

**Titre:** Tressage automatisé de pièces complexes avec solution inverse  
Title: itérative asservie en angle

**Auteur:** Marc Gondran  
Author:

**Date:** 2020

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

**Référence:** Gondran, M. (2020). Tressage automatisé de pièces complexes avec solution inverse itérative asservie en angle [Master's thesis, Polytechnique Montréal].  
Citation: PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/5492/>

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

**URL de PolyPublie:** <https://publications.polymtl.ca/5492/>  
PolyPublie URL:

**Directeurs de recherche:** Louis Laberge Lebel, & Farbod Khameneifar  
Advisors:

**Programme:** Génie mécanique  
Program:

**POLYTECHNIQUE MONTRÉAL**

Affiliée à l'Université de Montréal

**Tressage automatisé de pièces complexes avec solution inverse itérative  
asservie en angle**

**MARC GONDRAN**

Département de génie mécanique

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

Génie mécanique

Novembre 2020

# **POLYTECHNIQUE MONTRÉAL**

Affiliée à l'Université de Montréal

Ce mémoire intitulé :

## **Tressage automatisé de pièces complexes avec solution inverse itérative asservie en angle**

présenté par **Marc GONDRAN**

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

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

**René MAYER**, président

**Louis LABERGE LEBEL**, membre et directeur de recherche

**Farbod KHAMENEIFAR**, membre et codirecteur de recherche

**François LEBEL**, membre

## REMERCIEMENTS

Je vais évidemment commencer par remercier Louis Laberge-Lebel, mon directeur de recherche et Farbod Khameneifar, mon co-directeur de recherche pour l'ensemble de ce qu'ils ont fait pour la bonne réalisation de ma maîtrise. Leur aide m'a été précieuse. Leur écoute, leur support et leur investissement ont été sans faille.

Merci également à Yohan Gendreau, Stéphane Alexandre et toute l'équipe du CTT qui m'ont accueilli et m'ont aidé à réaliser les expériences.

Merci à tous les membres du LabSFCA pour leurs conseils, leur esprit critique et leur bonne humeur.

Merci à toute l'équipe du CTA et en particulier Pierre-Olivier Dubois et Marie-Christine Caya pour leur aide sur le Robot KUKA. Merci aussi à Michel Barrette pour son apport en métrologie. Merci à Robin Dubé et François LeBel pour leur bienveillance.

J'en profite aussi pour saluer toutes les rencontres que j'ai pu faire à Montréal et qui ont rendus cette expérience exceptionnelle : Anjeli N., Anthony C., Andrea P., Bruno C., Clément B., Corentin B., Dany N.-A., Domitille S., Élisabeth C., Florence B.-R., Guillaume D., Guillaume L., Joffrey C., Jérémie M., Jullien A., Khadija E.-I., Laurent B., Lu G., Louis P., Lucas G., Michael S., Marie V., Marine E.-J., Mathieu L., Nolwenn H., Quentin P., Sébastien D.-B., Simon M., Thomas G., Theo C., Violaine Z..

Merci aussi aux Arts et Métiers, au groupe territorial Canadien et à tous ses bénévoles. Merci à mes professeurs du Lycée Vaucanson de Grenoble.

Et enfin, je remercie aussi ma famille, ma grand-mère, mes parents et mes sœurs pour leur soutien prodigué outre-Atlantique.

## RÉSUMÉ

Le tressage est un procédé de préformage textile utilisé dans l'industrie aéronautique. Les bobines disposées sur la piste circulaire de la tresseuse tournent en directions opposées tandis qu'au centre de la tresseuse, le mandrin représentant la contre-forme de la pièce à fabriquer, avance. Le mouvement conjugué du mandrin et des bobines permet aux fils de former une tresse autour du mandrin. Le procédé est automatisé donc répétable et la déposition de dizaines, voire de centaines de fils simultanément lui confère une excellente productivité. Le textile tressé dispose aussi d'une excellente résistance à l'impact. Les caractéristiques mécaniques sont dépendantes de l'angle de tressage formé par les fils. La connaissance du comportement du tressage et, plus particulièrement du lien entre la vitesse d'avance du mandrin et angle de tressage est limité dans la littérature. Les travaux présentés dans ce mémoire visent à modéliser ce lien et à réaliser l'implémentation dans un laboratoire recherche.

De nombreux travaux disponibles dans la littérature ont cherché à établir le lien entre l'angle de tressage et la vitesse d'avance du mandrin. Pour les mandrins circulaires, des relations analytiques existent. Pour les mandrins complexes, des modèles ont été publiés mais sont limités soit par leur précision, soit par leur temps de mise en œuvre.

L'objectif principal est de développer une nouvelle approche pour résoudre le problème inverse de prédiction des paramètres de fabrication fonction l'angle de tressage désiré en ayant une meilleure précision tout en limitant le temps de mise en œuvre.

Le second objectif est de développer et d'implémenter, chez le partenaire industriel, le post-processeur permettant de faire le lien entre le modèle informatique et l'outil réel de production. Grâce à cela, les essais de tressages ont pu être réalisés afin de valider la modélisation.

Les résultats montrent la validité de l'approche. En effet, l'erreur entre l'angle de tressage cible et celui mesuré est limité à  $0.87^\circ$  sur l'ensemble des mesures effectuées alors que la référence de qualité est généralement fixée à  $1^\circ$  dans l'industrie.

## ABSTRACT

Braiding is a textile preforming process used in the aeronautical industry. Carriers arranged on the circular track of the braiding machine rotate in opposite directions while in the braiding machine center, the mandrel representing the counterpart of the part to be manufactured advances. The combined movement of the mandrel and the carriers allows the yarns to be braided over the mandrel. The process is automated and therefore repeatable, and the deposition of tens or even hundreds of yarns simultaneously gives excellent productivity. The braided textile also has excellent impact resistance. The mechanical properties of the braided parts are function of the braiding angle formed by the yarns. The knowledge of the braiding behaviour and the link between the take-off speed and braiding angle is sparse in the literature. The work presented in this thesis aims to model this link and to implement it in a research laboratory context.

Numerous researches available in the literature have tried to model the link between the braiding angle and the take-off speed of the mandrel. For circular mandrels, analytical relationships exist. For complex mandrels though, models have been published but they have limitations either in accuracy or in processing time.

The primary objective is to develop a new approach to solve the inverse problem which aims at identifying the manufacturing parameters that result in the targeted braiding angle with better accuracy while reducing the processing time.

The second objective is to develop and implement, at the industrial partner's lab, the post-processor enabling the link between the computer model and the production tool. Thanks to this, the experiments can be carried out in order to validate the model.

The results show the validity of the approach and the error between the targeted braiding angle and the measured angle limited to  $0.87^\circ$  on all the measurements carried out while the quality threshold is generally set at  $1^\circ$  in the industry.

## TABLE DES MATIÈRES

|                                                                                                                                                                                    |     |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-----|
| REMERCIEMENTS .....                                                                                                                                                                | III |
| RÉSUMÉ.....                                                                                                                                                                        | IV  |
| ABSTRACT .....                                                                                                                                                                     | V   |
| TABLE DES MATIÈRES .....                                                                                                                                                           | VI  |
| LISTE DES TABLEAUX.....                                                                                                                                                            | IX  |
| LISTE DES FIGURES.....                                                                                                                                                             | X   |
| LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS .....                                                                                                                                             | XII |
| LISTE DES ANNEXES.....                                                                                                                                                             | XIV |
| CHAPITRE 1 INTRODUCTION.....                                                                                                                                                       | 1   |
| 1.1 Projet « cadre tressé ».....                                                                                                                                                   | 1   |
| 1.2 Problématique.....                                                                                                                                                             | 2   |
| 1.3 Objectifs .....                                                                                                                                                                | 2   |
| 1.4 Organisation du mémoire .....                                                                                                                                                  | 3   |
| CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE .....                                                                                                                                              | 4   |
| 2.1 Les matériaux composites dans l’aéronautique.....                                                                                                                              | 4   |
| 2.2 Le tressage dans l’aéronautique .....                                                                                                                                          | 5   |
| 2.3 Modèle de tressage .....                                                                                                                                                       | 7   |
| CHAPITRE 3 METHODOLOGIE .....                                                                                                                                                      | 10  |
| 3.1 Modélisation du procédé de tressage afin de lier l'angle de tressage aux paramètres de fabrication (Objectif 1).....                                                           | 10  |
| 3.2 Conception d’un post-processeur permettant l’exportation des programmes de tressage vers des programmes de fabrication compatible avec l'outil de production (Objectif 2)..... | 10  |
| 3.3 Validation expérimentale du modèle de tressage (Objectif 3) .....                                                                                                              | 11  |

## CHAPITRE 4 ARTICLE 1: AUTOMATED BRAIDING OF NON-AXISYMMETRIC STRUCTURES USING AN ITERATIVE INVERSE SOLUTION WITH ANGLE CONTROL 12

|       |                                           |    |
|-------|-------------------------------------------|----|
| 4.1   | Abstract .....                            | 12 |
| 4.2   | Keywords .....                            | 12 |
| 4.3   | Introduction .....                        | 13 |
| 4.4   | Proposed Iterative Inverse Solution ..... | 18 |
| 4.4.1 | Geometry processing.....                  | 21 |
| 4.4.2 | Simplified inverse solution (S-IS).....   | 21 |
| 4.4.3 | Forward solution .....                    | 22 |
| 4.4.4 | Braid angle computation .....             | 23 |
| 4.4.5 | Numerical and Physical correction .....   | 23 |
| 4.5   | Results and discussion.....               | 24 |
| 4.5.1 | Numerical case studies .....              | 26 |
| 4.5.2 | Experimental case studies .....           | 32 |
| 4.6   | Conclusions .....                         | 37 |
| 4.7   | Acknowledgments .....                     | 37 |
| 4.8   | Supplementary Material .....              | 38 |

## CHAPITRE 5 CONCEPTION D'UN POST-PROCESSEUR PERMETTANT D'EXPORTATION DES PROGRAMMES DE TRESSAGE VERS DES PROGRAMMES DE FABRICATION 39

|     |                                   |    |
|-----|-----------------------------------|----|
| 5.1 | Définition du mandrin .....       | 41 |
| 5.2 | Définition de la trajectoire..... | 41 |
| 5.3 | Définition du programme .....     | 42 |

## CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE ..... 44



|                                                |                                                                                                                             |    |
|------------------------------------------------|-----------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| 6.1                                            | Modélisation du procédé de tressage afin de lier l'angle de tressage aux paramètres de fabrication.....                     | 44 |
| 6.2                                            | Conception d'un post-processeur permettant l'exportation des programmes de tressage vers des programmes de fabrication..... | 44 |
| 6.3                                            | Validation expérimentale du modèle de tressage.....                                                                         | 45 |
| CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS ..... |                                                                                                                             | 46 |
| RÉFÉRENCES.....                                |                                                                                                                             | 47 |
| ANNEXES .....                                  |                                                                                                                             | 51 |

## LISTE DES TABLEAUX

|                                                                                                                                                                                                                                                            |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Table 4.1 : Recap of the different approaches to solving the forward and inverse braiding problems .....                                                                                                                                                   | 18 |
| Table 4.2: Comparison of convergence zones for M101 and M102. For M101, $H_{inv}$ and $H_{fwd}$ are very close while for M102, $H_{inv}$ and $H_{fwd}$ are very different all the more so that $H_{fwd}$ is different on the webs and on the flanges. .... | 28 |

## LISTE DES FIGURES

|                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                |    |
|------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|----|
| Figure 1.1 : Schéma directeur de conception de pièce tressée .....                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                             | 2  |
| Figure 2.1: Schéma de tressage. Adapté de Monnot [11] .....                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                    | 6  |
| Figure 4.1: Photograph of a braiding setup. The robot is holding the mandrel through the guiding rings of the braiding machine. The two face groups are denoted flange for the highest dimension and web for the lowest.....                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                   | 14 |
| Figure 4.2: Schematic of different braiding cases. a) Isometric and b) side view of overbraiding on an axisymmetric mandrel. The yarns are rotating at speed $\omega$ and the mandrel is moving at speed $V$ . The braiding angle $\alpha$ and the convergence zone length $H$ are constant on the full mandrel circumference. c) Isometric and d) side view of overbraiding on a non-axisymmetric (rectangular) mandrel when the bold yarn is deposited on the flange and is starting its deposition on the web, with a braiding angle $\alpha_f$ and a convergence zone $H_w$ , e) Isometric and f) side view of overbraiding on the same rectangular mandrel when the bold yarn is deposited on the web and starting deposition on the flange, with a braiding angle $\alpha_w$ and a convergence zone $H_f$ .....                                                                          | 15 |
| Figure 4.3: Overview of the IIS. a) Geometry Processing builds an equivalent axisymmetric mandrel by slices at each position $i$ on the mandrel's centreline. b) S-IS uses analytic axisymmetric relations on each slice to compute $V_j$ and $H_{inv,j}$ locally with the index of iteration $j = 0$ . c) Forward solution with computation of convergence zones $H_{fwd,j}$ on mandrel regions of interest. d) Angle computation of $\alpha_{p,j}$ for each position $i$ on the centreline. e) Inverse solution correction Given the $H_{fwd,j}$ and $\Delta\alpha_{p,j}$ . This step allows to compute $V_{j+1}$ and $H_{inv,j+1}$ ( $j$ is incremented). The steps c), d) and e) are iterated until the stopping criterion is met. Finally, the same principle is used to correct the parameters physically using actual braiding and angle measurement until the error is minimized. .... | 20 |
| Figure 4.4: Drawings of the four mandrels of the case studies: (a, e) Cylindrical mandrel M101, (b, f) Rectangular mandrel M102, (c, g) Varying aspect ratio mandrel M201, and (d, h) complex mandrel M202 from [34]. Dimensions are in mm. For visibility purposes, scales are not consistent.....                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                                            | 25 |

- Figure 4.5: Time of an iteration on the M202 and relative error versus (a) the resolution, (b) the number of spoolers, and (c) the stabilization length. (a) shows an  $O(1/n)$  complexity of resolution. (b) shows an  $O(n)$  complexity of the number of spoolers. (c) shows an  $O(n)$  complexity of the stabilization length. ....27
- Figure 4.6: Mean error evolution for the M202 at  $45^\circ$  using **Hfwd** or **Hinv** as input to the correction step. The first iterations appear to be very similar. Between the 10<sup>th</sup> and 14<sup>th</sup> iteration a transition is appearing, and divergence clearly appears afterward for the model using **Hinv**. Convergence is reached for the model using **Hfwd**. ....29
- Figure 4.7: Convergence comparison for the M202 for (a)  $30^\circ$ , (b)  $45^\circ$ , (c)  $60^\circ$ . In solid line is the IIS 1 and in dashed is the IIS 2. The difference between IIS 1 and IIS 2 is the S-IS used. The NC-IS speed profiles are in black. In solid black line is the NC-IS speed profile computed from the S-IS in solid gray line. In dashed black line is the NC-IS speed profile computed from the S-IS in dashed gray line. ....31
- Figure 4.8 : Experiments on the M201 for (a)  $30^\circ$ , (b)  $45^\circ$ , (c)  $60^\circ$ . ....34
- Figure 4.9: Experiments on the M202 for (a)  $30^\circ$ , (b)  $45^\circ$ , (c)  $60^\circ$ . ....36
- Figure 4.10: Average error with respect to the iteration and learning rate. ....38
- Figure 5.1 : Laboratoire du CTT modélisé dans RoboDK. Les trois repères représentant le centre de la tresseuse  $\{t\}$  et le centre des deux anneaux de guidage  $grfwd$ ,  $\{grbwd\}$  sont représentés. Le repère origine du mandrin  $\{m0\}$  est aussi représenté. ....40
- Figure 5.2 : Schéma de principe des positions remarquables. En bleu, le repère **m0** définissant l'origine du mandrin. En rouge **gr** le centre de l'anneau de guidage. En vert **m** le centre du plan de déposition. **gr** et **m** sont espacés de la distance **H**. ....42

## LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

|                         |                                                       |
|-------------------------|-------------------------------------------------------|
| HTM                     | Matrice de transformation homogène                    |
| RTM                     | Moulage par transfert de résine                       |
| $n$                     | Nombre de points/section de $\mathbf{C}_{m_0}^m$      |
| $i$                     | Un entier $\in \llbracket 0, n \rrbracket$            |
| $m$                     | Sections du mandrins                                  |
| $m_i$                   | Une section du mandrin                                |
| $\mathbf{C}_{m_0}^m$    | Ligne des centres                                     |
| $C_{m_0}^{m_i}$         | Point de la ligne des centres associé à $m_i$         |
| $\mathbf{T}_{m_0}^m$    | HTM associées à $\mathbf{C}_{m_0}^m$                  |
| $T_{m_0}^{m_i}$         | HTM associée à $C_{m_0}^{m_i}$                        |
| $\mathbf{C}_{m_0}^{gr}$ | Positions de l'anneau                                 |
| $C_{m_0}^{gr_i}$        | $i^e$ position de l'anneau                            |
| $\mathbf{T}_{m_0}^{gr}$ | HTM associées $\mathbf{C}_{m_0}^{gr}$                 |
| $T_{m_0}^{gr_i}$        | HTM associée à $C_{m_0}^{gr_i}$                       |
| $j$                     | Index de l'itération                                  |
| $N_{sp}$                | Nombre de bobines                                     |
| $\mathbf{H}$            | Profil de la zone de convergence                      |
| $\mathbf{H}_{inv}$      | $\mathbf{H}$ Prédit par la solution inverse           |
| $\mathbf{H}_{inv,j}$    | $\mathbf{H}$ Prédit par la $j^{eme}$ solution inverse |
| $\mathbf{H}_{fwd,j}$    | $\mathbf{H}$ Prédit par la $j^{eme}$ solution directe |
| $\alpha$                | Angle de tressage                                     |
| $\alpha_t$              | Angle de tressage cible                               |

|                      |                                                                                 |
|----------------------|---------------------------------------------------------------------------------|
| $\alpha_{p,j}$       | $\alpha$ Prédit par la $j^{\text{eme}}$ solution directe                        |
| $\Delta\alpha_{p,j}$ | Erreur sur l'angle de tressage prédite par la $j^{\text{eme}}$ solution directe |
| $\alpha_{m,j}$       | $\alpha$ Mesuré par la $j^{\text{eme}}$ expérience                              |
| $\Delta\alpha_{m,j}$ | Erreur sur l'angle mesurée à la $j^{\text{eme}}$ expérience                     |
| $V$                  | Profil de vitesse                                                               |
| $V_j$                | Profil de vitesse de la $j^{\text{eme}}$ itération                              |
| $\eta$               | Coefficient de vitesse de convergence                                           |
| $S$                  | Surface du mandrin                                                              |
| $r_m$                | Rayon équivalent du mandrin                                                     |
| $r_{gr}$             | Rayon de l'anneau de guidage                                                    |
| $\omega$             | Vitesse de rotation de la tresseuse                                             |
| $p$                  | Géométrie des fils déposées                                                     |
| $q$                  | Positions des bobines                                                           |
| IIS                  | Solution Inverse Itérative                                                      |
| S-IS                 | Solution Inverse Simplifiée                                                     |
| NC-IS                | Solution Inverse Corrigée Numériquement                                         |
| PC-IS                | Solution Inverse Corrigée Physiquement                                          |

Les symboles en gras sont des vecteurs

## LISTE DES ANNEXES

|                                          |    |
|------------------------------------------|----|
| Annexe A Exemple de programme robot..... | 51 |
|------------------------------------------|----|

## CHAPITRE 1 INTRODUCTION

Dans le monde de l'industrie aéronautique civile, les matériaux composites sont de plus en plus utilisés. En effet, dans le contexte de lutte contre les changements climatiques et de raréfaction des ressources fossiles, leur utilisation permet d'alléger les structures des aéronefs et ainsi de faire baisser la consommation en carburant. Les grands constructeurs aéronautiques que sont Boeing, Airbus ainsi que Bombardier sont tous à la pointe dans l'intégration de ces matériaux à leurs produits. [1]

D'après la norme ASTM D3878 [2], un matériau composite est :

« *A substance consisting of two or more materials, insoluble in one another, which are combined to form a useful engineering material possessing certain properties not possessed by the constituents* ». En pratique, un matériau est dit composite lorsque celui-ci combine une matrice, chargé de donner la forme à la pièce, et un renfort, chargé de lui donner ses propriétés mécaniques.

Pour fabriquer des pièces avec de tels matériaux, de nombreuses méthodes de fabrication existent. Le tissage est un procédé permettant de mettre en forme le renfort.

### 1.1 Projet « cadre tissé »

Le besoin industriel émane de l'entreprise québécoise Bombardier Aviation (BAES) afin de développer son savoir-faire dans la fabrication de matériaux composites et en particulier en tissage. Pour ce faire, BAES a initié un projet visant à fabriquer un cadre de fuselage d'aéronef en tissage. Cette recherche s'inscrit dans le cadre de ce projet aux multiples parties prenantes. Ils s'appuient sur d'autres acteurs que sont : Polytechnique Montréal et en particulier le Laboratoire de Structures de Fibres et de Composites Avancées (LabSFCA) dirigé par le professeur Louis Laberge-Lebel, pour réaliser la modélisation. Groupe CTT (Centre de Technologie Textile) à Saint-Hyacinthe (QC), un centre de transfert de technologie dont l'une des spécialités est le textile pour des applications composites où les tissages ont été réalisés. Le CTA (Centre de Technologie Aérospatiale), un centre de transfert de technologie spécialisé en aéronautique où le prototypage et l'infusion ont été réalisés en aval. La recherche dont il est fait état dans ce mémoire est centrée sur le *Work Package 3*: Développer l'automatisation du tissage.



## 1.2 Problématique

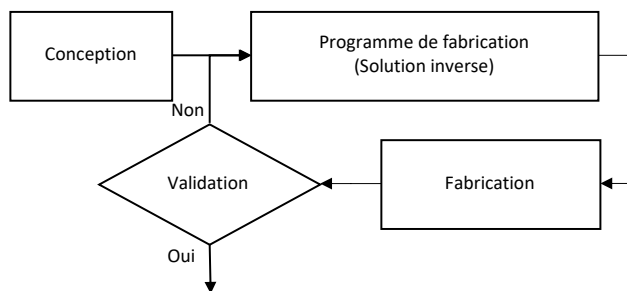


Figure 1.1 : Schéma directeur de conception de pièce tressée

La **Erreur ! Source du renvoi introuvable.** présente le schéma classique de conception par essai-erreur de pièce en tressage. Après que la pièce ait été conçue, un programme de fabrication est généré en fonction de la géométrie du mandrin et de l'angle de tressage désiré. C'est ce que l'on appelle la solution inverse du modèle de tressage. Grâce à ce programme de fabrication, il est possible de fabriquer la pièce. Si la pièce est conforme, le programme peut être validé. Sinon, le programme de fabrication doit être amélioré. La bonne qualité de la solution inverse est primordiale afin de limiter le temps d'ingénierie. Malheureusement, peu de solutions inverses sont disponibles pour des mandrins complexes avec sections non axisymétriques, non constantes et disposant d'un axe neutre courbe.

Comment permettre la fabrication de pièce en tressage de façon simple, rapide, transparente et modulable pour toutes géométries de mandrins ?

## 1.3 Objectifs

Les travaux ont été divisés en 3 objectifs :

- Objectif 1 : Modéliser le procédé de tressage afin de lier l'angle de tressage aux paramètres de fabrication
- Objectif 2 : Concevoir un post-processeur qui permette l'export des programmes de tressage vers des programmes de fabrication compatibles avec l'outil de production
- Objectif 3 : Valider le modèle de tressage expérimentalement

## 1.4 Organisation du mémoire

Ce mémoire est présenté par article. En premier lieu, un état de l'art portant sur les matériaux composites et le tissage appliqué à l'aéronautique ainsi que sa modélisation sera présenté. La méthodologie de recherche sera ensuite présentée. L'article soumis au journal « *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing* » va se pencher sur les éléments et les résultats centraux du mémoire. Une section va porter sur l'implémentation chez le partenaire industriel. Enfin, une discussion générale est proposée avant de terminer par une conclusion et des recommandations.

## CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

### 2.1 Les matériaux composites dans l'aéronautique

Dans l'industrie aéronautique, le matériau composite usuel est constitué d'une matrice époxy et d'un renforcement en fibre de carbone. Le matériau résultant est dit orthotrope. Ses caractéristiques mécaniques sont dépendantes de la direction du chargement. Cette spécificité rend l'utilisation de tels matériaux plus complexes et nécessite une ingénierie plus poussée afin de répondre aux spécifications requises.

C'est sur l'A300 d'Airbus, sorti en 1972, que de tels matériaux ont pour la première fois été utilisés en aviation commerciale [3]. À la hauteur de 10% de la masse totale de l'avion était alors en Plastique Renforcé de Fibre de Carbone (PRFC) [4]. En 2005, c'est près d'un quart de la masse de l'Airbus A380 qui était composée de PRFC [5]. Finalement, le plus récent appareil Airbus A350, atteint une proportion de 50% de sa masse en PRFC. Cette tendance n'est pas propre à Airbus et est généralisée à l'ensemble des acteurs aéronautiques. Boeing est passé d'une proportion de matériaux composites d'environ 12% pour le B777 en 1995 à 50% pour le B787 en 2009 [6].

Les matériaux composites disposent de techniques de fabrication qui leurs sont propres et qui sont éloignés des méthodes de fabrication des matériaux conventionnels. Il en existe de nombreuses qui sont chacune adaptées à la fabrication de pièces spécifiques.

La majorité des composites utilisés en aéronautique sont des rubans ou tissus préimprégnés et laminés. En effet, les méthodes de laminage automatique tels que l'*Automated Fiber Placement* (AFP), l'*Automated Tape Layup* (ATL) ou encore l'enroulement filamentaire permettent de déposer les fibres de façon précise et répétable. Les *prepregs* ont néanmoins comme inconvénient majeur un coût très élevé [7] tant au niveau du matériaux lui-même que des coûts annexes comme le stockage.

Ces problématiques de coût ont amené les acteurs à développer des solutions alternatives. Parmi celles-ci se trouvent les composites à renforts textiles. Dans ce cas, la préforme textile sèche est mise en forme et imprégnée de résine *a posteriori*. On distingue deux phases pour la fabrication de ces matériaux : le préformage du textile puis l'imprégnation du textile fibreux à l'aide de procédés de transfert de résine par infusion sous vide ou par injection.

Usuellement, la fibre est déposée selon un schéma défini en amont par l'ingénierie en prenant en compte la spécification mécanique rapportée précédemment.

Il existe plusieurs types de textiles et plusieurs méthodes de fabrication. Il existe des textiles bidimensionnels (2D) ou tridimensionnels (3D) qui peuvent être fabriqués en tissage, tressage, tricotage et qui peuvent être cousus ou touffetés comme démontré par Dexter [8].

En tissage, les textiles sont souvent disposés manuellement. Dans ce cas, un opérateur est chargé de disposer manuellement plusieurs couches de tissu en suivant les spécifications du cahier des charges. Cette méthode est la plus simple qui existe. Cependant, elle n'est pas sans inconvénients. La difficulté associée à la précision du placement des fibres ainsi que la mauvaise répétabilité du procédé manuel sont des inconvénients majeurs de cette méthode. Son flux de production peut aussi être assez faible.

L'automatisation du préformage de fibres est l'un des défis les plus importants dans le développement des matériaux composites à renfort textile appliqués à l'aéronautique. C'est dans ce cadre que la NASA a lancée en 1985 jusqu'à 1997 un programme nommé *Automated Composite Technology* [9]. Ce programme a conclu sur l'extrême utilité des matériaux tressés dans des applications spéciales en particulier pour les cadres de fuselage.

Une fois les fibres placées, la dernière étape consiste à imprégner la résine afin de fixer la géométrie de la pièce, de protéger les fibres et de leur transférer le chargement mécanique. Ce type de méthode est dit « *Liquid Composite Molding* », cela regroupe le « *Resin Transfer Molding* », le « *Vacuum Assisted Resin Transfer Molding* » ainsi que le « *Structural Reaction Injection Molding* ». La préforme textile est placée dans une cavité qui est formée par un assemblage d'outillages rigides ou semi-rigides ou bien par une bache à vide souple scellée sur un outillage rigide. Une fois que la cavité a été refermée, la résine est introduite dans la préforme à l'aide d'un gradient de pression induit soit par une pressurisation additionnelle de la résine en amont de la cavité (*Resin Transfer Molding*, etc.) ou soit par la mise sous vide de la cavité elle-même (infusion sous vide). Une fois que la résine est réticulée, la pièce peut être démoulée de l'outillage de mise en forme.

## 2.2 Le tressage dans l'aéronautique

Comme expliqué par Arold et al [10], le tressage est un procédé de placement de fibre réalisé en utilisant un métier à tresser. Cet outil est composé de fuseaux « chaînes » et « trames » tournant

autour d'une piste circulaire avec une vitesse de rotation  $\omega$ . Tel que montré dans la Figure 2.1, les bobines « chaînes » et « trames » tournent dans des sens opposés de façon à entrelacer les différents fils. Les fils (*yarns* en anglais) passent au travers de l'anneau de guidage avant de se déposer sur le mandrin en formant un angle  $\alpha$ . La distance entre l'anneau de guidage et le plan de dépôt est appelé zone de convergence et noté  $h$  sur la figure.

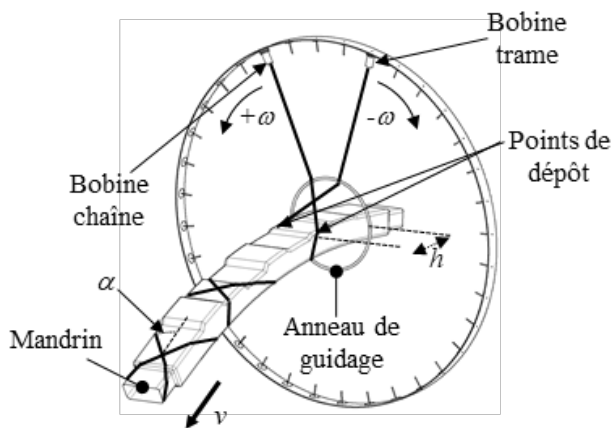


Figure 2.1: Schéma de tressage. Adapté de Monnot [11]

L'avantage intrinsèque du procédé de tressage outre la possibilité d'automatisation est sa haute productivité. En effet, sur les métiers à tresser traditionnels ce sont plusieurs dizaines voire centaines de fuseaux qui peuvent être montés et donc autant de fils qui peuvent être déposés simultanément. De plus, l'entrelacement de la chaîne avec la trame rend la résistance à l'impact très intéressante [12].

Dans le cas présent, il s'agit d'un sur-tressage où le tressage est réalisé autour d'un mandrin. Le mandrin représente la contre-forme géométrique interne de la pièce à fabriquer. Le mandrin est alors déplacé à travers le métier à tresser avec une vitesse d'avance  $v$  en suivant son axe neutre tandis que les fuseaux tournent à vitesse  $\pm\omega$ .

En aéronautique, la sécurité des passagers aériens est garantie par des organismes de certification dont les essais et les spécifications sont très stricts. La répétabilité doit être également assurée. S'agissant d'un procédé robotisé, la répétabilité a pu être vérifiée par Monnot *et al.* [13]. D'après Monnot *et al.* [13], la différence de résultat entre deux tressages identiques est en moyenne inférieure à 1%. Une fois le programme de tressage validé pour une pièce donnée, il est donc anticipé qu'il fournira un résultat similaire à chaque fabrication.

Lors du tressage, une attention particulière doit être portée à la qualité du bobinage ainsi qu'à celle du matériau employé. En effet, de nombreux défauts en tressage résultent de dommages internes à la fibre de carbone [14].

Comme tous les matériaux composites, les caractéristiques mécaniques d'une pièce tressée dépendent de l'angle de dépôt des fibres appelées ici angle de tressage. Or, dans le cas du sur-tressage, l'angle est dépendant de la vitesse d'avance du mandrin au travers du métier à tresser. Modéliser le lien entre la vitesse d'avance et l'angle de tressage est une étape importante pour le développement de ce procédé. De plus, le plan de dépôt des fils sur le mandrin et l'anneau de guidage ne sont pas coplanaires. Ils sont décalés d'une distance appelé zone de convergence, notée  $h$ , une grandeur induite par le procédé, importante dans la modélisation [15].

### 2.3 Modèle de tressage

D'une part, modéliser le tressage permet de passer de l'angle de tressage aux paramètres de fabrication auquel cas ceci est appelé la solution inverse. D'autre part, modéliser le tressage permet de passer des paramètres de fabrication à l'angle de tressage. Dans ce cas, il s'agit de la solution directe. La solution directe revient à simuler numériquement le procédé. Les résultats issus de cette simulation peuvent être utilisés comme données pour mener des études de nature mécanique [16]. Dans les deux cas, la modélisation peut permettre de prédire la zone de convergence.

De nombreuses modélisations du procédé de tressage ont été développées à partir des années 80. Les premiers modèles publiés [17, 18] ont permis de déterminer la vitesse  $V$  et la zone de convergence  $H$  pour des mandrins axisymétriques en s'appuyant sur des relations géométriques fonction de  $r_m$ , le rayon du mandrin, de  $r_{gr}$  le rayon de l'anneau de guidage, de  $\omega$  la vitesse de rotation des fuseaux et de  $\alpha$ , l'angle de tressage. Comme la relation est analytique, les solutions inverses et directes sont basées sur les mêmes équations.

$$V = \frac{\omega * r_m}{\tan(\alpha)}, H = \frac{\sqrt{r_{gr}^2 - r_m^2}}{\tan(\alpha)} \quad (2.3.1)$$

Ces modèles sont limités à des mandrins axisymétriques. Les travaux publiés par la suite ont tentés de modéliser le tressage pour des mandrins plus complexes, non axisymétriques à section non constante et avec axe neutre courbé. Comme montré par Hajrasouliha *et al* [19], lorsque la section devient non circulaire, l'angle de tressage ne peut plus être constant à cause de la simultanéité de

la déposition des fils sur tous les groupe de faces du mandrin à la fois. Dans le cas d'un mandrin rectangulaire par exemple, l'angle ciblé ne pourra pas être le même sur chacune des faces du rectangle.

Une approche courante est dite cinématique. Cette approche considère seulement le mouvement et la géométrie avec un certain nombre d'hypothèses :

- Déformations internes des fils négligées
- Interactions entre les fils négligées dont la friction
- Glissement des fils sur le mandrin négligé
- Fils sans section et sans dommages
- Trajectoire rectiligne dans la zone de convergence

Van Ravenhorst *et al.* a présenté un tel modèle [20]. La solution directe consiste en une déposition individuelle de chaque fil en déplaçant les fuseaux et le mandrin en suivant les paramètres de fabrication définis en entrée avec un pas de temps fixe. La solution inverse dépose chaque fil individuellement avec un angle défini en entrée. De cet ensemble de fils idéalement déposés, la vitesse idéale pour déposer chaque fil est ensuite déterminée. Les vitesses sont ensuite moyennées pour donner les paramètres de fabrication. Monnot *et al.* a présenté une amélioration de ce modèle en appliquant un filtrage numérique et en ciblant l'angle sur des groupes de faces plutôt que sur le mandrin complet [21].

Ces méthodes cinématiques ont des lacunes dans leur solution directe à cause de l'hypothèse d'indépendance des fils entre eux ainsi que dans leur solution inverse à cause du moyennage de la vitesse.

Il existe néanmoins des approches plus précises mais uniquement pour résoudre le problème direct. Van Ravenhorst *et al.* [22] a publié un modèle de solution cinématique directe prenant en compte les interactions inter-fils sans élément fini. L'hypothèse de trajectoire rectiligne dans la zone de convergence a été abandonnée de façon à considérer les interactions des fils entre eux en utilisant les équations de l'équilibre des forces dans la zone de convergence. Chaque fil a donc suivi une trajectoire faite de plusieurs trajectoires rectilignes. Suivant la même idée, Zhang *et al.* [23] a publié un modèle de solution directe en faisant l'hypothèse d'une zone de convergence conique. Ackermann *et al.* [24] a publié une solution directe permettant de prédire le glissement des fils à la surface du mandrin.

Afin de ne pas faire d'hypothèses simplificatrices, des solutions directes ont été développées en utilisant des éléments finis [25-27]. Cette approche a permis de prendre en compte les interactions inter-fils ainsi que les déformations des fils. Cela a permis d'avoir des résultats plus proches de la réalité mais a nécessité en contrepartie un temps de calcul hautement supérieur ainsi qu'une expertise dans ce domaine.

À la vue de ces différents travaux, il se dégage la solution directe du tressage est plus simple à modéliser que la solution inverse avec notamment la possibilité de la réaliser avec des éléments finis ou avec une approche cinématique prenant en compte les interactions inter-fils. Les solutions inverses se limitent à des approches cinématiques simplificatrices avec un moyennage de vitesse.



## CHAPITRE 3 METHODOLOGIE

### **3.1 Modélisation du procédé de tressage afin de lier l'angle de tressage aux paramètres de fabrication (Objectif 1)**

En s'appuyant sur les observations faites grâce à la revue de littérature, il apparaît que modéliser la solution inverse est plus complexe que modéliser la solution directe. L'idée de cette recherche est de développer une nouvelle approche basée sur la solution directe pour modéliser la solution inverse.

La méthode de modélisation va donc être la suivante. Une solution inverse simple (S-IS) est utilisée en tant que première approximation. Ces paramètres de fabrication sont ensuite entrés dans la solution directe qui retourne une erreur sur l'angle. De cela, une correction du modèle est effectuée. Ce modèle corrigé est ensuite entré dans la solution directe qui retourne de nouveau une erreur sur l'angle. Ce schéma de correction est réalisé itérativement jusqu'à ce qu'un critère d'arrêt soit atteint. La solution inverse résultante est dite numériquement corrigée (NC-IS). Ce schéma de correction est ensuite appliqué au tressage réel et il en résulte la solution inverse dite physiquement corrigée (PC-IS)

La modélisation a été réalisée dans un environnement Python en utilisant des bibliothèques spécifiques telles que Trimesh pour la gestion des fichiers STL et Embree pour la gestion des opérations d'intersection.

Les résultats sont présentés dans le Chapitre 4 *Article 1: Automated braiding of non-axisymmetric structures using an iterative inverse solution with angle control.*

### **3.2 Conception d'un post-processeur permettant l'exportation des programmes de tressage vers des programmes de fabrication compatible avec l'outil de production (Objectif 2)**

Afin de réaliser l'automatisation, une étude des outils existants chez le partenaire industriel a été réalisée. Ce dernier dispose du logiciel *RobotMaster* permettant de créer des programmes robotiques et d'effectuer la simulation hors ligne de ceux-ci. Ce logiciel est néanmoins limité pour

l'usage courant. En effet, celui-ci ne dispose pas de moyen d'importer des données et plus particulièrement à partir du programme Python.

Une revue des possibilités a été réalisée. Une fois que la solution technique a été choisie, celle-ci a été implémentée en modélisant les éléments présents dans le laboratoire dans le logiciel et en permettant la communication avec le modèle de tressage.

La conception, l'implémentation et les résultats sont présentés au Chapitre 5.

### **3.3 Validation expérimentale du modèle de tressage (Objectif 3)**

Afin de pouvoir conclure sur le modèle de tressage, une validation a dû être réalisée. Une phase d'essai-erreur numérique a été réalisée en parallèle avec la modélisation. Une fois que les résultats obtenus furent considérés acceptables, une phase de validation a été réalisée afin de quantifier les performances du programme. Une validation expérimentale a été réalisée afin de comparer et contraster les résultats obtenus de la modélisation par rapport à ceux acquis du procédé réel.

Les résultats sont présentés dans le Chapitre 4 *Article 1: Automated braiding of non-axisymmetric structures using an iterative inverse solution with angle control.*

## CHAPITRE 4    ARTICLE 1: AUTOMATED BRAIDING OF NON- AXISYMMETRIC STRUCTURES USING AN ITERATIVE INVERSE SOLUTION WITH ANGLE CONTROL

Marc Gondran<sup>1</sup>, Yasmine Abdin<sup>1</sup>, Yohan Gendreau<sup>3</sup>, Farbod Khameneifar<sup>2</sup>, Louis Laberge Lebel<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup> Advanced Composite and Fiber Structures Laboratory, Research Center for High Performance Polymer and Composite Systems, Polytechnique Montréal, Québec, Canada

<sup>2</sup> Department of Mechanical Engineering, Polytechnique Montréal, Québec, Canada

<sup>3</sup> GroupeCTTGroup, Saint-Hyacinthe, Québec, Canada

\* Corresponding author: [lll@polymtl.ca](mailto:lll@polymtl.ca)

*Submitted to Composites Part-A: Applied Science and Manufacturing (25/09/20)*

### 4.1 Abstract

Braiding reinforcing fibres into a shape using a mandrel is an efficient preforming method to produce composite products. Braiding consists of two yarn groups rotating and interlacing. Mechanical properties of the braided parts are related to the braiding angle, which is controlled by the take-off speed of the over-braided mandrel. This paper presents a novel approach to find the required speed profile to achieve the local targeted braiding angle. The proposed method computes the speed profile iteratively starting from an approximate model and correcting based on the results of the kinematic forward solution and feedback from actual angle measurements following actual braiding. Case studies have shown the validity of the approach for braiding on non-axisymmetric, curved, and variable cross-section mandrels. Implementation results have demonstrated that the proposed model lowers the error of the braid angle in every case, allowing the braid angle to be 1.14° off on average and even 0.87° off without outliers.

### 4.2 Keywords

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

### 4.3 Introduction

Over the past decades, the civil aviation industry has experienced a major shift towards composite materials. Thanks to the weight reduction possibilities allowed by composite materials, the fuel consumption of new generation aircrafts has been significantly reduced. While in the late 70's, composite materials were rarely used, their use has since skyrocketed. A quarter of the global mass of Airbus A380 released in 2005 was fibre-reinforced composite [1] while the newest Airbus aircraft, the A350, as well as the Boeing B787 are 50% made of composite materials [4] [28]. The use of composites materials lower the mass of parts as well as decrease the number of assembled parts [29]. A substantial proportion of the carbon fibre reinforced plastic (CFRP) parts are manufactured with epoxy pre-impregnated uni-directional (UD) or woven layups. Those are convenient but lack repeatability and automation [30]. Automated Fibre Placement (AFP) of preimpregnated UD tows is also used for the skin of the B787 and the tail of the A220. While highly repeatable and automated, this method is expensive and time-consuming and still is in development as stated by Zhang *et al.* [31].

Braiding has the potential to provide a solution to these problems [32], especially over-braiding where the braiding is performed over a mandrel. The first noticeable introduction of braiding to the aeronautics field was led by NASA for the “Automated Composite Technology” (ACT) program in 1997 [9]. As extensively described by Ko *et al.* [12], braiding consists in interlacing yarns by moving carriers clockwise and counterclockwise in a sinusoidal path. Braiding can be formed onto a moving mandrel around which the carriers are rotating. The braid becomes a fibre preform, shaped according to the mandrel dimensions. This preform can be incorporated into polymer resin by Liquide Composite Moulding (LCM) processes to get the final part. This process has been demonstrated for aircraft fuselage frames by Lebel *et al.* [33] and Monnot *et al.* [34].

The main pros of this technique are the interlaced structure of the yarns that enhances the impact resistance properties of the fabric [12, 35] and the high number of yarns deposited simultaneously, hence allowing high-speed manufacturing. The automation abilities also make the process highly repeatable with a less than 1% part-to-part yarn angle deviation, as shown by Monnot *et al.* [13].

Figure 4.1 shows an actual braiding setup with the robot holding the mandrel through the guiding ring of the braiding machine. The mandrel shown in the figure has a rectangular cross-section at

its beginning transitioning to a square cross-section at its end. Two groups of faces are presented: the “flange” which refers to the highest dimension faces and the “web” which refers to the lowest.

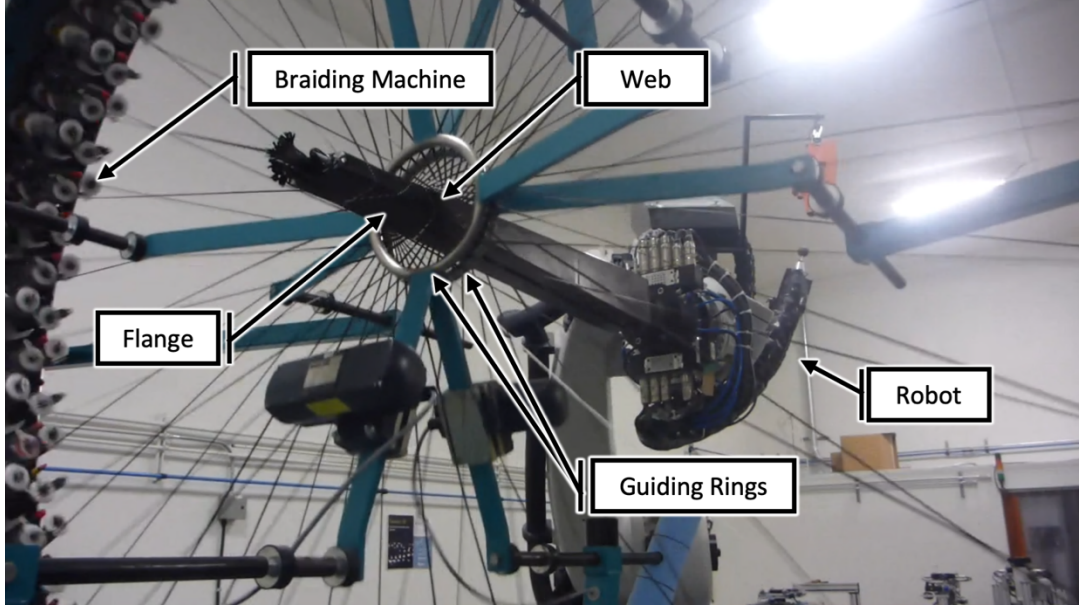


Figure 4.1: Photograph of a braiding setup. The robot is holding the mandrel through the guiding rings of the braiding machine. The two face groups are denoted flange for the highest dimension and web for the lowest.

Figure 4.2 shows a schematic of the braiding process on different mandrels. Spoolers are approximated by their associated feeding points on the guiding ring. The feeding points are rotating clockwise and counterclockwise around the guiding ring at a constant speed  $\omega$ . Rotating movement is approximated by a circle while the actual path on the braiding machine is a sinusoid induced by horn gears. The mandrel is moving forward at a speed  $V$ . The distance between the deposition plane and the guiding ring is called the convergence zone and is denoted by  $H$ . The angle of the yarns deposited is called the braid angle and is denoted by  $\alpha$ . For axisymmetric mandrels (Figure 4.2 a-b),  $H$  and  $\alpha$  are constant around the section. However, in rectangular mandrels (Figure 4.2 c-f), flanges and webs have different  $\alpha$  and  $H$ , respectively,  $\alpha_f, H_f$  for flanges and  $\alpha_w, H_w$  for webs, as emphasized by the bold yarns in Figure 4.2. The inability to obtain a similar  $\alpha$  and  $H$  on both the flange and the web is a consequence of the simultaneous deposition of every yarns [21].

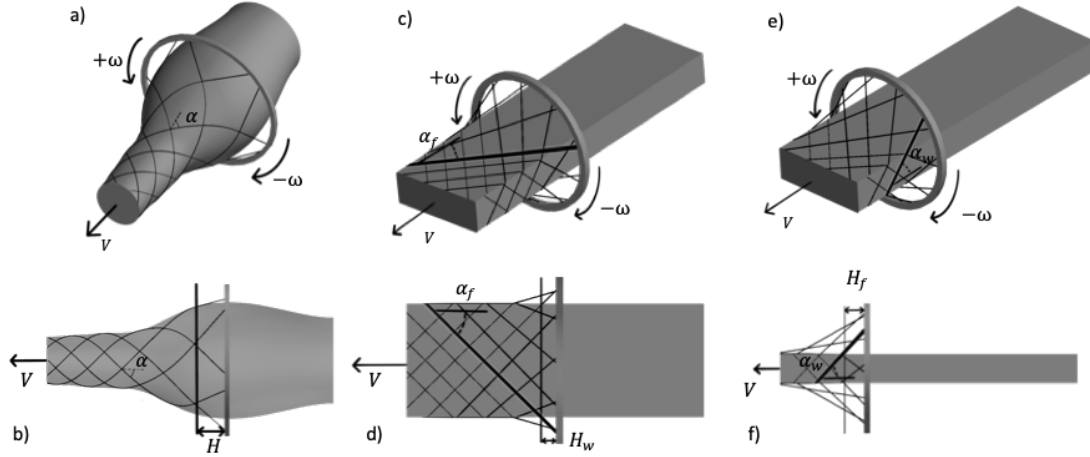


Figure 4.2: Schematic of different braiding cases. a) Isometric and b) side view of overbraiding on an axisymmetric mandrel. The yarns are rotating at speed  $\omega$  and the mandrel is moving at speed  $V$ . The braiding angle  $\alpha$  and the convergence zone length  $H$  are constant on the full mandrel circumference. c) Isometric and d) side view of overbraiding on a non-axisymmetric (rectangular) mandrel when the bold yarn is deposited on the flange and is starting its deposition on the web, with a braiding angle  $\alpha_f$  and a convergence zone  $H_w$ , e) Isometric and f) side view of overbraiding on the same rectangular mandrel when the bold yarn is deposited on the web and starting deposition on the flange, with a braiding angle  $\alpha_w$  and a convergence zone  $H_f$ .

The anisotropic nature of composite materials offers the designer a possibility to tailor the properties of a component based on the yarn orientation  $\alpha$ . As aircraft requirements are very strict, a tight manufacturing tolerance on  $\alpha$  can lead to optimized mechanical properties and weight reduction.

Braiding models have been designed to link the preform morphology (the braiding angle  $\alpha$ , the thickness of the preform, the crimp, the cover factor), the manufacturing parameters (the mandrel speed  $V$ , the number of spoolers  $N_{sp}$ , the rotation speed  $\omega$ , the shape of the mandrel  $S$ , the type of yarn) and the process-induced variables such as the convergence zone  $H$ .

From now on, we refer to as a braiding model the relationships between  $\alpha$ ,  $H$  and  $V$ , while other parameters are set. As the relations between those values can be a highly non-linear function of the geometry, to properly model the process has become a major challenge [10]. Computing  $V$  as a function of  $\alpha$  is called inverse solution while computing  $\alpha$  as a function of  $V$  is called forward solution. In other words, the forward solution is a simulation of the process, while the inverse

problem needs to be solved for process planning. As  $H$  is a process-induced variable, the inverse solution can predict it while the forward solution induces it.

The forward problem has been solved using many different approaches: Analytic, Kinematic, Mechanically-enhanced Kinematic, and Finite Elements. For axisymmetric geometries, the analytical model from Du and Popper [18] derived  $\alpha$  and  $H$  using

$$\alpha = \tan^{-1} \left( \frac{\omega * r_m}{V} \right), H = \frac{\sqrt{r_m^2 - r_{gr}^2}}{\omega * r_m} * V \quad (1)$$

where  $\omega$  is the rotation speed of the braiding machine,  $r_m$  is the radius of the mandrel,  $r_{gr}$  is the radius of the guiding-ring, and  $V$  is the take-off speed.

To solve the forward problem for more complex mandrel geometries, some works adopted a kinematic approach such as Kessel *et al.* [36] and Monnot [21]. The kinematic approach models the process without considerations of inter-yarn interaction, inter-yarn friction nor intra-yarn elastic deformation. Each yarn is deposited independently with the feeding point rotating at  $\omega$  speed and the mandrel moving forward at  $V$  speed. The yarn is assumed straight in the convergence zone.

To improve the solution to the forward problem, mechanically-enhanced kinematic models have been developed. Van Ravenhorst *et al.* [22] published a kinematic model taking the inter-yarn interaction into account using force equilibrium equations in the convergence zone. Zhang *et al.* [23] also published such model assuming a conical convergence zone. Yet, those models do not take the inter-yarn friction nor the intra-yarn elastic deformation into account.

Another approach is using Finite Element Analysis (FEA). FE models offer the highest modelling flexibility. They allow to model the forward solution with the possibility of including parameters such as the yarn tension, inter-yarn friction, intra-yarn deformation, and sliding and frictional contact of the yarns against the mandrel and guide ring [37, 38]. The most common FE models uses 1D bar, truss or beam elements to model the yarns [16, 39-41]. To improve the prediction of yarn architecture in the braid, other authors have considered more complex membrane [42] or shell elements [43, 44] or a multi-beam approach [37]. The obvious shortcoming of the FE approach is the high computational cost. An FE braiding simulation typically requires calculation times in the order of days per run, which may not be feasible for industrial purposes [45, 46].

While the forward solution is useful to study the mechanical properties of the braided composite structures like the one presented by Hajrasouliha *et al.* [47], the industrial need is toward solving the inverse problem for optimized process planning.

To solve the inverse problem, the available approaches are more limited, namely Analytic and Kinematic.

Du and Popper [18], Ko [12, 48], Michaeli *et al.* [13], and Potluri *et al.* [49] have proposed analytic inverse solutions. Du and Popper [18] and Ko [48] derived formulas allowing to easily express  $V$  and  $H$  as a function of  $\alpha$  for axisymmetric mandrels. The model is also function of the radius of the guiding ring  $r_{gr}$ .

$$V = \frac{\omega * r_m}{\tan \alpha}, H = \frac{\sqrt{r_m^2 - r_{gr}^2}}{\tan \alpha} \quad (2)$$

An analytical inverse solution also has been developed for rectangular mandrels by Fouladi *et al.* [50] predicting the required speed from the targeted braid angle and the aspect ratio.

In the industry, those analytical inverse solutions are often applied to the complex mandrel by approximating the volumes between sections by cylinder or cones as the solution developed by Melenka *et al.* [51]. This leads to a low accuracy that has to be manually corrected in a trial and error process to manufacture a braided part as stated by Mazzawi [52].

To solve the inverse problem for more complex shape mandrels, the approach is mainly kinematic. This approach has been used by Van Ravenhorst *et al.* [20]. Each yarn is initially represented on the mandrel with an ideal  $\alpha_t$  angle. The corresponding speed profile is derived for each individual yarn and then averaged to have a unique speed profile. The approach was improved by Monnot *et al.* [21] using numerical filtering of the speed and defining master faces on which the braid angle is targeted. Yet, the principle of averaging the speed of individual yarns to get the overall speed profile appears to lead to accuracy issues.

Table 4.1 presents a recap of the different approaches, their advantages and drawbacks. The analytic approach is the simplest but is limited. The kinematic approach allows to deal with more complex geometries but has limited accuracy due to wrong assumptions. The mechanically-enhanced kinematic approach is more accurate but limited to the forward solution. Finally, the



finite element approach is the most accurate but is also limited to the forward solution and is time-consuming.

Table 4.1 : Recap of the different approaches to solving the forward and inverse braiding problems

|                                        | <b>Ref.</b>          | <b>Pros</b>                                                           | <b>Cons</b>                                                |
|----------------------------------------|----------------------|-----------------------------------------------------------------------|------------------------------------------------------------|
| <b>Analytic</b>                        | [12, 17, 18, 48, 49] | Simple<br>Forward and inverse solution available                      | Limited scope                                              |
| <b>Kinematic</b>                       | [20, 21, 36]         | Complex geometry<br>Forward and inverse solution available            | No inter-yarn interaction<br>No friction<br>No deformation |
| <b>Mechanically-enhanced kinematic</b> | [22, 23]             | Complex geometry<br>Inter-yarn interaction                            | No friction<br>No deformation<br>Forward solution only     |
| <b>Finite Element</b>                  | [16, 39-45]          | Complex geometry<br>Inter-yarn interaction<br>Friction<br>Deformation | Time-consuming<br>Forward solution only                    |

The literature review has shown that the most accurate approaches are limited to the forward solution. This work aims at developing a novel approach named Iterative Inverse Solution (IIS). The proposed IIS uses a simplified inverse solution (S-IS) corrected iteratively by a forward solution, being numerical or experimental. The iterative characteristic of this approach is an optimized trial and error process. The numerical and experimental case study results presented in the paper show strong performance of the proposed approach as it results in a high-accuracy braid angle, while also being time-efficient.

## 4.4 Proposed Iterative Inverse Solution

Figure 4.3 shows the principle of the proposed iterative inverse solution. The central portion of Figure 4.3 presents an overview of the different steps involved in the proposed IIS. The first step is the Geometry Processing. The second step is the simplified inverse solution (S-IS), followed by the Forward Solution, the Angle Computation and Inverse Correction performed in a loop until the error reaches a threshold. At this point, the resulting inverse solution is named Numerically

Corrected Inverse Solution (NC-IS). Using the NC-IS, the physical braiding is performed, and the local angle is measured. Then, repeated Inverse Corrections and physical braiding are also performed until the error between the target and observed angle reaches a threshold. This second iterative inverse solution is named Physically Corrected Inverse Solution (PC-IS). The index of the iteration is denoted by  $j$ .

The model takes as inputs the surface definition of the mandrel and the curve describing its centreline. It takes also the targeted braid angle  $\alpha_t$ , braiding machine parameters such as the rotating speed  $\omega$ , the radius of the guiding ring  $r_{gr}$ , and numerical parameters such as the number of spoolers  $N_{sp}$ , the resolution of the centreline, the learning rate  $\eta$ , the length of added mandrel extrusion for stabilization of the forward solution named stabilization length and the faces on which the braid angle is targeted. The output is every point of the centreline and the associated  $\mathbf{V}$  and  $\mathbf{H}_{inv}$  profile. Each step is explained separately in subsections 2.1 to 2.5.

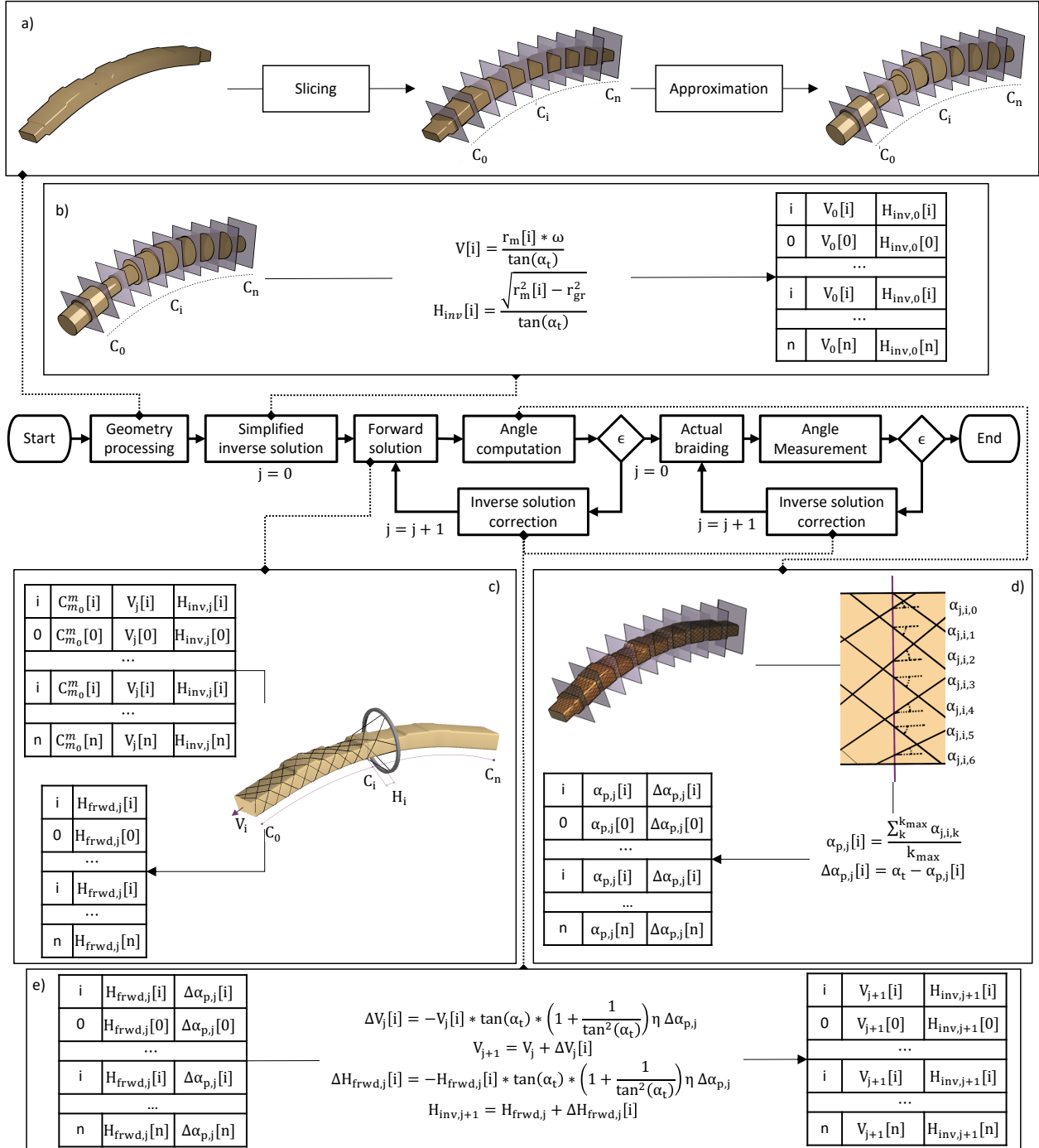


Figure 4.3: Overview of the IIS. a) Geometry Processing builds an equivalent axisymmetric mandrel by slices at each position  $i$  on the mandrel's centreline. b) S-IS uses analytic axisymmetric relations on each slice to compute  $V_j$  and  $H_{inv,j}$  locally with the index of iteration  $j = 0$ . c) Forward solution with computation of convergence zones  $H_{frwd,j}$  on mandrel regions of interest. d) Angle computation of  $\alpha_{p,j}$  for each position  $i$  on the centreline. e) Inverse solution

correction Given the  $\mathbf{H}_{fwd,j}$  and  $\Delta\alpha_{pj}$ . This step allows to compute  $\mathbf{V}_{j+1}$  and  $\mathbf{H}_{inv,j+1}$  ( $j$  is incremented). The steps c), d) and e) are iterated until the stopping criterion is met. Finally, the same principle is used to correct the parameters physically using actual braiding and angle measurement until the error is minimized.

#### 4.4.1 Geometry processing

As shown in Figure 4.3 a), The mandrel surface  $S$  is imported as a STL file. The mandrel centreline  $\mathbf{C}_{m0}^m$  is a list of  $n$  points describing each cross-section's centroid along its neutral axis, uniformly sampled so that every point is equally spaced based on the resolution of the centreline.

The Frenet-Serret frames [53, 54] are derived to determine the orientation associated with  $\mathbf{C}_{m0}^m$  and represented using  $n$  Homogeneous Transformation Matrices  $\mathbf{T}_{m0}^m$ . Each facet of  $S$  is assigned to a group: Upper flange, Lower flange, Right web, Left web. Then, an approximate circular mandrel is derived to allow the use of a simplified inverse solution. The approximate mandrel is described by its equivalent radius  $r_m$  at each section along the centreline defined as

$$r_m = \frac{p_m}{2\pi} \quad (3)$$

where  $p_m$  is the cross-section perimeter vector of the  $n$  cross-sections along the centerline.

#### 4.4.2 Simplified inverse solution (S-IS)

The S-IS is used as a first guess. Using the model of Du and Popper [18] locally and the previously computed approximate mandrel, the first guess of  $\mathbf{V}$  and  $\mathbf{H}_{inv}$ , i.e.,  $\mathbf{V}_{j=0}$  and  $\mathbf{H}_{inv,j=0}$  can be derived along the centerline as,

$$\mathbf{V}_0 = \frac{\omega * r_m}{\tan \alpha_t}, \mathbf{H}_{inv,0} = \frac{\sqrt{r_m^2 - r_{gr}^2}}{\tan \alpha_t} \quad (4)$$

The combination of the centre of the deposition cross-section  $\mathbf{T}_{m0}^m$  and  $\mathbf{H}_{inv,j=0}$  gives the predicted associated position of the guiding ring  $\mathbf{T}_{m0,j=0}^{gr}$ . Therefore, the output of the inverse solution is  $\mathbf{V}_{j=0}$  and  $\mathbf{T}_{m0,j=0}^{gr}$ .

### 4.4.3 Forward solution

The developed forward solution is categorized as a kinematic approach. Each yarn is represented by a curve called streamline. Each streamline is computed independently. The inputs of the forward solution are the braiding parameters  $T_{m_0j}^{gr}$  and  $V_j$ ,  $S$  and the geometrical size of the braiding machine.

To compute the forward solution, the algorithm builds a yarn direction vector from the feeding point on the guiding ring  $\mathbf{q}$  to the last deposited point  $\mathbf{p}$ . While the guiding ring steps to the next position at  $V$  speed, the feeding point rotates at constant speed  $\omega$ . As soon as the yarn direction vector hits  $S$  at a different point, the new hit point is saved, and a new yarn direction vector is built using the new hit point. The computation is done twice, once for the Weft yarn group and once for the Warp yarn group. The streamline is represented by lists of points describing each yarn  $\mathbf{p}$ . To get  $\mathbf{q}_0$  and  $\mathbf{p}_0$ , the initial conditions have to be computed beforehand.

At rest, on the actual braiding machine, the braid holds itself thanks to friction. As the kinematic approach assumes frictionless modelling, actual initial conditions computation is out of range. Attention is paid to compute initial conditions that will be stable. The initial cross-section of the mandrel is extruded, and the forward solution is started far ahead, so that the simulation reaches a steady state at the actual beginning. The stabilization length is a parameter that is set using the analysis, presented in section 4.5.1.1.

At each deposition, the convergence zone is derived based on the distance from the deposition cross-section on the mandrel  $T_{m_0}^m$  to the plane defined by the  $T_{m_0j}^{gr}$ . This value is discriminated by face group and averaged to derive the evolution of the convergence zone  $H_{fwd,j}$ .

The output is the yarns geometry  $\mathbf{p}_{weft,j}$  and  $\mathbf{p}_{warp,j}$  and the forward predicted convergence zone  $H_{fwd,j}$ .

The performance of the numerical correction is highly dependent on the accuracy of the forward solution. A forward solution has been developed. Yet, the more complex forward solutions presented in the literature review [22, 26, 27] could be used as well.

#### 4.4.4 Braid angle computation

To allow proper correction of the inverse solution, the evolution of the braid angle along  $\mathbf{C}_{m_0}^m$  must be computed. At each point of the centreline, a plane centred on the point for which the normal is the tangent vector of  $\mathbf{C}_{m_0}^m$  is defined. The angle of the yarns intersecting with this plane is derived. Those are then discriminated by face group and averaged separately.

Eventually, for each yarn group  $k \in (1,2,3,4)$  corresponding to the Upper Flange, Lower Flange, Right Web and Left Web as defined at the Geometry Processing step, the evolution of the braid angle  $\alpha_{j,k}$  is known along the centreline  $\mathbf{C}_{m_0}^m$ . To calculate the braid angle error  $\Delta\alpha_{j,k}$ ,  $\alpha_t$  is subtracted from  $\alpha_{j,k}$ .

#### 4.4.5 Numerical and Physical correction

The correction algorithm aims at correcting both the speed profile and the convergence zone to reduce the braid angle error. The angle error can come from the forward solution for the NC-IS, or from an actual measurement performed after an experiment for the PC-IS.

In the case of the numerical correction,  $\mathbf{H}_{inv,j}$  can be very different from  $\mathbf{H}_{fwd,j}$ . The convergence zone inputted is  $\mathbf{H}_{fwd,j}$ . While  $\mathbf{H}_{inv,j}$  could also have been used, the case study of section 4.5.1.2 shows that  $\mathbf{H}_{fwd,j}$  is more adapted. For physical correction, as there is no easy way to measure  $H$  while braiding, the last used convergence zone  $\mathbf{H}_{inv,j}$  is used.

Then, the predicted braid angle error  $\Delta\alpha_{p,j}$  or measured braid angle error  $\Delta\alpha_{m,j}$  can be linked to the speed and convergence error using the derivative of the simplified inverse solution.

$$d\mathbf{V} = -\mathbf{V} * \tan \alpha \left(1 + \frac{1}{\tan^2 \alpha}\right) d\alpha, d\mathbf{H} = -\mathbf{H} * \tan \alpha \left(1 + \frac{1}{\tan^2 \alpha}\right) d\alpha \quad (5)$$

Assuming linearity, it is assumed that:

$$\Delta\mathbf{V}_j = -\mathbf{V}_j * \tan \alpha_t \left(1 + \frac{1}{\tan^2 \alpha_t}\right) \Delta\alpha_{fp,j}, \Delta\mathbf{H}_{fwd,j} = -\mathbf{H}_{fwd,j} * \tan \alpha_t \left(1 + \frac{1}{\tan^2 \alpha_t}\right) \Delta\alpha_{p,j} \quad (6)$$

However, to ensure smooth correction, a factor  $\eta$  is applied to  $\Delta\mathbf{H}$  and  $\Delta\mathbf{V}$ . Therefore,

$$\mathbf{V}_{j+1} = \mathbf{V}_j - \eta * \Delta\mathbf{V}_j, \mathbf{H}_{inv,j+1} = \mathbf{H}_{fwd,j} - \eta * \Delta\mathbf{H}_{fwd,j} \quad (7)$$

For numerical correction, the learning rate  $\eta$  has been set to 1/2. This has been chosen to limit over-correction thus keeping the numerical optimisation fast. The rationale for this choice was based on the study presented in supplementary material. This factor is set to 1 for physical correction to limit physical braiding experiments.

Until the threshold of the numerical correction is reached, the updated speed profile  $\mathbf{V}_{j+1}$  and convergence zone  $\mathbf{H}_{inv,j+1}$  are given as input to the forward solution to start a new iteration. When physically correcting,  $\mathbf{V}_{j+1}$  and  $\mathbf{H}_{inv,j+1}$  are given as input to the actual braiding to start a new iteration until the threshold is reached.

## 4.5 Results and discussion

The different inverse solutions eventually composing the IIS are the Simplified Inverse Solution (S-IS) used as the first guess for the IIS, the Numerically Corrected Inverse Solution (NC-IS) resulting from the numerical correction, and the Physically Corrected Inverse Solution (PC-IS) resulting from the physical correction.

The whole braiding model has been coded in Python environment. External libraries, namely Trimesh [55] for the loading and using the surface in triangle mesh format of surface, Shapely for manipulation and analysis of planar geometric objects [56], Rtree for the spatial indexing features [57], Blender for the processing of the sections, and Embree for the computation of the line-surface intersections [58] are used. Visualisations are performed using Mayavi for 3D [59] and Matplotlib for 2D [60]. The robot programming and simulation software used is RoboDK.

The computations were conducted on a desktop computer equipped with an Intel i7-8700K CPU, with 16GB of RAM and under the Windows 10 operating system.

Both numerical and experimental case studies have been conducted in order to validate the IIS. Figure 4.4 shows the four geometries that have been tested. Two primitive mandrels were used for the numerical case study: M101, which is a cylinder (Figure 4.4a,e), and M102, which is a rectangular prism (Figure 4.4b,f). Two more complex mandrels were used for both numerical and experimental case studies: M201, which has a rectangular profile with a straight centreline and varying aspect ratio from a rectangle to a square cross-section (Figure 4.4c, g) and M202, which is a more complex mandrel with a curved centreline (Figure 4.4 d, h). M202 is the same mandrel used in Monnot *et al.* [34].

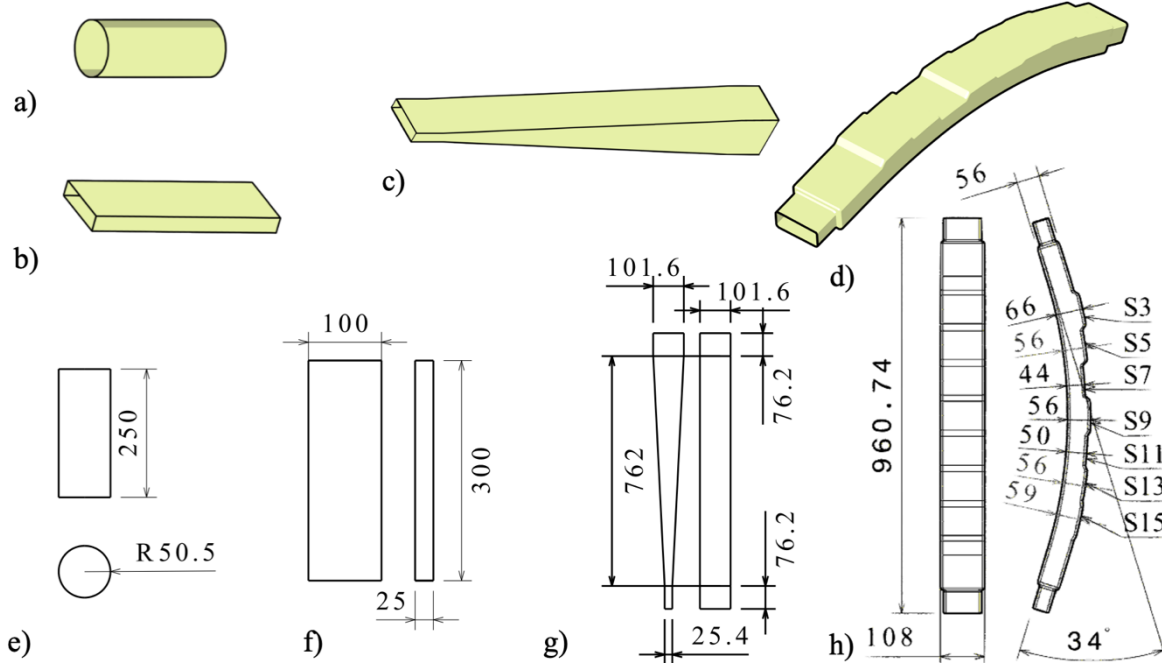


Figure 4.4: Drawings of the four mandrels of the case studies: (a, e) Cylindrical mandrel M101, (b, f) Rectangular mandrel M102, (c, g) Varying aspect ratio mandrel M201, and (d, h) complex mandrel M202 from [34]. Dimensions are in mm. For visibility purposes, scales are not consistent.

First, computational parameters, namely the resolution of the centreline, the number of spoolers, and the stabilization length used for the computation of the initial condition of the forward solution, were set using the analysis on the M202.

The numerical computation of the convergence zone has been tested on the primitive mandrels and the most complex mandrel M202 at one of the most common angle  $45^\circ$ . The inverse solution allows computing  $\mathbf{H}_{inv}$  while the forward solution allows computing  $\mathbf{H}_{fwd}$ . This experiment aims at quantifying the differences between those two values and the effects of such a difference.

The sensitivity of the numerical correction has been tested for the 4 mandrel geometries with 3 different braiding angles:  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ , and  $60^\circ$ . To quantify the sensitivity of the numerical correction algorithm with respect to the S-IS, two IIS are compared. The proposed IIS was implemented and compared to an IIS with an intentionally farther initial guess. The two IIS have then been compared to analyse the robustness of the correction algorithm and its sensitivity to the initial guess.



The experimental trials presented in this paper have been performed using a Herzog RF 1/144-100 braiding machine [61] and a KUKA KR100-HA robot [62] mounted on a KUKA KL 1500-3 linear rail [63]. The mandrels have been 3D-printed using Fused Deposition Modelling (FDM) with Nylon and mounted on the robot. Overbraided preforms are made with 72 yarns of Teijin HTS40 F13 12K Carbon fibre [64].

The braiding was performed based on the output of the three different inverse solutions (S-IS, NC-IS, PC-IS). The experiment and measurement were done once for each case. For the M201, the measurements have been performed along the main axis, on all 4 faces of the mandrel, using a protractor. For the M202, the measurements have been performed and grouped by features using a protractor. The features are the sections presented in Figure 4.4 (h).

A video example showing the Forward Solution and actual braiding may be seen at <https://youtu.be/t6PPLg3EPUo>.

## 4.5.1 Numerical case studies

### 4.5.1.1 Effects of the resolution, the Number of spoolers, and the stabilization length on the computation time and accuracy of the model

Figure 4.5 presents the evolution of the computation time of a single iteration and the relative error with respect to the resolution, the number of spoolers, and the stabilization length for the M202. A single iteration comprises one geometry processing, the simplified inverse solution, the forward solution and the angle computation (Figure 4.3 a-d). Figure 4.5 (a) has been derived by computing an iteration with the number of spoolers set to 150 per yarn group, the stabilization length set to 800 mm, and the resolution varying from 0.2 mm to 5 mm with a step of 0.2 mm. The error has been computed as the loss function of the computed braid angle with respect to that of the 0.2 mm resolution. Figure 4.5 (b) has been derived by computing an iteration with the resolution set to 2 mm, the stabilization length set to 800 mm, and the number of spoolers varying from 20 to 500 with a step of 20 spoolers per yarn group. The error has been computed as the loss function of the computed braid angle with respect to that of the 500 spoolers. Figure 4.5 (c) has been derived by computing an iteration with the number of spoolers set to 150, the resolution set to 2 mm, and the stabilization length varying from 100 mm to 1,500 mm with a step of 100 mm. The error has been computed as the error on the braid angle at the origin with respect to that of the 1,500 mm

stabilization length. Figure 4.5 (a) shows the inverse linearity of the time complexity with the inverse linearity of computation time versus the resolution. The error increases with the increase of resolution value. Figure 4.5 (b) corroborates the linearity of the complexity with the linearity of computation time versus the number of spoolers. The error is high for a very low number of spoolers and drops rapidly when the number of spoolers increases. From about 150 spoolers, error stabilizes. Figure 4.5 (c) shows the linearity of the complexity with the linearity of computation time versus the stabilization length. The error is large when the stabilization length is low but steadies rapidly as the stabilization length increases. It is seen that the forward solution has an  $O(1/n)$  complexity with the resolution of the centreline,  $O(n)$  complexity with respect to the number of spoolers computed and  $O(n)$  complexity with respect to the stabilization length.

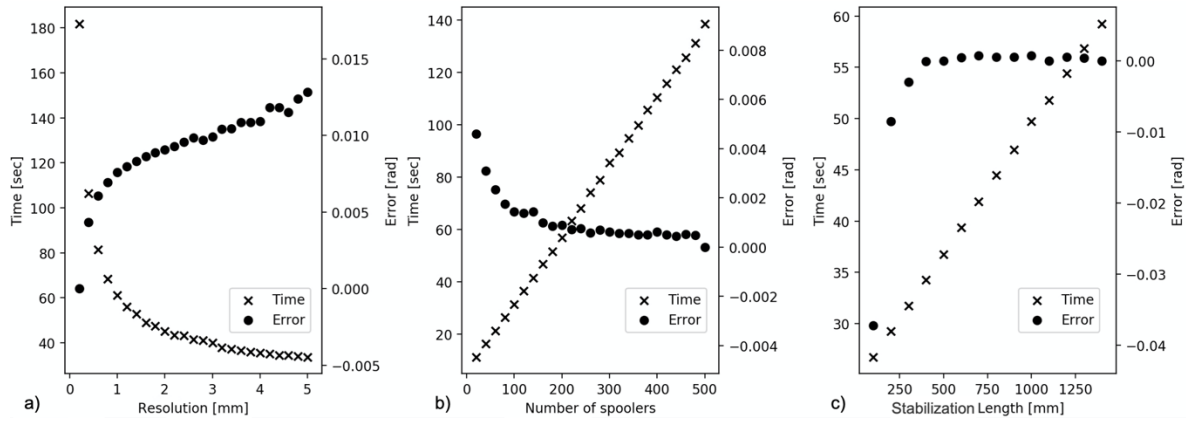


Figure 4.5: Time of an iteration on the M202 and relative error versus (a) the resolution, (b) the number of spoolers, and (c) the stabilization length. (a) shows an  $O(1/n)$  complexity of resolution. (b) shows an  $O(n)$  complexity of the number of spoolers. (c) shows an  $O(n)$  complexity of the stabilization length.

The number of spoolers, the resolution, and the stabilization length must be set to optimize both the accuracy and the time efficiency. Enough spoolers are required to describe well the deposition of the yarns on the surface. The lower the braid angle is or the more complex the geometry is, the higher the number of spoolers must be. The forward solution is a succession of positions meaning that the movement of the guiding ring is discontinuous. Therefore, a too low resolution can result in a loss of data in between two consecutive positions. The sharper the variations in the mandrel geometry, the higher the resolution must be. The stabilization length must be correctly set so the steady state has been reached. In the experiments, the resolution used is 2mm, the number of

spoolers has been set to 150 spoolers per yarn group and the stabilization length has been set to 800mm.

#### 4.5.1.2 Improvement of the convergence zone

Table 4.2 presents the convergence zone predicted by the inverse solution  $H_{inv}$  and forward solution  $H_{fwd}$  for the M101 and M102 for 3 braiding angles (30° - 45° - 60°). For M102,  $H_{fwd}$  is computed for the Webs  $H_{fwd,Web}$  and the Flanges  $H_{fwd,Flange}$ .  $H_{fwd}$  is the weighted average convergence zone by the surface of each face group.

Table 4.2: Comparison of convergence zones for M101 and M102. For M101,  $H_{inv}$  and  $H_{fwd}$  are very close while for M102,  $H_{inv}$  and  $H_{fwd}$  are very different all the more so that  $H_{fwd}$  is different on the webs and on the flanges.

| <i>Mandrel</i>   | <i>M101</i> |      |      | <i>M102</i> |      |      |
|------------------|-------------|------|------|-------------|------|------|
| <i>Angle</i>     | 30°         | 45°  | 60°  | 30°         | 45°  | 60°  |
| $H_{inv}$        | 149mm       | 86mm | 49mm | 133mm       | 77mm | 44mm |
| $H_{fwd}$        | 144mm       | 83mm | 47mm | 53mm        | 31mm | 18mm |
| $H_{fwd,Web}$    |             |      |      | 31mm        | 22mm | 13mm |
| $H_{fwd,Flange}$ |             |      |      | 67mm        | 39mm | 23mm |

Results presented in Table 4.2 show that for constant cross-section axisymmetric mandrel M101, the forward solution returns a convergence zone of about 4% different from that of the inverse solution for each three angles. It means that in this case, the inverse solution can predict correctly the convergence zone that will be induced by the forward solution. For non-axisymmetric mandrel M102, it appears clearly that the inverse solution overestimates the convergence zone. It is partly because the equivalent radius is not relevant to compute the convergence zone. It would be more adapted to use the radius of the circumscribed circle. The corners of the mandrel are closer to the guiding ring which causes the convergence zone to lower. Results also confirm that the convergence zone on the web is different from the one on the flanges as stated by Monnot *et al.* [21].

Figure 4.6 presents the evolution of the average error  $\Delta\alpha_p$  while iterating the model for a targeted angle of  $45^\circ$  on the M202. The convergence of the algorithm has been tested by using respectively  $H_{fwd}$  or  $H_{inv}$  as input to the correction step. The dashed curve is the average error evolution when using  $H_{inv}$  while the plain curve is the average error evolution when using  $H_{fwd}$ .

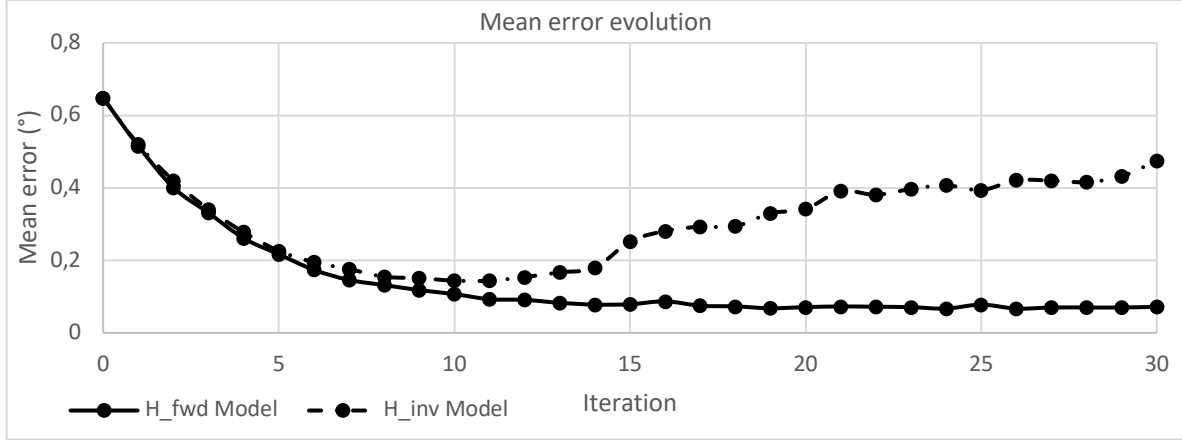


Figure 4.6: Mean error evolution for the M202 at  $45^\circ$  using  $H_{fwd}$  or  $H_{inv}$  as input to the correction step. The first iterations appear to be very similar. Between the 10<sup>th</sup> and 14<sup>th</sup> iteration a transition is appearing, and divergence clearly appears afterward for the model using  $H_{inv}$ .

Convergence is reached for the model using  $H_{fwd}$ .

$H$  is a process-induced variable describing the offset between the guiding ring  $C_{m0}^{gr}$  and the deposition plane  $C_{m0}^m$ . As the IIS locally corrects the speed  $V$  to correct  $\alpha$ ,  $H$  must be precisely predicted in order to perform the correction at the right location along the mandrel.

The first iterations appear to be very similar. However, a shift appears after some iterations. While the model using  $H_{inv}$  reaches a bottom and starts to diverge, the model using  $H_{fwd}$  reaches a better limit and remains still. Therefore,  $H_{fwd}$  appears to allow more stable numerical correction. Moreover, a too high convergence zone predicted at the beginning leads the mandrel to go too far through the guiding ring which causes the braiding angle to drop. A too low  $H$  has the opposite effect. Therefore, the wrong  $H$  at the beginning is expected to induce a transient state error during actual braiding. This transient error has been observed previously by Mazzawi [52].

#### 4.5.1.3 Sensitivity of the numerical correction to the initial speed profile

Figure 4.7 shows a comparison of the speed profiles between the two models at  $30^\circ$ ,  $45^\circ$ , and  $60^\circ$ . IIS 1, in grey solid line, has Du & Popper's [18] inverse solution applied locally as S-IS. IIS 2's S-IS, in dashed grey line, has a constant speed equal to the maximum of the S-IS speed profile of IIS 1. For each model, the grey curve is the initial guess, and the black curve is the corrected speed profile.

In both cases (IIS 1 and IIS 2), the numerical correction has been performed until the threshold on the error has been reached meaning that the average error computed between the targeted and computed braid angle is less than  $0.1^\circ$ .

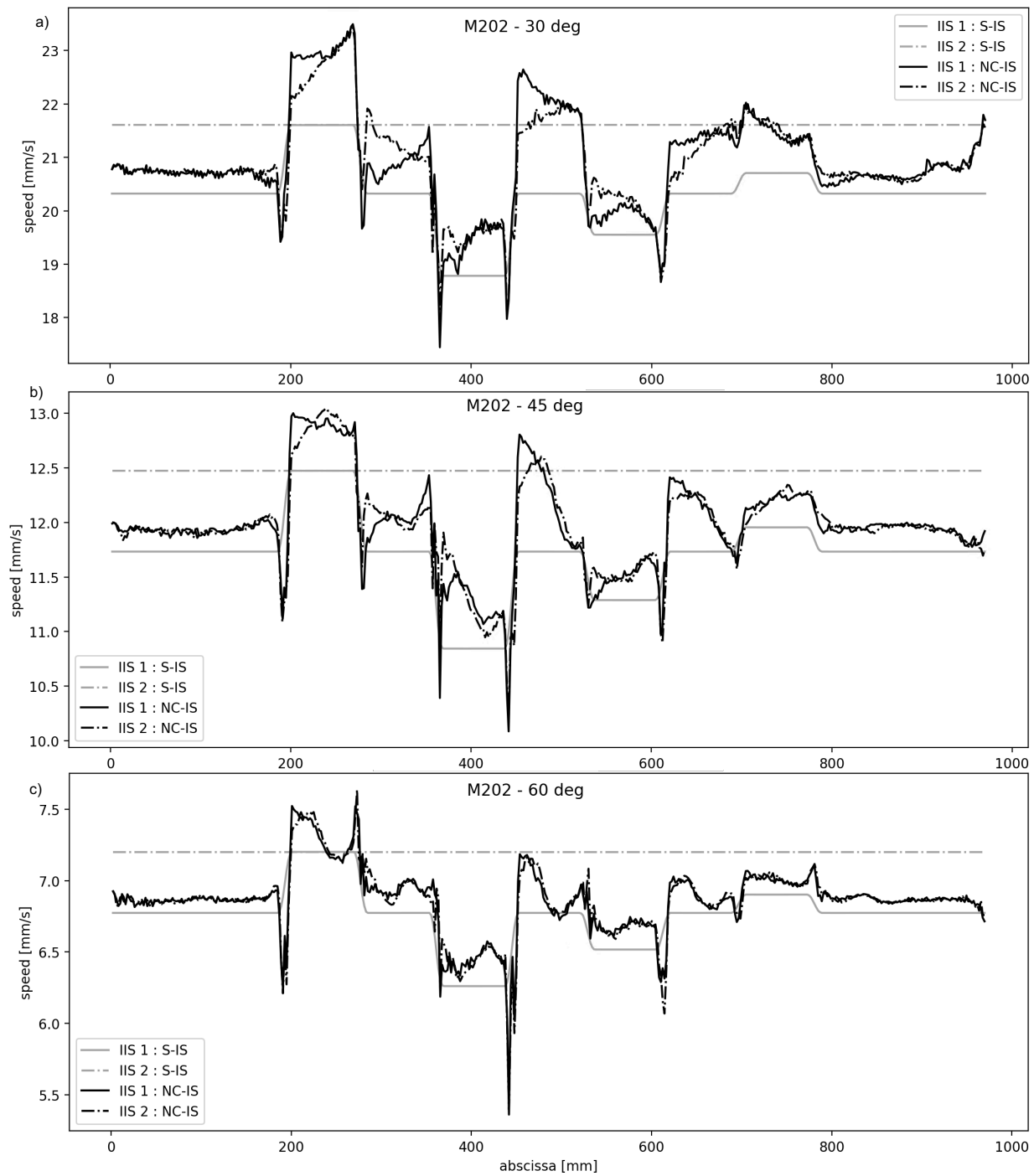


Figure 4.7: Convergence comparison for the M202 for (a) 30°, (b) 45°, (c) 60°. In solid line is the IIS 1 and in dashed is the IIS 2. The difference between IIS 1 and IIS 2 is the S-IS used. The NC-IS speed profiles are in black. In solid black line is the NC-IS speed profile computed from the S-IS in solid gray line. In dashed black line is the NC-IS speed profile computed from the S-IS in dashed gray line.

In Figure 4.7 (a), IIS 1, in solid curves, is the proposed IIS. IIS 2's S-IS has a constant speed of about 21.1mm/s. On average, IIS 2's S-IS speed is 6.7% higher than IIS 1's S-IS speed. After the correction, IIS 2's NC-IS speed profile has converged to be 0.05% higher than IIS 1's NC-IS speed on average. As for Figure 4.7 (a), in Figure 4.7 (b), IIS 1 in plain curve is the proposed IIS. IIS 2's S-IS has a constant speed of about 12.3 mm/s. In average, IIS 2's S-IS speed is 6.7% higher than IIS 1's S-IS speed. After the correction, IIS 2's NC-IS speed profile has converged to be 0.01% higher than IIS 1's NC-IS speed in average. As for the previous experiment, in Figure 4.7 (c), model 1 in plain curve is the proposed IIS. IIS 2's S-IS has a constant speed of about 7.1 mm/s. In average, IIS 2's S-IS speed is 6.7% higher than IIS 1's S-IS speed. After the correction, IIS 2's NC-IS speed profile has converged to be 0.01% higher than IIS 1's NC-IS speed in average.

Those three experiments show that the numerical correction algorithm achieves to converge to a close to unique NC-IS with little sensitive dependence on S-IS.

## 4.5.2 Experimental case studies

### 4.5.2.1 Rectangle to Square mandrel: M201

Figure 4.8 presents the results of braiding of the M201 for 3 braiding angles: 30°, 45°, and 60°. The results show the average of the measurements on the left and right web. Figure 4.8 (a) presents the results for 30°. The S-IS led to a low braid angle at the beginning increasing constantly on the first 50% eventually reaching the targeted angle. NC-IS and PC-IS lead both to closer to the target braid angle. Figure 4.8 (b) presents the results for 45°. The S-IS led to a low braid angle at the beginning eventually reaching 45° at 45%. NC-IS increases the angle closer to the target at the first 45% of the mandrel. The PC-IS increases the angle closer to the target even more than NC-IS, but still with a substantial error on the first 15%. Figure 4.8 (c) presents the results for 60°. The S-IS led to a low braid angle at the beginning eventually reaching 60° at 55%. NC-IS increases the angle on the first 50% of the mandrel. The PC-IS raises the angle closer to the target with a substantial error on the first 15%.

Results of Figure 4.8 (a, b, c) shed light on two kinds of errors: A transient state error at the beginning of braiding and a steady state error. The S-IS tends to predict a too high convergence zone which causes the braid angle to drop at the beginning as stated by Mazzawi [52]. The use of the predicted convergence zone from the forward solution in the NC-IS allows shrinking partly this

transient state error. This is especially the case for a low braid angle like the  $30^\circ$  targeted angle shown in Figure 4.8 (a). As shown by Equation 1, the convergence zone tends to be lower of higher angles. Therefore, the same absolute error on H has a higher relative error. Moreover, the repeatability of braiding was proved by Monnot *et al.* [13] in steady state only. The braid angle cannot be properly controlled at the beginning, which causes transient errors. Therefore, the authors recommend a sacrificial length in order to stabilize the braid. This length proposed is about 250 mm which represents 30% of the M201.



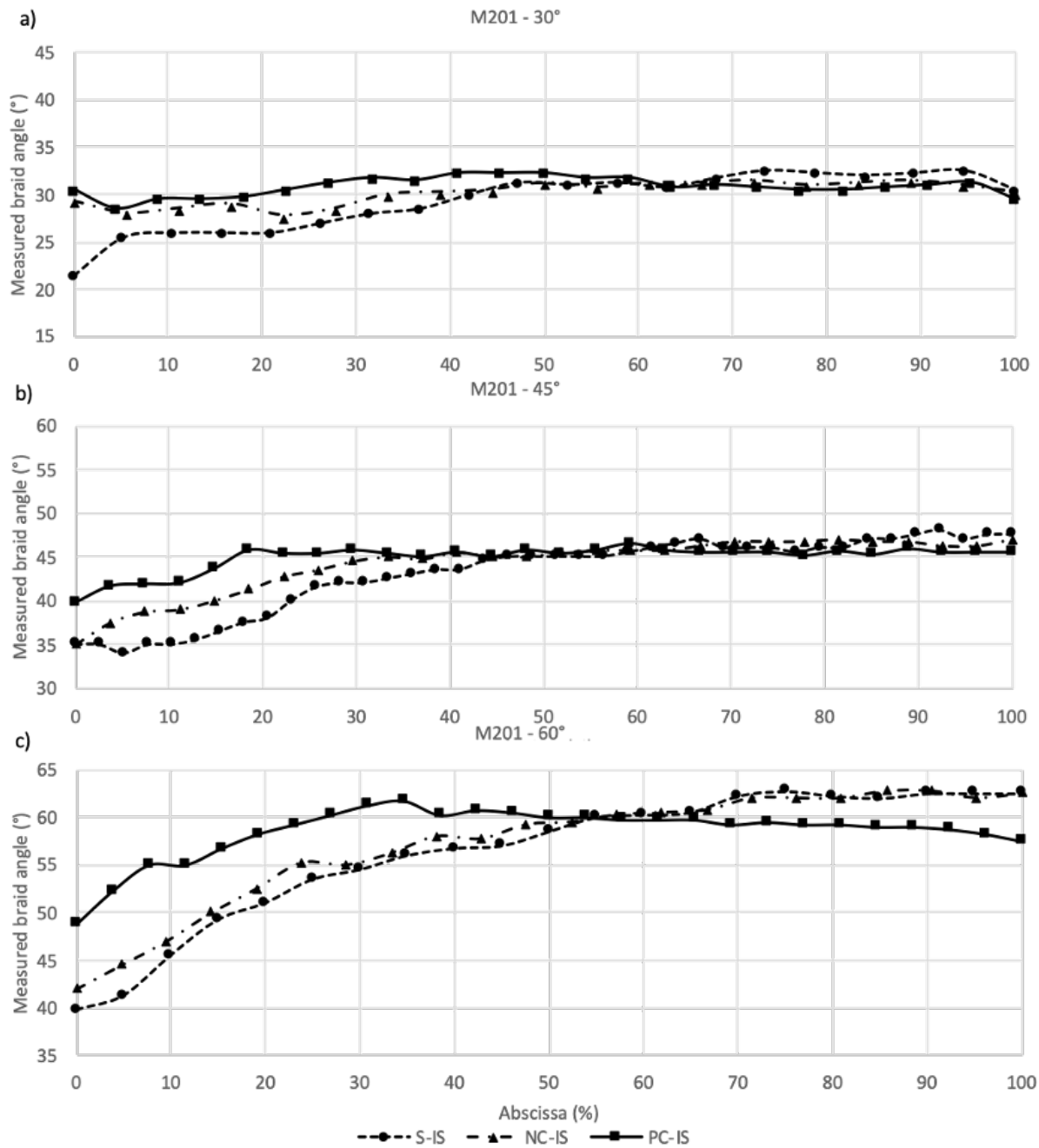


Figure 4.8 : Experiments on the M201 for (a) 30°, (b) 45°, (c) 60°

The kinematic approach neglecting friction is more valid for low angles since inter-yarn interactions are lower. As the targeted braid angle increases, the assumptions of the forward solution become less valid. PC-IS allows improving the braiding model accuracy. While only one iteration of the physical correction has been performed for each angle, additional iterations could have been performed to improve the braiding parameters even more.

#### 4.5.2.2 Complex Mandrel: M202

Figure 4.9 presents the results of braiding of the M202 for 3 targeted braiding angles: 30°, 45°, and 60°. For each targeted angle and section, at least three bars are shown for the S-IS, NC-IS, and PC-IS. Figure 9 (b) also includes the results of Monnot *et al.* [34]. Figure 9 (c) also includes a second iteration of PC-IS. The rectangular bars are the average and the standard deviation error bars are the range of the 10 measures of each section. The results of Monnot *et al.* [34] was available only for the 45° and no error on angle measurements was reported.

Figure 4.9 (a) presents the results for 30°. The S-IS led to a low but increasing braid angle at the beginning stabilizing after S7 with varying errors afterward. The average braid angle is about 2% off. NC-IS lead to a dramatic reduction of the error both at the beginning and afterward with an average braid angle 0.3% off. PC-IS shows then little improvement compared to the NC-IS with an average braid angle 0.2% off.

Figure 4.9 (b) presents the results for 45°. The S-IS lead to a very low error at the beginning increasing in a random-looking manner with an average braid angle of about 2.2% off. NC-IS appears to worsen the error in this case with an average braid angle of about 3% off. PC-IS shows improvement regarding the S-IS in each section except Section 9 with an average braid angle of about 2% off. Monnot *et al.*'s [34] results in a higher braid angle than targeted on every section with an average braid angle of about 6.4% off.

Figure 4.9 (c) presents the results for 60°. The S-IS leads to a braid angle far from the targeted angle at almost every section with an average braid angle of about 8% off. NC-IS appears to have little improvement with an average braid angle of about 7.8% off. The first iteration of the PC-IS shows major improvement at every section with an average braid angle of about 1.3% off. A second iteration of the PC-IS leads to a very close to the target braid angle with an average of about 0.2% off.

The results presented in Figure 4.9 (a, b, c) show major improvement after PC-IS applied compared to the S-IS.

Results pinpoint again the two major error sources. Firstly, the transient state error that can partly be corrected using  $H_{fwd}$ . Secondly, the steady state error that can be corrected using the numerical correction and physical correction. For low angles, NC-IS is showing dramatic improvement while

as angle increases, the need for a physical correction is higher. This is explained by the fact that the assumptions of the forward solution are less valid as angle increases, and the relative error on the convergence zone is larger for a higher angle.

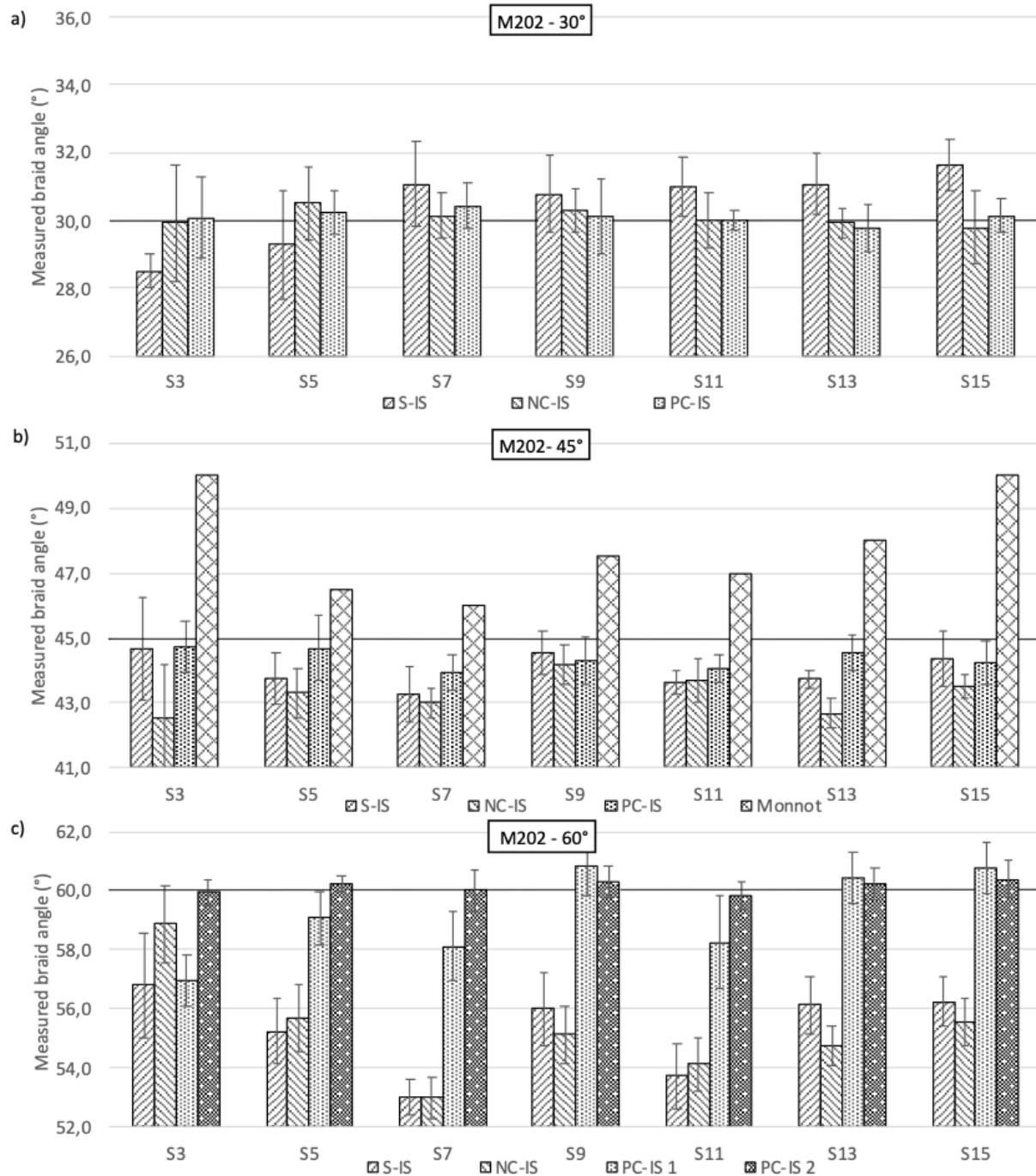


Figure 4.9: Experiments on the M202 for (a) 30°, (b) 45°, (c) 60°

For higher angles though (Figure 4.9 (b, c)), one can see that transient state errors are lower while steady state errors have more prominence. There does not seem to have stabilisation of the error along the sections. In this case, the inter-yarn friction has become more important and the kinematic approach of the forward solution has become less appropriate. The PC-IS offers a good way to improve the accuracy of the IIS.

The linearity of the correction formulas is assumed given low enough errors. Results show that iterating the physical correction allows improving the outcome.

Overall, for M201 and M202 at  $30^\circ$ ,  $45^\circ$  and  $60^\circ$ , the results show that S-IS leads on average to an angle error of  $3.05^\circ$  based on 323 individual measures on the braided mandrels. NC-IS has on average an error of  $2.55^\circ$  based on 299 individual measures. PC-IS has on average an error of  $1.14^\circ$  based on 307 individual measures. When excluding the outliers, the error of S-SI is on average  $2.21^\circ$  based on 284 individual measures, the error of NC-IS is on average  $1.99^\circ$  based on 255 individual measures, and the error of PC-IS is on average  $0.87^\circ$  based on 285 individual measures.

## 4.6 Conclusions

This paper has shown the validity of an iterative inverse solution for the braiding process. While the approach of step-by-step optimisation was already used as a trial-and-error, the presented method allows to efficiently correct parameters so that fewer actual braiding is needed to get to a satisfying solution. The use of numerical correction allows getting closer to the desired solution from  $2.21^\circ$  off on average to  $1.99^\circ$  off while physical braiding allows to correct errors due to the assumptions of the forward solution, which results in improving the braid angle from  $1.99^\circ$  off on average to  $0.87^\circ$  off. The proposed method appears to answer the industrial need for an accurate and efficient inverse solution. As a future work, a more realistic forward solution considering the inter-yarn interactions and intra-yarn deformations can be implemented to verify whether it can lead to a numerical-only correction algorithm.

## 4.7 Acknowledgments

The authors would like to acknowledge the financial support from the Fonds de Recherche du Québec Nature et Technologies (FRQNT, 279917), the Natural Sciences and Engineering Research

Council (NSERC, RDCPJ 516206-17) of Canada, and Bombardier Aerostructures and Engineering Services (BAES). They also thank SphereCo and Centre Technologie Aérospatiale.

## 4.8 Supplementary Material

Figure 4.10 is presenting the evolution of the absolute average braid angle error versus the iterations for 7 different learning rates: 1, 1/2, 1/3, 1/4, 1/5, 1/6, and 1/7. It is seen that a lower learning rate decreases the slope. On one hand, lowering the learning rate prevents over-correction. On the other hand, a too low learning rate increases the number of iterations needed hence the computation time. As 1/2, appears to be the fastest learning rate, it has been set as a reference to compute the average speed difference with respect to other learning rates. The average speed difference is not higher than 0.012mm/s showing that the learning rate has little influence on the resulting speed profile.

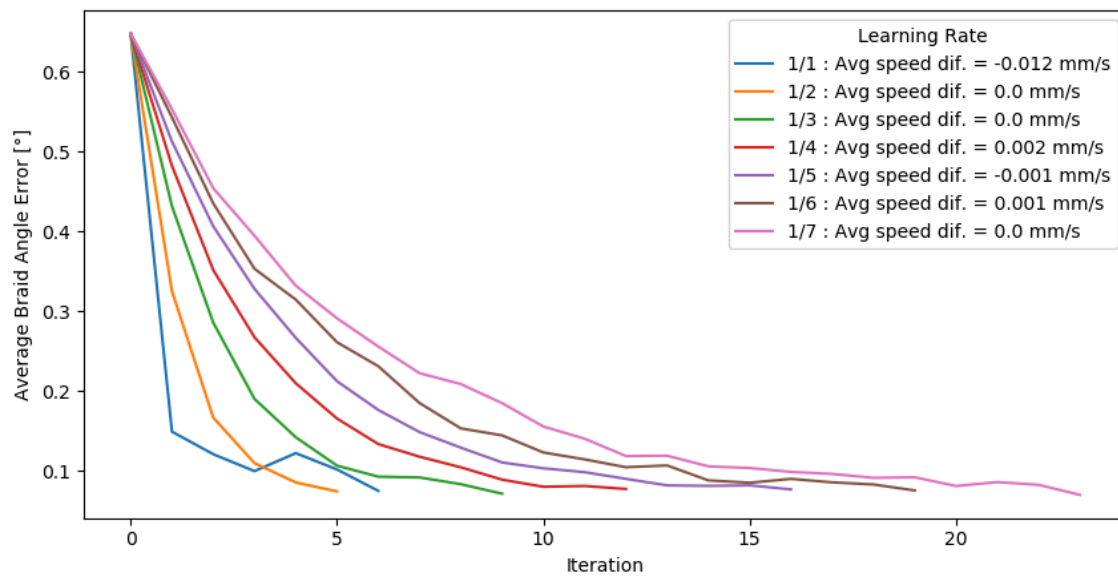


Figure 4.10: Average error with respect to the iteration and learning rate.

According to these results, for the current study, the learning rate is chosen to be 1/2.

## **CHAPITRE 5      CONCEPTION D'UN POST-PROCESSEUR PERMETTANT D'EXPORTATION DES PROGRAMMES DE TRESSAGE VERS DES PROGRAMMES DE FABRICATION**

Actuellement, le partenaire industriel importe les points définissant la trajectoire dans le logiciel *MasterCam*. A partir de cette étape, la trajectoire est exportée vers *RobotMaster* et la vitesse d'avance doit être entrée manuellement entre chaque point. En fonction de la complexité du mandrin, cette solution est peu appropriée à cause de son coût en temps, de son manque de modularité et du risque d'erreur.

À la suite de cela, une réflexion s'est focalisée sur les moyens de faire le lien entre le modèle développé précédemment et l'outil industriel disponible. Une revue des moyens techniques disponibles a été réalisée. Une première solution envisagée a été d'exporter directement les points vers le langage robot KUKA. La typographie d'un programme est présentée en annexe.

Rapidement, il est apparu que des logiciels dédiés permettent la génération de programme et la simulation numérique de l'exécution, tout en disposant d'une interface avec le langage Python. Ne choix s'est donc porté sur le logiciel RoboDK. Plusieurs raisons ont orienté vers ce choix de logiciel.

- L'interface de programmation (API) Python est extensive et bien documenté
- Le logiciel est mis à jour régulièrement et dispose d'un support réactif et d'une communauté importante
- L'environnement de simulation est modulaire.
- Le coût est faible (env. 200CAD pour une licence éducationnelle)
- La simulation hors ligne est puissante et permet de faire des analyses de collision
- La modification des programmes peut se faire via l'interface utilisateur graphique

Une fois que le choix a été fait, la solution a été développée et implémentée.

Le laboratoire de fabrication du CTT a été modélisé avec le robot KUKA KR-100 HA monté sur le rail linéaire ainsi que le métier à tresser Herzog.

Tel que montré dans la Figure 5.1, les repères significatifs ont été ajoutés à la station de travail. Le centre de la tresseuse est défini par  $T_b^t$ . Les deux anneaux de guidage sont définis par rapport au centre de la tresseuse :  $T_t^{gr_{fwd}}$  et  $T_t^{gr_{bwd}}$ . Les différentes positions cibles pourront être ajoutées par rapport à ces bases directement sans avoir à réaliser de changement de repères en amont.

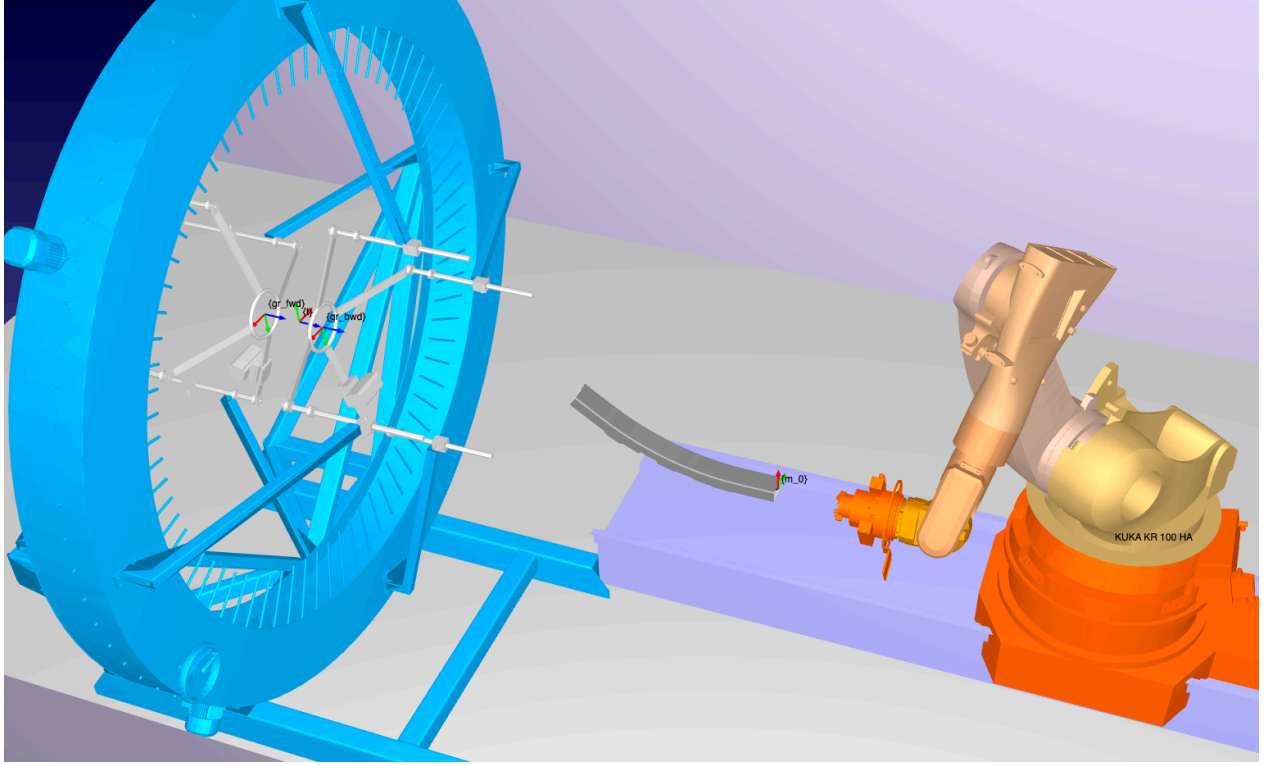


Figure 5.1 : Laboratoire du CTT modélisé dans RoboDK. Les trois repères représentant le centre de la tresseuse  $\{t\}$  et le centre des deux anneaux de guidage  $\{gr_{fwd}\}, \{gr_{bwd}\}$  sont représentés. Le repère origine du mandrin  $\{m_0\}$  est aussi représenté.

Ensuite, une fonction d'exportation du modèle de tressage vers RoboDK a été intégrée au programme Python. Une fois que le programme a été créé, celui-ci peut être généré au format KRC lisible par le robot.

Une fois que la modélisation a été réalisée, le profil de vitesse ainsi que la zone de convergence doivent être post-traités de façon à être lisible par l'outil de production. L'information de la zone de convergence  $H$  est couplée avec chaque position de l'axe neutre  $T_{m_0}^m$  de façon à définir l'ensemble des positions de l'anneau de guidage par rapport à l'origine du mandrin  $T_{m_0}^{gr}$ .

Le tressage réel de la pièce est réalisé en utilisant un métier à tresser HERZOG à 144 bobines radiales et un robot KUKA KR-150-HA monté sur un rail linéaire.

## 5.1 Définition du mandrin

Le mandrin est défini par sa surface  $S$  sous forme de fichier STL. Le format STL est un format générique qui peut être généré en utilisant tous les logiciels de Conception Assistée par Ordinateur (CAO). Dans le cas présent, la modélisation a été réalisée sous CATIA V5. Lors de l'exportation vers le maillage STL, une longueur caractéristique des triangles doit être choisie par l'utilisateur, qui engendre une discrétisation plus ou moins importante.

Le mandrin est aussi défini par sa ligne des centres  $\mathbf{C}_{m_0}^m$ . Cette ligne correspond à l'ensemble des centroïdes des sections du mandrin le long de son axe neutre. Cette ligne des centres se présente sous la forme d'un fichier TXT contenant l'ensemble des points décrivant la courbe. Cette courbe peut être lissée afin de limiter les changements abrupts de directions lors du tressage.

Une fois qu'ils sont importés dans le modèle, les repères de Frenet sont calculés localement permettant d'orienter la courbe et d'obtenir la trajectoire. Une matrice de transformation homogène pour chaque point de la courbe est obtenue. Cette trajectoire est notée  $\mathbf{T}_{m_0}^m$ .

$$\mathbf{T}_{m_0}^m = \begin{pmatrix} \mathbf{R}_{m_0}^m & \mathbf{C}_{m_0}^m \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{pmatrix} \quad (5.1.1)$$

Les matrices de rotation  $\mathbf{R}_{m_0}^m$  sont elles-mêmes définies par

$$\mathbf{R}_{m_0}^m = (\mathbf{e}_t \quad \mathbf{e}_n \quad \mathbf{e}_b) \quad (5.1.2)$$

avec  $\mathbf{e}_t$  les vecteurs tangents,  $\mathbf{e}_n$  les vecteurs normaux et  $\mathbf{e}_b$  les vecteurs bi-normaux.

## 5.2 Définition de la trajectoire

La trajectoire du mandrin par rapport à l'anneau de guidage se fait grâce à la matrice de transformation homogène  $\mathbf{T}_{gr}^{m_0}$  définie telle que :

$$\mathbf{T}_{gr}^{m_0} = (\mathbf{T}_{m_0}^{gr})^{-1} = (\mathbf{T}_m^{gr} \times \mathbf{T}_{m_0}^m)^{-1}$$



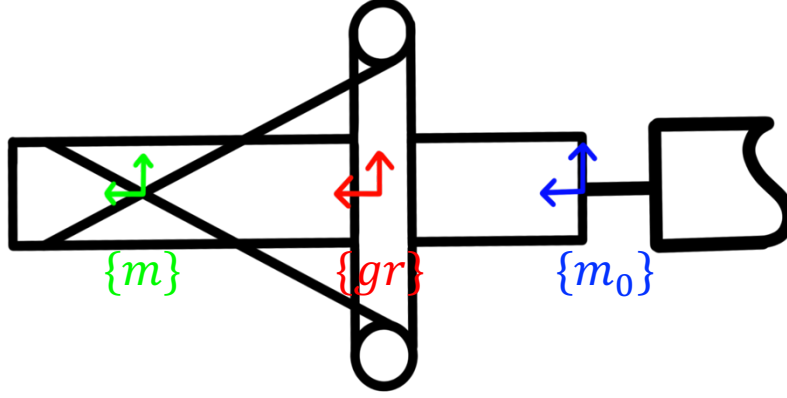


Figure 5.2 : Schéma de principe des positions remarquables. En bleu, le repère  $\mathbf{m}_0$  définissant l'origine du mandrin. En rouge  $\mathbf{gr}$  le centre de l'anneau de guidage. En vert  $\mathbf{m}$  le centre du plan de dépôt.  $\mathbf{gr}$  et  $\mathbf{m}$  sont espacés de la distance  $H$ .

Or  $T_m^{gr}$  correspond au décalage entre le plan de dépôt  $\{\mathbf{m}\}$  et le plan défini par l'anneau de guidage  $\{\mathbf{gr}\}$ . Il s'agit donc d'une translation de distance  $H$  dans la direction  $\mathbf{e}_t$ .

$$T_m^{gr} = \begin{pmatrix} I_3 & H * \mathbf{e}_t \\ [0]_{1 \times 3} & 1 \end{pmatrix} \quad (5.2.1)$$

La trajectoire  $T_{gr}^{m_0}$  est associée au vecteur vitesse  $\mathbf{V}$  pour définir entièrement le tressage.

La trajectoire du deuxième pli est définie de la même manière.

### 5.3 Définition du programme

L'ensemble des positions est ajouté à la station de travail. Ensuite, le programme de tressage est créé avec la phase d'approche et de retrait, les pauses, l'enchaînement des positions cibles et des vitesses.

Il existe deux types possibles d'instructions de mouvement : Le PTP ("Point To Point") qui minimise le mouvement de chaque membrure individuellement ou le LIN ("Linear") qui engendre un déplacement en ligne droite vers la position cible. Le PTP peut parfois mener à des mouvements amples et inattendus alors que le LIN démontre un mouvement prévisible.

Cependant, le mouvement LIN peut parfois ne pas être réalisé.

La première instruction est un mouvement PTP vers la position XBRAIDER. Cette instruction met le robot dans une position où il est pratique d'installer le mandrin.

Ensuite, avec une vitesse d'avance de 150 mm/s une instruction de mouvement LIN est donnée pour atteindre une position à 300 mm relativement à la première position. La vitesse est ensuite réduite à 15 mm/s jusqu'à atteindre la première position. Lors de ce mouvement, le robot pousse le mandrin dans la tresse jusqu'à atteindre la zone de convergence.

Une pause est commandée afin que l'utilisateur puisse replacer la tresse sur le mandrin afin de limiter les défauts.

La tresseuse est actionnée de même que l'anneau vibrant avant et les instructions de position et de vitesse se déroulent en suivant le vecteur  $T_{gr}^{m0}$  et  $V$ .

Une fois que la première passe est terminée, une pause est faite de façon à fixer la tresse sur le mandrin à l'aide d'adhésif. La base active est transférée vers l'anneau vibrant arrière. Le passage d'une zone de convergence à l'autre se fait à la vitesse de 10 mm/s. Une fois que la zone de convergence est atteinte, les instructions de position et de vitesse se déroulent de nouveau.

Une fois que la passe est terminée, une pause est commandée de façon à permettre à l'utilisateur de découper la tresse afin de permettre l'évacuation du mandrin.

Une fois que la tresse est découpée, le robot se dégage de 500 mm à 100 mm/s puis retourne à la position XBRAIDER à 150 mm/s.

Une fois que le programme de tressage est complet dans RoboDK, il est possible de le simuler afin de s'assurer du bon déroulement du programme, de le modifier le cas échéant et ensuite de l'exporter vers un fichier KRC.

## CHAPITRE 6 DISCUSSION GÉNÉRALE

### 6.1 Modélisation du procédé de tressage afin de lier l'angle de tressage aux paramètres de fabrication

Le modèle de tressage développé pendant cette recherche a permis de mieux comprendre le procédé et de limiter le nombre d'expériences avant d'obtenir les bons paramètres de fabrication. En effet, si intuitivement, augmenter la vitesse permet de diminuer l'angle de tressage, ce modèle permet d'appliquer cette méthode d'essai-erreur de façon plus optimisée. Il semble apporter une valeur ajoutée au tressage en permettant aux avancées récentes dans la modélisation des solutions directes d'être appliquées à la résolution du problème inverse. La solution directe qui a été implémentée en suivant une approche cinématique simple qui incluait un certain nombre d'hypothèses simplificatrices.

### 6.2 Conception d'un post-processeur permettant l'exportation des programmes de tressage vers des programmes de fabrication

La solution mise en place est intéressante car elle permet l'interaction avec le programme Python sur lequel le modèle de tressage est implémenté tout en disposant d'une interface utilisateur graphique. Elle permet de simuler la cellule robotique de façon à pouvoir tester le fonctionnement des programmes avant de les exporter vers le robot. Cela permet un gain de temps important et limite la possibilité de commettre des erreurs. Un module permet également de prévenir les collisions. Néanmoins, cette simulation ne garantit néanmoins pas une précision sans faille. En effet, un écart peut exister entre la cellule robotique réelle et modélisée. Par exemple, c'est le cas au niveau de l'anneau de guidage ou des collisions sont souvent détectées à tort. De même, lors de l'exécution virtuelle d'un programme, l'échelle de temps n'est pas forcément respectée. En effet, RoboDK considère une vitesse nulle entre chaque position à atteindre tandis que le robot effectue un mouvement à vitesse continue dans les faits.

Finalement, RoboDK ne gère que partiellement l'optimisation de la commande de l'axe linéaire. En effet, le robot utilisé dispose d'un axe supplémentaire lui permettant d'augmenter son rayon d'action. Cela se traduit par une redondance [65]. En clair, le nombre de possibilités de commande pour une position est infini. Alors que Monnot [21] optimisait la commande de cet axe, celle-ci est

fixée dans le cas présent. Cela peut entraîner un mouvement des joints plus important et donc des vibrations plus significatives.

### **6.3 Validation expérimentale du modèle de tressage**

La validation du modèle de tressage permet de montrer la diminution de l'erreur sur l'angle de tressage en considérant l'ensemble des expériences. Néanmoins, les expériences ont mise en évidence la difficulté de prédire le tressage en régime transitoire. Ce régime transitoire disparaît généralement après les premiers 250 mm. Au-delà de cette zone, l'erreur sur l'angle de tressage a pu être maîtrisée. Bien que les 2 géométries mises à l'essai soient complexes, la validation expérimentale ne peut prétendre rendre compte de la performance du modèle dans tous les cas de figure. La tendance générale des résultats valide la viabilité de l'approche itérative pour résoudre le problème inverse.

## CHAPITRE 7 CONCLUSION ET RECOMMANDATIONS

Ce travail de recherche a permis de concevoir une nouvelle approche pour modéliser le procédé de tressage afin de lier l'angle de tressage aux paramètres de fabrication. La revue de littérature a permis de constater que la résolution du problème direct était plus précise que celle du problème inverse. La nouvelle approche pour résoudre le problème inverse se base sur l'optimisation d'un programme de fabrication en utilisant la solution directe comme rétroaction. La validation numérique de cette approche a été réalisée.

Les travaux présentés ont permis d'implémenter un post-processeur permettant d'exporter des programmes de tressage vers des programmes de fabrication en utilisant une suite logicielle simple, peu chère et modulable : RoboDK. Cette solution ont permis une interaction simple entre le modèle et le robot.

Les expérimentations ont ensuite pu être réalisées et ont montrées une diminution significative de l'erreur entre l'angle obtenu et celui ciblé par rapport à ceux issus de la revue de littérature.

Les recherches futures pourraient permettre d'améliorer les résultats. En ce qui concerne le temps de calcul, certaines solutions sont envisageables afin de le diminuer. En effet, le modèle s'inscrit dans une problématique d'optimisation. Le présent modèle utilise un principe d'optimisation simple et fonctionnel mais peu efficace en termes de temps de calcul. Des principes d'optimisation plus poussés pourraient être appliqués afin d'accélérer la convergence et donc de diminuer le temps de calcul. En ce qui concerne la précision, nous avons pu voir dans la revue de littérature qu'il existe des solutions directes plus complexes et plus précises comme une solution par éléments finis ou cinématique prenant en compte les interactions entre les fils. Celles-ci pourraient être implémentées afin d'améliorer la précision du modèle et donc de limiter le nombre d'itérations.

L'implémentation de solutions directes plus complexes, l'amélioration de l'algorithme d'optimisation ainsi que l'automatisation de la mesure de l'angle de tressage devraient faire l'objet de recherches futures et permettre au tressage de s'affirmer comme procédé de fabrication de matériaux composites à renforts textiles appliqués à l'aéronautique.

## RÉFÉRENCES

1. Mallick, P.K., *Fiber-Reinforced Composites*. 2007.
2. ASTM, *Standard Terminology for Composite Materials*. 2019.
3. *First order, First Flight*. The success story of Airbus 2011; Available from: <http://www.airbus.com/company/history/the-narrative/first-order-first-flight-1970-1972/>.
4. Bold, J. *Airbus composite training*. in *Visual product development conference*. 2007. Frankfurt, Germany.
5. COURTEAU, R., *Sur les perspectives d'évolution de l'aviation civile à l'horizon 2040 : préserver l'avance de la France et de l'Europe*. 2013, Office parlementaire d'évaluation des choix scientifiques et technologiques.
6. (GAO), U.G.A.O., *Commercial airplanes models over time by percentage of composites*. 2015.
7. Lukaszewicz, D.H.J.A., C. Ward, and K.D. Potter, *The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future*. *Composites Part B: Engineering*, 2012. **43**(3): p. 997-1009.
8. Dexter, H.B., *Development of textile reinforced composites for aircraft structures*. 1998.
9. Dexter, M.D.a.H.B., *Development of stitched, braided and woven composite structures in the ACT program and at Langley Research Center*, NASA, Editor. 1997, NASA.
10. Arold, B., et al., *Braiding processes for composites manufacture*, in *Advances in Composites Manufacturing and Process Design*, P. Boisse, Editor. 2015, Woodhead Publishing. p. 3-26.
11. Monnot, P., *Tressage robotisé de préformes pour des structures primaires d'aéronefs en composites*, in *Département de génie mécanique*. 2017, École Polytechnique de Montréal.
12. Ko, F.K., *Braiding*, in *ASM Handbook*, D.B. Miracle and S.L. Donaldson, Editors. 2001, ASM International.
13. Monnot, P., et al., *Automated Braiding of Dry Preforms for Aerospace Structural Components*, in *SAMPE*. 2016: LongBeach CA. p. 15.
14. Ebel, C., A. Mierzwa, and K. Kind, *Yarn damage during braiding of reinforcement fibers for composites*, in *Advances in Braiding Technology*. 2016, Woodhead Publishing. p. 319-354.
15. van Ravenhorst, J. and R. Akkerman. *Optimisation of the circular braiding process*. in *TexComp 11 Conference*. 2013.
16. Swery, E.E., et al., *Complete simulation process chain for the manufacturing of braided composite parts*. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, 2017. **102**: p. 378-390.
17. Michaeli, W., U. Rosenbaum, and M. Jehrke, *Processing strategy for braiding of complex-shaped parts based on a mathematical process description*. *Composites Manufacturing*, 1990. **1**(4): p. 243-251.

18. Du, G.w. and P. Popper, *Analysis of a Circular Braiding Process for Complex Shapes*. The Journal of The Textile Institute, 2008. **85**(3): p. 316-337.
19. Hajrasouliha, J., et al., *Theoretical and experimental study of braid pattern in mandrels with arbitrary cross-sections*. Journal of Composite Materials, 2018. **52**(29): p. 4009-4022.
20. van Ravenhorst, J.H. and R. Akkerman, *Circular braiding take-up speed generation using inverse kinematics*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2014. **64**: p. 147-158.
21. Monnot, P., J. Lévesque, and L. Laberge Lebel, *Automated braiding of a complex aircraft fuselage frame using a non-circular braiding model*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2017. **102**: p. 48-63.
22. van Ravenhorst, J.H. and R. Akkerman, *A yarn interaction model for circular braiding*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2016. **81**: p. 254-263.
23. Zhang, Q., D. Beale, and R.M. Broughton, *Analysis of Circular Braiding Process, Part I: Theoretical Investigation of Kinematics of the Circular Braiding Process*. Journal of Manufacturing Science and Engineering, 1999. **121**(3): p. 345-350.
24. Akkerman, R. and B.H.V. Rodríguez, *Braiding Simulation and Slip Evaluation for Arbitrary Mandrels*. AIP Conference Proceedings, 2007. **907**(1): p. 1074-1079.
25. K. Pickett, A., J. Sirtautas, and A. Erber, *Braiding Simulation and Prediction of Mechanical Properties*. Vol. 16. 2009. 345-364.
26. Tolosana, N., et al., *Development of a Simulation Tool for 3D Braiding Architectures*. AIP Conference Proceedings, 2007. **907**(1): p. 1005-1010.
27. Tolosana, N., et al., *Numerical Analysis of Three-Dimensional Braided Composite by Means of Geometrical Modeling Based on Machine Emulation*. Mechanics of Advanced Materials and Structures, 2012. **19**(1-3): p. 207-215.
28. Wanhill, R.J.H., *Carbon Fibre Polymer Matrix Structural Composites*, in *Aerospace Materials and Material Technologies*, N.E. Prasad and R.J.H. Wanhill, Editors. 2017, Springer Singapore: Singapore. p. 309-341.
29. Boyer, R. and N. Padmapriya, *Aircraft Materials*, in *Reference Module in Materials Science and Materials Engineering*. 2016, Elsevier.
30. Mangalgiri, P.D., *Composite materials for aerospace applications*. Bulletin of Materials Science, 1999. **22**(3): p. 657-664.
31. Zhang, L., et al., *Review of automated fibre placement and its prospects for advanced composites*. Journal of Materials Science, 2020. **55**(17): p. 7121-7155.
32. Gardiner, G., *Airbus A350 Update: BRaF & FPP*, in *CompositeWorld*. 2012.
33. Laberge Lebel, L. and P. Trudeau, *Preforming of a Fuselage C-Shaped Frame Manufactured by Resin Transfer Molding*. SAE International Journal of Aerospace, 2013. **6**(2): p. 508-512.
34. Monnot, P., et al., *Complex aircraft fuselage frame manufacturing using automated braiding and infusion*, in *10<sup>th</sup> Canadian International Conference on Composites*. 2017: Ottawa.

35. Xiao, S., et al., *Structure and mechanics of braided fabrics*, in *Structure and Mechanics of Textile Fibre Assemblies*, P. Schwartz, Editor. 2019, Woodhead Publishing. p. 217-263.
36. Kessels, J.F.A. and R. Akkerman, *Prediction of the yarn trajectories on complex braided preforms*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2002. **33**(8): p. 1073-1081.
37. Sun, X., et al., *Experimental and numerical studies on the braiding of carbon fibres over structured end-fittings for the design and manufacture of high performance hybrid shafts*. Production Engineering, 2018. **12**(2): p. 215-228.
38. Treviso, A., et al., *Braiding Process Simulation: Comparison of Kinematic and Finite Element Models for Large Scale Components*, in *NAFEMS World Congress*. 2019: Quebec City, Canada.
39. Pickett, A.K., J. Sirtautas, and A. Erber, *Braiding Simulation and Prediction of Mechanical Properties*. Applied Composite Materials, 2009. **16**(6): p. 345-364.
40. Pickett, A., et al., *Comparison of analytical and finite element simulation of 2D braiding*. Plastics, Rubber and Composites, 2013. **38**(9-10): p. 387-395.
41. Hans, T., et al., *Finite element simulation of the braiding process for arbitrary mandrel shapes*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2015. **77**: p. 124-132.
42. Grave, G., et al., *SIMULATION OF 3D OVERBRAIDING – SOLUTIONS AND CHALLENGES*. 2009.
43. Czichos, R., et al., *Influence of process induced defects for biaxial carbon fiber braids*. IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2018. **406**: p. 012047.
44. Czichos, R., et al., *Experimental and numerical studies of process variabilities in biaxial carbon fiber braids*. International Journal of Material Forming, 2020.
45. Böhler, P., A. Pickett, and P. Middendorf, *Finite element method (FEM) modeling of overbraiding*, in *Advances in Braiding Technology*, Y. Kyosev, Editor. 2016, Woodhead Publishing. p. 457-475.
46. Ravenhorst, J.H.v., *Design tools for circular overbraiding of complex mandrels*. 2018, University of Twente.
47. Hajrasouliha, J., et al., *Meso-macro numerical modeling of noncircular braided composite parts based on braiding process parameters*. Composite Structures, 2019. **224**.
48. FK., K., *composites*, in *Engineering materials handbook*, ASM and International, Editors. 1987.
49. Potluri, P., et al., *Geometrical modelling and control of a triaxial braiding machine for producing 3D preforms*. Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, 2003. **34**(6): p. 481-492.
50. Fouladi, A. and R. Jafari Nedoushan, *Prediction and optimization of yarn path in braiding of mandrels with flat faces*. Journal of Composite Materials, 2017. **52**(5): p. 581-592.
51. Melenka, G.W., M. Ivey, and J.P. Carey, *Working with the braided composite app*, in *Handbook of Advances in Braided Composite Materials*, J.P. Carey, Editor. 2017, Woodhead Publishing. p. 23-43.



52. Mazzawi, A., *The steady state and transient behaviour of two-dimensional braiding*. 2002, uOttawa.
53. Janakiev, N. *Framing Parametric Curves*. 2017; Available from: <https://janakiev.com/blog/framing-parametric-curves/>.
54. Ma, A.J.H.a.H., *Parallel transport approach to curve framing*. 1995.
55. al., D.-H.e., *Trimesh*. 2020.
56. others, S.G.a., *Shapely: manipulation and analysis of geometric objects*. 2007, toblerity.org.
57. Sean C. Gillies, H.B.e.a., *Rtree*. 2018.
58. *Embree*. 2017, Intel.
59. Ramachandran, P.a.V., G., *Mayavi: 3D Visualization of Scientific Data*. 2011, IEEE Computing in Science & Engineering.
60. Hunter, J.D., *Matplotlib: A 2D Graphics Environment*. Computing in Science & Engineering, 2007. **9**(3): p. 90-95.
61. *Radial braiding machine RF 1/144-100*. Available from: <https://herzog-online.com/portfolio-item/radial-braiding-machine-rf-1-144-100/>.
62. *KUKA KR 100-HA*, KUKA, Editor.
63. *KUKA Linear units*. Available from: <https://www.kuka.com/en-ca/products/robotics-systems/robot-periphery/linear-units>.
64. *Tenax filament yan*, TEIJIN, Editor.
65. Anderson, K. and J. Angeles, *Kinematic Inversion of Robotic Manipulators in the Presence of Redundancies*. The International Journal of Robotics Research, 2016. **8**(6): p. 80-97.

## ANNEXE A EXEMPLE DE PROGRAMME ROBOT

```

&ACCESS RVP
&PARAM TEMPLATE = C:\KRC\Roboter\Template\vorgabe
&PARAM EDITMASK = *
DEF M202_30_S_prog( )

EXT BAS (BAS_COMMAND :IN,REAL :IN )

GLOBAL INTERRUPT DECL 3 WHEN $STOPMESS==TRUE DO IR_STOPM ( )
INTERRUPT ON 3

;FOLD Initialise and set default speed
BAS (#INITMOV,0)
BAS (#VEL_PTP,100)
BAS (#ACC_PTP,20)
$VEL.CP=0.2
BAS (#TOOL,0)
BAS (#BASE,0)
;ENDFOLD

;;FOLD STARTPOS
;$BWDSTART = FALSE
;PDAT_ACT = PDEFAULT
;BAS(#PTP_DAT)
;FDAT_ACT = {TOOL_NO 0,BASE_NO 0,IPO_FRAME #BASE}
;BAS(#FRAMES)
;;ENDFOLD

$ADVANCE = 5

;FOLD ---- Quickly skip BCO ----
; PTP $AXIS_ACT
;ENDFOLD

;FOLD ---- GO HOME ----
; PTP {A1 0.000, A2 -90.000, A3 90.000, A4 0.000, A5 0.000, A6 0.000, E1 0, E2 0, E3 0, E4 0,
E5 0, E6 0}
;ENDFOLD

; Program generated by RoboDK v4.0.2 for KUKA KR 100 HA on 12/03/2020 14:40:04
; Using nominal kinematics.
; Using external axes

```

```

;
$BASE=EK(EX_AX_DATA[1].ROOT,EX_AX_DATA[1].EX_KIN,EX_AX_DATA[1].OFFSE
T)
; $ACT_EX_AX= 1
$BASE = {FRAME: X 0.000,Y 0.000,Z 0.000,A 0.000,B 0.000,C 0.000}
; BASE_DATA[0] = {FRAME: X 0.000,Y 0.000,Z 0.000,A 0.000,B 0.000,C 0.000}
; $BASE = BASE_DATA[0]
$TOOL = {FRAME: X 0.000,Y 0.000,Z 500.000,A -150.000,B 0.000,C 0.000}
; TOOL_DATA[1] = {FRAME: X 0.000,Y 0.000,Z 500.000,A -150.000,B 0.000,C 0.000}
; $TOOL = TOOL_DATA[1]
$ACC.ORI1 = 800.00000
$ACC.ORI2 = 800.00000
$VEL.ORI1 = 20.00000
$VEL.ORI2 = 20.00000
$ACC.CP = 3.00000
$VEL.CP = 0.15000
PTP $pos_act
PTP {A1 -59.25465,A2 -62.95492,A3 124.85344,A4 117.68627,A5 76.06601,A6 -125.34815,E1
2500.00000}
HALT
; Using external axes
;
$BASE=EK(EX_AX_DATA[1].ROOT,EX_AX_DATA[1].EX_KIN,EX_AX_DATA[1].OFFSE
T)
; $ACT_EX_AX= 1
$BASE = {FRAME: X 7750.000,Y 1140.000,Z 1275.500,A 90.000,B 0.000,C -90.000}
LIN {X 0.000,Y -277.390,Z 1056.746,A -90.000,B 30.000,C 180.000,E1 5500.00000} C_VEL
$VEL.CP = 0.01500
LIN {X 0.000,Y -277.390,Z 756.746,A -90.000,B 30.000,C 180.000,E1 5500.00000} C_VEL
HALT
setspeed(80)
$OUT[321]=TRUE
$OUT[325]=TRUE
$OUT[324]=FALSE
WAIT SEC 3.000
$VEL.CP = 0.01995
LIN {X 0.000,Y -277.390,Z 756.746,A -90.000,B 30.000,C 180.000,E1 5500.00000} C_VEL
$VEL.CP = 0.01995
LIN {X 0.000,Y 0.000,Z -146.597,A -90.000,B -0.000,C -180.000,E1 5500.00000} C_VEL
$VEL.CP = 0.01000
WAIT SEC 7.000
$OUT[321]=FALSE
$OUT[325]=FALSE
$OUT[324]=FALSE
HALT

; Using external axes

```

```

;
$BASE=EK(EX_AX_DATA[1].ROOT,EX_AX_DATA[1].EX_KIN,EX_AX_DATA[1].OFFSE
T)
; $ACT_EX_AX= 1
$BASE = {FRAME: X 7680.000,Y 1140.000,Z 1275.500,A 90.000,B 0.000,C -90.000}

$OUT[321]=TRUE
$OUT[325]=FALSE
$OUT[324]=TRUE
WAIT SEC 3.000
$VEL.CP = 0.01995
LIN {X 0.000,Y 0.000,Z 150.550,A -90.000,B -0.000,C -180.000,E1 5000.00000} C_VEL
$VEL.CP = 0.01995
LIN {X 0.000,Y 0.000,Z 154.566,A -90.000,B -0.000,C -180.000,E1 5000.00000} C_VEL
$VEL.CP = 0.01995
LIN {X 0.000,Y -277.390,Z 1053.894,A -90.000,B 34.000,C -180.000,E1 5000.00000} C_VEL
$VEL.CP = 0.01000
WAIT SEC 7.000
$OUT[321]=FALSE
$OUT[325]=FALSE
$OUT[324]=FALSE
HALT
$VEL.CP = 0.10000
LIN {X 0.000,Y -277.390,Z 1553.894,A -90.000,B 34.000,C 180.000,E1 5000.00000} C_VEL
; Using external axes
;
$BASE=EK(EX_AX_DATA[1].ROOT,EX_AX_DATA[1].EX_KIN,EX_AX_DATA[1].OFFSE
T)
; $ACT_EX_AX= 1
$BASE = {FRAME: X 0.000,Y 0.000,Z 0.000,A 0.000,B 0.000,C 0.000}
; BASE_DATA[0] = {FRAME: X 0.000,Y 0.000,Z 0.000,A 0.000,B 0.000,C 0.000}
; $BASE = BASE_DATA[0]
$VEL.CP = 0.15000
LIN {X 3900.000,Y 1160.000,Z 960.000,A -180.000,B -90.000,C 0.000,E1 2500.00000} C_VEL
END

```