> <li>Étude du modèle de tressage de Ko <i>et al.</i> pour des mandrins à section circulaire constante;</li> <li>Étude du modèle de tressage de Du <i>et al.</i> pour des mandrins à sections circulaires variables;</li> <li>Mesures manuelles et par imagerie de l'angle de tresse (<math>\alpha_m</math>).</li> </ul>
#2	<ul style="list-style-type: none"> <li>Validation de l'algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur pour des axes neutres rectilignes;</li> <li>Validation de l'algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur pour des axes neutres courbes;</li> <li>Développement d'un algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur pour la caractérisation de préformes tressées.</li> </ul>
#3	<ul style="list-style-type: none"> <li>s/o</li> </ul>

### 3.3 Phase III : Étude des mandrins à sections non circulaires constantes

Au cours de la Phase III du travail de recherche, le tressage de mandrins à section non circulaire constante est étudié. Le plan d'expérience fait appel à un mandrin à section carrée constante avec un axe neutre rectiligne (Figure 3.2). Pour ce faire, un profilé d'aluminium extrudé de section carrée a été acheté. Un adaptateur a été conçu et fabriqué afin de rendre le mandrin compatible avec le manipulateur. L'objectif de l'étude était de comparer les vitesses d'avance du mandrin ( $v$ ) calculées à l'aide d'un modèle de tressage circulaire et d'un modèle non circulaire. Le modèle de Van Ravernhorst *et al.* a été sélectionné comme modèle de tressage non circulaire. Le modèle de Ko *et al.* a été sélectionné comme modèle de tressage circulaire en utilisant un rayon basé sur une section circulaire équivalente ( $r_{eq}$ ). Un algorithme de mesure automatique de l'angle de tresse ( $\alpha_m$ ) à partir d'images de la préforme est développé sous Matlab. L'utilisation d'une telle méthode permet d'améliorer la justesse, la précision et la productivité de la caractérisation de la préforme. Les détails et les résultats de cette étude ont été publiés et présentés à la conférence « *The Third International Symposium on Automated Composites Manufacturing* » (20 et 21 avril 2017). L'article intitulé « *Automated braiding of non-axisymmetric structures* » peut être consulté à l'Annexe B. Le Tableau 3.3 présente les objectifs auxquels la Phase III a répondu.



Figure 3.2. Mandrin à section carrée constante utilisé lors de la Phase III.

Tableau 3.3. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase III.

Objectifs	Éléments méthodologiques
#1	<ul style="list-style-type: none"> <li>Étude du modèle de tressage de Van Ravenhorst <i>et al.</i> pour un mandrin à section non circulaire constante;</li> <li>Développement d'un algorithme de mesure automatique de l'angle de tresse (<math>\alpha_m</math>) par imagerie.</li> </ul>
#2	<ul style="list-style-type: none"> <li>s/o</li> </ul>
#3	<ul style="list-style-type: none"> <li>s/o</li> </ul>

### 3.4 Phase IV : Étude des mandrins à sections non circulaires variables

La dernière phase de l'étude porte sur l'étude des mandrins à sections non circulaires variables. Pour ce faire, un démonstrateur technologique d'un cadre de fuselage d'aéronef est conçu et fabriqué. Présenté à la Figure 3.3, le démonstrateur technologique possède une géométrie complexe comportant d'importants changements de sections en plus d'un axe neutre courbe. Ce choix de conception a pour but de tester les limites physiques du procédé et de prouver la faisabilité d'une préforme tressée « *net shape* » d'un cadre de fuselage. Le Renshape est utilisé comme matériau pour le mandrin. Ce polyuréthane à haute densité, couramment utilisé en modélisme, a été choisi pour son usinabilité, sa rigidité et sa stabilité thermique en vue d'une future injection de matrice. Certaines lacunes du modèle de tressage de Van Ravenhorst *et al.* (2013) ont conduit l'auteur à le modifier et l'adapter aux spécificités de la géométrie du mandrin. Un plan d'expérience portant sur l'étude et l'application du nouveau modèle de tressage à diverses géométries tests, dont le démonstrateur technologique, a été réalisé.

Les détails et les résultats de cette étude ont été soumis pour publication au journal « *Composites Part-A : Applied Science And Manufacturing* » (12 avril 2017). L'article de journal intitulé « *Automated braiding of a complex aircraft fuselage frame using a non-circular braiding model* » est présenté au Chapitre 4. Le Tableau 3.4 présente les objectifs auxquels la Phase IV a répondu.

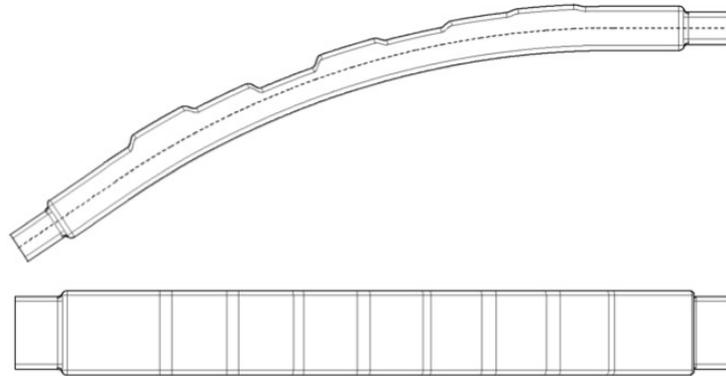


Figure 3.3. Démonstrateur technologique d'un cadre d'un fuselage d'aéronef utilisé lors de la Phase IV.

Tableau 3.4. Liens entre les objectifs du projet de recherche et les éléments de la Phase IV.

Objectifs	Éléments méthodologiques
#1	• Développement et étude d'un nouveau modèle de tissage.
#2	• s/o
#3	• Conception et fabrication d'un démonstrateur technologique de cadre de fuselage d'aéronefs; • Étude et mise en forme de préformes tissées sur le démonstrateur technologique.

### 3.5 Système automatisé de mise en forme et de caractérisation de préformes tissées

L'environnement de programmation Matlab a été sélectionné comme plateforme de développement du travail de recherche. Ce choix a été motivé par la flexibilité, la facilité à effectuer des opérations matricielles, la simplicité du langage de programmation et par le fait que le partenaire industriel possédait déjà une licence d'utilisation du logiciel. De plus, l'utilisation d'une seule plateforme pour générer, traiter et interpréter l'ensemble des données liées au tissage est beaucoup plus efficace.

L'atteinte des trois premiers objectifs du travail de recherche a mené au développement d'un système de mise en forme et de caractérisation de préformes tissées. Ce dernier consiste en une série de modules, des scripts et des fonctions Matlab, ainsi que d'actions effectuées en laboratoire. Un organigramme présenté à la Figure 3.4 illustre l'ensemble des éléments qui constituent le système, ainsi que les relations qui existent entre les éléments. Les entrées et/ou sorties sont

représentées par des parallélogrammes, les modules de traitement par des rectangles doubles et les activités manuelles par des rectangles simples. Le système est scindé en quatre sous-systèmes : la définition, les modèles, la mise en forme et la caractérisation. La définition inclut la modélisation du mandrin, l'architecture de la préforme, ainsi que la configuration et la géométrie des équipements (métier à tresser et manipulateur industriel). Les modèles permettent de déterminer les paramètres de fabrication requis. La mise en forme permet de produire la préforme et la caractérisation effectue la mesure de paramètres sur la préforme fabriquée. Les détails de la définition sont présentés au Chapitre 5 du mémoire. Les modèles, la mise en forme et la caractérisation sont détaillés à travers les différents articles (Chapitre 4, Annexe A et Annexe B) ainsi qu'au Chapitre 5 du mémoire. Les éléments de l'organigramme liés à l'épaisseur des préformes (en gris) ne seront pas abordés dans le corps mémoire. Il s'agit des modèles d'épaisseur et de la caractérisation de l'épaisseur des préformes tressées. Des détails complémentaires sont donnés au Chapitre 6. À noter que l'organigramme est aussi valide pour la mise en forme et la caractérisation de préformes tressées triaxiales.

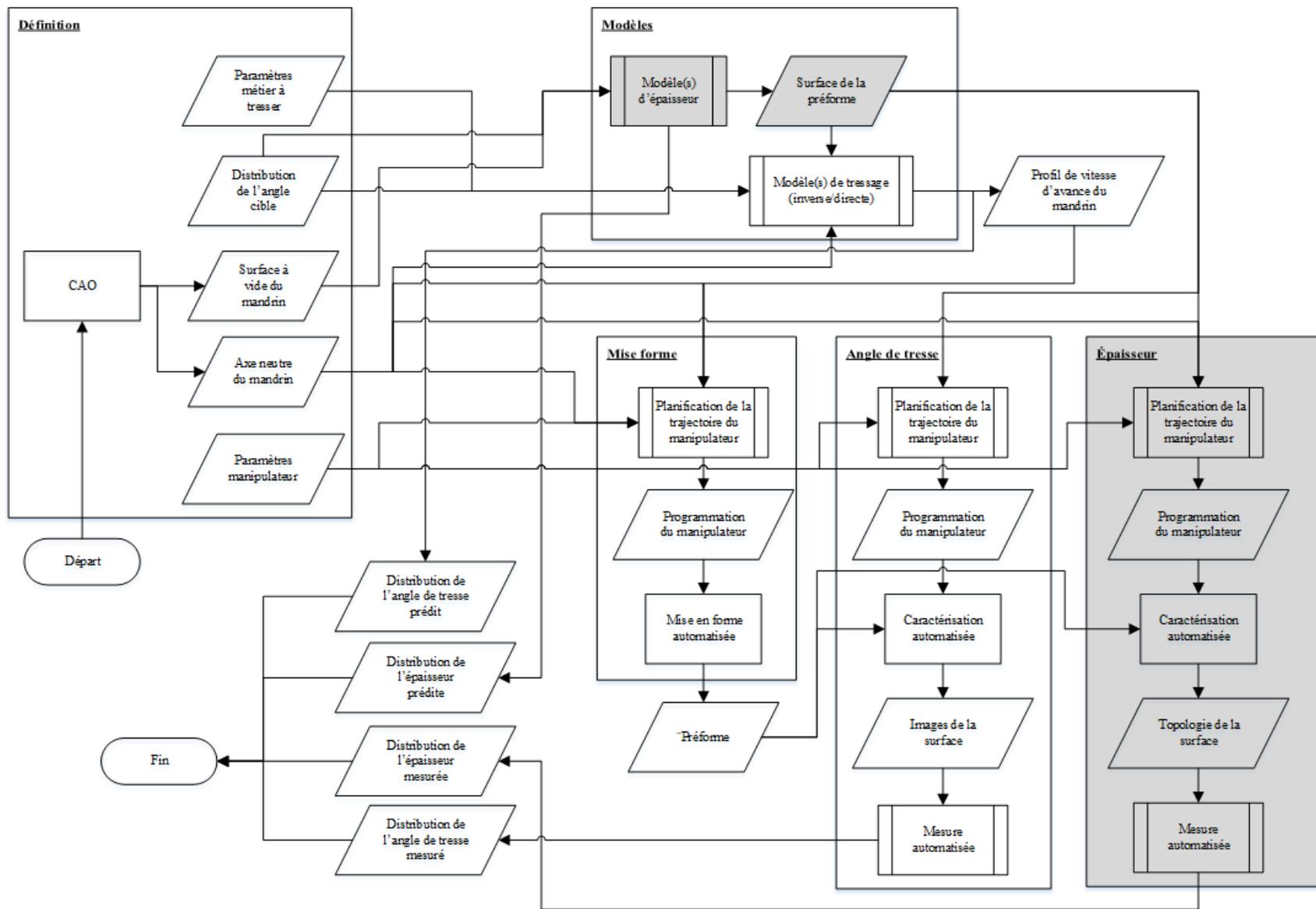


Figure 3.4. Organigramme du système automatisé de mise en forme et de caractérisation de préformes tressées.

# CHAPITRE 4    ARTICLE 1: AUTOMATED BRAIDING OF A COMPLEX AIRCRAFT FUSELAGE FRAME USING A NON-CIRCULAR BRAIDING MODEL

Philippe Monnot<sup>1, \*</sup>, Jonathan Lévesque<sup>2</sup>, Louis Laberge Lebel<sup>1</sup>

<sup>1</sup> Polytechnique Montréal, Department of Mechanical Engineering, C.P. 6079, Succ. Centre-ville, Montréal, H3C 3A7, Québec, Canada ([philippe.monnot@polymt.ca](mailto:philippe.monnot@polymt.ca), [lll@polymtl.ca](mailto:lll@polymtl.ca))

<sup>2</sup> Groupe CTT, 3000, avenue Boullé, Saint-Hyacinthe, J2S 1H9, Québec, Canada ([JLevesque@gcttg.com](mailto:JLevesque@gcttg.com))

\* Corresponding author

*Submitted to Composites Part-A: Applied Science and Manufacturing (10/04/17)*

## 4.1 Abstract

Braided structural composites have the potential to replace aerospace primary structure traditionally manufactured with prepregged fabrics and cured by autoclave. An improved braiding model was developed and applied to a complex fuselage frame technological demonstrator. Numerical case studies were performed in order to assess their effectiveness and to determine the best braiding parameters. A radial braiding machine was coupled to an industrial robot. The fuselage frame demonstrator mandrel was overbraided with carbon fiber yarns. Measured braid angles showed a greater difference than what was expected between the web and the flange faces. Yarn friction and interlacing forces caused the yarns to curve near the edges of the face, therefore causing the measured braid angles to vary along the face width. Moreover, discrepancies in the model's outputs prevented the braid fell front to conform around the severe cross-section variations as well as causing yarn slip over the corners.

## 4.2 Keywords

A. Preform, C. Process Modeling, E. Automation, E. Braiding

### 4.3 Nomenclature

Table 4.1. List of symbols and acronyms

RTM	Resin transfer molding	$p_{fst}$	<i>FSL</i> mesh intersection point
CAD	Computer-aided design	$t_{fst}$	<i>FSL</i> tangent
$N_c$	Braiding machine's total number of carriers	$p$	Fell point
$N_{sp}$	Number of spools per yarn group	$p'$	Fell point projection on the centerline
$\omega$	Carriers rotational speed	$p_x$	Inflexion fell point
$\alpha$	Braid angle	$p'_x$	Inflexion fell point projection on the centerline curvilinear axis
$\alpha_t$	Target braid angle	$w_{mf}$	<i>mf</i> weight
$\alpha_e$	Expected braid angle	$r$	Guiding ring's center point/origin
$A_r$	Cross-section aspect ratio	$m$	Braiding machine's center point/origin
$W$	Width of the cross-section	$b$	Braiding machine's center axis
$H$	Height of the cross-section	$\Delta m$	Braiding machine's center point/origin increment
$L$	Length of the mandrel	$C_{gr}$	Guiding ring cylindrical extrusion along the braiding machine's center axis
$r_e$	Cross-section edge radius	$s$	Supply point position
$w$	Web	$q$	Spool position on the spool track
fl	Flange	$\gamma_q$	Spool angular position
$C$	Centerline	$\Delta\gamma_q$	Spool angular position increment
$e_t$	Centerline tangent unit vector	$h$	Convergence zone length
$e_n$	Centerline normal unit vector	$\Delta h$	Convergence zone length increment
$e_b$	Centerline bi-normal unit vector	$h$	<i>FSL</i> convergence zone length profile along the centerline curvilinear axis
$c$	Centerline curvilinear axis	$H$	Process convergence zone length profile along the centerline curvilinear axis
$c$	Centerline curvilinear axis coordinate	$v$	Mandrel take-up speed
$\rho$	Centerline radius of curvature	$v$	Mandrel take-up speed profile per <i>FSL</i> along the centerline curvilinear axis
FDF	Fiber direction vector field	$V$	Mandrel process take-up speed profile along the centerline curvilinear axis
<i>FSL</i>	Fiber streamline	$\delta t$	Forward solution time step
$S$	Mandrel's triangular surface mesh	$\Delta t$	Time increment between two centerline curvilinear axis coordinates
$\mu_m$	Mesh element size	$i, j \text{ \& } k$	Arbitrary indices
<i>mf</i>	Mandrel's master face		

## 4.4 Introduction

In the mid 80's, a major development effort was made by NASA and aircraft manufacturers to replace conventional laminated structures by textile structural composites [8]. The highly automated manufacturing processes developed by the textile industry were adapted to produce new cost-effective composites. Weaving, braiding, knitting, and stitching were used to manufacture near-net-shape carbon fiber textile preforms and used as reinforcements for resin transfer molding RTM [4]. Their high damage tolerance properties and cost-saving advantages made them attractive for aircraft primary structures [4, 8]. Thirty years later, prepregs cured in autoclave are still the dominant manufacturing process to produce composite parts in the aerospace industry [1, 2]. The ability to apply high pressure, process a wide variety of materials and obtain high quality parts are well-known. However, low prepreg laydown rates and autoclave high operation costs are nowadays pushing aerospace companies to reconsider the textile/RTM material system [1, 2]. Some studies claim that braided structural composites have the highest potential, especially to manufacture aircraft fuselage frames [4, 8]. Recent research and development projects on braided frames by major aerospace companies such as Boeing, Airbus, and Bombardier confirm its potential [12-15]. The highly interlaced architecture of braided preforms offers good damage tolerance properties and adapts well to complex geometries [1]. Monnot *et al.* also exposed that automating the process with an industrial robot increases the flexibility, reduces variability and lowers manufacturing time [42]. Braided preforms for engineering purposes, also referred to as tubular braids, are manufactured by overbraiding a mandrel through a braiding machine. Figure 4.1a shows that the mandrel moves at a take-up speed  $v$  and the braiding machine's carriers turn around a circular spool track at a rotational speed  $\omega$ . The braiding machine's total number carriers  $N_c$  differs from the total number of spools  $N_{sp}$ , which refers to the number of yarns per bias yarn group (weft and warp). Bias yarns are wound around the spools and installed on the carriers. Warp and weft yarns/spools turn in opposite directions ( $\omega+$  &  $\omega-$ ) which creates the braid's interlaced microstructure. Yarns converge through the braiding machine's guiding ring and deposit onto the mandrel's surface. The fell point  $p$  is where the yarn comes in first contact with the mandrel's surface. The braid's fell front is a closed contour that includes all  $p$  around the mandrel's cross-section. The tapered region between the fell front and the guiding ring's plane is called the convergence zone and has a length  $h$ . The angle between two bias yarns segments is defined as the braid angle  $\alpha$ .

Once overbraiding is completed, the braided preform is inserted into a closed mold where a polymer is injected and cured. Overbraiding a near-net-shape preform reduces to a minimum machining and trimming operations after curing. Hence, precisely controlling the fibers orientation is necessary to take advantage of these benefits while obtaining the composite part desired performance. Braiding models were developed to improve control of the braid architecture over complex geometries. A braiding model is used in two scenarios. The first scenario, called the inverse solution, occurs when a braided preform is to be manufactured with a specific braid architecture. The inverse solution determines the related process parameters, e.g.,  $v$  and  $\omega$ . The second scenario, called the forward solution, occurs when the process parameters are given. The forward solution predicts the braid architecture, i.e.  $\alpha$  and the fiber volume fraction. Brunschweiler *et al.* was among the firsts to describe the braid's geometry with a "unit cell", i.e. the smallest repeating unit of the braid [30]. Properties such as crimp, jamming positions and braid angle were defined. Ko *et al.* introduced a CAD system called the "fabric geometry model". It relates the preform architecture to the braiding machine parameters by using a variant of the Brunschweiler *et al.* unit cell [32]. Du *et al.* used tapered segments to approximate mandrels with varying circular diameters and developed differential equations to describe the process kinematics [17]. Michaeli *et al.* then worked on complex circular mandrels by developing a mathematical vector-based model [33]. van Ravenhorst *et al.* generalized the procedure and used a triangular mesh to represent the mandrel's surface. An algorithm to generate the machine control data and to simulate the braid deposition was developed [16, 36, 43, 44]. Recently, van Ravenhorst *et al.* [20] continued Zhang *et al.* [18, 19] work to include yarns interlacing and friction forces.

Aircraft fuselage frames main functions are to support skin-stringers panels, to maintain the fuselage shape and to reduce the stringers column length [10, 11]. Frames must accommodate the skin thickness variations and other special features ("joggles" and "doublers"). Shown in Figure 4.1b, cut-outs in the frame's web and lower flange ("lightening holes" and "mouse holes") are made to allow the stringers and various aircraft systems to pass through. Integrating these features into the mandrel's design would lead to a true near-net shape preform. Therefore, braiding such a complex fuselage frame requires an appropriate braiding model for varying non-axisymmetric cross-sections and curved shapes. Circular braiding models are ruled out by their own nature and assumptions [17-20, 30, 32, 33]. The van Ravenhorst *et al.* braiding model is most suitable for this application. However, it needs to be improved for this specific application. First, the mandrel's

centerline is set as the braiding machine's center axis, which does not ensure its concentricity with the braid fell front at all time. Braiding a curved mandrel would then cause faulty braiding parameters. Curved mandrels would also come in contact with the braiding machine's guiding ring during simulation and physical overbraiding. Moreover, noisy braiding parameters are coarsened to generate valid machine control data. This coarsened data could lead to an inaccurate braid architecture.

This study proposes an improved braiding model, called the non-circular braiding model, for non-axisymmetric geometries and curved centerlines. The model's accuracy is accessed when applied to manufacture an aircraft fuselage frame technological demonstrator. The improvements and additions made to the van Ravenhorst *et al.* model are described. Numerical and experimental testing were performed on several typical geometries as well as a technological demonstrator. Physical overbraiding was carried out using a Herzog radial braiding machine and a KUKA high precision industrial robot as shown in Figure 4.1c. The performed analyses mainly focus on the combined effects of the mandrel take-up speed and convergence zone length on the braid angle distribution, a determinant of composites mechanical properties.

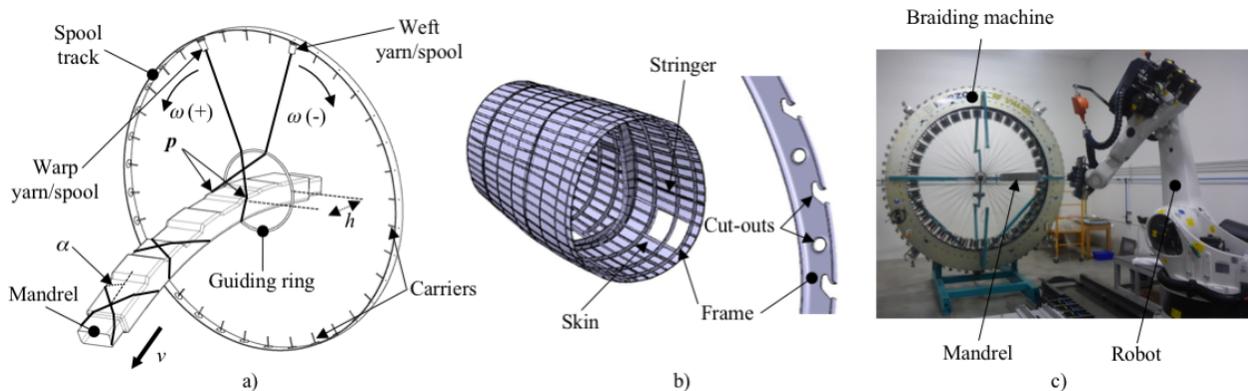


Figure 4.1. a) Representation of the braiding process; b) Example of a fuselage configuration with skin panels, stringers and frames; c) Robotic cell featuring the Herzog 144 carriers radial braiding machine, the KUKA robot and a mandrel.

#### 4.5 Proposed non-circular braiding model

Improvements to the van Ravenhorst *et al.* model [16] were incorporated into a “non-circular” braiding model composed of three parts: the inverse solution, the post-processing phase and the forward solution. The inverse solution uses inverse kinematic principles to determine key braiding

parameters. The post-processing phase computes the mandrel process take-up speed and the process convergence zone length. Finally, the forward solution simulated the braid deposition over the mandrel surface and computes the braid angle. The inputs and outputs are summarized in Table 4.2.

Table 4.2. Summary of the non-circular braiding model inputs and outputs.

Inputs	Outputs
Mandrel surface triangular mesh ( $S$ )	Mandrel process take-up speed profile ( $V$ )
Mandrel centerline ( $C$ )	Process convergence zone length profile ( $H$ )
Target braid angle distribution ( $\alpha_t$ )	Expected braid angle distribution ( $\alpha_e$ )
Braiding machine specifications	
Number of spools ( $N_{sp}$ )	

### 4.5.1 Assumptions

The non-circular braiding model was built using some of the key assumptions and recommendations stated by van Ravenhorst *et al.* [16] :

- Only the yarn's centerline is considered;
- Deposited yarns are coincident with the mandrel's surface and fixed to it after contact;
- Deposited yarns trajectories are continuous and differentiable;
- Friction, interaction and interlacement forces between yarns are neglected;
- Carriers serpentine movement around the spool track are neglected;
- $\omega$  is set constant throughout the process.

### 4.5.2 Mandrel surface & centerline definition

The mandrel's surface is represented by a triangular mesh  $S$ , provided to the model in the "STL" file format. The number of triangular facets depends on the mesh element size  $\mu_m$ . The mandrel's centerline  $C$  is a 3D curve that goes through the centroid of each cross-section. Figure 4.4a shows that  $C$  is meshed with  $N$  equally spaced points  $C_i$ . The Frenet-Serret formulas are used to determine the orientation at each point, creating an orthonormal frame composed of a tangent  $e_t$ , normal  $e_n$  and bi-normal  $e_b$  unit vector [40]. Each coordinate  $c_i$  of the centerline curvilinear axis  $c$  is given by:

$$c_i = c_0 + \sum_{j=1}^i \|C_j - C_{j-1}\| \quad (4-1)$$

where  $\|C_j - C_{j-1}\|$  is the Euclidean norm of two consecutive centerline points  $C_i$  and  $c_0 = 0$ .

### 4.5.3 Inverse solution

At first, a fiber direction vector field FDF is defined over  $S$  according to the target braid angle  $\alpha_t$  distribution [16, 36]. Figure 4.2a depicts how FDF vectors are oriented along  $\alpha_t$ . Two FDF vectors are assigned per facet of the mesh, i.e. one for each yarn group.

Afterwards, each bias yarn is modeled with a 3D curve instantaneously tangent to the FDF vectors, called a fiber streamline FSL. Figure 4.2b illustrates the FSL generation process. Each FSL starts from an initial fell point  $p_0$  located on the edge of an initial facet. The intersection between the facet FDF vector and the adjacent facet edge is called the FSL mesh intersection point  $p_{fst}$ . This process is repeated until the end of the mandrel is reached by the FSL. Hence, the FSL is constituted of a series of straight segments over  $S$ . Subsequently, the FSL is travelled to determine all the  $p_i$  among the  $p_{fst}$ . As shown in Figure 4.2b,  $p_i$  is defined when two consecutive FSL tangent,  $t_{fst,1}$  and  $t_{fst,2}$ , aren't coplanar.

Next, with the mandrel's frame of reference fixed, the associated supply point position  $s_i$  and spool position  $q_i$  are determined for each  $p_i$ . Since the distance between the guiding ring and the radial braiding machine's spool plane is small,  $s_i$  is forced on the guiding ring. The guiding ring's origin  $r_i$  is determined by the orthogonal projection of  $s_i$  on  $b$ . The braiding machine's origin  $m_i$  is also determined since it lies on  $b$  and is at a known distance from  $r_i$ . In order to ensure a constant fiber tension around the fell front, the braiding machine's center axis  $b$  should be concentric to the braid fell front [16, 17, 32, 33]. Moreover, its centroid should also be coincident with  $C$  and concentric with  $e_{t,i}$ . These restrictions prevent any distortion of the braided structure. Hence,  $b$  is defined tangent to the orthogonal projection of  $p_i$  on  $C$  ( $p'_i$ ). Figure 4.2c shows that  $s_i$  is determined by intersecting  $t_{fst,i}$  and the guiding ring's cylindrical extrusion along  $b$  ( $C_{gr}$ ).  $q_i$  is determined by solving a frictionless force equilibrium at  $s_i$  [16]. Moreover,  $h_i$  is computed as the distance between  $p'_i$  and  $r_i$ . This process is repeated for each FSL, thus generating arrays that contain all the computed braiding parameters per  $p_i$  ( $s_i, q_i, r_i$  &  $m_i$ ).

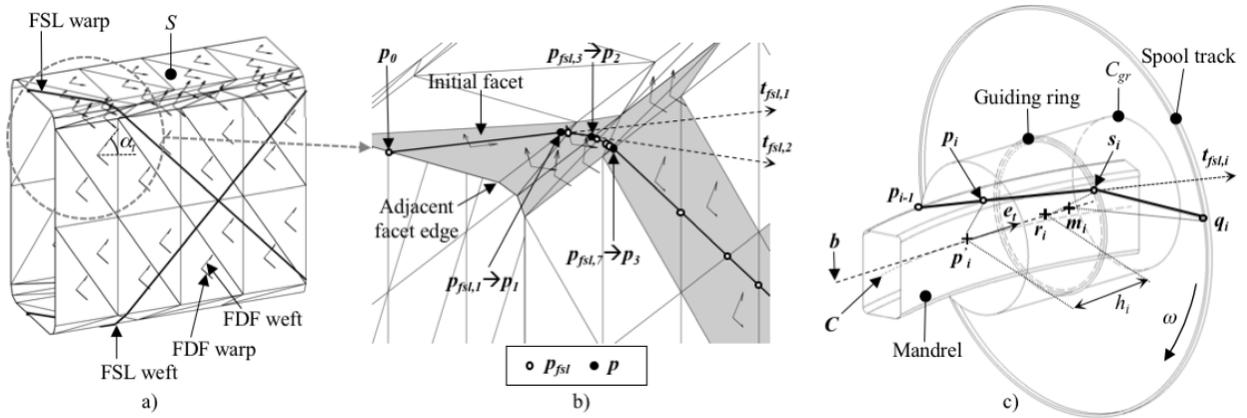


Figure 4.2. a) FDF definition over  $S$ ; b) FSL generation over  $S$  according to the FDF vectors.

Selection of all the  $p$  among the  $p_{fsl,i}$ ; c)  $s_i$  and  $q_i$  are determined for each  $p_i$ .

#### 4.5.4 Post-processing phase

The purpose of this additional step is to obtain a process mandrel take-up speed profile  $V$  in agreement with the mandrel's geometrical variations. First,  $S$  is segmented into several master faces  $mf$ , arbitrarily defined by the user. For example, Figure 4.3 illustrates a rectangular mandrel where each  $mf$  has a different color. Greyed facets are on a  $mf$  whereas white facets aren't. Hence, the flat and curved faces are differentiated from the rounded edges. Subsequently, the FSL's  $p$  are filtered to keep only the inflexion fell points  $p_x$ . A  $p_x$  is defined in two scenarios: if  $p$  is located on the common edge of two facets with different  $mf$  or if  $p$  is located on the common edge of two facets where one is associated with a  $mf$ , but not the other one. Moreover, the FSL's initial fell point  $p_0$  is never a  $p_x$ . Figure 4.3 illustrates a FSL with ten  $p$  over  $S$ .  $p_1$  and  $p_2$  are located on  $mf$  #1 while  $p_3$  and  $p_4$  aren't. Since  $p_2$  is the last  $p$  on  $mf$  #1,  $p_2$  is a  $p_x$ . Similarly,  $mf$  #2 starts with  $p_5$  and ends with  $p_{10}$ . Hence,  $p_{10}$  is also a  $p_x$ .

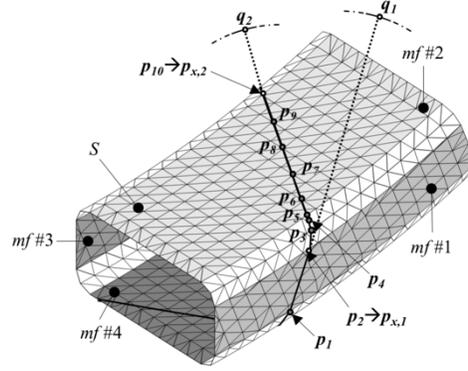


Figure 4.3. Post processing phase where the  $\mathbf{p}$  defined in the inverse solution are filtered. The  $\mathbf{p}_x$  are determined by defining  $mf$ .

Next, the mandrel take-up speed profile per FSL  $\mathbf{v}$  is determined. For each  $\mathbf{p}_x$  along the FSL, the instantaneous mandrel take-up speed  $v_i$  is given by:

$$v_i = \frac{\Delta m}{\Delta \gamma_q} \omega = \frac{\Delta c + \Delta h}{\gamma_i - \gamma_{q_{i-1}}} \omega = \frac{(p'_{x,i} - p'_{x,i-1}) + (h_i - h_{i-1})}{\gamma_{q_i} - \gamma_{q_{i-1}}} \omega \quad (4-2)$$

where  $\Delta \gamma_q$  is the spool angular position increment,  $\Delta c$  is the centerline curvilinear axis coordinate increment and  $\Delta h$  is the convergence zone length increment. Equation 2 interprets  $v_i$  as the combination of the braid deposition speed along the  $\mathbf{C}$  and the speed associated to the  $h$  variation [33]. This definition is equivalent to the van Ravenhorst *et al.* definition,  $v_i = \frac{\Delta m}{\Delta \gamma_q} \omega$ , where  $\Delta m$  is the braiding machine's origin increment. From Equation 2, each  $v_i$  is defined between two  $p'_x$ , the orthogonal projection of two  $\mathbf{p}_x$  on  $\mathbf{c}$ .  $v_i$  is then reported in Table 4.3 between two  $c_i$ . However,  $p'_x$  rarely falls exactly on a  $c_i$ . Thus, when  $p'_x$  is between  $c_i$  and  $c_{i+1}$ ,  $p'_x$  is always assigned to  $c_{i+1}$ . Therefore,  $N$  should be high enough in order to minimize this approximation ( $\|\mathbf{C}_j - \mathbf{C}_{j-1}\| < 1 \text{ mm}$ ). Table 4.3 presents how  $\mathbf{V}$  is computed. For each  $c_i$ , all the weft and warp FSL individual  $v_i$  defined at  $c_i$  are averaged to obtain  $\mathbf{V}_i$ . Furthermore, one or several dominant  $mf$  can also be selected. It allows to consider only the  $v_i$  defined over the dominant  $mf$  when computing  $\mathbf{v}$ . Thus, a  $v_i$  not defined over one of the dominant  $mf$  is attributed a zero weighting  $w_{mf}$ . This method is particularly useful for non-axisymmetric mandrels. The process convergence zone length  $\mathbf{H}$  is also obtained with Table 4.3's methodology. Contrary to  $v_i$ ,  $h_i$  is directly given by the inverse solution, hence the convergence zone length profile per FSL  $\mathbf{h}$ .

Table 4.3. Proposed methodology to compute  $V$  and  $H$ .

$c_i$ (mm)	Weft FSL $v_{i,j}$ (mm/s)				Warp FSL $v_{i,k}$ (mm/s)				$V$ (mm/s)
	$j$	$j+1$	...	$N_{sp}$	$k$	$k+1$	...	$N_{sp}$	
$c_0$	-	-	...	-	-	-	...	-	$V_0 = V_1$
$c_1$	$v_{1,j}$	$v_{1,j+1}$	...	$v_{1,N_{sp}}$	$v_{1,k}$	$v_{1,k+1}$	...	$v_{1,N_{sp}}$	$V_1 = \frac{\sum_j^{N_{sp}} v_{1,j} \times W_{mf,j} + \sum_k^{N_{sp}} v_{1,k} \times W_{mf,k}}{2 \times N_{sp}}$
$c_i$	$v_{i,j}$	$v_{i,j+1}$	...	$v_{i,N_{sp}}$	$v_{i,k}$	$v_{i,k+1}$	...	$v_{i,N_{sp}}$	$V_i = \frac{\sum_j^{N_{sp}} v_{i,j} \times W_{mf,j} + \sum_k^{N_{sp}} v_{i,k} \times W_{mf,k}}{2 \times N_{sp}}$
...	...	...	...	...	...	...	...	...	...
$c_N$	$v_{N,j}$	$v_{N,j+1}$	...	$v_{N,N_{sp}}$	$v_{N,k}$	$v_{N,k+1}$	...	$v_{N,N_{sp}}$	$V_N = \frac{\sum_j^{N_{sp}} v_{N,j} \times W_{mf,j} + \sum_k^{N_{sp}} v_{N,k} \times W_{mf,k}}{2 \times N_{sp}}$

#### 4.5.5 Forward solution

The forward solution follows a time-stepping methodology. Starting from an initial fell point  $p_0$ , the deposition of each bias yarn on the mandrel's surface is simulated. The mandrel's frame of reference is fixed and the braiding machine is moved along  $C$  according to the  $V$ . However,  $V$  is function of  $c$  and must be converted into a time frame of reference. To do so, the time increment  $\Delta t_i$  between two  $c_i$  is defined as:

$$\Delta t_i = \frac{\Delta c + \Delta h}{V_i} = \frac{(c_i - c_{i-1}) + (H_i - H_{i-1})}{V_i} \quad (4-3)$$

where  $\Delta c$  is the centerline curvilinear axis coordinate increment,  $\Delta H$  the process convergence zone length increment and  $V_i$  the instantaneous process mandrel take-up speed. As shown in Table 4.4, the process is repeated for each  $c_i$ , thus providing  $V$  as a function of time.

Table 4.4.  $V$  as function of time.

$c_i$ (mm)	$V_i$ (mm/s)	$t_i$ (s)
$c_0$	$V_0$	$t_0 = 0$
$c_1$	$V_1$	$t_1 = \Delta t_1$
$c_i$	$V_i$	$t_i = t_{i-1} + \Delta t_i$
...	...	...
$c_N$	$V_N$	$t_N = \sum_{i=1}^N \Delta t_i$

As shown in Figure 4.4a,  $\mathbf{b}$  is set tangent to  $\mathbf{e}_i$  and  $\mathbf{r}$  is kept coincident with  $\mathbf{C}$ . For each time step  $\delta t$ , the guiding ring's origin position on  $\mathbf{c}$  as function of time is given by:

$$r(t_k) = r_0 + \sum_{i=1}^j V_i \times \Delta t_i + V_{j+1} \times (t_k - t_j) \quad (4-4)$$

where  $j$  is Table 4.4's index that satisfies  $t_k > t_j$  &  $t_k \leq t_{j+1}$  and  $r_0$  is initialized before starting the simulation [16]. Therefore,  $\mathbf{r}$ ,  $\mathbf{m}$  and  $\mathbf{q}$  are known throughout time. For each time step  $\delta t$ ,  $s_i$  is obtained similarly to  $\mathbf{q}_i$  in the inverse solution. As shown in Figure 4.4b, a new fell point  $\mathbf{p}_{i+1}$  is deposited on  $S$  when  $s_{i+1}$  gets below the  $\mathbf{p}_i$  adjacent facet plane.  $\mathbf{p}_{i+1}$  is then defined as the intersection of  $s_{i+1}$  projection  $s'_{i+1}$  on the adjacent facet plane with the adjacent facet edges. The deposition simulation ends when the FSL reaches the end of the mandrel. All the deposited segment over  $S$  constitute the FSL. The expected braid angle  $\alpha_e$  distribution along the  $FSL$  is then computed [36]. This process is repeated for each bias spool. Table 4.3's methodology is then used to obtain the average  $\alpha_e$  distribution along  $\mathbf{c}$ .

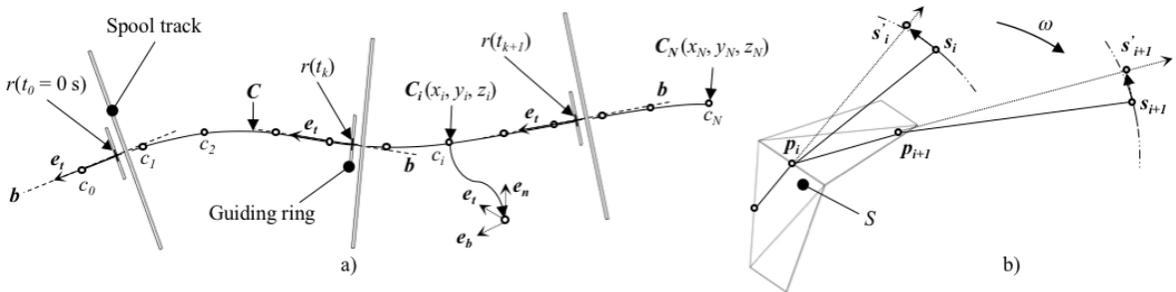


Figure 4.4. Forward solution time-stepping method: a) The braiding machine is moved throughout  $\mathbf{C}$ .  $\mathbf{r}$  is kept coincident with  $\mathbf{C}$ ; b)  $s_{i+1}$  is projected on the  $\mathbf{p}_i$  adjacent facet plane to determine  $\mathbf{p}_{i+1}$ .

## 4.6 Numerical case studies on typical geometries found on an aircraft fuselage frame

### 4.6.1 Methodology

As stated previously, aircraft fuselage frames typically have non-axisymmetric cross-sections and curved  $C$  that follow the fuselage's shape. Case studies were performed on mandrels with similar geometries listed in Table 4.5. Using a single bias yarn, the non-circular braiding model was applied and results were analyzed. The mandrels were modeled and meshed using the CAD software CATIA. Their cross-sections were set constant along their length. Mandrels with a cross-section aspect ratio  $A_r = 1$  are referred as "square". Mandrels with  $A_r > 1$  are referred as "rectangular". The face with the shortest width is called "web" and the longest one "flange". The non-circular braiding model was coded using the MATLAB programming environment. Table 4.6 presents the braiding machine specifications as well as other braiding parameters that were set constant throughout the case studies.

Table 4.5. Description of the tested mandrels' geometries.

ID	$A_R$	$Perim.$ (mm)	$W$ (mm)	$H$ (mm)	$L$ (mm)	$r_e$ (mm)	$\rho$ (mm)	$\mu_m$ (mm)
A1	1	250	62.5	62.5	500	0	-	25
A2	2	250	83.3	41.7	500	0	-	25
A4	4	250	100.0	25.0	500	0	-	25
M10	1	232	62.5	62.5	100	10	-	10
M5	1	232	62.5	62.5	100	10	-	5
M2	1	232	62.5	62.5	100	10	-	2
M1	1	232	62.5	62.5	100	10	-	1
MS	1	232	58.2	58.2	100	0	-	10
C1000	1	250	62.5	62.5	250	0	1000	5
C500	1	250	62.5	62.5	250	0	500	5
C250	1	250	62.5	62.5	250	0	250	5

Table 4.6. Braiding machine specifications and braiding parameters used for the numerical case studies.

Parameters	Units	Values
Total number of carriers ( $N_c$ )	-	144
Spool track diameter	mm	3700
Guiding ring diameter	mm	195
Distance between the spool plane and the guiding ring plane	mm	50
Time step ( $\delta t$ )	s	0.1
Carriers rotational speed ( $\omega$ )	°/s	19.8

## 4.6.2 Results & discussion

### 4.6.2.1 Study of the mandrel's cross-section aspect ratio and the target braid angle

Results from the post-processing phase for the A1, A2 and A4 mandrels are studied in this section. They have equal cross-section perimeters but different  $A_r$ . Hence, A2 and A4 are rectangular but A1 is square. Besides, their edges are sharp, i.e. the edge radius  $r_e$  is zero. For each mandrel, Table 4.7 presents  $\mathbf{v}$  from the post-processing phase for three different  $\alpha_t$ . No dominant  $mf$  was selected. Since the mandrels' cross-sections are constant, reported  $\mathbf{v}$  are constant. First of all, for rectangular mandrels; the  $\mathbf{v}$  computed over the flange face was different than over the web face. Therefore, Table 4.7 displays two  $\mathbf{v}$  values for rectangular mandrels. The flange wider face causes the deposited yarn to be longer, thus increasing  $\Delta c$ . Furthermore,  $h$  is smaller on the flange than on the web. Since the cross-section is constant and faces are orthogonal,  $\Delta h$  and  $\Delta \gamma_q$  are constant too. From Equation 2, the flange mandrel take-up speed  $v_{fl}$  is therefore greater than the web mandrel take-up speed  $v_w$ . The square mandrel doesn't follow the same behavior because each face is identical, thus  $\mathbf{v}$  is constant. Following the same rationale, Table 4.7 shows that the difference between  $v_{fl}$  and  $v_w$  increases with  $A_r$  and decreases with  $\alpha_t$ .

Table 4.7. Cross-section aspect ratio ( $A_r$ ) and target braid angle ( $\alpha_t$ ) effects on the mandrel take-up speed profile per FSL ( $\mathbf{v}$ ).

$\alpha_t$ (°)	$A_r = 1:1$ (A1)	$A_r = 2:1$ (A2)		$A_r = 4:1$ (A4)	
	$\mathbf{v}$ (mm/s)	$v_w$ (mm/s)	$v_{fl}$ (mm/s)	$v_w$ (mm/s)	$v_{fl}$ (mm/s)
45	13.7	12.8	14.6	12.0	15.2
60	7.9	7.2	8.6	6.6	9.1
75	3.7	3.3	4.0	3.0	4.3

Next, the forward solution is computed using Table 4.7 results. Each  $\nu$  value is set constant throughout  $c$ . For the rectangular mandrels, both  $\nu_w$  and  $\nu_{fl}$  are tested. For each mandrel, Table 4.8 shows  $\alpha_e$  for three different  $\alpha_t$ . For the rectangular mandrels, the web expected braid angle  $\alpha_{e,w}$  and the flange expected braid angle  $\alpha_{e,fl}$  are displayed separately. First of all, Table 4.8 reveals that  $\alpha_{e,w}$  is always smaller than  $\alpha_{e,fl}$  since  $\nu_{fl}$  is greater than  $\nu_w$ . Table 4.8 presents the required  $\nu$  in order for  $\alpha_e$  to equal  $\alpha_t$ . Braiding at a higher  $\nu$  will cause  $\alpha_e$  to be smaller than  $\alpha_t$ . Braiding at a lower  $\nu$  will cause  $\alpha_e$  to be higher than  $\alpha_t$ . Similarly to Table 4.7  $\nu$  difference, the  $\alpha_e$  difference increases with  $A_r$  and decreases with  $\alpha_t$ . Additionally, Table 4.8 shows that when braiding at  $\nu_w$ , both  $\alpha_{e,w}$  and  $\alpha_{e,fl}$  are higher than  $\alpha_t$ . As previously stated, the flange convergence zone length  $h_{fl}$  is smaller than the web convergence zone length  $h_w$ . The resulting steady state  $h$  computed with the forward solution was higher than  $h_{fl}$  and lower than  $h_w$ . Since a smaller  $h$  is associated with a higher  $\alpha_t$ ,  $\alpha_{e,w}$  is greater than  $\alpha_t$ . The same rationale applies when braiding at  $\nu_{fl}$ . In other words, rectangular mandrels will have a higher  $\alpha_e$  on their flanges than on their webs.

Table 4.8. Cross-section aspect ratio ( $A_r$ ), target braid angle ( $\alpha_t$ ) and mandrel take-up speed profile per FSL ( $\nu$ ) effects on the expected braid angle ( $\alpha_e$ ).

$A_R = 1:1$ (A1)		$A_R = 2:1$ (A2)				$A_R = 4:1$ (A4)			
$\nu$		$\nu_w$		$\nu_{fl}$		$\nu_w$		$\nu_{fl}$	
$\alpha_t$	$\alpha_e$	$\alpha_{e,w}$	$\alpha_{e,fl}$	$\alpha_{e,w}$	$\alpha_{e,fl}$	$\alpha_{e,w}$	$\alpha_{e,fl}$	$\alpha_{e,w}$	$\alpha_{e,fl}$
( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )	( $^\circ$ )
45	45.0	46.2	47.4	42.8	43.7	47.1	49.4	40.6	42.4
60	60.0	61.4	62.7	57.1	58.4	62.4	64.8	54.4	56.9
75	75.0	75.9	76.8	72.9	73.9	75.6	77.2	69.6	71.8

#### 4.6.2.2 Study of the mandrel's edge radius and mesh element size

Results from the post-processing phase for the M10, M5, M2, M1 and MS square mandrels are analyzed in this section. The first four mandrels have round edges, equal cross-section perimeters and equal  $r_e$ . However, their mesh element sizes  $\mu_m$  vary from 1 mm to 10 mm. The MS mandrel has sharp edges and a perimeter equivalent to the other mandrels. In order to study the effect of  $r_e$  and  $\mu_m$ , all  $\mathbf{p}$  of the FSL were considered during the post-processing phase, i.e. every  $\mathbf{p}$  is a  $\mathbf{p}_x$ . Figure 4.5a presents  $\nu$  along  $c$  for a  $\alpha_t$  of 60  $^\circ$ . Selecting dominant  $mf$  was not necessary since mandrels are square. Markers indicate each computed  $\nu_i$  on the FSL. Figure 4.5b helps to visualize the  $\mathbf{p}$  used to compute the  $\nu_i$  on the M10 mandrel. The analysis only focuses on the  $\nu$  behavior over

one edge and its surrounding faces (face #1 and face #2). Figure 4.5b  $p_1$  is located at the beginning of face # 1 and related to the initial  $v_i$  from each curve of Figure 4.5a. The last  $v_i$  is related to  $p_{end}$  and located at the end of face # 2. Figure 4.5a reveals that  $v$  drops near the edge even though the cross-section is constant. Figure 4.5a also shows that a finer  $\mu_m$  increases noise as well as the initial  $v$  drop. A finer  $\mu_m$  increases the number of facets used to represent the round edge, thus the number of computed  $v_i$ . However, the angle between each facet plane is not constant over the round edge, causing  $\Delta\gamma_q$  and  $\Delta m$  to vary. Moreover, Figure 4.5a shows that the MS  $v$  is constant throughout  $c$ . This behavior was explained in Section 4.6.2.1. The surface mesh is by definition an approximation of the CAD surface. Therefore, the mesh cross-section perimeter is smaller than the CAD cross-section perimeter. As  $\mu_m$  gets smaller, the surface mesh cross-section perimeter increases and tends towards the CAD cross-section perimeter. Thus,  $v$  decreases and tends towards the MS  $v$  constant value. Furthermore, using  $p_x$  to compute the first four mandrels  $v$  gives the exact MS  $v$  since their perimeters are equivalent. Hence, the post-processing phase accuracy was accessed as well as its ability to reduce noise from round edges.

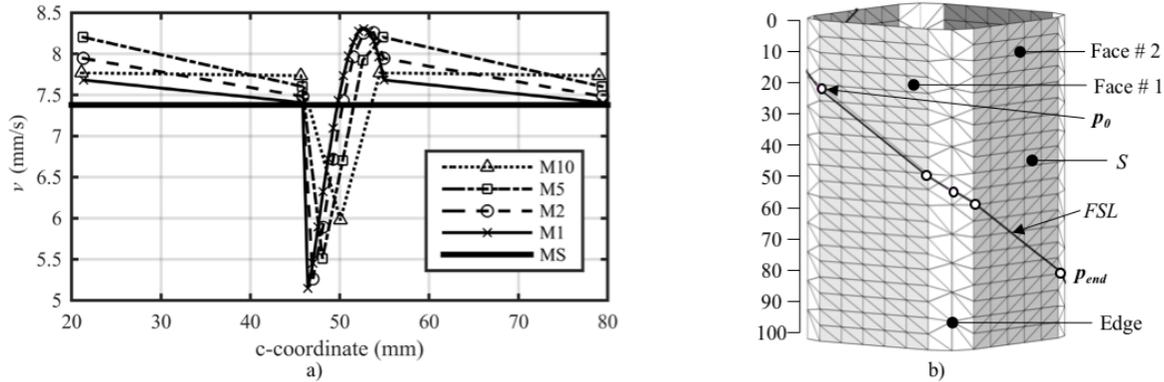


Figure 4.5. a) Edge's radius ( $r_e$ ) and mesh element size ( $\mu_m$ ) effects on the mandrel take-up speed profile per FSL ( $v$ ); b) Representation of the FSL and  $p$  over the mandrel's edge and surrounding faces for the M10 mandrel.

Next, the forward solution is computed using the MS constant  $v$  from Figure 4.5a for each tested mandrel. Figure 4.6 presents  $\alpha_e$  along  $c$ . Results show that  $\alpha_e$  is slightly smaller than  $\alpha_t$  over the edge; less than  $1^\circ$ . This behavior was predictable since  $v$  is higher than the required  $v$  before the edge middle point. Hence,  $\alpha_e$  is lower than  $\alpha_t$ . Similarly,  $\alpha_e$  increases up to  $\alpha_t$  after the edge middle point. Furthermore,  $\mu_m$  has barely any influence on  $\alpha_e$ . The slight difference between  $\alpha_e$  and  $\alpha_t$

over the mandrel's face is caused by  $\delta t$  not being small enough. The FSL follows the local geodesic path associated to  $\alpha_t$  as  $\delta t$  approaches zero [36]. These results suggest that  $\mu_m$  is not critical when computing  $\alpha_e$ . Therefore, a coarser mesh can be used to limit the computing time.

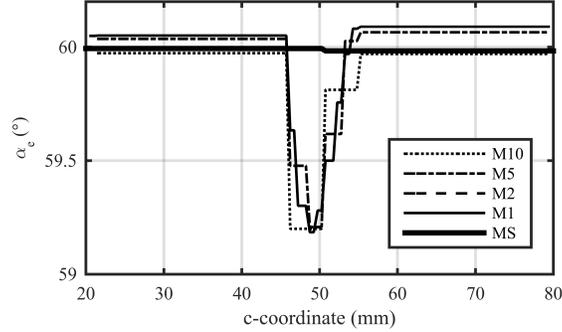


Figure 4.6. Edge's radius ( $r_e$ ) and mesh element size ( $\mu_m$ ) effects on the expected braided angle ( $\alpha_e$ ).

#### 4.6.2.3 Study of the mandrel's centerline radius of curvature

Results from the post-processing phase for the C1000, C500 and C250 square mandrels are studied in this section. Their cross-sections are equal but their  $C$  radius of curvature  $\rho$  vary from 250 mm to 1000 mm. For mandrels with curved  $C$ , faces parallel to the  $C$  plane are called “flat” and faces perpendicular are called “curved”. The A1 mandrel has the same square cross-section and a straight centerline. Table 4.9 presents the  $\nu$  for each mandrel and for different  $\alpha_t$ . First of all,  $\nu$  is presented as an interval for mandrels with curved  $C$ . No dominant  $mf$  was selected. Contrary to A1 results,  $\nu$  varies along  $c$ . Figure 4.7 depicts that curved faces cause the  $\Delta\gamma_q$  between two  $p_x$  to differ from the expected  $90^\circ$  for orthogonal faces. In Figure 4.7a, face #1 is flat and face #2 is convex which causes  $\Delta\gamma_{q,21}$  to be greater than  $90^\circ$ . Hence, the  $\nu$  decreases. In Figure 4.7b, face #3 is flat and face #4 is concave which causes  $\Delta\gamma_{q,43}$  to be lower than  $90^\circ$ . Hence, the  $\nu$  decreases. Table 4.9 shows that the  $\nu$  variability increases when  $\rho$  decreases since the absolute difference between  $\Delta\gamma_q$  and  $90^\circ$  increases. The phenomenon is amplified as  $\alpha_t$  gets smaller; increasing  $\alpha_t$  in Figure 4.7 would straighten the FSL and increase its curvature. In brief, the post-processing phase doesn't eliminate the  $\nu$  variation caused by a curved  $C$ .

Table 4.9. Centerline's radius of curvature ( $\rho$ ) effect on the mandrel take-up speed profile per FSL ( $v$ ).

$\rho$ (mm)	$\alpha_t = 45^\circ$	$\alpha_t = 60^\circ$	$\alpha_t = 75^\circ$
	$v$ (mm/s)	$v$ (mm/s)	$v$ (mm/s)
$\infty$ (A1)	13.7	7.9	3.7
1000 (C1000)	[13.3, 14.2]	[7.7, 8.2]	[3.6, 3.8]
500 (C500)	[13.0, 14.7]	[7.4, 8.5]	[3.4, 3.9]
250 (C250)	[12.6, 16.4]	[7.0, 9.3]	[3.1, 4.1]

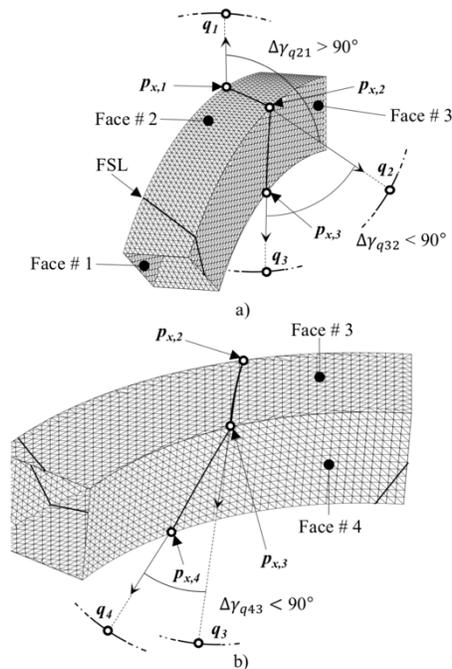


Figure 4.7. Representation of an *FSL* over a mandrel with a curved *C*: a) Face #1 is flat and face #2 is convex which causes  $\Delta\gamma_{q,21}$  to be greater than  $90^\circ$ . Face #3 is flat but since face #2 is convex,  $\Delta\gamma_{q,32}$  is smaller than  $90^\circ$ ; b) Face #3 is flat and face #4 is concave which causes  $\Delta\gamma_{q,43}$  to be smaller than  $90^\circ$ .

## 4.7 Numerical case study on an aircraft fuselage frame technological demonstrator

### 4.7.1 Methodology

Prior to physical overbraiding, a numerical case study was performed on an aircraft fuselage frame technological demonstrator using the non-circular braiding model. The objective was to study the

effect of specific braiding parameters on the post-processing phase outputs,  $V$  and  $H$ . The tested parameters are the number of spools  $N_{sp}$ , the target braid angle  $\alpha_t$  and the dominant master face  $mf$ . Table 4.10 presents the braiding parameters that were set constant throughout tests.

Table 4.10. Braiding parameters used for the numerical case study on the aircraft fuselage frame technological demonstrator.

Parameters	Units	Values
Braiding direction	-	Forward
Target braid angle ( $\alpha_t$ )	°	60
Carriers rotational speed ( $\omega$ )	°/s	13.1

#### 4.7.1.1 Mandrel definition

The C-section profile was selected to design the technological demonstrator's mandrel. If the braided preform was to be injected and cured, two mirror C-frames would be obtained by cutting the part in half. Figure 4.8a presents the mandrel's geometry and dimensions. Its  $\rho$  was based on a typical medium-size business jet. Cross-section height variations were added to simulate typical design features ("joggles" & "mouse holes") and to evaluate the braiding model's accuracy on complex shapes. Figure 4.8b depicts the mandrel's surface mesh, the different  $mf$  and their names. The actual centerline  $C$  used for the numerical and experimental case studies differs from the theoretical centerline of the mandrel. Following its steep orientation variations would cause the mandrel to collide with the braiding machine's guiding ring. Hence, Figure 4.8c shows that  $C$  has a constant  $\rho$ . The mandrel's functional length doesn't include the recesses. Since braiding starts over a non-axisymmetric cross-section, significant yarn slipping occurs. Therefore, the initial recess acts like a "tampon" zone before braiding over the functional mandrel. It was divided into 17 sections; 9 constant and 8 varying. Figure 4.8d presents their numbering which follows the braiding direction. For forward braiding,  $F_0$  indicates the  $C$  start and  $F_1$  the end. The mandrel was modeled and meshed using the CAD software CATIA. The  $\mu_m$  was set to 20 mm, given a total of 4384 triangular elements.  $C$  was meshed with 1000 equally spaced points.

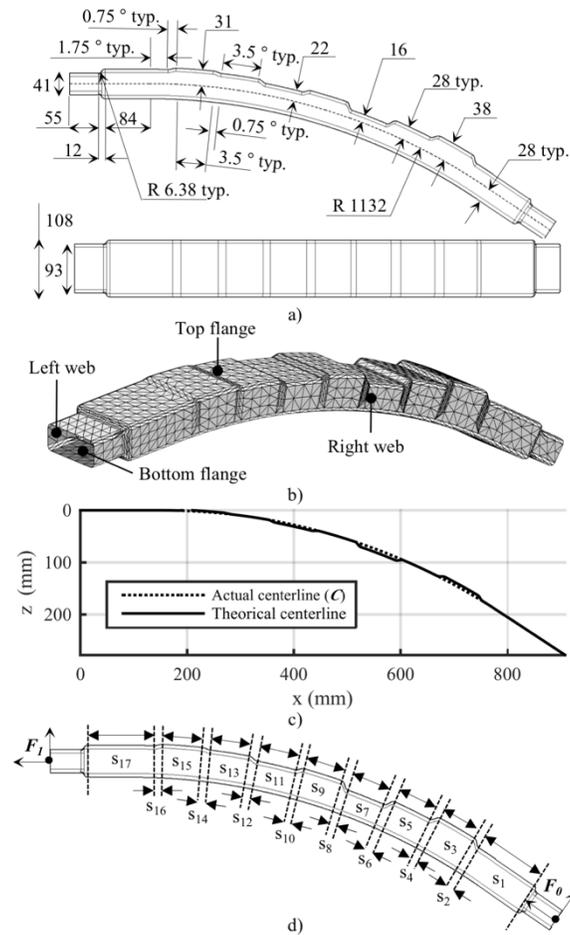


Figure 4.8. Design of the aircraft fuselage frame technological demonstrator: a) Geometry and overall dimensions in mm; b) Surface mesh and  $mf$ ; c) Difference between the theoretical centerline and the actual  $C$ ; d) Mandrel sections numbering and functional length.

## 4.7.2 Results & discussion

Throughout the following analyses, a comparative basis was established to help evaluate the frame's  $V$  and  $H$ . Therefore, each constant section of the frame was attributed an equivalent mandrel. Referred to as the “baselines”, their cross-sections are constant and their  $C$  are straight. Moreover, the layout of an equivalent straight frame mandrel was added to the results' figures to help contextualize results.

### 4.7.2.1 Effect of the number of spools on the process mandrel take-up speed profile

Foremost,  $N_{sp}$  relates to the number of yarns per yarn group. Experimentally, a higher  $N_{sp}$  increases the braid density. Also referred as the cover factor, it implies that more surface area over the

mandrel is covered by the braid. Numerically, it increases the number of computed individual FSL  $v$ , hence the number of columns in Table 4.3. The non-circular braiding model was applied to the frame's mandrel using four different  $N_{sp}$ . The left and right web faces were set as dominant  $mf$ . Results are presented in Figure 4.9 where each associated  $V$  is plotted along  $c$ . They indicate that a higher  $N_{sp}$  produces in a smoother  $V$  with fewer variations. Figure 4.10 explains how these fluctuations occur and affect  $V$ . Figure 4.10a illustrates five FSL going over sections S5 to S7, thus where the greatest height decrease occurs on the mandrel. Markers indicate their respective  $p_x$  located on the top flange and left web. For each FSL, Figure 4.10b presents the related  $v_i$  defined over  $c$  between  $p'_{x,1j}$  and  $p'_{x,2j}$ .  $v_1$  and  $v_5$  are both defined over one section, S5 and S7. As expected,  $v_5$  is smaller than  $v_1$  since the cross-section height decreased. Whereas  $v_2$  and  $v_3$  are respectively defined over two and three different sections. Since  $p'_{x,12}$  and  $p'_{x,13}$  are defined over S5, they have the same value as  $v_1$ . As shown in Figure 4.10a,  $p'_{x,14}$  is defined over S6. It causes  $\Delta\gamma_4$  to be substantially lower than  $90^\circ$  and  $v_4$  to be the highest  $v_i$ . This result is normal since  $h$  must be rapidly adjusted in order for the yarns to follow the surface topology. Since  $v_2$ ,  $v_3$  and  $v_4$  are defined over multiple sections, they alter the resulting  $V$  over S7. As shown in Figure 4.10a, it causes  $V$  to only stabilize midway through the S7 constant cross-section. Therefore,  $V$  is higher than the required  $v$  for the section. A higher  $N_{sp}$  reduces the effect of outliers on  $V$  by increasing the number of  $v_i$  with both their  $p_x$  defined over the same section. Furthermore, it creates a finer "braid mesh" over the surface and ensures that yarns go over every geometrical feature. In brief, using a higher  $N_{sp}$  should be preferred when computing the non-circular braiding model.

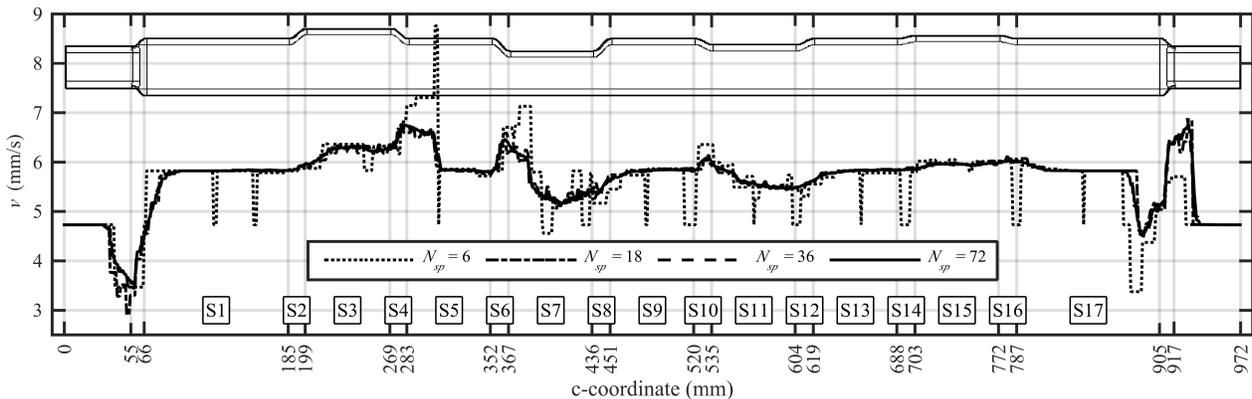


Figure 4.9. Number of spools ( $N_{sp}$ ) effect on the mandrel process take-up speed profile ( $V$ ).

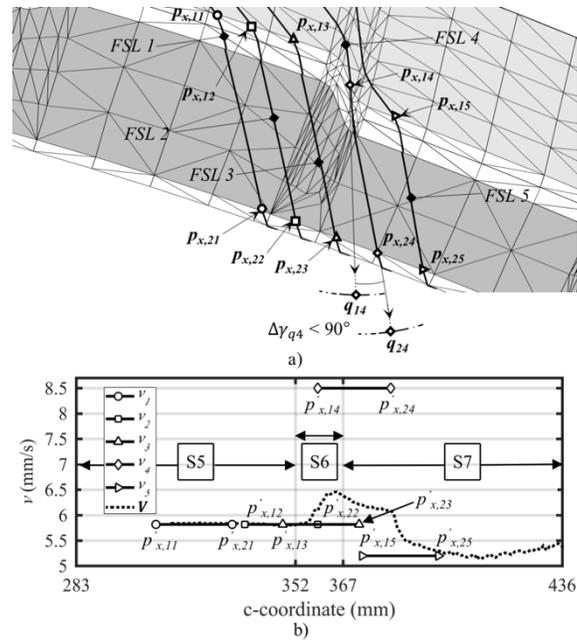


Figure 4.10. Explanations on how  $V$  variations occur: a) Representation of multiple FSL defined over sections S5 to S7 with their respective  $p_x$ ; b)  $v_i$  defined over multiple sections cause  $V$  to vary over the S7 constant section.

#### 4.7.2.2 Effect of the target braid angle on the process mandrel take-up speed profile

The non-circular braiding model was applied to the frame and baseline mandrels for three different  $\alpha_t$ . The left and right web faces were set as dominant  $mf$ . From the previous conclusion,  $N_{sp}$  was set to 72. Results are presented in Figure 4.11, where each  $V$  is plotted along the frame's  $c$ . Each baseline result is also presented in Figure 4.11 with a straight line and two markers, representing the start and the end of a frame's constant section. For a higher  $\alpha_t$ , the  $V$  is less subject to variations and has a better conformity with the baselines' results. Since the yarn's pitch is shorter, each  $v_i$  is defined on a shorter distance over the centerline. Using Figure 4.10b rationale, the influence of outliers will be reduced. As stated previously, it also creates a finer "braid mesh". As for a lower  $\alpha_t$ ,  $V$  variations are amplified from a longer yarn pitch.

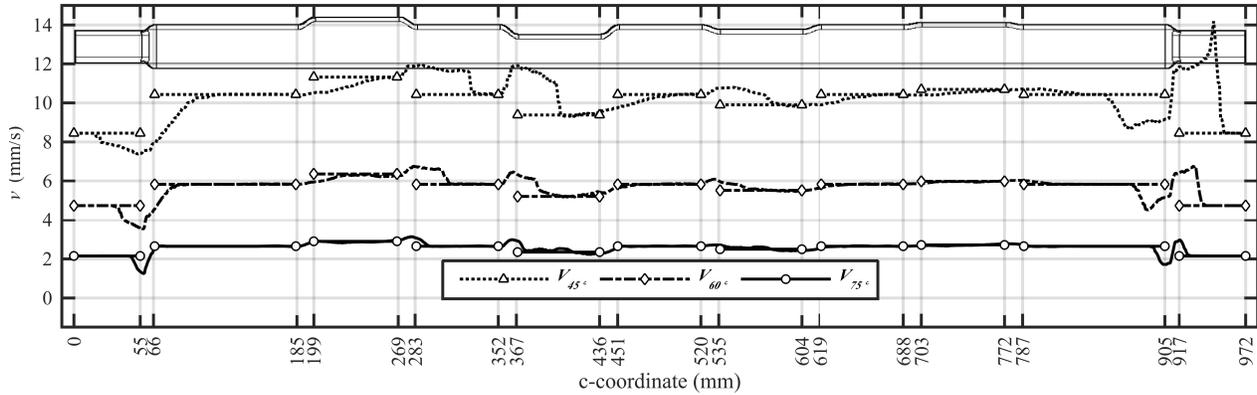


Figure 4.11. Effect of the target braid angle ( $\alpha_t$ ) on the mandrel process take-up speed profile ( $V$ ) and comparison to the baselines.

#### 4.7.2.3 Effect of the dominant master face on the mandrel process take-up speed profile and the process convergence zone length profile

The non-circular braiding model was applied to the frame and baseline mandrels.  $N_{sp}$  was set to 72 and  $\alpha_t$  to  $60^\circ$ . The effects of the dominant  $mf$  on  $V$  and  $H$  throughout  $c$  are reported in Figure 4.12 and Figure 4.13. In the first case, the web faces were set as the dominant  $mf$ . In the second case, the flange faces were set as the dominant  $mf$ . Foremost, Figure 4.12a and Figure 4.13a highlight that only considering web faces during the post-processing offers the best results.  $V_w$  and  $H_w$  follow the geometrical variations and are in accordance with the baselines constant values ( $V_{w,b}$  &  $H_{w,b}$ ). On the other hand,  $V_{fl}$  and  $H_{fl}$  from Figure 4.12b and Figure 4.13b barely vary along  $c$ . This result is caused by the frame's design, where only the cross-section's height changes. As previously discussed,  $v$  varies over faces with different widths. A wider face induces a longer deposited yarn segment, thus a longer  $\Delta c$ . Since the flange width remains constant throughout  $C$ , so will  $V_{fl}$  and  $H_{fl}$ . Some variations are still present from  $v_i$  defined over multiple section. Linearized curves are also plotted in Figure 4.12 and Figure 4.13:  $V_{w,lin}$ ,  $V_{fl,lin}$ ,  $H_{w,lin}$  and  $H_{fl,lin}$ . Linearization was used to remove the undesired variations present in  $V$  and  $H$  over the constant sections. Therefore, linearization was performed over each constant section with the section's  $V$  average value. Constant sections were connected using interpolations based on the mandrel's cross-section perimeter derivative along  $c$ .

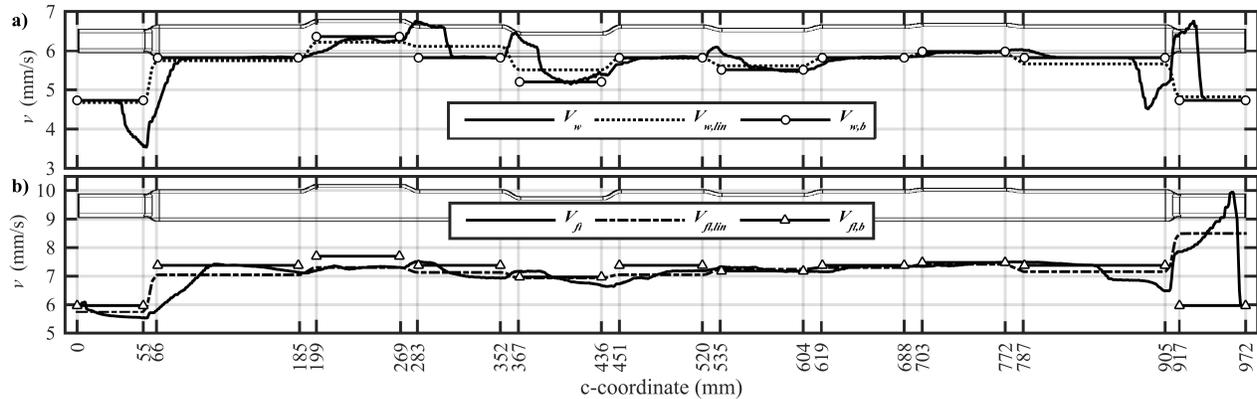


Figure 4.12. Effect of the dominant  $mf$  on the mandrel process take-up speed profile ( $V$ ) and comparison to the baselines: a) Left and right webs are the dominant  $mf$ ; b) Top and bottom flanges are the dominant  $mf$ .

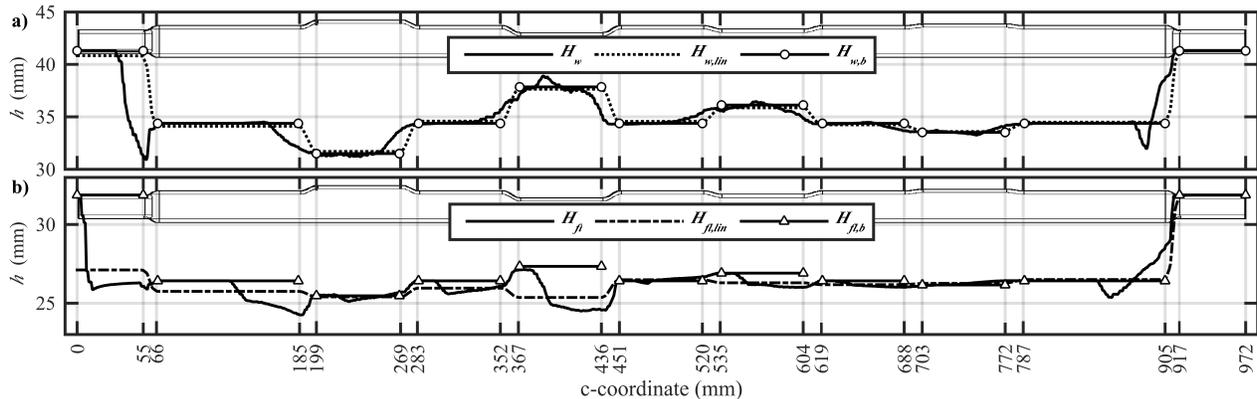


Figure 4.13. Effect of the dominant  $mf$  on the process convergence zone length ( $H$ ) and comparison to the baselines: a) Left and right webs are set as dominant  $mf$ ; b) Top and bottom flanges are set as dominant  $mf$ .

## 4.8 Experimental case study on an aircraft fuselage frame technological demonstrator

### 4.8.1 Methodology

From the previous numerical case study conclusions, two physical overbraiding tests were performed using the technological demonstrator. The first experimental test, referred as the “non-linearized” test, was performed with  $(V_w, H_w)$  from Figure 4.12a and Figure 4.13a. The second experimental test, referred as the “linearized” test, was performed with  $(V_{w.lin}, H_{w.lin})$  also from Figure 4.12a and Figure 4.13a. The experimental case study aimed to compare the measured braid

angle  $\alpha_m$  distributions to  $\alpha_l$  and  $\alpha_e$ . To ensure a complete coverage, 36 spools per yarn group were installed on the 144 carriers braiding machine. This spool-carrier configuration provided a diamond braid pattern (1/1) [45], which ensured the braid a maximum stability and firmness with minimum yarn slippage [23]. Spools were winded with TANSOME carbon fiber tows (H2550 A10 12K/800 Tex). The guiding ring's vibration system was used throughout the two tests.

#### 4.8.1.1 Robot path planning

Braiding was carried with an industrial robot (KUKA KR100-HA) mounted on a linear axis. The mandrel was linked to the robot's gripper with a connecting shaft and moved through the braiding machine's guiding ring. Homogeneous coordinates were used to express the position and orientation of each  $c_i$ . As discussed previously, Figure 4.14 shows that  $\mathbf{b}$  is made concentric with  $\mathbf{e}_i$ . Furthermore, studies showed that a start-up  $\alpha$  transient regime occurs if  $h$  is not set to the steady state value [17, 46]. Experimental observations also showed that a  $\alpha$  transient regime happens when the braid structure or the mandrel cross-section varies [42]. As shown in Figure 4.14, the distance between each  $C_i$  and the guiding ring's plane ( $h_1, h_2$  &  $h_3$ ) was forced to respect the post-processing  $H$ . Path planning then determined the associated robot positioning, i.e. the robot's position on the linear axis and the angular position of its joints. For this purpose, Monnot *et al.* developed a based on the robotic inverse kinematic model [42]. For curved  $C$ , the travelled distance by the robot and the  $C$  increment between two  $C_i$  are different. Hence, the robot's linear speed was adjusted from the post-processing output  $V$  as described in Monnot *et al.* [42]. Finally, the mandrel was braided in the horizontal plane, i.e. with the web faces parallel to the ground.

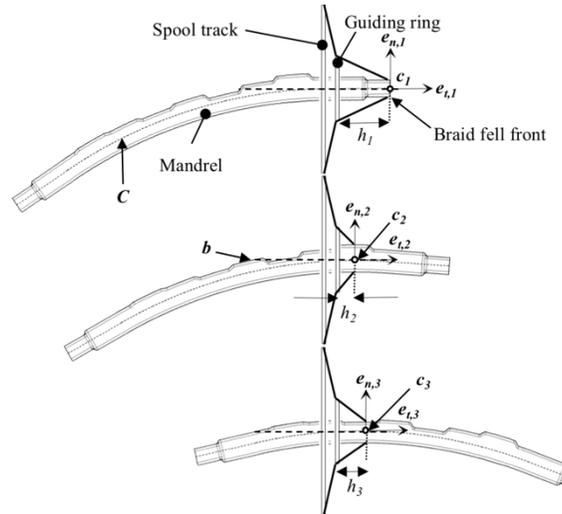


Figure 4.14. The braiding machine's center axis is made concentric with the  $c_i$  tangent. The distance between each  $C_i$  and the guiding ring's plane ( $h_1$ ,  $h_2$  &  $h_3$ ) was forced to respect  $H$ .

#### 4.8.1.2 Braid angle measurement methodology

Images of the mandrel's surface throughout  $C$  were taken to determine  $\alpha_m$ . The process was automated by moving the mandrel with the robot under a fixed camera (D3000 DSLR, Nikon) along a predetermined path. Path planning was accomplished with the previously developed algorithm. Images of the preform were analyzed one by one with an imaging algorithm [38, 39], beforehand calibrated with manual measurements. At first, the images were divided into tiles to provide a  $\alpha_m$  distribution over their lengths and widths. The number of horizontal and vertical tiles was chosen to fit around four cells. The second operation converted each tile (Figure 4.15a) in grayscale and accentuated the contrast and sharpness (Figure 4.15b). The third operation (Figure 4.15c) detected the edges using the Canny edge-detection method. The fourth operation (Figure 4.15d) detected the lines by applying a Hough transform to the edge-detection results. Lines that respected the minimum length criterion were kept and classified as either weft (green) or warp (red) vectors. The last operation determined the tile  $\alpha_m$  by computing the average angle of all weft and warp vector combinations. The process was then repeated for each tile and each image. Nine images per face were necessary to cover the mandrel's functional length. For constant sections, 5 measurements were taken along the face width and 10 measures along the face length. For varying sections, 5 measures were taken along the face width and 1 measure along the face length. No

measures were taken over the top flange varying sections; the steep incline surfaces made taking the images more difficult. A total of 1920 measures were taken per test.

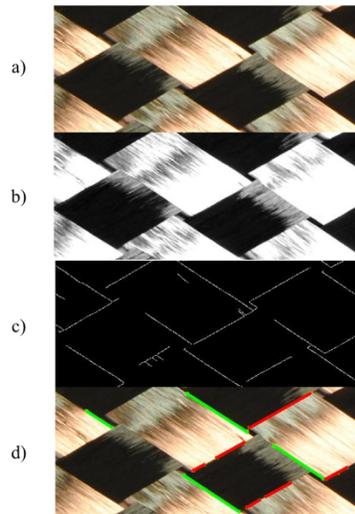


Figure 4.15. Imaging algorithm steps to determine  $\alpha_m$ : a) Original image; b) Grayscale image with the contrast and sharpness accentuated; c) Edge-detection using the Canny method; d) Lines are detected by applying a Hough transform to the edge-detection results.

## 4.8.2 Results & discussion

Figure 4.16 presents the non-linearized and linearized test results from physical overbraiding as well as the predictions made by the non-circular braiding model. Hence, for each face of the mandrel,  $\alpha_m$  and  $\alpha_e$  are plotted throughout  $c$ . Each plotted point represents the average  $\alpha_m$  value over the face width. The layout of an equivalent straight frame mandrel was added to the results' figures to help contextualize results.

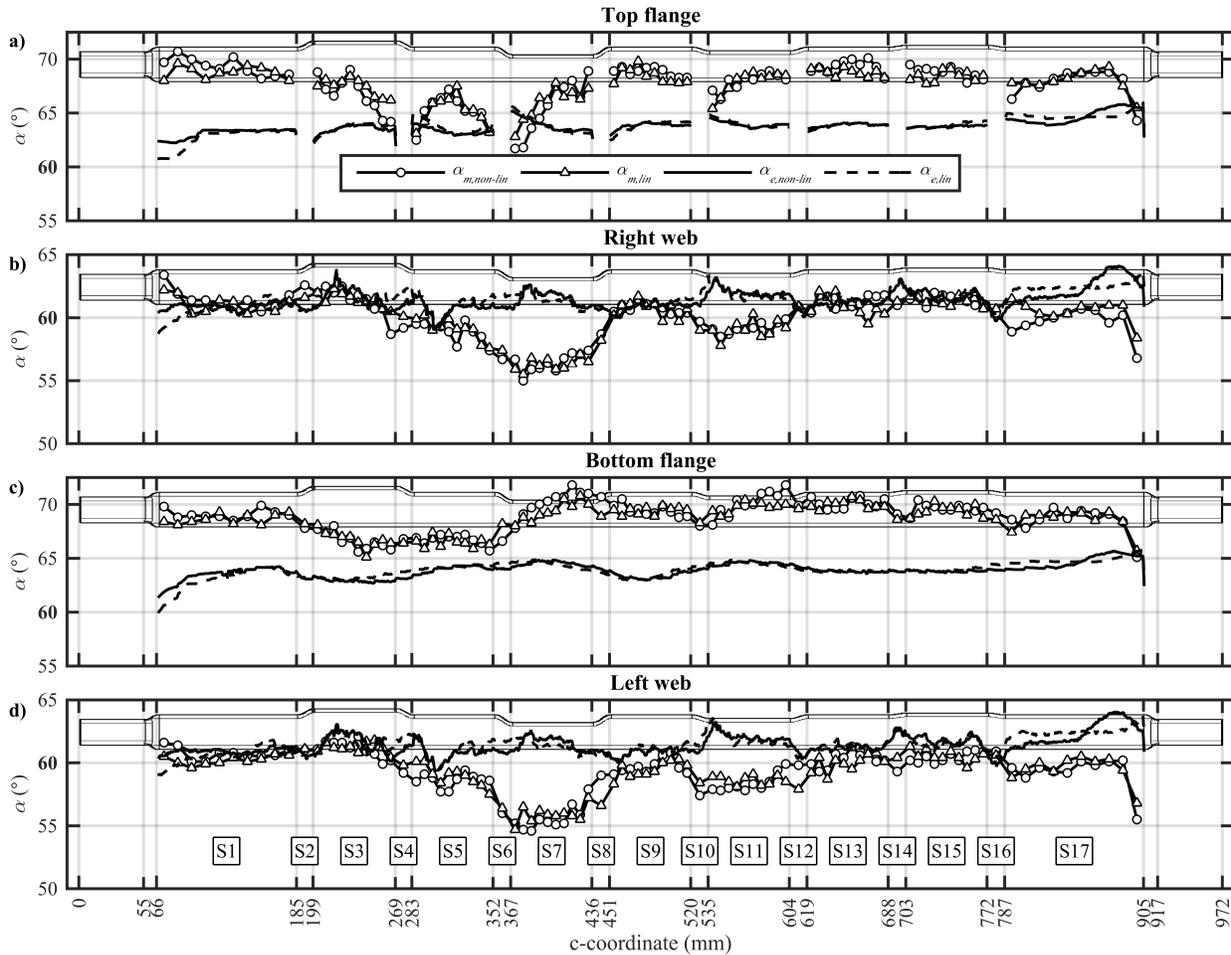


Figure 4.16. Measured braid angle ( $\alpha_m$ ) and expected braid angle ( $\alpha_e$ ) distributions throughout  $c$  for the non-linearized and linearized tests: a) Top flange (Legend applicable to all). Model results and measurements were omitted due to difficult experimental data acquisition; b) Right web; c) Bottom flange; d) Left web.

#### 4.8.2.1 Non-linearized vs. linearized expected and measured braid angle distributions

At first, linearization was performed to remove undesired variations from  $V$  and  $H$  as well as providing a better agreement to the mandrel's geometrical variations. In fact, Figure 4.16 reveals a minimal difference between the non-linearized and linearized results. Numerically, the absolute average difference between both tests  $\alpha_e$  distribution is  $0.38^\circ$  with a  $0.34^\circ$  standard deviation. Experimentally, the absolute average difference between both tests distribution  $\alpha_m$  is  $0.64^\circ$  with a  $0.49^\circ$  standard deviation. The small gap between  $V_w$  and  $V_{w,lin}$  in Figure 4.12a explains this result. The average absolute difference between both  $V$   $0.18$  mm/s with a  $0.21$  mm/s standard deviation.

The friction and interlacement forces that occur during manufacturing have a greater effect on  $\alpha_m$  than such a small  $V$  difference. Furthermore, controlling the mandrel's relative position regarding the guiding ring's plane may have contributed to this result. Contrarily to other studies,  $V$  is combined with  $H$  to generate the robot's control data. It allows a better control of the braid fell front position over the mandrel by minimizing the transitory regime. From Figure 4.13a, the absolute average difference between the non-linearized and the linearized  $H$  is 0.43 mm with a 0.57 mm standard deviation. Thus, the same conclusion can be drawn. Therefore, linearizing the non-circular braiding model results has no significant on  $\alpha_e$  and  $\alpha_m$ . Van Ravenhorst *et al.* justified “coarsening”  $V$  from the limitations of its control system. Thus, using an industrial robot eliminates this restriction and allows more flexibility.

#### 4.8.2.2 Left web and right web expected and measured braid angle distributions

Numerically, the average  $\alpha_e$  over both web faces is  $61.4^\circ$  with a  $0.9^\circ$  standard deviation. This gap with  $\alpha_t$  was explained in Section 4.6.2.1 and confirms its conclusion. Experimentally, the average  $\alpha_m$  is  $59.5^\circ$  with a  $2.6^\circ$  standard deviation. Figure 4.16b and Figure 4.16d show a good agreement between  $\alpha_e$  and  $\alpha_t$  until section S4, where  $\alpha_m$  decreases significantly. The same behavior was also observed on S6 and S10. The significant  $V$  variations that occur around these sections are responsible for this phenomenon (Figure 4.12a). Since  $V$  stabilizes halfway through the following constant cross-section (S5, S7 & S11), the higher  $V$  causes  $\alpha_m$  to decrease lower than  $\alpha_t$ . Therefore, this explain why the average and standard  $\alpha_m$  are higher the  $\alpha_e$  ones. Furthermore, the right web  $\alpha_m$  is slightly higher than the left web; the average absolute difference between them is  $0.9^\circ$  with a  $0.6^\circ$  standard deviation. During experimentation, the mandrel's weight bent the connection shaft. It caused the mandrel eccentricity from the braiding machine's center axis. The unbalanced fiber tension around the fell front distorted the braid structure and caused  $\alpha_m$  to be higher on the right web [33]. This difference is greater in the first half of the mandrel since the bending is more important. Moreover, Figure 4.17b and Figure 4.17c reveal yarn slipping over the corners of sections where the cross-section height decreases (S4 & S6). Arrows indicate the braiding direction. No yarn slipping is observed in Figure 4.17a and Figure 4.17d where the cross-section height increases (S2 & S8). Instead, yarns are crippled. Hence, the *Du et al.* conclusion that “braiding from a large to small mandrel diameter produces a more uniform braid microstructure”

also applies here [42]. However, it must be adapted to non-axisymmetric geometries and include the effect of corners.

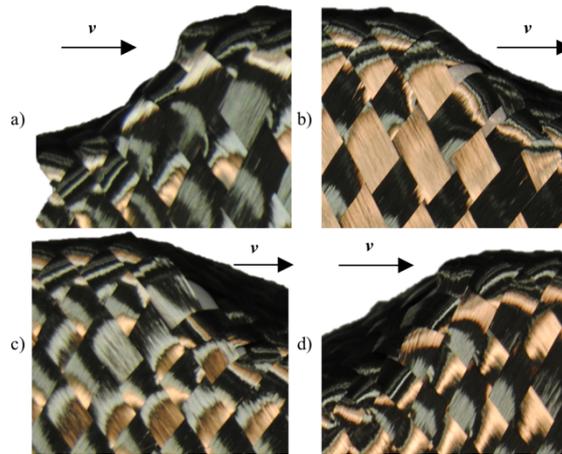


Figure 4.17. Yarn slip over the mandrel's surface around varying cross-section: a) S2 (height increase); b) S4 (height decrease); c) S6 (height decrease); d) S8 (height increase).

#### 4.8.2.3 Top flange & bottom flange expected and measured braid angle distributions

Numerically, the average  $\alpha_e$  over both flange faces is  $63.8^\circ$  with a  $0.7^\circ$  standard deviation. Experimentally, the average  $\alpha_m$  over both the flanges is  $68.0^\circ$  with a  $3.0^\circ$  standard deviation. This confirms conclusion from Section 4.6.2.1 stating that the flange faces  $\alpha_{e,fl}$  is higher than the web faces  $\alpha_{e,w}$ . However, examining Figure 4.16b and Figure 4.16d revealed that the top flange  $\alpha_m$  presents much more fluctuations than the bottom flange. The average  $\alpha_m$  absolute difference between them is  $1.5^\circ$  with a  $1.5^\circ$  standard deviation. The  $V$  overshoot around S4, S6 and S10 previously discussed could also explain this behavior. The higher  $V$  causes the braid fell front to pass right through the cross-section height variations, therefore not conforming to the top flange topology. The phenomenon is shown in Figure 4.18 where the empty mandrel images overlay the braided preform images. Black shades on the images reveal where braid is not in contact with the mandrel's surface. This phenomenon is observed around steep cross-section variations (Figure 4.18a and Figure 4.18b). However, the low cross-section variations show much better results (Figure 4.18c). Secondly, using the effective  $C$  also caused the braid not to be in contact with the top flange surface. The mandrel's eccentricity with the braiding machine's center axis distorted the braid structure, hence increasing  $\alpha_m$ . It also prevented the fell front portion above the top flange to be in contact with the face surface. Hence, the contact was only made downstream of the varying

cross-section as illustrated in Figure 4.18. Finally, the average  $\alpha_e$  absolute difference between the top and bottom flanges is  $0.5^\circ$  with a  $0.4^\circ$  standard deviation. This result is much smaller than for  $\alpha_m$  since the non-circular braiding model basic assumptions neglect the described phenomena. The absolute difference is mainly due to the mandrel's eccentricity.

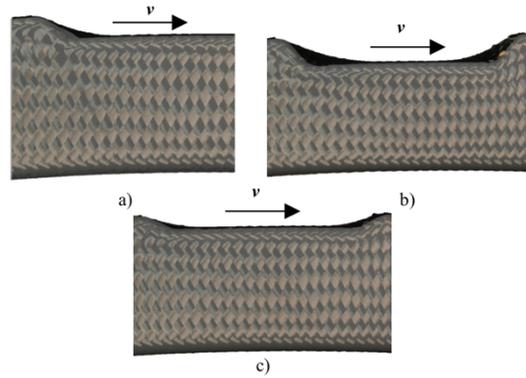


Figure 4.18. Images of the empty mandrel (grey) are overlaid over images of the preform. Shades reveal where the preform isn't in contact with the mandrel: a) S4 & S5; b) S6, S7 & S8; c) S10, S11 & S12.

#### 4.8.2.4 Measured braid angle distribution over the face width

Figure 4.19 presents the  $\alpha_m$  distribution over the mandrel's face width for the non-linearized test. The right web and bottom flange results are presented in Figure 4.19a and Figure 4.19b. Each plotted curve is associated with a different measure position: left edge ( $L_e$ ), left center ( $L_c$ ), center ( $C$ ), right center ( $R_c$ ) & right edge ( $R_e$ ). For both faces,  $\alpha_m$  reaches its maximum at the center and its minimum near the edges. The left edge  $\alpha_m$  is most of the time higher than the right  $\alpha_m$ , which indicates a slight misalignment of the mandrel. The distorted braid structure is explained by a small rotation of the mandrel around the connection shaft during physical overbraiding. Furthermore, the average  $\alpha_m$  difference between the highest and lowest  $\alpha_m$  over the width is higher on the bottom flange ( $6.4^\circ$ ) than on the right web ( $4.8^\circ$ ). Curves from Figure 4.19a are closer to each other than on Figure 4.19b. Hence,  $\alpha_m$  variation over the face width is wider for larger faces, hence higher  $\alpha$ . Figure 4.20 suggests an explanation to these results.

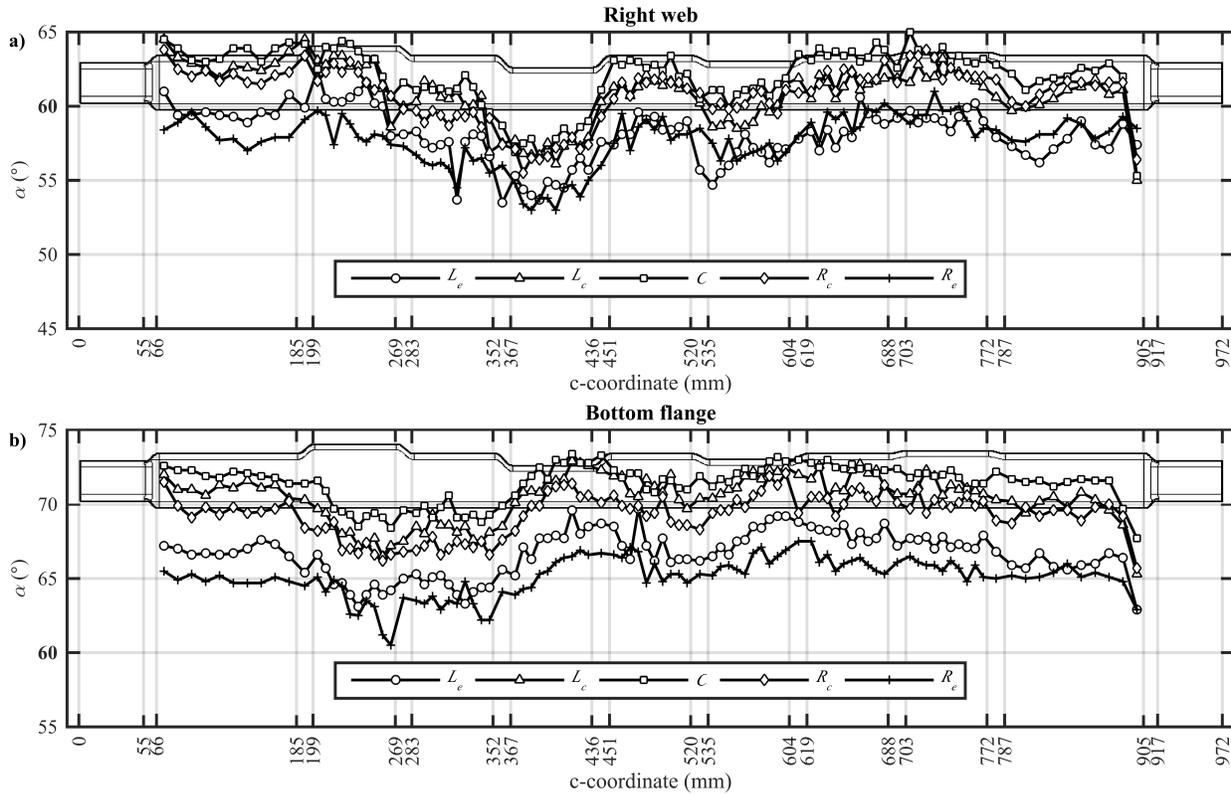


Figure 4.19. Measured braid angle ( $\alpha_m$ ) distribution over the mandrel's faces width along  $c$ : a) Right web; b) Bottom flange.

The varying  $\alpha_m$  measure over the mandrel's face is illustrated at Figure 4.20, with the braiding of a rectangular mandrel with a constant  $\alpha_t$ . Both  $\omega$  and  $V$  were set constant. Only one yarn is illustrated. Figure 4.20a presents how the process is idealized by the non-circular braiding model. When no yarn friction or interlacement forces between yarns are considered, the theoretical  $s_{i+1}$  and  $q_{i+1}$  are located on the same plane as the  $p_{i+1}$  plane facet. The deposited yarn segment  $\alpha_e$  between  $p_i$  and  $p_{i+1}$ ,  $\alpha_l$ , is equal to  $\alpha_t$ . Figure 4.20b presents the effect of yarn friction and interlacing forces. As described by Zhang *et al.*, the straight yarn assumption in the convergence zone used by most braiding models is not valid [18, 19]. Yarns are rather curved which causes  $h_2$  to be smaller than  $h_1$ . Therefore,  $\alpha_2$  is higher than  $\alpha_1$ . Figure 4.20c illustrates what was observed when overbraiding the frame's mandrel. The mandrel's non-axisymmetric cross-section causes the braid deposition to be discrete rather than continuous. As shown Figure 4.20c,  $p_i$  and  $p_{i+1}$  are located on mandrel's edges. Between two  $p$ , each yarn leans on the non-deposited braid in the convergence zone. The following yarns follow the same behavior and interlace with the previous

yarns. These interactions create friction and interlacement forces between yarns, which are most important in the convergence zone. As described in the non-circular braiding model, deposition only happens when  $s_{i+1}$  gets below  $p_i$  adjacent facet plane. Observations showed the yarn deposition is delayed. As shown in Figure 4.20 c, when  $s_{i+1}$  reaches its deposit position, the  $q_{i+1}$  has already exceeded its expected deposit position  $q'_{i+1}$ . Hence, the non-deposited braid is subjected to a tensile force due to the additional  $\Delta\gamma_{i+1}$  and  $\Delta m$  which causes the yarn to curve. However, the interlacing structure constrains and prevents the yarn segment at the middle of the face from curving. Therefore,  $\alpha_m$  near the edges ( $\alpha_3$ ) is lower than  $\alpha_m$  at the face center ( $\alpha_2$ ). This phenomenon is amplified for high number of yarns from the increased yarn friction and interlacement forces. Moreover, a  $\alpha_t$  higher than the jamming angle also amplifies the phenomenon. The shorter  $h$  compacts the non-deposited braid, increases the friction forces and increases the deposition delay.

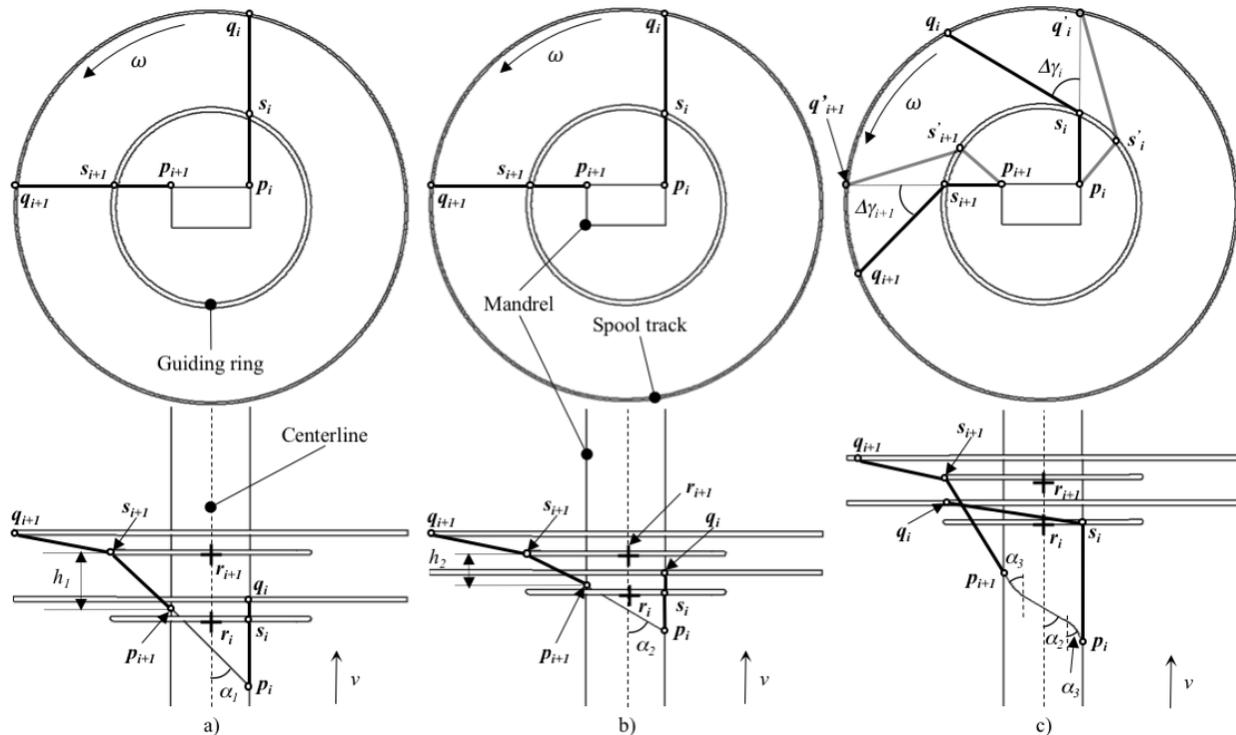


Figure 4.20. Representation of the braid deposition over a non-axisymmetric mandrel a) As modeled by the non-circular braiding model; b) As corrected by Zhang *et al.* [18, 19], stating that the straight yarn assumption is false and explains why  $\alpha_m$  is higher; c) As observed experimentally,  $\alpha_m$  is lower near the face edges than at the face center.

## 4.9 Conclusion

Through this study, a non-circular braiding model, based on improvements and additions to van Ravenhorst *et al.*'s work, was developed with the intent of manufacturing the braided preform of an aircraft fuselage frame. Numerical case studies were performed with typical geometries found in primary structures and on a technological demonstrator. Results highlight the “local” nature of a vector-based model. Circular braiding models use the diameter to describe the mandrel global geometrical variations. On the contrary, the vector-based model response is highly dependant on the topology “seen” by each yarn. Thus, two close consecutive yarns may have significantly different mandrel take-up speed profiles. Therefore, numerical noise is present even over simple constant geometries. Post-processing the inverse solution raw results by filtering the inflexion points and selecting dominant master face proved to be a good solution, but still need to be improved. Physical overbraiding of the technological demonstrator was automated with a high-accuracy industrial robot. Its flexibility allowed to couple the process mandrel take-up speed and the process convergence zone length profiles for path planning. Hence, providing a better control on the braid fell front. Experimental results were obtained by automated imaging and braid angle measurements. Analyses showed that the measured braid angle is significantly higher on the flange than on the web faces. An important braid angle variation was observed over the faces' widths due to yarn friction and interlacing forces. Furthermore, linearizing the post-processing outputs has shown to have no benefits. Integrating the yarns interaction into a non-circular braiding model would be beneficial to improve the prediction of the braided structure. Improving the filtering of fell points would eliminate the necessity to use master faces and improve the mandrel take-up speed profile.

## 4.10 Acknowledgments

The authors wish to acknowledge the financial support from the Fond de Recherche du Québec Nature et Technologies (FRQNT) and the Natural Sciences and Engineering Research Council (NSERC, RGPIN-2016-06410) of Canada. They also thank professor Farbod Khameneifar for comments that greatly improved the manuscript.

## CHAPITRE 5 AUTOMATISATION

L'automatisation de la mise en forme et de la caractérisation de préformes tressées à l'aide d'un manipulateur industriel correspond au deuxième objectif du présent travail de recherche. Ce chapitre présente les différents aspects de l'automatisation : définition du mandrin, définition de l'outil, définition de la trajectoire, planification de trajectoire, simulation et programmation du manipulateur. Ces derniers ont été sommairement présentés dans l'article intitulé « *Automated braiding of dry preforms for aerospace structural components* » présenté à l'Annexe A.

### 5.1 Définition du mandrin

La trajectoire ( $\Gamma$ ) parcourue par le manipulateur lors de la mise en forme des préformes tressées est directement reliée à l'axe neutre du mandrin. Tel que mentionné la Figure 3.4, l'axe neutre et la surface externe du mandrin sont aussi utilisés par les modèles de tressage, ainsi que lors de la mise en forme et la caractérisation des préformes. Certaines normes de conception doivent être respectées afin que l'axe neutre et la surface soient compatibles avec l'ensemble des différents modules du système automatisé. Dans le cadre du projet de recherche, le logiciel de conception assistée par ordinateur Catia (Dassault Systèmes) a été utilisé pour modéliser en 3D les mandrins. Les normes de conception à respecter sont les suivantes :

1. L'axe neutre du mandrin est défini comme étant la courbe passant par le centroïde de chacune des sections du mandrin. Dans la mesure du possible, la stratégie de modélisation de la surface du mandrin devrait inclure la définition de l'axe neutre;
2. Une modélisation de type surfacique devrait être privilégiée pour la conception du mandrin. Seule sa surface externe est utile pour les modèles de tressage et la caractérisation. Une modélisation de type solide ne ferait qu'augmenter inutilement la taille du maillage de la surface;
3. La première section du mandrin doit être définie dans le plan  $\mathcal{XY}$  du repère du mandrin  $\mathcal{F}_m$ . Le centroïde de cette section doit correspondre à l'origine du repère du mandrin  $\mathcal{F}_m$ . Ainsi, les coordonnées cartésiennes du premier point de l'axe neutre du mandrin sont  $(0,0,0)$ ;
4. Aucun élément de l'axe neutre ou de la surface du mandrin ne doit être situé dans la partie négative de l'axe  $\mathcal{Z}_m$  du repère du mandrin  $\mathcal{F}_m$ ;

5. L'axe neutre du mandrin, incluant ses extrémités, est maillé avec une série de points. Le nombre de points qui est laissé à la discrétion de l'utilisateur dépend de la complexité de la géométrie du mandrin et de l'architecture de la préforme. Les coordonnées cartésiennes de l'ensemble des points sont exportées dans un fichier texte;
6. Le maillage de la surface du mandrin doit être exporté sous le format STL. Ce fichier doit être en format ASCII.

## 5.2 Définition de l'outil

Lors de la mise en forme des préformes tressées (Figure 5.1a), l'outil ( $\varepsilon$ ) correspond à un point sur l'axe central du métier à tresser dont la transformée homogène dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ) est définie par :

$${}^wT_\varepsilon = \begin{bmatrix} [\mathbf{Q}(\phi = \pi/2)]_y & \begin{bmatrix} b_{\varepsilon,x} \\ b_{\varepsilon,y} \\ b_{\varepsilon,z} \end{bmatrix} \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \quad (5-4)$$

où  $\mathbf{b}_\varepsilon$  est la position cartésienne de l'outil ( $\varepsilon$ ) dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ). L'orientation de l'outil ( $\varepsilon$ ) dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ) est donnée par une matrice de rotation de  $90^\circ$  selon  $\mathcal{Y}_w$ . La position cartésienne de l'outil  $\mathbf{b}_\varepsilon$  varie selon la longueur de la zone de convergence ( $h$ ) déterminée par le modèle de tressage. Une rotation supplémentaire selon l'axe  $\mathcal{Z}_\varepsilon$  du repère de l'outil ( $\mathcal{F}_\varepsilon$ ) peut aussi être effectuée selon le plan de tressage désiré.

La caractérisation des préformes tressées est effectuée dans une station de caractérisation présentée à la Figure 5.1b. Un appareil photo réflex Nikon D3100, avec un objectif AF-S Nikkor (18-55mm) et une lentille polarisante, est installé sur les membrures de la structure avec l'objectif pointant vers l'axe  $\mathcal{Z}_w$  du repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ). Dans ce ce contexte, l'outil ( $\varepsilon$ ) correspond au point focal de l'appareil photo dont la transformée homogène dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ) est définie par :

$${}^wT_\varepsilon = \begin{bmatrix} [\mathbf{Q}(\phi = \pi/2)]_y [\mathbf{Q}(\phi = \pi)]_z & \begin{bmatrix} b_{\varepsilon,x} \\ b_{\varepsilon,y} \\ b_{\varepsilon,z} \end{bmatrix} \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \quad (5-5)$$

où  $\mathbf{b}_\varepsilon$  est la position cartésienne de l'outil ( $\varepsilon$ ) dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ) et  $\mathbf{Q}(\phi)$  une matrice de rotation. Cette position varie selon l'objectif et la distance focale utilisées. L'orientation de l'outil

( $\varepsilon$ ) dans le repère universel ( $\mathcal{F}_w$ ) est donnée par deux rotations successives;  $90^\circ$  selon l'axe  $Y_w$  et  $180^\circ$  selon l'axe  $Z_\varepsilon$ .

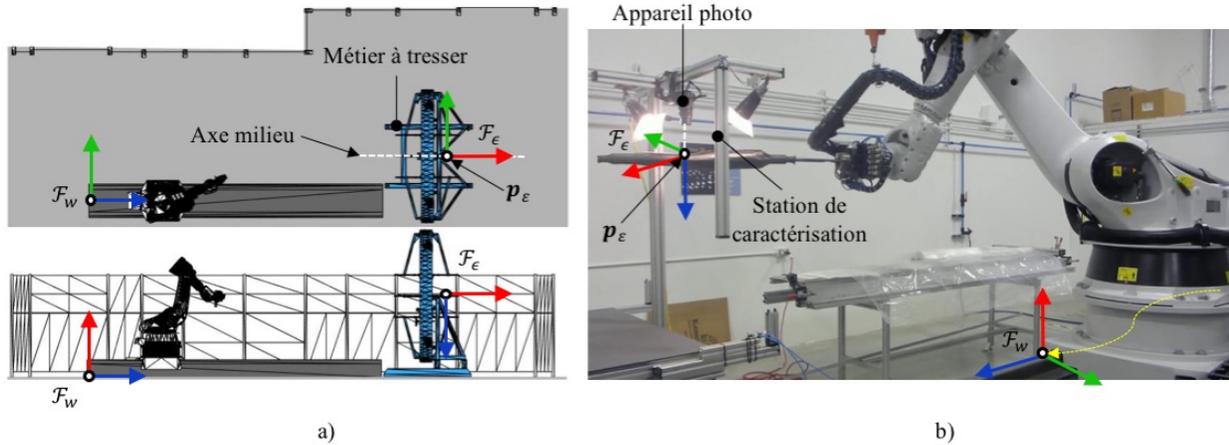


Figure 5.1. Définition de l'outil ( $\varepsilon$ ) : a) Point sur l'axe milieu du métier à tresser; b) Point focal de l'appareil photo installé sur la station de caractérisation.

### 5.3 Définition de la trajectoire

La trajectoire ( $\Gamma$ ) suivie par le manipulateur est fonction de la géométrie du mandrin étudié. Pour le tressage (Figure 5.2a), la trajectoire ( $\Gamma$ ) correspond à l'axe neutre du mandrin. Lors de la caractérisation (Figure 5.2b), la trajectoire ( $\Gamma$ ) correspond à une ou des courbes situées sur la surface maillée du mandrin. Pour ce faire, les faces du mandrin devant être photographiées sont définies de la même façon que les « *master faces* » dans le modèle de tressage non circulaire (Chapitre 4). Par la suite, un FSL est défini sur chacune des faces en utilisant un FDF dont l'angle de tresse cible ( $\alpha_t$ ) est nul. En fonction de la topologie du mandrin et du nombre d'images nécessaires, la trajectoire ( $\Gamma$ ) correspond aux points milieux de chaque image. Le nombre de point total de la trajectoire est  $N_\Gamma$ . Les coordonnées cartésiennes de chacun des points de la trajectoire ( $\Gamma$ ) dans le repère du mandrin ( $\mathcal{F}_m$ ) sont contenues dans la matrice  $\mathbf{P}_\Gamma$ . L'orientation de chaque point de la trajectoire est définie à l'aide des repères de Frenet-Serret. Ils permettent de définir localement le comportement d'une courbe à l'aide d'une triade formée de vecteurs unitaires tangent ( $\mathbf{e}_t$ ), normal ( $\mathbf{e}_n$ ) et binormal ( $\mathbf{e}_b$ ). Les matrices contenant ces vecteurs à chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ) sont définies comme suit :

$$\mathbf{E}_t = \mathbf{P}_\Gamma' \quad (5-6)$$

$$\mathbf{E}_b = \frac{\mathbf{P}_{\Gamma}' \times \mathbf{P}_{\Gamma}''}{\|\mathbf{P}_{\Gamma}' \times \mathbf{P}_{\Gamma}''\|} \quad (5-7)$$

$$\mathbf{E}_n = \mathbf{E}_b \times \mathbf{E}_t \quad (5-8)$$

où  $\mathbf{E}_t$  est la matrice contenant les vecteurs tangents ( $\mathbf{e}_t$ ) à chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ),  $\mathbf{E}_b$  est la matrice contenant les vecteurs binormal ( $\mathbf{e}_b$ ) à chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ),  $\mathbf{E}_n$  est la matrice contenant les vecteurs normal ( $\mathbf{e}_n$ ) à chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ),  $\mathbf{P}_{\Gamma}' = \nabla \mathbf{P}_{\Gamma}$  et  $\mathbf{P}_{\Gamma}'' = \nabla^2 \mathbf{P}_{\Gamma}$ . Dans le cas où la courbe de l'axe neutre est dans un seul plan (2D), le vecteur normal ( $\mathbf{e}_n$ ) de l'axe neutre correspond à la normale du plan. Dans le cas où la courbe de l'axe neutre est 3D, le vecteur normal ( $\mathbf{e}_n$ ) doit être préalablement fixé entre raison du « *twist* » de la courbe. La transformée homogène de chaque point  $i$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ) dans le repère du mandrin ( $\mathcal{F}_m$ ) est définie comme :

$${}^m\mathbf{T}_{\Gamma} = \begin{bmatrix} [\mathbf{e}_n \ \mathbf{e}_b \ \mathbf{e}_t]_m & \begin{bmatrix} \mathbf{P}_{\Gamma,ix} \\ \mathbf{P}_{\Gamma,iy} \\ \mathbf{P}_{\Gamma,iz} \end{bmatrix} \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \quad (5-9)$$

Il est toutefois plus utile de définir la trajectoire ( $\Gamma$ ) dans le repère de l'effecteur ( $\mathcal{F}_{EE}$ ). Pour ce faire, il convient de multiplier  ${}^m\mathbf{T}_{\Gamma}$  par  ${}^{EE}\mathbf{T}_m$ , soit la transformée homogène faisant le lien entre le repère du mandrin ( $\mathcal{F}_m$ ) et le repère de l'effecteur ( $\mathcal{F}_{EE}$ ) :

$${}^{EE}\mathbf{T}_{\Gamma} = {}^{EE}\mathbf{T}_m {}^m\mathbf{T}_{\Gamma} \quad (5-10)$$

$${}^{EE}\mathbf{T}_m = \begin{bmatrix} [I]_{3 \times 3} & \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ dz \end{bmatrix} \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} \quad (5-11)$$

Le repère dans lequel le mandrin est modélisé ( $\mathcal{F}_m$ ) possède la même l'orientation que le repère de l'effecteur ( $\mathcal{F}_{EE}$ ). Ainsi, la transformée homogène  ${}^{EE}\mathbf{T}_m$  correspond à une translation selon l'axe  $\mathcal{Z}_{EE}$  du repère de l'effecteur ( $\mathcal{F}_{EE}$ ). En effet, lors de la mise en forme et de la caractérisation des préformes tressées, le mandrin est lié au porte-outil du manipulateur à l'aide d'une tige de liaison. Tel que présenté à la Figure 5.2c, la tige s'encastre d'une part dans le porte-outil et de l'autre dans

l'adaptateur du mandrin. Le porte-outil est installé sur l'effecteur du manipulateur. De ce fait, la translation équivaut à la somme de la longueur effective de la tige de liaison et du porte-outil ( $dz$ ).

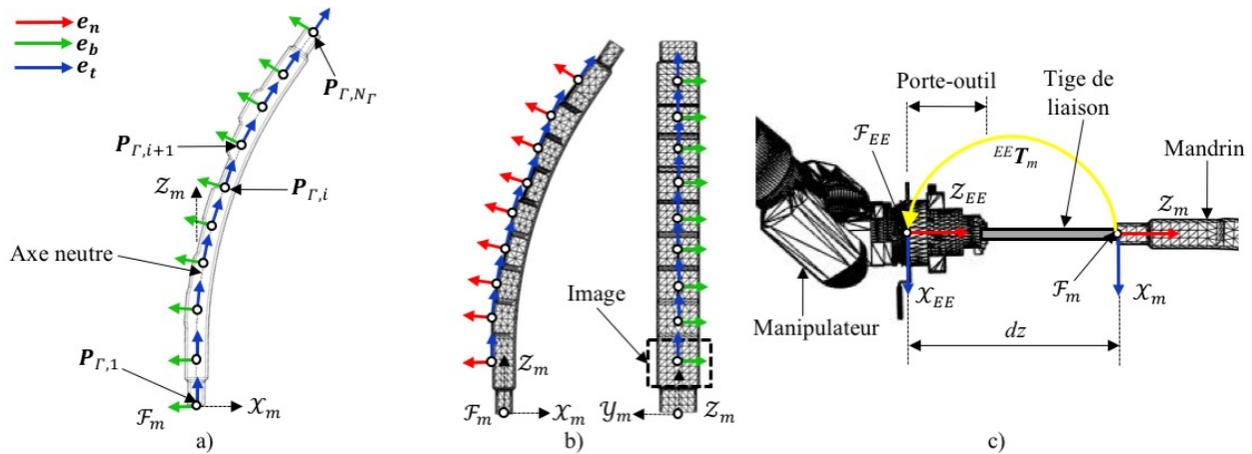


Figure 5.2. Définition de la trajectoire : a) Axe neutre du mandrin; b) Points milieux des images; c) Lien entre le mandrin et l'effecteur du manipulateur : porte-outil et tige de liaison.

#### 5.4 Panification de la trajectoire

L'objectif de la planification est de déterminer la position et l'orientation que doit avoir l'effecteur du manipulateur dans le repère universel  $\mathcal{F}_w$  à chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Pour ce faire, l'orientation et la position de chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ) doivent être égales à ceux de l'outil ( $\varepsilon$ ) :

$${}^wT_{\Gamma} = {}^wT_{\varepsilon} \quad (5-12)$$

La transformée homogène de l'outil dans le repère universel  ${}^wT_{\varepsilon}$  ne varie pas dans le cas de la caractérisation. Pour la mise en forme, elle est connue pour chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ). La transformée homogène de l'effecteur dans le repère universel ( ${}^wT_{EE}$ ) est déterminée en réexprimant l'Équation 5-12 en fonction de termes connus :

$${}^wT_{EE} = {}^wT_{\varepsilon} ({}^{EE}T_{\Gamma})^{-1} \quad (5-13)$$

### 5.4.1 Algorithme d'optimisation

L'algorithme d'optimisation a pour objectif de déterminer la séquence optimale de positions angulaires  $(\theta_1, \dots, \theta_6)$  permettant de parcourir les  $N_\Gamma$  points de la trajectoire  $(\Gamma)$  définie. L'utilisation d'un rail permet d'augmenter le nombre de configurations permettant d'obtenir la position et l'orientation désirée de l'effecteur ( ${}^w\mathbf{T}_{EE}$ ). Pour ce faire, une optimisation est effectuée en utilisant des critères cinématiques et cinétostatiques [47]. L'algorithme présenté dans cette section est appliqué à la mise en forme des préformes tressées. L'algorithme pour la caractérisation des préformes n'est pas présenté puisqu'il est une simplification de ce dernier. Pour aider à la compréhension, l'ordinogramme de l'algorithme simplifié est présenté à la Figure 5.3.

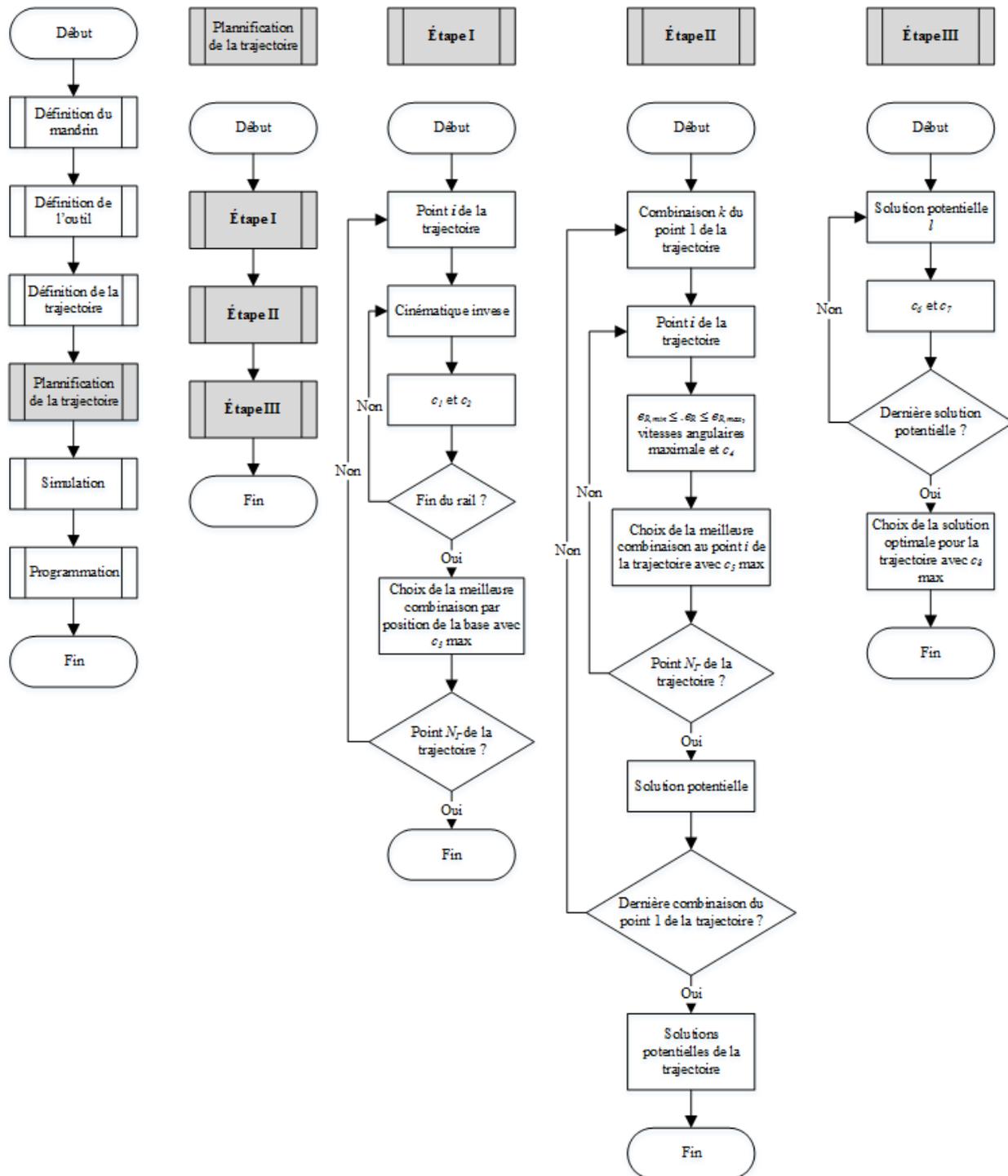


Figure 5.3. Ordigramme de l'algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur pour la mise en forme et la caractérisation de préformes tressées.

### 5.4.1.1 Étape I : Combinaisons de postions angulaires

La première étape consiste à déterminer l'ensemble des combinaisons de positions angulaires pour chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Afin de tirer avantage du septième DDL que procure le rail, sa longueur est discrétisée. Pour chaque position de la racine sur le rail ( $e_R$ ), le modèle cinématique inverse est utilisé [40]. Ce dernier prend en entrée la transformée homogène de la racine dans le repère universel ( ${}^wT_R$ ), la transformée homogène de l'effecteur dans le repère universel ( ${}^wT_{EE}$ ) associée au point  $i$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ) et détermine l'ensemble des combinaisons de positions angulaires du manipulateur ( $\theta_1, \dots, \theta_6$ ). Seules les combinaisons situées à l'intérieur des limites articulaires du robot sont conservées. Pour chaque solution valide, les critères cinématiques et cinétostatiques détaillés au Tableau 5.1 sont évalués [47].

Tableau 5.1. Critères cinématiques et cinétostatiques.

<b>Critères <math>c_1</math> et <math>c_2</math></b>	
Conditionnement de la matrice Jacobienne	Limites articulaires
$c_{1,i} = \text{cond}(J)$ (5-14)	$c_{2,i} = \sum_{j=1}^6 ( \bar{\theta}_j - \theta_{j,i} ) \times w_j$ (5-15)
<ul style="list-style-type: none"> <li>• <math>J</math> est la matrice jacobienne associée à la posture du manipulateur [40];</li> <li>• Plus <math>c_1</math> est faible, plus la posture du manipulateur est « isotropique »;</li> <li>• Les solutions avec <math>c_1 &gt; 15</math> sont écartées.</li> </ul>	<ul style="list-style-type: none"> <li>• <math>\bar{\theta}_j</math> est l'angle objectif associé à une articulation, normalement le milieu de la limite articulaire;</li> <li>• <math>\theta_{j,i}</math> est la position angulaire de l'articulation <math>j</math> au point <math>i</math>;</li> <li>• <math>w_j</math> est le poids associé à l'articulation;</li> <li>• Plus <math>c_2</math> est faible, plus la posture est proche de la posture souhaitée.</li> </ul>

Une fois que toutes les combinaisons associées au point  $i$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ) sont calculées, un critère global est déterminé pour chaque combinaison à partir des deux critères précédents :

$$c_{3,i} = \frac{1}{2} \left( \frac{c_{1,\min}}{c_{1,i}} + \frac{c_{2,\min}}{c_{2,i}} \right) \quad (5-16)$$

Pour chaque position du rail, une seule combinaison est conservée en utilisant le critère global comme base comparative.

### 5.4.1.2 Étape II : Solutions potentielles

La seconde étape consiste à déterminer, à partir des résultats de la première étape, l'ensemble des solutions possibles pour les ( $N_\Gamma$ ) points de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Une solution est définie en choisissant une combinaison de positions angulaires du manipulateur pour chaque point de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Ainsi, le processus débute en sélectionnant une première combinaison associée au premier point de la trajectoire ( $\Gamma$ ). À partir des modèles de tressage, l'incrément de temps requis entre les points  $i$  et  $i + 1$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ) est connu. Connaissant la vitesse maximale de déplacement de la racine sur le rail, la plage de valeur que peut atteindre cette dernière sur le rail est connue, soit  $[e_{R,min}, e_{R,max}]$ . Ainsi, seules les combinaisons du point  $i + 1$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ) dont la position de la racine sur le rail ( $e_R$ ) se trouve à l'intérieur de cette plage sont conservées. Pour chacune des articulations, la vitesse angulaire ( $\dot{\theta}_j$ ) doit aussi être inférieure à la vitesse angulaire maximale ( $\dot{\theta}_{j,max}$ ) recommandée par le manufacturier [48]:

$$\dot{\theta}_j = \frac{\theta_{j,i+1} - \theta_{j,i}}{\Delta t_{i+1}} \leq \dot{\theta}_{j,max} \quad \forall j = 1:6 \quad (5-17)$$

où  $\Delta t$  est l'incrément de temps entre le point  $i$  et  $i + 1$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Pour chaque combinaison retenue, un nouveau critère basé sur la somme des incréments des positions angulaires est calculé :

Tableau 5.2. Critère basé sur l'incrément total des positions angulaires.

<b>Critère <math>c_4</math></b>	
Incrément total des positions angulaires des articulations	
$c_{4,i} = \sum_{j=1}^6 ( \theta_{j,i+1} - \theta_{j,i} ) \quad (5-18)$	(5-18)
<ul style="list-style-type: none"> <li>• <math>\theta_{j,i}</math> est la position angulaire de l'articulation <math>j</math> associée au point <math>i</math> de la trajectoire (<math>\Gamma</math>);</li> <li>• Plus <math>c_4</math> est faible, plus l'amplitude (<math> \theta_{j,i+1} - \theta_{j,i} </math>) et la vitesse angulaire (<math>\dot{\theta}_j</math>) du déplacement est faible.</li> </ul>	

Ce critère est ajouté au critère global afin de sélectionner la meilleure combinaison au point  $i + 1$  :

$$c_{5,i} = \frac{1}{2} \left( c_{3,i} + \frac{c_{4,min}}{c_{4,i}} \right) \quad (5-19)$$

Le processus est répété jusqu'au dernier point de la trajectoire ( $\Gamma$ ) et pour chaque combinaison du premier point de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Le résultat obtenu est donc l'ensemble des solutions potentielles associé à la trajectoire ( $\Gamma$ ).

### 5.4.1.3 Étape III : Solution optimale de la trajectoire

La solution optimale pour une trajectoire ( $\Gamma$ ) donnée est celle qui minimise la variation des positions angulaires des articulations ( $c_6$ ) et la variation de la position de la racine sur le rail ( $c_7$ ). Pour cela, le critère global  $c_8$  est calculé pour chaque solution potentielle :

$$c_{6,l} = \sum_{i=2}^{N_\Gamma} (e_{R,i} - e_{R,i-1}) \quad (5-20)$$

$$c_{7,l} = \sum_{i=2}^{N_\Gamma} \sum_{j=1}^6 (\theta_{j,i} - \theta_{j,i-1}) \quad (5-21)$$

$$c_{8,l} = 0.5 \times \frac{c_{6,\min}}{c_{6,l}} + 0.5 \times \frac{c_{7,\min}}{c_{7,l}} \quad (5-22)$$

où  $e_{R,i}$  est la position de la racine ( $R$ ) sur le rail au point  $i$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ) et  $\theta_{j,i}$  la positions angulaire de l'articulation  $j$  au point  $i$  de la trajectoire ( $\Gamma$ ). Les critères  $c_6$  et  $c_7$  permettent de minimiser les mouvements de grandes amplitudes du manipulateur. Pour les modèles de tressage, il est nécessaire de définir l'axe neutre avec un grand nombre de points. Les incréments de temps entre chacun des points sont donc faibles. Ainsi, les vitesses angulaires des articulations ( $\dot{\theta}_j$ ) peuvent rapidement dépasser les vitesses angulaires maximales ( $\dot{\theta}_{j,max}$ ). De plus, un grand nombre de déplacements de la racine ( $R$ ) sur le rail induit des vibrations dans le mandrin. Cela a pour effet de créer une excentricité instantanée de l'axe neutre du mandrin avec l'axe central du métier, ce qui est à proscrire [33].

## 5.5 Simulation et programmation du manipulateur

Une validation des mouvements et des déplacements du manipulateur associés à la trajectoire planifiée est effectuée avant son exécution en laboratoire. Pour ce faire, les modèles 3D des éléments de la cellule robotisée ainsi que les différentes membrures du manipulateur sont positionnés dans l'espace en fonctions des résultats l'algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur : des positions angulaires des articulations ( $\theta_j$ ), positions de la racine sur le rail

( $e_R$ ) et positions/orientations de l'effecteur associés à chaque point de la trajectoire. Des fichiers STL sont utilisés pour représenter et animer les éléments de la cellule robotique puisque des fonctions internes de Matlab permettent de facilement les afficher en 3D. La Figure 5.4 présente un exemple de simulation des mouvements et des déplacements du manipulateur lors du tressage du mandrin de la Figure 3.1c.

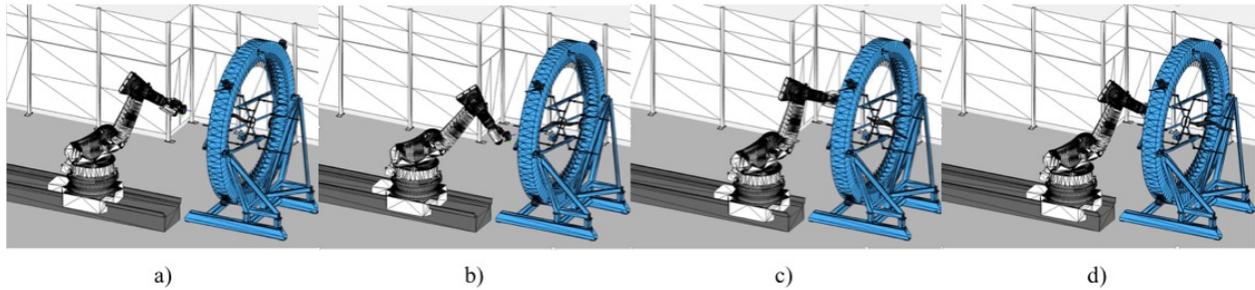


Figure 5.4. Simulation des mouvements et des déplacements du manipulateur lors du tressage du mandrin de la Figure 3.1c.

La programmation du manipulateur est effectuée automatiquement dans un fichier texte selon le langage et le format requis par KUKA [41]. Chaque point de la trajectoire est associé à un mouvement et une vitesse linéaire. Le script du programme est par la suite envoyé au contrôleur du manipulateur pour y être précompilé et exécuté.

## CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE

Ce chapitre présente une discussion générale portant sur les aspects méthodologiques de la démarche et les résultats obtenus au cours du travail de recherche. Des recommandations afin d'orienter les travaux futurs et d'adresser les limitations du système sont aussi présentés.

### 6.1 Planification de la trajectoire du manipulateur

Motivé par le manque de flexibilité du logiciel Robotmaster, le développement d'un algorithme de planification de la trajectoire du manipulateur s'est avéré être une excellente décision. Cette approche a permis d'effectuer un grand nombre de plans d'expérience et d'itérations en plus de permettre d'étendre l'enveloppe fonctionnelle du procédé. Basé sur des notions de robotique et de cinématique, cet algorithme a permis d'améliorer le contrôle de la vitesse d'avance du mandrin et ainsi, de mieux comprendre la dynamique du procédé de tressage. Le manipulateur industriel constitue une partie essentielle du procédé de tressage; une excellente compréhension de son fonctionnement est nécessaire afin d'obtenir des résultats de qualité.

Toutefois, cette solution n'est pas tout à fait idéale pour le partenaire industriel. En effet, Robotmaster est un logiciel robuste comportant une interface graphique intuitive. Ceci permet à une personne qui ne possède pas de notion de robotique de facilement effectuer la planification de la trajectoire du manipulateur. Il serait pertinent de développer un module permettant au logiciel d'interpréter la trajectoire et les paramètres du procédé préalablement définis. Le logiciel aurait donc comme unique tâche d'effectuer la planification de la trajectoire. Si un tel module n'est pas réalisable, l'algorithme et le module de simulation devraient être améliorés afin de diminuer le temps de calcul et d'intégrer la détection des collisions.

Dans un autre ordre d'idée, le mandrin est lié au porte-outil du manipulateur par une tige de liaison. Le poids du mandrin entraîne le fléchissement de la tige de liaison. La position réelle du mandrin diffère alors de celle utilisée lors de la planification de trajectoire. Ce fléchissement cause une excentricité de l'axe neutre du mandrin par rapport à l'axe milieu du métier à tresser. La flèche du mandrin varie selon la rigidité de la tige de liaison et la posture du manipulateur. Ce phénomène n'est pas souhaitable puisqu'il contribue à faire varier l'angle de tresse autour de la circonférence du mandrin. Ce phénomène devrait être modélisé et intégré à la planification de la trajectoire afin d'être compensé par le manipulateur. Finalement, les mandrins devraient être installés dans un

gabarit où leurs positions et orientations seraient fixes. Ceci permettrait d'éliminer l'erreur causée par l'installation manuelle du mandrin sur le porte-outil.

## 6.2 Modèles de tressage

La détermination des paramètres de fabrication permettant d'obtenir une préforme tressée d'architecture prédéfinie (solution inverse), ainsi que la prédiction de l'architecture d'une préforme tressée à partir de paramètres de fabrication prédéfinie (solution directe) est au cœur de ce travail de recherche. L'étude des modèles de tressage cinématiques existants a permis d'observer qu'ils manquent de justesse lorsque la friction et l'interaction entre les fils jouent un rôle important. Comme les modèles ne tiennent pas compte de ces phénomènes présents principalement dans la zone de convergence, la préforme tressée diffère de celle ciblée.

Brièvement abordés lors de la revue de littérature au Chapitre 2, les MÉF permettraient d'obtenir de meilleurs résultats quant à la prédiction de l'architecture d'une préforme tressée (solution directe) [26, 27, 49, 50]. Les travaux futurs devraient porter sur la revue et la mise en place de MÉF actuellement disponibles dans la littérature ou sur le développement d'un nouveau MÉF. Puisque les MÉF ne permettent pas d'obtenir une solution inverse, ils devront être combinés aux modèles cinématiques. En effet, les paramètres de fabrication obtenus par un modèle cinématique pourraient être injectés dans un MÉF afin d'obtenir l'architecture prédite de la préforme (solution directe). L'architecture prédite de la préforme serait alors réinjectée dans le modèle cinématique. Cette séquence serait répétée jusqu'à ce qu'un critère de convergence soit atteint.

Le tressage de mandrins à géométries complexes devrait être abordé avec un modèle cinématique de tressage basé sur la trajectoire des fils en raison de la variation de l'angle de tresse sur la circonférence du mandrin. Le Chapitre 4 a mis en lumière la difficulté d'obtenir un profil de vitesse d'avance global du mandrin en adéquation avec l'architecture et la topologie du mandrin. Puisque la topologie locale du mandrin perçue par chacun des fils varie, plusieurs vitesses d'avance du mandrin différentes sont obtenues. La vitesse d'avance globale du mandrin ne pourra alors satisfaire chacune de vitesses individuelles, contribuant ainsi à la variation de l'angle de tresse sur la circonférence du mandrin.

Des travaux futurs devraient porter sur l'élaboration d'une méthode d'optimisation qui permettrait de déterminer une vitesse d'avance globale minimisant la différence entre l'angle de tresse cible et l'angle de tresse prédit. Cette méthode devrait être indépendante de la géométrie du mandrin, contrairement à celle présentée Chapitre 4 ou la définition de « *master faces* » est nécessaire. Pour les mandrins circulaires, le modèle de tressage cinématique/mécanique de Van Ravenhorst *et al.* pourrait être une alternative intéressante à explorer [20]. Les résultats obtenus pourraient alors être comparés à ceux des MÉF.

### 6.3 Caractérisation des préformes tressées

La mise en place d'un système automatisé de prise d'images a permis d'améliorer la répétabilité de la caractérisation des préformes tressées. Cette solution a été mise en place avec peu de moyens techniques, surtout en ce qui concerne les équipements de photographie et d'éclairage utilisés dans la station de prise de mesure. Comme la justesse et la précision des mesures sont dépendantes de la qualité de l'image, elles ne peuvent être négligées. L'éclairage est l'un des facteurs qui influencent le plus la qualité de l'image. En raison des propriétés optiques de la fibre de carbone, le type, l'intensité et la direction de l'éclairage doivent être précisément contrôlés. Une sous-exposition ou une surexposition de l'image cause une perte de définition de la morphologie. L'utilisation d'un filtre polarisant sur la lentille de l'objectif de la caméra a permis d'atténuer en partie les reflets. Dans le même ordre d'idées, l'appareil photo et l'objectif utilisés sont à considérer. Un objectif de type « macro » permettrait d'éliminer la distorsion de l'image par rapport à la réalité et de se rapprocher de la surface à analyser grâce à de plus petites distances focales minimales. D'autres facteurs incluent la vibration du mandrin causée par les déplacements du robot et de la station de prise de mesure. Dans les deux cas, une attention particulière devrait être portée à la rigidité des éléments structurels utilisés. Les travaux futurs devraient se pencher sur ces différentes avenues afin d'améliorer la qualité de l'image.

Le développement d'un algorithme de mesure d'angle de tresse par imagerie a permis d'améliorer la justesse et la précision des mesures, qui était auparavant effectuées à l'aide d'une méthode de mesure manuelle. Plusieurs tentatives de mise en place d'un algorithme de photogrammétrie permettant de modéliser l'architecture 3D fabriquée de la préforme à partir d'une image ont été infructueuses [16]. Ceci aurait permis de connaître la trajectoire réelle des fils et d'améliorer significativement la justesse et la précision des mesures. Par exemple, ces trajectoires pourraient

être utilisées comme outil de validation des MÉF tel que discutés à la Section 6.2. Le manque de contrôle sur la position du mandrin causé par la flèche et la mise en place manuelle du mandrin dans le porte-outil, ainsi que la distorsion de l'image a rendu le développement de l'algorithme de photogrammétrie difficile. Cette avenue très prometteuse devrait être explorée dans les travaux futurs.

#### 6.4 Épaisseur des préformes tressées

Tel que discuté au Chapitre 1, l'épaisseur de la préforme est un paramètre clé influençant la performance du composite. L'épaisseur influence aussi le profil de vitesse d'avance du mandrin ( $v$ ) lorsque la préforme nécessite plusieurs plis. Ce dernier varie selon plusieurs paramètres dont l'angle de tresse ( $\alpha_t$ ), le patron de tresse, le nombre de fils et leurs propriétés.

Lors de l'étude, les modèles d'épaisseurs géométriques étudiés sont basés sur des paramètres empiriques : le ratio d'aspect minimum, le ratio d'aspect maximum et le « *fiber packing ratio* » [51, 52]. Ces derniers sont déterminés expérimentalement par la caractérisation d'une préforme type. Ces paramètres varient toutefois avec l'architecture de la préforme, la géométrie du mandrin et le matériau des fils. Une nouvelle caractérisation est alors nécessaire lorsqu'il y a changement de l'un de ces paramètres. Cette méthode est coûteuse et très peu efficace. La caractérisation des préformes tressées a été effectuée à l'aide d'un capteur de distance laser (Keyence IL-100) installé sur l'effecteur du manipulateur (Figure 6.1a). Le mandrin, installé sur une station de caractérisation (Figure 6.1b), était balayé à l'aide du capteur afin de connaître la position de sa surface dans l'espace. La même opération était effectuée une fois la préforme tressée sur le mandrin (Figure 6.1c). La différence entre les deux topologies mesurées représente l'épaisseur mesurée de la préforme. De nombreuses expériences ont permis d'observer l'influence de l'architecture de la préforme et de l'angle d'incidence sur l'absorptivité du laser [53]. Cela a pour effet d'engendrer beaucoup de bruit, rendant une majorité des mesures inutilisables. D'autres facteurs comme la longueur d'onde et l'intensité du laser sont en cause, mais ne pouvaient pas être ajustés.

Des modèles mécaniques ou MÉF seraient plus appropriés pour la prédiction de l'épaisseur des préformes [24]. Ces derniers pourraient être intégrés à même les MÉF de tressage évoqués à la Section 6.2 et permettraient de modéliser les interactions entre les fils au niveau macroscopique et microscopique. De plus, la méthode de caractérisation sans contact, peu coûteuse et rapide, présente beaucoup de potentiel et mériterait d'être étudiée plus en profondeur.

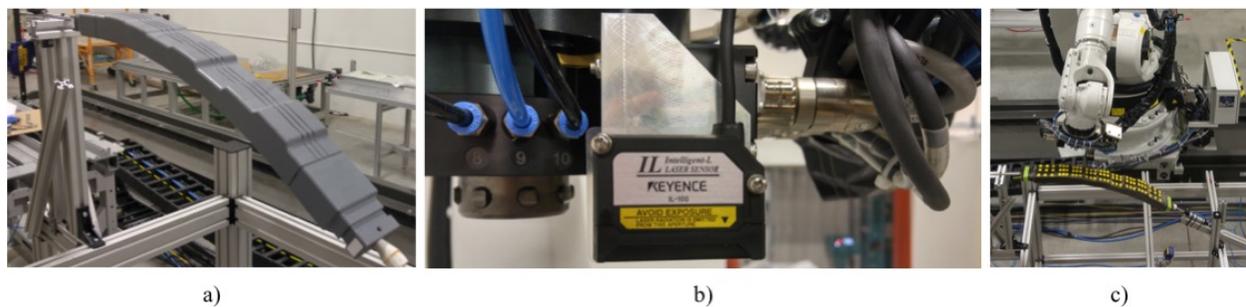


Figure 6.1. Caractérisation automatisée de l'épaisseur des préformes tressées par laser : a) Mandrin installé dans la station de mesure; b) Capteur de distance laser installé sur le porte-outil du manipulateur (Keyence IL-100); c) Balayage de la topologie de la préforme tressée sur le mandrin pour la mesure de l'épaisseur.

## CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

Ce travail de recherche porte sur le développement d'un procédé automatisé de mise en forme et de caractérisation de préformes tressées. L'industrie aéronautique est ciblée pour l'application de cette technologie. L'objectif global est de remplacer les composantes structurelles primaires d'aéronefs fabriquées en temps normal avec des composites laminés par des composites à renforts tressés. Suite à la revue de littérature, l'automatisation du procédé est effectuée à l'aide d'un manipulateur industriel installé sur un rail linéaire. Un algorithme permettant de planifier sa trajectoire a été développé. Ce dernier permet de déterminer la posture et la position optimale du manipulateur afin de parcourir une trajectoire donnée, de simuler le parcours du manipulateur et d'effectuer sa programmation. Par la suite, l'étude de plusieurs modèles de tressage cinématiques a permis de comprendre et d'observer l'interrelation entre l'architecture d'une préforme et les paramètres de fabrication. Ces derniers furent appliqués à divers mandrins avec des caractéristiques géométriques spécifiques : sections circulaires constantes, sections circulaires variables, sections non circulaires constantes, axe neutre rectiligne et axe neutre courbe. Des plans d'expériences ont permis d'évaluer la justesse et la précision des modèles, la répétabilité d'un système automatisé, ainsi que l'influence de certains paramètres sur la qualité des préformes tressées. La caractérisation des préformes fabriquées est effectuée par imagerie, où la prise d'images et les mesures sont automatisées. Finalement, un démonstrateur technologique d'un cadre de fuselages d'aéronefs a été conçu et fabriqué. En raison de la complexité de sa géométrie, un nouveau modèle de tressage a été développé afin d'obtenir les paramètres de fabrications requis. Un plan d'expérience a permis de tester et de valider le modèle sur le démonstrateur. L'ensemble du travail a mené à la mise sur pied d'un système automatisé de mise en forme et de caractérisation de préformes tressées sous l'environnement de programmation Matlab.

Les résultats obtenus montrent les bienfaits de l'automatisation sur la répétabilité de la qualité des préformes et de leur caractérisation. L'étude et le développement de modèles de tressage ont permis de mettre en forme des géométries complexes. Cela a aussi exposé les limitations inhérentes des modèles de tressage cinématiques et les difficultés liées à l'obtention des paramètres de fabrication pour des géométries complexes. En définitive, l'étude du démonstrateur technologique nous tend à croire que cette technologie pourrait être appliquée d'ici peu à des structures primaires complexes d'aéronefs. Des recherches futures devraient porter sur la combinaison de modèles de

tressage par éléments finis et de modèles de tressage cinématiques, ainsi que la prédiction et la caractérisation sans contact de l'épaisseur des préformes tressées.

## RÉFÉRENCES

- [1] H. Suong Van, *Principles of the Manufacturing of Composite Materials*. DEStech Publications, Inc, 2009.
- [2] T. Gutowski, *Advanced Composites Manufacturing*. John Wiley & Sons, 1997.
- [3] P. K. Mallick, *Fiber-Reinforced Composites: Materials, Manufacturing, and Design, Third Edition*, Third Edition ed. CRC Press, 2007.
- [4] M. Dow and H. B. Dexter, "Development of stitched, braided and woven composite structures in the ACT program and at Langley Research Center," NASA1997.
- [5] Bombardier, "C Series," B. C. Aircraft, Ed., ed, 2015.
- [6] Airbus. (2017). *Airbus Website - Innovative Materials*.
- [7] D. H. J. A. Lukaszewicz, C. Ward, and K. D. Potter, "The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future," *Composites Part B: Engineering*, vol. 43, no. 3, pp. 997-1009, 2012.
- [8] M. J. Fedro and K. Willden, "Characterization and manufacture of braided composites for large commercial aircraft structures," NASA1992.
- [9] A. P. Mouritz, M. K. Bannister, P. J. Falzon, and K. H. Leong, "Review of applications for advanced three-dimensional fibre textile composites," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 30, no. 12, pp. 1445-1461, 12// 1999.
- [10] E. F. Bruhn, *Analysis and Design of Flight Vehicle Structures*. S.R. Jacobs, 1973.
- [11] C. Niu and M. C. Y. Niu, *Airframe Structural Design: Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*. Adaso Adastr Engineering Center, 1999.
- [12] D. J. Kehrl, "Aerospace braided composite preform certification," presented at the Composites and Advanced Materials Exposition, CAMX, Orlando, FL, October 13-16, 2014, 2014.
- [13] L. Laberge Lebel and P. Trudeau, "Preforming of a fuselage c-shaped frame manufactured by resin transfer molding," *SAE International Journal of Aerospace*, vol. 6, no. 2, pp. 508-512, 2013.

- [14] G. Gardiner, "Airbus A350 update: BRaF & FPP," (in English), *High-Performance Composites*, vol. 20, no. 1, p. 56, 2012.
- [15] M. Bulat, H. Ahlborn, F. Gnädinger, and D. Michaelis, "Braided carbon fiber composites," in *Advances in Braiding Technology*: Woodhead Publishing, 2016, pp. 383-394.
- [16] J. H. van Ravenhorst and R. Akkerman, "Circular braiding take-up speed generation using inverse kinematics," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 64, pp. 147-158, 2014.
- [17] G. W. Du and P. Popper, "Analysis of a circular braiding process for complex shapes," *Journal of the Textile Institute*, vol. 85, no. 3, pp. 316-337, 1994.
- [18] Q. Zhang, D. Beale, and R. M. Broughton, "Analysis of circular braiding process, part 1: theoretical investigation of kinematics of the circular braiding process," *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, vol. 121, p. 345, 1999.
- [19] Q. Zhang, R. M. Broughton, and S. Adanur, "Analysis of circular braiding process, part 2: mechanics analysis of the circular braiding process and experiment," *Journal of Manufacturing Science and Engineering*, vol. 121, p. 351, 1999.
- [20] J. H. van Ravenhorst and R. Akkerman, "A yarn interaction model for circular braiding," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 81, pp. 254-263, 2016.
- [21] FQRNT. (2017, 23 mars). *Bourse en milieu de pratique BMP Innovation* [Site web].
- [22] G. C. (GCTTG). (2017, 23 mars). *Site web Groupe CTT (GCTTG)* [Site web].
- [23] A. A. Head, F. K. Ko, and C. M. Pastore, *Handbook of Industrial Braiding*. Atkins and Pearce, 1990.
- [24] K. Birkefeld, M. Röder, T. von Reden, M. Bulat, and K. Drechsler, "Characterization of biaxial and triaxial braids: fiber architecture and mechanical properties," *Applied Composite Materials*, journal article vol. 19, no. 3, pp. 259-273, 2012.
- [25] J. H. van Ravenhorst and R. Akkerman, "Overbraiding simulation," in *Advances in Braiding Technology*: Woodhead Publishing, 2016, pp. 431-455.

- [26] A. Pickett, A. Erber, T. von Reden, and K. Drechsler, "Comparison of analytical and finite element simulation of 2D braiding," *Plastics, Rubber and Composites*, vol. 38, no. 9-10, pp. 387-395, 2009.
- [27] P. Böhler, A. Pickett, and P. Middendorf, "Finite element method (FEM) modeling of overbraiding," in *Advances in Braiding Technology*: Woodhead Publishing, 2016, pp. 457-475.
- [28] P. Böhler, D. Michaelis, F. Heieck, and P. Middendorf, "Numerical prediction and experimental validation of triaxially braided fibre architecture on curved mandrels," presented at the International Conference on Textile Composites, TexComp, Leuven, Belgium, September 16-20, 2011, 2011.
- [29] D. Brunnschweiler, "Braids and braiding," *Journal of the Textile Institute*, vol. 44, no. 9, pp. 666-686, 1953.
- [30] D. Brunnschweiler, "The structure and tensile properties of braids," *Journal of the Textile Institute*, vol. 45, no. 1, pp. 55-77, 1954.
- [31] F. K. Ko, *Braiding* (ASM International, Engineered Materials Handbook.). 1987, pp. 519-528.
- [32] F. K. Ko and C. Pastore, "CIM of braided preforms for composites (Computer-Integrated Manufacturing)," *Computer Aided Design in Composite Material Technology*, pp. 133-155, 1988.
- [33] W. Michaeli, U. Rosenbaum, and M. Jehrke, "Processing strategy for braiding of complex-shaped parts based on a mathematical process description," *Composites Manufacturing*, vol. 1, no. 4, pp. 243-251, 1990.
- [34] J. F. A. Kessels and R. Akkerman, "Prediction of the yarn trajectories on complex braided preforms," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 33, no. 8, pp. 1073-1081, 2002.
- [35] G. Guyader, A. Gabor, and P. Hamelin, "Analysis of 2D and 3D circular braiding processes: Modeling the interaction between the process parameters and the pre-form architecture," *Mechanism and Machine Theory*, vol. 69, pp. 90-104, 2013.

- [36] J. H. van Ravenhorst and R. Akkerman, "Optimisation of the circular braiding process," presented at the International Conference on Textile Composites, TexComp, September 16-20, 2013, 2013.
- [37] B. Cornelissen, B. Rietman, and R. Akkerman, "Frictional behaviour of high performance fibrous tows: Friction experiments," *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 44, pp. 95-104, 2013.
- [38] B. Lian, L. Jiang, J. J. McGrath, and J. Jaranson, "Quantitative determination of morphological features of triaxially braided composites by the use of machine vision," *Composites Science and Technology*, vol. 60, no. 2, pp. 159-166, 2000.
- [39] Y. Kyosev and M. Aurich, "Investigations about the braiding angle and the cover factor of the braided fabrics using Image Processing and Symbolic Math Toolbox of Matlab," in *Advances in Braiding Technology 2016*, pp. 549-569.
- [40] J. Angeles, *Fundamentals of Robotic Mechanical Systems: Theory, Methods, and Algorithms*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [41] KUKA, "Expert Programming - KUKA System Software (KSS)," 5.2 ed, 2003.
- [42] P. Monnot, L. J., O. Vermeersch, and L. Laberge Lebel, "Automated braiding of dry preforms for aerospace structural components," presented at the International Society for the Advancement of Material and Process Engineering Technical Conference, SAMPE, Long Beach, California, USA, May 23-26, 2016, 2016.
- [43] R. Akkerman and B. H. Villa Rodriguez, "Braiding simulation for RTM preforms," presented at the International Conference on Textile Composites, TexComp, Nottingham, UK, October 16-18, 2006, 2006. Available: <http://doc.utwente.nl/75603/>
- [44] R. Akkerman, B. H. Villa Rodriguez, and H. Lasimir, "Braiding simulation and slip evaluation for arbitrary mandrels," presented at the International Conference on Material Forming, ESAFORM, Zaragoza, Spain, April 18-20, 2007, 2007. Available: <http://doc.utwente.nl/75597/>
- [45] J. H. van Ravenhorst and R. Akkerman, "A spool pattern tool for circular braiding," presented at the International Conference on Composite Materials, ICCM, Jeju Island, Korea, August 21-26, 2011, 2011. Available: <http://doc.utwente.nl/78415/>

- [46] H. Nishimoto, A. Ohtani, A. Nakai, and H. Hamada, "Prediction method for temporal change in fiber orientation on cylindrical braided preforms," *Textile Research Journal*, 2009.
- [47] J. Franks, L. Huo, and L. Baron, "The joint-limits and singularity avoidance in robotic welding," *Industrial Robot: An International Journal*, vol. 35, no. 5, pp. 456-464, 2008.
- [48] *KR 100 HA Specification*, 2006.
- [49] C. Heinrich and A. M. Waas, "Simulation of the manufacturing process of braided composite tubes for realistic microstructure representation," in *American Society of Composites Technical Conference, ASC*, 2015.
- [50] A. K. Pickett, J. Sirtautas, and A. Erber, "Braiding Simulation and Prediction of Mechanical Properties," *Applied Composite Materials*, journal article vol. 16, no. 6, p. 345, 2009.
- [51] Y. T. Gao, F. K. Ko, and H. Hu, "Integrated design for manufacturing of braided preforms for advanced composites part I: 2D braiding," *Applied Composite Materials*, vol. 20, no. 6, pp. 1007-1023, 2013.
- [52] G. W. Du and F. K. Ko, "Analysis and design of 2-D braided preforms for composite reinforcement," in *International Conference on Composite Materials, ICCM*, Madrid, Spain, 1993, vol. 4.
- [53] H. Xu, J. Hu, and Z. Yu, "Absorption behavior analysis of Carbon Fiber Reinforced Polymer in laser processing," *Optical Materials Express*, vol. 5, no. 10, pp. 2330-2336, 2015/10/01 2015.

**ANNEXE A - ARTICLE 2: AUTOMATED BRAIDING OF DRY  
PREFORMS FOR AEROSPACE STRUCTURAL COMPONENTS**

Cet article a été présenté à la conférence « *SAMPE Technical Conference, Long Beach* » et publié dans les actes de la conférence (23 au 26 mai 2016). À noter que l'article a été révisé par deux comités de lecture.

# AUTOMATED BRAIDING OF DRY PREFORMS FOR AEROSPACE STRUCTURAL COMPONENTS

**Philippe Monnot<sup>1,\*</sup>, Jonathan Lévesque<sup>2</sup>, Olivier Vermeersch<sup>2</sup>, Louis Laberge Lebel<sup>1</sup>**

<sup>1</sup>Advanced Composite and Fiber Structures laboratory and Centre de recherche sur les systèmes polymères et composites à haute performance, Polytechnique Montréal, Mechanical Engineering Department, C.P. 6079, Succ. Centre-ville Montréal, Québec, Canada, H3C 3A7

<sup>2</sup>Groupe CTT, 3000, avenue Boullé, Saint-Hyacinthe, Québec J2S 1H9, Canada

\* [philippe.monnot@polymtl.ca](mailto:philippe.monnot@polymtl.ca)

## ABSTRACT

Automated manufacturing of dry preforms for composite structures has shown to improve control and repeatability of fiber orientation as well as to increase process speed. This paper proposes an integrated braiding solution for curved centerline mandrels with axisymmetric sections. It combines the flexibility of a seven degrees of freedom industrial manipulator with a 144 carriers radial braiding machine. The mandrel is braided by keeping its centerline coincident with braider's central axis, ensuring constant radial tension of yarns along the process. Pre-processing starts by defining mandrel's centerline using Frenet-Serret frames. Du *et al.* braiding model is used to relate the braid's architecture with the mandrel's take-up speed. The convergence zone length is synchronized with the mandrel's positions in order to diminish the transitory regime. Based on the centerline definition and take-up speeds, a multi-objective algorithm optimizes the path of the manipulator. The braiding solution's repeatability, accuracy and precision were validated on an industrial system. Two mandrels with increasing complexity were braided. Fiber angles were measured by imaging. A statistical analysis done on the measured fiber angles confirms the predictions made using the integrated braiding solution.

## 1. INTRODUCTION

In an effort to reduce the cost of high-strength composite components for the aerospace industry, manufacturing using Resin Transfer Molding (RTM) has become a promising alternative to traditional autoclave processing [1]. This process requires the reinforcements to be beforehand packaged into a near net shape called preform. The preform is inserted in a closed mold and injected with a polymer that is allowed to cure. Considering their importance in composite materials performances, the need to produce high quality textile dry carbon preforms has become key stake [1]. Braided preforms can adapt to complex geometries with varying cross-sections while having excellent impact resistance and damage tolerance properties [1]. Despite this technology's advantages, braided preform use is still limited. The lack of knowledge of braid's microstructure behavior around complex geometries restrains the use of braided preforms for primary structures. Automating the braiding process has the potential of addressing these issues while reducing manufacturing time by eliminating time consuming sub-operations. Furthermore, it will have a beneficial effect on the repeatability, accuracy and precision of the braids. The ISO 5725 standards define the previous terms as following [2]:

- Repeatability: the precision under conditions where independent test results are obtained with the same method on identical test items.
- Accuracy: the closeness of agreement between the arithmetic mean of test results and the accepted reference value.
- Precision: the looseness of agreement between test results.

Automation is achieved by linking the braiding machine to an industrial manipulator. The industrial manipulator moves a mandrel through the braider. The braid is formed onto the mandrel at a certain mandrel take-up speed. Since the industrial manipulator is by far more responsive than the braider, the braiding carrier's rotational speed remains constant throughout the braiding process. The manipulator's path and take-up speed are planned according to the mandrel geometry and the desired braid microstructure.

Braiding models aim to relate the braid's microstructure to the different braiding parameters, i.e, the mandrel geometry, the braiding carrier's rotational speed and the take-up speed. Ko *et al.* proposed a simple model based on the braided fabric repeated unit cell [3]. Du *et al.* then proposed a detailed model in which they developed differential equations to describe braiding over variable diameter mandrels [4]. They introduced the notion of the "convergence zone" and its relation with the microstructure of the braid. The convergence zone is the cone-shaped region between the guiding ring and the braid's fell point on the mandrel. The braid's fell point, i.e., the point where a yarn comes first in contact with mandrel [5], is adapting to changing braiding parameters. Du *et al.* model is based on the following three important assumptions:

1. Cross-sections are axisymmetric along the mandrel length.
2. The yarn is straight in the convergence zone; all interaction between yarns are neglected.
3. The yarns are fixed to the mandrel after the deposit; there is no slip relative to the mandrel.

The first assumption limits the mandrel geometrical complexity to axisymmetric (circular) cross-sections. Furthermore, the model was built around mandrels with rectilinear centerlines and doesn't take into account any cross-section eccentricity with respect to the braiding center axis. This ensures a constant fiber tension around the mandrel. In other words, the braid angle and cover factor remains constant on the mandrel circumference. The last two assumptions have shown to be the cause of discrepancies between predicted braid angles and measured ones. High friction between yarns during interlacing causes the yarn trajectory in the convergence zone to be non-linear. Slipping occurs due to low friction forces between the yarns and the mandrel surface during braiding over sharp curvatures. Some later models address these issues [5].

Zhang *et al.* included the effect of the interlacing forces among the yarns and suggested a mechanical model [6][7]. However, this model needs a precise knowledge of the friction coefficient between yarns. Recently, Ravenhorst *et al.* presented a model based on the prediction of yarn's trajectories for mandrels with 3D complex shapes, including non-axisymmetric cross-sections and curved centerlines [5]. This model was excluded because of its mathematical complexity.

This paper intends to obtain quality braids over complex shaped mandrels using the basic Du *et al.* braiding model. The main objectives of this work are to quantify the overall repeatability, accuracy and precision of the braiding process on mandrels of increasing geometrical complexity. Moreover, the effect of the braid angle/cover factor, the carrier's rotational speed and the focal length adjustment on the accuracy and/or precision of the process will be studied.

An automated braiding solution for curved centerline mandrels and axisymmetric sections was developed using a MATLAB environment. The automated braiding system is shown in Figure 1. It combines the flexibility of a six degrees of freedom high precision industrial manipulator mounted on an external linear axis with a 144 carriers radial braiding machine. The braiding model was adapted to curved centerlines while respecting the initial assumption and avoiding a cross-section eccentricity correction. Furthermore, the mandrel's path is synchronized with the varying convergence zone length to minimize angle discrepancies by reducing the transitory regime. The ability of the process to produce quality braids will be quantified by assessing its repeatability, accuracy and precision and throughout two series of tests.

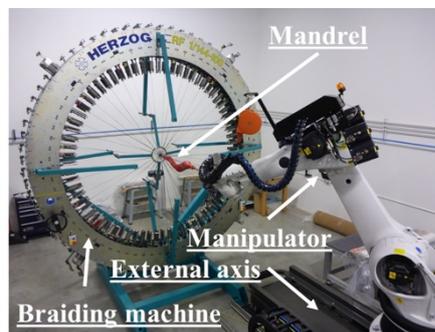


Figure 1. Braiding system

## 1.1 Nomenclature

Table 1. Variables and acronyms

$W$	Global workspace of the manipulator	$\theta_m$	Measured braid angle
$m$	Braiding mandrel	$\Delta\theta$	Deviation of the measured braid angle from the required braid angle
$f$	Mounting flange of the manipulator	$\bar{F}$	Average cover factor of the braid
$i$	$i^{\text{th}}$ point on the mandrel centerline	$N_C$	Number of carriers used on the braiding machine
$mb$	Base of the manipulator	$\omega$	Carriers rotational speed
$\phi_i$	$i^{\text{th}}$ joint angular position of the manipulator	$n$	Size of the sample
$J$	Jacobian matrix of the manipulator	$\mu$	Average of the population
$p$	Weight vector	$\sigma$	Standard deviation of the sample
$ee$	Tool end effector (braider focal point)	$S$	Standard deviation of the sample
$P_{p,i}$	$i^{\text{th}}$ point on the path of the manipulator	$L$	Lower bound of the confidence interval

$P_{c,i}$	$i^{\text{th}}$ point on the centerline of the mandrel	$U$	Upper bound of the confidence interval
$D_{p,i}$	Distance between the $i^{\text{th}}$ and $i+1^{\text{th}}$ point on the path of the manipulator	$H_0$	Null hypothesis
$D_{c,i}$	Distance between the $i^{\text{th}}$ and $i+1^{\text{th}}$ point on the centerline of the mandrel	$H_1$	Alternative hypothesis
$V_{x,i}$	Braiding linear take-up speed	$USL$	Upper specification limit
$V_{m,i}$	Modified speed of the manipulator	$LSL$	Lower specification limit
$\theta_N$	Required braid angle	$C_p$	Capability index

## 2. AUTOMATION

During braiding, the mandrel is linked to the manipulator's mounting flange using a chuck installed on a universal tool changer. Prior installation, the mandrel is fixed in a locating jig. Thus, its exact position and orientation in space are known prior to any manipulation. The process tool is the braiding machine, which is analysed as an external tool. In order to respect *Du et al.* assumptions, each point on the mandrel's centerline must be coincident with the process focal point and be oriented in the same way. The process focal point lies on the braiding machine's center axis at a predetermined distance from the guiding ring plane.

### 2.1 Mandrel centerline definition

The path followed by the manipulator is directly computed from the mandrel centerline. The centerline points are computed from the mandrel CAD model. The number of points depends on the size of the discretization. An orthonormal basis representing the orientation on the centerline of each point is defined using the Frenet-Serret formulas [8]. The homogeneous transformation of each point in the mandrel frame is then defined using equation (1). Homogeneous transformations,  ${}^mT_i$  and  ${}^fT_i$ , are equivalent since the mandrel is defined in a frame that has the same orientation as the manipulator's mounting flange frame.

$${}^mT_i = \begin{bmatrix} [e_{B,i} & e_{N,i} & e_{T,i}] & \begin{bmatrix} x_i \\ y_i \\ z_i \end{bmatrix} \\ 0_{1 \times 3} & 1 \end{bmatrix} = {}^fT_i \quad (1)$$

### 2.2 Pose and positioning optimization

The external linear axis gives the manipulator an additional degree of freedom. Since literature contains few studies on this configuration's geometric model, the problem was simplified by decoupling the six intrinsic revolute degrees of freedom of the manipulator from the prismatic one of the external linear axis. Since the external axis only shifts the manipulator's base along the external axis, the mounting flange homogenous transformation in the workspace frame is obtained with equation (2).

$${}^wT_f = {}^wT_{mb} {}^{mb}T_f \quad (2)$$

Knowing the time increase between two points from the braiding model outputs and the manipulator's maximum speed on the external axis, its range of motion is computed. For a given range discretization, the inverse kinematic model computes every possible set of angular solutions from each position inside the range. The optimal solution is determined by using a

multi-objective optimization method [9] based on two local performance criteria given at equation (3) and (4).

- **Local criterion 1:** Joint limit avoidance

$$c_1 = \frac{1}{2}(\phi_i - \bar{\phi})^T \mathbf{P}^T \mathbf{P}(\phi_i - \bar{\phi})^T \quad \bar{\phi} = \frac{1}{2}(\phi_{max} + \phi_{min}) \quad \mathbf{P} = \text{diag}(\mathbf{p}) \quad (3)$$

- **Local criterion 2:** Singularity avoidance

$$c_2 = \text{cond}(\mathbf{J}) \quad (4)$$

- **Global criterion:**

$$c = \frac{(c_1 + c_2)}{2} \quad (5)$$

### 2.3 Path planning

Path planning consists into computing the pose and positioning of the manipulator knowing the homogeneous transformations of its tool mounting flange in the workspace frame for each point of the mandrel centerline while respecting Du *et al.* braiding assumptions as defined by equation (6).

$${}^w\mathbf{T}_f = \left( {}^f\mathbf{T}_i \right)^{-1} {}^w\mathbf{T}_{ee} \quad (6)$$

### 2.4 Speed computation

For mandrels with arbitrary curved centerlines, the path followed by the manipulator during braiding is not linear. Unfortunately, the Du *et al.* model, based on linear centerlines, only outputs the linear take-up speed at each point. Figure 2 shows the difference between the distance traveled by the manipulator and the distance on the mandrel's centerline. The manipulator's modified speed, based on the time to move between two points on the centerline at the required linear take-up speed (7), is computed using equation (8).

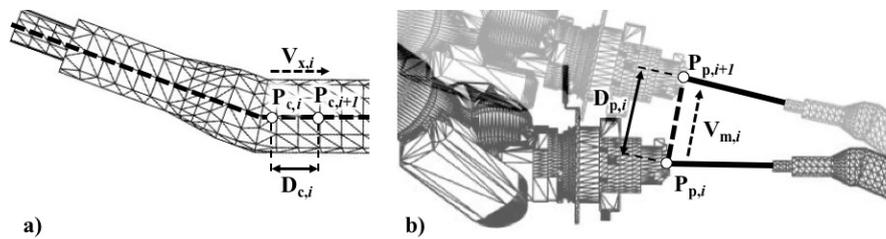


Figure 2. a) Distance between two points on the mandrel's centerline travelled at the required linear take-up speed. b) Distance traveled by the manipulator between the two points on its path at the modified speed.

$$t_{c,i} = \frac{D_{c,i}}{V_{x,i}} \quad (7)$$

$$V_{m,i} = \frac{D_{p,i}}{t_{c,i}} \quad (8)$$

## 2.5 Focal point adjusting (FPA)

As explained by Du *et al*, the convergence zone length varies with the braid angle and the mandrel radius. When a change in braid angle or mandrel radius occurs, the convergence zone length also changes. There is a transitional regime where the convergence zone focal point changes to its new equilibrated position. Figure 3 illustrates two situations where the braid convergence zones is not synchronized with the mandrel position. In one case, the convergence zone is delayed and the braid fell point is late compared to the ideal fell point associated to process focal point ( $P_i$ ). In the other case, the convergence zone is ahead resulting in a braid fell point ahead of the ideal fell. Transitional regime in convergence zone length (delay or ahead) is responsible for inaccurate braid angle. From observations made during preliminary testing, it was supposed that positioning the mandrel process point exactly at the theoretical braiding convergence zone focal point would increase accuracy. Therefore, the path-planning algorithm was modified by setting the focal point distance from the guiding ring equal to convergence zone length for each point. The transitional regime should be minimized and the braid angle closer to the required one.

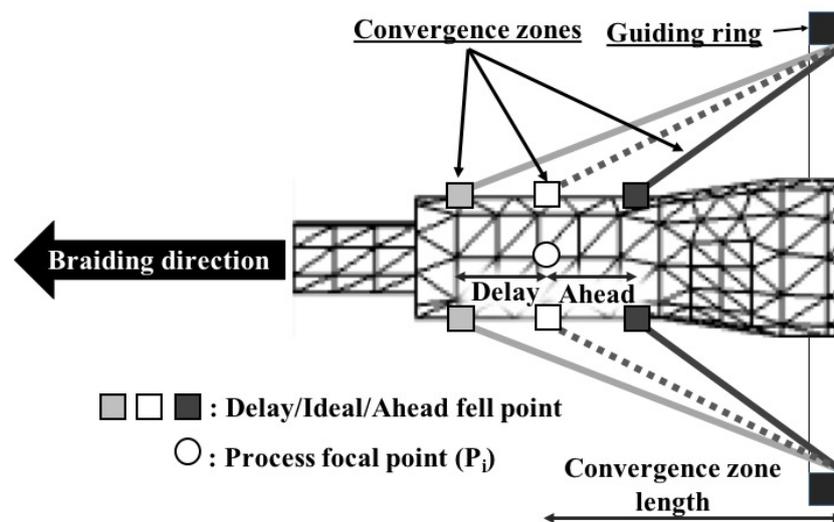


Figure 3. Convergence zone length behavior for delay, ideal and ahead figure cases.

## 3. EXPERIMENTAL

During experimental validation, the diameter of the guiding ring used was 0.095 m and the focal point distance from the guiding was 0.065 m. This last value, based on try and error, is used in the path planning algorithm for braids that do not require the FPA. The carbon yarns used are the HTS40 12K/800 tex from Toho Tenax.

Testing was done using two different mandrels. The first one (M101) has a constant circular cross-section of 0.11 m with a rectilinear centerline and is made out of PMMA. The second one (M201), shown in Figure 4, has a variable cross-section with an in-plane curved centerline. It was cast using rigid polyurethane high-density foam.

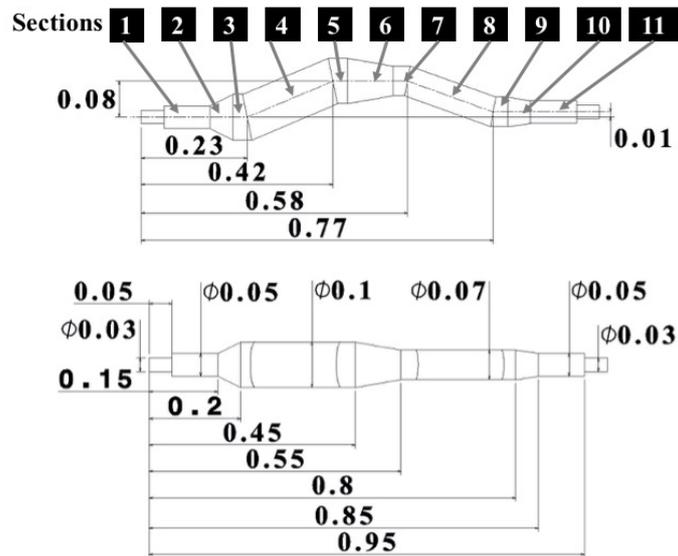


Figure 4. M201 2D drawing & sections.

As stated in section 92, two series of tests were planned. Table 2 and Table 3 detail each braid and their specific braiding and microstructural parameters. The first test series (Table 2) included a total of 15 braids with required braiding angles varying between  $45^\circ$  and  $70^\circ$ . All braids for this test are made using the M101 mandrel. The second test series included 9 braids and were all made on the M201 mandrel. Three required braid angles are used, hence  $45^\circ$ ,  $55^\circ$  and  $65^\circ$ . For each required angle, one braid was made at 80 RPM without FPA (2-01, 2-04 and 2-07), one braid was made at 120 PRM without FPA (2-02, 2-05 and 2-08) and one braid was made at 120 RPM with FPA (2-03, 2-06 and 2-09). Since the required braid angle is the same along the mandrel's length, the cover factor will vary with the mandrel's radius. Therefore, Table 3 states the braid's average cover factor for each required braid angle.

Table 2. Test series 1 specifications.

Braid #	$N$	$\theta_N$ (deg.)	$N_C$	$\omega$ (RPM)
1-01	2	45	72	100
1-02	2	50	72	100
1-03	3	55	72	100
1-04	4	60	72	100
1-05	2	65	72	100
1-06	2	70	72	100

Table 3. Test series 2 specifications.

Braid #	$\theta_N$ (deg.)	$\bar{F}$ (%)	$N_C$	$\omega$ (RPM)	FPA
2-01	45	64	48	80	Without
2-02	55	73	48	80	Without
2-03	65	86	48	80	Without
2-04	45	64	48	120	Without
2-05	55	73	48	120	Without
2-06	65	86	48	120	Without
2-07	45	64	48	120	With
2-08	55	73	48	120	With
2-09	65	86	48	120	With

Braids were inspected along their length to determine the instantaneous braid angles. For the first test series, ten pitch measurements per braid were randomly taken along the mandrel's length and converted to braid angles. For the second test series, pictures were taken along the mandrel's surface using a camera (D3000 DSLR, Nikon) mounted on gallows with the lens facing the ground. This operation was automated using the manipulator to move the mandrel under the camera along a predetermined path. Path planning is done by coinciding the middle

point of each picture with the lens focal point and using the optimization methodology developed in section 2. Braid angles were then manually measured on each picture. For each braid, a total of eighteen pictures were taken to cover the eleven sections of the mandrel. For each picture, five measurements equally spaced over the picture's length were taken, for a total of ninety braid angles per braid.

## 4. RESULTS

### 4.1 Test series 1 results

Figure 5 shows test series 1 results. The mean deviation from the required braid angle ( $\overline{\Delta\theta}$ ) per braid is presented for each required braid angle.

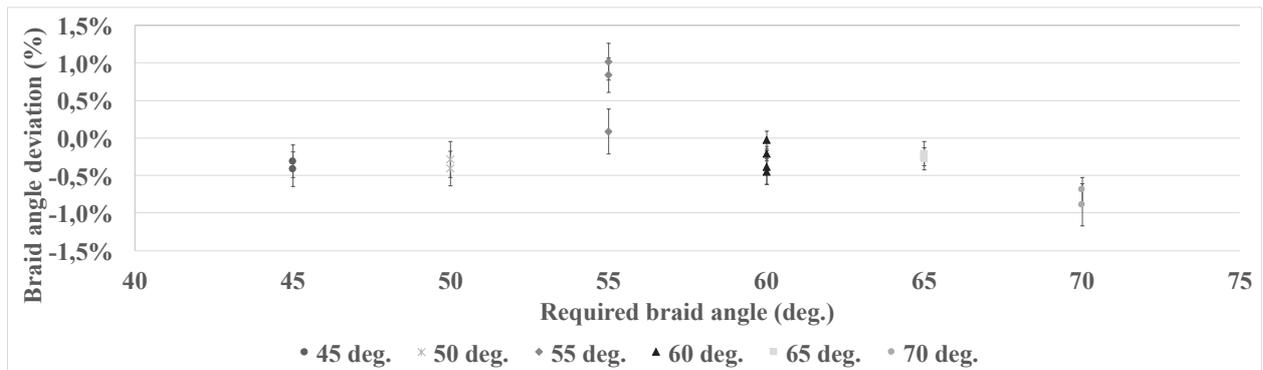


Figure 5. Distribution of the braid angle deviation for each braid per required braid angle – Test series 1.

Results show that the deviation from the required braid angle varies between minus one and one percent. Furthermore, the braids deviation angles for a given required braid angle are grouped.

### 4.2 Test series 2 results

Figure 6, Figure 7 and Figure 8 show the test series 2 results. The measured braid angles along the mandrel are presented for each braid. Braids are grouped by required braid angle.

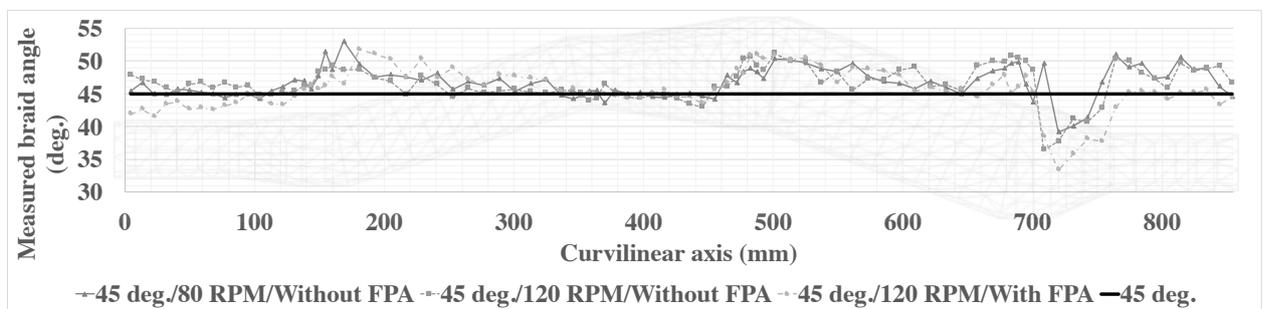


Figure 6. Braid angle measurements along the mandrel's length for 45 ° braids – Test series 2.

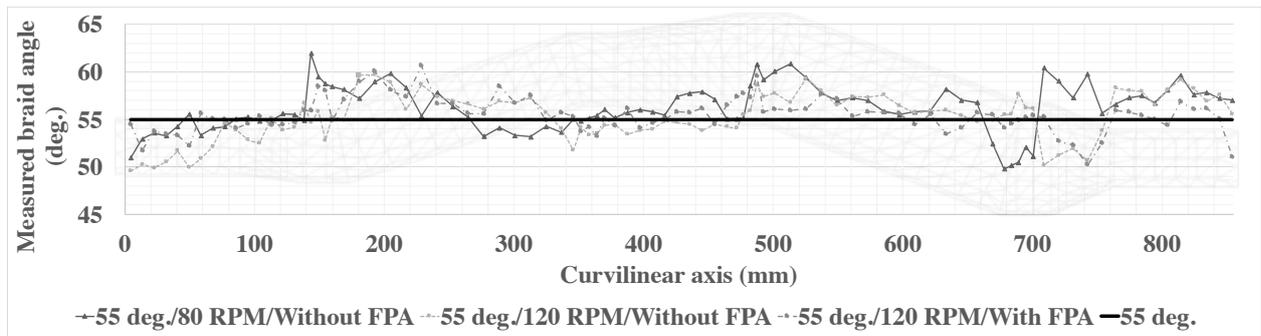


Figure 7. Braid angle measurements along the mandrel's length for 55 ° braids – Test series 2.

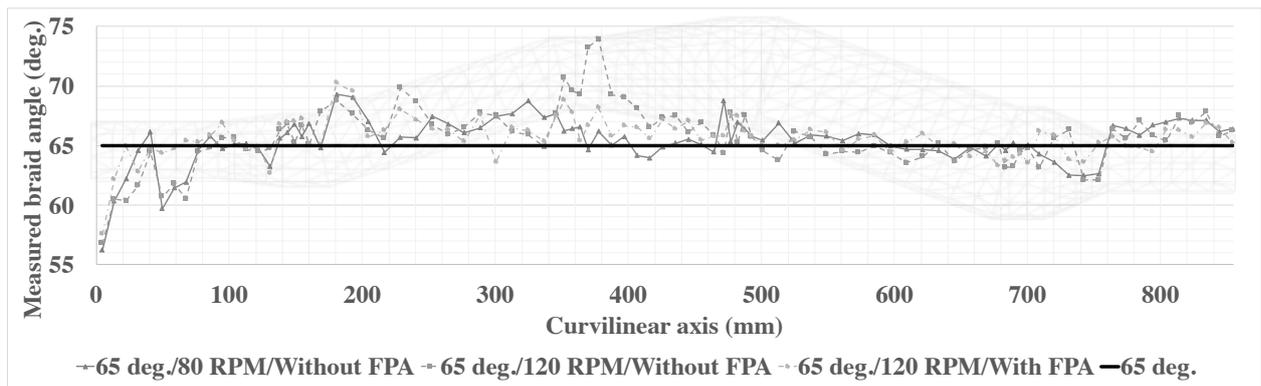


Figure 8. Braid angle measurements along the mandrel's length for 65 ° braids – Test series 2.

Results show that the braiding process is more accurate for higher braid angles/cover factors. Although, discrepancies are present near the mandrel centerline's sharp slope changes.

## 5. DISCUSSION

Statistical analyses are done on the previous results using a confidence level of 99 % ( $\alpha = 1\%$ ). The studied variable is the deviation between the required and the measured braid angle ( $\Delta\theta$ ). The term population refers to each braid angle found on the braid while the term sample refers to the measured braid angles on the braid. Hypothesis testing on the difference between the means of two normal distributions are carried out [10]. Their variances are unknown and supposed equal. The test's statistic is given by equation (9) and follows a Student's t-distribution with  $n_1+n_2-2$  degrees of freedom. Equation (10) and equation (11) express both null and bilateral hypotheses of the test. The null hypothesis is rejected if the absolute value of the statistic is higher than the t-distribution probability. Rejecting the null hypothesis is considered as a strong conclusion, while the opposite is a weak one.

$$T_0 = \frac{\bar{\theta}_1 - \bar{\theta}_2}{S_p \sqrt{\frac{1}{n_1} + \frac{1}{n_2}}} \quad S_p = \frac{(n_1 - 1)S_1^2 + (n_2 - 1)S_2^2}{n_1 + n_2 - 2} \quad (9)$$

$$H_0: \mu_1 = \mu_2, \quad (10)$$

$$H_1: \mu_1 \neq \mu_2. \quad (11)$$

In order to quantify the process accuracy, the confidence interval of the population's mean deviation from the nominal angle is estimated. It consists of a range that estimates the average of the unknown population [10] which must be included inside a more or less 5 ° range. Furthermore, the smaller and closer to zero the range is, the more precise the process is. Table 4 presents the acceptable range in percentage within which the confidence interval must lie for different required braid angles. The process precision was evaluated using the capability index ( $C_p$ ) described in equation (12) [11]. Upper ( $USL$ ) and lower ( $LSL$ ) limits are based on Table 4 values. This minimum acceptable index is set to 0.67 and is based on a  $\pm 2\sigma$  level [11]. The process repeatability is assessed by ensuring that the maximum difference between the average value of the braiding angle of each braid is less than one percent.

Table 4. Acceptable range within which the population's mean confidence interval must lie.

	45 °	50 °	55 °	60 °	65 °	70 °
<b>Acceptable range</b>	±11.1 %	±10.0 %	±9.1 %	±8.3 %	±7.7 %	±7.1 %

$$C_p = \frac{USL - LSL}{6S} \quad (12)$$

### 5.1.1 Overall process repeatability, accuracy and precision

The braiding process was tested on the first mandrel in order to assess its repeatability, accuracy and precision for constant cross-sections and rectilinear centerlines. Table 5 and Table 6 present the statistical analysis results.

Table 5. Statistical analysis of the braiding process repeatability – Test series 1.

<b>Repeatability</b>					
$\theta_N$	45 °	55 °	60 °	65 °	70 °
<b><math>\Delta_{max}</math></b>	0.1 %	0.9 %	0.4 %	0.1 %	0.2 %

Table 6. Statistical analysis of the braiding process accuracy and precision – Test series 1.

<b><math>USL/LSL</math></b>	<b>Accuracy</b>				<b>Precision</b>	
	<b><math>n</math></b>	<b><math>\overline{\Delta\theta}</math></b>	<b><math>S</math></b>	<b><math>L \leq \mu \leq U</math></b>		<b><math>C_p</math></b>
± 8.9 %	150	0.2 %	0.5 %	0.1 %	0.3 %	5.6

Table 5 shows that all differences ( $\Delta_{max}$ ) are below one percent, which indicates that the process is repeatable. Table 6 presents the results for accuracy and precision. The confidence interval ( $L \leq \mu \leq U$ ) is computed using the number of samples ( $n$ ), sample's average deviation ( $\overline{\Delta\theta}$ ) and sample's standard deviation ( $S$ ). As Table 6 statistics are based on multiple required braid angles, the acceptable range ( $USL/LSL$ ) is an average from Table 4 values. Since [0.2 %, 0.5 %] is included inside the [± 8.9 %] range, the process is accurate. For the precision, the 5.6 capability index, based on the  $USL/LSL$  and sample's standard deviation ( $S$ ), is greater than the 0.67 minimum acceptable index. This indicates a precise process. Every accuracy and precision statistical analyses in this work will follow the same logic. In the same way, the process

accuracy and precision for variable cross-sections and curved centerlines were assessed using the pooled data from the second test series. Table 7 presents the statistical analysis results.

Table 7. Statistical analysis of the braiding process accuracy and precision – Test series 2.

<i>USL/LSL</i>	Accuracy					Precision
	<i>n</i>	$\overline{\Delta\theta}$	<i>S</i>	$L \leq \mu \leq U$		<i>C<sub>p</sub></i>
± 9.3 %	810	1.6 %	4.8 %	1.2 %	2.0 %	0.65

From Table 7, since [1.2 %, 2.0 %] is included inside the [± 9.3 %] range, the process is accurate. Furthermore, the average and standard deviation are about four times the previous value. This could be explained by the mandrel geometric complexity. Contrary to the Du *et al.* results [3], the average braid angle is higher than the required one and three times smaller than theirs, 5 °. Further testing and investigation should be done, but a better control over the mandrel with the manipulator could be an answer to this observation. The 0.65 capability index is slightly below the 0.67 minimum index. This lack of precision is caused by a high standard deviation from taking in account all the results from test series 2.

### 5.1.2 Carrier's rotational speed effect on braiding accuracy and precision

Braids made at 80 RPM accuracy and precision were compared to braids made at 120 RPM in order to assess the carrier's rotational speed effect. Table 8 presents the statistical analysis results and Table 9 the hypothesis testing.

Table 8. Statistical analysis of the effect of the carrier's rotational speed on the accuracy and precision of the braiding process.

<i>ω</i>	<i>USL/LSL</i>	Accuracy					Precision
		<i>n</i>	$\overline{\Delta\theta}$	<i>S</i>	$L \leq \mu \leq U$		<i>C<sub>p</sub></i>
80 RPM	± 9.3 %	270	2.1 %	4.5 %	1.4 %	2.8 %	0.68
120 PRM	± 9.3 %	270	1.7 %	5.0 %	0.9 %	2.5 %	0.62

Table 9. Hypothesis testing on the effect of the carrier's rotational speed on the accuracy and precision of the braiding process.

Test	$ t_0 $	$t_{\alpha/2; n_1+n_2-2}$	<i>H<sub>0</sub></i>	<i>H<sub>1</sub></i>
$H_0: \mu_{80 \text{ RPM}} = \mu_{120 \text{ RPM}}$ $H_1: \mu_{80 \text{ RPM}} \neq \mu_{120 \text{ RPM}}$	1.11	2.33	Confirmed	Rejected

From Table 8, process with both speeds are accurate since their confidence intervals, [1.4 %, 2.8 %] and [0.9 %, 2.5 %], are included inside the [± 9.3 %] range. Both confidence intervals have about the same length and mean value, which indicates no significant impact on the process accuracy for a higher rotational speed. Hypothesis testing from Table 9 confirms this conclusion since the  $|t_0|$  statistic, 1.11, is lower than the t-distribution probability, 2.33. The bilateral hypothesis is then rejected. As for precision, the 120 RPM capability index, 0.62, is below the minimum index and slightly smaller than the 80 RPM index, 0.68. Since the difference between the two indexes is small, further testing should be done to validate the negative effect off higher carrier's rotational speed on the process precision.

### 5.1.3 Braid angle/cover factor effect on braiding accuracy and precision

The 55 ° braids (2-02, 2-06 and 2-08) and 65 ° braids (2-03, 2-07 and 2-09) were compared to the baseline, 45 ° braids (2-01, 2-04 and 2-07), in order to assess the braid angle/cover factor effect. Table 10 presents the statistical analysis results and Table 11 the hypothesis testing.

Table 10. Statistical analysis of the effect of the braid angle/cover factor on the accuracy and precision of the braiding process.

$\theta_N$	USL/LSL	Accuracy				Precision	
		$n$	$\overline{\Delta\theta}$	$S$	$L \leq \mu \leq U$		$C_p$
45 °	± 11.1 %	180	3.7 %	5.5 %	2.6 %	4.7 %	0.67
55 °	± 9.1 %	180	1.2 %	4.6 %	0.3 %	2.1 %	0.66
65 °	± 7.7 %	180	0.8 %	3.5 %	0.1 %	1.5 %	0.72

Table 11. Hypothesis testing on the effect of the braid angle/cover factor on the accuracy and precision of the braiding process.

Test	$ t_0 $	$t_{\alpha/2; n_1+n_2-2}$	$H_0$	$H_1$
$H_0: \mu_{45^\circ} = \mu_{55^\circ}$ $H_1: \mu_{45^\circ} \neq \mu_{55^\circ}$	4.57	2.34	Rejected	Confirmed
$H_0: \mu_{45^\circ} = \mu_{65^\circ}$ $H_1: \mu_{45^\circ} \neq \mu_{65^\circ}$	5.86	2.34	Rejected	Confirmed

From Table 10, all processes are accurate since their confidence intervals, [2.6 %, 4.7 %], [0.3 %, 2.1 %] and [0.1 %, 1.5 %], are included inside their respective range. Furthermore, the confidence interval lengths get smaller and the mean values closer to zero as the required braid angle/cover factor increase, which indicates a positive impact on the process accuracy. Hypothesis testing from Table 11, compares the averages of each required braid to the baseline. Since the  $|t_0|$  statistics, respectively 4.57 and 5.86, are lower than the t-distribution probability, both 2.34, the null hypotheses are rejected which strongly confirms the effect on accuracy. This phenomenon can be explained by more yarn slipping for lower cover factor since they aren't as constrained by relative fibers, which is particularly observed in areas where the centerline makes sharp slope change and the diameter is large [6]. As for precision, 45 ° and 65 ° capability indexes, 0.67 and 0.72, indicate a precise process. Even if the 55 ° capability index is one unit below the 0.67 minimum index, the process can still be considered as precise. Furthermore, the capability index tends to increase with the required braid angle/cover factor which indicates a better precision. Although, further testing should be done to confirm the phenomena.

### 5.1.4 Focal point adjustment (FPA) effect on braiding accuracy

The effect of adjusting the focal point depending on the theoretical length of the convergence zone was only done using data from braids that have a 55 ° and 65 ° required braid angles, carriers speed of 120 RPM. The analysis was done on the mandrel M201 first three sections which eliminates the effect of the curved centerline. Since yarn slipping is very active at 45 °, these braids were not taken into account. Figure 9 and Figure 10 show the deviation between the required and the measured braid angle for each braid. Table 12 presents

the statistical analysis results and Table 13 the hypothesis testing. Figure 9 and Figure 10 indicate that the transitory regime takes place on a shorter distance when FPA is used. From Table 8, process without and with FPA are accurate since their confidence intervals, [-3.1 %, 4.1 %] and [-0.4 %, 3.1 %], are included inside the  $[\pm 8.4 \text{ %}]$  range. Furthermore, the confidence interval length with the FPA is twice smaller and its mean deviation value is closer to zero, which indicates a positive impact on the process accuracy. Hypothesis testing from Table 13 confirms this conclusion since the  $|t_0|$  statistic, 3.25, is lower than the t-distribution probability, 2.38. The null hypothesis is rejected which strongly confirms the effect on accuracy. Further testing and modeling should be done to accurately predict the convergent zone behavior and confirm the FPA positive effect on accuracy.

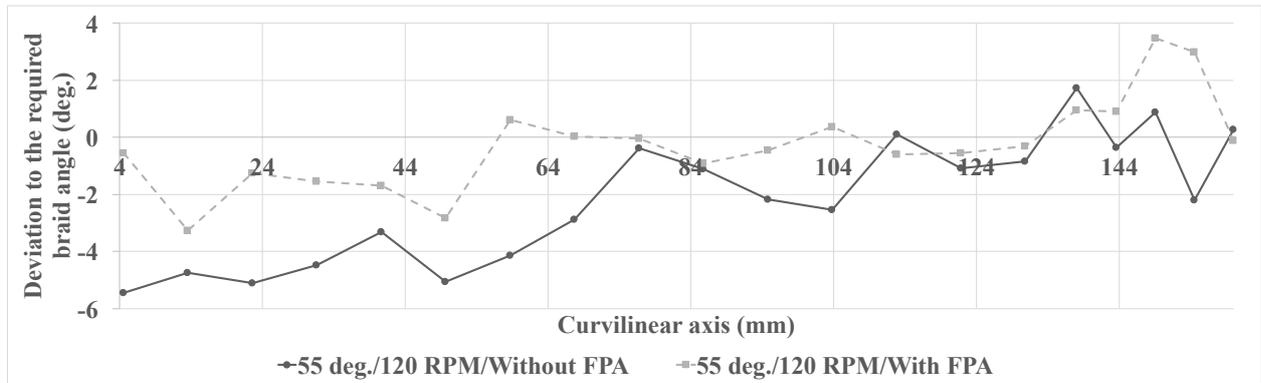


Figure 9. Braid angle deviations along the mandrel’s first three sections for 55 ° braids.

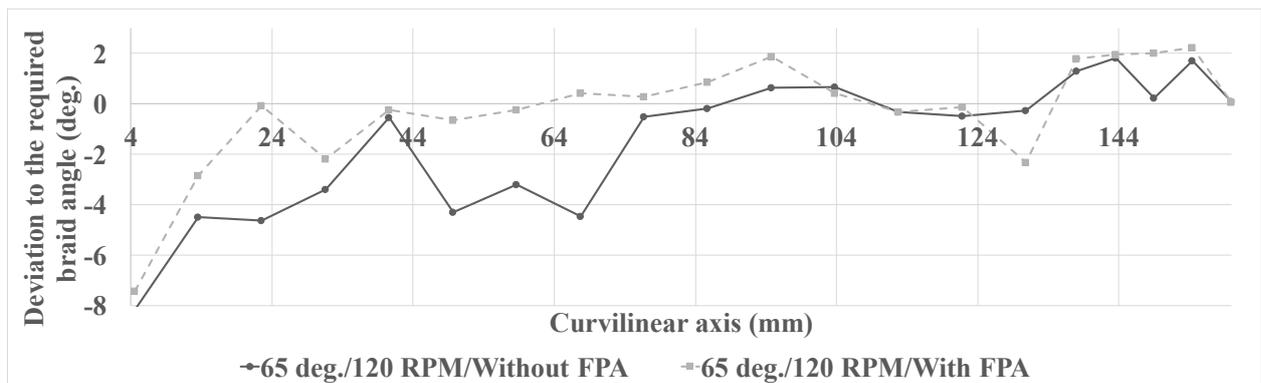


Figure 10. Braid angle deviations along the mandrel’s first three sections for 65 ° braids.

Table 12. Statistical analysis of the effect of the FPA on the accuracy and precision of the braiding process.

FPA	USL/LSL	Accuracy				
		<i>n</i>	$\bar{\Delta\theta}$	<i>S</i>	$L \leq \mu \leq U$	
Without	$\pm 8.4 \text{ %}$	40	-3.1 %	4.1 %	-4.8 %	-1.3 %
With	$\pm 8.4 \text{ %}$	40	-0.4 %	3.1 %	-1.7 %	1.0 %

Table 13. Hypothesis testing on the effect of FPA on the accuracy and precision of the braiding process.

Test	$ t_0 $	$t_{\alpha/2; n_1+n_2-2}$	$H_0$	$H_1$
$H_0: \mu_{\text{Without}} = \mu_{\text{With}}$ $H_1: \mu_{\text{Without}} \neq \mu_{\text{With}}$	3.25	2.38	Rejected	Confirmed

## 6. CONCLUSIONS

This study presented an integrated braiding solution that combines the path planning of an industrial manipulator and Du *et al.* braiding model. Originally made for rectilinear axisymmetric mandrels, it was adapted to curved centerline mandrels. A focal point adjustment based on convergence zone length was integrated to minimize the convergence zone transitory regime. Results indicate that the process is repeatable, accurate and precise for mandrels with constant cross-section and rectilinear centerline. As for mandrels with variable cross-section and curved centerlines, the process was accurate and precise. Furthermore, the positive effect of the braid angle/cover factor on process accuracy and precision was clearly shown. Further testing shall be done to confirm the negative effect the carrier's rotation speed on precision and the positive effect of the focal point adjustment on accuracy.

## 7. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors wish to acknowledge the financial support from the Fond de Recherche du Québec Nature et Technologies (FRQNT) and the Natural Sciences and Engineering Research Council (NSERC/CRSNG) of Canada.

## 8. REFERENCES

1. Gutowski, T. *Advanced Composites Manufacturing*. John Wiley and Sons, New York, 1999.
2. ISO Standard 5725, 1994, "Accuracy (trueness and precision) of measurement methods and results", ICS: 03.120.30; 17.020, www.iso.org.
3. Ko, F. & Pastore, C. "CIM of Braided Preforms for Composites." Computer Aided Design in Composite Material Technology, Proceedings of the International Conference. Southampton, England, 1988.
4. Du, G. w. & Popper, P. "Analysis of a Circular Braiding Process for Complex Shapes". *The Journal of The Textile Institute* 85(3)(1994): 316-337.
5. Ravenhorst, J.H. van & Akkerman, R. "Optimisation of the circular braiding process". TexComp-11. Leuven, Belgium, 2013.
6. Zhang, Q. a. "Analysis of Circular Braiding Process, Part 1: Theoretical Investigation of Kinematics of the Circular Braiding Process". *Journal of Manufacturing Science and Engineering* 121 (1999): 345-350.
7. Zhang, Q. a. "Analysis of Circular Braiding Process, Part 2: Mechanis Analysis of the Circular Braiding Process and Experiment". *Journal of Manufacturing Science and Engineering* 121 (1999): 351-359.
8. Angeles, J. *Fundamentals of Robotic Mechanical Systems: Theory, Methods, and Algorithms*. Montreal: Springer, 2003.
9. Huo, L., & Baron, L. "The joint-limits and singularity avoidance in robotic welding." *Industrial Robot: An International Journal* 35(5)(2008), 456-464.

10. Hines, W. W., Montgomery, C. D., Goldman, M. D. & Borror, M. C. *Probability and statistics in engineering, 4 ed.* Wiley India Pvt. Limited, 2008.
11. *Cp, Cpk, Pp and Ppk: Know How and When to Use Them.* Six Sigma. 1 Feb 2016  
<<http://www.isixsigma.com/tools-templates/capability-indices-process-capability/cp-cpk-pp-and-ppk-know-how-and-when-use-them/>>

## **ANNEXE B - ARTICLE 3: AUTOMATED BRAIDING OF NON- AXISYMMETRIC STRUCTURES**

Cet article a été présenté à la conférence « *Third International Symposium on Automated Composites Manufacturing, Montréal* » et publié dans les actes de la conférence (20 au 21 avril 2016). À noter que l'article n'a pas été révisé par un comité de lecture. Une lettre motivant la pertinence de l'article a été fournie au Registrariat.

**COVER SHEET**

**Title: Automated braiding of non-axisymmetric structures**

**Authors: Philippe Monnot<sup>1, \*</sup>, Jonathan Lévesque<sup>2</sup>, Louis Laberge Lebel<sup>1</sup>**

<sup>1</sup> Polytechnique Montréal, Mechanical Engineering Department, C.P. 6079, Succ. Centre-ville  
Montréal, Québec, Canada, H3C 3A7

<sup>2</sup> Groupe CTT, 3000, avenue Boullé, Saint-Hyacinthe, Québec J2S 1H9, Canada

\* philippe.monnot@polymtl.ca

---

## I. SUMMARY

Common aerospace primary structures with non-axisymmetric cross-sections made from carbon fiber composites can be reinforced using braided preforms. They adapt well to complex geometries and offer a good level of mechanical properties. Various braiding models were developed to predict the process parameters to manufacture a specific preform architecture. This paper intends to study the braid's behavior over non-axisymmetric geometries. At first, the Du *et al.* model and the Ravenhorst *et al.* braiding model were tested numerically and their outputs were compared. Subsequently, several braids were manufactured over a test mandrel using an automated braiding system. Fiber angles were measured using an automated image acquisition system and an imaging algorithm. Numerical results showed that both models gave similar outputs. Experimental results showed that the braid angle reaches a maximum at the mandrel's face center and a minimum near the edges. This result was attributed to friction and interaction between the yarns in the convergence zone during braiding.

## II. INTRODUCTION

Manufacturing of high-strength composite parts using Resin Transfer Molding (RTM) is a proven and cost effective alternative to the traditional autoclave process [1]. It requires injecting a thermoset resin into a heated closed tool containing a continuous fabric reinforcement where the resin is then cured. Size and shape of the fabric, henceforth referred to as the preform, must be close to the final product. Precise fiber placement and orientation control are the key factors in obtaining the composite's desired performance. Braiding is a textile manufacturing process that produces braided preforms, called braids, using a braiding machine. Yarn carriers rotate around the braiding machine's circular spool plane while the mandrel moves through its guiding ring. Yarns converge through the guiding ring and deposit onto the mandrel surface at the fell point, i.e., where they come into first contact with the

mandrel surface. The highly interlaced architecture of braided preforms offers a good level of mechanical properties and adapts well to complex geometries [1]. The irregular behavior of braids around geometries with complex features makes it difficult to predict fiber orientation. This weakness has limited the use of braided preforms for critical structures. Braiding can be automated by using a multi-axis industrial robot. As shown in Monnot *et al.* [2], automation produces reproducible results, improves preform quality and lowers manufacturing time. Braiding models were developed to improve control on the braid architecture. Their inverse solution is required when manufacturing a braided preform with a specific architecture. It determines the process parameters, i.e., the braiding machine's carriers rotational speed and the mandrel's take-up speed through the braiding machine, knowing the braid angle along the mandrel length. Aerospace primary structures with non-axisymmetric cross-sections, such as frames [3], stringers and keel beams, are suitable to be manufactured by RTM using braided preforms. Common braiding models, such as the Ko *et al.* model [4] and Du *et al.* model [5], are not appropriate for these geometries since they were developed for mandrels with axisymmetric cross-sections. However, they can be applied to non-axisymmetric mandrels by finding equivalent radii based on the mandrel's cross-sections' perimeters. More recently, Ravenhorst *et al.* [6] developed a braiding model for mandrels with non-axisymmetric cross-sections that predicts the yarns' trajectories based on the mandrel surface. This study intends to examine the braids behavior over non-axisymmetric geometries. The main objectives are to compare the output of two braiding models (mandrel take-up speeds) and to compare the experimental results to the braiding models' predictions for different braid angles.

### III. BRAIDING MODELS

#### Axisymmetric

The Ko *et al.* braiding model is based upon the braided preform geometry using the fabric's unit cell. It provides an analytical solution for circular mandrels with variable diameters [4]. Du *et al.* developed the differential equations describing the process kinematics and linked them to the braid's architecture [5]. Neither model considers the interlacing forces among the yarns. The Du *et al.* equations can be simplified for the particular case of a mandrel with a constant radius and a constant braid architecture along the mandrel length. This simplification is ultimately the Ko *et al.* analytical solution. The mandrel take-up speed  $v$  is determined as:

$$v = \frac{\omega r_m}{\tan \alpha} \quad (1)$$

where  $r_m$  is the mandrel's radius,  $\alpha$  is the braid angle and  $\omega$  is the constant carriers rotational speed. In order to use Equation 1 with a non-axisymmetric mandrel, an equivalent radius  $r_{eq}$  is determined as:

$$r_{eq} = \frac{P}{2\pi} \quad (2)$$

where  $P$  is the mandrel section's perimeter.

#### Non-Axisymmetric

The Ravenhorst *et al.* model [6] provides a geometry-based kinematic algorithm that predicts the yarn trajectories over complex mandrels, including non-axisymmetric geometries. The mandrel surface is represented by a triangulated surface mesh from a STL format file.

Besides the frictionless assumptions, the model is based on two main assumptions: the trajectories of the deposited yarns are continuous and differentiable, and they are coincident with the mandrel's surface. The model's inverse solution's first step is to create a vector field (FDF) over the mandrel surface. As shown in Figure 1a, the FDF vectors are oriented along the desired braid angle direction. Each braid yarn (axial, weft & warp) is modeled by a curve called fiber streamline (FSL) that is instantaneously tangent to the fiber direction field vectors. A yarn FSL starts from an initial fell point and follows the required curve on the mandrel's surface mesh. For each fell point ( $p_i$ ) on the FSL, the associated supply point ( $s_i$ ) and spool position ( $q_i$ ) are determined. As shown in Figure 1b, the supply point is the intersection between the FSL tangent and the guiding ring. The supply point follows a helix curve over the guiding ring's cylindrical surface ( $C_{gr}$ ). Its radius is equal to the guiding ring's radius. Its axis position ( $R_{\theta}$ ) is coincident with the mandrel's centerline ( $c$ ). The spool position is obtained iteratively assuming frictionless force equilibrium at the supply point. The spool position follows a helix curve over a spool plane's cylindrical surface ( $C_{sp}$ ). Its radius is equal to the spool plane's radius. Its axis position ( $M_{\theta}$ ) is coincident with the mandrel centerline ( $c$ ). The take-up speed  $v$  between two fell points is defined as:

$$v = \frac{\Delta R_{\theta}}{\Delta q} \omega = \frac{R_{\theta,i+1} - R_{\theta,i}}{q_{i+1} - q_i} \omega \quad (3)$$

where  $\Delta q$  is the carrier's angular position increment,  $\Delta R_{\theta}$  the braiding machine's position increment on the centerline and  $\omega$  the carriers rotational speed. The process is repeated for each fell point. The mandrel's take-up speed profile is computed from the average of all bias yarns individual take-up speeds along the length of the mandrel. More details can be found in the Ravenhorst *et al.* work [6].

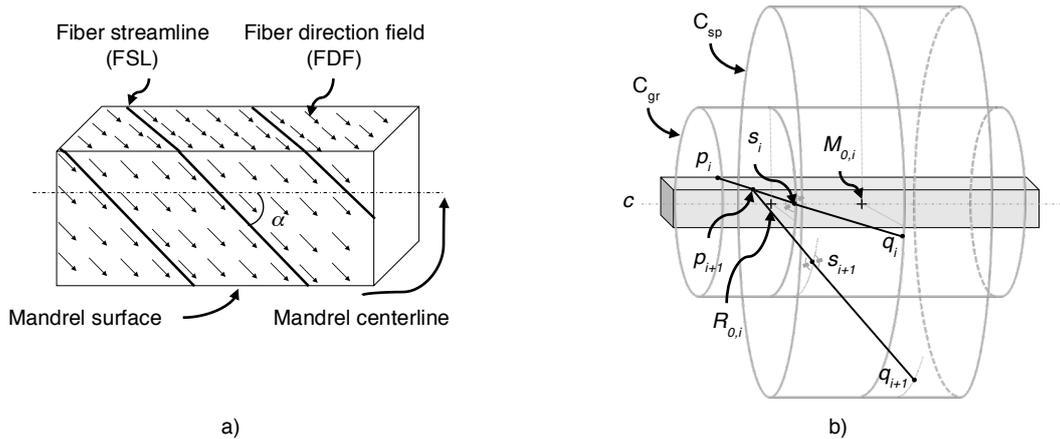


Figure 1. Ravenhorst *et al.* model description: a) The fiber direction field (FDF) vectors is defined over the mandrel surface. FDF vectors are aligned along the desired braid angle ( $\alpha$ ). Fiber streamlines (FSL) are instantaneously tangent to the FDF vectors [4]; b) The supply point ( $s_i$ ) is the intersection between the fell point ( $p_i$ ) FSL tangent and the guiding ring. Spool positions ( $q_i$ ) is obtained iteratively assuming frictionless force equilibrium at the supply point [4].

## IV. METHODOLOGY

### Path Planning

During braiding, the robot moves the mandrel through the braiding machine's guiding ring following a specific speed profile along a predetermined path. The speed profile is given by the braiding model. The path followed by the robot during braiding is directly determined

by the mandrel's centerline, a curve that goes through the center of each cross-section. The orientation of each point on the meshed curve is defined with an orthonormal basis. It's formed of a tangent, normal and bi-normal unit vector given by the Frenet-Serret formulas [7]. Path planning consists of finding the robot's positioning for each point of the centerline and is computed with a multi-objective optimization algorithm. This methodology is well described in Monnot *et al.* [2].

## Inspection

Since the preform's braid angle has a direct impact on the composite structure mechanical properties, measuring it along the mandrel's length is essential. The process is automated by moving the mandrel with the robot under a fixed photo camera (D3000 DSLR, Nikon) along a predetermined path based on the mandrel's outer surfaces and desired image size. Using the MATLAB® Image Processing Toolbox [8], the images taken by the camera are analyzed one by one with a specially developed algorithm. The original image (Figure 2a) is converted into a grayscale image while accentuating its contrast and sharpness (Figure 2b). The second operation detects the edges using the Canny edge-detection method (Figure 2c). The third operation applies a Hough transform to detect the lines using the edge-detection results (Figure 2d). Lines respecting the minimum length criterion are kept and classified as either weft or warp yarn vectors depending on their orientation. The last operation computes the braid angle, half of the angle between a weft and warp vector. The image braid angle is determined by computing the average angle of all weft and warp yarn vector combinations. The algorithm was calibrated by comparing its results with measurements taken manually.

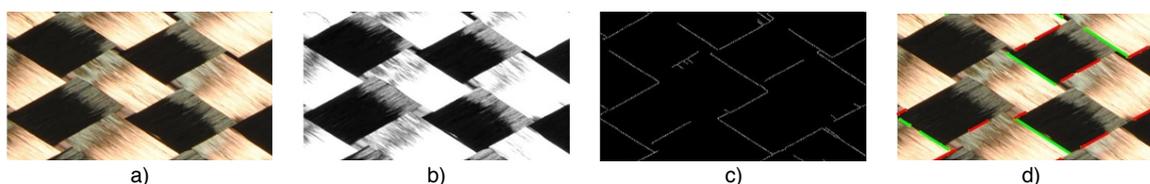


Figure 2. Image analysis algorithm operations: a) Original image; b) Image pre-treatment; c) Edge detection using the “Canny” method; d) Line detection by applying a Hough transform to the edge detection results.

## Validation

From the objectives initially stated, two series of tests were planned. Both tests were done using a square mandrel with a constant cross-section and a rectilinear centerline (Figure 3). The first test series aimed to compare the braiding models take-up speeds for braid angles varying from  $50^\circ$  to  $70^\circ$  with  $5^\circ$  increments. The braiding angle was kept constant throughout the length of the mandrel. 72 carriers were used and their rotational speed was kept constant at 80 RPM. Using the previous braiding parameters and results, the studied braids were manufactured for the second test series. The braid angle was measured along the mandrel's length to evaluate the model's precision. Braiding was carried out using a high precision industrial robot with six degrees of freedom mounted on a linear axis and a 144 carrier radial braiding machine. TANSOME carbon fiber tows (H2550 A10 12K/800 Tex) were used for all experiments. Braids were inspected by taking 6 pictures per face. Each image was then divided into 50 tiles, 10 rows and 5 columns, for a total of 1200 tiles per mandrel.



Figure 3. Square section test mandrel overall dimensions.

## V. RESULTS & DISCUSSION

### Braiding models take-up speed comparison

Table I compares the computed take-up speeds using the axisymmetric braiding model ( $v_A$ ) and non-axisymmetric braiding model ( $v_{NA}$ ) from Section III for all five required braid angles (RBA). Since the mandrel's cross-section and the braid angle are constant along the entire length of the mandrel, only the steady state take-up speed value is presented. For each RBA, Table I's last column shows the difference as a percentage ( $v_A - v_{NA} \%$ ) between both models' take-up speeds.

TABLE I. BRAIDING MODELS TAKE-UP SPEED COMPARISON FOR EACH REQUIRED BRAID ANGLES (RBA).

RBA (deg.)	Mandrel Take-up Speed (mm/s)		
	Axisymmetric ( $v_A$ )	Non-Axisymmetric ( $v_{NA}$ )	$v_A - v_{NA} (\%)$
50	9.28	9.24	0.44%
55	7.74	7.71	0.44%
60	6.38	6.36	0.44%
65	5.16	5.13	0.44%
70	4.02	4.01	0.44%

Table I shows a 0.44% difference between the two models for each RBA. Such a small speed difference is considered to have little effect on the preform braid angle during manufacturing. Furthermore, the take-up speed differences are constant regardless of the braid angle. The small percentage between both models is mainly attributed to the mandrel square section's high number of symmetry axes. It allows the braid angle to be the same on each face of the mandrel since they all have the same dimensions. However, Table I results cannot be extrapolated to all types of geometries. In the case of a mandrel with rectangular sections, due to the difference between the dimensions of the faces, the braid angle would be different on each face. Hence, the outputs of the axisymmetric model and non-axisymmetric model would be significantly different.

### Experimental results

From the previous results, only the non-axisymmetric braiding model's take-up speeds were used to manufacture the test braids. For each RBA, Figure 4 presents the measured braid angles' (MBA) distribution with a box plot and the MBA average with a scatter point. Box plot whiskers represent the minimum and maximum values of the distribution. For this analysis, only the MBA from steady state were taken into account.

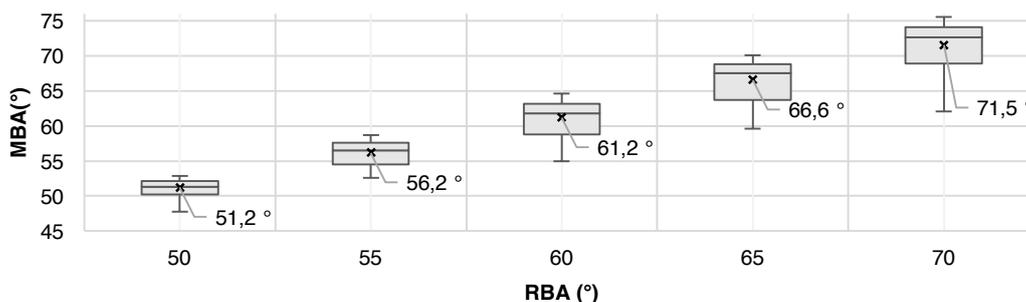


Figure 4. Measured braid angles (MBA) box plots for each required braid angles (RBA).

Results from Figure 4 show the average MBA to be slightly higher than the RBA for each tested braid; by 1.2 ° to 1.6 °. Furthermore, the upper 50% range is much narrower than

the lower 50%, indicating a right skewed distribution. Figure 4 also shows that the distribution and interquartile range increase with the RBA, which means that the MBA distribution becomes wider over the mandrel. Figure 5 presents how the MBA average varies over the mandrel's face width for each RBA. The "x" axis represents the studied positions over the mandrel's face width; left edge (LE), left center edge (LCE), center (C), right center edge (RCE) and right edge (RE).

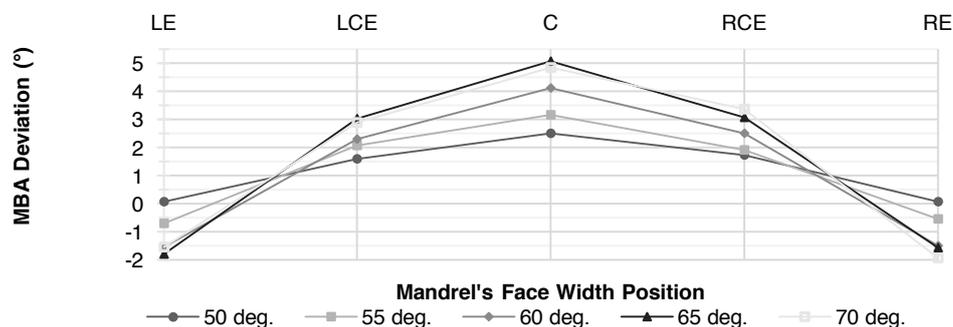


Figure 5. Measured braid angles (MBA) average over the mandrel's face width for each required braid angle.

Figure 5 shows that the MBA follows a centered inverted parabolic curve over the width of the mandrel's face. The braid angle reaches its maximum at the face's center and its minimum near the edges. As the RBA increases, the parabola's degree of curvature gets larger. This behavior can also be observed in Figure 6, where yarns follow "S" like curves rather than straight lines over the width of the mandrel's face. The curve edges get sharper as the RBA increases. This phenomenon is explained in Figure 7.

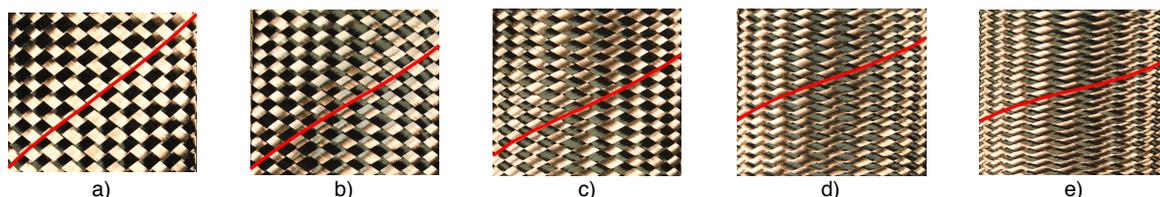


Figure 6. Braid yarns "S" like curve for different RBA: a) 50 °; b) 55 °; c) 60 °; d) 65 °; e) 70 °.

The mandrel's non-axisymmetric section causes the braid deposition over its surface to be discrete rather than continuous. As shown in Figure 7, the yarn fell points ( $p_1$  &  $p_2$ ) only occur on the mandrel's edges. Interaction and friction between the yarns in the convergence zone delays the fell point ( $\Delta d$ ) from its theoretical position ( $p_1 \rightarrow p_1^*$ ). The carrier exceeds its expected deposit angular position ( $q_1 \rightarrow q_1^*$ ) which increases the braid angle. The same mechanism occurs for the next fell points ( $p_2 \rightarrow p_2^*$ ). Between two fell points, the yarn leans on the non-deposited braid in the convergence zone. The following yarns follow the same trajectory, thus interlacing with the previous yarns, causing them to be constrained. The non-deposited braid is subject to a tensile force due to the additional angular rotation of the carrier and the extra distance traveled by the mandrel. It causes the yarns to curve near the mandrel's edges. Therefore, the braid angle becomes lower near the face's edges ( $\alpha_e$ ) and higher at its center ( $\alpha_c$ ) as shown in Figure 5. This phenomenon is amplified for a high number of yarns, especially as the braid angle increases higher than the jamming angle. The non-deposited braid in the convergence zone becomes highly compacted by the slow deposition rate and the short convergence zone length. Friction between the yarns is increased which delays the deposition and increases the braid angle's deviation.

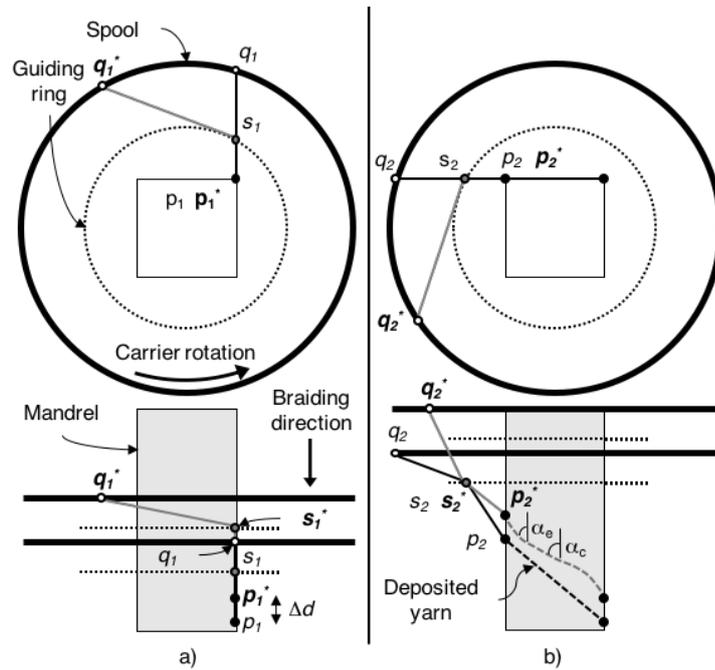


Figure 7. Yarn deposition delay mechanism: a) Carrier exceeds its expected deposit angular position ( $q_1 \rightarrow q_1^*$ ). Mandrel travels extra distance. Fall point deposition gets delayed ( $p_1 \rightarrow p_1^*$ ). Braid angle increases; b) Tensile force from deposition delay causes the braid yarns to curve near the mandrel edges. Braid angle is lower near the face edges ( $\alpha_e$ ) and higher at its center ( $\alpha_c$ ).

## VI. CONCLUSIONS

With the aim of manufacturing aerospace composite structures with braided preforms, this paper studied the behavior of braids around non-axisymmetric geometries. At first, the outputs of two different braiding models were compared. Afterwards, braids were manufactured over a square mandrel with braid angles varying from  $50^\circ$  to  $70^\circ$  using an automated braiding system. Numerical results show that braiding models designed for circular mandrels can be used on simple non-axisymmetric geometries by using an equivalent radius. Experimental results highlight that the braid angle varies significantly over the width of the mandrel's face; highest at the face center and lowest near the edges. This phenomenon is caused by the yarns' interlacing forces in the convergence zone which delays the braid deposition. Characterizing this delay with an empirical factor could be an alternative to complex mechanical or FEM braiding models [9, 10] and can help improve precision of kinematic braiding models.

## VII. ACKNOWLEDGMENTS

The authors wish to acknowledge the financial support from the Fond de Recherche du Québec Nature et Technologies (FRQNT) and the Natural Sciences and Engineering Research Council (NSERC/CRSNG) of Canada.

## VIII. REFERENCES

1. Gutowski, T. *Advanced Composites Manufacturing*. John Wiley and Sons, New York, 1999.

2. Monnot, P., Lévesque, J. & Laberge-Lebel, L. “Automated braiding of dry preforms for aerospace structural components”. SAMPE Long Beach 2016. Long Beach, United States, 2016.
3. Laberge Lebel L., Trudeau P. “Preforming of a fuselage C-shaped frame manufactured by resin transfer molding”. *SAE International Journal of Aerospace*, 6 (2), p. 508–512. DOI: 10.4271/2013-01-2214 (2013).
4. Ko, F. & Pastore, C. “CIM of Braided Preforms for Composites.” *Computer Aided Design in Composite Material Technology*, Proceedings of the International Conference. Southampton, England, 1988.
5. Du, G. W. & Popper, P. “Analysis of a Circular Braiding Process for Complex Shapes”. *The Journal of The Textile Institute* 85 (3) (1994): 316–337.
6. Ravenhorst, J.H. van & Akkerman, R. *Circular braiding take-up speed generation using inverse kinematics*. *Composites. Part A: Applied science and manufacturing*, 64. 147 - 158. ISSN 1359-835X (2014)
7. Angeles, J. *Fundamentals of Robotic Mechanical Systems: Theory, Methods, and Algorithms*. Montreal: Springer, 2003.
8. MATLAB® Image Processing Toolbox
9. Zhang, Q. a. “Analysis of Circular Braiding Process, Part 1: Theoretical Investigation of Kinematics of the Circular Braiding Process”. *Journal of Manufacturing Science and Engineering* 121 (1999): 345–350.
10. Zhang, Q. a. “Analysis of Circular Braiding Process, Part 2: Mechanical Analysis of the Circular Braiding Process and Experiment”. *Journal of Manufacturing Science and Engineering* (1999): 351–359.