

Titre: Résistance à la compression et au flambage des composites
Title: carbone/époxy à rigidité variable fabriqués par le procédé de
placement automatique des fibres

Auteur: Aymen Marouene
Author:

Date: 2015

Type: Mémoire ou thèse / Dissertation or Thesis

Référence: Marouene, A. (2015). Résistance à la compression et au flambage des composites
Citation: carbone/époxy à rigidité variable fabriqués par le procédé de placement
automatique des fibres [Ph.D. thesis, École Polytechnique de Montréal].
PolyPublie. <https://publications.polymtl.ca/1873/>

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

URL de PolyPublie: <https://publications.polymtl.ca/1873/>
PolyPublie URL:

**Directeurs de
recherche:** Rachid Boukhili
Advisors:

Programme: Génie mécanique
Program:

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

RÉSISTANCE À LA COMPRESSION ET AU FLAMBAGE DES COMPOSITES
CARBONE/ÉPOXY À RIGIDITÉ VARIABLE FABRIQUÉS PAR LE PROCÉDÉ DE
PLACEMENT AUTOMATIQUE DES FIBRES

AYMEN MAROUENE
DÉPARTEMENT DE GÉNIE MÉCANIQUE
ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

THÈSE PRÉSENTÉE EN VUE DE L'OBTENTION
DU DIPLÔME DE PHILOSOPHIÆ DOCTOR
(GÉNIE MÉCANIQUE)
AOÛT 2015

UNIVERSITÉ DE MONTRÉAL

ÉCOLE POLYTECHNIQUE DE MONTRÉAL

Cette thèse intitulée :

RÉSISTANCE À LA COMPRESSION ET AU FLAMBAGE DES COMPOSITES
CARBONE/ÉPOXY À RIGIDITÉ VARIABLE FABRIQUÉS PAR LE PROCÉDÉ DE
PLACEMENT AUTOMATIQUE DES FIBRES

présentée par : MAROUENE Aymen

en vue de l'obtention du diplôme de : Philosophiæ Doctor

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

M. VADEAN Aurelian, Doctorat, président

M. BOUKHILI Rachid, Doctorat, membre et directeur de recherche

M. TROCHU François, Ph. D., membre

M. ATARSIA Abdelatif, Ph. D., membre externe

DÉDICACE

*À mes parents,
À mes frères et sœurs,
À Amal,
Vous avez été toujours à mes côtés sans faille,
Merci infiniment...*

REMERCIEMENTS

« La reconnaissance est la mémoire du cœur. »

Hans Christian Andersen

Avant de s’immerger dans cette thèse, je tiens à exprimer ma profonde gratitude à des personnes exceptionnelles qui m’ont beaucoup soutenu, tant sur le plan professionnel qu’humain. Je ne trouve pas les mots pour dire à quel point elles ont joué un rôle important à mes côtés pour m’aider à mener à bien mes études de doctorat. Ces années de recherche ont été enrichies par la rencontre de personnes formidables et par des contacts humains que je considère comme étant les meilleurs dont j’ai pu bénéficier au cours de ma vie.

Ce travail de thèse a été réalisé au sein du département de génie mécanique, section Design et Fabrication de l’École Polytechnique de Montréal dans le cadre d’un projet CRIAQ qui a pour titre « COMP-413 : Optimum design of steered-tow composite structures via characterization of Automated Fiber Placement induced defects. », en collaboration avec Bombardier Aéronautique (BA), Composites Atlantic Limited (CAL), le Conseil national de recherches Canada (CNRC) et l’Université McGill.

J’en profite tout d’abord pour adresser ces quelques mots de remerciement à mon directeur de recherche, Monsieur Rachid Boukhili, professeur à l’École Polytechnique de Montréal, qui a placé sa confiance en moi pour réaliser ce projet très innovateur. Je te témoigne une gratitude particulière pour avoir su me guider et me conseiller au cours de la réalisation de mes recherches et de la rédaction de ma thèse. Tu as été un pilier essentiel à ce temple du savoir que constitue le fruit de mes recherches.

J’exprime aussi ma reconnaissance à tous les membres de l’équipe du Projet « COMP-413 ». Les nombreuses réunions auxquelles nous avons participé ensemble m’ont appris beaucoup de choses. Merci donc à Messieurs Damiano Pasini et Larry Lessard, professeurs à l’Université McGill ; à Messieurs Paul Trudeau, Hasan Salek et Kaven Croft, ingénieurs chez Bombardier Aéronautique ; au représentant de CAL, Monsieur Claude Baril. Je remercie également le personnel du CNRC, Messieurs Jihua Chen, Ali Yousefpour et Marc-Andre Oceau, qui m’a fabriqué les plaques composites qui ont été essentielles au succès de cette thèse.

Je remercie vivement les membres du jury, Messieurs François Trochu et Aurelian Vadean, professeurs à l’École Polytechnique de Montréal. Merci pour cet honneur. À l’examineur externe Monsieur Abdelatif Atrasia, directeur des ventes et du marketing chez Minicut International Inc. Merci pour cet honneur.

Mes remerciements vont également aux techniciens de la section de mécanique appliquée pour leur précieux soutien technique, et plus particulièrement à Monsieur Nour Aimène pour son aide lors de l'installation des jauges de déformation et à Monsieur Bénédic Besner pour le temps consacré au réglage des paramètres de la machine du test. Votre précieuse collaboration et votre disponibilité ont contribué à faire de mes recherches un succès. J'aimerais aussi souligner l'aide technique de Mme Isabelle Nowlan; qu'elle trouve ici l'expression de ma profonde gratitude.

Mes remerciements vont également au personnel du département de génie mécanique, section Design et Fabrication de l'École Polytechnique de Montréal. Je vous remercie de ces belles années passées en votre compagnie; chacun de vous a contribué, d'une manière ou d'une autre, à faire de cet espace de recherche un environnement exceptionnel.

Je remercie tout particulièrement mes collègues, mes colocataires et toutes les personnes que j'oublie; ce fut un plaisir de collaborer avec vous. Je pense particulièrement à mes stagiaires Kenza Lahlou, Samir Ounnas et Davide Colombo, à mes amis du Labos : Rim Ouadday, Pierre Legay, Lamine Koanda, José Ndzeno, Farid Gamdani, Mehdi Morada, Abdallah Hadji et Malek Adouni.

J'adresse également mes remerciements à mon pays, la Tunisie, pour sa contribution à ma formation; elle m'a permis de poursuivre mes études universitaires au Canada en me fournissant les ressources financières nécessaires. Que toutes les personnes qui m'ont permis de poursuivre mes études et mes recherches au Canada trouvent ici l'expression de ma sincère gratitude.

En dernier lieu, je remercie très sincèrement ma famille pour avoir cru en moi et m'avoir soutenu durant ces années de labeur.

Mes remerciements seraient incomplets si je ne faisais pas mention d'une personne très importante pour moi qui, depuis notre première rencontre, ne cesse de me soutenir et de m'encourager. Je pense à toi Amal.

RÉSUMÉ

La solution composite suscite un intérêt accru sans cesse croissant auprès de constructeurs aéronautiques, soucieux d'allier une faible consommation de carburant avec une bonne performance mécanique des composants d'aéronefs. Les composites à rigidité variable, où les fibres sont déposées selon les directions des efforts mécaniques, permettent d'ajuster les propriétés des produits finis aux exigences spécifiques d'une application donnée. Il est toutefois difficilement envisageable de placer manuellement des fibres suivant des trajectoires curvilignes du fait qu'une grande précision est indispensable. Plus récemment, l'arrivée des machines de placement automatique des fibres a rendu possible la construction de structures composites à rigidité variable, et cela avec un haut niveau de précision, de fiabilité et une meilleure reproductibilité. Toutefois, à cause de certaines caractéristiques spécifiques au procédé de placement automatique des fibres, des défauts surviennent sous forme des espacements (des gaps) et/ou des chevauchements (des over-laps) dans le produit fini. Ces défauts de fabrication soulèvent certaines inquiétudes chez les utilisateurs des matériaux composites qui se posent la question de savoir quel sera l'impact de ces défauts sur les performances mécaniques de leurs structures.

Ce travail de thèse s'inscrit dans le cadre d'un projet industriel CRIAQ, et se penche sur l'étude de l'effet des défauts intrinsèques au procédé de dépose automatisé des fibres sur les propriétés mécaniques en compression des matériaux composites.

Dans un premier temps, l'effet des défauts de fabrication sur la résistance à la rupture en compression des stratifiés composites traditionnels contenant un trou central a été étudié expérimentalement et numériquement. Des tests de compression ont été réalisés selon les recommandations de la norme ASTM D6484 sur des échantillons troués de dimensions normalisées, contenant des défauts de nature, d'orientation et d'emplacement différents. L'analyse des résultats de ces essais montre que l'effet d'un défaut dépend autant de sa nature que de son emplacement par rapport au centre du trou. Par ailleurs, une approche numérique basée sur la méthode d'analyse de la rupture progressive a été proposée afin de développer un modèle numérique capable de prédire l'effet des défauts de fabrication sur la résistance à la rupture des stratifiés conventionnels. Une bonne corrélation a été trouvée entre les prédictions issues de ce modèle et les données expérimentales. Ce modèle numérique a été ensuite utilisé pour réaliser une étude paramétrique portant sur l'influence du nombre des défauts ainsi que la largeur d'échantillon sur la résistance à la rupture. Les résultats de cette étude paramétrique ont apporté plus de lumière sur l'effet des défauts AFP sur la résistance

à la rupture des stratifiés composites, ce qui pourraient servir à un meilleur dimensionnement des structures composites.

Dans un deuxième temps, l'étude s'est penchée sur la compréhension du comportement en compression-flambage des matériaux composites à rigidité variable destinées à des applications aéronautiques. L'enjeu est d'évaluer, à travers une approche expérimentale, (i) l'intérêt dans l'utilisation du concept des fibres curvilignes pour la fabrication des structures composites stratifiées et (ii) l'effet des défauts intrinsèques au procédé de fabrication (gaps et over-laps) sur les performances structurales en flambage des stratifiés composites à rigidité variable. Pour ce faire, deux panneaux stratifiés constitués de 16 plis à fibres curvilignes sont fabriqués à l'aide du procédé de placement des fibres, et sont testés en compression sous un déplacement uniforme. Les deux panneaux ont la même séquence d'empilement mais l'un contient 100% de gaps et l'autre 100% d'over-laps. À des fins de comparaison, un panneau composite stratifié sans défauts et d'empilement quasi-isotrope a été également étudié. Par ailleurs, un nouveau dispositif expérimental spécifique a été développé avec pour objectif d'avoir des conditions aux limites de type simplement supportées. Les panneaux sont instrumentés au moyen de 16 jauges unidirectionnelles. En outre, 4 capteurs Laser de déplacement ont été utilisés pour suivre l'évolution de déplacement hors-plan des panneaux lors de l'expérimentation. Les essais de compression-flambage ont été effectués à l'aide d'une machine AMLSER en mode contrôle déplacement. Finalement, une procédure d'extraction des propriétés mécaniques à partir de données expérimentales a été mise en place, et les résultats sont comparés à ceux du stratifié traditionnel. Il a été conclu que le concept des fibres curvilignes permet une amélioration significative des performances structurales des matériaux composites.

Dans un troisième temps, une étude expérimentale et numérique de l'effet des gaps et over-laps sur les propriétés en flambage des stratifiés à rigidité variable a été menée. Pour tenir compte des limitations physiques de la machine de dépose automatique des fibres, une deuxième série des stratifiés composites a été fabriquée avec des chemins de fibres à un rayon de courbure constant correspondant à la limite maximale de la machine de drapage. Une série d'essais de compression-flambage a été effectuée à l'aide de dispositif développé précédemment. En parallèle d'expérimentale, un modèle numérique a été développé sous ABAQUS/Standard[®] par le biais de scripts écrits en langage Matlab[®] et Python[®]. L'effet des imperfections géométriques initiales et de la non-linéarité de comportement des matériaux composites sont pris en considération dans la modélisation numérique. Deux types d'analyse ont été conduits : une analyse linéaire avec comme objectif de déterminer les forces de flambement, et une analyse non-linéaire (Méthode de Riks) afin de reproduire le comportement en post-flambage des stratifiés étudiés. L'ensemble des résultats prédits par le modèle numérique était

en bonne concordance en comparaison avec les résultats expérimentaux.

Enfin, une étude de contrôle de la qualité des stratifiés composites fabriqués par le procédé de placement automatique des fibres a été effectuée. Elle comporte des essais de caractérisation physique et mécanique, ainsi que des observations macroscopiques des échantillons stratifiés contenant des défauts de fabrication. Les résultats de cette étude nous ont permis, d'une part, d'approfondir nos connaissances sur les effets des défauts sur les propriétés de design de structures composites et d'autre part, de rendre compte de certains aspects négligés lors de la modélisation numérique.

ABSTRACT

Variable stiffness designs, wherein the fibers are steered along curvilinear paths, allow the composite to be tailored to a wider range of properties compared to the conventional straight fiber laminates. The development of automated fiber placement machines enables the manufacturing of variable stiffness composite laminates with high accuracy, reliability, and better reproducibility. However, certain defects having the form of gaps (i.e., resin-rich areas) and/or overlaps (i.e., fiber-rich areas) are likely to occur inside the final product due to some specific features related to the manufacturing process. These manufacturing defects can have negative effects on the structural performance of variable stiffness laminated composites. Therefore, elucidating the effects of these defects is essential for the development of this promising design.

The present thesis addresses specific inherent defects induced by the automated fiber placement process. The main objective of this work was to investigate the effect of these defects on the compressive mechanical properties of composite laminates. This research project is part of a global project CRIAQ COMP-413 entitled: “Optimum Design of Steered-Tow Composite Structures via Characterization of Automated Fiber Placement Induced Defects”. The contribution of this thesis can be summarized as follow :

First, the effect of manufacturing defects on the open hole compression (OHC) strength of conventional composite laminates was experimentally and numerically studied. In the experiment part, several OHC tests were performed on a quasi-isotropic $[45/0/-45/90]_{3s}$ laminate containing gaps or overlaps oriented at 0° or 90° and centered on or shifted near the hole. It was concluded that the effect of defects depends as much on their type as on their location relative to the hole center. In the numerical part, a two-dimensional numerical model that simulates the presence of the gaps and overlaps and predicts their effects on the OHC strength was proposed. A good correlation was found between the experimental data and the numerical predictions. The numerical model was then used to perform a parametric analysis to examine the effect of the number of defects as well as the specimen width on the OHC strength. The obtained results of this parametric analysis have supported the possibility of optimizing embedded defects in regard to defect size and spatial distribution for better composite structure design.

Second, a detailed experimental investigation was conducted to characterize the buckling behavior of simply-supported variable stiffness composite laminates subjected to a uniform end-shortening. In order to minimize the occurrence of process-induced defects (i.e.,

gaps and overlaps), the so-called tow-drop method was adopted to manufacture variable stiffness composite panels. Two variable stiffness panels having the same lay-up were manufactured : one with 0% coverage (i.e., complete gaps) and the other with 100% coverage (i.e., complete overlaps). A quasi-isotropic $[45/0/-45/90]_{2s}$ laminate with straight fiber was also manufactured to serve as the baseline panel. A special device was manufactured and used in order to perform compression-buckling tests with simply-supported boundary conditions. The experimental results indicated clearly that both variable-stiffness panels exhibit better structural performance when compared to the quasi-isotropic baseline panel.

Third, an experimental and numerical investigation was conducted on the buckling and post-buckling behavior of variable stiffness composite laminates with a constant curvature fiber path. Fiber-steered laminates were manufactured and tested in uniaxial compression to failure with simply-supported edges. The tested panels are optimized to simultaneously maximize the in-plane stiffness and the buckling load. In parallel to experiment, a two-dimensional numerical model was built using a commercial finite elements package, ABAQUS/Standard[®] through script written in Python[®] language. A Matlab[®] routine was also implemented to localize gaps and overlaps inside studied variable stiffness laminates. A linear buckling analysis (or eigenvalue buckling) was performed to predict the pre-buckling strength and the critical buckling load for each tested composite laminate. Thereafter, a non-linear analysis using the Riks method was performed to plot the load-displacement responses for the studied laminates. The effect of initial geometric imperfections of cured composite laminates was considered. A good correlation was observed between the results obtained from the finite element simulations and the experiments.

Finally, a quality control investigation of the composite laminates manufactured by the automated fiber placement process was performed. This investigation includes physical and mechanical property tests, and both macro- and micro-scopic observations of laminated composites containing different manufacturing defects. The results obtained allowed us to deepen our knowledge about the effects of defects on the mechanical properties of composite structures as well as to account for some aspects neglected during the numerical modeling.

TABLE DES MATIÈRES

DÉDICACE	iii
REMERCIEMENTS	iv
RÉSUMÉ	vi
ABSTRACT	ix
TABLE DES MATIÈRES	xi
LISTE DES TABLEAUX	xv
LISTE DES FIGURES	xvii
LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS	xxi
LISTE DES ANNEXES	xxii
CHAPITRE 1 INTRODUCTION	1
1.1 Mise en contexte générale de la recherche	1
1.2 Problématique de la recherche	3
1.3 Cadre industriel de la thèse	3
1.4 Objectifs de la thèse	4
1.5 Organisation de la thèse	5
CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE	8
2.1 Introduction	8
2.2 Présentation générale du procédé de placement automatique des fibres	8
2.2.1 Description générale d'une machine de placement automatique des fibres	9
2.2.2 Processus de placement automatique des fibres	10
2.2.3 Domaines d'application	12
2.2.4 Contraintes de fabrication	14
2.3 Structures composites à rigidité variable	19
2.3.1 Définition d'une trajectoire de référence pour la dépose des fibres	19
2.3.2 Méthodes de fabrication d'un pli à fibres curvilignes	23

2.3.3	Problématiques liées à la fabrication d'un stratifié à fibres curvilignes par placement automatique des fibres	26
2.3.4	Optimisation de la trajectoire des fibres	29
2.4	Effet des défauts provoqués par le procédé de placement des fibres sur les performances des matériaux composites	30
2.4.1	Stratifiés composites à rigidité constante	30
2.4.2	Plaques Composites à rigidité variable	35
CHAPITRE 3 DESCRIPTION DE LA DÉMARCHE SCIENTIFIQUE		38
3.1	Article 1	38
3.2	Article 2	39
3.3	Article 3	40
CHAPITRE 4 ARTICLE 1: EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION ON THE OPEN-HOLE COMPRESSIVE STRENGTH OF AFP COMPOSITES CONTAINING GAPS AND OVERLAPS		43
4.1	Abstract	43
4.2	Introduction	44
4.3	Experimental procedure	45
4.3.1	Materials and panel manufacturing	45
4.3.2	Open-Hole Compression test	47
4.4	Numerical methodology for progressive damage and failure analyses as applied to defects-containing OHC specimens	49
4.4.1	Progressive damage analysis procedure	49
4.4.2	Finite element model development	51
4.4.3	Material properties degradation model	55
4.4.4	Implantation strategy of the damage model	57
4.5	Results and Discussion	57
4.5.1	Observation of the real defect geometry	57
4.5.2	Sensitivity to the number of elements	59
4.5.3	Comparison between experimental results and numerical predictions – effects of defects on OHC strength	60
4.5.4	Damage progression	64
4.6	Parametric analysis	66
4.7	Conclusion	68
4.8	Acknowledgements	69
4.9	References	70

CHAPITRE 5 ARTICLE 2: BUCKLING BEHAVIOR OF VARIABLE-STIFFNESS

COMPOSITE LAMINATES MANUFACTURED BY THE TOW DROP METHOD	73
5.1 Abstract	73
5.2 Introduction	74
5.3 Experimental procedures	76
5.3.1 Material and test panel manufacturing	76
5.3.2 Experimental compression-buckling test set-up	79
5.3.3 Instrumentation and data acquisition	80
5.4 Experimental results and discussions	82
5.4.1 Load vs. displacement response	82
5.4.2 Out-of-plane deflection	88
5.4.3 Strain gauges	89
5.5 Conclusions	95
5.6 Acknowledgements	95
5.7 References	96

CHAPITRE 6 ARTICLE 3: EFFECT OF GAPS AND OVERLAPS ON THE
BUCKLING BEHAVIOR OF AN OPTIMUM DESIGN OF VARIABLE-STIFFNESS

COMPOSITES LAMINATES - A NUMERICAL AND EXPERIMENTAL STUDY	99
6.1 Abstract	99
6.2 Introduction	100
6.3 Panel design and optimization	102
6.3.1 Panel design	102
6.3.2 Optimization procedure and solutions	105
6.4 Manufacturing procedure	106
6.5 Test set-up and instrumentation	107
6.6 Numerical analysis using the finite element method	109
6.6.1 Steered laminates model	109
6.6.2 Boundary conditions	109
6.6.3 Linear and Non-linear buckling analyses	109
6.7 Results and discussions	111
6.7.1 Buckling performance	111
6.7.2 Strains gauges responses	112
6.7.3 Failure performance	119
6.8 Concluding remarks	120
6.9 Acknowledgements	120

6.10	References	120
CHAPITRE 7 CONTRÔLE QUALITÉ DES COMPOSITES FABRIQUÉS PAR PLACEMENT AUTOMATIQUE DES FIBRES		123
7.1	Introduction	123
7.2	Matériaux étudiés	123
7.3	Manipulation expérimentale et résultats	124
7.3.1	Mesure de la densité	124
7.3.2	Pyrolyse	125
7.3.3	Observation au MEB	129
7.3.4	Digestion chimique de la matrice	130
7.3.5	Analyse statistique	132
7.3.6	Essais mécaniques	134
7.3.7	Contrôle qualité des panneaux à rigidité variable	139
CHAPITRE 8 DISCUSSION GÉNÉRALE		147
CHAPITRE 9 CONCLUSION ET PERSPECTIVES		150
9.1	Conclusions	150
9.2	Perspectives de l'étude	151
RÉFÉRENCES		153
ANNEXES		160

LISTE DES TABLEAUX

Tableau 2.1	Variation du rayon de courbure en fonction de la largeur du ruban pour une bande de largeur fixe de 102 mm	15
Tableau 2.2	Comparaison de l'effet des différents types de défauts sur les propriétés mécaniques des matériaux composites	32
Tableau 2.3	Synthèse des résultats des essais d'impact selon les paramètres globaux et locaux	34
Tableau 4.1	G40-800/5276-1 prepreg tape mechanical properties used in FE analysis	52
Tableau 4.2	5276-1 epoxy resin mechanical properties used in the FE analysis	52
Tableau 4.3	Prepreg tape material degradation model	56
Tableau 4.4	Epoxy resin material degradation model	57
Tableau 4.5	Effect of the number of elements on numerical value of laminate OHC strength for baseline specimen	59
Tableau 4.6	Comparison between experimental and numerical OHC strength results	60
Tableau 5.1	Stacking sequences of tested panels	76
Tableau 5.2	Mechanical properties of G40-800/5276-1 unidirectional carbon/epoxy prepreg	78
Tableau 5.3	Steered panels geometric characteristics	79
Tableau 5.4	Buckling characteristics of the steered panels	87
Tableau 5.5	Buckling performance of the steered panels	87
Tableau 6.1	Elastic properties of G40-800/5276-1 unidirectional carbon/epoxy prepreg	102
Tableau 6.2	Elastic properties of 5276-1 epoxy resin	102
Tableau 6.3	Geometric characteristics of the tested panels	107
Tableau 6.4	Comparison between experimental and numerical results	112
Tableau 6.5	Failure characteristics of the tested panels	119
Tableau 7.1	Résultats des mesures de la densité	125
Tableau 7.2	Résultats des essais de pyrolyse	126
Tableau 7.3	Résultats des essais de digestion	131
Tableau 7.4	Comparaison entre de la méthode de digestion et la méthode de pyrolyse pour la détermination du taux massique des fibres dans des matériaux composites carbone/époxy	132

Tableau 7.5	La loi de « <i>Student</i> »	132
-------------	------------------------------------	-----

LISTE DES FIGURES

Figure 1.1	Composition de la structure d'un A350.....	1
Figure 1.2	Le cockpit de l'avion de ligne CSeries.	4
Figure 2.1	Vue d'ensemble d'une machine AFP typique.	9
Figure 2.2	Tête robotisée d'une machine AFP.	10
Figure 2.3	Représentation schématique du principe du procédé de placement automatique des fibres (AFP)	11
Figure 2.4	Le fuselage d'un Hawker Beechcraft 400 Jet.....	12
Figure 2.5	La section 19 du fuselage d'Airbus A350 XWB.....	13
Figure 2.6	Flambement des rubans des fibres.....	14
Figure 2.7	Longueur de coupe minimale.	16
Figure 2.8	Placement à la main de rubans des fibres.....	16
Figure 2.9	Les différents types des défauts liés au procédé de placement automatique des fibres.....	18
Figure 2.10	Plaque rectangulaire de dimensions $a \times b$	20
Figure 2.11	Représentation d'une trajectoire de référence pour la dépose de fibres selon un rayon de courbure constant.	22
Figure 2.12	Exemple d'un pli construit selon la méthode des bandes en parallèle... ..	24
Figure 2.13	Exemple d'un pli conçu selon la méthode de la translation des bandes : (a) avec 100% gaps et (b) avec 100% overlaps.	25
Figure 2.14	Paramètre de couverture : (a) 0% de couverture (b) 50% de couverture et (c) 100% de couverture.	26
Figure 2.15	Méthode de déplacement des plis adjacentes ayant la même distribution d'angle d'orientation des fibres.	28
Figure 2.16	L'effet de déplacement des plis sur la variation de l'épaisseur d'un stratifié à rigidité variable.	28
Figure 2.17	Représentation graphique d'un échantillon en composite contenant un défaut de type gap.	31
Figure 2.18	Représentation schématique des spécimens des essais de compression après impact.	33
Figure 3.1	Démarche scientifique adoptée pour simuler un composite à rigidité variable.	42
Figure 4.1	Automated fiber placement process-induced defects.	46

Figure 4.2	General view of the laminate showing 6 defects, each defect within a [45/0/-45/90] sub-laminate, including a zoom of an overlap positioned on the 0° ply within a sub-laminate.....	48
Figure 4.3	Schematic illustration of various examined panel configurations.....	48
Figure 4.4	OHC specimen mounting in the OHC fixture.....	49
Figure 4.5	General flow diagram for progressive failure analysis.....	50
Figure 4.6	(a) The geometric model as developed using ABAQUS, and (b) Ply-by-ply through-thicknes view of region with gap defects.....	51
Figure 4.7	Finite element mesh and boundary conditions.....	53
Figure 4.8	Scanning electron microscopy images: (a) specimen with 0° gaps and (b) specimen with 0° overlaps.....	58
Figure 4.9	Illustration of the three different finite element meshes used in analysis.....	59
Figure 4.10	Effect of number of elements on distribution of damage variable associated with fiber buckling mode in 0° ply.....	60
Figure 4.11	Comparasion between experimental and numerical variation of OHC strengths for different defect configurations.....	61
Figure 4.12	Distribution of the axial strain as a function of the distance according to an axis perpendicular to the loading direction for the selected defect configurations.....	63
Figure 4.13	Strain amplitude at hole edge for different defect configurations.....	63
Figure 4.14	Distribution of damage by mode and ply orientation for baseline panel at maximum load.....	65
Figure 4.15	Predicted damage for 0° ply, a) 0° shifted gaps and b) 0° shifted overlaps.....	66
Figure 4.16	Defect (D) distribution across [45/0/-45/90] _{3s} laminate section associated with 0° plies.....	67
Figure 4.17	Effect of number of defects (n) on OHC strength variation.....	67
Figure 4.18	Effect of specimen width on OHC strength variation.....	68
Figure 5.1	Results of ACE simulations : (a) complete overlaps and (b) complete gaps.....	77
Figure 5.2	Examples of fiber-steered composite panels : (a) a quasi-isotropic panel, (b) a panel with complete overlaps, and (c) a panel with complete gaps.....	78

Figure 5.3	Initial geometric imperfections measured in tested panels : (a) quasi-isotropic panel ($R_{min} = -1.93, R_{max} = 1.78$), (b) panel with complete overlaps ($R_{min} = -1.62, R_{max} = 1.61$), and (c) panel with complete gaps ($R_{min} = -1.02, R_{max} = 0.94$).	79
Figure 5.4	A test specimen mounted in the support fixture.	80
Figure 5.5	Locations of the strain gauges (all dimensions are in millimeters).	81
Figure 5.6	Locations of the laser displacement sensors (all dimensions are in millimeters).	81
Figure 5.7	Load versus in-plane displacement curves for the tested panels: (a) quasi-isotropic panel, (b) panel with complete overlaps, and (c) panel with complete gaps.	86
Figure 5.8	Normalized out-of-plane deflection (w/h) vs. laser locations for different load-ratios (r_p): (a) Quasi-isotropic panel, (b) Panel with complete overlaps and (c) Panel with complete gaps.	91
Figure 5.9	Load versus in-plane strain at panel with complete overlaps at gauge locations 4 and 12.	92
Figure 5.10	Axial membrane strains for variable-stiffness panels: (a) Panel with complete overlaps, and (b) panel with complete gaps.	93
Figure 5.11	Axial membrane strains for variable-stiffness panels: (a) Panel with complete overlaps, and (b) panel with complete gaps.	94
Figure 6.1	(a) the course centerline, (b) the reference course boundaries with constant course width, and (c) the reference course boundaries with constant vertical distance (D).	104
Figure 6.2	Optimal fiber paths for maximum in-plane stiffness and buckling load.	106
Figure 6.3	Strain gauges locations (all dimensions are in millimeters).	108
Figure 6.4	Finite element model and boundary conditions.	110
Figure 6.5	Load-displacement curves: a) for panel with complete overlaps, b) for panel with complete gaps.	113
Figure 6.6	Normalized load vs. strain curves for panel with complete gaps at gauge locations (1-9) and (2-10).	115
Figure 6.7	Normalized load vs. strain curves at gauge locations (4-12) for: (a) panel with overlaps and (b) panel with gaps.	116
Figure 6.8	Normalized load vs. strain curves at gauge locations (3-11) and (5-13) for: (a) panel with overlaps and (b) panel with gaps.	117
Figure 6.9	Normalized load vs. strain curves at gauge locations (4-12) and (8-16) for: (a) panel with overlaps and (b) panel with gaps.	118

Figure 7.1	Balance électronique de type <i>METTLER AE240</i>	124
Figure 7.2	Les échantillons dans des creusets en céramique placés au four.....	126
Figure 7.3	Résultats des essais de pyrolyse ($T = 500^{\circ}\text{C}$).....	127
Figure 7.4	Résultats des essais de pyrolyse ($T = 600^{\circ}\text{C}$).....	128
Figure 7.5	Images MEB prises pour des échantillons pyrolysés à différentes températures (T) et durées de pyrolyse (t).....	129
Figure 7.6	Les différents étapes de la procédure de digestion chimique de la matrice.....	131
Figure 7.7	Histogramme des différences de moyennes (avec H_0 et 95% I.C. de la différence).	133
Figure 7.8	Caractéristiques géométriques des échantillons de compression (toutes les dimensions sont en mm).	134
Figure 7.9	Dispositif de fixation type ASTM D695 Boeing modifié.	135
Figure 7.10	Variation de la résistance ultime en compression en fonction de type de défaut.	135
Figure 7.11	Courbes charge-flèche pour de différents rapports (L/h).	137
Figure 7.12	Variation de la contrainte maximale en flexion en fonction du rapport (L/h).	137
Figure 7.13	Variation de module apparent en fonction de type de défaut.....	138
Figure 7.14	Variation de la résistance ultime en fonction de type de défaut.....	138
Figure 7.15	Micrographie optique d'une coupe transversale d'un échantillon avec 100% gaps (grossissement $0.68\times$).....	141
Figure 7.16	Micrographie optique des gaps (détail A, grossissement $50\times$).	142
Figure 7.17	Micrographie optique des gaps (détail B, grossissement $50\times$).	142
Figure 7.18	Micrographie optique d'une coupe transversale d'un échantillon avec 100% over-laps.	143
Figure 7.19	Micrographie optique d'un défaut accidentel dans un échantillon avec 100% over-laps (détail A, grossissement $50\times$).	143
Figure 7.20	Micrographie optique d'une zone riche en résine dans un échantillon avec 100% over-laps (détail B, grossissement $50\times$).	144
Figure 7.21	Micrographie optique d'un over-lap après découpe des rubans (détail C, grossissement $50\times$).	144
Figure 7.22	Comparaison des distributions de l'épaisseur selon la plaque.....	146
Figure 7.23	Comparaison de la variation de la fraction massique des fibres selon la plaque.....	146

LISTE DES SIGLES ET ABRÉVIATIONS

AFP	Automated Fiber Placement
ASTM	American Society for Testing and Materials
FW	Filament Winding
OHC	Open Hole Compression
OHT	Open Hole Tension
m	masse
MEB	Microscope électronique à balayage
EF	Méthode des Éléments Finis
V_f	Taux volumique des fibres
V_v	Taux volumique de vide
w_f	Taux massique des fibres
θ	Angle d'orientation des fibres d'un lamina
ρ_f	Masse volumique des fibres
ρ_r	Masse volumique de la résine
ν_{12}	Coefficient de poisson majeur
G_{12}	Module de cisaillement longitudinal d'un lamina
E_{11}	Module d'élasticité d'un lamina dans le sens longitudinal des fibres
E_{22}	Module d'élasticité d'un lamina dans le sens transversal des fibres
P_{cr}	Charge critique au flambage d'une structure
P_f	Charge de la rupture d'une structure

LISTE DES ANNEXES

Annexe A	Dispositif de fixation	160
Annexe B	Script Python	161

CHAPITRE 1 INTRODUCTION

1.1 Mise en contexte générale de la recherche

Pour rester compétitives sur le marché mondial en pleine évolution, les grandes compagnies aériennes devront pouvoir répondre à la fois aux exigences de plus en plus sévères en terme de sécurité ainsi qu'à la maîtrise de la consommation énergétique. Ces facteurs ont incité les fabricants d'aéronefs à orienter la recherche vers le développement de structures légères présentant de meilleures performances mécaniques. Or, grâce à leurs caractéristiques mécaniques et physiques particulières, les matériaux composites répondent de façon satisfaisante à ces exigences. C'est pour cette raison d'ailleurs que les matériaux composites gagnent de plus en plus du terrain dans la fabrication des structures aéronautiques au détriment des matériaux métalliques. En effet, les matériaux composites sont actuellement présents, non seulement dans les structures secondaires d'avions, mais aussi dans les structures primaires. L'exemple le plus frappant de ces dernières années est le fuselage du Boeing 787 Dreamliner, principalement réalisé en matériaux composites à hautes performances (Cairns et al., 1993; Dirk et al., 2012). En outre, la structure primaire du futur Airbus A350, le nouvel espoir industriel de l'Europe, est fabriquée avec près de 53% en masse de matériaux composites à base des fibres de carbone qui le rendent plus léger, plus efficace et plus écologique (cf. Figure 1.1).

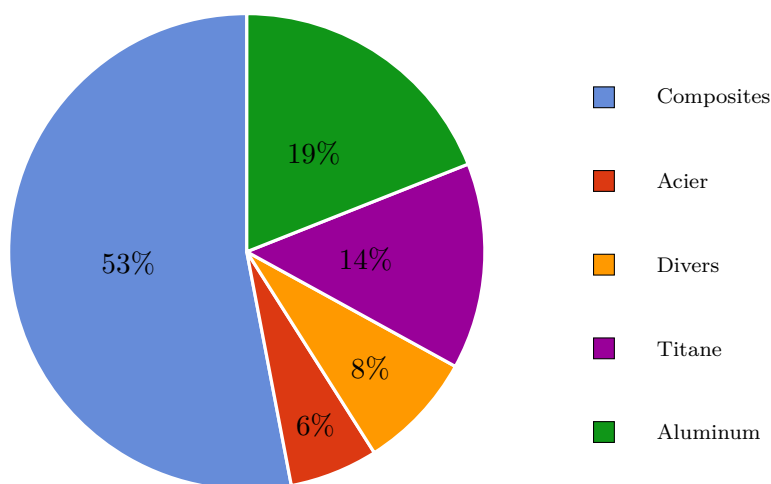


Figure 1.1 Composition de la structure d'un A350 (source Airbus).

Un matériau composite est, par définition, un matériau constitué d'un mélange hétérogène d'au moins deux constituants présentant des propriétés physiques et/ou chimiques différentes qui, lorsqu'ils sont combinés, permettent d'obtenir un matériau aux caractéristiques distinctes de celles de ses constituants, et dont les propriétés spécifiques sont beaucoup plus supérieures que celles des matériaux traditionnels. La forme élémentaire d'un matériau composite est une couche constituée d'un renfort fibreux et d'une résine (matière plastique). Le renfort permet à la structure de supporter les charges mécaniques tandis que la résine permet la transmission des efforts au sein de la structure. Celle-ci permet également de maintenir le renfort en place et de donner son design à la structure. Chaque couche en composite est caractérisée par : (i) le type de matériau (fibre et/ou matrice), (ii) l'épaisseur et (iii) l'angle d'orientation des fibres.

L'empilement de plusieurs couches selon la direction de l'épaisseur constitue ce qu'on appelle un stratifié en composites (Altenbach, 2011). Un concepteur de structures en composites peut ainsi ajuster la séquence d'empilement (en d'autres termes, l'orientation des plis) selon ses besoins pour améliorer les performances structurales de leur design : une caractéristique impossible avec les matériaux métalliques.

En outre, la solution composite permet également de construire des structures à rigidité variable où il est possible de faire varier la rigidité de la pièce afin d'accommoder au mieux les champs de contraintes. On obtient ainsi une meilleure résistance locale qui se répercute à l'échelle de la pièce. Il existe plusieurs approches pour obtenir des panneaux en composites à rigidité variable (Ribeiro et al., 2014). Les approches les plus répandues consistent à :

- Faire varier la fraction volumique des fibres (Kuo, 2011; Murugan et al., 2012) ;
- Ajouter ou retirer des plis de manière à faire varier l'épaisseur de la pièce en fonction de la répartition des contraintes (Cairns et al., 1999; Her, 2002) ;
- Ajouter des raidisseurs de différentes formes (Teter and Kolakowski, 2005; Sliseris and Rocens, 2013).

Ces approches, malgré leur pertinence, sont toutefois propices à des concentrations de contraintes. On peut également mentionner, dans le cas des panneaux composites raidis, les difficultés liées à la fixation des raidisseurs sur le stratifié ou encore l'encombrement qui peut se révéler problématique dans certaines applications.

Une nouvelle alternative pour faire varier la rigidité locale des stratifiés en composites consiste à modifier l'alignement des fibres autour des régions à forte concentration de contrainte (Hyer and Charette, 1991; Hyer and Lee, 1991). Cette approche de conception des matériaux composites permet d'augmenter considérablement les performances des pièces sous différents types de sollicitations avec un gain supérieur de poids comparativement aux composites

conventionnels. Toutefois, il est difficilement envisageable de déposer manuellement des fibres selon des trajectoires curvilignes dans la mesure où une grande précision est indispensable. Ainsi, les efforts de la recherche scientifique, aussi bien au niveau académique qu'industriel, sont axés sur le développement de nouvelles technologies de fabrication qui permettent de réaliser des structures en matériaux composites à fibres curvilignes.

Au cours des dernières années, des progrès réalisés dans le domaine des procédés de fabrication automatisée ont rendu possible la construction de composites à fibres curvilignes. En effet, l'apparition des machines de placement automatisé des fibres (AFP) a rendu possible la dépose des fibres selon des trajectoires curvilignes. L'utilisation de ce nouveau procédé de mise en forme des matériaux composites a non seulement l'avantage de produire des pièces en composites à fibres curvilignes, et ceci, avec un haut niveau de précision, de fiabilité et une excellente reproductibilité de résultats, mais aussi celui de réduire considérablement les coûts généraux de production en limitant le temps total de production. Ces avantages ont encouragé les grands constructeurs du secteur aéronautique à utiliser davantage les matériaux composites dans leurs futurs avions.

1.2 Problématique de la recherche

Comme nous l'avons mentionné plus haut, le concept de positionnement des fibres selon des trajectoires curvilignes a permis d'agrandir les champs de design et de réaliser des designs qui étaient autrefois impossibles. Toutefois, malgré ces avantages prometteurs, des défauts intrinsèques (gaps et over-laps) associés à ce nouveau concept d'alignement des fibres, et dont les effets sur les propriétés mécaniques des structures aéronautiques en matériaux composites sont, de nos jours, peu ou mal connus, soulèvent certaines inquiétudes chez les fabricants d'aéronefs. Ceux-ci se questionnent au sujet de l'impact de ces défauts sur les performances structurales des matériaux composites à rigidité variable.

1.3 Cadre industriel de la thèse

Dans le cadre d'un intérêt particulier pour la production automatisée des matériaux composites à hautes performances, le Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale au Québec (CRIAQ) a lancé le projet « COMP-413 » intitulé « Optimum design of steered-tow composite structures via characterization of Automated Fiber Placement induced defects » qui doit aboutir à l'optimisation du design des structures aéronautiques en matériaux composites à rigidité variable fabriquées à l'aide du procédé AFP. Précisément, le cockpit de l'avion de ligne CSeries (cf. Figure 1.2). Les objectifs sont multiples et les études sont menées

conjointement entre le Consortium de recherche et d'innovation en aérospatiale du Québec (CRIAQ) et des partenaires industriels et universitaires dont : Bombardier Aéronautique (BA), Composites Atlantic Limited (CAL), l'Institut de recherche aérospatiale du Conseil National de Recherches Canada (CNRC), l'Université McGill et l'École Polytechnique de Montréal (EPM).



Figure 1.2 Le cockpit de l'avion de ligne CSeries (source Bombardier).

1.4 Objectifs de la thèse

Ce projet industriel comporte plusieurs aspects, qui s'articulent principalement autour du développement des structures composites à fibres curvilignes fabriquées par le procédé AFP :

- Un aspect « Design et Optimisation » ;
- Un aspect « Fabrication » ;
- Un aspect « Caractérisation mécanique et Contrôle qualité ».

Ces différents aspects sont complémentaires et s'inscrivent dans le cadre général de la philosophie de développement et de la certification d'un nouveau produit.

Cette étude s'inscrit plus particulièrement autour de l'axe « Caractérisation mécanique et Contrôle qualité » des structures en matériaux composites à rigidité variable fabriquées par la technologie AFP. L'objectif principal de ce projet de thèse est d'évaluer l'effet de défauts intrinsèques au procédé AFP sur les caractéristiques mécaniques en compression des matériaux composites à rigidité variable. Ce travail est essentiel pour exploiter au mieux les potentiels possibles de la technologie AFP dans la fabrication de pièces aéronautiques en composites à hautes performances.

Afin de parvenir à atteindre cet objectif général, quatre objectifs spécifiques ont dû être déterminés et formulés :

- Objectif 1 : Étudier expérimentalement et par la méthode d'éléments finis l'effet des défauts intrinsèques au procédé AFP sur la résistance à la rupture en compression des stratifiés composites traditionnels troués ;
- Objectif 2 : Évaluer l'effet de positionnement des fibres selon des trajectoires curvilignes sur les caractéristiques mécaniques en flambage des structures en matériaux composites ;
- Objectif 3 : Étudier expérimentalement et par la méthode des éléments finis l'effet des défauts induits par le procédé AFP sur les propriétés mécaniques en flambage des structures composites à rigidité variable ;
- Objectif 4 : Mettre au point une approche expérimentale simple et peu coûteuse pour le contrôle de la qualité des structures en matériaux composites fabriquées par une machine AFP.

1.5 Organisation de la thèse

La présentation de ce travail est divisée en neuf chapitres :

Le premier chapitre présente l'introduction dans laquelle nous spécifions, de façon générale, le cadre de notre étude.

Dans le deuxième chapitre, une étude bibliographique détaillée est effectuée sur la nouvelle technologie de fabrication automatique des matériaux composites : le procédé AFP, et sur la construction composite à rigidité variable. Cette revue est composée de quatre parties principales. Le principe, les avantages et les limitations du procédé AFP sont dans un premier temps détaillés. La deuxième partie traite des différentes approches industrielles utilisées actuellement pour la fabrication par AFP des structures aéronautiques en matériaux composites à rigidité variable. La troisième partie explique, quant à elle, l'origine des défauts (gap et over-lap) induits lors de la phase de fabrication. Finalement, la dernière partie présente l'ensemble des travaux de recherche réalisés pour comprendre l'effet de ces défauts sur les propriétés mécaniques des matériaux composites et plus particulièrement les composites à rigidité variable.

Le troisième chapitre expose, quant à lui, la démarche scientifique qui a été adoptée dans ce travail de thèse afin d'atteindre nos objectifs de départ.

Le quatrième chapitre présente un premier article intitulé « Experimental and numerical investigation on the open-hole compressive strength of AFP composites containing gaps

and overlaps ». Dans cet article, une étude expérimentale et des simulations numériques de l'effet des défauts intrinsèques au procédé AFP sur la résistance en compression des stratifiés composites troués ont été réalisées. Dans un premier temps, une série d'essais de compression a été réalisée sur des stratifiés traditionnels, troués, contenant des défauts de nature, de géométrie et d'emplacements différents. Dans un deuxième temps, une modélisation numérique par éléments finis de l'effet des défauts de fabrication sur la résistance ultime en compression des stratifiés troués est développée. Un modèle de rupture progressive a été implémenté dans un code de calculs par éléments finis Abaqus/Standard[®] via une sous-routine utilisateur USDFLD écrit en langage Fortran. Les prédictions numériques sont ensuite confrontées aux données expérimentales. Finalement, une étude paramétrique portant sur le nombre des défauts et la largeur d'échantillon a été réalisée pour apporter plus d'éclaircissement concernant l'effet des défauts sur la résistance ultime des stratifiés composites troués.

Le cinquième chapitre présente un deuxième article intitulé « An experimental analysis of the effect of AFP defects on buckling behavior of variable stiffness composites laminates ». L'objectif de ce chapitre est double : d'une part, évaluer l'intérêt du positionnement des fibres selon des trajectoires curvilignes sur les performances structurales des matériaux composites stratifiés à fibres longues et, d'autre part, quantifier l'effet des défauts de type gap et overlaps sur les propriétés mécaniques en flambage des stratifiés composites à rigidité variable. Ce chapitre propose, entre autres, une méthodologie expérimentale pour la réalisation et l'analyse des résultats d'un essai de compression-flambage.

Le sixième chapitre présente un troisième article intitulé « Effect of gaps and overlaps on the buckling behavior of an optimum design of variable stiffness composites laminates – A numerical and experimental study ». Dans ce chapitre, une étude expérimentale et numérique a été réalisée pour examiner l'effet des défauts de type gap et over-lap sur le comportement en flambage des stratifiés en composites avec des chemins de fibres à courbure constante. Dans ce travail, un code Matlab[®] a été créé pour détecter les positions des défauts dans les stratifiés étudiés. Ce code est implémenté dans un code de calcul par éléments finis développé sur l'environnement Abaqus[®] pour calculer les propriétés en flambage des stratifiés étudiés en tenant compte de la présence des défauts de fabrication par AFP. L'effet des imperfections géométriques initiales des panneaux aussi bien que la non-linéarité du matériau sont pris en compte lors de la modélisation numérique. Finalement, une comparaison entre les résultats expérimentaux et les simulations numériques est établie.

Le septième chapitre s'inscrit, quant à lui, dans le domaine d'inspection et de contrôle de la qualité des matériaux composites fabriqués par le procédé AFP. À ce stade, nous avons

décidé d'amener l'analyse à l'échelle microscopique des matériaux. Cela nous a permis de vérifier certaines hypothèses utilisées dans la simulation numérique et aussi d'améliorer notre compréhension du procédé AFP.

Enfin, une discussion générale est présentée dans le huitième chapitre suivie par une conclusion qui viendra mentionner brièvement les points importants de ce travail de recherche afin d'en rappeler la contribution scientifique et nous permettra de poser des jalons de perspectives pour continuer à améliorer les connaissances et maîtrises du procédé AFP.

CHAPITRE 2 REVUE DE LITTÉRATURE

2.1 Introduction

Cette revue bibliographique comprend trois grandes parties. La première partie est consacrée au procédé de placement automatique des fibres (AFP). Elle débutera ainsi avec une description plutôt générale de la technologie AFP. Par la suite, une description d'une machine AFP nous permettra d'expliquer et de détailler le principe du processus de fabrication des structures composites par AFP. Les principaux domaines d'application de cette nouvelle technologie sont ensuite présentés, suivis des limitations physiques d'une machine AFP et des défauts de fabrication susceptibles de se produire dans un composite lors du processus de positionnement automatique des fibres. La seconde partie, quant à elle, s'intéresse à la présentation des matériaux composites non conventionnels (à fibres curvilignes). Ainsi, les différentes approches mathématiques utilisées pour définir une trajectoire maîtresse des fibres et les méthodes de fabrication des structures en matériaux composites non conventionnels sont expliquées. La dernière partie de ce chapitre porte enfin sur le comportement mécanique structural des matériaux composites fabriqués par AFP. L'effet des défauts générés par le processus AFP sur les performances structurales des matériaux composites sera expliqué, et plus particulièrement, sur les performances des composites non conventionnels.

2.2 Présentation générale du procédé de placement automatique des fibres

Le concept du processus de placement automatique des fibres (Automated Fiber Placement, AFP) fut envisagé vers la fin des années 1970 (Grant and Martin, 2003). Ce concept était très semblable à celui de l'enroulement filamentaire (Filament winding, FW), mais fut imaginé dans le but de surmonter les limitations liées à ce dernier. L'enroulement filamentaire est le concept original d'un processus automatisé pour la fabrication des structures en matériaux composites, cependant celui-ci comporte plusieurs limitations en ce qui concerne la fabrication de pièces aéronautiques. En effet, l'enroulement filamentaire est associé à la conception de pièces de forme cylindrique, alors que les pièces aéronautiques le sont rarement (Michael et al., 1993).

Au début des années 1990, les plus grands constructeurs mondiaux de machines-outils ont contribué fortement au développement de la technique de dépose de fibres. Cincinnati Milacron (CM), le premier fournisseur au monde d'outillages et d'équipements requis pour la dépose automatique de fibres pré-impregnées, est la première entreprise de machines-outils à

avoir commercialisé les machines de positionnement automatique de fibres en 1990. Ingresoll, l'un des grands fabricants de machines de drapage et de placement de fibres, a commercialisé sa première machine en 1995 (Grant and Martin, 2003).

2.2.1 Description générale d'une machine de placement automatique des fibres

Une machine AFP est une cellule robotisée à plusieurs axes de mouvement permettant de se mouvoir dans toutes les directions de l'espace. Cette machine est contrôlée par un système de programmation hors-ligne (OLP). Ce dernier prend en considération de nombreux éléments, tels que : la représentation spatiale des solides, le rendu graphique des objets, la détection des collisions, la planification de parcours et la simulation dynamique (Olsen and Craig, 1993). Une machine AFP typique est présentée à la Figure 2.1.



Figure 2.1 Vue d'ensemble d'une machine AFP typique.

La configuration d'une machine AFP dépend certainement du type de la géométrie de la surface à fabriquer. Cependant, certains éléments principaux sont communs à toutes les machines (Dirk et al., 2012) :

- Tête de placement ;
- Plateforme machine automatisée ;
- Un contrôle électronique et un logiciel.

La tête de placement (présentée à la Figure 2.2) s'occupe du guidage, du chauffage, de la consolidation, de la coupe, et du placement des fibres sur la surface d'un moule. La tête est

conçue pour être montée sur une plate-forme automatisée qui est habituellement une pièce commercialement disponible, mais peut aussi être un bras articulé qui permettra une plus grande liberté de mouvement (Johnston et al., 1997).



Figure 2.2 Tête robotisée d'une machine AFP.

2.2.2 Processus de placement automatique des fibres

Lors du processus de placement automatisé, des rubans de fibres pré-imprégnées sont alimentés depuis un cantre (porte-bobine) assemblé au robot vers le rouleau d'application de la tête de placement via des systèmes spécifiques d'acheminement et de guidage. La vitesse à laquelle passent les rubans est contrôlée pour chacun d'eux. En d'autres termes, chaque ruban se dépose à sa propre vitesse, ce qui permet d'étendre le matériau sur des surfaces courbes et de garder un vrai angle d'orientation de rubans de 0° sur les surfaces de géométrie complexe.

Dans la tête robotisée, les rubans sont regroupés en une seule bande de fibres, puis consolidés localement lors de leur dépose sur la surface de l'outillage. Les rubans sont généralement d'une largeur de 3.175, 6.350 ou 12.7 mm (0.125, 0.375 ou 0.5 pouce), et la tête robotisée offre la possibilité, selon la configuration de la machine, de placer simultanément en multiples de 12, 24 ou 32 rubans. En outre, la tête de placement a également la possibilité de couper un ruban, de continuer à en placer d'autres et de redémarrer le ruban coupé ultérieurement (DeVlieg et al., 2007; Izco et al., 2006). Cela implique que la largeur de la bande de fibres puisse varier durant le processus de fabrication et ceci peut être fait en fonction de la géométrie de la pièce

à réaliser. Cette caractéristique est très utile pour la fabrication de fuselages possédant des fenêtres ou de grosses ouvertures tels qu'un fuselage arrière ou encore pour la peau des ailes qui possèdent une grande variation d'épaisseur.

La bande de rubans est ensuite chauffée afin de lui donner de bonnes propriétés adhésives et permettre ainsi une meilleure adhésion au moule ou aux fibres sur lesquelles elle est déposée. De nombreuses techniques de chauffage sont actuellement utilisées pour chauffer les rubans à matrice thermoplastique et les plus courantes sont : le laser, la radiation infrarouge ou les torches (Felderhoff and Steiner, 1993). L'étude de l'effet de chacune de ces techniques sur la qualité du produit fini fabriqué par AFP est actuellement un sujet qui fait l'objet de nombreux débats au sein de la communauté scientifique.

Les rubans, ayant été placés sur la surface du moule, subissent des compactages intermédiaires pour évacuer progressivement l'air emprisonnée entre les plis de fibres déposées. Ce compactage est assuré grâce à une pression continue de la tête de placement de fibres. Des capteurs de pression sont utilisés pour permettre au rouleau de compaction d'appliquer une pression suffisante sur le matériau. Finalement, une fois que les différents plis sont appliqués selon la séquence de drapage décidée, la pièce est mise sous vide en sac, puis placée dans un autoclave pour compléter la polymérisation de la résine et ainsi obtenir un taux de compaction suffisant pour le laminé. Une représentation schématique simplifiée du procédé AFP est illustrée à la Figure 2.3.

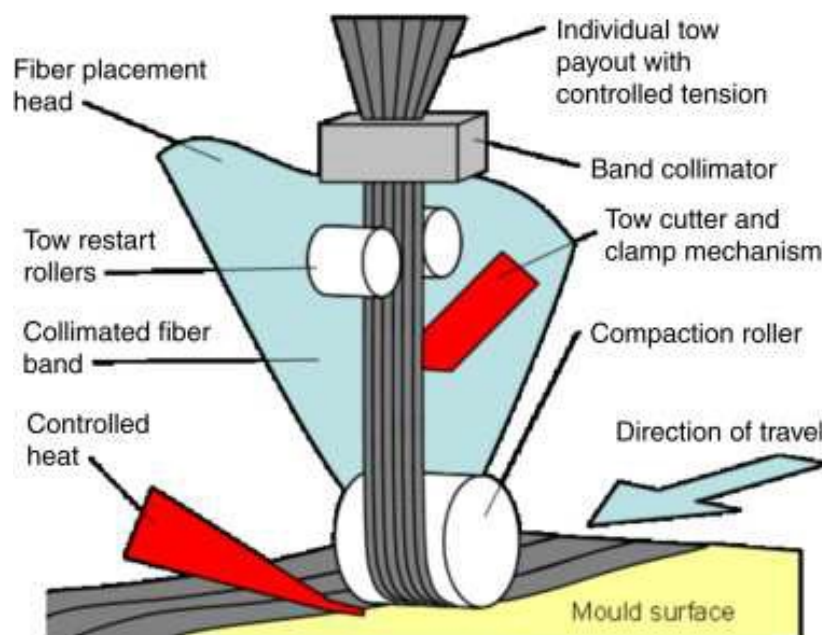


Figure 2.3 Représentation schématique du principe du procédé de placement automatique des fibres (d'après (Debout et al., 2011)).

2.2.3 Domaines d'application

La technologie AFP s'est améliorée considérablement au cours des trois dernières décennies et est utilisée actuellement par plusieurs grands manufacturiers aéronautiques (Evans, 1998). La première compagnie à utiliser la technologie AFP fut Boeing Helicopters au début des années 90 (Brarth, 1990). Ensuite, dans les années 2000, la technologie AFP fut principalement utilisée pour des applications militaires. Le F/A-18 E/F Super Hornet utilise le procédé AFP dans la fabrication des peaux des composites sandwichs utilisés pour le fuselage arrière et les stabilisateurs (Gürdal and Olmedo, 1993). Le C-17 Globemaster l'utilise également pour la soufflante et la gousse du train d'atterrissage (Grant and Martin, 2003).

D'autre part, Boeing et Hercules ont appliqué le processus AFP pour la fabrication du fuselage arrière du Bell/Boeing V22 Osprey. Une telle structure, qui fut à l'origine composée de neuf panneaux fabriqués par drapage manuel des fibres, peut aujourd'hui être fabriquée en une seule structure monolithique grâce au procédé AFP. Cela permet ainsi de réduire le nombre d'éléments de fixation de 34%, de réduire le travail de finition et d'assemblage de 53% ainsi que les pertes de matières de 90% (Evans, 1998; Measom and Sewell, 1996).

Le procédé AFP est également utilisé pour la production de plusieurs avions commerciaux. Raytheon Aircraft l'utilise pour la fabrication des sections de fuselage pour ses jets d'affaires (le Raytheon Premier I et le Hawker Beechcraft 4000 (cf. Figure 2.4)). L'utilisation de cette conception améliorée lui a permis de réaliser des économies de poids, des économies de matières, de réduire le nombre de pièces et d'améliorer la qualité de ces produits (Morey, 2008).



Figure 2.4 Le fuselage d'un Hawker Beechcraft 400 Jet (d'après (Black)).

Les tendances ces dernières années témoignent également d'un intérêt croissant pour le procédé AFP. En effet, la plupart des fabricants d'aéronefs civils ont récemment adopté le procédé AFP pour la fabrication de nombreux composants (Roeseler et al., 2007; Marsh, 2011). Par exemple, Boeing a profité des plus récentes machines de placement de fibres d'Ingersoll pour fabriquer les sections 44 et 46 du fuselage de leur Boeing 787 Dreamliner. Chaque section a une longueur de l'ordre de 10 m, un diamètre d'environ 6 m et contient environ 2000 kg de fibres de carbone.

Toujours dans le même contexte, la compagnie Airbus utilise le procédé AFP pour la fabrication des fuselages de leur future génération d'avion A350 – XWB (cf. Figure 2.5). Grâce à un haut niveau d'automatisation, la technologie AFP a permis de produire de grandes structures complexes avec une qualité supérieure et une plus grande répétabilité, tout en réduisant les coûts de main-d'œuvre et la quantité de matières de déchets produits (Morey, 2008; McCarville et al., 2008).



Figure 2.5 La section 19 du fuselage d'Airbus A350 XWB (d'après (Calvo)).

Toutefois, l'investissement dans une telle technologie est important et donc ne s'applique que quand il peut être économiquement justifié. Les avions ont souvent une vie de service de plus de 60000 heures de vol et des millions de milles nautiques (IJsselmuiden, 2011). Les grandes économies des coûts d'exploitation peuvent être réalisées en réduisant le poids des structures et les intervalles de maintenance.

Ceci étant dit, il est important de noter que plusieurs projets industriels visant à réduire les coûts des machines AFP sont également en cours de développement, tout en augmentant la fiabilité et la cadence de production, ce qui conduira forcément à élargir le champ

d'application de AFP (Calawa and Nancarrow, 2007; Schledjewski, 2009). En effet, le procédé AFP est devenu une solution alternative séduisante pour d'autres secteurs d'activités, tels que l'industrie maritime et celles de l'automobile et de l'énergie éolienne, qui commencent à intégrer le procédé AFP dans leur environnement de production.

2.2.4 Contraintes de fabrication

Malgré plusieurs avantages, notamment en termes de productivité et de gain en matériaux, le procédé de placement automatique des fibres est confronté à certaines limitations.

Rayon de courbure minimal

Le rayon de courbure minimal dépend des propriétés des matériaux utilisés. Certes, comme les fibres ont généralement de petits diamètres par rapport à leur longueur (i.e., les fibres ont de très faibles facteurs de forme), elles sont très propices au flambement. Ainsi, lorsque des fibres suivent une trajectoire curviligne dont le rayon de courbure est trop petit, une force latérale trop grande cause le flambement des fibres (Tatting and Gürdal, 1998). Cette ondulation locale pourrait diminuer la qualité du stratifié tel que le montre la Figure 2.6, et on peut certainement s'attendre à une diminution des propriétés mécaniques de la pièce finie.

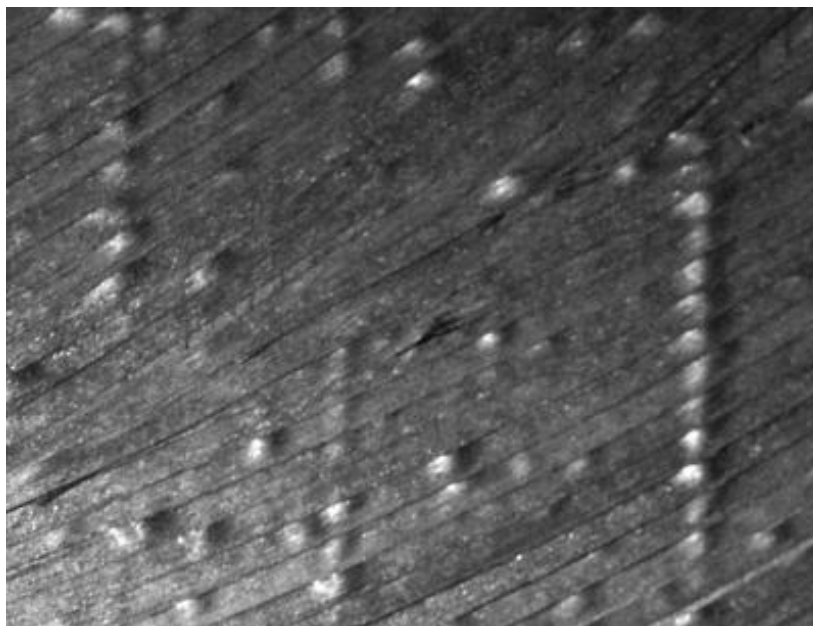


Figure 2.6 Flambement des rubans des fibres (d'après (Blom, 2010)).

Le rayon de courbure dépend de la largeur du ruban utilisé. Une valeur typique pour le rayon de courbure minimal d'une bande constituée de 32 rubans dont chaque ruban est de largeur

égale à 3.175 mm, est de 635 mm (Nagendra et al., 1995). Le tableau ci-dessous résume les valeurs de rayon de courbure minimal d'une machine typique de placement automatique des fibres pour différentes largeurs de ruban.

Tableau 2.1 Variation du rayon de courbure en fonction de la largeur du ruban pour une bande de largeur fixe de 102 mm (d'après (Nagendra et al., 1995))

Largeur du ruban (mm)	Rayon de courbure minimal (mm)
3.175	635
6.35	1778
12.7	8890

Outre les propriétés du matériau, la limitation sur le rayon de courbure est liée également aux limitations des machines (tel que : la configuration du système de drapage, la vitesse de drapage aussi bien que la pression de compaction). En effet, certains appareils de placement de fibres ne peuvent pas tourner sur des rayons suffisamment petits pour épouser parfaitement les trajectoires curvilignes demandées par certains designs (Blom, 2010).

Longueur minimale de coupe

Une autre contrainte importante liée au procédé AFP est la longueur minimale de coupe (Croft et al., 2011). La longueur minimale de coupe se réfère à la longueur minimale que doit avoir un ruban. Une longueur de ruban inférieure à cette distance ne peut pas être appliquée, puisqu'il n'a aucune chance de fournir un ruban qui n'est plus relié au système d'alimentation. Cette longueur varie entre 63 et 152 mm (2.5 et 6 pouces), dépendamment de la configuration de la tête robotisée des machines AFP. À titre d'exemple, la longueur minimale de découpe pour une machine AFP de type VIPER[®] 1200 est de 100 mm (4 pouces) (Guldu, 2014). Lorsqu'un ruban est démarré en passant par les rouleaux de direction, il a besoin de parcourir une certaine distance avant d'atteindre la surface du moule. Si le ruban est coupé avant d'atteindre cette surface, il ne pourra plus être correctement contrôlé et donc les machines AFP sont programmées pour ne pas placer des rubans qui sont plus courts que la longueur minimale de coupe.

Lors du processus de fabrication des structures composites par AFP, le concepteur peut décider de placer un morceau de ruban plus long et de couper l'excédent de matière ultérieurement s'il a besoin d'un ruban plus court que la longueur minimale de coupe possible de la machine. Ci-dessous, un exemple de rubans trop courts pour être placés en surface (cf. Figure 2.7).



Figure 2.7 Longueur de coupe minimale.

Quelquefois, l'exigence de longueur de coupe minimale n'est pas respectée afin d'accommoder des courbes de dessin complexes qui permettent d'éviter la création de défauts de fabrication. Dans ces cas-ci, deux solutions sont possibles : soit le design doit être ajusté, soit les rubans manquants doivent, en permanence, être remplis à la main (cf. Figure 2.8).



Figure 2.8 Placement à la main de rubans des fibres.

Défauts de fabrication

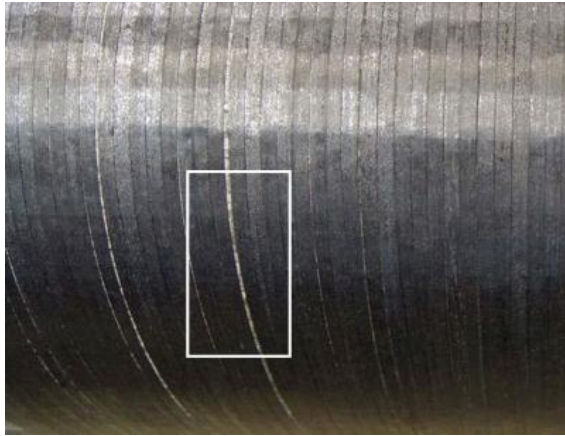
Plusieurs types de défauts peuvent se produire lors de la fabrication de structures en composites par AFP. Les défauts les plus fréquents sont : les "gaps" (zones riches en résine, cf. Figure 2.9a) et les "over-laps" (zones riches en fibres, cf. Figure 2.9b) (Blom, 2010). Ces deux types de défauts sont qualifiés d'intrinsèques au procédé AFP et sont par conséquent inévitables (Legay, 2011). Ils sont généralement créés lors de la rencontre de deux rubans reliés consécutivement. Cependant, l'apparition de ces défauts peut aussi être due à plusieurs autres phénomènes. Nous reviendrons plus en détail sur cette partie dans les prochaines sections.

La quantité de ces défauts peut être réduite grâce au processus en soi, à l'aide d'un système de coupe des rubans et de l'option de redémarrage automatique (Blom, 2010). Cette spécificité du procédé AFP permet un meilleur contrôle des défauts, cependant leurs formes, leurs tailles et leurs emplacements dépendent de la géométrie de la structure et de la largeur du ruban des fibres. Ces défauts sont, au sens large du terme, des singularités géométriques qui peuvent, *à priori*, affaiblir les propriétés mécaniques des structures composites (Legay, 2011). De ce fait, mieux comprendre ces influences pourrait contribuer à concevoir un meilleur design (Fayazbakhsh et al., 2013). Toutefois, l'étude peut être très complexe, car les gaps et les over-laps jouent des rôles différents selon les stratifiés et les applications.

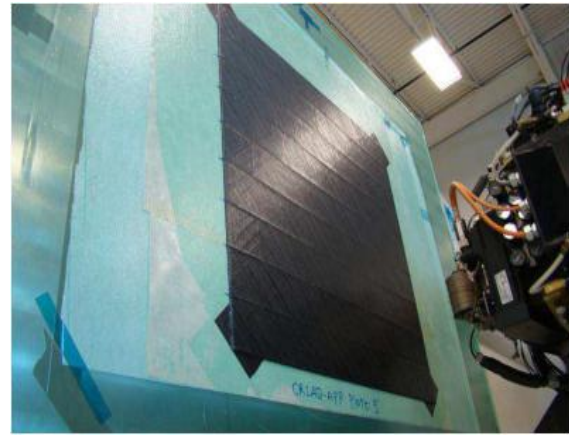
Outre, les gaps et les over-laps, plusieurs autres types de défauts peuvent survenir lors de la fabrication par AFP, tels que : le "*Twisted tow*", le "*Fuzz*", le "*Splice*" et le "*Bridging tows*" (Croft et al., 2011).

- un "*Twisted tow*" survient lorsqu'un ruban se retourne accidentellement ou qu'il effectue une rotation complète sur lui-même de 180°. En d'autres termes, le ruban se retourne localement sur lui-même (cf. Figure 2.9c) ;
- un "*Fuzz*" est un défaut provoqué par les résidus de microfibres situés à la tête du drapage (fibres courtes et poussière de découpe), qui collent sur les rubans avant qu'ils soient déposés sur le moule (cf. Figure 2.9d) ;
- un "*Splice*" est un défaut lié au matériau qui consiste à lier bout à bout deux têtes de rubans afin de créer un ruban plus long (cf. Figure 2.9e) ;
- un "*Bridging tow*" apparaît lorsqu'un ruban n'adhère pas à des surfaces concaves (cf. Figure 2.9f).

Contrairement aux gaps et aux over-laps, ces types de défauts peuvent être qualifiés de défauts extrinsèques au procédé de dépose automatisé et peuvent être évités en utilisant des paramètres appropriés.



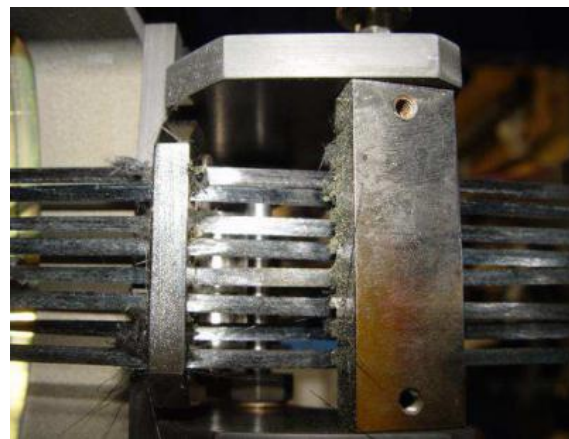
(a) Défaut de type gap



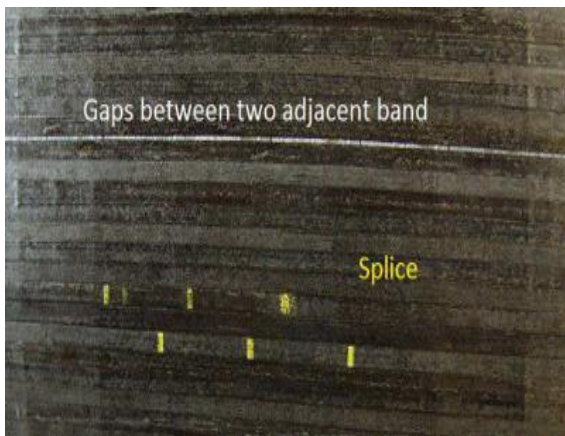
(b) Défaut de type over-lap



(c) Défaut de type "Twisted tow"



(d) Défaut de type "Fuzz"



(e) Défaut de type "splice"



(f) Défaut de type "Bridging"

Figure 2.9 Les différents types des défauts liés au procédé de placement automatique des fibres.

2.3 Structures composites à rigidité variable

Divers travaux de recherche (DiNardo and Lagace, 1989; Leissa and Martin, 1990; Hyer and Charette, 1991; Hyer and Lee, 1991; Waldhart, 1996) sur les composites sont arrivés à la conclusion qu'il est réalisable d'améliorer les propriétés mécaniques des structures en composite en modifiant l'angle d'orientation des fibres tout autour des régions à forte concentration de contrainte. Cette modification de l'alignement des fibres engendre un changement local de la rigidité qui se traduit par une variation globale de la rigidité d'une structure en composite. Cette variation est à l'origine du nom de cette nouvelle construction des matériaux composites, soit le composite à rigidité variable (Gürdal and Olmedo, 1992; Olmedo and Gurdal, 1993; Gürdal and Olmedo, 1993; Tatting, 1998; Gürdal et al., 2005).

Le développement de ce nouveau concept de fabrication des matériaux composites a été rendu possible grâce à l'évolution de la technologie AFP. Comme nous l'avons mentionné dans les paragraphes précédents, le procédé AFP se distingue des autres procédés conventionnels de fabrication des matériaux composites par sa capacité à déposer des fibres selon des trajectoires curvilignes. C'est ainsi qu'il est le procédé le mieux adapté à la réalisation des structures en matériaux composites à rigidité variable de manière reproductible, et ceci, avec une très haute précision. Toutefois, pour être en mesure de déplacer la tête robotisée d'une machine AFP, des modèles mathématiques doivent être élaborés à l'avance et communiqués à la machine afin de guider le déplacement de la tête de dépose des fibres lors de la fabrication. Certes, des modèles plus complexes augmentent le temps nécessaire pour la réalisation d'un composite à rigidité variable. Ceci est encore plus vrai lorsqu'il s'agit d'une optimisation ou lorsque plusieurs limitations de fabrication (telles que : le rayon de courbure minimal ou la longueur de coupe minimale) sont introduites dans le modèle. Dans ce qui suit, nous présentons brièvement les différentes approches mathématiques utilisées pour définir une trajectoire curviligne des fibres (une trajectoire de référence).

2.3.1 Définition d'une trajectoire de référence pour la dépose des fibres

Pour fabriquer des composites à fibres curvilignes, une machine AFP doit placer le matériau suivant des trajectoires curvilignes prédéfinies. Cela demande, contrairement aux composites conventionnels (c-à-d., les composites à fibres droites), une formulation de l'orientation des fibres très détaillée pour définir les variations d'angles d'orientation des fibres. En utilisant une plaque rectangulaire de longueur a et de largeur b , tel qu'illustré à la Figure 2.10, il nous est possible de faire une comparaison entre les différentes approches mathématiques utilisées pour définir une trajectoire de référence pour la dépose des fibres.

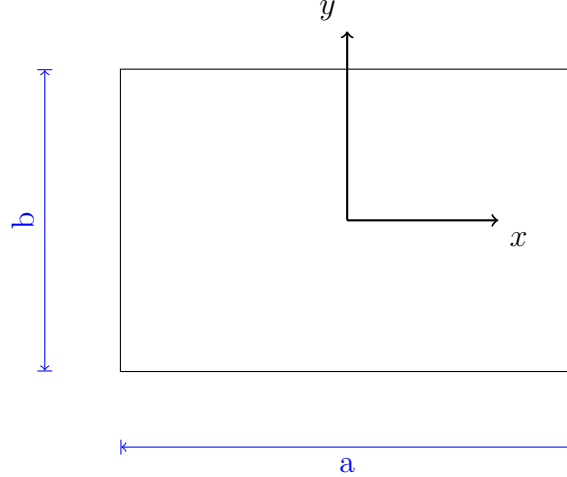


Figure 2.10 Plaque rectangulaire de dimensions $a \times b$.

Variation linéaire de l'angle d'orientation des fibres

Cette approche, tel que son nom l'indique, suppose une variation linéaire de l'angle d'orientation des fibres, θ , sur la trajectoire entière (Gürdal and Olmedo, 1993; Tatting and Gürdal, 1998). Ainsi, l'angle d'orientation des fibres le long de l'axe x par exemple, est exprimé, selon cette approche, par l'expression suivante :

$$\theta(x) = \begin{cases} \frac{2}{a}(T_0 - T_1)x + T_1 & \text{si } 0 \leq x \leq \frac{a}{2} \\ \frac{2}{a}(T_1 - T_0)x + 2T_0 - T_1 & \text{si } -\frac{a}{2} \leq x \leq 0 \end{cases} \quad (2.1)$$

où T_0 est l'angle d'orientation de la fibre au centre de la plaque ($x = 0$) et T_1 est l'angle d'orientation de la fibre aux extrémités de la plaque ($x = \pm \frac{a}{2}$).

La notation retenue partout dans la littérature pour définir l'orientation des fibres dans un pli selon cette approche est la suivante : $\langle T_0 | T_1 \rangle$ (Gürdal and Olmedo, 1993). Cette formulation est d'une forme très compacte et simple à appliquer. Pour cette raison, il est très simple de communiquer l'information sur la fabrication d'un composite à fibres curvilignes et elle se rapproche de la formulation à angle constant (c-à-d., des fibres droites).

Toutefois, cette formulation ne permet aucun contrôle sur le rayon de courbure de la trajectoire. Ainsi, pour s'assurer que la trajectoire respecte les limitations des machines AFP et des matériaux, une limite sur le rayon de courbure doit être appliquée.

Rayon de courbure constant

Avec une définition de la trajectoire de la fibre selon un rayon de courbure constant, il est possible de contrôler directement la contrainte du rayon de courbure minimal (cf. section 7.3.2). La formulation présentée par les équations 2.2 et 2.3 (Gürdal et al., 2005) permet de définir un parcours avec plusieurs sections à courbure, κ , constante différente, tel que présenté à la Figure 2.11.

$$\kappa(x) = \frac{1}{R} = \frac{(-1)^k \left(\sin(T_1) - \sin(T_0) \right)}{d}, k = \text{Math.floor}\left(\frac{x}{d}\right) \quad (2.2)$$

$$\sin(\theta(x)) = \begin{cases} \sin(T_0) + \left(\sin(T_1) - \sin(T_0) \right) \left(\frac{x}{d} - \kappa \right) & \text{si } \kappa \text{ est impaire} \\ \sin(T_1) + \left(\sin(T_0) - \sin(T_1) \right) \left(\frac{x}{d} - \kappa \right) & \text{si } \kappa \text{ est paire} \end{cases} \quad (2.3)$$

où d est la longueur d'une section de la plaque, k est un entier qui définit le numéro de la section, R est le rayon de courbure, T_0 et T_1 sont respectivement l'angle d'orientation de la fibre au début et à la fin d'une section de la plaque.

La notation retenue dans l'ensemble de la littérature pour définir l'orientation des fibres dans un pli selon cette approche est la suivante : $\langle T_0 | \kappa \rangle$ (Blom et al., 2009a). Bien que cette représentation soit plus complexe et moins intuitive, elle permet une déposition simple des fibres et une vérification directe du rayon de courbure minimal des machines AFP et des matériaux.

Représentation de l'angle d'orientation des fibres à multiples termes

Malgré sa plus grande complexité par rapport aux approches expliquées dans les paragraphes précédents, la représentation de l'angle d'orientation des fibres avec de multiples termes permet un champ de design beaucoup plus grand. Ceci est dû à la possibilité d'orienter les fibres à n'importe quel endroit sur le composite, sans limitations théoriques (Alhajahmad et al., 2008, 2010). Bien que les limitations liées à la fabrication demeurent présentes et que la complexité du modèle soit beaucoup plus grande que les deux précédents, le fait d'augmenter les performances du composite est un avantage non négligeable qui doit être considéré pour l'amélioration d'un design.

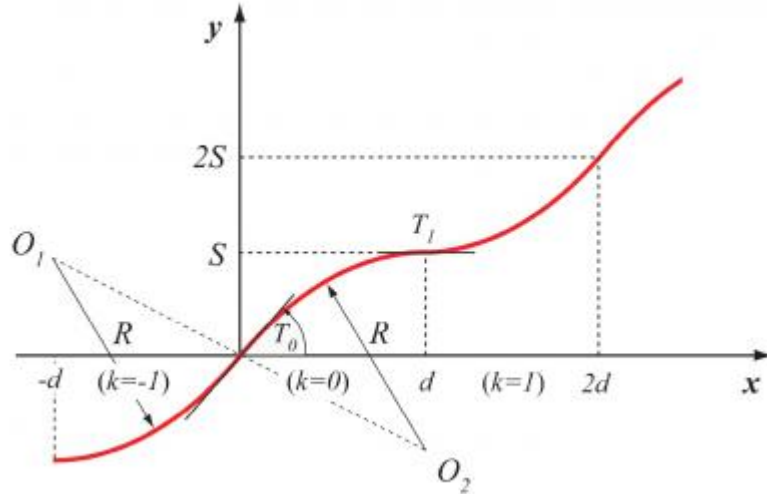


Figure 2.11 Représentation d'une trajectoire de référence pour la dépose de fibres selon un rayon de courbure constant (d'après (Alhajahmad, 2008)).

Une façon de définir l'angle d'orientation des fibres avec plusieurs termes est d'utiliser la formulation de Lobatto-Legendre, présentée par les équations 2.4 à 2.7. Cette formulation permet d'obtenir l'angle d'orientation des fibres à tous points dans le composite en fonction des polynômes de Legendre, équation 2.5, et de l'angle associé à chaque terme.

Afin d'utiliser cette formulation, on devrait premièrement utiliser un plan normalisé variant de $[-1, 1]$.

$$\xi = \frac{2x - a}{a}, \eta = \frac{2y - b}{b} \quad (2.4)$$

$$P_0(\xi) = 1, P_1(\xi) = \xi$$

$$P_{i-1}(\xi) = \frac{\left[(2i-1) \cdot \xi \cdot P_{i-1} - (i-1) \cdot P_{i-2} \right]}{i}, \text{ pour } i \geq 2 \quad (2.5)$$

Ensuite, il est possible de déterminer les polynômes de Lobatto.

$$L_0(\xi) = 1, L_1(\xi) = 2$$

$$L_i(\xi) = \frac{1}{i} \left(\xi \cdot P_{i-1}(\xi) - P_{i-2}(\xi) \right), \text{ pour } i \geq 2 \quad (2.6)$$

Finalement, on est en mesure de déterminer l'angle d'orientation des fibres en tous points.

$$\theta(\xi, \eta) = \sum_{i=0}^{m-1} \sum_{j=0}^{n-1} T_{ij} L_i(\xi) L_j(\eta) \quad (2.7)$$

À l'aide de cette dernière expression, il est possible de réaliser qu'une augmentation du nombre de termes (n et m) se traduit en un nombre plus grand de degrés de liberté dans la variation de l'angle d'orientation des fibres. Par conséquent, il y a plus de chances de trouver la distribution optimale de l'angle d'orientation des fibres. Ceci se traduit directement par une augmentation de l'espace de conception des plaques composites à rigidité variable (Alhajahmad et al., 2010).

2.3.2 Méthodes de fabrication d'un pli à fibres curvilignes

Dans la section précédente, nous avons vu comment définir mathématiquement la trajectoire de référence des fibres. D'une approche purement physique, cette trajectoire représente le parcours du centre de la tête robotisée de la machine AFP au cours de l'application d'une seule bande de fibres (Tatting and Gürdal, 2003). Cependant, un seul passage de la tête robotisée ne permet que de recouvrir entièrement la surface à fabriquer, et plusieurs autres bandes sont alors nécessaires. L'emplacement de ces bandes supplémentaires est déterminé par rapport à la courbe de référence prédéfinie. La section suivante présente les différentes méthodes de construction d'un pli entier à fibres curvilignes à partir d'une trajectoire de référence.

Méthode des bandes en parallèle

Cette première méthode consiste à appliquer les bandes supplémentaires de manière à ce qu'elles soient parfaitement alignées avec les extrémités des bandes précédentes (Waldhart, 1996; Waldhart et al., 1996). Cela permet d'éviter la formation des défauts de type gap entre les bandes adjacentes, et conduit en conséquence à un pli de surface uniforme (Tatting and Gürdal, 2003). La Figure 2.12 présente un exemple d'un pli conçu avec la méthode des bandes en parallèle. Dans cette figure, les lignes discontinues représentent la ligne médiane

des bandes ; les lignes continues représentent les extrémités des bandes.

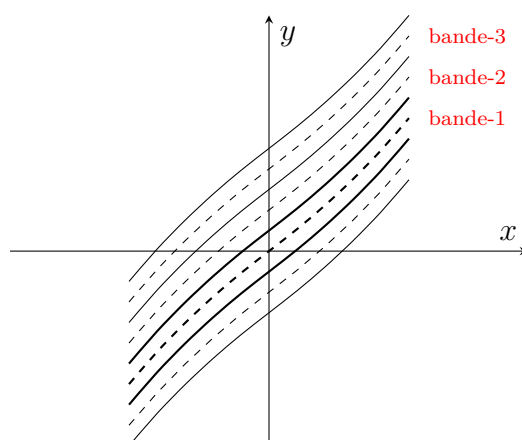


Figure 2.12 Exemple d'un pli construit selon la méthode des bandes en parallèle.

Pourtant, malgré ces avantages, cette méthode est favorable à de très petits rayons de courbure qui pourraient engendrer des multiples flambements locaux des fibres (cf. section 7.3.2). En effet, pour qu'une bande épouse parfaitement l'extrémité d'une autre, le rayon de courbure doit être ajusté à chaque passage de la tête robotisée. Cet ajustement se fait généralement en fonction de la définition de la trajectoire de référence ainsi qu'en fonction de l'emplacement des bandes adjacentes. De ce fait, même si les défauts entre les bandes sont supprimés en adoptant cette méthode, il est possible de se retrouver avec des défauts locaux si les changements de direction sont trop prononcés (c.-à-d., si la différence entre les angles T_0 et T_1 de la trajectoire de référence est très élevée).

Méthode de la translation des bandes

Cette méthode consiste à faire déplacer les bandes supplémentaires d'une distance constante, s , par rapport à la trajectoire initiale pour construire un pli entier. Le déplacement des bandes se fait selon l'un des axes du plan du pli (x ou y). Ceci implique qu'il n'y ait pas de changement d'angle et de rayon de courbure par rapport à la bande de référence (Waldhart, 1996).

La Figure 2.13a présente l'exemple d'un pli conçu selon la méthode de la translation des bandes. Comme le montre cette figure, une première bande de fibres (bande-1) est placée sur la surface du moule suivant une certaine trajectoire de référence. Cette bande est considérée par la suite comme étant la bande de référence. Une deuxième bande (bande-2), de même forme que la bande de référence, est par la suite créée en déplaçant la tête robotisée de la machine AFP d'une distance, s , par rapport à la bande de référence et perpendiculairement

à la direction de la variation de l'angle d'orientation des fibres (c.-à-d., le long de l'axe y). Toutefois, étant donné la courbure de la trajectoire, la limite inférieure de cette deuxième bande ne coïncide jamais avec la limite supérieure de la première bande le long de l'axe x . Cela conduit à la création d'une zone irrégulière entre ces deux bandes. Cette zone peut prendre des formes diverses selon le choix du paramètre, s . Les cas extrêmes sont les suivants :

- La distance de décalage, s , est définie de manière à éviter les over-laps, favorisant en revanche la formation des gaps entre les bandes adjacentes. Une telle configuration est présentée à la Figure 2.13a ;
- Dans le cas contraire on peut choisir une distance de décalage, s , pour éliminer les gaps entre les bandes adjacentes et favoriser la formation des over-laps en contrepartie (cf. Figure 2.13b).

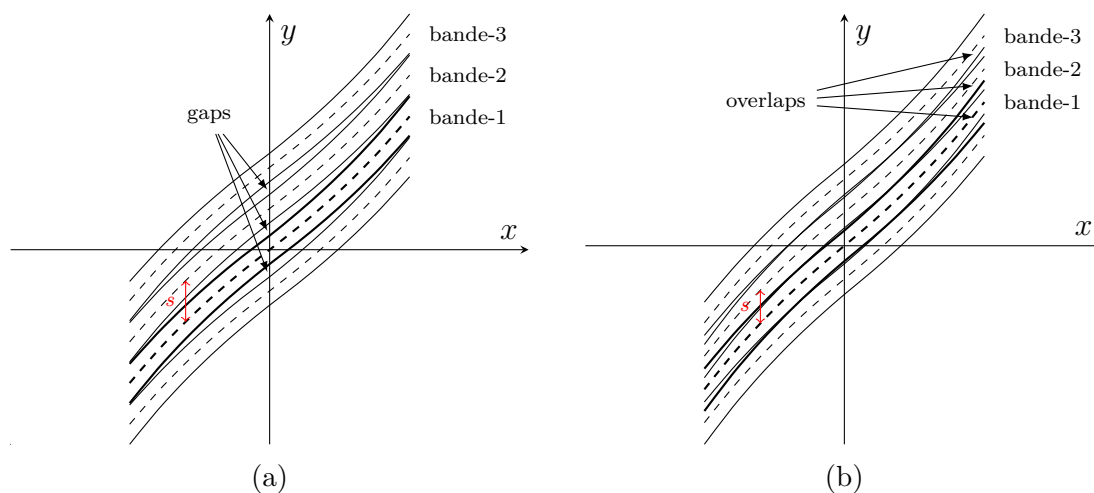


Figure 2.13 Exemple d'un pli conçu selon la méthode de la translation des bandes : (a) avec 100% gaps et (b) avec 100% overlaps.

La méthode de la translation des bandes permet une plus grande variation de la rigidité dans le plan du stratifié que celle des bandes en parallèle. La première méthode permet également des designs plus réalisables, notamment lorsqu'il s'agit des larges structures (Tatting and Gürdal, 2003).

Découpe des bandes (tow-drop)

La technique de découpe des bandes permet de réduire la taille des défauts intrinsèques (gaps et over-laps) créés dans un pli composite à fibres curvilignes construit selon la méthode de la translation des bandes. En effet, tel que discuté dans les paragraphes précédents, la tête

robotisée de la machine AFP permet, entre autres, de couper et de ré-acheminer chaque ruban individuellement. Ainsi, il est possible de couper les rubans et de faire varier en conséquence la largeur de la bande afin de lui permettre d'épouser autant que possible une courbe sans qu'il y ait toutefois trop de défauts. Différents choix de coupes de ruban sont possibles et sont définies selon un paramètre dit « pourcentage de couverture » introduit par (Tatting and Gurdal, 2002). Une finition de 0% de couverture implique la coupe de chaque ruban dont le premier coin atteint la limite de la courbe. Cela aurait pour effet, la formation des zones triangulaires vides qui seront plus tard remplies avec de la résine lors de la phase de post-cuisson (cf. Figure 2.14a). En revanche, une finition de 100% de couverture implique la coupe de chaque ruban dont le second coin arrive à la limite de la courbe. En d'autres termes, lorsque le ruban dépasse complètement la limite de la courbe (cf. Figure 2.14c). Ceci produirait des régions des over-laps dans le pli (zones riches en fibres).

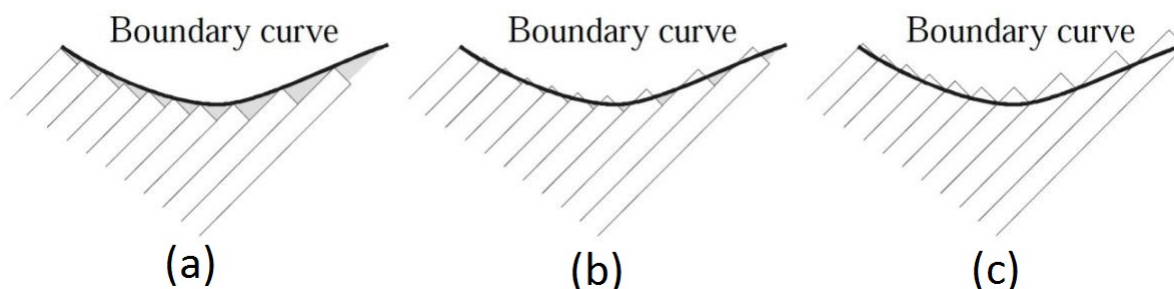


Figure 2.14 Paramètre de couverture : (a) 0% de couverture, (b) 50% de couverture et (c) 100% de couverture (d'après (Blom et al., 2009b)).

Ainsi, il est à priori possible de définir une distribution optimale des défauts intrinsèques au procédé AFP afin d'optimiser les propriétés mécaniques des structures en matériaux composites. En effet, la définition d'un « pourcentage de couverture » approprié permet au concepteur de décider de la taille, du type et de l'emplacement du défaut de manière à améliorer la qualité et la performance mécanique des structures en composites.

2.3.3 Problématiques liées à la fabrication d'un stratifié à fibres curvilignes par placement automatique des fibres

Jusqu'à présent, nous avons seulement discuté de la façon de fabriquer un pli à fibres curvilignes à l'aide d'une machine AFP. Néanmoins, les composites sont généralement utilisés sous forme de stratifiés. Il est donc bon de discuter des problématiques rencontrées lors de la fabrication par AFP d'un stratifié en composite à rigidité variable. Un stratifié en composite est, par définition, l'empilement, suivant une séquence désirée, de plusieurs plis composites

dans la direction de l'épaisseur. Ainsi, sur le plan manufacturier, le même processus de fabrication d'un pli est répété jusqu'à l'obtention de l'épaisseur ou du nombre de plis désirés pour la réalisation d'un stratifié à fibres curvilignes. Toutefois, la stratification (le fait d'empiler) des plis implique forcément la superposition des extrémités des bandes de fibres entre les plis voisins. L'effet de la superposition des extrémités des bandes de fibres diffère selon le scénario ou la méthode de fabrication adoptés pour construire le stratifié (Tatting and Gürdal, 2002). En effet, si la méthode «tow-drop» est adoptée pour la construction du stratifié, il est bien probable que les gaps (régions libres de fibres) se superposent tout le long de l'épaisseur du stratifié. À l'échelle de la structure, ces regroupements de gaps peuvent être considérés d'un point de vue mécanique comme des points faibles de la structure finale, à savoir : des zones de concentrations de contraintes ou encore des zones d'initiation de rupture. Cela aura nécessairement des effets indésirables sur les propriétés mécaniques aussi bien que sur les propriétés fonctionnelles des structures composites. En effet, il est bien établi que les matériaux composites sont très sensibles au délaminage, de tels défauts peuvent potentiellement être l'origine d'un délaminage. On comprend dès lors pourquoi il devient primordial de s'intéresser à ce type de défauts. D'un autre côté, si la méthode de «tow over-laps» est adoptée lors de la construction du stratifié à fibres curvilignes, les extrémités des bandes de fibres, lorsqu'elles se superposent, génèrent la formation de crêtes (des zones épaisses, des sur-épaisseurs) qui peuvent modifier la topographie de la surface. Bien que les sur-épaisseurs conférées par les over-laps puissent être bénéfiques dans certains cas, comme nous le verrons par la suite, on cherche, dans la plupart des cas, à les éviter. En effet, lorsque ceux-ci ne sont pas maîtrisés, on peut obtenir un effet fragilisant inverse, principalement dû à des concentrations de contraintes. De telles crêtes sont indésirables si le stratifié est utilisé en tant qu'une surface aérodynamique (tel que l'exemple d'une pale d'éolienne) ou s'il est destiné à être assemblé à d'autres plaques pour concevoir une structure.

Des défauts pourraient apparaître aux mêmes endroits à travers l'épaisseur d'un stratifié à fibres curvilignes, notamment dans le cas de plis adjacents ayant la même distribution d'angle d'orientation des fibres. Pour atténuer ce problème et réduire ainsi l'accumulation des défauts, (Gürdal et al., 2005) ont introduit la notion de déplacement des plis (en anglais, ply shifting ou staggering). Cette méthode, comme son nom l'indique clairement, consiste à décaler simplement les plis voisins ayant une même distribution d'angle d'orientation des fibres d'une certaine distance, t (cf. Figure 2.15).

La Figure 2.16 illustre l'effet de la méthode de déplacement des plis sur la variation de l'épaisseur d'un stratifié en composite à rigidité variable.

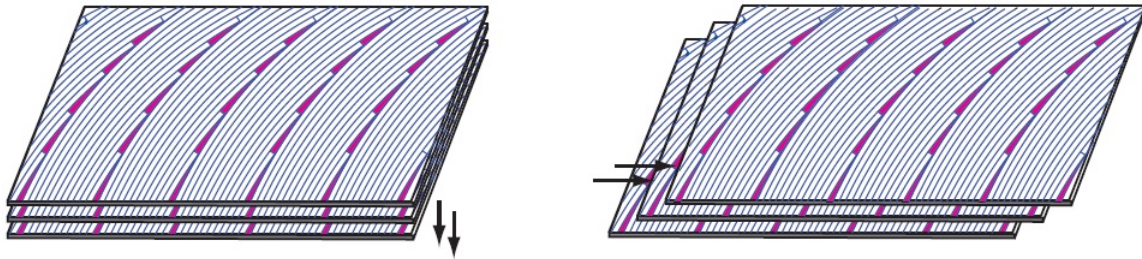


Figure 2.15 Méthode de déplacement des plis adjacentes ayant la même distribution d'angle d'orientation des fibres (d'après (Lopes, 2009)).

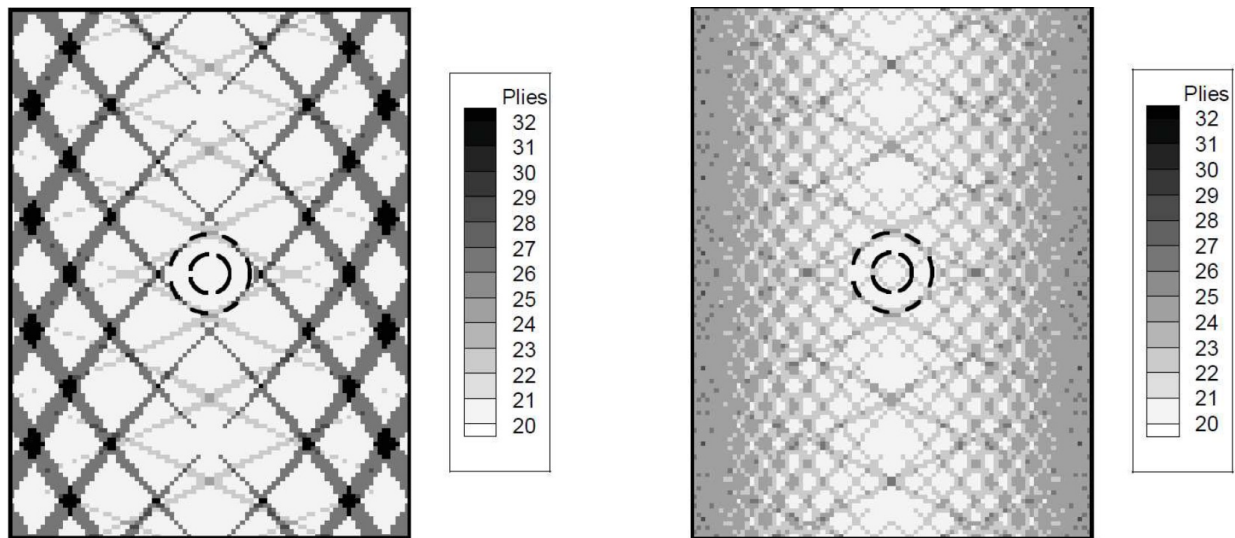


Figure 2.16 L'effet de déplacement des plis sur la variation de l'épaisseur d'un stratifié à rigidité variable (d'après (Tatting and Gurdal, 2002)).

2.3.4 Optimisation de la trajectoire des fibres

La fabrication de stratifiés composites à rigidité variable semble être une option plus avantageuse, si l'on prend en considération toutes les contraintes des modèles théoriques et de fabrication. Toutefois, pour que l'on puisse améliorer de façon significative les performances structurales des matériaux composites à fibres curvilignes, il s'avère indispensable d'optimiser les trajectoires de fibres avant la phase de fabrication du stratifié. Différentes approches d'optimisation sont donc possibles pour minimiser le temps de calcul et simplifier les modèles.

Optimisation directe

L'optimisation directe implique l'utilisation d'un algorithme d'optimisation couplée avec la méthode des éléments finis. Les algorithmes d'optimisation peuvent être classés en deux catégories : mono- ou multi-objectifs. Toutefois, bien que la méthode des éléments finis permette de vérifier et de produire des résultats optimaux, elle engendre des coûts de calcul exorbitants une fois que le nombre de variables devient assez considérable. Une pratique généralisée dans le processus d'optimisation des structures en matériaux composites consiste à faire recours à la méta-modélisation pour limiter ces coûts.

Optimisation approximée à base d'un méta-modèle

L'optimisation de la conception d'une structure composite à fibres curvilignes implique l'analyse de plusieurs variables. C'est d'ailleurs la raison pour laquelle il est très dispendieux au niveau des calculs d'obtenir une solution optimale d'un design. Ainsi, afin de produire des résultats fidèles tout en réduisant le nombre d'itérations nécessaires à la convergence de la solution, il est possible d'utiliser des méta-modèles en concert avec les analyses par éléments finis. Un méta-modèle est un modèle approximatif construit à partir d'une série de points auxquels la fonction objective est calculée de manière exacte par la méthode des éléments finis, et permettant ainsi de substituer un grand nombre des calculs par leurs approximations. Il existe plusieurs types de méta-modèles, parmi lesquels nous citons : la Régression Polynomiale (*PR*), les Fonctions à bases Radiales (*RBF*), le Krigeage (*KRG*), et la Méthodologie des Surfaces de Réponse (*MSR*). Plus récemment, (Nik et al., 2014a) ont examiné une série de techniques de méta-modèles d'optimisation de la conception des matériaux composites à fibres curvilignes. La comparaison entre ces techniques montre que certaines techniques assurent une distribution relativement exacte de la solution, tandis que d'autres ne garantissent pas la pleine utilisation de potentiels possibles du concept d'alignement des fibres.

2.4 Effet des défauts provoqués par le procédé de placement des fibres sur les performances des matériaux composites

Dans cette section de l'étude, nous discuterons des résultats des travaux de recherche qui ont traité de l'influence des défauts générés par le procédé AFP sur les propriétés de design et à la rupture des stratifiés composites. Par souci de clarté, nous présentons tout d'abord les différents travaux de recherche qui se sont intéressés à l'étude de l'effet des défauts induits par le processus AFP sur les performances structurales des stratifiés en composites conventionnels (c.-à-d., à rigidité constante). Puis, nous présentons les travaux qui ont étudié le comportement mécanique des stratifiés à fibres curvilignes. Dans ce contexte, et comme ces travaux de recherche sont moins nombreux et plus récents, nous tenterons de détailler le plus possible les effets des défauts du procédé AFP dans le but d'exposer clairement la problématique posée dans le cadre du présent travail de thèse.

2.4.1 Stratifiés composites à rigidité constante

Le premier travail, à notre connaissance, qui a été réalisé afin d'analyser l'effet des gaps et des over-laps sur la résistance en compression des stratifiés en composite, est celui de (Sawicki and Minguet, 1998). D'après ces auteurs, la quantité des gaps/over-laps est beaucoup plus importante dans un stratifié fabriqué à l'aide d'une machine AFP qu'avec le procédé de drapage manuel des fibres (hand lay-up). Ceci est principalement dû à la différence entre le nombre de rubans utilisés par les deux techniques de fabrication des matériaux composites. Différents stratifiés composites quasi-isotropes à fibre de carbone (IM6) et à matrice époxy (3501-6), contenant des défauts dont la largeur varie entre 0.03" et 0.12" (0.76 et 3.2 mm), sont considérés dans cette étude. Des essais de compression sont réalisés en accord avec la norme ASTM (D3410/D3410M-03, 2008) au moyen d'un montage de type IITRI (Illinois Institute of Technology Research Institute). Les résultats obtenus montrent une réduction de la résistance en compression variant de 5 à 27% pour des échantillons contenant des gaps et des over-laps de largeur de 0.03" (0.76 mm). Toutefois, aucune autre réduction de résistance en compression n'a été enregistrée pour des défauts plus larges.

(Turoski, 2000) a effectué une étude expérimentale et numérique pour étudier l'impact du nombre de gaps sur la résistance en compression des stratifiés quasi-isotropes. Le matériau considéré dans cette étude fut le carbone/époxy (T800H/3900-2). Trois configurations différentes ont été étudiées : (i) un échantillon non troué, (ii) un échantillon troué avec des gaps centrés par rapport au trou et (iii) un échantillon troué avec des gaps décalés par rapport au trou. Pour mettre en évidence l'effet du nombre de gaps, des rubans de fibres

ont été enlevés de manière à générer différents arrangements de gaps, et cela, pour chaque configuration testée : 1, 2, 3 & 4 gaps. Les données expérimentales des essais de compression montrent une réduction de la contrainte à la rupture (entre 3-11%) pour les échantillons troués et non troués avec l'augmentation du nombre de gaps. En outre, l'auteur fait remarquer que les échantillons non troués sont plus sensibles à la présence des gaps que les échantillons troués. Il souligne également que le fait de décaler le gap du centre de l'échantillon entraîne une réduction de 12% de la charge à la rupture, comparativement à un échantillon avec un gap centré. Cette diminution est interprétée comme étant due à l'orientation asymétrique des fibres autour du trou, ce qui résulte en une modification de la rigidité locale de deux côtés du trou. Ainsi, lors du chargement de compression, un côté est plus sollicité que l'autre et induit, par conséquent la rupture prématurée de l'échantillon. La comparaison des résultats expérimentaux et numériques montre une légère augmentation des valeurs expérimentales de la contrainte à la rupture. D'après l'auteur, ceci est vraisemblablement dû à la courbure de l'échantillon lors de l'expérience et à l'ondulation hors-plan des fibres, qui est provoquée par la variation de l'épaisseur des échantillons causée par la présence des défauts.

(Croft et al., 2011) ont mené une étude expérimentale approfondie de l'effet de quatre types de défauts (gap, over-lap, Half gap/over-lap et Twisted tow) sur les propriétés à la rupture des stratifiés en composites conventionnels. Afin d'avoir une idée plus complète de l'effet des défauts, plusieurs tests ont été réalisés dans cette étude : des essais au niveau du pli (à savoir, des essais de tension, de compression et de cisaillement intra-laminaire), des essais au niveau du stratifié (à savoir, des tests de traction avec trou (Open Hole Tension, OHT) et des tests de compression avec trou (Open Hole compression, OHC). Tous ces essais ont été réalisés selon les recommandations des normes ASTM. Tous les types de défauts étudiés sont introduits dans le plan du milieu du stratifié pour réduire les différents effets de couplage de la matrice rigidité ABD. Une représentation schématique d'un échantillon contenant un défaut de type gap est illustrée à la Figure 2.17.

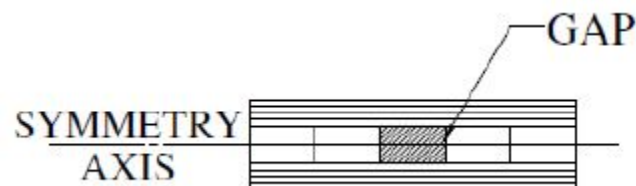


Figure 2.17 Représentation graphique d'un échantillon en composite contenant un défaut de type gap (d'après (Croft et al., 2011)).

Tableau 2.2 Comparaison de l'effet des différents types de défauts sur les propriétés mécaniques des matériaux composites (d'après (Croft et al., 2011))

		gap	overlap	gap/overlap	twisted tow
Tension		–	–	↘	↗
Compression		–	↗	–	–
In-plane shear	length	–	–	↘	↘
	width	↗	↘	↘	↘
OHT		–	–	–	
OHC	length	↗	↗	↗	
	width	↘	↘	↘	

↗ $\geq 3\%$ increase (up to 13%)
 – $\pm 3\%$ variation
 ↘ $\leq 3\%$ decrease (up to 12%)

La principale conclusion de cette étude expérimentale est que la résistance à la rupture est moins affectée par la présence de différentes configurations de défauts au niveau du pli (globalement inférieure à 5%) par rapport au niveau du stratifié (jusqu'à 13%). Cela a été confirmé par des micrographies qui montrent une bonne intégrité du stratifié unidirectionnel et, par conséquent, chaque couche individuelle dans un stratifié a la consolidation appropriée. D'autre part, pour les stratifiés multidirectionnels (stratifiés constitués de plis avec différents angles d'orientation), il a été souligné que les plis présentent une ondulation de fibres autour des défauts. Cette ondulation de la fibre est influencée par plusieurs variables telles que : les angles des plis, la géométrie et la position des défauts. Ces variables, modifient la géométrie finale du défaut, ont pour conséquence d'affecter principalement les propriétés en compression.

Par ailleurs, (Fayazbakhsh et al., 2011) ont étudié numériquement (par la méthode d'éléments finis) l'influence des gaps et des over-laps sur la résistance en compression d'un stratifié quasi-isotrope d'empilement de type : $[45/0/-45/90]_{3s}$. Dans leur modèle numérique, les auteurs ont modélisé les gaps comme étant des zones riches en résine et les over-laps sont modélisés comme des sur-épaisseurs. Les résultats numériques sont ensuite comparés à des données expérimentales issues du travail réalisé par (Marouene and Boukhili, 2011) et les résultats sont très proches. En outre, les auteurs ont effectué une analyse paramétrique de l'effet du pourcentage de l'aire de défauts sur la résistance en compression des stratifiés composites.

Les résultats de cette analyse révèlent que l'effet des gaps et des over-laps ne dépend pas uniquement de leur position mais aussi de leur taille.

(Legay et al., 2011) de leur côté, apportent leur contribution en étudiant les effets des défauts de type gap et over-lap sur les propriétés mécaniques d'un stratifié quasi-isotrope constitué de 24 plis placés selon un empilement de type $[+45/0/-45/90]_{3s}$, associant une résine époxy (Cycom 5276-1) et un tissu de fibre de carbone (G40-800). Les propriétés qui furent étudiées dans cette analyse sont les propriétés à l'impact ASTM (D7136M-15, 2012) et en compression après impact ASTM (D7137/D7137M-15, 2012). Quatre configurations différentes de défauts sont considérées et sont présentées à la figure ci-dessous :

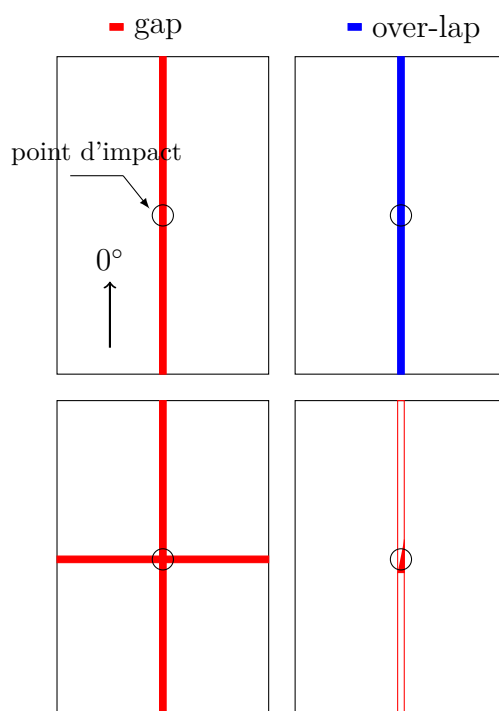


Figure 2.18 Représentation schématique des spécimens des essais de compression après impact (d'après (Legay et al., 2011)).

Dans un test d'impact à masse tombante, il est possible d'enregistrer l'évolution de la charge induite durant l'évènement d'impact. L'évolution de la charge de contact nous permet généralement de déterminer deux grandeurs : la charge d'initiation de délaminage, P_{init} , et la charge de contact maximale, P_{max} . Tout en prenant en considération ces deux grandeurs, les auteurs ont comparé les 4 types de défauts. Ils notent pour la première charge, P_{init} , que pour tous les défauts de type gap étudiés, une baisse importante de P_{init} en comparaison de celle obtenue pour l'échantillon référence sans défaut. La baisse de P_{init} la plus importante de 17.4% fut celle de défauts combinés gaps aux plis à 0° et 90° . En revanche, les auteurs révèlent que

la présence des over-laps aux plis à 0° au-dessous de l'impacteur améliore considérablement la charge d'initiation de délaminage (+13.7%). Il en va de même pour la charge maximale P_{max} , soit une diminution de valeur pour un échantillon avec des gaps (5% de réduction) et une augmentation de valeur pour un échantillon avec des over-laps (entre 7% et 15% selon la valeur de l'énergie incidente). Toutefois, les auteurs n'ont pas obtenu d'observations concluantes et claires au sujet de l'effet des défauts sur l'évolution de l'énergie absorbée, E_{abs} , de l'aire de la zone endommagée, A_{damage} , et de la résistance résiduelle en compression, $CAIS$.

Le tableau 2.3 résume les principales conclusions tirées des effets des défauts sur les propriétés d'impact et de compression après impact :

Tableau 2.3 Synthèse des résultats des essais d'impact selon les paramètres globaux et locaux (d'après (Legay, 2011))

Configuration	Paramètres globaux		Paramètres locaux		
	P_{init}	P_{max}	E_{abs}	A_{damage}	$CAIS$
0° gaps	–	–	\approx	\approx	\approx
0° gaps + 90° gaps	–	–	\approx	\approx	\approx
0° triangular gaps	–	–	\approx	\approx	\approx
0° overlaps	+	+	\approx	×	\approx

Le signe (–) réfère à une réduction des propriétés mesurées, le signe (+) réfère à une augmentation des propriétés mesurées, le signe (\approx) signifie qu'il n'a pas d'effet et le signe (×) signifie que les résultats ne sont pas concluants.

(Rhead et al., 2012), contribuent pour leur part avec une étude où ils mettent en expérience deux échantillons composites (A & B) fabriqués par AFP contenant des défauts de type gap. Le gap de l'échantillon (A) fut situé tout près de la surface d'impact et le gap de l'échantillon (B) fut situé directement en dessous de la zone d'impact proche de la zone non impactée.

Les échantillons étaient d'empilement de type : $[\pm 45/0/-45/90/0_2/45/0_2/\pm 45/0_2/45/0_2/90/-45/0/\pm 45]$. Lors de leur expérimentation, les auteurs ont conduit des tests d'impact poids tombant et des tests de compression après impact. Les tests ont été effectués respectivement selon les recommandations des normes ASTM (D7136M-15, 2012) et (D7137/D7137M-15, 2012)). Les échantillons ont été soumis à une énergie d'impact constante de 18 joules. D'après les résultats des essais d'impact, les auteurs constatent que l'échantillon (B) engendre plus de déformation en surface que l'échantillon (A). Toujours d'après ces auteurs, la région proche

de la surface adjacente à la zone non impactée est plus susceptible à la propagation du délaminage lors d'un test d'impact. Les auteurs trouvent surprenant que les dommages d'impact soient moins sévères pour l'échantillon (B). Ils trouvent également surprenant le fait que la tolérance aux dommages soit 14% est meilleure pour l'échantillon (B), compte tenu du fait que la formation du délaminage lors de l'évènement de l'impact et la croissance du délaminage pendant le chargement en compression étaient limitées. D'après ces auteurs, cela pourrait s'expliquer par la présence d'un canal de 3 mm situé directement en dessous de la zone d'impact de l'échantillon (B). Ce phénomène serait causé par le durcissement au four des gaps entre les bandes au niveau de la 1^{ère} et de la 8^{ème} couche pendant la fabrication du stratifié, empêchant ainsi deux délaminations initialement séparées de se regrouper pendant un chargement de compression. Les auteurs arrivent à la conclusion que plusieurs résultats significatifs permettent de dire que les gaps favoriseraient la tolérance aux dommages des matériaux composites. Toutefois, des travaux supplémentaires sont nécessaires afin de déterminer quel effet la présence des gaps entre bandes à proximité du point d'impact (plutôt que directement en dessous) aurait sur la résistance et la tolérance aux dommages induits par des impacts. Les auteurs terminent en précisant qu'il est possible de définir une distribution optimale des gaps afin d'optimiser les propriétés de compression après impact des matériaux composites.

2.4.2 Plaques Composites à rigidité variable

Contrairement aux composites conventionnels, peu de données expérimentales sont disponibles dans la littérature concernant l'effet des défauts (gaps et over-laps) sur les performances mécaniques des structures en composites à fibres curvilignes. Dans ce contexte, une récente revue de la littérature (Ribeiro et al., 2014) souligne, entre autres, le manque de connaissances sur la réponse de ces laminés à rigidité variable sous des chargements dynamiques. Certains des travaux qui seront expliqués dans les prochaines sections ont été réalisés au cours de la même période que la rédaction de cette thèse.

Le premier travail, à notre connaissance, qui a été réalisé afin de caractériser la réponse structurale des panneaux composites à rigidité variable est celui de (Wu et al., 2002). Dans cette analyse, des plaques à rigidité variable en graphite/époxy (AS4/977-3) sont fabriquées par une machine AFP et sont testées en compression avec un déplacement contrôlé. Ces plaques, de même séquence d'empilement, sont divisées en deux catégories en fonction de leur méthode de fabrication : 100% over-laps et 100% gaps. En outre, à des fins de comparaison, un stratifié à pli croisé $[\pm 45]_{5s}$ a également été analysé. Les résultats de cette étude révèlent que les plaques à rigidité variable montrent une amélioration des performances comparativement

à un composite conventionnel, notamment celles avec des over-laps. En effet, les plaques à rigidité variable avec des over-laps présentent une amélioration de la charge de rupture d'environ 53% par rapport au stratifié avec des gaps. La différence des résultats entre les deux plaques à rigidité variable est interprétée comme étant due aux over-laps qui agissent comme des raidisseurs locaux, ce qui augmente la résistance à la rupture.

(Blom et al., 2009b) ont étudié numériquement l'effet des zones riches en résine sur la résistance et la rigidité des stratifiés à rigidité variable. Pour ce faire, ces auteurs ont proposé un modèle théorique qui leur permet de localiser les défauts dans un pli à fibres curvilignes. Par la suite, ce modèle a été implémenté dans le code des calculs par éléments finis Abaqus[®]. En outre, les auteurs ont mené une étude paramétrique pour mettre en évidence l'effet de l'angle d'orientation des fibres, de la largeur des rubans, de l'épaisseur du stratifié et de la technique de déplacement des plis (cf. section 2.3.3) sur les propriétés des stratifiés à rigidité variable. Leurs résultats révèlent que la résistance et la rigidité d'un stratifié sont réduites par la présence des gaps triangulaires. En effet, il a été observé que la rigidité est réduite dans les zones riches en résine, agissant comme des zones d'initiation de dommages. D'autre part, il a été constaté que l'utilisation de larges rubans augmente la taille des zones riches en résine et est donc plus néfaste pour la résistance d'un stratifié à rigidité variable. Cet effet négatif peut être quelque peu atténué avec la technique de déplacement des bandes. Par ailleurs, aucune corrélation significative n'a été trouvée entre l'épaisseur et la résistance du stratifié à rigidité variable.

(Nik et al., 2014b) ont contribué, de leur côté, à travers une étude où ils développent des sous-programmes sous MATLAB[®] qui permettent de quantifier et de localiser les défauts de type gap et over-lap dans un stratifié à rigidité variable en prenant en considération les limitations de fabrication et de design. Par la suite, l'effet de ces défauts sont pris en considération pour le calcul de la rigidité axiale et de la charge critique de flambage du stratifié. Finalement, le problème d'optimisation qui consiste à maximiser simultanément la rigidité axiale et la charge de flambage est mis en évidence, et plusieurs tentatives de solutions optimales ont été obtenues en prenant en considération la présence des défauts. Les auteurs en déduisent qu'en utilisant plus de rubans dans une bande, on réduit la quantité de défauts en favorisant la déviation de la fibre de sa trajectoire prédéfinie. Il en résulte que les avantages primaires obtenus avec des fibres curvilignes n'ont pas été pleinement atteints.

(Fayazbakhsh et al., 2013) ont développé une boîte à outils composée de trois modules séparés qui peuvent servir à concevoir un modèle numérique d'un stratifié à rigidité variable avec des défauts de type gap et/ou over-lap. Comme étude de cas, ces auteurs ont choisi deux stratifiés à rigidité variable conçus avec l'objectif de maximiser simultanément la rigidité axiale et la

charge critique de flambage. Les résultats obtenus montrent qu'en prenant en considération l'effet de gaps dans le stratifié, la charge de flambage provenant du concept d'alignement de fibres est réduite à 12% en comparaison des stratifiés où les défauts de type gap sont ignorés. Ces résultats montrent, d'autre part, que les défauts de type over-lap favorisent l'effet d'alignement de fibres d'environ 26%, et le stratifié à rigidité variable avec défauts de type over-lap a 84% plus de chargement en flambage en comparaison du stratifié quasi-isotrope. Les auteurs finissent en affirmant que, bien que l'étude de cas fut réalisée avec un stratifié plan, la boîte à outils peut aussi être appliquée aux géométries complexes afin d'étudier l'effet des défauts (gaps et over-laps).

CHAPITRE 3 DESCRIPTION DE LA DÉMARCHE SCIENTIFIQUE

Le travail présenté dans le cadre de cette thèse concerne l'évaluation de l'effet des défauts intrinsèques au procédé de placement automatique des fibres sur les propriétés en compression des stratifiés composites. Ce travail s'inscrit dans la continuité des travaux antérieurs menés par (Croft, 2010) et (Legay, 2011) dans le cadre du projet industriel CRIAQ COMP-413.

Les résultats sont présentés sous la forme de trois articles :

- ★ Article 1 : « Experimental and numerical investigation on the open-hole compressive strength of AFP composites containing gaps and overlaps ».
- ★ Article 2 : « An experimental analysis of the effect of AFP defects on buckling behavior of variable stiffness composites laminates ».
- ★ Article 3 : « Effect of gaps and overlaps on the buckling behavior of an optimum design of variable stiffness composites laminates – A numerical and experimental study ».

3.1 Article 1

L'objectif principal de cet article est d'évaluer les effets des défauts intrinsèques au procédé AFP sur la résistance à la rupture en compression des stratifiés composites troués (OHC). Dans cette optique, une approche expérimentale et numérique ont été élaborées. L'approche expérimentale vise à quantifier l'effet des défauts sur la résistance OHC des stratifiés composites. L'approche numérique, quant à elle, vise à développer un outil numérique fidèle capable de prédire la résistance OHC des stratifiés composites et ce, considérant la présence des défauts de fabrication.

Approche expérimentale : une série d'expériences a été menée sur des stratifiés quasi-isotropes d'empilement industriel de type $[45/0/-45/90]_{3s}$ contenant différentes configurations de défauts de fabrication. Trois types de défauts sont étudiés : l'espacement (gap), le chevauchement (over-lap) et l'espacement triangulaire (gap triangulaire). Ces défauts sont placés intentionnellement dans tous les plis à 0° et/ou à 90° , et ils sont soit centrés ou décalés par rapport au centre du trou (la distance de décalage est de 10 mm du centre du trou). Un total de 7 configurations de défauts est étudié.

Approche numérique : une approche numérique basée sur la méthode d'analyse de la rupture progressive est proposée dans le but d'élaborer un outil numérique capable de prédire la résistance OHC des stratifiés troués contenant des défauts de fabrication. La simulation

numérique est bâtie en deux étapes :

1. La première concerne la modélisation des défauts : Un modèle géométrique générique a été créé à l'aide du logiciel commercial Abaqus®. Afin de reproduire au mieux les configurations réelles des échantillons, ce modèle est construit avec des dimensions similaires à celles utilisées dans les essais expérimentaux, et est décomposé en plusieurs sections dont les caractéristiques (matériau et épaisseur) sont définies en fonction de la localisation des défauts dans la structure des échantillons testés. Un défaut de type gap est modélisé par un film de résine époxy non-renforcée, d'épaisseur égale à 0.1545 mm, (soit l'épaisseur du ruban pré-imprégné utilisé pour la fabrication des panneaux composites), tandis qu'un over-lap est modélisé par un ruban de double épaisseur (soit 0.309 mm).
2. La seconde concerne la modélisation de l'endommagement progressif des stratifiés composites : Un modèle d'endommagement progressif composé d'un modèle d'initiation de rupture et un modèle de dégradation progressive des propriétés élastiques des matériaux est introduit afin de prédire l'initiation et la propagation des dommages. Ce modèle d'endommagement a été implémenté dans le modèle de calcul d'éléments finis à travers une sous-routine utilisateur USDLF écrit en langage de programmation Fortran.

Les résultats expérimentaux sont ensuite utilisés pour valider la précision des prédictions numériques. Finalement, une étude paramétrique a été menée afin d'examiner l'effet du nombre des défauts et la largeur de l'échantillon sur la résistance OHC des stratifiés troués en composite conventionnel.

3.2 Article 2

Le deuxième article est à caractère essentiellement expérimental, dont l'objectif est double : D'une part, évaluer le potentiel dans l'utilisation des fibres curvilignes au détriment des fibres droites pour la fabrication des matériaux composites stratifiés. D'autre part, quantifier l'effet des défauts potentiels de fabrication (gaps et over-laps) sur les performances structurales en compression-flambage des matériaux composites. Dans cette optique, une méthodologie expérimentale est élaborée. Cette méthodologie repose sur la fabrication, la découpe, la caractérisation géométrique et l'instrumentation des panneaux, suivie de la réalisation du test de compression flambage et l'analyse de résultats expérimentaux.

Deux types de panneaux composites (508 mm de longueur \times 356 mm de largeur) sont fabriqués :

- Un panneau de référence à rigidité constante, constitué de 16 plis à fibres droites, empilés selon la séquence de drapage suivante : $[45/0/-45/90]_{2s}$.
- Deux panneaux à rigidité variable, de même empilement, l'un contenant 100% gaps et l'autre 100% over-laps. Pour minimiser la quantité des défauts générés, la méthode dite de découpe des rubans est considérée ici comme une stratégie de fabrication.

Les panneaux composites sont ensuite découpés en échantillons de dimensions de 254×406 mm. Le choix de ses dimensions repose sur des travaux d'optimisation réalisés par nos coéquipiers de l'université de McGill. Après la découpe, les caractéristiques géométriques des échantillons (épaisseur, poids et imperfections géométriques initiales) sont soigneusement mesurées.

Pour recueillir plus d'informations sur leur comportement en flambage, tous les échantillons sont instrumentés à l'aide de jauges de déformation et de capteurs Laser de déplacement.

Par ailleurs, tel que demandé par nos partenaires industriels, un nouveau montage expérimental a été conçu dans le but de réaliser les essais de compression flambage avec des conditions aux limites de type simplement supportées. Ce montage est inspiré de la norme ASTM (D7137/D7137M-15, 2012) et est adapté pour tenir compte des dimensions de nos échantillons (Annexe A). Pour s'assurer de la précision de ce montage, des essais préliminaires ont été effectués sur des structures métalliques.

Tous les essais de compression flambage sont réalisés au moyen d'une presse hydraulique AMSLER de 600 tonnes, équipée d'une cellule de charge de 100 kN, en mode contrôle de déplacement avec une vitesse de rampe de 1 mm/min. À partir des données enregistrées, les propriétés mécaniques en flambage ont été déterminées via une procédure d'identification mise en place, et les performances des panneaux composites à rigidité variable ont été comparées à celles de la référence.

3.3 Article 3

Le troisième article vise à étudier par la méthode expérimentale et numérique l'effet des gaps et over-laps sur les performances structurales en compression des stratifiés composites à rigidité variable.

Sur le plan expérimental, une deuxième série d'essais de compression flambage a été réalisée sur des panneaux composites à rigidité variable dont la séquence d'empilement est optimisée pour maximiser simultanément la rigidité axiale et la charge de flambement en tenant compte, contrairement à la première série de panneaux, des limitations physiques de la machine AFP (rayon de courbure minimal et longueur de découpe maximale). Le design et l'optimisation

des panneaux étudiés ont été effectués par nos partenaires de l'université McGill sans toutefois tenir compte de la présence des défauts de fabrication.

Sur le plan des calculs numérique, un modèle 2D a été développé pour simuler le comportement en flambage des stratifiés étudiés en tenant compte de la présence des défauts de fabrication (gaps et over-laps). La démarche adoptée ici est expliquée par la Figure 3.1. Tout d'abord, un script Python[®] a été développé pour construire le modèle géométrique (Annexe B). Pour pouvoir simuler des fibres curvilignes, le modèle géométrique a été construit en tant que des éléments orphelins, où il est possible de modifier les caractéristiques de chaque élément (type de matériau, épaisseur, angle d'orientation des fibres) de manière indépendante. En parallèle, un script Matlab[®] a été créé pour localiser les défauts au sein de chaque pli du stratifié. Les informations collectées ont été ensuite utilisées pour introduire les défauts de fabrication dans le modèle géométrique. Un défaut de type gap a été modélisé par une résine époxy d'une épaisseur de 0.1545 mm et un défaut de type over-lap a été modélisé par un ruban pré-imprégné d'une épaisseur de 0.309 mm. Le modèle géométrique est ensuite importé dans le code de calcul commercial ABAQUS[®]. Les conditions aux limites ainsi que les chargements mécaniques sont ensuite définis via l'interface graphique ABAQUS/CAE[®]. Finalement, différentes simulations numériques ont été conduites et les résultats sont comparés aux données expérimentales.

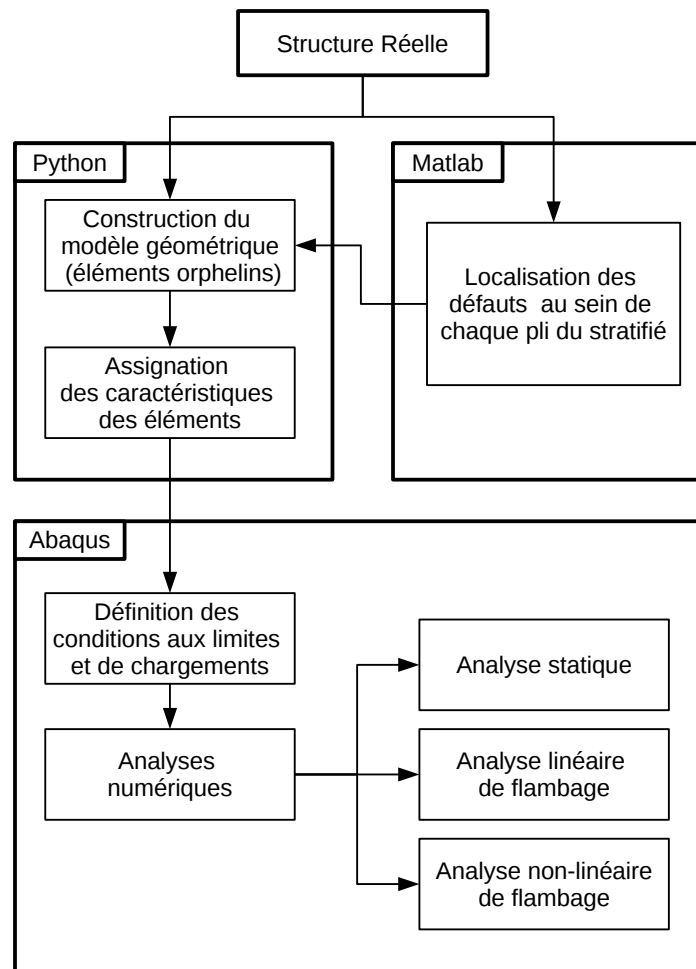


Figure 3.1 Démarche scientifique adoptée pour simuler un composite à rigidité variable.

CHAPITRE 4 ARTICLE 1: EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION ON THE OPEN-HOLE COMPRESSIVE STRENGTH OF AFP COMPOSITES CONTAINING GAPS AND OVERLAPS

Aymen Marouene^{a,*}, Pierre Legay^b, and Rachid Boukhili^a

^aPolytechnique Montreal, Department of Mechanical Engineering,
2900 Boulevard Edouard-Montpetit, Montreal, Quebec, H3C 3A7, Canada

^bCentre Technologique en Aérospatiale (CTA),
5555 Place de la Savane, Saint-Hubert, Quebec, J3Y 8Y9, Canada,

*Corresponding author. E-mail: aymen.marouene@polymtl.ca

4.1 Abstract

Laminated composite structures manufactured via the automated fiber placement process (AFP) inherently contain process defects known as gaps and overlaps. These defects raise concerns when they are located on or near holes intended for mechanical fastening. This investigation attempts to predict the effect of AFP-generated defects on the open-hole compression (OHC) strength by combining both experimental tests and numerical simulation. Tested OHC specimens containing gaps and overlaps oriented at 0° or 90° and centered on or shifted near the hole show that, depending on their location, the gaps and overlaps may have negative, negligible, or positive effects on the OHC strength. The better than expected effects are compatible with microscopic observations that clearly show the rearrangement of the plies during the consolidation process, which prevent the formation of deleterious discontinuities. Incorporating these observations in a numerical model, which simulates gaps and overlaps embedded inside the composite laminates, and applying a progressive failure analysis, confirms that the effects of AFP defects depend as much on their type as on their location relative to the hole center. Finally, the results obtained from a parametric study provided further explanation on the effects of AFP defects on the failure strength of perforated composite laminates.

Keywords: Automated fiber placement; Polymer-matrix composites (PMCs); Open-hole compression; Defects; Progressive failure analysis.

4.2 Introduction

The automated fiber placement process (AFP) is currently the primary composite material manufacturing process used by major aircraft manufacturers as Boeing (B787), Airbus (A350), and Lockheed Martin (F-35). Further, current industrial AFP machines can handle very large and complex structural shapes and also offer new design possibilities, such as curvilinear fiber composites [1-4].

The AFP process consists of the placement of prepreg tows (generally 3.175-mm wide) on a mold with a robotic head that can typically position up to 32 tows simultaneously [5]. The robotic head cut and drop tows independently at any stage of the manufacturing process. Depending on the chosen tow-placement strategy, inter-tow gaps or tow overlaps (or a combination of both) are generated inside the laminated structure. Although the occurrence of gaps and overlaps can be prevented for simple near-flat panels, it becomes inescapable for complex curved shapes where tow drop is required. As well, the steering radius renders it difficult to maintain equidistant tow placement in these scenarios [6, 7]. Considering that gaps and overlaps are resin- and fiber-rich areas, respectively, these defects can create local variability in the material properties. From a theoretical perspective, it can be anticipated that these inherent process defects will reduce the mechanical performance of the final produced part.

In the last decade, many studies have been undertaken to evaluate the effect of gaps and overlaps on the mechanical performance of AFP structures. However, most of these studies have been either analytical or numerical, partly due to the limited access to expensive industrial AFP machines. For instance, Blom et al. [7] conducted a numerical investigation of the effects of tow drops on the stiffness and strength properties of tow-steered laminates. They concluded that, for the case of 3.175-mm-wide tows, the reduction is approximately 7% when the staggering technique is used and 15% for no staggering. The staggering technique aims to smooth out thickness disparities and produce a laminate without variable thickness [8]. Turoski [9] conducted an experimental and numerical investigation to determine the effect of gaps on several types of tests including unnotched and notched tension and compression tests. It was found that almost all of the experimental tests exhibited a reduction in failure strength with the introduction of gaps, and the numerical predictions were even lower than the experimental results. Croft et al. [10] investigated the influence of AFP defects on the laminate behaviour under several types of loading and laminate configurations. It was observed that laminates with varying ply angles introduce fiber waviness around the defects. This fiber waviness is influenced by several variables (e.g., the fiber orientations, the defect geometry and position, and the consolidation pressure) that modify the final geometry of

the defect. It was found that the defect effect on the open-hole tension (OHT) strength was near negligible, because the response is likely dominated by the stress concentration. However, the open-hole compression (OHC) strength was affected more significantly by the defects, because of the fiber micro-buckling mode of failure. A more recent experimental investigation undertaken by Falcó et al. [11] showed that the most critical strength reduction was observed for the case in which the gaps were not covered and the plies were not staggered. In these cases, large delaminations were initiated in the vicinity of the tow-drop defects.

This paper is part of a large project initiated by the Consortium for Research and Innovation in Quebec (CRIAQ), which began with the investigation presented in Ref. [10] and was then extended to other aspects of the AFP manufacturing process [12-14]. The specific objective of this paper is to determine the effects of gaps and overlaps on the OHC properties of AFP manufactured panels by combining both experimental testing and numerical simulation. The chosen methodology is to manufacture AFP panels with regular and well-defined gaps and overlaps.

Paper Organization

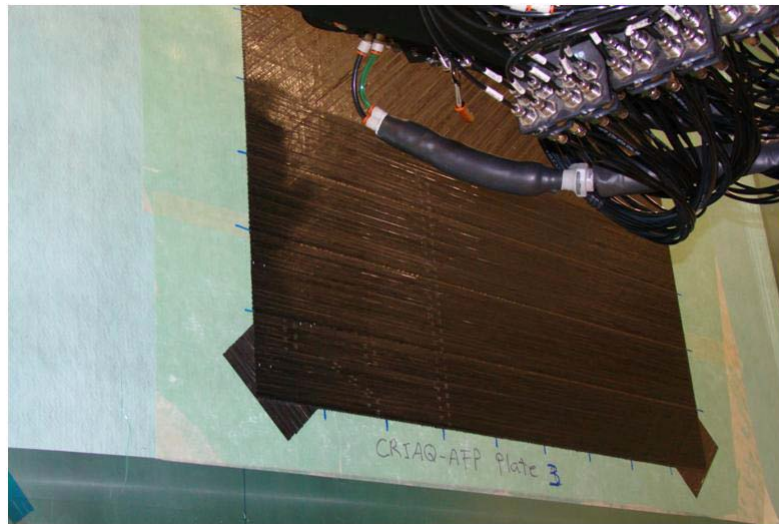
The remainder of this paper is organized as follows : Section 4.3 outlines the experimental procedure, while Section 4.4 briefly explains the conventional numerical methodology for progressive damage and failure analyses of composite laminates. Section 4.4 also explains the proposed approach to building a flexible 2D finite element (FE) progressive damage model that can be easily adapted according to the configuration of the manufacturing defects. Section 4.5 presents a discussion of the experimental results in comparison with the model predictions in terms of OHC specimens containing different types of defects. Finally, a parametric study is presented and discussed in Section 4.6 and conclusions are drawn.

4.3 Experimental procedure

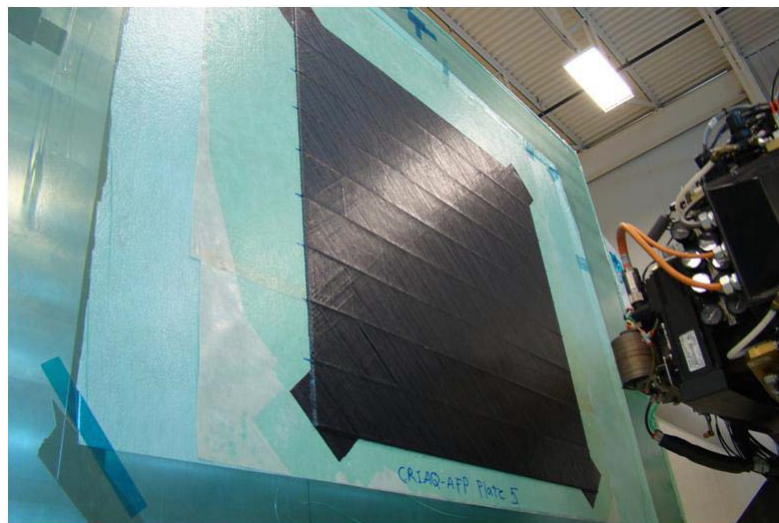
4.3.1 Materials and panel manufacturing

The material system under investigation is a 24 plies quasi-isotropic $[45/0/-45/90]_{3s}$ carbon/epoxy composite manufactured from G40-800/5276-1 prepreg supplied by Cytec[®] USA. The steered 914-mm-wide panels were manufactured using a Viper 4000 AFP machine from MAG Cincinnati. This AFP machine has the capability to layup any even number of 3.175-mm-wide slit-tape tows, up to 32 tows. All of the panels were cured in an autoclave oven in accordance with the supplier (Cytec)-recommended curing cycle, at 177°C for 2 h under 85 psi pressure.

Three AFP process-induced defects were considered in this investigation, namely : gaps, overlaps, and triangular gaps (Figure ??). These defects were intentionally incorporated into the laminated panels. To generate a gap or overlap defect inside the laminate, the robotic fiber placement head removed or added a fiber tow, respectively. Furthermore, the triangular gap defects were created by manually cutting the end of a tow to create a triangular defect with 12.5-mm length and 3.175-mm width.

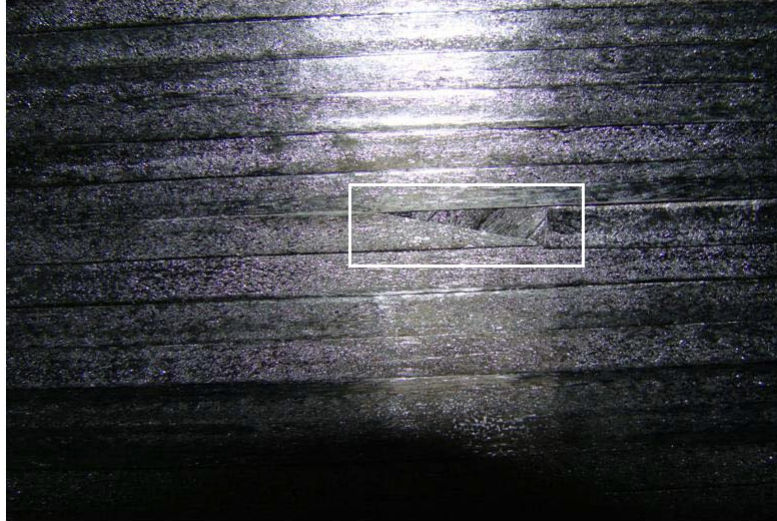


(a) Gap defect



(b) Overlap defect

Figure 4.1 Automated fiber placement process-induced defects.



(c) Triangular gap defect

Figure 4.1 Automated fiber placement process-induced defects (Suite).

In order to amplify their effect, the AFP defects were stacked and placed in all the 0° plies and/or the 90° plies. For instance, in the case of a composite panel with 0° overlaps, an overlap was embedded into each 0° ply. Since the $[45/0/-45/90]_{3s}$ laminate contained a total of six 0° plies, each ply contained an additional 0° tow. The six additional tows (i.e., overlaps) were placed in the same locations across the sections and along the entire panel length, as shown in Figure 4.2. The same procedure was adopted here to create composite panels with 0° , 90° , $0^\circ + 90^\circ$ gaps, and with 0° triangular gaps. In particular, for the panel comprising 0° gaps combined with 90° gaps, a total of twelve gap defects were generated at both the 0° and 90° plies. Finally, scanning electron microscopy (SEM) observations were performed with a JEOL JSM-840 scanning electron microscope to characterize the real AFP defect geometry.

4.3.2 Open-Hole Compression test

Figure 4.3 shows the positions of the gaps and overlaps with respect to the central hole for seven different configurations in addition to the baseline case (i.e., a defect-free specimen). The specimens were 304.8-mm long and 38.1-mm wide. All the specimens were drilled with a 6.35-mm-diameter hole in the center and through-the-thickness using a diamond core drill. It should be noted that, in Figure 4.3, the shifted 0° defects were positioned 10 mm from the hole center.

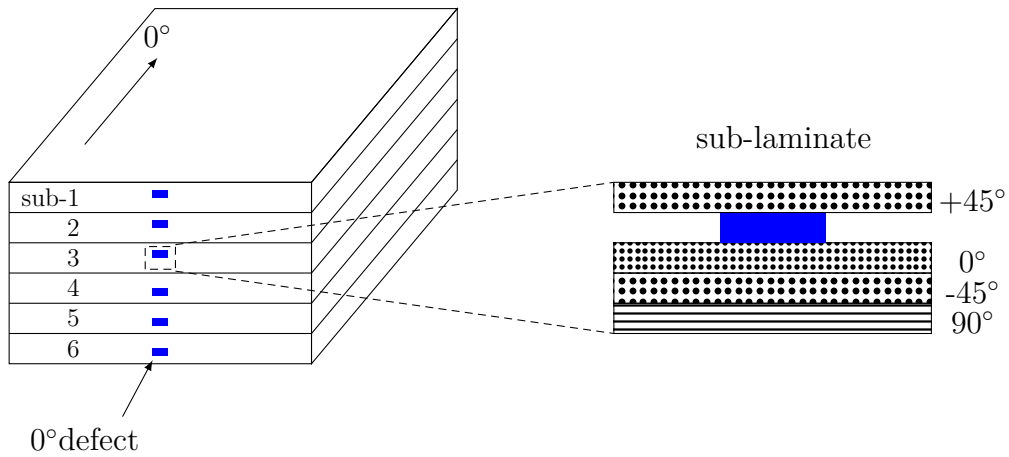


Figure 4.2 General view of the laminate showing 6 defects, each defect within a [45/0/-45/90] sub-laminate, including a zoom of an overlap positioned on the 0° ply within a sub-laminate.

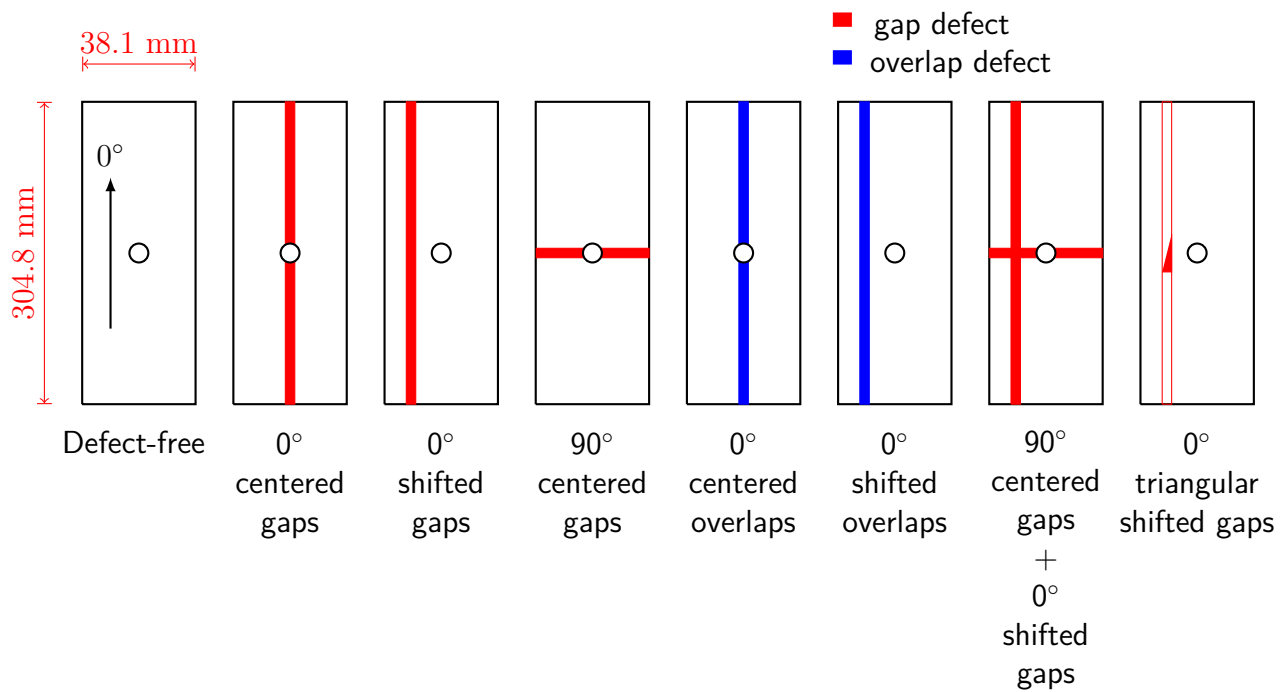


Figure 4.3 Schematic illustration of various examined panel configurations.

The OHC tests were conducted at room temperature and in accordance with the ASTM D6484 specification [15], and four replicates were tested for each case. The specimens were placed in the fixture without end tabs and were gripped at both ends with binding grips, leaving a gauge length of 101.6-mm. Figure 4.4 shows the OHC specimen mounting in the OHC fixture. This fixture is equipped with an anti-buckling device that prevents out-of-plane movement of the specimens. All OHC specimens were loaded up to failure at a cross-head speed of 2 mm/min using an MTS-810 universal testing machine with a 100-kN cell load.

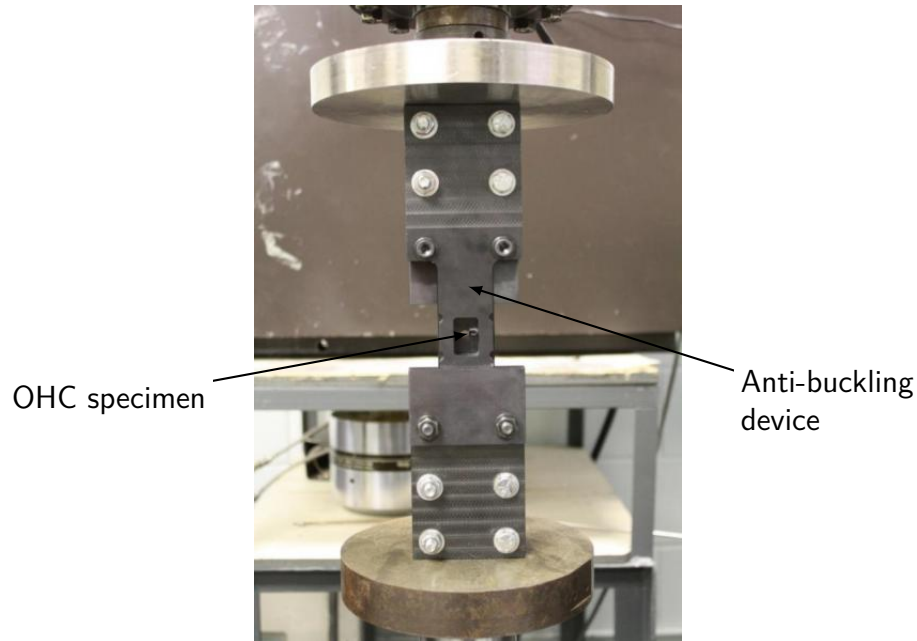


Figure 4.4 OHC specimen mounting in the OHC fixture.

4.4 Numerical methodology for progressive damage and failure analyses as applied to defects-containing OHC specimens

4.4.1 Progressive damage analysis procedure

The procedure commonly adopted for the progressive failure analysis of laminated composites is shown in a flow diagram in Figure 4.5, and can be summarized in three main steps : (i) stress analysis; (ii) failure analysis; and (iii) material properties degradation.

Before these three steps are detailed in the next sub-sections, it should be noted that at first, a stress analysis was performed for each load level, in order to compute the stress and strain fields in each ply of the composite laminate. When the stress distributions are obtained, failure analysis was conducted wherein the stresses were compared to a failure

criterion, in order to detect the presence or not of a local damage inside the material. If localized damage was detected, the elastic material properties of the damaged area were subsequently degraded in accordance with a specific material-properties degradation model. In the case of the non-global failure, the load was increased incrementally until the laminated composite reached its ultimate load.

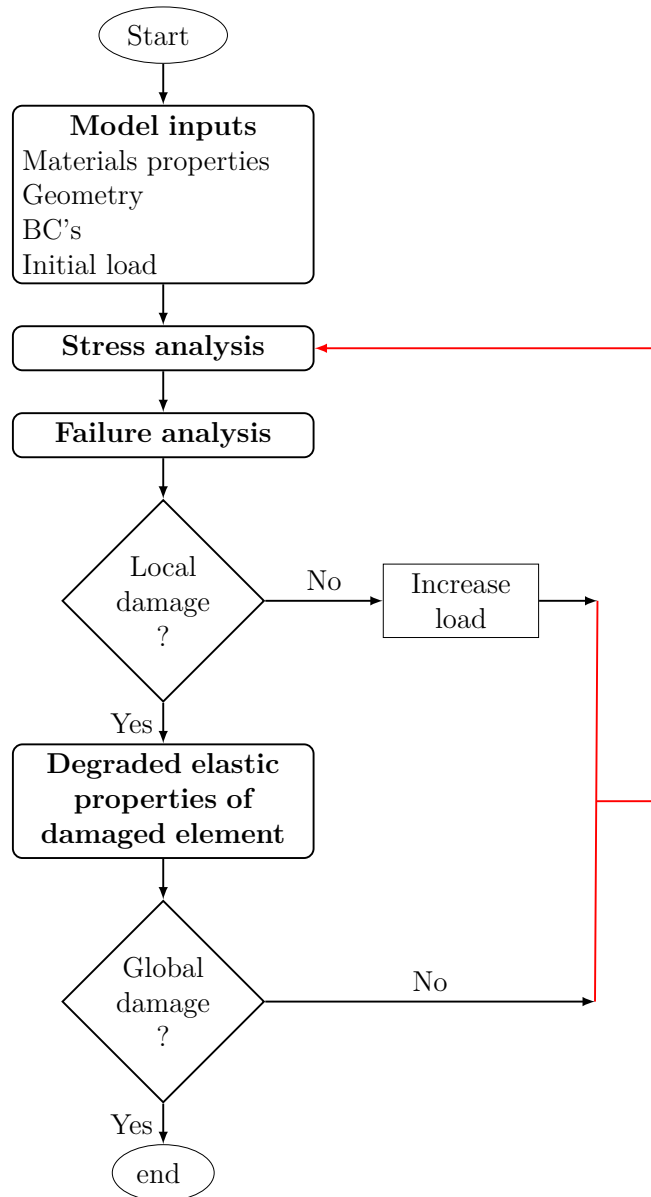


Figure 4.5 General flow diagram for progressive failure analysis.

4.4.2 Finite element model development

Stress analysis

The building of the numerical model for the defect configurations considered in this paper involved the following two steps : (1) creation of structure's geometry and material allocation; and (2) mesh generation and imposed boundary conditions.

Geometric model and type of the material The main challenge here was to build a flexible numerical model that could be easily adapted to reflect the presence of the AFP defects embedded inside the composite laminates. Accordingly, a 2D plane geometrical model was developed using a commercial finite element package, ABAQUS/Standard® [16]. The model was built with dimensions similar to those used in the experimental tests. Figure 4.6a displays a sketch of the OHC specimen with horizontal and vertical delimited regions developed using ABAQUS®. These regions could contain gaps or overlaps and could be centered on or shifted away from the central hole. For instance, Figure 4.6b shows a ply-by-ply through-thickness view of a region containing gap defects.

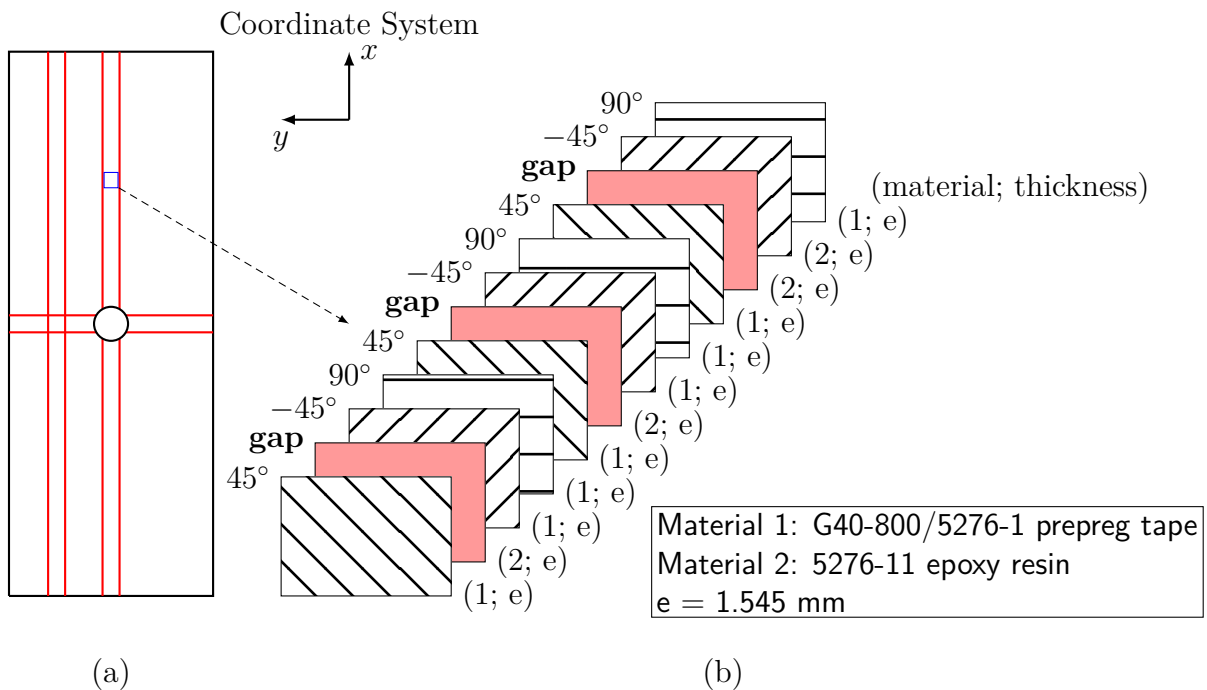


Figure 4.6 (a) The geometric model as developed using ABAQUS, and (b) Ply-by-ply through-thickness view of region with gap defects.

As illustrated in Figure 4.6, the overall geometric model was split into a number of sections whose material characteristics and thickness were user-defined based on the defect type (i.e., gap or overlap) and its location in the laminate. Hence, to introduce defects in any section of the geometric model, the user was simply required to change either the ply thickness or material in the case of an overlap or gap, respectively. To reproduce the experimental conditions, the overlap was modeled as a ply with a double thickness (i.e., 0.309 mm), while the gap was modeled by an epoxy resin film with a thickness equal to the prepreg tape thickness (i.e., 0.1545 mm). The mechanical properties of G40-800/5276-1 prepreg tape and epoxy resin system used in the numerical model are summarized in Tables 4.1 and 4.2, respectively. In the model, the plane stress formulation was used and the material responses were assumed to be linearly elastic.

Table 4.1 G40-800/5276-1 prepreg tape mechanical properties used in FE analysis

Mechanical property	Symbol [Unit]	Value
Longitudinal Young's modulus	E_{11} [GPa]	142.7
Transverse Young's modulus	E_{22} [GPa]	9.1
Longitudinal tension strength	X^T [MPa]	3012.7
Transverse tension strength	Y^T [MPa]	1744.2
Longitudinal compression strength	X^C [MPa]	90.3
Transverse compression strength	Y^C [MPa]	200
Major Poisson's ratio	ν_{12} [-]	0.3
In-plane shear modulus	G_{12} [GPa]	4.82
In-plane shear strength	S_{12} [MPa]	170

Table 4.2 5276-1 epoxy resin mechanical properties used in the FE analysis

Mechanical property	Symbol [Unit]	Value
Young's modulus	E [GPa]	3.7
Shear modulus	G [GPa]	1.4
Poisson's ratio	ν [-]	0.3
Tensile strength	Y [MPa]	58.3

Mesh and boundary conditions The geometric model was discretized with S4R shell element in ABAQUS/Standard[®]. These are 4-node, doubly curved, reduced integration, hourglass control linear elements with finite member strains [16]. This selection of shell element was motivated by the fact that this element type is commonly used for the modeling and analysis of composite structures. As shown in Figure 4.7, a finer mesh was applied in the areas of interest in order to ensure accurate stress results. During the mesh generation process, special care was taken to avoid mesh asymmetry. Furthermore, in order to reproduce the real experimental conditions as much as possible, the OHC specimen was modeled as being clamped at one end and let free to move only in the length direction to the other end, as shown in Figure 4.7. No restrictions were imposed on the lateral edges.

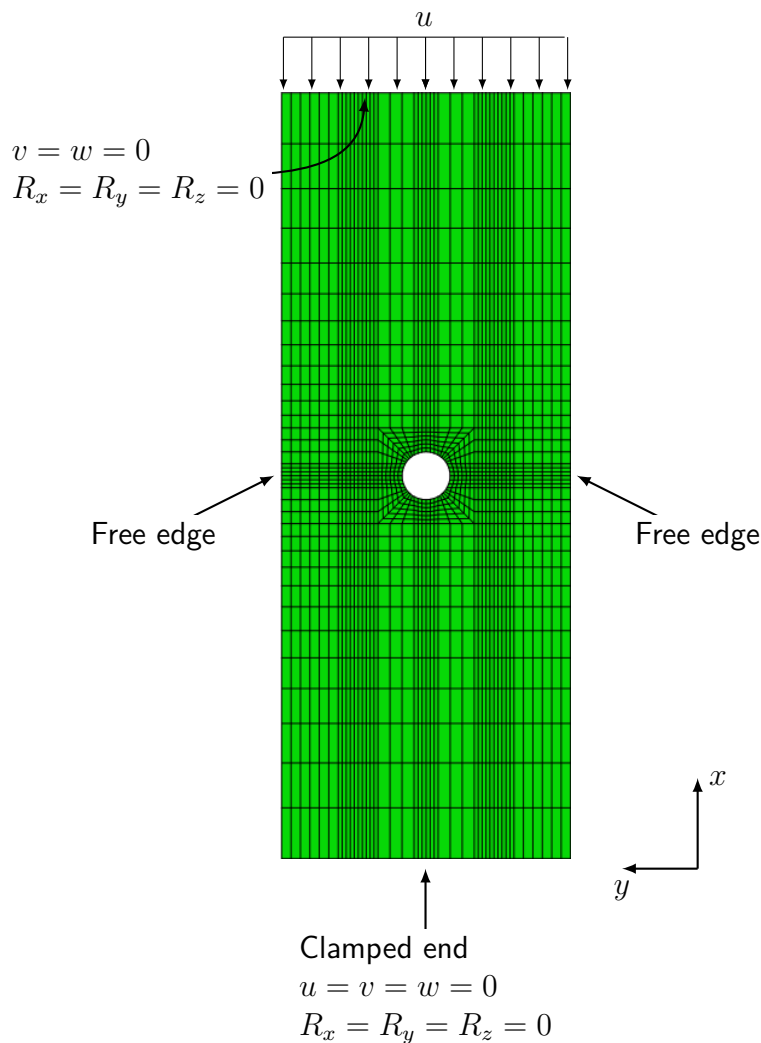


Figure 4.7 Finite element mesh and boundary conditions.

Failure analysis

On the mesoscopic scale, the material defects constitute either a unidirectional prepreg tape in the case of an overlap or a non-reinforced epoxy resin in the case of a gap. An appropriate failure criterion is associated for each case. The potential in-plane damage mechanisms in a composite lamina under uniaxial compression can be grouped into three basic mechanisms : (i) matrix microcracking in tension and/or compression, (ii) fiber/matrix shear failure, and (iii) fibers buckling [17]. Because of the complex nature of the failure phenomena, several failure criteria have been described analytically and formalized in the literature as a means of assessing each failure mode [18-24]. In this context, Orifici et al. [25] have performed an exhaustive review on the current most common failure criteria for unidirectional composite laminates. Herein, Hashin's two-dimensional failure criteria [26] were selected in order to model the prepreg tape failure behavior. Hashin's criteria are widely used in industry because of its simplicity and efficiency, and also because they require lamina proprieties that can be determined experimentally. For the epoxy matrix, the von Mises criterion was preferred. It has been demonstrated that the von Mises criterion can be successfully used to simulate the failure behavior of epoxy matrixes under different quasi-static loading conditions [27, 28]. The analytical formulation of each of the criteria selected above is given by the following equations :

Hashin 2D failure criteria

Matrix tensile and compressive cracking

$$\text{if } (\sigma_{22} > 0), \quad e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^C}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}}{S_{12}}\right)^2, \quad \left\{ \begin{array}{l} e_m \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_m < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{array} \right. \quad (4.1)$$

$$\text{if } (\sigma_{22} < 0), \quad e_m^2 = \left(\frac{\sigma_{22}}{Y^T}\right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S_{12}}\right)^2, \quad \left\{ \begin{array}{l} e_m \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_m < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{array} \right. \quad (4.2)$$

Fiber-matrix shear failure

$$\text{if } (\sigma_{12} > 0), \quad e_s^2 = -\left(\frac{\sigma_{11}}{X^C}\right), \quad \left\{ \begin{array}{l} e_s \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_s < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{array} \right. \quad (4.3)$$

$$\text{if } (\sigma_{12} < 0), \quad e_s^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{X^T} \right), \quad \begin{cases} e_s \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_s < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{cases} \quad (4.4)$$

Fiber tensile and compressive failure

$$\text{if } (\sigma_{11} > 0), \quad e_f^2 = \left(\frac{\sigma_{11}}{Y^C} \right)^2 + \left(\frac{\tau_{12}}{S^{12}} \right)^2, \quad \begin{cases} e_f \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_f < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{cases} \quad (4.5)$$

$$\text{if } (\sigma_{11} < 0), \quad e_f^2 = \left(\frac{\tau_{12}}{S^{12}} \right)^2, \quad \begin{cases} e_f \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_f < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{cases} \quad (4.6)$$

where σ_{11} and σ_{22} are the in-plane stress components, X^T and X^C are the longitudinal strengths under tension and compression, respectively, Y^T and Y^C are the transverse strengths under tension and compression, respectively, and S^{12} is the shear strength. The parameters e_m , e_s , and e_f are the matrix, fiber-matrix shear, and fiber buckling damage indexes, respectively. Axes 1 and 2 represent, respectively, the longitudinal and the transverse directions of the lamina.

Von Mises 2D failure criterion

$$e_p^2 = \left(\frac{\sigma_1}{Y} \right)^2 + \left(\frac{\sigma_2}{Y} \right)^2 - \left(\frac{\sigma_1 \sigma_2}{Y} \right)^2, \quad \begin{cases} e_p \geq 1 \Rightarrow \text{damage} \\ e_p < 1 \Rightarrow \text{no damage} \end{cases} \quad (4.7)$$

where σ_1 and σ_2 are the in-plane stress components, e_p is the failure index of the non-reinforced matrix, and Y is the strength.

4.4.3 Material properties degradation model

A fairly large number of degradation models can be found in the literature [29-32]. Garnich et al. [33] have reported the most widely used degradation models for progressive failure analysis of composites and divided these models into two main categories : (i) "sudden degradation models" and (ii) "gradual degradation models". In a sudden degradation model, the elastic material properties associated with any failure mechanism are degraded instantaneously to zero. However, in a gradual degradation model, the elastic material properties associated with any failure mechanism gradually deteriorate to zero, either linearly

or exponentially. According to Garnich et al. [33], the gradual degradation models generally have the disadvantage of a higher computational cost due to their iterative nature. In addition, a third model, known as the constant model, is often cited in the literature, where the elastic material properties associated with any failure mode are degraded in such a way that the material cannot handle additional loads.

In this investigation, the degradation model adopted is the well-known Chang-Chang Model [30]. This model assumes that, when there is a matrix failure, the composite loses its transverse properties (i.e., the matrix-dependent properties); therefore, the transverse modulus and Poisson's ratio are reduced to zero. When a fiber-matrix interface shear failure occurs, the shear modulus and Poisson's ratio are reduced to zero and, when a fiber failure occurs, all the elastic properties are reduced to zero.

In order to implement this degradation model in a finite element analysis, the elastic properties of the prepreg tape material were defined in terms of three independent filed variables (labeled $FV1$, $FV2$, and $FV3$ in ABAQUS[®]). Note that a field variable is a user-defined variable designated by ABAQUS[®] as a nodal data where its value can be redefined as the function of element variables (e.g., stress or strain) [16]. Here, the filed variables $FV1$, $FV2$, and $FV3$ denote the matrix tensile and compressive cracking, the fiber-matrix shear, and the fiber buckling, respectively. These filed variables are Boolean variables with two possible values, $\{0, 1\}$, depending on the material state : 0 if the material is intact and 1 if the material is damaged. In other words, for a given load level, if the material is intact, $FV1$, $FV2$, and $FV3$ are all set to zero. Thus, the material retains its original elastic properties. However, when any damage index exceeds 1, the associated field variable changes from 0 to 1. The elastic properties of the material's damaged area are then modified according to the new ($FV1$, $FV2$, $FV3$) combination; the possible combinations are listed in Table 4.3.

Table 4.3 Prepreg tape material degradation model

Material state	$(FV1, FV2, FV3)$	Elastic properties			
		E_x	E_y	ν_{xy}	G_{xy}
No failure	(0, 0, 0)	E_x	E_y	ν_{xy}	G_{xy}
Matrix failure	(1, 0, 0)	E_x	$\rightarrow 0$	$\rightarrow 0$	G_{xy}
Fiber/matrix shear	(0, 1, 0)	E_x	E_y	$\rightarrow 0$	$\rightarrow 0$
Fiber failure	(0, 0, 1)	$\rightarrow 0$	$\rightarrow 0$	$\rightarrow 0$	$\rightarrow 0$

The same approach is also applied to simulate the properties degradation of the non-reinforced epoxy resin during the post-failure state (Table 4.4). It is assumed that the epoxy resin exhibits brittle failure behavior and its elastic properties can be defined as function of a fourth field variable, $FV4$, which denotes the epoxy microcracking failure.

Table 4.4 Epoxy resin material degradation model

Material state	$FV4$	Elastic properties	
		E_x	ν
No failure	0	E_x	ν
Failure	1	$\rightarrow 0$	$\rightarrow 0$

4.4.4 Implantation strategy of the damage model

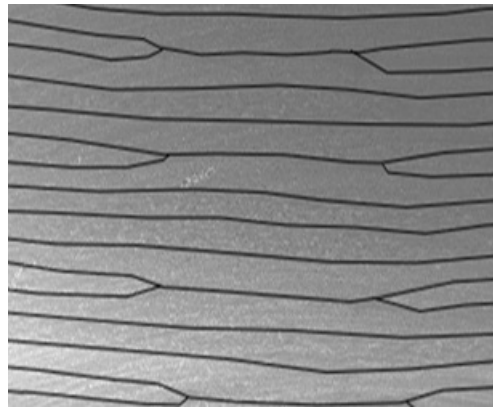
The final modeling step consists in the integration of the progressive damage model (i.e., damage criteria associated with the different materials as well as the degradation material rules) within the main FE model. This task was performed using the subroutine ABAQUS USER SUBROUTINE (USDFLD), written in FORTRAN. This subroutine will be called at each load increment during the FE analysis to ascertain whether local damage had occurred at each element in the geometric model. This routine evaluated the failure indexes at each integration point of the geometric model and identified the damaged elements as well as their failure modes. Subsequently, the collected information regarding the occurrence of damage was transferred to ABAQUS[®] via the field variables (FV). Accordingly, the elastic material properties of the damaged elements were then adjusted in accordance with the degradation rules explained previously, in section 4.4.3. Thereafter, the load was redistributed on the remaining integration points to check whether other failing elements were present at the same load level. It is, therefore, understandable that the model accuracy depends on the load size increment. Thus, very small load increments were used in this analysis.

4.5 Results and Discussion

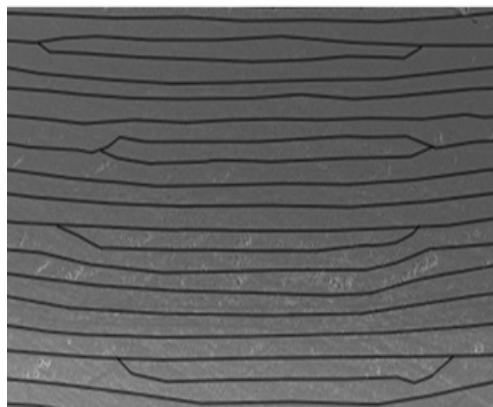
4.5.1 Observation of the real defect geometry

Scanning electron microscope (SEM) observations of the specimen cross-sections in regions where gaps and overlaps were introduced are shown in Figures. 8a and b, respectively. The discernible horizontal lines separating the plies on the SEM cross-sections shown in Figures 8 were created through image contrast adjustments, for ease of observation and discussion.

In Figure 8a, it can be seen that, when a gap is created inside the 0° ply of a $[45/0/-45/90]$ sub-laminate, the two 45° plies surrounding the 0° ply “*expand*” to fill this gap. In contrast, when an overlap is introduced in the 0° ply of a $[45/0/-45/90]$ sub-laminate, the two 45° plies surrounding the 0° ply “*contract*” to accommodate the overlap defect, as can be seen in Figure 8b. In fact, these so-called “*expansion*” and “*contraction*” mechanisms around the gaps and overlaps result from the resin flow when it reaches its minimum viscosity under heat and pressure inside the autoclave. The resin flow prevents the gaps and overlaps from generating undesirable and otherwise detrimental micro-voids. This is a noteworthy observation in itself, since it indicates that a relatively high concentration of AFP-induced gaps and overlaps (as in the present case) can be accommodated in the laminate without formation of harmful micro-voids, which might be expected.



(a)



(b)

Figure 4.8 Scanning electron microscopy images: (a) specimen with 0° gaps and (b) specimen with 0° overlaps.

4.5.2 Sensitivity to the number of elements

As regards the numerical simulation, the issue of possible mesh dependency upon the failure strength predictions was examined by simulating a defect-free quasi-isotropic laminate (i.e., baseline specimen) with a stacking sequence of $[45/0/-45/90]_{3s}$. Three different FE meshes were considered, as depicted in Figure 4.9 : coarse mesh (1728 elements), intermediate mesh (3264 elements), and fine mesh (7200 elements).

The numerical predictions of the OHC strength yielded by each of the three meshes and the experimental value were then compared for this defect-free laminate, as shown in Table 4.5. There is no significant difference between results, apart from the computation times (CPU). Figure 4.10 shows the damage distribution associated with the fiber buckling mode inside the 0° ply for the different meshes, here, the undamaged and damaged elements are represented in blue and red, respectively. These damage predictions were given at a same load level (95% of the failure load). It can be seen that, unlike the intermediate and fine meshes, the coarse mesh cannot realistically capture the extent of damage inside the material. Thus, a finite element modeling approach using an intermediate mesh was selected for all simulations described in the following sections.

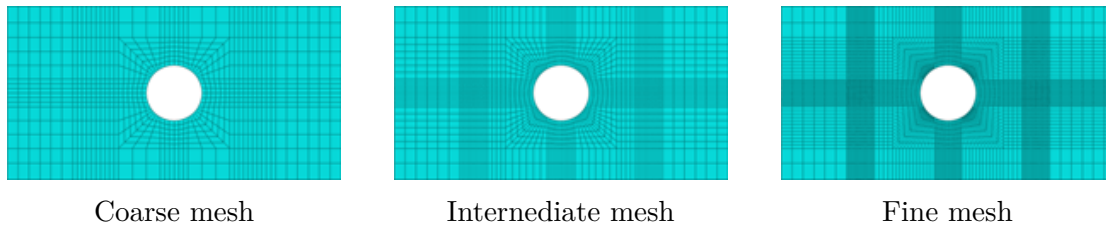


Figure 4.9 Illustration of the three different finite element meshes used in analysis.

Table 4.5 Effect of the number of elements on numerical value of laminate OHC strength for baseline specimen

Mesh	Test result (MPa)	Numerical results (MPa)	Error (%)	CPU time (sec)
Coarse		310	-0.20	231.7
Intermediate	311	310	-0.33	405.6
Fine		308	-1.12	1010.9

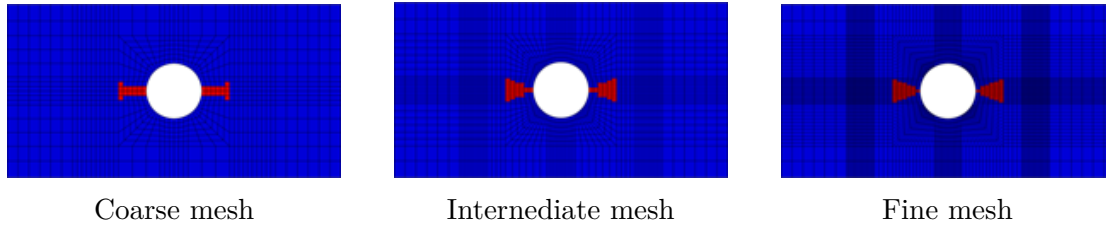


Figure 4.10 Effect of number of elements on distribution of damage variable associated with fiber buckling mode in 0° ply.

4.5.3 Comparison between experimental results and numerical predictions – effects of defects on OHC strength

Table 4.6 shows the excellent agreement obtained between the experimental data and the numerical results for the different investigated panel configurations. Figure 4.11 presents the same results graphically and shows that the numerical model predictions are within the experimental error bar.

Table 4.6 Comparison between experimental and numerical OHC strength results

Panel configuration	Experimental (CV ^a %)	Numerical	Diff. ^b
	(MPa)	(MPa)	(%)
90° centered gaps and 0° shifted gaps	271 (3.10)	273	+0.74
90° centered gaps	289 (5.01)	293	+1.55
0° triangular shifted gaps	295 (2.68)	288	-2.40
0° shifted gaps	296 (1.47)	288	-2.56
Baseline	311 (3.34)	310	-0.29
0° centered overlaps	315 (3.84)	312	-1.11
0° centered gaps	319 (1.30)	322	+0.84
0° shifted overlaps	329 (1.79)	325	+1.20

^aCV: coefficient of variation.

^bDiff.: difference rate between experimental and prediction OHC strengths results.

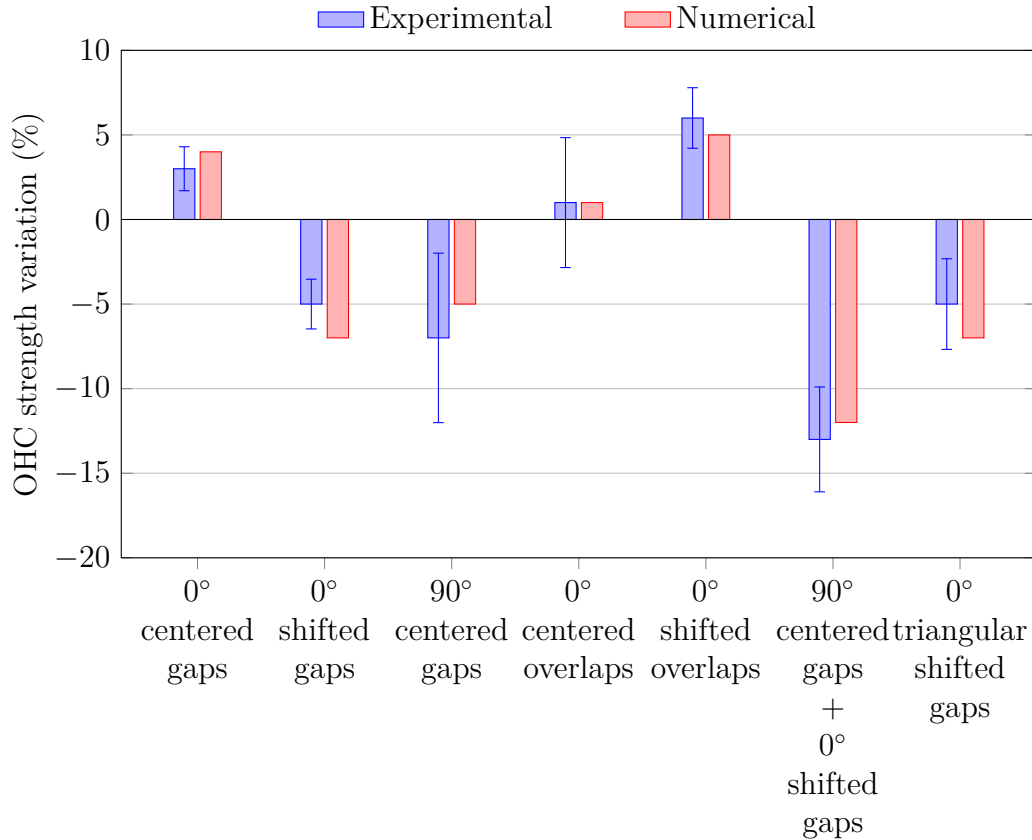


Figure 4.11 Comparison between experimental and numerical variation of OHC strengths for different defect configurations.

By displaying, the results in order of increasing experimental OHC strength, Table 4.6 shows that both the experimental data and the numerical model report the lowest strength for the case of 90° centered gaps combined with 0° shifted gaps. In this case, the OHC strength is approximately 13% lower than the baseline. The 90° centered gaps decrease the OHC strength of the laminate relative to the baseline (by approximately -7.1%). The 0° overlaps have a negligible effect when they are centered and a slightly positive effect (approximately 6%) when they are shifted. However, the 0° gaps have a slight positive effect when they are centered and a negative effect when they are shifted. Finally, the 0° shifted triangular gaps have the same effect as the 0° shifted gaps.

These seemingly contradictory results are explained by considering the axial strains around the hole for each case, as shown in Figure 4.12. Note that these strain values are computed at the same applied load for all specimens, and which is about 30 kN. As shown by the curves in Figure 4.12, the amplitude of the strain at the hole edge differs depending on the defect configurations. Indeed, compared to the baseline panel (i.e., defect-free specimen),

the presence of the 0° centered gaps in the laminate reduces the stress concentration at the hole edges, whereas the inverse tendency is seen when the 0° gaps are shifted from the hole center.

The same strain analysis is extended to the remaining cases. Figure 4.13 shows a comparison between the strain amplitudes at the end of the hole for all the examined defect configurations, with respect to the baseline presented as a dotted line. From the results given in this figure, it is clear that the defected specimens which have higher strain than the baseline can support lower loads before failure (i.e., they have a lower OHC strength than the baseline). As expected, the highest stress concentration was recorded for the laminate with both 90° centered and 0° shifted gaps.

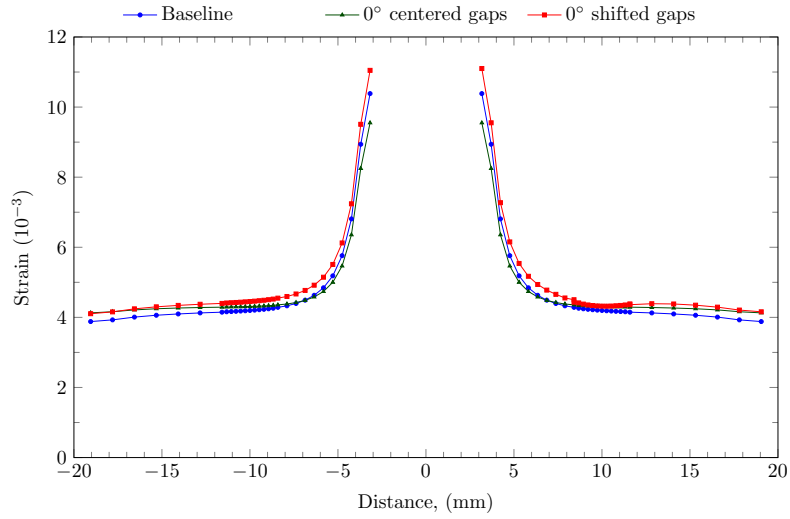


Figure 4.12 Distribution of the axial strain as a function of the distance according to an axis perpendicular to the loading direction for the selected defect configurations.

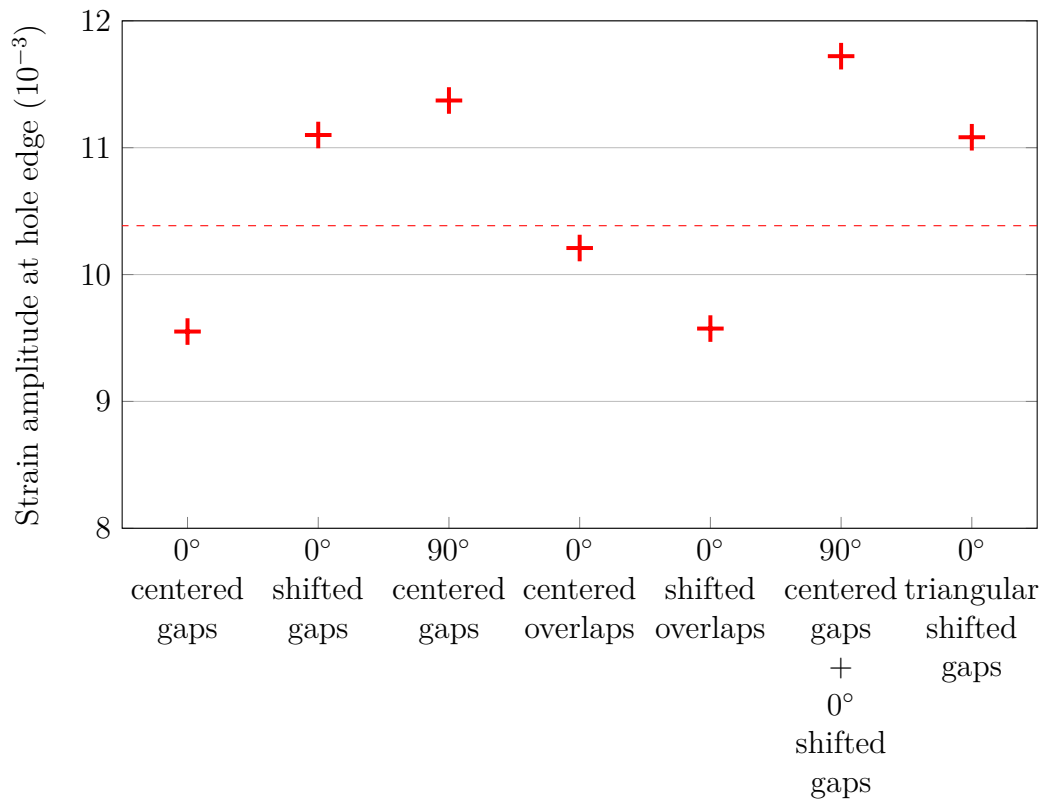
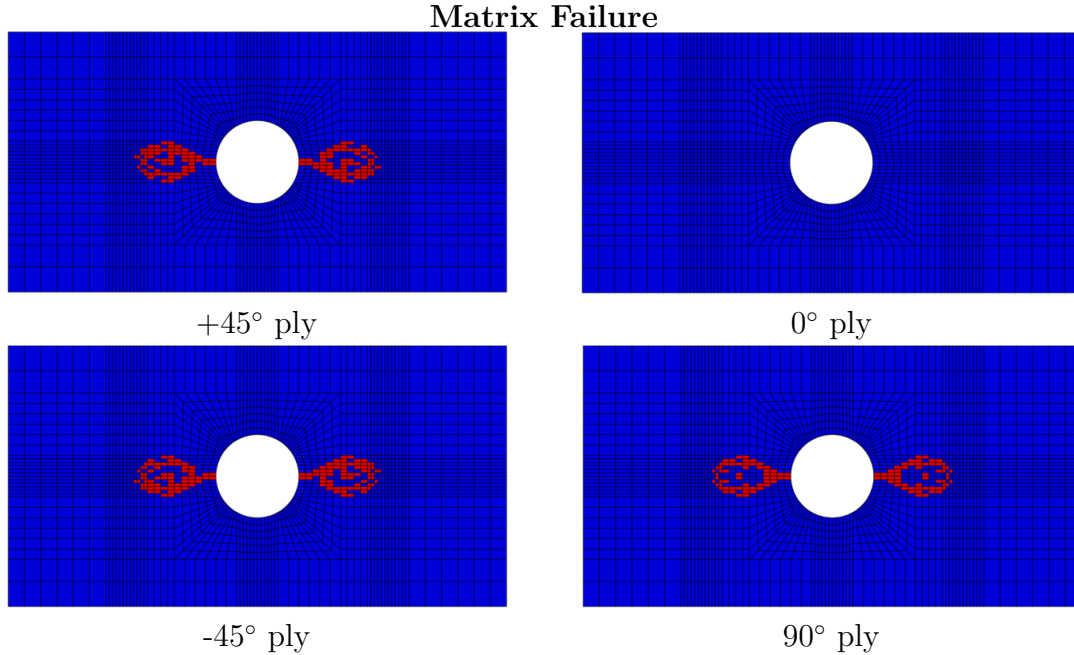


Figure 4.13 Strain amplitude at hole edge for different defect configurations.

4.5.4 Damage progression

The developed model can detect the damage initiation and monitor its evolution for each lamina. For the baseline specimen, it has been found that the failure is triggered at the 0° plies by fiber micro-buckling close to the stress concentration area (i.e., the hole boundaries) at 258 MPa (approximately 83% of the ultimate strength). Thereafter, matrix cracking and fiber-matrix interface failure occur within the $\pm 45^\circ$ and 90° plies at 265 MPa (approximately 86% of the ultimate strength). As the applied load is increased, these damage mechanisms propagate to the specimen's free-edges.

Figure 4.14 shows the different failure mechanism distributions for the baseline specimen within the $\pm 45^\circ$, 0° , and 90° ply orientations at the ultimate strength, here, the damaged elements colored red. It can be observed that, for the $\pm 45^\circ$ plies, the primary damage mechanisms are the shear failure of the fiber-matrix interface and the matrix microcracking, but some fibers buckling also occurs. For the 0° plies, it has been found that the failure modes are essentially dominated by the fiber micro-buckling and fiber-matrix interface shearing, and no matrix microcracking is observed. Finally, for the 90° plies, the matrix microcracking is the main failure mechanism, but a small number of bucked fibers can be observed, along with fiber-matrix interface shear failure.



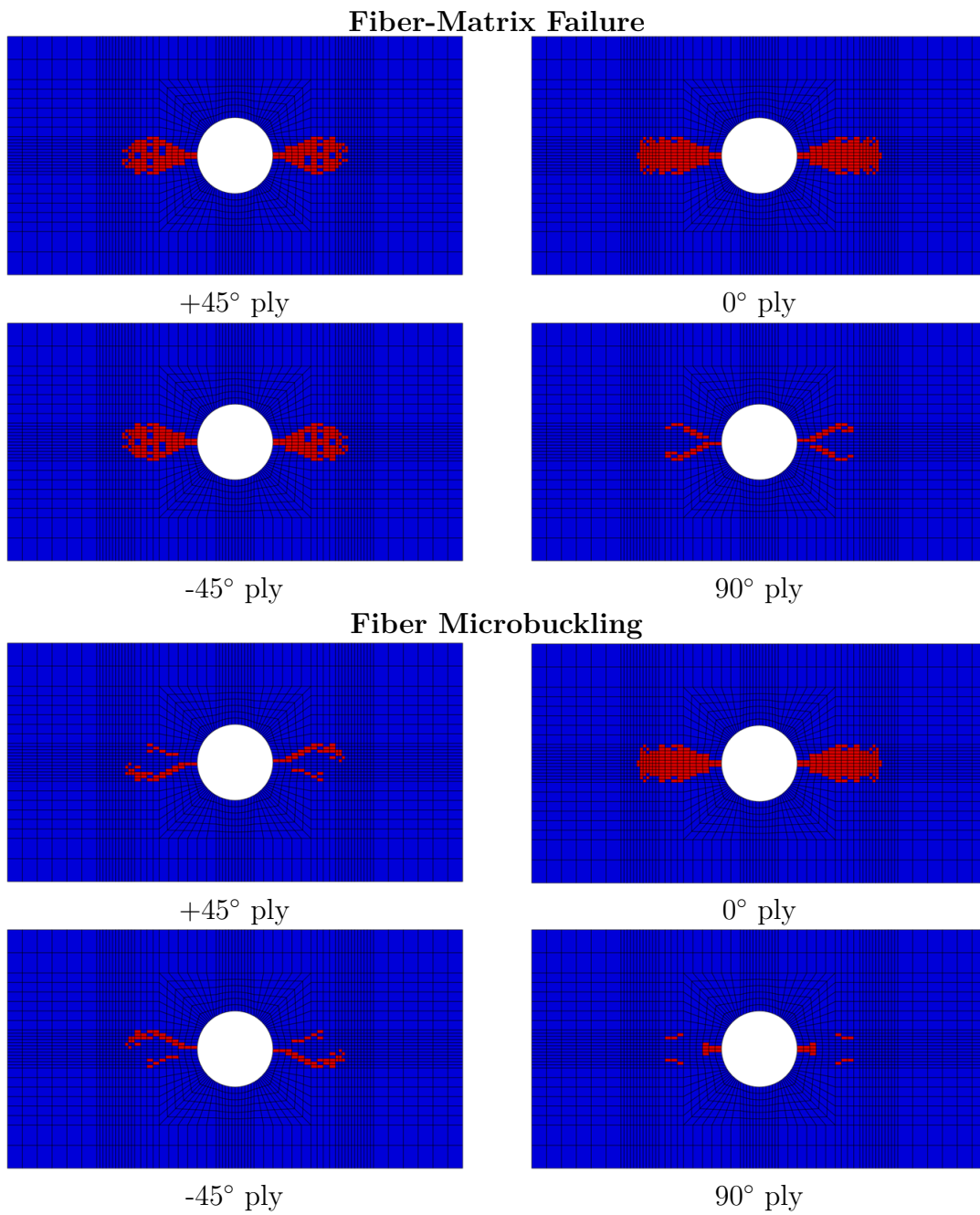


Figure 4.14 Distribution of damage by mode and ply orientation for baseline panel at maximum load.

For panels with defects, it was found that the introduction of a gap or an overlap has no effect on the chronological occurrence of the damage inside the composite laminate. The damage begins with fiber micro-buckling in the 0° plies, followed by matrix microcracking and shear failure of the fiber-matrix interface at the $\pm 45^\circ$ and 90° plies. The shifted gaps and overlaps constitute a particular case, as they introduce an asymmetry of the properties on both sides of the hole and are expected to result in an asymmetry of the damage state. This seems to be well predicted by the model, as shown in Figures 4.15a and b, proving the effectiveness of the numerical model.

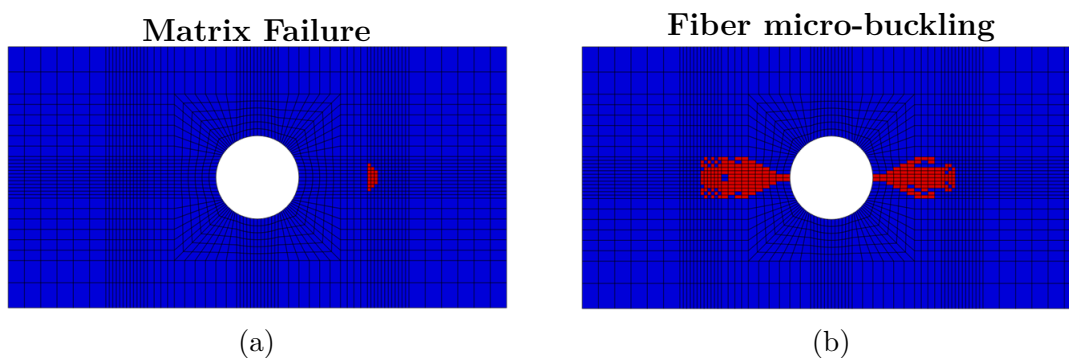


Figure 4.15 Predicted damage for 0° ply, a) 0° shifted gaps and b) 0° shifted overlaps.

4.6 Parametric analysis

The previous experimental and numerical investigations were performed by considering a defect (either a gap or overlap) in each $[45/0/-45/90]$ sub-laminate of the quasi-isotropic laminate $[45/0/-45/90]_{3s}$. Since there are six sub-laminates in the quasi-isotropic laminate, this corresponds to a total of six defects (number of defects, $n = 6$) across the section. This is probably the worst case scenario as regards real manufacturing conditions. In the present parametric analysis, the number of defects, n , is changed to $n = 4$ and $n = 2$, as sketched in Figure 4.16, for the case when the defect is associated with the 0° plies. The defect width was kept equal to the tow width (i.e., 3.175 mm) for all numerical simulations.

The results of this analysis are summarized in Figure 4.17. From this figure, it is apparent that the increase in the number of defects amplifies the variation of the failure strength growth toward the positive or negative directions, regardless of the defect type. Hence, an increase was observed in both the 0° centered gaps and 0° shifted overlaps configurations, and a decrease was seen for the 0° shifted gaps, 90° centered gaps, and 0° centered overlaps. However, this variation in OHC strength was not proportional to the number of defects

presented inside the laminate.

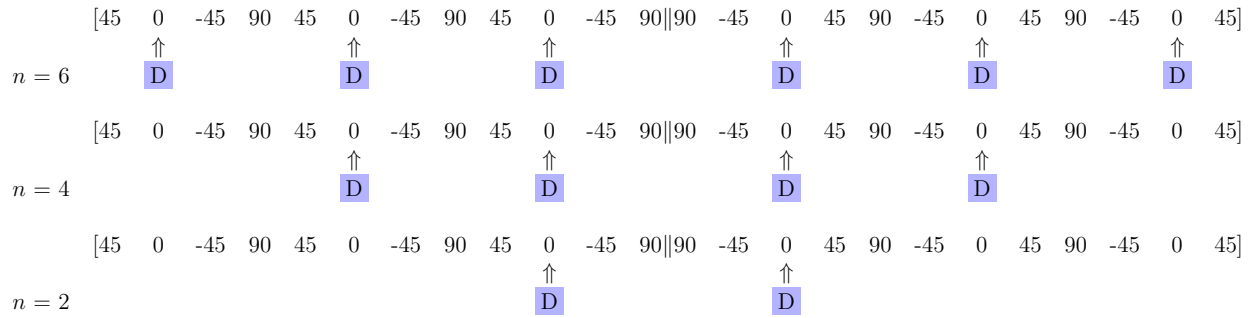


Figure 4.16 Defect (D) distribution across $[45/0/-45/90]_{3s}$ laminate section associated with 0° plies.

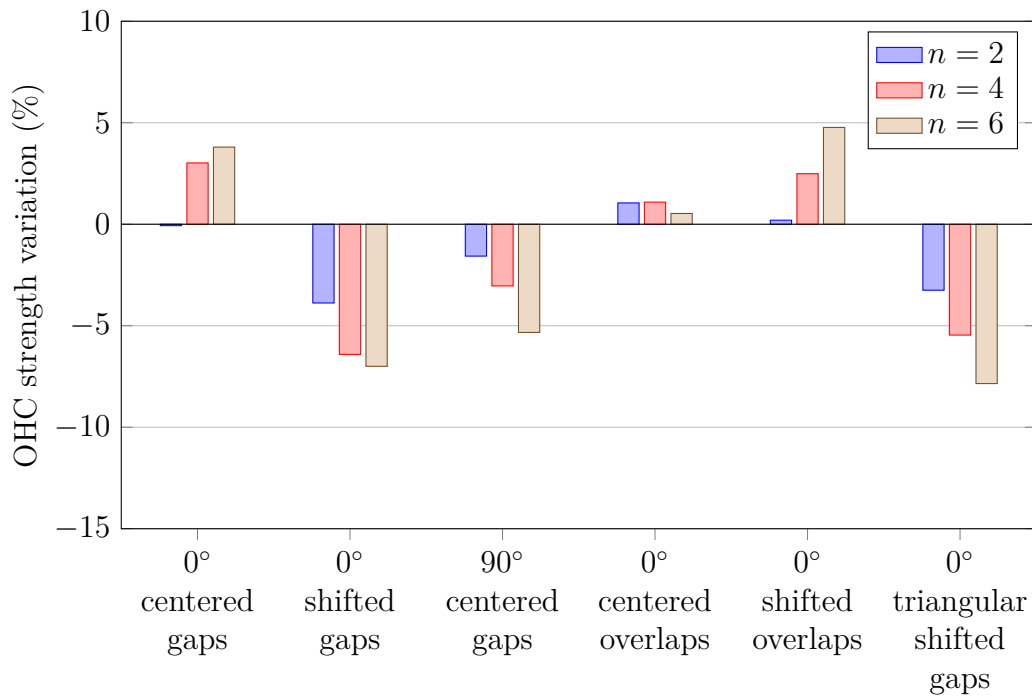


Figure 4.17 Effect of number of defects (n) on OHC strength variation.

Finally, the parametric analysis was applied to the case where the width of the OHC specimen was decreased from the standard width of 38.1-mm to 25.4-mm. The predicted results are summarized in Figure 4.18. Apart from the 90° centered gaps case, the results of the narrower specimens indicated higher OHC variations, for both positive and negative effects. These results were expected, as reduction of the specimen width results in an increase in the areal defect ratio (i.e., the ratio of the defect area to the total panel area), which explains the OHC strength variation of the laminate.

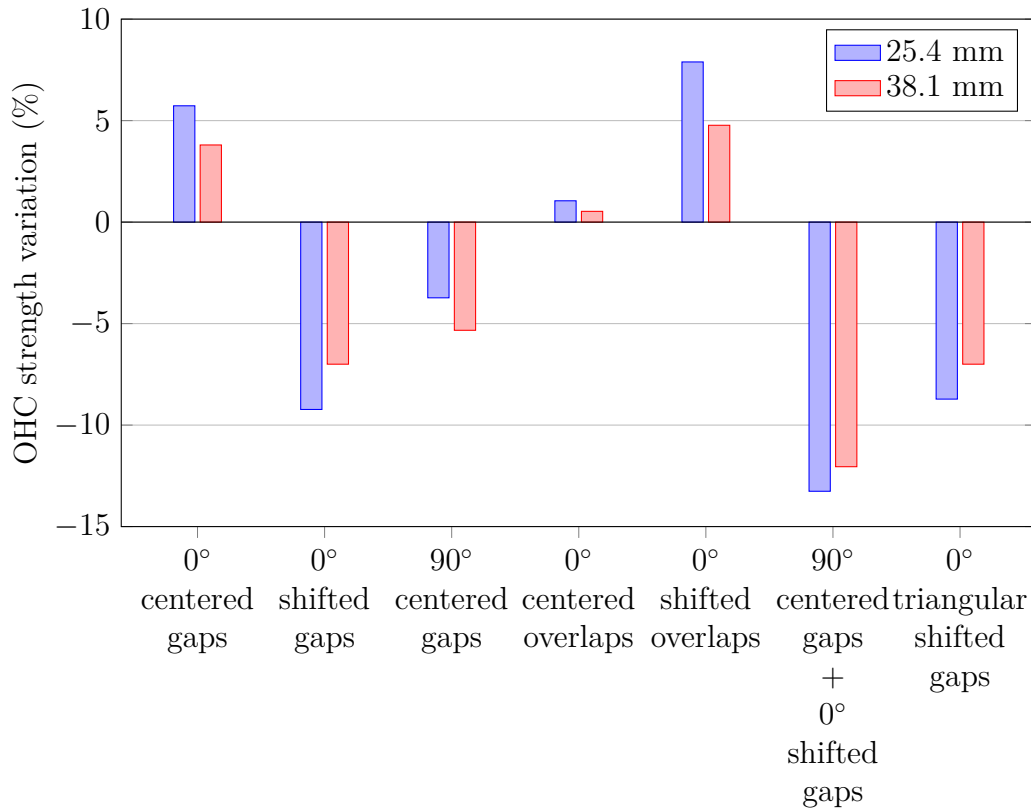


Figure 4.18 Effect of specimen width on OHC strength variation.

4.7 Conclusion

Manufacturing defects in composite laminates near holes intended for mechanical fastening are anticipated to raise the stress concentration and consequently lower the material strength. In the AFP process, gaps and overlaps, which are considered to be defects, are evenly distributed across the entire volume of the laminate. Consequently, these defects may be found on or near drilled fastening holes. These considerations motivated this investigation, which experimentally evaluate the OHC strengths of specimens containing gaps and overlaps

oriented at 0° or 90° and centered on or shifted near such holes. For this purpose, an extensive experimental testing program of AFP manufactured panels was undertaken. In addition, a numerical model that simulates the presence of the gaps and overlaps and predicts their effects was proposed. The model, which was based on the progressive failure analysis method, confirmed that the effects of AFP defects depend on both the defect type and its position relative to the hole center.

On the basis of the results reported in this paper, the following conclusions can be drawn :

- The developed numerical model can accurately predict the effects of the AFP defects (i.e., gaps and overlaps) on the OHC strength of composite laminates ;
- The 0° gaps have a slight positive effect on the OHC strength of the laminate when they are centered and a negative effect when they are shifted ;
- The 0° centered overlaps appear to have no effect on the OHC strength of the laminate when compared to its counterpart without defects. In contrast, the 0° shifted overlaps improve the OHC strength by approximately 6% ;
- The 0° triangular shifted gaps have the same effect as the 0° shifted gaps ;
- The 90° centered gaps decrease the OHC strength of the laminate relative to the baseline (approximately -7.1%). This decrease in OHC strength becomes even more important with the addition of gaps at 0° shifted from the hole center (approximately -13%) ;
- The strain amplitude at the hole ends was found to be dependent on the defects configurations ;
- The shifted gaps and overlaps constitute a particular case, as they introduce a property asymmetry on both sides of the hole. This is expected to result in asymmetry damage, which is well predicted by the proposed numerical model ;
- The parametric analysis showed that the variation of the OHC strength is not proportional to the number of defects present in the laminate. Furthermore, it was found that the OHC strength decreases further when the specimen width is decreased; this may explain certain published results, which report increased or reduced gap and overlap effects when different size OHC specimens are examined.

4.8 Acknowledgements

The authors would like to gratefully acknowledge the financial support provided by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) and the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Quebec (CRIAQ). We also thank Bombardier Aerospace and Composites Atlantic Limited for their support.

4.9 References

- [1] Gürdal Z, Tatting BF, Wu C. Variable stiffness composite panels : Effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*. 2008;39:911-22.
- [2] Setoodeh S, Abdalla MM, IJsselmuiden ST, Gürdal Z. Design of variable-stiffness composite panels for maximum buckling load. *Composite structures*. 2009;87:109-17.
- [3] Gürdal Z, Tatting BF, Wu KC. Tow-placement technology and fabrication issues for laminated composite structures. In : *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, 46th Structural Dynamics & Materials Conference*. Austin, Texas; 2005.
- [4] Dirk H-JL, Ward C, Potter KD. The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future. *Composites Part B: Engineering*. 2012;43:997-1009.
- [5] Smith F, Grant C. Automated processes for composite aircraft structure. *Industrial Robot: An International Journal*. 2006;33:117-21.
- [6] Shirinzadeh B, Alici G, Foong CW, Cassidy G. Fabrication process of open surfaces by robotic fibre placement. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*. 2004;20:17-28.
- [7] Blom AW, Lopes CS, Kromwijk PJ, Gurdal Z, Camanho PP. A theoretical model to study the influence of tow-drop areas on the stiffness and strength of variable-stiffness laminates. *Journal of composite materials*. 2009;43:403-25.
- [8] Tatting BF, Gürdal Z. Automated finite element analysis of elastically-tailored plates. NASA, Langley Research Center, Hampton, VA, NASA/CR-2003-212679; 2003.
- [9] Turoski LE. Effects of manufacturing defects on the strength of toughened carbon/epoxy prepreg composites : *Monatana State University, Mechanical Engineering, Bozeman, 2000*.
- [10] Croft K, Lessard L, Pasini D, Hojjati M, Chen J, Yousefpour A. Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates. *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*. 2011;42:484-91.
- [11] Falcó O, Mayugo J, Lopes C, Gascons N, Costa J. Variable-stiffness composite panels : Defect tolerance under in-plane tensile loading. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*. 2014;63:21-31.
- [12] Fayazbakhsh K, Nik MA, Pasini D, Lessard L. Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by automated fiber placement. *Composite structures*. 2013;97:245-51.
- [13] Nik MA, Fayazbakhsh K, Pasini D, Lessard L. Optimization of variable stiffness

composites with embedded defects induced by automated fiber placement. *Composite structures*. 2014;107:160-6.

[14] Nik MA, Fayazbakhsh K, Pasini D, Lessard L. A comparative study of metamodeling methods for the design optimization of variable stiffness composites. *Composite structures*. 2014;107:494-501.

[15] American Society for Testing and Materials. ASTM D6484/D6484M-14, standard test method for open-hole compressive strength of polymer matrix composite laminates. 2014.

[16] ABAQUS AS. User's manual, Version 6.11. 1. Dassaults Systemes Inc. 2011.

[17] Ambur DR, Jaunky N, Hilburger M, Dávila CG. Progressive failure analyses of compression-loaded composite curved panels with and without cutouts. *Composite structures*. 2004;65:143-55.

[18] Hinton M, Soden P. Predicting failure in composite laminates: the background to the exercise. *Composites Science and Technology*. 1998;58:1001-10.

[19] Soden P, Hinton M, Kaddour A. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates. *Composites Science and Technology*. 1998;58:1225-54.

[20] Hinton M, Kaddour A, Soden P. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates, judged against experimental evidence. *Composites Science and Technology*. 2002;62:1725-97.

[21] Hinton M, Kaddour A, Soden P. A further assessment of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates : comparison with experimental evidence. *Composites Science and Technology*. 2004;64:549-88.

[22] Kaddour A, Hinton M, Soden P. A comparison of the predictive capabilities of current failure theories for composite laminates : additional contributions. *Composites Science and Technology*. 2004;64:449-76.

[23] Gotsis P, Chamis CC, Minnetyan L. Prediction of composite laminate fracture : micromechanics and progressive fracture. *Composites Science and Technology*. 1998;58:1137-49.

[24] Pinho S, Iannucci L, Robinson P. Physically-based failure models and criteria for laminated fibre-reinforced composites with emphasis on fibre kinking : Part I : Development. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*. 2006;37:63-73.

[25] Orifici A, Herszberg I, Thomson R. Review of methodologies for composite material modelling incorporating failure. *Composite structures*. 2008;86:194-210.

- [26] Hashin Z. Failure criteria for unidirectional fiber composites. *Journal of applied mechanics*. 1980;47:329-34.
- [27] Fiedler B, Hojo M, Ochiai S, Schulte K, Ando M. Failure behavior of an epoxy matrix under different kinds of static loading. *Composites Science and Technology*. 2001;61:1615-24.
- [28] Fiedler B, Hojo M, Ochiai S, Schulte K, Ochi M. Finite-element modeling of initial matrix failure in CFRP under static transverse tensile load. *Composites Science and Technology*. 2001;61:95-105.
- [29] Chang F-K, Chang K-Y. Post-failure analysis of bolted composite joints in tension or shearout mode failure. *Journal of composite materials*. 1987;21:809-33.
- [30] Chang F-K, Chang K-Y. A progressive damage model for laminated composites containing stress concentrations. *Journal of composite materials*. 1987;21:834-55.
- [31] Camanho PP, Matthews F. Stress analysis and strength prediction of mechanically fastened joints in FRP : a review. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*. 1997;28:529-47.
- [32] Kutlu Z, Chang F-K. Composite panels containing multiple through-the-width delaminations and subjected to compression. Part I : analysis. *Composite structures*. 1995;31:273-96.
- [33] Garnich MR, Akula VM. Review of degradation models for progressive failure analysis of fiber reinforced polymer composites. *Applied Mechanics Reviews*. 2009;62:010801.

CHAPITRE 5 ARTICLE 2: BUCKLING BEHAVIOR OF VARIABLE-STIFFNESS COMPOSITE LAMINATES MANUFACTURED BY THE TOW DROP METHOD

Aymen Marouene^{a,*}, Rachid Boukhili^a, Jihua Chen^b, and Ali Yousefpour^b

^aPolytechnique Montreal, Department of Mechanical Engineering,
2900 Boulevard Edouard-Montpetit, Montreal, Quebec, H3C 3A7, Canada

^bNational Research Council Canada, Institute for Aerospace Research,
Aerospace Manufacturing Technology Center,
5145 Decelles Avenue Montreal, Quebec, H3T 2B2, Canada

*Corresponding author. E-mail: aymen.marouene@polymtl.ca

5.1 Abstract

The current investigation deals with the buckling behavior of variable-stiffness composite panels manufactured by the automated fiber placement (AFP) process. In order to minimize the occurrence of AFP-inherent defects as gaps and overlaps, the so-called tow-drop method was adopted. Compression-buckling tests were performed on large panels containing gaps or overlaps under simply-supported boundary conditions. The specific responses of the out-of-plane deflections, which were tracked by four laser sensors focused on the axial centerline of the panels during compression loading, were explained by the measured initial geometric curvatures, which were characteristic of variable-stiffness panels. The tracking of the in-plane strains using sixteen strain gauges located strategically on the panels confirmed that the presence of gaps and overlaps does not affect the symmetry of variable-stiffness panels. Finally, it was established that the tow-drop method significantly improved the structural performance in terms of the pre-buckling stiffness, buckling load, and the failure load while keeping minimal geometric disturbances.

Keywords: Automated fiber placement, Buckling, Gap/Overlap, Tow-drop, Variable-stiffness panels.

5.2 Introduction

Automated fiber placement (AFP) is a leading technology for manufacturing large and complex aerospace composite structures and is presently the preferred process for producing modern aircraft, such as the Boeing 787, the Airbus 350 XWB, and the Bombardier C-Series. A recent review paper [1] discussed the development of the automated prepreg processes used for manufacturing composites, including the AFP process. Although the AFP process is primarily used for manufacturing composite structures with straight fibers (i.e., constant-stiffness laminates), it offers the possibility of steering individual fiber tows along curvilinear paths. This manufacturing feature has widely opened the way to what are known as variable-stiffness laminates [2]. Variable-stiffness laminates allow designers to reinforce and enhance the structural properties against the load direction, which is significantly desirable to produce aircraft structures. Several research studies on the design and optimization of composite materials have demonstrated the potential of the variable-stiffness design to improve the in-plane stiffness (e.g., [3-5]), buckling resistance (e.g., [6-8]), strength (e.g., [9-11]), vibration response (e.g., [12-14]) and bending properties (e.g., [15-17]). However, the manufacturing of the variable-stiffness laminates reveals misgivings associated with specific inherent defects induced by the fiber steering, referred to as gaps and overlaps; the effects of these defects on the structural performance of composites laminates are not yet well understood. Therefore, elucidating the effects of these defects is essential for the development of this promising design.

In the open-literature, there are numerous experimental and numerical studies which address the effects of gaps and/or overlaps on the mechanical properties of constant-stiffness laminates. Among them, Sawicki and Minguet [18] investigated the decrease in the compressive strength of straight-fiber laminates with intra-ply overlap and gap defects. Turoski [19] performed numerical and experimental analyses to investigate the effects of the number of gaps on the ultimate strength of 32-ply carbon/epoxy composite plates under uniaxial tensile and compressive loads. Croft et al. [20] addressed an experimental approach to understand the effects of four different defect configurations, namely, gaps, overlaps, twisted tows, and half gaps/overlaps, on the mechanical performance of laminate composites. Legay et al. [21] examined the effects of gaps and overlaps on the low-velocity impact response of AFP-manufactured 24-ply quasi-isotropic carbon/epoxy laminates. They examined the damage-initiation load, the peak impact load, the absorbed energy, the damage area, and the compression-after-impact strength. Fayazbakhsh et al. [22] performed a finite element analysis to investigate the effects of gaps and overlaps on the compressive strength of a quasi-isotropic laminate with a $[45/0/-45/90]_{3s}$ lay-up. They used the experimental data available

in the literature to validate the FE model and results. A reasonable agreement between the experimental and numerical results was reported.

Although it is fairly easy to find experimental data on the effects of the AFP process-induced defects on the mechanical characteristics of constant-stiffness composites, most published studies on variable-stiffness composites laminates have involved numerical simulations (e.g., [10, 23]), and there is a lack of experimental data related to these inherent defects (i.e., gaps and overlaps), as reported in Ref. [25]. Wu et al. [26,27] performed numerical and experimental analyses on the buckling behavior of two-steered composite panels (i.e., with and without overlaps) subjected to uniaxial compression. Jegley et al. [28, 29] performed compression and shear tests on tow-steered panels with a central circular cutout. The results of these studies indicated that the overall elastic properties of variable-stiffness panels with gaps and overlaps were significantly better than those of their constant-stiffness counterparts. However, it should be pointed out that, in the previous studies, the strategy adopted for manufacturing the tested panels, referred to as the tow-overlapping method [30], led to a significant amount of overlaps within the panels. The manufactured panels were quite unsymmetrical, since they had one smooth side (the one that was against the mold surface) and one bumpy side, owing to the excessive amount of overlaps and thickness build-up. Such geometry is generally undesirable for aerodynamic control surfaces in aeronautical applications, like in aircraft wings, which control the air flow rate and aircraft lift. Previous authors [26-29] have used the staggering technique, which involves offsetting the origin of the main path for each ply by a small distance, during the manufacturing process, in order to prevent the clustering of the AFP defects. Nevertheless, after consolidation, the cured variable-stiffness panels presented large initial geometrical imperfections compared to the constant-stiffness panel used as the baseline panel. To counter this, Wu et al. [26] forced the supported panels' edges straight during the compression test. This interference during testing probably affects the buckling behavior of the panels, as the performance of variable-stiffness panels is highly dependent on the boundary conditions [5].

In contrast with the tow-overlapping method, another manufacturing method can be used to reduce the geometrical anomalies and minimize the amount of defects induced in the AFP-manufactured variable-stiffness panels. This method, which involves cutting the fiber-tows to avoid the formation of an excessive amount of AFP defects, referred to as tow-drop method. In practice, several design strategies can be adopted when the tow-drop method is employed. These strategies can be classified on the basis of the «coverage percentage» parameter [31]. In the strategy corresponding to 0% coverage (i.e., complete gap), the tow is dropped as soon as one edge of the tow reaches the limiting curve (e.g., an adjacent course or the bounding edge of the laminate); this results in small triangular resin-rich areas (i.e.,

gaps). In opposite, in the strategy corresponding to 100% coverage (i.e., complete overlap), the tow is dropped when both edges of the tow cross the limiting curve; this results in small areas of triangular overlap. Furthermore, intermediate scenarios are also possible, in which the coverage percentage lies between 0% and 100% (see Ref. [31] for details).

The current investigation aimed to quantify the effects of the AFP process-induced defects on the buckling and post-buckling characteristics of rectangular, simply-supported, variable-stiffness panels subjected to uniform in-plane displacement. For this purpose, two optimal variable-stiffness panels with the lowest possible amount of AFP defects were manufactured using the tow-drop method : one corresponded to 0% coverage (i.e., with complete gaps) and the other corresponded to 100% coverage (i.e., with complete overlaps). A special fixture was designed and manufactured to ensure the simply-supported boundary conditions at all of the panels' edges during experiment. The buckling characteristics of the variable-stiffness panels were determined, and the results were compared with those obtained for a constant-stiffness panel (i.e., defect-free quasi-isotropic baseline panel). This experimental work is part of the COMP-413 project [5, 20, 23, 24], whose goal is to optimize the design of steered-tow composite structures by the characterizing the AFP-induced defects and is funded by the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec (CRIAQ).

5.3 Experimental procedures

5.3.1 Material and test panel manufacturing

Three types of panels were manufactured : (i) a quasi-isotropic panel with constant-stiffness, which served as the baseline, (ii) a variable-stiffness panel with complete overlaps (i.e., with 100% coverage), and (iii) a variable-stiffness panel with complete gaps (i.e., with 0% coverage). The stacking sequences for these tested panels are listed in Table 5.1. The fiber orientation notation used in Table 5.1 is that proposed by Gürdal and Olmedo [3].

Table 5.1 Stacking sequences of tested panels

Panel design	Stacking sequence
Quasi-isotropic design	$[+45/0/ - 45/90]_{2s}$
Overlaps design	$[\pm < 49 41 > / \pm < 48 61 > / \pm < 57 73 > / \pm < 72 77 >]_s$
Gaps design	$[\pm < 49 41 > / \pm < 48 61 > / \pm < 57 73 > / \pm < 72 77 >]_s$

The fiber-steered panels were manufactured using a VIPER[®] 4000 fiber placement machine. This AFP machine has the capability to lay-up any even number of 3.175-mm wide slit tape, up to 32 tows, and allows for individual tow cut/restart control. To manufacture the variable-stiffness composite laminates, each fiber-tow in the AFP process was laid up by following a predefined curvilinear-fiber path. To simulate the fiber paths, the ACE programming/simulation software was used. This software can also simulate the distribution of the AFP process-induced defects (Figure 5.1) and foresee the potential areas that might exhibit quality-related problems, resulted when the constraint of the minimum fiber radius of curvatures is violated. For a 3.175 mm wide prepreg tow, the minimum required radius of curvature, as recommended in the literature [32], is 635 mm for laying prepreg tows onto a surface free of wrinkles and micro-buckling.

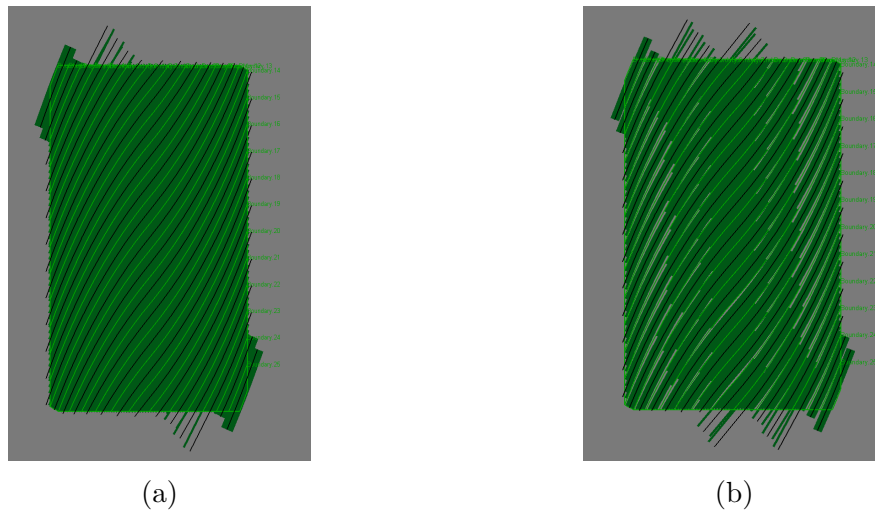


Figure 5.1 Results of ACE simulations : (a) complete overlaps and (b) complete gaps.

All the tested panels were manufactured using G40-800/5276-1 carbon/epoxy slit tape from Cytec Engineered Materials. The panels were then cured at 350° F in an autoclave for 2 h under a pressure of 85 psi. The nominal material properties are listed in Table 5.2.

After being cured in the autoclave, the panels were cut into specimens with dimensions of 254 mm \times 406 mm using a diamond saw with water as coolant. Subsequently, the shorter edges of the trimmed specimens were machined flat and parallel to ensure uniform end loading during the experiments. The configuration of a typical test specimen is shown in Figure 5.2.

After the cutting of the panels, particular attention was devoted to measure the specimen-surface flatness. In fact, the out-of-flatness imperfections of rectangular thin-walled plates can be expected, even in isotropic materials, and are exacerbated by anisotropy and a distribution

Table 5.2 Mechanical properties of G40-800/5276-1 unidirectional carbon/epoxy prepreg

Moduli parameters		Strength parameters	
Longitudinal modulus, (E_1, GPa)	142.7	Longitudinal tension, (X^T, MPa)	3013
Transverse modulus, (E_2, GPa)	9.1	Longitudinal compression, (X^C, MPa)	1744
In-plane shear modulus, (G_{12}, GPa)	4.82	Transverse tension, (Y^T, MPa)	90
Major Poisson's ratio, (ν_{12})	0.3	Transverse compression, (Y^C, MPa)	200
		In-plane shear, (S^L, MPa)	170

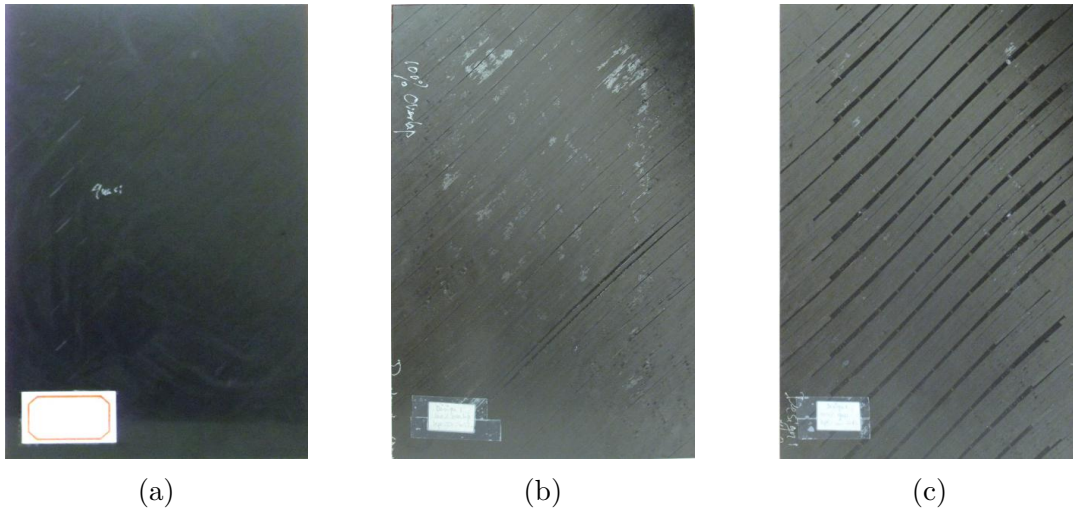


Figure 5.2 Examples of fiber-steered composite panels : (a) a quasi-isotropic panel, (b) a panel with complete overlaps, and (c) a panel with complete gaps.

of random defects. Since the present investigation addresses the buckling phenomenon, which is related to out-of-plane deformations, it was crucial to measure the initial imperfections before testing the panels. For this purpose, the initial geometric imperfections of all the tested panels were measured with a CNC coordinated measuring machine (CNC Mitutoyo Mach 806) over a uniform grid with a spacing of 6.35 mm; the measurements were made in both in-plane directions. The data were then mapped using MATLAB[®] code based on the surf function. The results are shown in Figure 5.3, here, R_{min} and R_{max} denote the lowest and the highest surface roughnesses, respectively, along the Z-axis (i.e., along the thickness direction).

Moreover, the weight, w_t , and the nominal thickness, h , of all of the tested panels were measured. The average measured values are summarized in Table 5.3, here, w^* denotes the

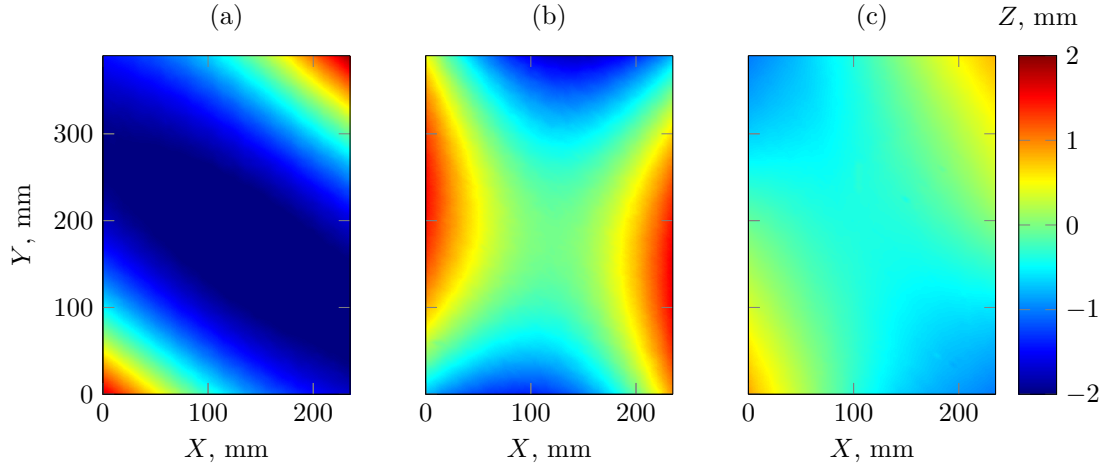


Figure 5.3 Initial geometric imperfections measured in tested panels : (a) quasi-isotropic panel ($R_{min} = -1.93$, $R_{max} = 1.78$), (b) panel with complete overlaps ($R_{min} = -1.62$, $R_{max} = 1.61$), and (c) panel with complete gaps ($R_{min} = -1.02$, $R_{max} = 0.94$).

«weight index», which is defined as the ratio of the weight of a tested panel to the weight of the quasi-isotropic panel.

Table 5.3 Steered panels geometric characteristics

Panel configuration	weight, w_t (kg)	w^* ^a	thickness, h (mm)
Quasi-isotropic panel	0.386	1.00	2.51
Panel with complete overlaps	0.439	1.14	2.84
Panel with complete gaps	0.336	0.84	2.09

^a Weight index.

5.3.2 Experimental compression-buckling test set-up

A special mounting fixture was designed and manufactured to perform the compression-buckling tests. This fixture was designed with the aim to obtain the simply-supported edge-boundary conditions along all the four edges of the panels. These desired boundary conditions, which, in practice, are represented by a restrained out-of-plane displacement, free tangential edge rotations, and in-plane translational movements, are very difficult to replicate in laboratory. To overcome this issue, the edges of the panels were mounted between two knife-edge supports. A typical test specimen mounted in the support fixture is shown in

Figure 5.4. Furthermore, it is worth noting that a gap between the knife edges at both unloaded lateral sides of the panels was set to approximately 2-mm to allow free expansion.



Figure 5.4 A test specimen mounted in the support fixture.

Each tested panel was subjected to uniaxial compression by applying a uniform displacement along its horizontal top edge. The crosshead speed was fixed at 1 mm/min, and the loading was continued until the final failure of panel occurred. All the tests were performed at room temperature using an AMSLER machine provided with a 100-kN load cell.

5.3.3 Instrumentation and data acquisition

For data acquisition, sixteen axial strain gauges were installed to measure the axial strains as a function of the compressive load. The typical locations of the back-to-back strain gauge pairs are shown in Figure 5.5. For all gauges, which were 6-mm long, the electrical resistance was 350Ω and the gauge factor was 2.1. In addition, four non-contact laser displacement sensors with a high spatial resolution ($8 \mu\text{m}$) and a large working distance ($30 \dots 80 \text{ mm}$) were used to record the out-of-plane panel deflection during the experiments. These sensors were focused on the vertical mid-spans of the panels, as shown in Figure 5.6. During the experiment, data from the strain gauges, the laser sensors out-of-plane displacement, the compressive load, and the in-plane applied displacement were recorded at regular intervals using custom-written LabVIEW[®] software. Note that the strain gauges and the non-contact laser sensors were set to zero, before applying any displacement to the panel.

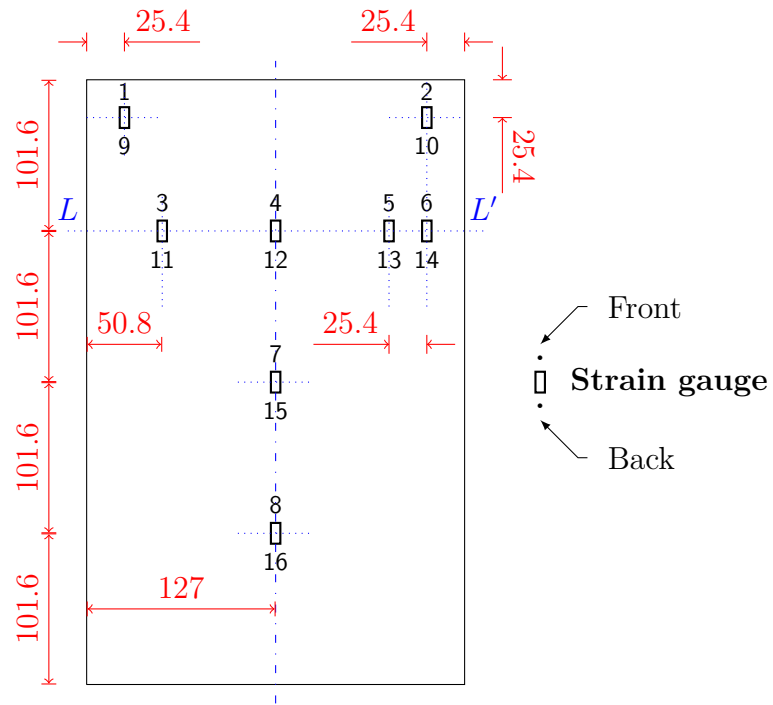


Figure 5.5 Locations of the strain gauges (all dimensions are in millimeters).

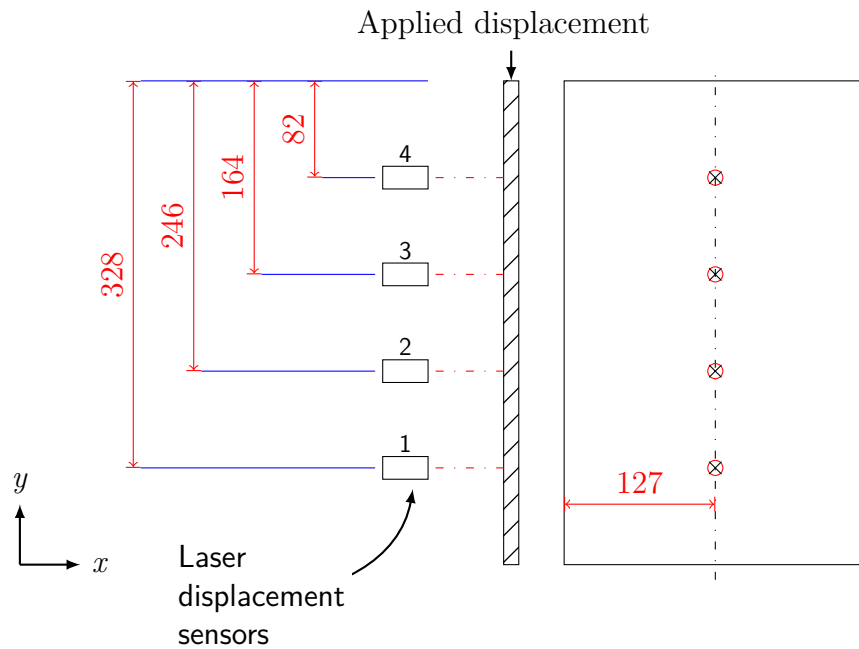


Figure 5.6 Locations of the laser displacement sensors (all dimensions are in millimeters).

5.4 Experimental results and discussions

5.4.1 Load vs. displacement response

Figure 5.7 shows the load vs. displacement responses of the tested panels. The panel configurations under investigation exhibited the same general pattern behavior. For ease of discussion, the overall load vs. displacement responses of the panels are divided into four zones, as identified in Figure 5.7, which are as follows :

- Zone-I: Initial non-linear zone ;
- Zone-II: Pre-buckling zone ;
- Zone-III: Transition zone ;
- Zone-IV: Post-buckling zone.

Zone-I, the initial non-linear zone, is typically observed during uniaxial tensile and/or compression tests and does not reflect the real material behavior. For instance, the ASTM-D695 compressive test describes zone-I as "*an artifact caused by a take-up of slack and alignment or seating of the specimen*". Further, the same standard advises that "*to obtain correct values of such parameters as modulus, strain, and offset yield point, this artifact must be compensated for to give the corrected zero point on the strain or extension axis*". In the present investigation, the load-displacement curves were not corrected as advised in some ASTM standards, including the ASTM-D695. This choice was dictated by the fact that this investigation is dealing with non-standard and large specimens and imperfect flat panels, and as such, it was difficult to ascertain whether all initial non-linear behavior was an artifact. Indeed, zone-I extended to approximately 2 kN for the quasi-isotropic panel and the variable-stiffness panel with complete gaps (see Figures 5.7a and c). Nonetheless, for the panel with overlaps, this initial non-linearity extended to approximately 3 kN (see Figure 5.7b). In the author's opinion, the extent of this initial zone does not depend on the nature of the material (i.e., constant- or variable-stiffness) but rather on the initial geometrical imperfections of the loading-surface.

Zone-II, the pre-buckling zone, was characterized by a linear elastic response, which was reflects the real material behavior. This part of the curve was used to extract the compressive pre-buckling stiffness value, K_0 , for the three investigated panel configurations. Hence, the experimental pre-buckling stiffnesses were calculated from the best-fit slope of the linear zone-II of the load-displacement curve, and the results are presented in Table 5.4. To highlight the effects of the curvilinear-fiber concept, the results were normalized with respect to the properties of the quasi-isotropic panel, and are presented in parentheses in Table 5.4. It can

be seen from the normalized data that the pre-buckling stiffness of the panel with overlaps increased by approximately 64% while that for the panel with gaps decreased slightly (by approximately 7%). However, with respect to the baseline panel (i.e., the quasi-isotropic panel), the thickness of the panel with gaps decreased, while that for the panel with overlaps increased, as shown previously in Table 5.3. Consequently, the experimental results should be corrected using the panel thickness to provide a true indication of the effect of the curvilinear-fiber concept. Unfortunately, the thicknesses of manufactured fiber-steered panels are inherently not uniform. This non-uniformity is attributed in part to the local defects associated with the manufacturing process. Therefore, as an alternative, the results were corrected using the «weight index», w^* , values of the panels by taking into account the fact that their lengths and widths are nearly the same. In fact, as shown in Table 5.3, the panel with gaps is lighter than the quasi-isotropic panel and the panel with overlaps by 13% and 33%, respectively. These differences in the weights will obviously affect the buckling characteristics of the steered panels, as shown in Table 5.5; here, EA , denotes the pre-buckling extensional stiffness values obtained by multiplying the pre-buckling stiffness by the nominal panel length. The results presented in Table 5.5 indicate that the weight-normalized pre-buckling extensional stiffness was 1.45 times greater for the panel with overlaps and 1.08 times greater for the panel with gaps.

Zone-III, the critical transition zone, is where buckling occurs and where the critical buckling load, P_{cr} , should be identified and recorded. For a perfect (ideal) panel, the critical buckling load can be distinctly identified from the load-displacement curve as a bifurcation point. However, as is well recognized, the exact start of the buckling process on the load-displacement curve for an imperfect (real) panel is difficult to ascertain. Indeed, a number of factors have a considerably effect on the buckling test in experiments. These include the geometric and/or material nonlinearities in the tested panel, the accuracy of the testing machine, and whether the correct mounting fixture has been used or not (using an improper fixture can cause a misalignment between the load direction and the tested panel). Thus, a transition zone instead of a distinct bifurcation point is seen in a real test. In the present study, the transition zone was defined as the portion of the load-displacement curve between the two tangent lines to the curve in zone-II and zone-IV (see Figure 5.7). Unfortunately, there is a lack of agreement regarding how best to determine the buckling load from the experimental data curves. For example, one possible approach is to define the critical buckling load point as the vertical projection of the intersection point of the tangent lines mentioned previously onto the experimental data curve. However, the manner in which the tangent to the post-buckling curve is identified, is generally more dependent on individual judgment. To overcome this issue, a conservative approach has been used herein to extract

the experimental buckling load value from the load-displacement curve; the buckling load was defined as corresponding to the point where the load-displacement curve first deviated from the linear zone-II and moved into zone-III. To ensure that the experimental buckling loads for all the tested panels could be determined with ease, the buckling load was defined to be that where the best-fit slope corresponding to the linear pre-buckling zone of the load-displacement curve was approximately 0.998. According to this criterion, all the experimental buckling loads were extracted and the obtained data are summarized in Table 5.4. As can be seen from the table, the panel with overlaps exhibited the highest critical buckling load (18.97 kN), which is approximately 65% higher than that of the baseline panel (11.52 kN). For the panel with gaps, a modest increase (6%) in the critical buckling load was observed. The experimental buckling load values were afterward corrected with the «weight index», and the results are shown in Table 5.5. It can be seen from these results that the weight-normalized buckling loads of the panels with overlaps and gaps were higher by 45% and 22%, respectively, than that of quasi-isotropic panel. These results are consistent with previous research results, which demonstrate the possibility to enhance the buckling characteristics of the composites structures using an optimum curvilinear-fiber design.

Zone IV, the post-buckling zone, is where material loses its initial stiffness but continues to handle the load to higher values. The ultimate loads of the panels are indicated by the "+" symbol in the load-displacement curves shown in Figure 5.7, and the exact values are listed in Table 5.4. It can be seen from the data that the panel with overlaps exhibited the most significant improvement in load-carrying capacity (i.e., an improvement of 65% over that of a quasi-isotropic panel). In contrast, the panel with gaps failed at a load 12% lower than that at which the quasi-isotropic panel did. However, on the basis of the «weight index» values, the weight-normalized failure load for panel with gaps was found to be the same as that of the baseline panel (see Table 5.5). In contrast, the weight-normalized failure load for the panel with overlaps was 45% higher than that of the quasi-isotropic panel as well as that of the panel with gaps.

The values in the last column in Table 5.4 represent the ultimate buckling strength, R_u , values of the tested panels. As shown, the panel with overlaps exhibited the highest ultimate strength (91 N/mm²), which was approximately 45% higher than the values of the other two equally strong panels (i.e., the quasi-isotropic panel and the panel with gaps). However, when compared to the baseline panel, the variable-stiffness panels with overlaps and gaps exhibited weight-normalized ultimate strengths that were higher by 28% and 21%, respectively (see Table 5.5).

It is also interesting to note that the post-buckling behavior of the two variable-stiffness panels was characterized by a small local-failure, which was indicated by the first slight drop in load, as can be seen from the load-displacement curves in Figures 5.7b and c. This drop was accompanied by an audible noise. However, no visible damage was observed during the buckling test. This drop occurred at approximately 56 kN (approximately 294% of the buckling load) for the panel with overlaps and at 33 kN (approximately 268% of the buckling load) for the panel with gaps. Note that the drop in load was more pronounced in the variable-stiffness panel with overlaps (approximately 13%). The displacement corresponding to this local-failure load is equal to 1.817 mm (corresponding to approximately 0.44% axial strain) and 1.419 mm (corresponding to approximately 0.35% axial strain) for the panel with overlaps and the panel with gaps, respectively. However, for the quasi-isotropic panel, no indication of local-failure was observed until the overall failure.

From the weight-normalized results shown in Table 5.5, it is clear that the variable-stiffness panel with overlaps exhibited significantly higher improvements in performance than did the panel with gaps. In particular, the weight-normalized pre-buckling extensional stiffness, the weight-normalized buckling load, and the weight-normalized failure load of the panel with overlaps were 35%, 19%, and 44% higher, respectively. From these results, it has been demonstrated that by using the coverage method, it is possible to eliminate the formation of gaps between adjacent tow-courses without generating successive overlaps (which results in a significant thickness build-up in the finished panel) as is the case for Ref. [26]. In contrast to the overlaps design tested in Ref. [26], it was found that the overlap design strategy adopted in the current study resulted in the minimum possible amount of overlaps while leading to a better performance than those of the quasi-isotropic panel and the panel with complete gaps (0% coverage).

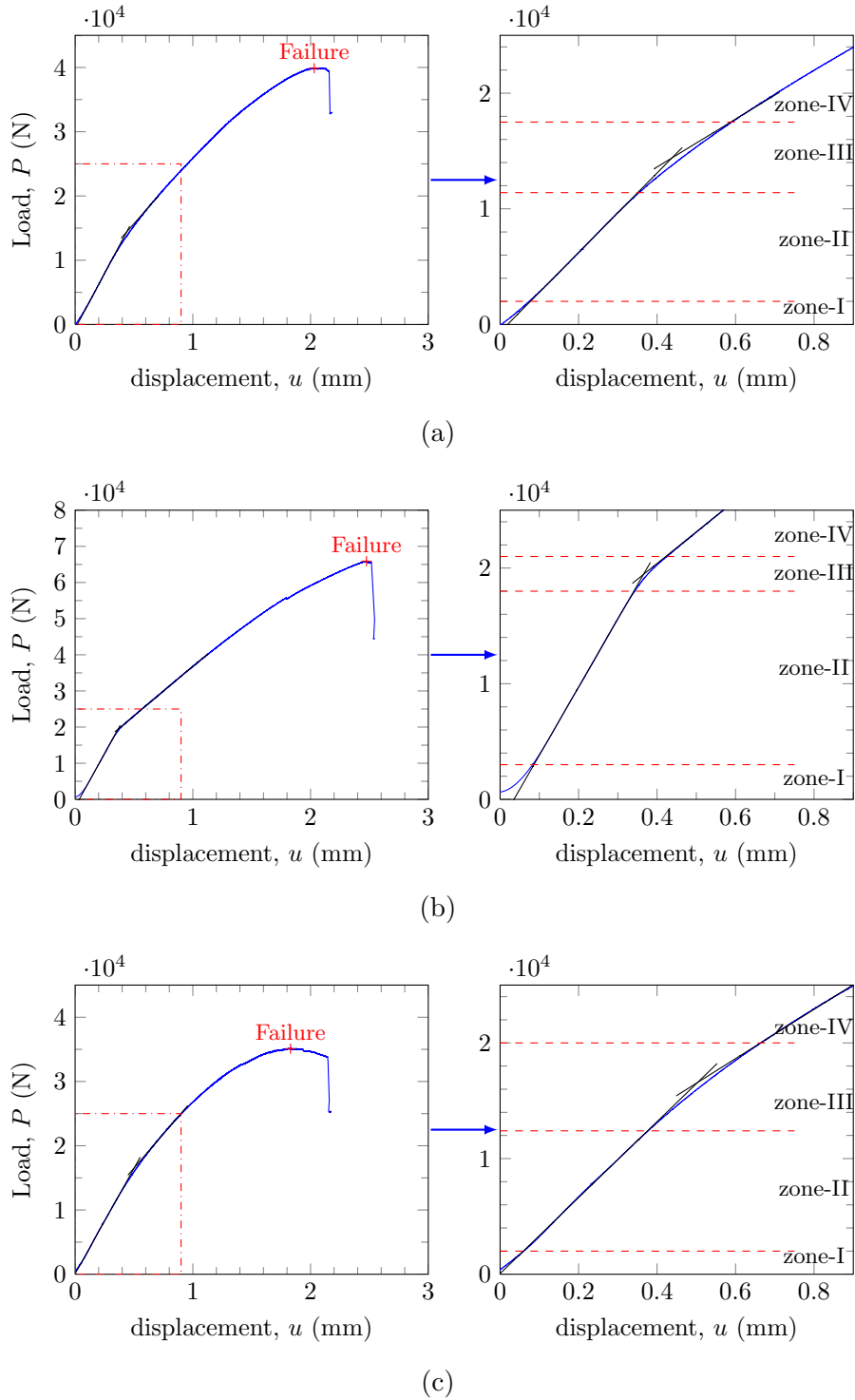


Figure 5.7 Load versus in-plane displacement curves for the tested panels: (a) quasi-isotropic panel, (b) panel with complete overlaps, and (c) panel with complete gaps.

Table 5.4 Buckling characteristics of the steered panels

Panel configuration	K_0	P_{cr}	P_u	R_u
	[kN/mm]	[kN]	[kN]	[N/mm ²]
Quasi-isotropic panel	34.59	11.52	39.87	62.64
	(1.00) ^a	(1.00)	(1.00)	(1.00)
Panel with complete overlaps	56.61	18.97	65.91	91.13
	(1.64)	(1.65)	(1.65)	(1.45)
Panel with complete gaps	32.21	12.19	35.11	65.75
	(0.93)	(1.06)	(0.88)	(1.05)

^a Values in parentheses are the normalized values.

Table 5.5 Buckling performance of the steered panels

Panel configuration	EA	EA/w^*	P_{cr}/w^*	P_u/w^*	R_u/w^*
	[10 ⁶ N]	[10 ⁶ N]	[kN]	[kN]	[N/mm ²]
Quasi-isotropic panel	13.95	13.95	11.52	39.87	62.64
	(1.00) ^a	(1.00)	(1.00)	(1.00)	(1.00)
Panel with complete overlaps	23.12	20.33	16.68	57.95	80.13
	(1.66)	(1.46)	(1.45)	(1.45)	(1.28)
Panel with complete gaps	13.11	15.06	14.01	40.33	75.53
	(0.94)	(1.08)	(1.22)	(1.01)	(1.21)

^a Values in parentheses are the weight-normalized values.

5.4.2 Out-of-plane deflection

As mentioned earlier, four non-contact laser displacement sensors were used to monitor the deformed shape progression of the tested panels. The locations of these laser sensors can be seen in Figure 5.6. As per the sensor arrangement, negative recorded values indicated that the panel was approaching the sensor, while positive values indicated that the panel was moving away from the sensor.

Figure 5.8 shows the out-of-plane deflection, w , as measured at the longitudinal centerline of the panels using the non-contact laser sensors placed as per the schematic shown in Figure 5.6. In Figure 5.8, the out-of-plane deflection, w , was normalized using the nominal panel thickness, h . The dots refer to the exact actual four measurements, while the solid lines represent the best-fit to describe the entire panel behavior. To be able to observe how the out-of-plane deflections evolved during the compression-buckling test, three load (P) levels were chosen relative to the critical buckling load (P_{cr}), such that the ratio $r_p (= P/P_{cr})$ was 0.5, 1.0 and 2.0. These load ratios covered the entire region of the panel behavior from the linear pre-buckling zone up to the post-buckling zone. The obtained results indicated that, at a low load ratio (i.e., for $r_p = 0.5$), a small deflection was detected in all the AFP tested panels. This was certainly owing to the initial geometric imperfections in the panels, as shown previously in Figure 5.3. In addition, it can be noticed from Figure 5.8b that the out-of-plane deflections were less pronounced for the panel with overlaps, which was relatively thicker than the other two panels. In fact, the maximum out-of-plane deflection, which occurred at the buckling load (i.e., at $r_p = 1$), was observed in the case of the panel with gaps and was approximately twice the nominal thickness of the panel. One possible explanation for this result is the difference in the flexural stiffnesses of the panels. Both the quasi-isotropic panel and the panel with gaps buckled globally in the form of a half sine wave at their longitudinal centerline. In contrast, the panel with overlaps buckled globally into two half sine waves at the longitudinal centerline (i.e., into two regions moving in opposite directions, with there being no displacement along the horizontal centerline of the panel). It should also be noted that the global buckling modes did not change as the load was increased. A proportional increase in the amplitude of the out-of-plane deflection was observed as the compressive load was increased.

5.4.3 Strain gauges

Sixteen strain gauges were installed back-to-back on the surfaces of the tested panels, in order to measure the axial strains as function of the compressive load (Figure 5.5). A typical example of the entire set of responses of these strain gauges during the compression-buckling tests is presented in Figure 5.9 at the strain gauge locations (G4-12) for the panel with overlaps. In the following subsections, selected strains results (G3-11, G4-12, G5-13 and G6-14) are discussed in terms of the membrane strain, defined as the average strain from a back-to-back pair of strain gauges, and the bending strain, defined as the difference in the values measured by the back-to-back strain gauges.

Membrane strains

Figures 5.10a and b depict the distribution of the axial membrane strains along the horizontal line, LL' , (see Figure 5.5) for the panels with overlaps and gaps, respectively. An increasing load levels have been selected to provide a comprehensive view about the entire panels' behavior throughout the different aforementioned load-displacement zones.

For the panel with overlaps (Figure 5.10), the axial membrane strain distribution was almost uniform along the panel's width throughout the entire pre-buckling zone and until the critical buckling load. Further, it can be seen that the strain was re-distributed towards the panel edges after buckling. This observation is in agreement with the results reported by Starnes and Rouse [33] regarding the buckling behavior of a rectangular carbon/epoxy plate. They found that the membrane strains typically shift from the panel's axial centerline towards its unloaded edges at or near the buckling load. However, Wu et al. [26] in their experimental work on variable-stiffness panels, observed that the strain re-distribution load can occur at loads higher than the critical buckling load. They suggested that this behavior is prompted by the additional axial stiffening provided by the tow-overlaps along the panel's unloaded edges. This variance in the axial membrane strains was attributed to the differences in the manufacturing strategies used. Indeed, it should be remembered that the AFP panels tested in the present investigation are manufactured in such a way that excessive overlap accumulation did not occur.

Figure 5.10 also reveals that, after the buckling event, the axial membrane strain at the panel's vertical centerline (i.e., at gauge location 4) remained nearly constant over the entire post-buckling zone, while it amplifies at the remaining gauge locations (i.e., at gauge locations 3, 5, and 6). The largest variation in membrane strain was recorded for the strain gauges at location 6 (25.4-mm to the left unloaded simply-supported edge). At this location, the

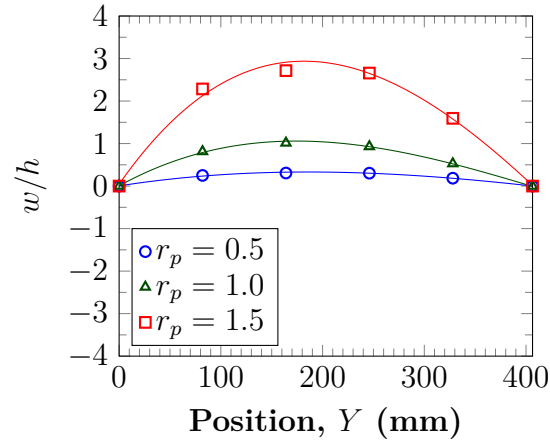
recorded membrane strain at a load of 60 kN was 6 times greater than the one recorded at a load of 20 kN.

A comparison between the variable-stiffness panels' behavior at low-load levels from Figures 5.10a and b, revealed that the distribution of the pre-buckling membrane strains in the panel with gaps was not as uniform as than in the panel with overlaps. Furthermore, a small asymmetry in the membrane strain readings was observed for the panel with gaps. This asymmetry is characterized by the strain gauges readings at location 3 being higher than those at location 5. This may be caused by the residual stresses induced by mounting of the panels in the test fixture. However, in spite of this initial asymmetrical distribution, it was clear that the membrane strains shift from the panel's axial centerline towards the lateral edges at load levels close to the buckling load. For a load of 30 kN, the strain gauge pairs at location 6 showed an average value 5.25 times greater than the value recorded for a load of 20 kN.

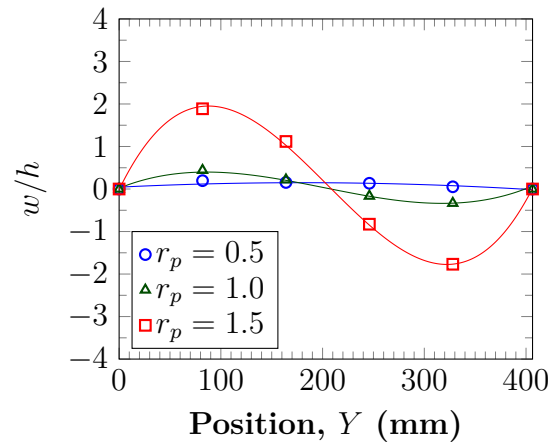
Bending strains

Figures 5.11a and b show the bending strain readings at different gauges locations for the panels with overlaps and gaps, respectively. The compressive load was normalized with respect to the buckling load for each panel. As shown, for both variable-stiffness panels, the bending strain was very low at the unloaded simply-supported edge (i.e., at location 6) and increased to its maximum value at the panel center near the point of maximum out-of-plane deflection (i.e., at location 4). This behavior suggests that there was no edge effect during the buckling experiment. On the other hand, the bending strain graphs for the gauges at locations 3 and 5 were similar until buckling occurred.

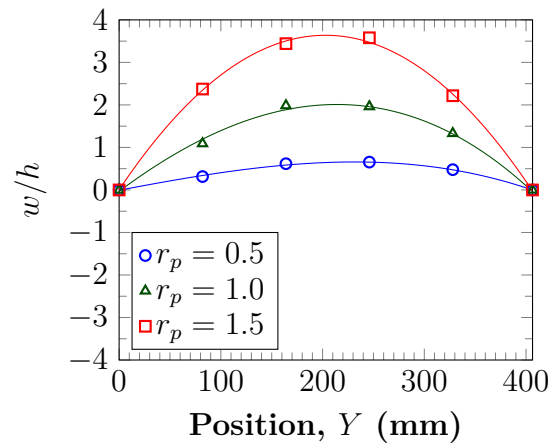
For the panel with gaps (Figure 5.11), there was a slight reversal in the sign of the bending strain at a load approximately 2 times the buckling load. The same phenomenon also observed for the panel with overlaps in the gauges at location 5, this happened at a load approximately 3 times the buckling load. When viewed along with the load-displacement data, it can be concluded that this phenomenon is probably owing to the occurrence of local internal damage.



(a)



(b)



(c)

Figure 5.8 Normalized out-of-plane deflection (w/h) vs. laser locations for different load-ratios (r_p): (a) Quasi-isotropic panel, (b) Panel with complete overlaps and (c) Panel with complete gaps.

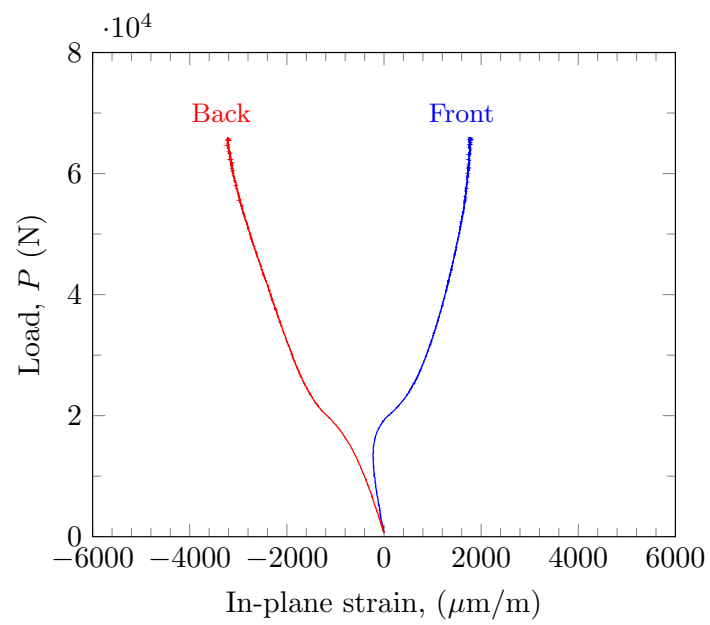
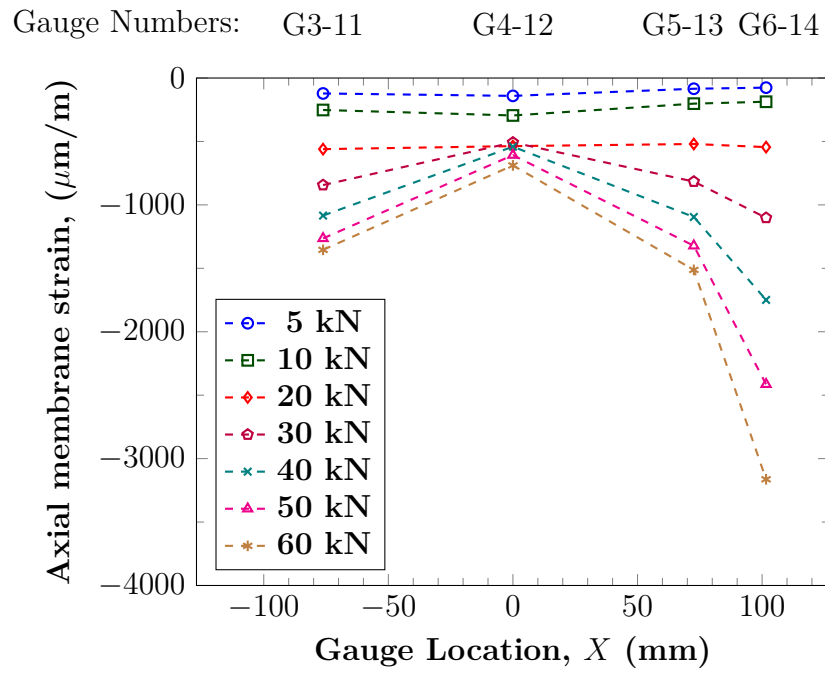
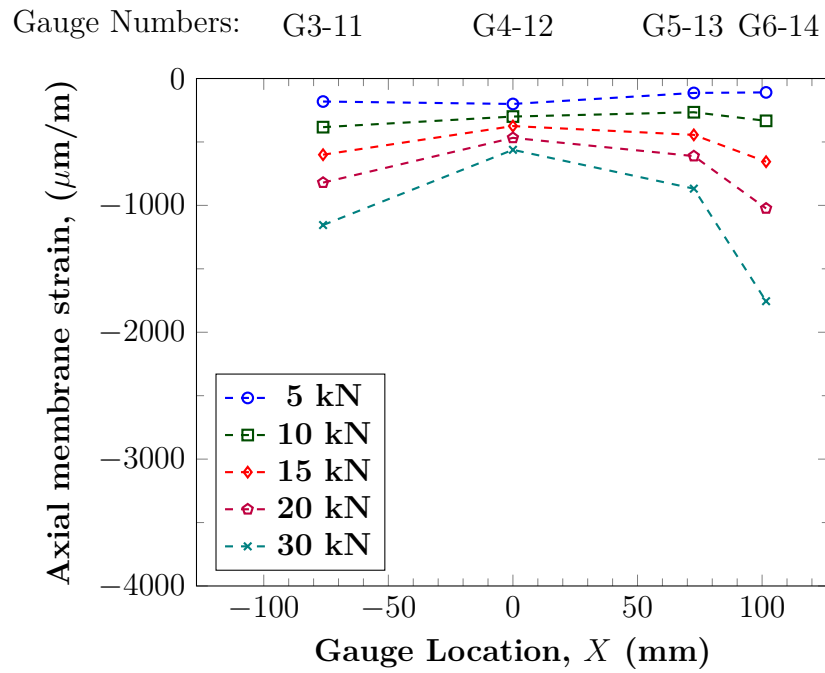


Figure 5.9 Load versus in-plane strain at panel with complete overlaps at gauge locations 4 and 12.

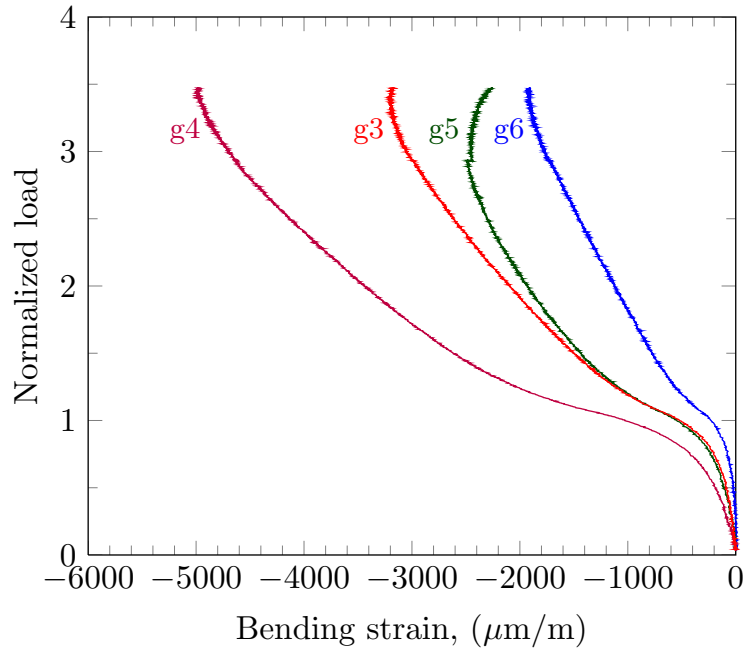


(a)

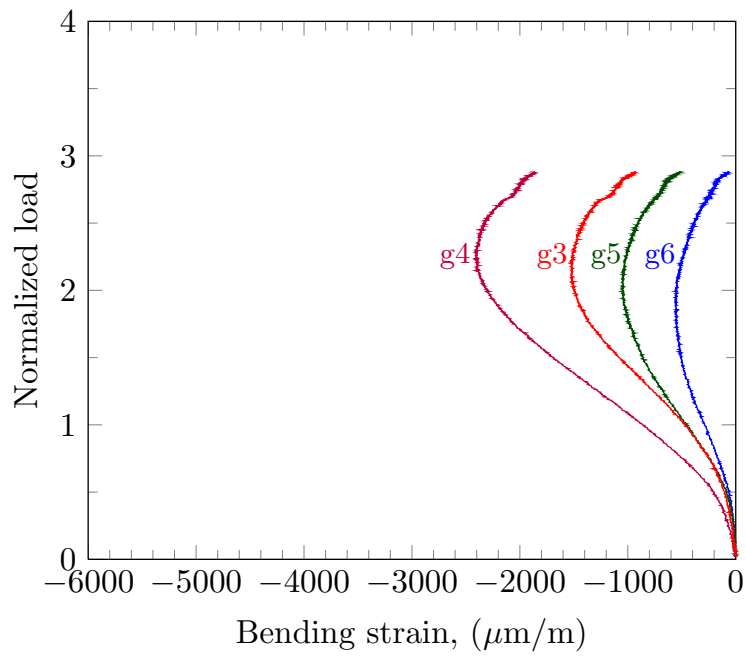


(b)

Figure 5.10 Axial membrane strains for variable-stiffness panels: (a) Panel with complete overlaps, and (b) panel with complete gaps.



(a)



(b)

Figure 5.11 Axial membrane strains for variable-stiffness panels: (a) Panel with complete overlaps, and (b) panel with complete gaps.

5.5 Conclusions

In this work, a detailed experimental investigation was conducted to characterize the buckling behavior of simply-supported rectangular variable-stiffness panels subjected to a uniform end-shortening. Two optimum variable-stiffness designs with a minimum possible amount of AFP defects were manufactured using the tow-drop method: one with 0% coverage (i.e., complete gaps) and the other with 100% coverage (i.e., complete overlaps). A quasi-isotropic laminate with constant-stiffness was also manufactured to serve as the baseline panel. Prior to testing, the weights, nominal thicknesses, and initial geometric imperfections of the cured panels were measured. A special mounting fixture enabling the simply-supported boundary conditions on all panel edges was manufactured and used for the compression-buckling tests, which were performed in the displacement control mode. Sixteen unidirectional strain gauges were installed to measure the axial strains at different locations on the steered panels. In addition, four non-contact laser displacement sensors were used to observe the axial centerlines of the panels and monitor the evolution of their buckling shapes.

The experimental results indicated clearly that the variable-stiffness panels with overlaps or gaps exhibit better structural performance compared to the quasi-isotropic baseline panel. When weight-normalized, the pre-buckling stiffness, buckling load, and failure load of the panel with overlaps were higher by 35%, 19% and 44%, respectively, than those of the panel with gaps. Further, a small local failure was observed in the case of the variable-stiffness panels in the post-buckling zone. The strain gauges data indicated that the unloading simply supported edges did not affect the buckling behavior. The initial geometric imperfections of the panels had a significant effect on their buckling shapes. Indeed, the data from the non-contacting displacement laser sensors indicated that both the baseline panel and the panel with gaps buckled globally into a half sine wave at the longitudinal centerline, while the panel with overlaps buckled globally into two half sine waves. Further, it was also found that the buckling shapes did not change with an increase in the applied load.

5.6 Acknowledgements

The authors acknowledge the financial support provided by the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) and the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Québec (CRIAQ). We also thank Bombardier Aerospace and Composites Atlantic Limited for their support.

5.7 References

- [1] Dirk H-JL, Ward C, Potter K.D. The engineering aspects of automated prepreg layup : History, present and future. *Composites Part B : Engineering* 2012 ; 43(3) : 997-1009.
- [2] Gürdal Z, Olmedo R. Composite laminates with spatially varying fiber orientations : Variable stiffness panel concept. In : *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Dallas, TX, 1992. p. 798-808.
- [3] Gürdal Z, Olmedo R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations-variable stiffness concept. *AIAA journal*. 1993 ;31(4) :751-758.
- [4] Gürdal Z, Tatting BF, Wu C. Variable stiffness composite panels : Effects of stiffness variation on the in-plane and buckling response. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*, 2008 ; 39(5) : pp. 911-922.
- [5] Nik MA, Fayazbakhsh K, Pasini D, Lessard L. Surrogate-based multi-objective optimization of a composite laminate with curvilinear fibers. *Composite Structures*. 2012 ;94(8) :2306-13.
- [6] Hyer M, Lee H. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes. *Composite Structures*. 1991 ;18(3) :239-61.
- [7] Setoodeh S, Abdalla MM, IJsselmuiden ST, Gürdal Z. Design of variable stiffness composite panels for maximum buckling load. *Composite Structures*. 2009 ;87(1) :109-17.
- [8] Wu Z, Weaver PM, Raju G. Postbuckling optimisation of variable angle tow composite plates. *Composite Structures*. 2013 ;103 :34-42.
- [9] Lopes C, Gürdal Z, Camanho P. Variable-stiffness composite panels : Buckling and first-ply failure improvements over straight-fibre laminates. *Computers & Structures*. 2008 ;86(9) :897-907.
- [10] Lopes C, Gürdal Z, Camanho P. Tailoring for strength of composite steered-fibre panels with cutouts. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*. 2010 ;41(12) :1760-7.
- [11] Khani A, IJsselmuiden S, Abdalla M, Gürdal Z. Design of variable stiffness panels for maximum strength using lamination parameters. *Composites Part B : Engineering*. 2011 ;42(3) :546-52.
- [12] Abdalla MM, Setoodeh S, Gürdal Z. Design of variable stiffness composite panels for maximum fundamental frequency using lamination parameters. *Composite Structures*. 2007 ;81(2) :283-91.

- [13] Akhavan H, Ribeiro P. Natural modes of vibration of variable stiffness composite laminates with curvilinear fibers. *Composite Structures*. 2011 ;93(11) :3040-7.
- [14] Ribeiro P, Akhavan H. Non-linear vibrations of variable stiffness composite laminated plates. *Composite Structures*. 2012 ;94(8) :2424-32.
- [15] Blom AW, Stickler PB, Gürdal Z. Optimization of a composite cylinder under bending by tailoring stiffness properties in circumferential direction. *Composites Part B : Engineering*. 2010 ;41(2) :157-65.
- [16] Khani A, Abdalla M, Gürdal Z. Optimum tailoring of fibre-steered longitudinally stiffened cylinders. *Composite Structures*. 2015 ;122 :343-51.
- [17] Rouhi M, Ghayoor H, Hoa SV, Hojjati M. Multi-objective design optimization of variable stiffness composite cylinders. *Composites Part B : Engineering*. 2015 ;69 :249-55.
- [18] Sawicki A, Minguet P. The effect of intraply overlaps and gaps upon the compression strength of composite laminates. In : 39th AIAA structural, dynamics, & materials conference. Long Beach, CA, 1998. p. 744-54.
- [19] Turoski LE. Effects of manufacturing defects on the strength of toughened carbon/ epoxy prepreg composites : Master of Science, Montana State University, Mechanical Engineering, Bozeman ; 2000.
- [20] Croft K, Lessard L, Pasini D, Hojjati M, Chen J, Yousefpour A. Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates. *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing*. 2011 ;42(5) :484-491.
- [21] Legay P, Boukhili R, Hojjati M, Chen J. Impact and compression behaviour of AFP manufactured carbon/epoxy composites containing gaps and overlaps. In : 26th Annual Technical Conference of the American Society for Composites and the 2nd Joint US-Canada Conference on Composites. Montreal, Quebec, Canada, 2011. p. 1163-79.
- [22] Fayazbakhsh K, Prabhakar S, Pasini D, Lessard L. A study of the influence of gaps and overlaps on the strength of composite panels made by Automated Fiber Placement. In : 26th Annual Technical Conference of the American Society for Composites and the 2nd Joint US-Canada Conference on Composites. Montreal, Quebec, Canada, 2011.
- [23] Fayazbakhsh K, Nik MA, Pasini D, Lessard L. Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by automated fiber placement. *Composite Structures*. 2013 ;97 :245-51.
- [24] Nik MA, Fayazbakhsh K, Pasini D, Lessard L. Optimization of variable stiffness composites with embedded defects induced by automated fiber placement. *Composite*

Structures. 2014 ;107 :160-6.

[25] Ribeiro P, Akhavan H, Teter A, Warminski J. A review on the mechanical behaviour of curvilinear fibre composite laminated panels. *Journal of Composite Materials*. 2013.

[26] Wu KC, Gürdal Z, Starnes JH. Structural response of compressionloaded, tow-placed, variable stiffness panels. In : *Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Denver, CO., USA, 2002. p. 2002-1512.

[27] Wu KC, Gürdal Z. Variable stiffness panel structural analysis with material nonlinearity and correlation with tests. In : *Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Newport, RI, 2006.

[28] Jegley DC, Tatting BF, Gürdal Z. Optimization of elastically tailored tow-placed plates with holes. In : *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 44th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*. Norfolk, Virginia, 2003. p. 2003-1420.

[29] Jegley DC, Tatting BF, Gürdal Z. Tow-steered panels with holes subjected to compression or shear loading. In : *Proceedings of the 46th AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference*. Austin, Texas, 2005.

[30] Tatting BF, Gürdal Z, Jegley D. Design and manufacture of elastically tailored tow placed plates. Tech. Rep., NASA, Langley Research Center, Hampton, VA, NASA/CR-2002-211919 ; 2002.

[31] Tatting BF, Gürdal Z. Automated finite element analysis of elastically-tailored plates. Tech. Rep., NASA, Langley Research Center, Hampton, VA, NASA/CR- 2003-212679 ; 2003.0

[32] Nagendra S, Kodiyalam S, Davis JE, Parthasarathy V. Optimization of tow fiber paths for composite design. In : *Proceedings of the 36th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference*, New Orleans, LA1995.

[33] Starnes Jr JH, Rouse M. Postbuckling and failure characteristics of selected flat rectangular graphite-epoxy plates loaded in compression. *AIAA paper*. 1981 ;81(0543) :423-34.

CHAPITRE 6 ARTICLE 3: EFFECT OF GAPS AND OVERLAPS ON THE
BUCKLING BEHAVIOR OF AN OPTIMUM DESIGN OF
VARIABLE-STIFFNESS COMPOSITES LAMINATES - A NUMERICAL
AND EXPERIMENTAL STUDY

Aymen Marouene^{a,*}, Rachid Boukhili^a, Jihua Chen^b, and Ali Yousefpour^b

^aPolytechnique Montreal, Department of Mechanical Engineering,
2900 Boulevard Edouard-Montpetit, Montreal, Quebec, H3C 3A7, Canada

^bNational Research Council Canada, Institute for Aerospace Research,
Aerospace Manufacturing Technology Center,
5145 Decelles Avenue Montreal, Quebec, H3T 2B2, Canada

*Corresponding author. E-mail: aymen.marouene@polymtl.ca

6.1 Abstract

This paper investigates the effects of gaps and overlaps on the buckling behavior of variable stiffness composites laminates using both experimental and numerical approach. In the experimental part, variable stiffness composite laminates with a constant curvature fiber path were manufactured and tested in uniaxial compression to failure with simply-supported edges. The tested panels are optimized to simultaneously maximize the in-plane stiffness and the buckling load. Two manufacturing strategies —complete overlaps or complete gaps— were adopted so that the independent effect of each defect type could be investigated in isolation. In the numerical part, a two-dimensional finite element model was built using the commercial code ABAQUS through a Python input script. A Matlab routine was also implemented to localize gaps and overlaps inside studied variable stiffness laminates. A linear buckling analysis was performed to calculate the pre-buckling strength and the critical buckling load for each tested composite laminate. Thereafter, a nonlinear analysis using the Riks method was performed to predict the load-displacement relationship, considering the geometric imperfections of cured composite laminates. A good correlation was observed between the results obtained from the finite element simulations and the experiments.

Keywords : Automated fiber placement, Buckling, Gap/Overlap, Variable-stiffness panels.

6.2 Introduction

Automated fiber placement (AFP) is nowadays an effective candidate process for advanced manufacturing, such as in the aerospace industry when manufacturing large composite aerospace structures with complex shapes and geometries. With its high production rate, good accuracy, flexibility, and repeatability, this innovative process reduces designing and manufacturing costs as well as run-times [1, 2]. In addition to the above mentioned advantages, the AFP process allows the designer to control the fiber orientation inside a ply with high precision and thus to manufacture variable stiffness laminates. This particular potential allows the designer to optimize the properties at each point of the laminated composite structures, which in turn can lead to improved design quality.

Many researches [3-12] have confirmed that by including the fiber orientation angle at each point of a composite structure as a design variable in their optimization framework, designers can better tailor their designs to meet the load constraints appropriately.

However, during manufacturing of variable-stiffness laminated structures, AFP machines introduce inescapable defects into the final product. The most common AFP process-induced defects are overlaps (i.e., fiber-rich areas) and gaps (i.e., resin-rich areas). Current AFP machines are equipped with software that provides various approaches to limit the occurrence of these defects as well as to control their size and location within the structure [r]. Nevertheless, the effects of these manufacturing-induced defects on the mechanical performance of variable-stiffness composites are still not well known, which hinder the fulfillment of AFP potential. Thus, a better understanding of the influence of such defects on the mechanical properties of materials would be of great benefit to using variable-stiffness laminates and to expanding the field of AFP technology application. In this context, Wu et al. [13] numerically and experimentally investigated the buckling performance of tow-steered composite panels subjected to uniform end-shortening. The investigated panels consisted of 20 plies with curvilinear-fiber paths manufactured according to two fabrication strategies: tow-drop and overlap method. Results were compared with those of a $[\pm 45]_{5s}$ cross-ply baseline and showed that tow-overlaps strategy provided large improvements on buckling and post-buckling characteristics of tow-steered panels without a significant increase in structural weight.

Jegley, Tatting and Gürdal [8, 9] designed, manufactured and tested flat composite laminates with curvilinear fiber paths under in-plane compressive or shear loads. Their results indicated that substantial improvement in the overall elastic properties of variable stiffness laminates as compared to a constant stiffness counterpart.

Blom et al. [14] presented a theoretical method to predict the position of tow-drop areas into tow-steered laminate plies. This method has been implemented later in finite element model to determine the reduction in stiffness and strength properties of variable stiffness laminates due to the tow-drop areas. Parametric studies were subsequently conducted to investigate the effects of fiber angle, tow width, and laminate thickness.

In turn, Fayazbakhsh et al. [15] developed Matlab[®] subroutines that could be used to predict the AFP defects distribution in a finished AFP product. In a later paper [16], the same authors introduced a defected layer to quantify the effect of AFP defects on the elastic properties of variable stiffness panels. This defected layer consists in a regular composite layer which can change its thickness and elastic properties to simulate a gap or overlap in a variable stiffness laminate.

In a previous work performed by the present authors [17], an in-depth experimental investigation was conducted to quantify the effect of representative manufacturing defects on the buckling behavior of the steered composites panels. In this investigation, a new test device was built to conduct compression-buckling test for rectangular simply-supported fiber steered laminates. During the experiments, the load-displacement curves, strain gauges responses and buckled shape were recorded. Experimental results obtained indicate that the curvilinear-fiber concept offer good structural performances than those exhibited by the straight-fiber. It should, however, be mentioned that in our previous work, the studied panels were designed according to a linear varying fiber angle orientation. Unfortunately, this approach does not offer flexibility to control directly the fiber paths curvature, which often results in the creation of local tows wrinkling. This reduces the quality of the final product, and therefore, it limits the mechanical improvements, which can be achieved with the concept of steering fibers. A further limitation associated with this fiber paths type is the inaccuracy in the calculation of defects introduced during the manufacturing phase. Indeed, the defects localization and the calculation of their area is done either manually or using a complex software (that require more efforts to improve). As a result, it may lead to inaccuracy in the estimated values. To overcome these limitations, Tatting and Gürdal proposed to define the fiber paths with a constant curvature. This formulation allows a direct control of the radius of curvature, and also to calculate automatically the amount of defects, to understand better their effects on the structural performance of the material.

Thus, in the present paper, optimal panels designed with constant-curvature fiber paths are considered. These panels were manufacturing using two different manufacturing strategies: complete overlaps and complete gaps, and were tested under compressive load. The main objective of this work was to quantify the real effect of defects (i.e., overlaps and gaps)

introduced during the manufacturing in the stiffness and buckling properties. The present work was conducted as part of CRIAQ project (called COMP-413) towards the optimization of the aeronautical structures designs manufactured by the AFP process.

6.3 Panel design and optimization

The fiber steered laminates investigated in this paper were designed and optimized by our partners McGill University as a part of the CRIAQ project COMP-413. The elastic properties of G40-800/5276-1 prepreg tape and epoxy resin material used in this study are listed in Tables 6.1 and 6.2, respectively. The most important steps are described as follow :

Table 6.1 Elastic properties of G40-800/5276-1 unidirectional carbon/epoxy prepreg

Elastic properties	value
Longitudinal modulus E_1 , (GPa)	142.7
Transverse modulus E_2 , (GPa)	9.12
Shear modulus G_{12} , (GPa)	4.82
Poisson's ratio ν_{12}	0.3

Table 6.2 Elastic properties of 5276-1 epoxy resin

Elastic properties	value
Young's modulus E , (GPa)	3.7
Shear modulus G , (GPa)	1.4
Poisson's ratio ν	0.3

6.3.1 Panel design

There are two manufacturing strategies which can be used to construct lamina with curvilinear-fiber paths: the parallel and shifted methods. Nevertheless, it was found that the parallel method can often leads to infeasible design particularly when used to manufacture small plate [18]. Thus, the method used herein was the shifted method.

According to the shifted method, the design of a lamina with curvilinear-fiber paths can be split into two steps : (i) define the reference fiber path required to place the first course and

(ii) define the shifted strategy of the additional courses which are required to cover the entire lamina.

Several mathematical approaches have been proposed to define the reference fiber path [14] and the most common are the linear angle variations and the constant curvature fiber path. In this work, a fiber path with a constant curvature was used and it can be expressed by the following equation :

$$\cos(\varphi) = \cos(T_0) - \kappa|x| \quad (6.1)$$

In the previous equation, φ represents the fiber angle orientation at any point along the plate width in x -direction, T_0 represents the fiber angle at $x = 0$, and κ represents the curvature of the fiber path.

A schematic representation of this equation is illustrated in Figure 6.1a in which the fiber angle orientation along the reference path changes from T_0 (at $x = 0$) to T_1 (at $x = \pm a/2$). Between these points, the curvature (which is equal to the reciprocal of radius) of the fiber path remains constant. The notation $[(T_0, \kappa)]$ is mostly used to define a single lamina with variable fiber orientation according to a constant curvature path. Particularly, $\kappa = 0$ denotes the case of straight fiber.

To place the reference course (i.e., the first course) on the mold surface, the AFP machine head follows the reference fiber path so that the course centerline perfectly matches with the reference fiber path. Figure 6.1b shows reference course boundaries when its width (W_{course}) is kept constant along the reference fiber path. In this figure, the distance (D) denotes the vertical distance between the course lower and upper boundaries.

Additional courses which are required to cover the entire surface of the lamina are laid-down successively by shifting the reference course along the y -direction (the axis perpendicular to the axis of variation of the fiber angle orientation). However, since the distance (D) varies along the centerline, a large amount of defects (gaps and/or overlaps) can occur between adjacent courses. One method to prevent defects occurrence is to adjust the course width (and thus the course boundaries) so that the distance (D) remains constant along the reference fiber path. The strategy adopted herein involves to only changing the course upper boundary (see Figure 6.1c).

According to this strategy, the centerline ($y_{centerline}$), the course bottom boundary (y_{lower}), and the vertical distance (D) can be calculated using equations (6.2), (6.3) and (6.4), respectively [15, 19] :

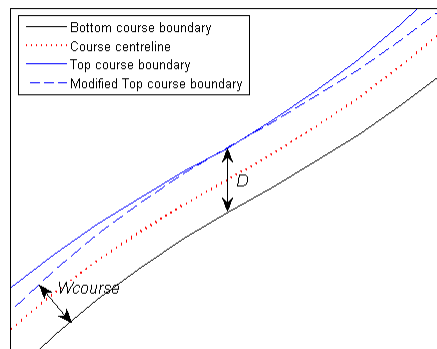
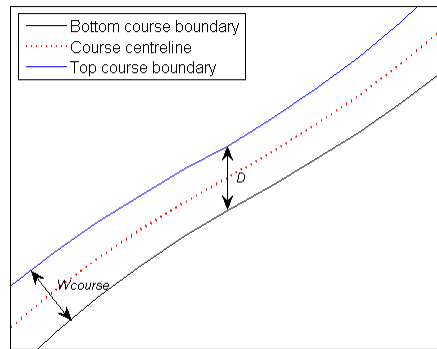
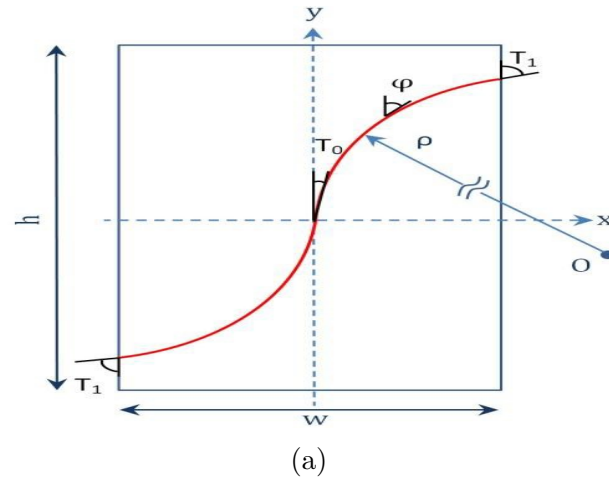


Figure 6.1 (a) the course centerline, (b) the reference course boundaries with constant course width, and (c) the reference course boundaries with constant vertical distance (D) [19].

$$y_{centerline} = \sqrt{\rho^2 - \left(x - \rho \cdot \cos(T_0)\right)^2} - \rho \cdot \sin(T_0), \quad \text{for } -\frac{a}{2} \leq x < 0 \quad (6.2)$$

$$y_{lower} = \sqrt{\left(\rho - \frac{W_{course}}{2}\right)^2 - \left(x - \rho \cdot \cos(T_0)\right)^2} - \rho \cdot \sin(T_0), \quad \text{for } -\frac{a}{2} \leq x < 0 \quad (6.3)$$

$$D = 2 \left(-\sqrt{\left(\rho - \frac{W_{course}}{2}\right)^2 - \left(x - \rho \cdot \cos(T_0)\right)^2} + \rho \cdot \sin(T_0) \right), \quad \text{for } -\frac{a}{2} \leq x < 0 \quad (6.4)$$

6.3.2 Optimization procedure and solutions

The objective of the optimization step was to find the fiber paths that simultaneously maximize the in-plane stiffness as well as the buckling load of a simply supported composite laminate subjected to a uniform displacement. Here, the design constraint was to keep constant the radius of curvature along the reference fibers paths. This multi-objective optimization problem was solved using the surrogate-based NSGA-II (NSGA+PR) optimization algorithm [12].

During the optimization stage, the width and length of the panels were fixed at 254 and 460.4 mm, respectively. The stacking sequence of the panel was chosen to be symmetric and balanced : 16 layers $[(T_0, \kappa)]$ of carbon/epoxy prepreg slit tape; each layer has a thickness of 0.1545 mm. A minimum radius value of 625 mm was considered according to the manufacturing requirements of AFP machine. Moreover, it is important to mention that no overlaps or gaps in variable stiffness laminates are assumed in the computation of the objective functions (i.e., in-plane stiffness and buckling load).

The mechanical proprieties of each design-candidate solution were normalized using the corresponding values of the constant stiffness quasi-isotropic laminate with $[45/0/-45/90]_{2s}$ lay-up (as a reference design). From the optimization solutions, the optimum variable-stiffness design with a lay-up $[\pm(41,+1.2827)/\pm(42,-0.9652)/\pm(33,-1.2573)/\pm(19,0)]_s$ was selected here to be manufactured and tested. The selected variable-stiffness design enables to get a higher buckling load compared to the reference design but without penalty in terms of axial stiffness (i.e., the two designs have equal axial stiffness). This choice allows us to evaluate the real effect of overlaps and gaps on the buckling behavior of the steered laminates

with a constant curvature fiber path.

Figure 6.2 shows the optimal fiber paths within each layer of the variable-stiffness design. It should be noted that the 4th layer (i.e., [(19, 0)]) is a straight fiber layer.

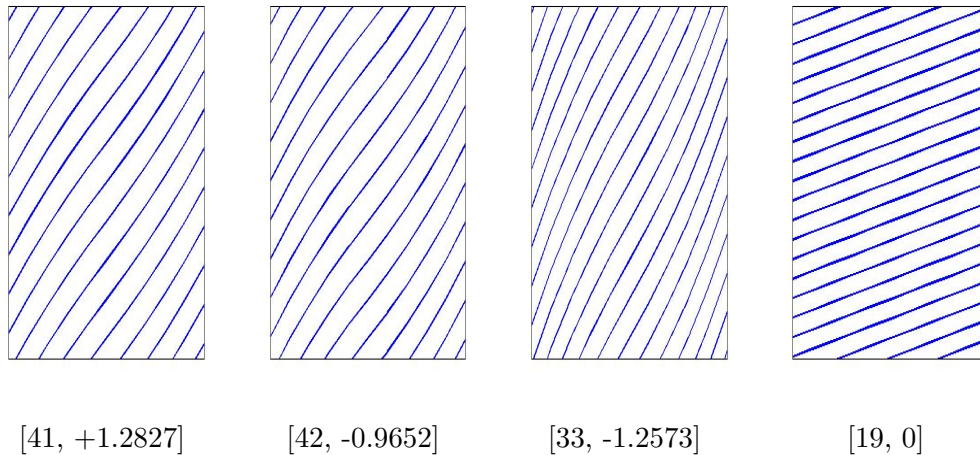


Figure 6.2 Optimal fiber paths for maximum in-plane stiffness and buckling load.

6.4 Manufacturing procedure

A viper 4000 fiber placement machine from MAG Cincinnati was used to manufacture the selected design. Before performing the AFP manufacturing process, the planar working surface of the AFP machine (4 m × 10 m) was covered sequentially by a breather, plastic bag, and a peel ply. Then, during the AFP process, individual narrow prepreg slit tapes (i.e., tows) were provided via spools and fed through a fiber delivery system into the machine head. These tows were gathered together to form a single course and placed onto the surface through a roller pressure. In this work, the course was made up from 8 tows, each 3.175-mm wide. This resulted in a maximum course width of 25.4-mm.

When the tows are placed on the tool or part surface, each tow of the course will be distributed at its own speed while following a reference fiber path predefined using the ACEv2 software package. This software can generate the fiber paths as well as identify the prospective wrinkles in the tow-placed laminates. Once the reference course is placed, the same procedure is repeated by shifting successively the machine head until the layer is fully built. To meet the design requirements and hence keep the distance D constant along the reference fiber paths, the machine head has cutting tows. The tow cutting was made from one side (i.e., the course upper boundary). However, since tows are cut perpendicular to the fiber direction, small gaps

or overlaps can occur inside the composite laminates. In order to study the influence of the gaps and overlaps, 100% gaps (i.e., complete gaps) and 100% overlaps (complete overlaps) options were selected to manufacture the composite panels.

After the laying process was completed, the panels were then heated to 350° F in an autoclave for 2 hours under a pressure of 85 psi. Following the curing process, the 330 mm × 580 mm steered laminates were machined into 254 mm × 406.4 mm compression-buckling specimens according to the design optimization specifications. Particular care was taken to make the horizontal edges (i.e., where the load is applied during the experiments) flat and parallel to ensure a uniform loading and prevent any premature failure.

Prior to testing, each specimen was weighed and its thickness measured. The thickness was obtained as the mean value of measurements taken at different locations of the specimen. Table 6.3 summarizes representative values of these measures.

Table 6.3 Geometric characteristics of the tested panels

Panel configuration	weight, w_t (kg)	thickness, h (mm)
Quasi-isotropic panel	0.386	2.51
Panel with complete overlaps	0.439	2.87
Panel with complete gaps	0.336	2.10

6.5 Test set-up and instrumentation

Compression-buckling test specimens were tested using an ASMLER testing machine equipped with a 100-kN load cell. Each specimen was mounted in a test fixture which is designed to guarantee simply-supported boundary conditions on all four edges. The test fixture is composed of rigid knife-edge supports which prevented out-of-plane displacement while allowing tangential edge rotations of the specimen. A gap between the knife-edge supports was maintained at about 2-mm on both lateral sides of the unloaded specimen edges. In this way, the vertical edges of the specimen were free to undergo in-plane displacement during loading (for further details on the test fixture and its components refer to Ref. [17]). Compression-buckling tests were performed under controlled displacement mode with a constant cross-head rate of 1 mm/min.

Before testing, the alignment and parallelism of specimens were adjusted carefully in order to obtain reliable experimental results. The compression-buckling tests were continued until the

specimen ultimately failed. Each test was performed 3 times to ensure data reproducibility. Specimens were equipped with eight pairs of back-to-back axial strain gauges (on two sides of the plate) placed on selected locations as shown in Figure 6.3. Preliminary compression tests were conducted to determine the appropriate strain gauges locations. Thus, specimens were subject to low compressive load and the most stressed areas were identified by visual observations. The strain gauges bonded at locations (g1-9) and (g2-10) served to ensure that the strain was uniform across the panel width. The remaining gauges were used to examine the overall behavior of the tested specimens. For all gauges, which were 6-mm gauge length, the resistance was $350\ \Omega$ and the gage factor was 2.1. The experimental data from strain gauges were obtained via a National Instruments NI SCXI-1520 signal conditioning unit installed in a DC chassis.

The testing machine was monitored by a computer and data were measured at equal intervals with custom-written LabVIEW[®] software (version 6.1).

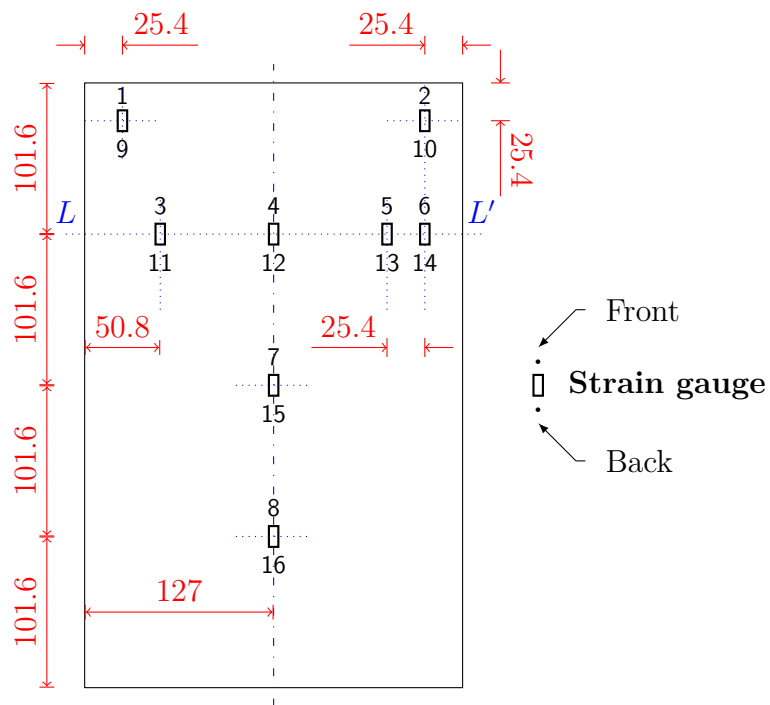


Figure 6.3 Strain gauges locations (all dimensions are in millimeters).

6.6 Numerical analysis using the finite element method

6.6.1 Steered laminates model

A two-dimensional finite element model was built for the steered composite laminates using the commercial software ABAQUS[®] [20]. First, a Python[®] [21] script was implemented to generate orphan mesh elements, such that one can easily modified material, orientation, and geometric features for each element within the FE model. Shell elements (S4R) with four nodes were selected. These elements allow six degrees of freedom at each node : three translations (u_x, u_y, u_z) and three rotations (R_x, R_y, R_z). To simulate curvilinear fiber path, each element was assumed to have a constant fiber orientation angle. The fiber angle orientation at the element centroid was calculated from equation 6.1. Furthermore, a Matlab[®] routine was created to locate the AFP defects (gaps and overlaps) in each ply of the variable stiffness laminate using the equations 6.2, 6.3, 6.4. Next, the collected information was used to assign material properties and geometric features to each element. It was assumed that when the defect area percentage exceeds 30% of the total area of an element, the element is considered as a defect. An overlap was modeled as a prepreg tape with a thickness of 0.309-mm, while a gap was modeled by an epoxy resin film with a thickness of 0.1545-mm.

6.6.2 Boundary conditions

In order to better meet the experimental boundary conditions, numerical analyses have been done by preventing the out-of-plane displacement, u_z , along the four edges of the specimens as well as the tangential rotations (i.e., R_x and R_z at the vertical edges and, R_y and R_z at the horizontal edges). Also, the in-plane displacement, $u_x = 0$ at the lower horizontal edge and $u_x = u_0$ at the upper horizontal edge (see Figure 6.4).

6.6.3 Linear and Non-linear buckling analyses

A linear buckling analysis (or eigenvalue analysis) was performed initially for all specimens, to find the buckling mode shapes and corresponding eigenvalues. This analysis was performed in two steps :

1. Static analysis was performed which allows determining the resultant in-plane force par unit width, N_{xx} , which is necessary to deduce the axial stiffness, E_{xx} , of laminates according to equation 6.5 [18]:

$$E_{xx} = \frac{N_{xx}a}{hu_0} \quad (6.5)$$

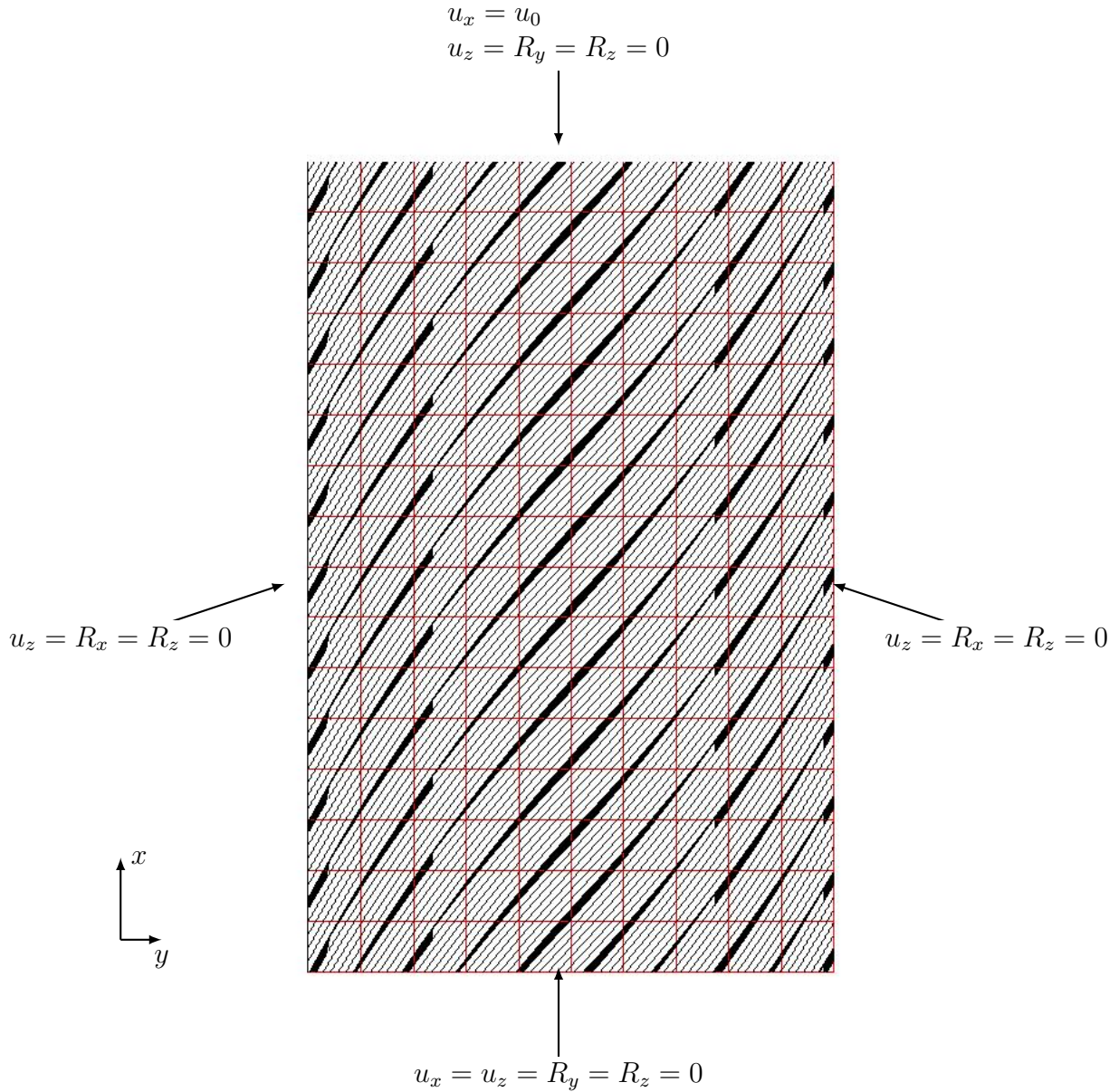


Figure 6.4 Finite element model and boundary conditions.

where h represents the total thickness, and a represents the panel width.

2. Buckle analysis was performed to determine the critical eigenvalue, λ_{cr} , and hence the critical buckling load, P_{cr} , could be evaluated using the equation 6.6.

$$P_{cr} = \lambda_{cr} a N_{xx} \quad (6.6)$$

Following the eigenvalue analysis, a non-linear buckling analysis was performed using the Riks arc-length method [22, 23] in order to obtain the load–displacement response. In this

analysis, geometrical nonlinearity was taken into account by imposing an initial imperfection.

6.7 Results and discussions

6.7.1 Buckling performance

Load-displacement curves for different specimens tested are presented in Figures 5.7a and 6.5 for baseline and variable-stiffness panels, respectively. A closer look at these figures shows that all tested specimens display the same behavior. Indeed, four distinct zones can be identified in each curve : the initial, pre-buckling, transition, and post-buckling zones. At lower load levels, the curves show a non-linear response (initial zone). Nevertheless, this response does not reflect the real response of the material itself, but is the result of an unavoidable non-uniform contact between the specimen and loading platen. Then, in the pre-buckling zone, the specimens show a linear response almost to a point at which buckling occurs. The slope of this linear portion of the load-displacement curve allows us to compute the effective axial stiffness of material, K_0 . After buckling, the material continues to support load showing a non-linear response which is retained until to the finale failure. The post-buckling zone is characterized by a significant decrease in slope of the load-displacement curve, which translates into a progressive reduction in the effective axial stiffness of the material as the applied load increases.

Owing to numerous factors such as the initial geometric imperfections of the panel and test conditions, the critical buckling load becomes difficult to extract from experimental data. In effect, these factors cause the pre-buckling zone to merge with the post-buckling zone into one continuously increasing path: hence, determining the bifurcation point becomes a challenge because the curve shows a transition zone (see Figure 5). Several approaches have been proposed to determine the experimental critical buckling load. These approaches are based on (1) either the load vs. out-of-plane mid-plate deflection curve (2) or the load vs. strain curve, such as the “top-of-the knee” and “strain-reversal” methods. However, each of these methods is often highly limited in accuracy and the final decision is based on the engineer’s experience. In a recent work done by the present authors [17], the critical buckling load was defined as the load at which the load-displacement curve begins to deviate from the linear pre-buckling zone. The same definition is used in this present paper in order to determine the critical buckling load of tested specimens.

The pre-buckling stiffness and the critical buckling load values were extracted from the load-displacement curves. These values are summarized in Table 6.4, together with the numerical results for comparison purpose.

Table 6.4 Comparison between experimental and numerical results

Panel configuration	K_0^a (kN/mm)		P_{cr}^b (kN)	
	Experimental	Numerical	Experimental	Numerical
Quasi-isotropic panel	34.59	33.23	11.52	13.08
Panel with complete overlaps	47.18	46.46	20.80	21.14
Panel with complete gaps	33.68	32.52	12.32	13.52

^a Pre-buckling stiffness

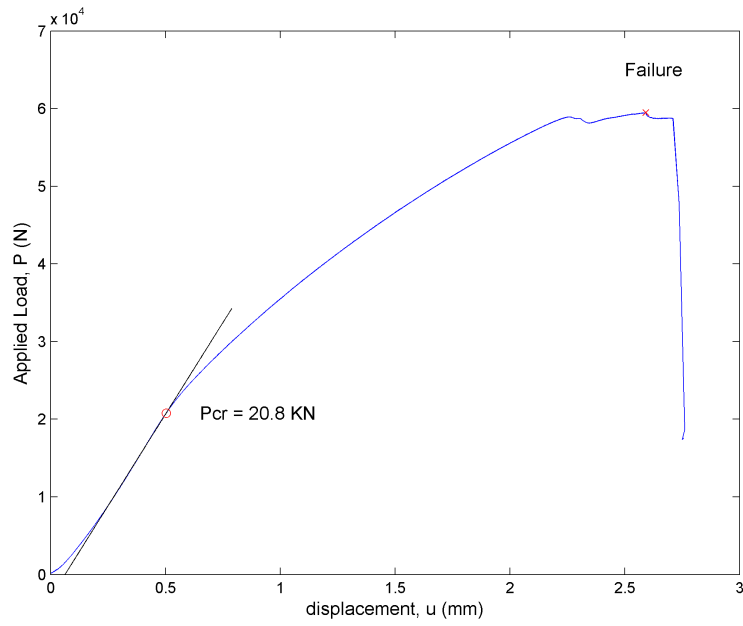
^b Buckling load

A good correlation is obtained between the experimental and numerical results as presented in Table 6.4. A comparison between the buckling performance of both variable stiffness panels (i.e., panels with complete overlaps and complete gaps) and the baseline panel shows that it is possible to maximize both in-plan stiffness and buckling load using the curvilinear fibers concept. Furthermore, the results demonstrate that the panel with complete overlaps exhibited higher buckling characteristics compared to the one with complete gaps. Indeed, the pre-buckling stiffness and the buckling load of the panels with complete overlaps are 40% and 69% higher than the ones for the panel with complete gaps, respectively.

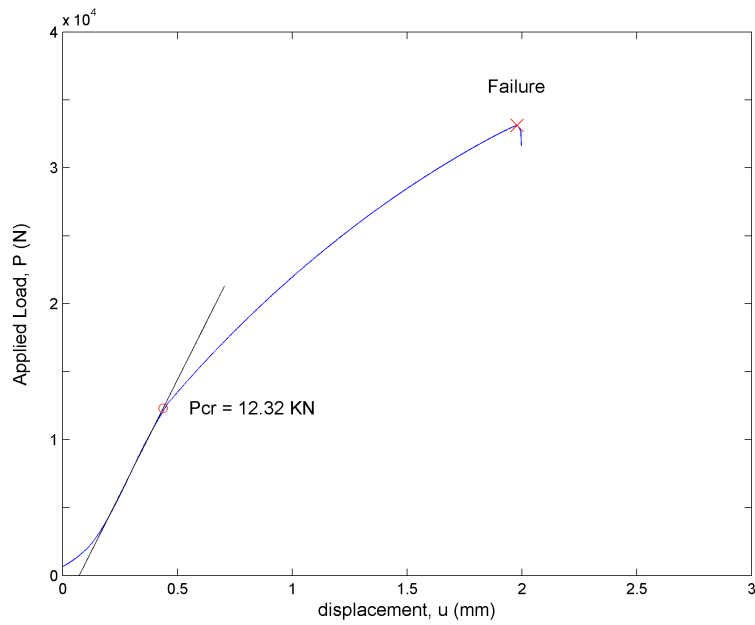
6.7.2 Strains gauges responses

As mentioned earlier, 16 strain gauges were mounted back-to-back on each tested panel at several locations aligned with the loading direction as is shown in Figure 6.3. The gauge locations were selected by using experimental results from a preliminary study, the purpose of which was to pinpoint the most stressed locations for a tested specimen. In particular, the pairs of diametrically opposed strain gauges mounted at locations (1-9) and (2-10) near the loaded side of the specimen were used to check the uniformity of the strain introduced into the specimen. One should note that the tests are repeated several times to ensure a uniform strain distribution along the specimen end by continuously comparing the pair of gauge readings at locations (1-9) and (2-10). Once this condition is satisfied, the buckling test is continued until the ultimate failure of the specimen. The unloading and reloading cycles performed at very load levels to avoid causing premature structural damage and a residual strain in the specimen. The remaining strain gauges were used to monitor local as well as global buckling behavior until the ultimate specimen failure. Given the large amount of experimental data collected, only a few selected examples are presented and discussed in this section.

Figure 6.6 shows the axial strain measurements recorded by the pairs of strain gauges placed



(a)



(b)

Figure 6.5 Load-displacement curves: a) for panel with complete overlaps, b) for panel with complete gaps.

at locations (1-9) and (2-10) for panel with complete gaps. As this figure shows, the strain gauges placed on the front surface of specimen (g1 and g2) gives the same response for a load below the buckling load. This observation is also valid for gauges number 9 and 10 placed on the rear surface of the specimen. However, when comparing the responses of each pair of strain gauges (g1-9) or (g2-10) separately, a slight divergence between the responses of each pair of back-to-back strain gauges becomes apparent, indicating a bending deformation of the specimen edge. Although strange at first sight, this makes sense because the test fixture allows complete rotation of the specimen. Based on these results, one can conclude that introduction of the strain is uniform and balanced along the specimen width, and thus provides a measure of confidence in the experimental results.

Figures 6.7a and b show the normalized compressive load-strain curves recorded by the two strain gauges (g4-12) on opposite surfaces at the longitudinal centerline of the specimens with complete overlaps and complete gaps, respectively. These figures also show the axial membrane strain, defined as the average strain calculated from the two strain gauges placed in back-to-back configuration. A noticeable bending deformation occurs for panel with complete overlaps before it buckles globally. This bending strain is reflected by a slight divergence between the responses measured by the two gauges in back-to-back configuration in the pre-buckling range from Figure 6.7a. Unlike panel with complete overlaps, no bending was observed up to the onset of overall buckling for panel with complete gaps (Figure 6.7b). These observations are at variance with the assumption that overlaps, acting as local stiffeners, improve thus the bending strength of composite structures compared with gaps. Authors believe that this difference is rather due to certain experimental errors (e.g., gauge alignment and parallelism). Otherwise, in the post-buckling zone, there is a progressive and rapid divergence between the responses of the two gauges as the applied load increases for the both panels (i.e., panels with complete overlaps and those with complete gaps).

Figures 6.8a and b show respectively a comparison between the responses of two pairs of gauges (g3-11) and (g5-13) placed on the panels with complete overlaps on one part and complete gaps on the other part. These two strain gauges pairs are placed to an equal distance from the horizontal centerline of the panels (76.2 mm), as shown in Figure 6.3. Observation of these plots shows that the responses of the two pairs of gauges are symmetric. In fact, the responses of pair of gauges placed back-to-back are linear almost up to the onset of buckling of the specimen. Then they diverge gradually in opposite directions as the applied load increases. The same observations apply to gauges pairs (g4-12) and (g8-16), placed at the top and bottom from the specimen center as shown in Figures 6.9a and b for panels with complete overlaps and complete gaps, respectively. These results underscore the fact that the symmetry of the structural response of the tested two-placed panels is unaffected by their

local asymmetries resulting from the presence of AFP process-induced defects (overlaps and gaps).

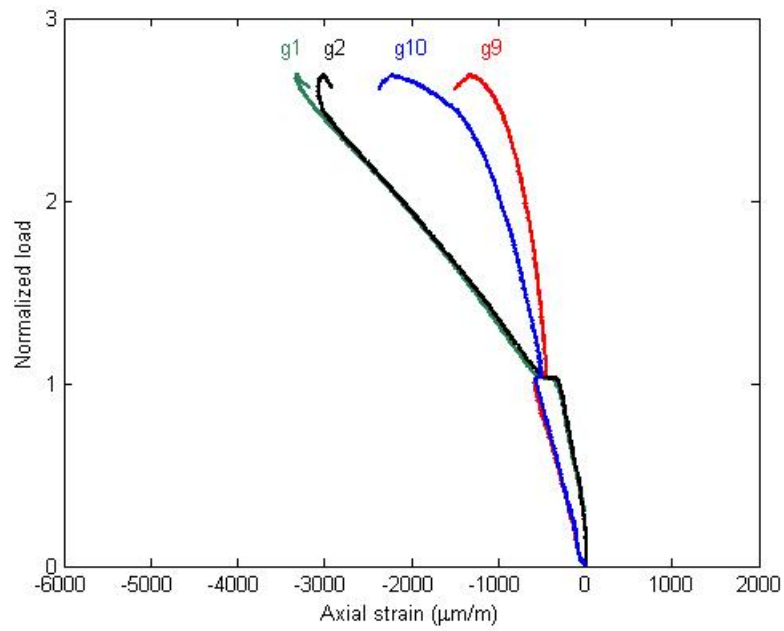
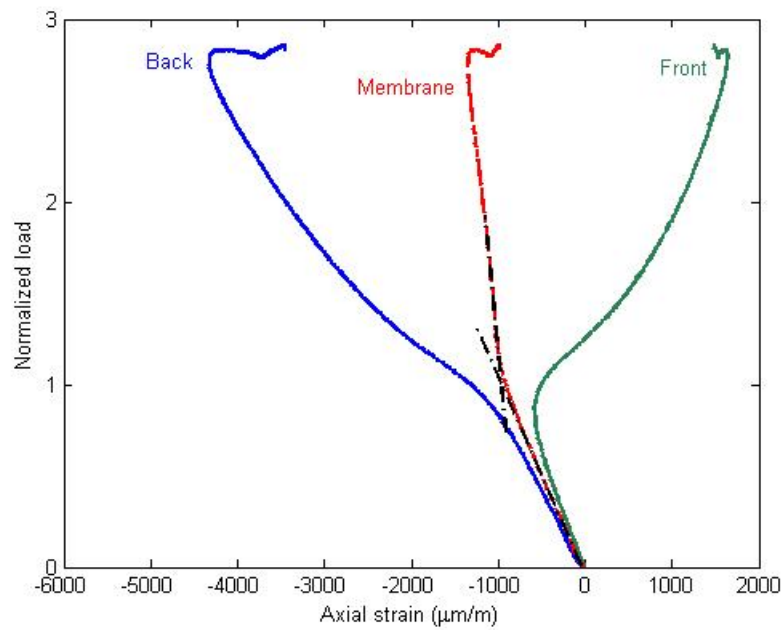
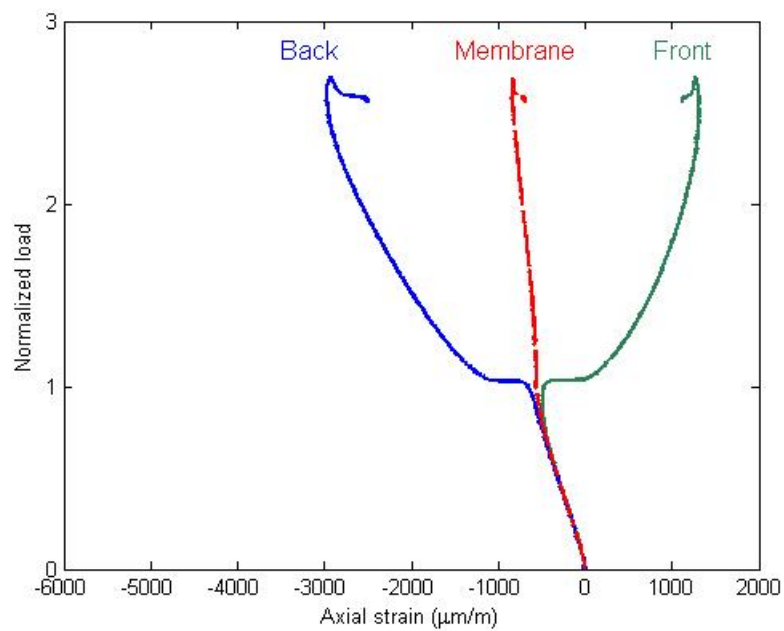


Figure 6.6 Normalized load vs. strain curves for panel with complete gaps at gauge locations (1-9) and (2-10).

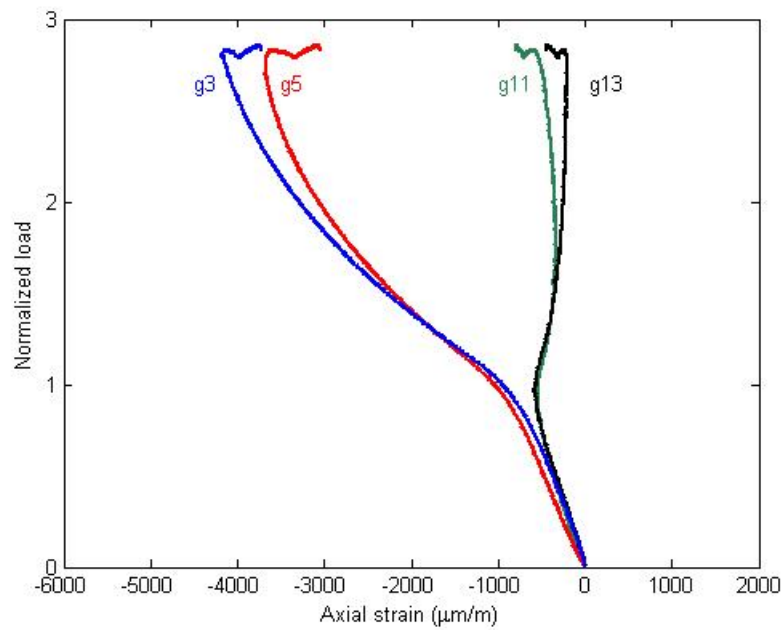


(a)

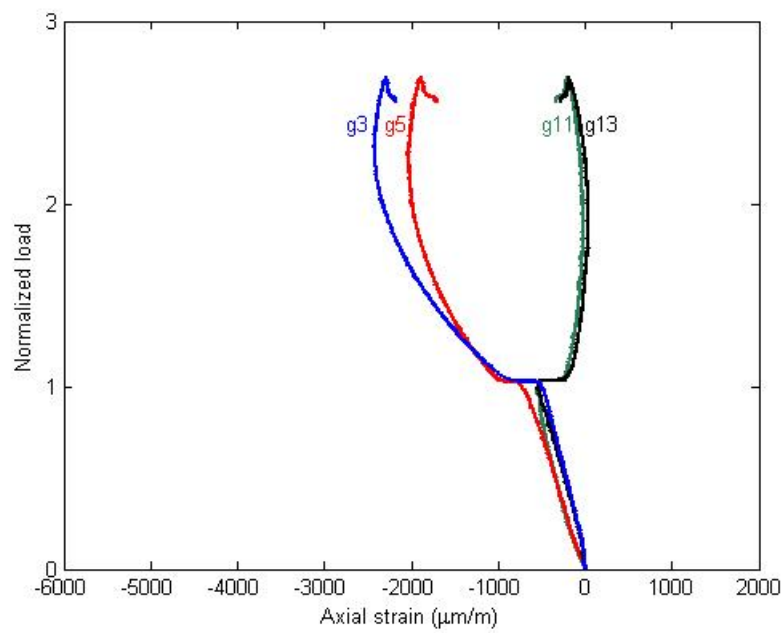


(b)

Figure 6.7 Normalized load vs. strain curves at gauge locations (4-12) for: (a) panel with overlaps and (b) panel with gaps.

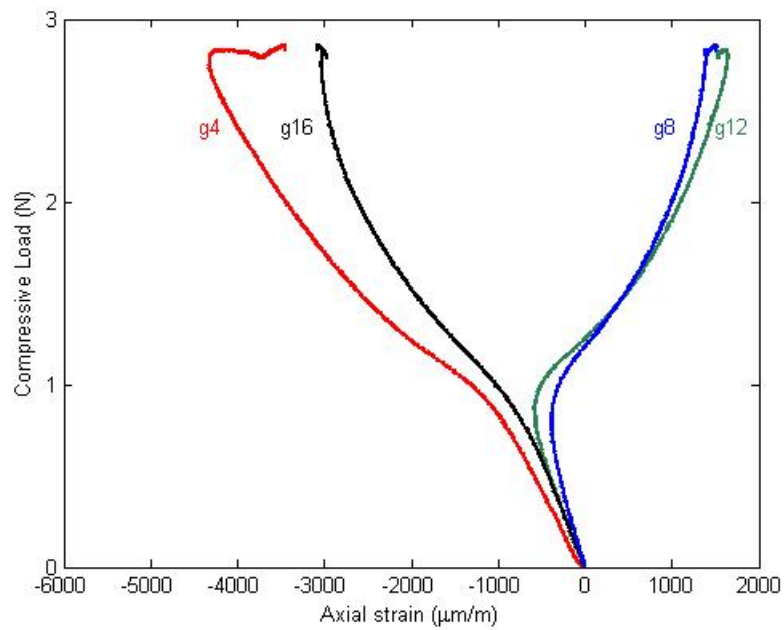


(a)

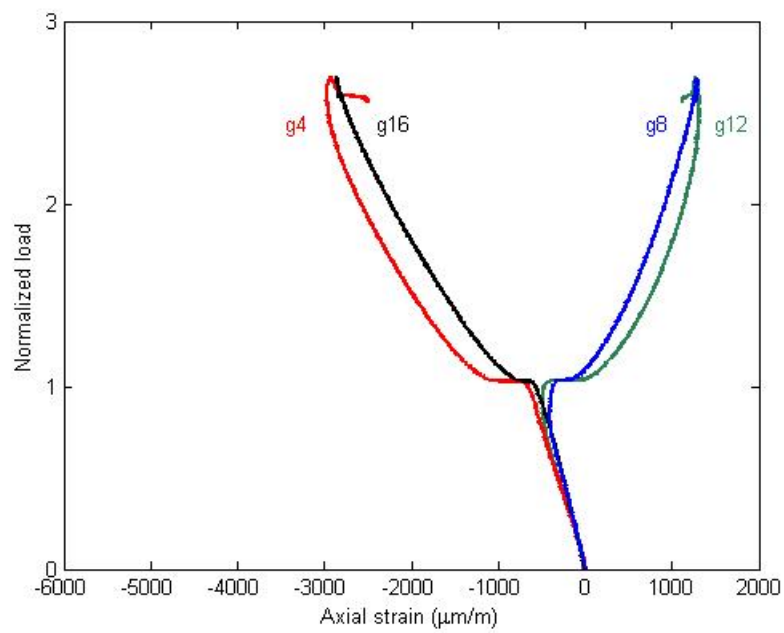


(b)

Figure 6.8 Normalized load vs. strain curves at gauge locations (3-11) and (5-13) for: (a) panel with overlaps and (b) panel with gaps.



(a)



(b)

Figure 6.9 Normalized load vs. strain curves at gauge locations (4-12) and (8-16) for: (a) panel with overlaps and (b) panel with gaps.

6.7.3 Failure performance

This section aims to quantify the effect of the AFP process-induced defects (i.e., overlaps and gaps) on the failure characteristics of the studied panels. One should note that the panels under investigation here were optimized for maximum buckling loads and their failure characteristics are not considered in the optimization process.

For all tested specimens, the failure load (P_f), displacement at failure (u_f), and failure strength (S_f) were determined. The failure loads and corresponding displacements were directly extracted from the load-displacement curves (Figures 5.7a and 6.5) while the failure strengths were calculated. The values obtained are summarized in Table 6.5. Note that the failure load is defined as the maximum load that a specimen can tolerate after buckling. The failure strength is defined as the ratio between the failure load and the initial cross-sectional area of the specimen (thickness \times width).

Table 6.5 Failure characteristics of the tested panels

Panel configuration	P_f^{a} (kN)	u_f^{b} (mm)	S_f^{c} (MPa)
Quasi-isotropic panel	39.87	2.03	62.64
Panel with complete overlaps	59.47	2.59	82.24
Panel with complete gaps	33.12	1.98	59.46

^a Failure load

^b Displacement at failure

^c Failure strength

From the data in Table 6.5, an analysis was performed to evaluate the ability of the variable stiffness panels to withstand loads after its buckling (i.e., in the post-buckling zone). The experimental results show that the panel with complete overlaps fails at about 59 kN, which is 2.9 times higher than its buckling load. Furthermore, a similar comparison indicates that the panel with complete gaps fails at about 33 kN, which is 2.7 times higher than its buckling load. At the same time, the associated displacements at failure are 2.59 and 1.98 for panels with complete overlaps and gaps, respectively. These displacements at failure for panels with overlaps and with gaps are 6.7 and 5.3 times, respectively, their corresponding displacements at buckling. These results suggest that variable stiffness laminates can safely work in the post-buckling regime.

6.8 Concluding remarks

An experiment and a finite element analysis were performed to investigate the buckling behavior of the variable stiffness panels. The following conclusions were noted :

- All tested panels show similar behavior until ultimate failure. In beginning, the load-displacement response is non-linear. Subsequently, the response becomes linear during the pre-buckling regime. After buckling occurred, the material continues to support load until it ultimately fails, with a progressive reduction of its effective axial stiffness.
- Results show that for the variable stiffness panels, the panels with complete overlaps exhibit higher buckling characteristics (pre-buckling stiffness and buckling load) than those with complete gaps.
- Variable stiffness composite panels achieve loads to failure that significantly exceeding their critical buckling loads. This shows that such panels can support loading even after buckling and work in a safe manner in the post-buckling regime.
- According to data collected from the strain gauges, it was found that the presence of the AFP defects (i.e., overlaps and gaps) does not affect the symmetry of the structural response of variable stiffness composite laminates.

6.9 Acknowledgements

The authors would like to acknowledge the financial support of the Natural Sciences and Engineering Research Council of Canada (NSERC) and the Consortium for Research and Innovation in Aerospace in Quebec (CRIAQ). The first author would express his special gratitude to all team members of the CRIAQ project (COMP-413).

6.10 References

- [1] Shirinzadeh B, Alici G, Foong CW, Cassidy G. Fabrication process of open surfaces by robotic fibre placement. *Robotics and Computer-Integrated Manufacturing*. 2004;20:17-28.
- [2] Chen J, Chen-Keat T, Hojjati M, Vallee A, Oceau M, Yousefpour A. Impact of layup rate on quality of fiber steering/cut-restart in automated fiber placement process. *The 19th International Conference on Composite Materials*. Montreal, Canada, 2013
- [3] Hyer MW, Charette RF. Use of curvilinear fiber format in composite structure design. *AIAA Journal*. 1991;29:1011-5.
- [4] Hyer MW, Lee HH. The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of

composite plates with central circular holes. *Composite Structures*. 1991;18:239-61.

[5] Gurdal Z, Olmedo R. Composite laminates with spatially varying fibre orientations: Variable stiffness panel concept. Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 33rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Dallas, TX., 1992. p. 798-808.

[6] Gurdal Z, Olmedo R. In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations: variable stiffness concept. *AIAA Journal*. 1993;31:751-8.

[7] Olmedo R, Gurdal Z. Buckling response of laminates with spatially varying fiber orientations. Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 34th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. La Jola, CA., 1993. p. 2261-9.

[8] Jegley DC, Tatting BF, Gurdal Z. Optimization of elastically tailored tow placed plates with holes. Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 44th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Norfolk, Virginia 2003.

[9] Jegley DC, Tatting BF, Gurdal Z. Tow-steered panels with holes subjected to compression or shear loading. Proceedings of the 46th AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference. Austin, Texas, 2005.

[10] Alhajahmad A, Abdalla MM, Gurdal Z. Optimal design of tow-placed fuselage panels for maximum strength with buckling considerations. *Journal of Aircraft*. 2010;47:775-82.

[11] IJsselmuiden ST, Abdalla MM, Gurdal Z. Optimization of variable-stiffness panels for maximum buckling load using lamination parameters. *AIAA Journal*. 2010;48:134-43.

[12] Nik MA, Fayazbakhsh K, Pasini D, Lessard L. Surrogate-based multi-objective optimization of a composite laminate with curvilinear fibers. *Composite Structures*. 2012;94:2306-13.

[13] Wu KC, Gurdal Z, Starnes Jr J. Structural response of compression-loaded, tow-placed, variable stiffness panels. Proceedings of the 43rd AIAA/ASME/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference. Denver, CO., 2002.

[14] Blom AW, Lopes CS, Kromwijk PJ, Gurdal Z, Camanho PP. A theoretical model to study the influence of tow-drop areas on the stiffness and strength of variable-stiffness laminates. *Journal of Composite Materials*. 2009;43:403-25.

[15] Fayazbakhsh K, Pasini D, Lessard L. The effect of manufacturing parameters on the tow drop regions of a variable stiffness composite cone made out of automated fiber placement. 42nd ISTC Salt Lake, City, UT., 2010.

[16] Fayazbakhsh K, Nik MA, Pasini D, Lessard L. Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by automated fiber placement.

Composite Structures. 2013;97:245-51.

[17] Marouene, A., Boukhili, R., Chen, J., Yousefpour, A. An experimental investigation on buckling behavior of variable angle tow laminates subjected to uniform compression load. 19th International Conference on composite Materials (ICCM19), Montreal, Canada, 2013.

[18] Waldhart C. Analysis of tow-placed, variable-stiffness laminates. MSc Thesis, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996.

[19] Fayazbakhsh K. The impact of gaps and overlaps on variable stiffness composites manufactured by Automated Fiber Placement. Ph. D Thesis, McGill University, 2013.

[20] Abaqus 6.10: Abaqus/CAE User's Manual. Dassault Systèmes Simulia Corp., Providence, RI, USA2010.

[21] Van Rossum G. Python Programming Language. USENIX Annual Technical Conference, 2007.

[22] Riks E. The application of Newton's method to the problem of elastic stability. J Appl Mech Trans ASME 1972;39(4):1060-5.

[23] Riks E. Incremental approach to the solution of snapping and buckling problems. Int J Solid Struct 1979;15(7):529-51.

CHAPITRE 7 CONTRÔLE QUALITÉ DES COMPOSITES FABRIQUÉS PAR PLACEMENT AUTOMATIQUE DES FIBRES

7.1 Introduction

Dans ce chapitre, il est démontré que la méthode de pyrolyse, principalement utilisée pour déterminer les taux volumiques de différents constituants des matériaux composites à fibres de verre, peut être également adaptée pour déterminer les taux volumiques des constituants des matériaux composites à fibres de carbone. Plusieurs essais de pyrolyse sont réalisés afin d'identifier le couple optimum (Température-temps de pyrolyse) qui nous permet de déterminer la vraie valeur de la fraction massique des fibres dans des composites carbone/époxy. Pour des fins de comparaison, des essais de digestion de la résine, la méthode référence pour la détermination de teneur massique des fibres de carbone, sont également réalisés. Une bonne reproductibilité des résultats a été démontrée et cette nouvelle approche se présente comme une alternative peu coûteuse et efficace comparée à la méthode de la digestion chimique de la résine plus complexe et onéreuse. Par ailleurs, une analyse microscopique des stratifiés en composites à fibres curvilignes avec des gaps ou over-laps est présentée.

7.2 Matériaux étudiés

Pour des fins d'étude, deux composites stratifiés (I & II) constitués de 24 plis en résine époxy renforcée par des fibres de carbone unidirectionnel sont utilisés. Le premier composite est constitué de fibres de carbone de type HTS40 et d'une résine époxy de marque 977-2 produit par CYTEC Co. Le deuxième composite, quant à lui, est constitué de fibres de carbone G40-800 et d'une résine époxy CYCOM[®] 5276-1.

Les deux stratifiés se présentent sous forme de plaques d'une épaisseur nominale égale à 3.5 et 3.71 mm respectivement pour le Composite I et le Composite II. Ces plaques sont fabriquées à l'aide du procédé AFP. Pour chaque matériau, plusieurs échantillons aux dimensions 25.4 × 25.4 mm sont découpés à différents endroits des plaques. La découpe des échantillons a été réalisée par une scie à diamant refroidie à l'eau pour éviter l'endommagement du matériau ou l'arrachement des fibres.

7.3 Manipulation expérimentale et résultats

7.3.1 Mesure de la densité

La mesure de la densité a été réalisée selon la procédure-A de la norme ASTM (D792-13, 2013). Pour mener à bien cette procédure, les échantillons sont soigneusement nettoyés avec de l'acétone pour enlever toute saleté et corps non désiré avant de procéder à la mesure de leur masse dans l'air (m_{air}) et dans l'eau distillée (m_{eau}) à la température du laboratoire, soit 25°C. La différence entre ces deux mesures représente la masse de l'eau déplacée ou celle d'un volume d'eau identique au volume du corps.

La pesée des échantillons est réalisée à l'aide d'une balance électronique de type *METTLER AE240* de haute précision (cf. Figure 7.1).



Figure 7.1 Balance électronique de type *METTLER AE240*.

En accord avec la poussée d'Archimède, la densité du composite, ρ_c , est alors calculée par la relation 7.1 et les résultats obtenus sont présentés dans le Tableau 7.1 pour les deux matériaux en question.

$$\rho_c = \frac{m_{air}}{m_{air} - m_{eau}} \quad (7.1)$$

Tableau 7.1 Résultats des mesures de la densité

Composite	Échantillon	m_{air}	m_{eau}	ρ_c
I	1	3.4563	1.2877	1.5937
	2	3.4762	1.2960	1.5944
	3	3.4842	1.2971	1.5930
II	1	3.6104	1.2860	1.5532
	2	3.5529	1.2670	1.5542
	3	3.5856	1.2789	1.5544

D'après le Tableau 7.1, la densité du composite I est: $\rho_{c,I} = 1.59 \text{ g/cm}^3$ et celle du composite II est: $\rho_{c,II} = 1.55 \text{ g/cm}^3$.

7.3.2 Pyrolyse

Un nombre total de 15 échantillons aux dimensions $25.4 \times 25.4 \text{ mm}$ sont découpés de chaque plaque des deux matériaux étudiés. La découpe des échantillons a été réalisée par une scie à diamant afin d'éviter l'endommagement du matériau ou l'arrachement des fibres. Les échantillons sont soigneusement nettoyés avec de l'acétone, puis mis au four à une température de 100°C pendant 60 minutes pour enlever toute humidité et traces d'eau emmagasinées lors de la découpe. Ensuite, les échantillons sont refroidis dans un dessiccateur sous vide pendant 30 minutes. Cela permet d'obtenir des conditions de pyrolyse reproductibles.

Les échantillons déshumidifiés sont pesés dans l'air, puis placés dans des creusets de céramique numérotés et l'ensemble est ensuite mis dans un four (cf. Figure 7.2). Afin de pouvoir identifier le couple température-temps idéal, plusieurs températures et durées de pyrolyses sont testées.

Après chaque pyrolyse, les échantillons sont de nouveau pesés afin de déterminer la perte de masse de l'échantillon causée par les conditions de l'essai. Pour cet essai, la pesée des échantillons est réalisée sur la même balance numérique *METTLER AE240* que celle utilisée pour les mesures de la densité.

Les résultats des essais de pyrolyse pour des températures et des périodes de temps différentes sont synthétisés dans le Tableau 7.2 pour les deux matériaux étudiés.



Figure 7.2 Les échantillons dans des creusets en céramique placés au four.

Tableau 7.2 Résultats des essais de pyrolyse

Température	Temps (min)	$W^1(\%)$	
		I	II
400°C	60	83.4738	80.8497
	120	81.7461	78.2667
	180	79.3616	75.9351
450°C	60	77.4504	78.4118
	120	75.0407	76.0191
	180	73.8534	74.1226
500°C	60	72.9132	70.3212
	120	69.7705	61.1032
	180	69.7197	60.9423
550°C	60	69.3212	61.3217
	120	68.9132	60.9973
	180	65.5678	58.2638
600°C	60	58.2635	58.3450
	120	42.8550	50.1478
	180	25.6704	40.4934

¹ la fraction massique des résidus des échantillons.

D'après les données expérimentales du Tableau 7.2 pour les deux matériaux étudiés, on constate une diminution considérable de la fraction massique des résidus, W , avec l'augmentation de la température et/ou la durée de maintien dans le four jusqu'à une température $T = 500^{\circ}\text{C}$ et pour une durée de maintien dans le four $t = 120$ minutes. À partir de ces conditions de pyrolyse, la fraction massique se stabilise à $\sim 69\%$ et 61% , respectivement pour le Composite I et II. Puis, une tendance à la baisse de la fraction massique des résidus est observée avec l'augmentation de la durée de maintien dans le four à une température de 600°C .

Pour mettre en évidence ces constatations, des essais supplémentaires de pyrolyse sont réalisés à une température de 500°C et pendant différentes durées de maintien comprises entre 60 et 360 minutes. Les résultats obtenus pour les deux matériaux étudiés sont présentés à la Figure 7.3.

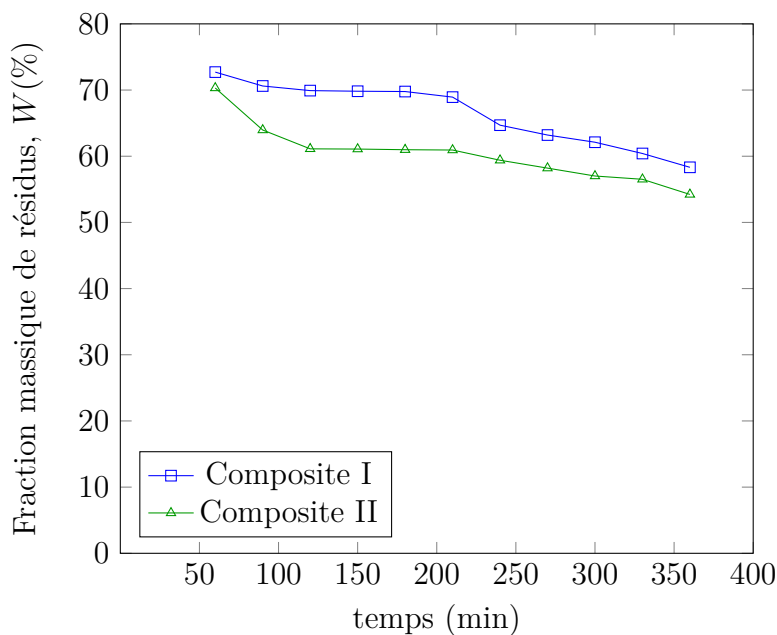


Figure 7.3 Résultats des essais de pyrolyse ($T = 500^{\circ}\text{C}$).

Comme le montre cette figure, une chute initiale de la fraction massique des échantillons est observée pour les deux matériaux étudiés. On suppose, dans un premier temps, que cette chute est liée à la décomposition graduelle de la matrice époxy. Puis, la fraction massique des échantillons se stabilise entre la durée de pyrolyse de 120 à 210 minutes. Cela se traduit par l'apparition d'un plateau sur les courbes (cf. Figure 7.3). Cette stabilisation de la fraction massique de résidus est éventuellement associée à la dégradation totale de la résine époxy. Ceci laisse à penser que cette fraction massique représente bien la fraction massique des fibres

dans le composite. Cette hypothèse sera vérifiée par les observations ultérieures au microscope électronique à balayage (MEB). Pour des périodes de maintien croissantes (supérieures à 240 minutes), la tendance observée est plutôt une diminution lente de la fraction massique des résidus. Cette diminution s'explique vraisemblablement par l'oxydation progressive des fibres de carbone.

À la lumière de ces résultats, on peut donc supposer que, pour une température donnée, il y a une plage de temps pour lequel la fraction massique du matériau est constante et peut servir à priori à déterminer la vraie valeur de la fraction massique des fibres. Cette constatation nous a motivée à examiner l'effet d'une température plus élevée sur la pyrolyse des composites et la cinétique d'oxydation des fibres de carbone.

Ainsi, dans cette perspective, une pyrolyse à une température de 600°C a été réalisée pour différentes périodes de temps (entre 60 et 300 minutes) et les résultats obtenus pour les deux matériaux étudiés sont présentés à la Figure 7.4.

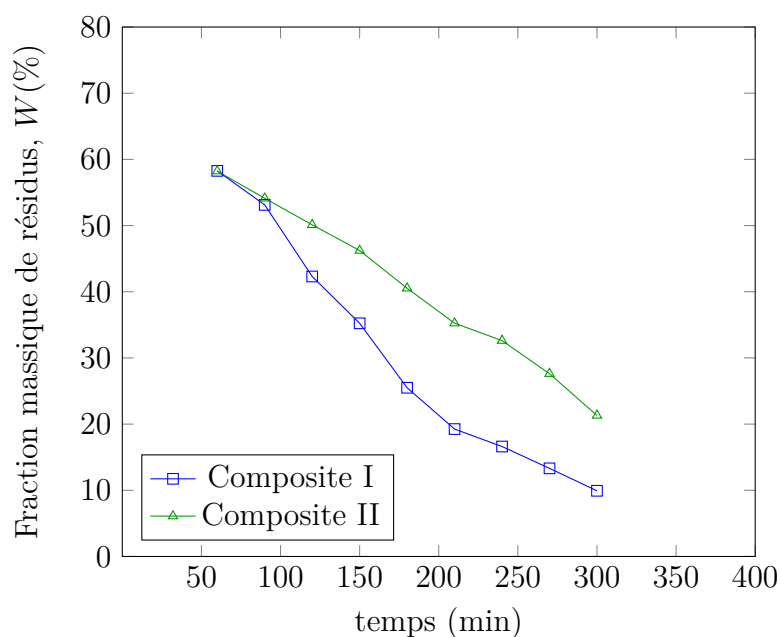


Figure 7.4 Résultats des essais de pyrolyse ($T = 600^{\circ}\text{C}$).

La lecture de cette figure révèle, dans le cas d'une pyrolyse à 600°C, une diminution rapide et continue de la fraction massique des échantillons pyrolysés sur toute la plage de temps étudiée, et ceci est vrai pour les deux matériaux étudiés. En outre, le plateau de stabilité vu précédemment à une température de pyrolyse de 500°C (cf. Figure 7.3) semble disparaître. Ceci pourrait être expliqué, *à priori*, par l'augmentation de la cinétique d'oxydation des fibres de carbone. Par ailleurs, on constate qu'à 600°C, la perte de matière est plus rapide

pour le composite I que pour le Composite II. En effet, il se trouve que, pour une durée de pyrolyse donnée, le Composite I présente une faible fraction massique comparativement à celle du Composite II. Les fractions massiques des deux matériaux sont égales ($\sim 58\%$) pour une pyrolyse à 600°C pendant 60 minutes. Toutefois, après 300 minutes de séjour dans le four, la fraction massique du composite I est d'environ 10% comparativement à 21% pour le composite II.

7.3.3 Observation au MEB

Toujours dans l'optique de valider notre hypothèse, des observations par microscope électronique à balayage (MEB) ont été réalisées sur des échantillons pyrolysés à différentes températures et durées de pyrolyse. Les images obtenues par MEB sont illustrées sur la Figure 7.5.

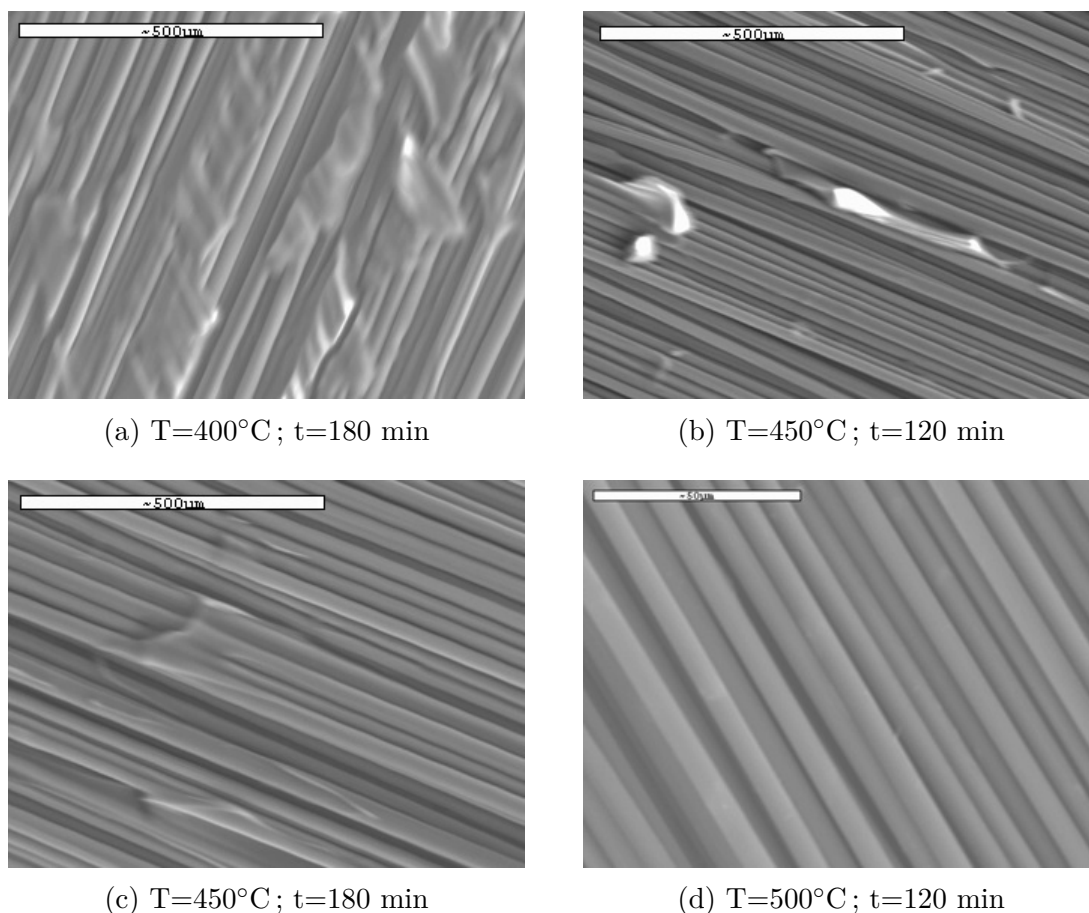


Figure 7.5 Images MEB prises pour des échantillons pyrolysés à différentes températures (T) et durées de pyrolyse (t).

Ces observations au MEB révèlent la présence de résidus matriciels à la surface des fibres pour des pyrolyses à une température inférieure à 500°C. Deux types de résidus se manifestent : (i) les particules ancrées au niveau de l'interface entre les fibres (cf. Figure 7.5a) et (ii) les particules non géométriques qui s'avèrent placées sur la surface des fibres (cf. Figures 7.5b et 7.5c). En revanche, les images prises pour un échantillon pyrolysé à une température $T = 500^\circ\text{C}$ pendant 120 minutes de maintien dans le four montrent que les fibres sont propres (cf. Figure 7.5d). Ces observations macroscopiques viennent corroborer notre hypothèse selon laquelle les fractions massiques trouvées pour une pyrolyse à 500°C pendant une durée de maintien comprise entre 120 et 210 minutes correspondent tout à fait aux fractions massiques des fibres dans les composites.

7.3.4 Digestion chimique de la matrice

Comme cela a été évoqué précédemment, la méthode de référence utilisée actuellement pour mesurer la fraction massique des fibres dans les composites à fibres de carbone est la méthode de digestion chimique de la matrice. Ainsi, pour vérifier nos résultats et donner de la crédibilité à la procédure qu'on propose, nous avons décidé de comparer nos résultats à ceux obtenus à l'aide de la méthode de référence.

La digestion des échantillons a été réalisée selon les directives de la procédure-B de la norme ASTM (D3171-15, 2011). Les échantillons sont initialement conditionnés dans un four à 100°C pendant 60 minutes pour faire dégager l'humidité absorbée. Ensuite, chaque échantillon est placé dans un bécher contenant 25 ml d'acide sulfurique (H_2SO_4). Les béchers sont ensuite chauffés à l'aide d'une plaque chauffante, placée sous une hotte, jusqu'au noircissement et au dégagement de fumée de la solution (à $T \sim 180^\circ\text{C}$) (cf. Figure 7.6a). Quelques minutes plus tard (5 min environ), on rajoute 35 ml de peroxyde d'hydrogène (H_2O_2) dans chaque bécher (cf. Figure 7.6b) : la solution s'éclaircit et les fibres sont montées à la surface. Nous procédons ultérieurement au filtrage de la solution à l'aide d'un filtre de verre tout en utilisant de l'eau distillée et de l'acétone pour laver les fibres (cf. Figure 7.6c). Ensuite, le vide est appliqué pour aspirer toute la solution et ne laisser que les fibres dans l'entonnoir. Finalement, les fibres enroulées dans le filtre de verre (cf. Figure 7.6d) sont placées dans un creuset de manière à ce qu'aucune d'elles n'échappe et l'ensemble (creuset + filtre + fibre) est étuvé dans le four à 100°C pendant 60 minutes avant d'être pesé.

À partir des données des essais de la digestion, la densité du composite, ρ_c , le teneur massique de fibres, W_f , le taux de vide, V_v , et le taux volumique de fibres, V_f , sont déterminés pour chaque composite, et les résultats sont synthétisés dans le Tableau 7.3. Ces résultats représentent la moyenne obtenue à partir des six échantillons pour chaque matériau.



Figure 7.6 Les différents étapes de la procédure de digestion chimique de la matrice.

Tableau 7.3 Résultats des essais de digestion

Composite	$\rho_c(\text{g}/\text{cm}^3)$	$W_f(\%)$	$V_v(\%)$	$V_f(\%)$
I	1.59	69	0.12	63
II	1.55	61	0.65	53

La comparaison entre les résultats obtenus par les deux techniques de caractérisation (c.-à-d., la pyrolyse et la digestion chimique de la matrice) révèle que les fractions massiques des fibres dans les composites obtenues par ces deux méthodes sont identiques : soit une fraction massique de 69% et 61%, respectivement pour le composite I et II.

Sur la base de ces résultats, on peut confirmer qu'avec la méthode de la pyrolyse totale, à une température $T = 500^\circ\text{C}$ et pendant 120 à 210 minutes, des composites Carbone/Époxy fabriqués à base des résines époxy CYCOM 5276-1 ou CYCOM 977-2, on peut obtenir la vraie valeur de la fraction massique des fibres dans le composite, les fractions volumiques des fibres ainsi que le taux de vide.

7.3.5 Analyse statistique

La section précédente a permis, entre autres, d'identifier le couple optimal température-temps de pyrolyse pour lequel le taux massique de résidus est constant et correspond au taux massique des fibres. À cette étape de l'étude, une analyse statistique a été réalisée afin de vérifier si les mesures effectuées à l'aide des deux méthodes sont statistiquement différentes. Pour ce faire, des tests de pyrolyse ont été réalisés pour le système du matériau G40-800/5276-1, à une température constante de 500°C pendant une durée de maintien au four de 150 minutes. Les taux de réchauffement et de refroidissement sont maintenus à 5°C/min. Les résultats obtenus sont comparés, au Tableau 7.4, avec ceux obtenus à l'aide de la méthode de référence (c.-à-d., la méthode de digestion). La comparaison montre une relative concordance entre les résultats obtenus à l'aide des deux méthodes, ce qui montre la validité de la méthode de pyrolyse dans la détermination du taux massique de fibres dans les matériaux composites époxy renforcés avec des fibres de carbone.

Tableau 7.4 Comparaison entre de la méthode de digestion et la méthode de pyrolyse pour la détermination du taux massique des fibres dans des matériaux composites carbone/époxy

Méthode	Moyenne	Nb. d'observations	Écart-type	Erreur standard sur la moyenne
	$\mu(\%)$	n	$s.d(\%)$	$s.e.m(\%)$
Digestion	61.299	6	0.059	0.024
Pyrolyse	61.255	26	0.365	0.072

Par la suite, la loi de « *Student* » (t-test) est utilisée pour tester l'hypothèse selon laquelle les deux méthodes donnent le même résultat ($H_0 = 0$). Les résultats sont regroupés dans le Tableau 7.5.

Tableau 7.5 La loi de « *Student* »

Moyenne	Écart-type	Erreur standard	95% I.C. de la différence (%)		Probabilité critique
$\mu(\%)$	$s.d(\%)$	$s.e.m(\%)$	Borne inférieure	Borne supérieure	p -valeur
0.043	0.365	0.072	-0.103	0.190	0.569

Les résultats du Tableau 7.5 révèlent que la différence moyenne observée entre les deux méthodes de détermination de la fraction massique des fibres, W_f (digestion) – W_f (pyrolyse), n'est pas significative (0.043%). La même conclusion est faite si on regarde la probabilité critique du test (p -valeur = 0.569).

Afin de comparer de manière plus représentative ces deux méthodes, un histogramme représentant la fréquence absolue en fonction de la différence de moyennes des deux méthodes est tracé à la Figure 7.7. Celui-ci fait la synthèse des mesures réalisées sur 26 échantillons. On observe une distribution normale des résultats.

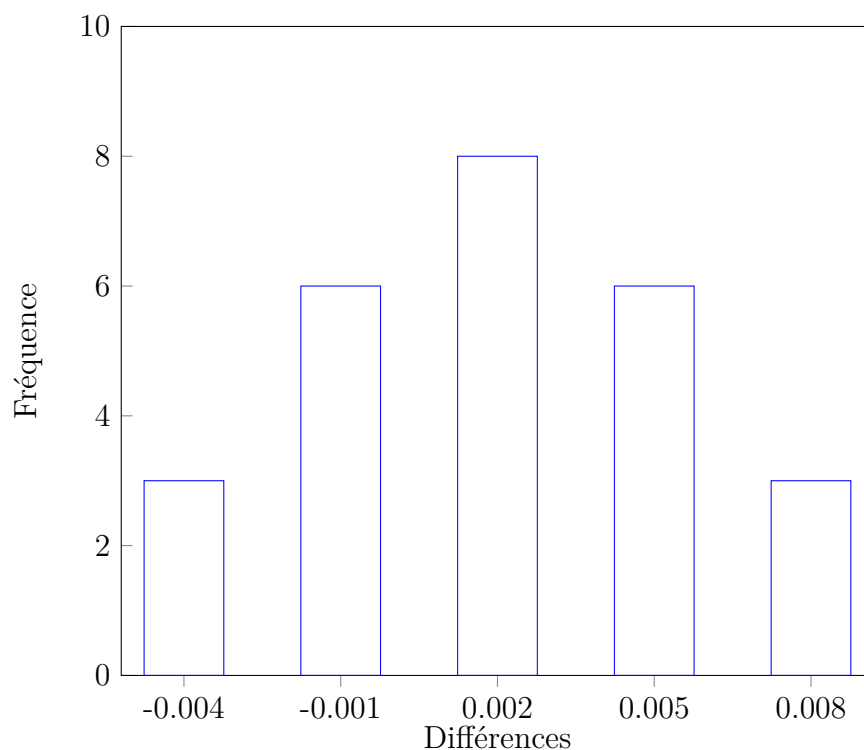


Figure 7.7 Histogramme des différences de moyennes (avec H_0 et 95% I.C. de la différence).

En conclusion, la méthode de pyrolyse permet de déterminer la fraction massique de fibres dans un composite carbone/époxy, et ceci, avec une bonne reproductibilité. Elle est aussi beaucoup plus rapide (dans le même temps, on peut faire davantage de mesure), moins dispendieuse (elle ne demande pas un équipement sophistiqué) et moins dangereuse (elle ne nécessite pas l'utilisation de l'acide sulfurique) que la méthode de digestion.

7.3.6 Essais mécaniques

Deux types d'essais statiques ont été réalisés : (1) des essais de compression et (2) des essais de flexion 3 points. Les détails relatifs à chaque type d'essai sont expliqués dans les paragraphes suivants. Toutefois, avant tout développement, il convient de préciser que le matériau considéré dans cette partie de l'étude est un stratifié quasi-isotrope constitué de 24 plis ($[45/0/-45/90]_{3s}$) de 3.75 mm d'épaisseur, contenant 4 configurations différentes de défauts :

- des gaps à 0° ;
- des gaps à $0^\circ + 90^\circ$;
- des over-laps à 0° ;
- des gaps triangulaires à 0° .

Les défauts sont d'une largeur de 3.175 mm et sont placés, selon la configuration, dans tous les plis à 0° et/ou 90° .

Compression simple Afin de quantifier l'effet des défauts sur la résistance ultime en compression des composites conventionnels, des essais de compression simple ont été réalisés selon les recommandations de la norme ASTM D695 Boeing Modifié (D695-10, 2010). Les essais sont conduits sur une machine hydraulique MTS modèle 810 munie d'une cellule de charge de 100 kN. La géométrie et les dimensions des échantillons sont montrées à la Figure 7.8. La fixation des échantillons sur la machine d'essai est faite à l'aide d'un dispositif d'anti-flambage (cf. Figure 7.9).

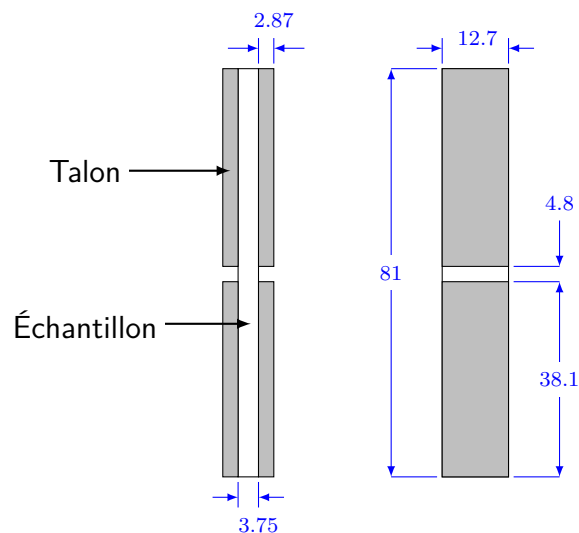


Figure 7.8 Caractéristiques géométriques des échantillons de compression (toutes les dimensions sont en mm).

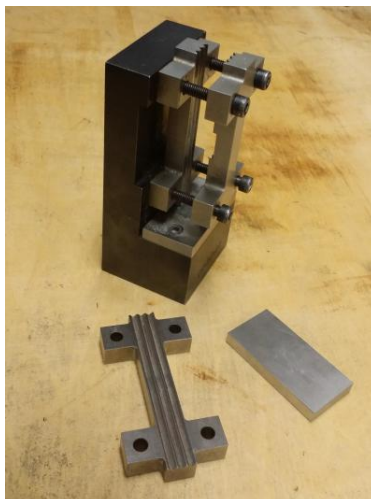


Figure 7.9 Dispositif de fixation type ASTM D695 Boeing modifié.

Les résistances ultimes en compression sont calculées à partir des charges maximales enregistrées durant les essais, et les résultats sont présentés à la Figure 7.10. La lecture de ce graphique révèle que, contrairement aux over-laps, les gaps font diminuer la résistance ultime en compression du stratifié. Cette diminution est vraisemblablement indépendante de la géométrie, du nombre et de l'orientation des gaps.

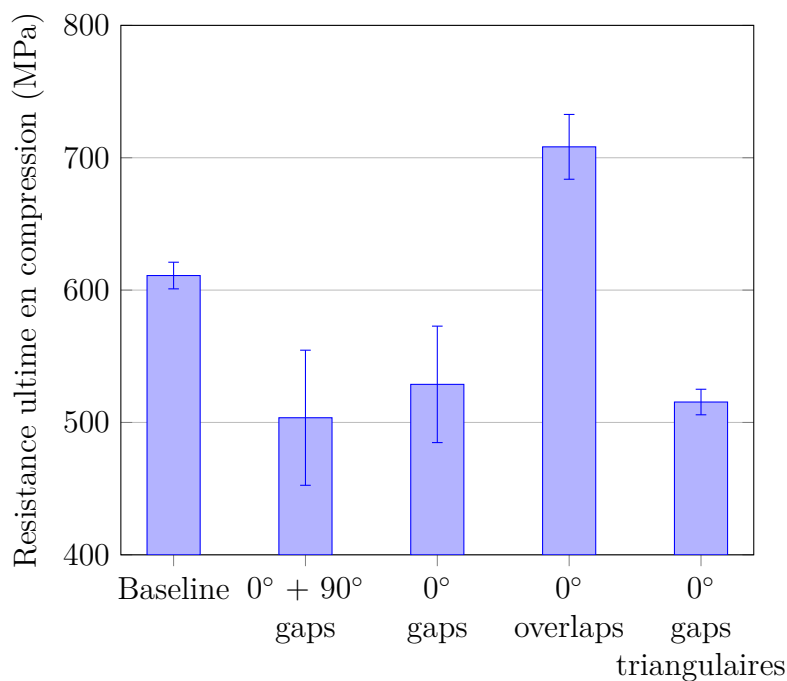


Figure 7.10 Variation de la résistance ultime en compression en fonction de type de défaut.

Flexion 3 points Des essais de flexion 3 points, conformes aux recommandations de la norme ASTM (D790-10, 2010), ont été réalisés sur deux parties :

- ★ Tout d'abord, une première série d'essais a été faite sur des échantillons exempts de défauts, et cela pour différentes longueurs entre appuis (14, 17.5, 21, 28, 42, 56 et 84 mm). L'objectif de ces essais préliminaires est de déterminer la longueur critique des échantillons à partir de laquelle la composante de cisaillement deviendra négligeable comparativement à celle de la traction-compression.
- ★ Ensuite, sur la base des résultats préliminaires, une deuxième série d'essais a été menée sur des échantillons contenant des défauts de fabrication. Tous les essais de flexion sont réalisés sur une machine MTS munie d'une cellule de charge de 50 kN et avec une vitesse de déplacement de 5 mm/min.

Les informations enregistrées lors de l'expérimentation sont la charge induite et la flèche de l'échantillon. La contrainte maximale en cisaillement, $\tau_{c,max}$, la résistance ultime, $\sigma_{f,u}$, et le module apparent, $E_{a,f}$, en flexion sont respectivement calculés à l'aide des équations 7.2, 7.3 et 7.3 :

$$\tau_{c,max} = \frac{3.P_{max}}{4.L.b} \quad (7.2)$$

$$\sigma_{f,u} = \frac{3.P_{max}.L}{2.b.h^2} \quad (7.3)$$

$$E_{a,f} = \frac{m.L^3}{4.b.h^3} \quad (7.4)$$

où :

P_{max} : Charge maximale enregistrée ;

L : Distance entre les appuis ;

b : Largeur de l'échantillon ;

h : Épaisseur de l'échantillon ;

m : Pente de la portion linéaire de la courbe charge-flèche.

La Figure 7.11 présente les courbes charge-flèche enregistrées pour différents rapports (L/h) pour des échantillons exempts de défauts. À partir de ces données, les contraintes en cisaillement des échantillons sont calculées et sont montrées à la Figure 7.12. D'après cette

figure, nous constatons que pour des rapports $(L/h) \leq 5$, nous avons majoritairement du cisaillement. Pour des rapports $(L/h) \geq 16$, le cisaillement est négligeable. Entre les deux, des phénomènes combinés de cisaillement et flexion sont observés.

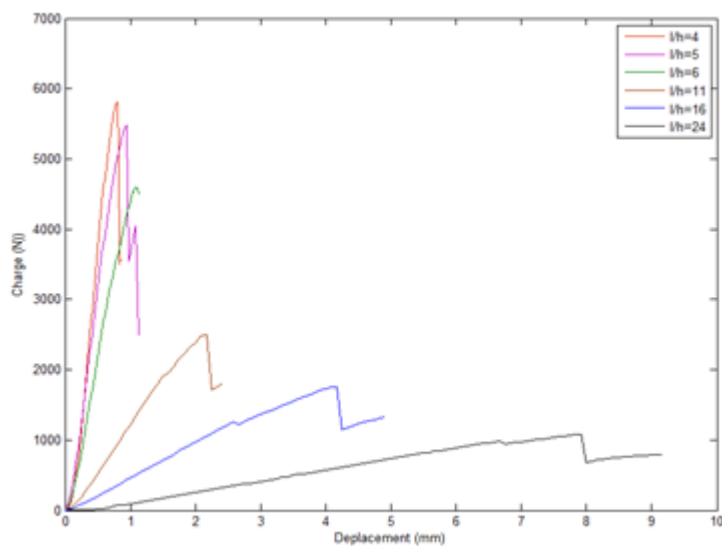


Figure 7.11 Courbes charge-flèche pour de différents rapports (L/h) .

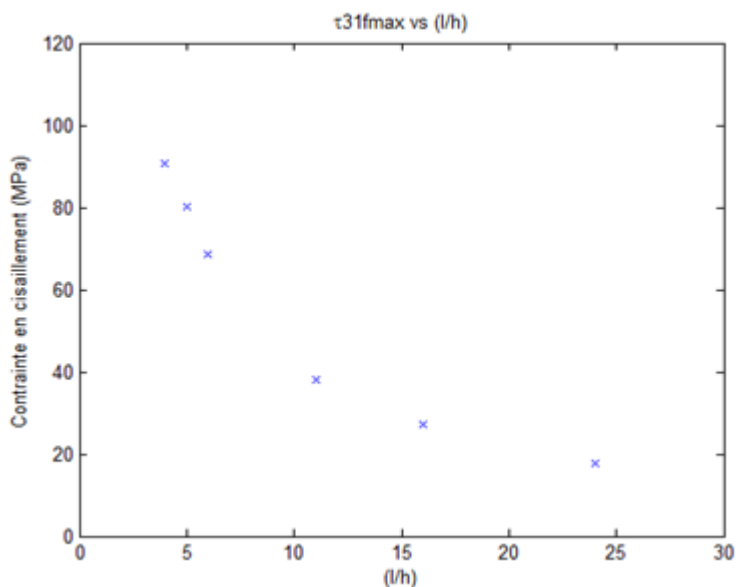


Figure 7.12 Variation de la contrainte maximale en flexion en fonction du rapport (L/h) .

Sur la base de ces résultats, il a été décidé de conduire des essais de flexion 3 points sur les différentes configurations de défauts, avec un rapport $L/h=16$. Les résultats de ces essais

sont présentés aux Figures 7.13 et 7.14.

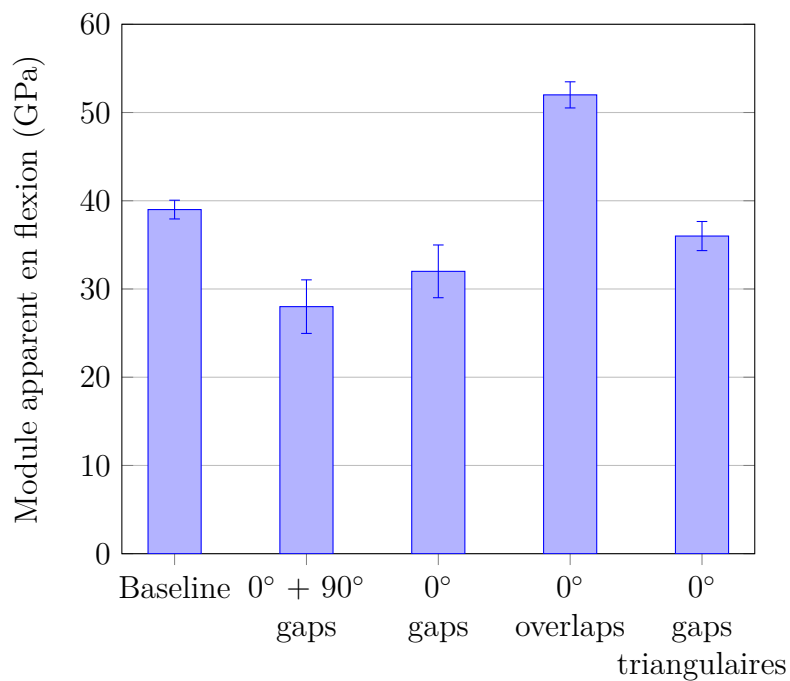


Figure 7.13 Variation de module apparent en fonction de type de défaut.

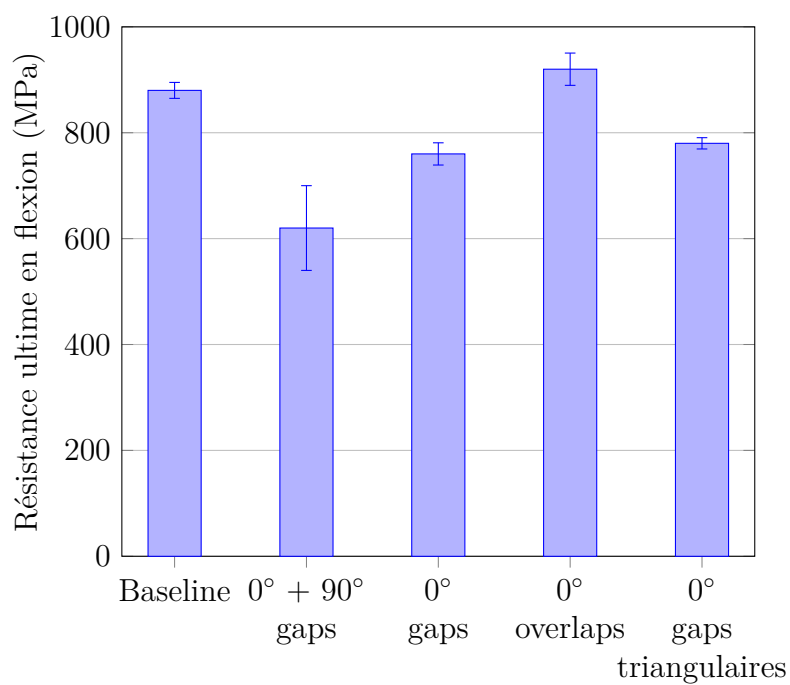


Figure 7.14 Variation de la résistance ultime en fonction de type de défaut.

Deux conclusions autour de l'effet des défauts sur les propriétés en flexion des composites, peuvent être tirées à la lecture de ces figures.

- Premièrement, tous les échantillons avec des défauts de type gap ont une résistance en flexion réduite par rapport à ceux exempts de défauts. La baisse de la résistance ultime la plus importante fut celle des échantillons avec des gaps aux plis à 0° et 90° (25% de réduction). Il en va de même pour les modules de flexion.
- Deuxièmement, l'échantillon avec des over-laps présente un module en flexion amélioré par rapport à celui d'un échantillon exempt de défauts (+15% d'augmentation), par contre leur résistance ultime est similaire.

7.3.7 Contrôle qualité des panneaux à rigidité variable

Dans cette section, nous présentons les résultats des essais de caractérisation réalisés sur des échantillons à rigidité variable. Dans un premier temps, des observations au microscope optique sont réalisées pour certains échantillons prélevés sur des panneaux avec 100% gaps et 100% over-laps. Puis, les épaisseurs des échantillons sont mesurées avant de procéder à la pyrolyse totale pour déterminer la variation de la fraction massique des fibres avec la procédure de pyrolyse totale proposée plus haut.

Résultats des observations macroscopiques

La Figure 7.15 montre une micrographie de la section transversale d'un échantillon avec des gaps (100% de gaps), prise par un microscope monoculaire avec un grossissement oculaire de $0.68\times$.

La première remarque qui peut être faite suite à l'observation de cette figure est la présence d'une longue ondulation des fibres à travers l'épaisseur de l'échantillon. Cette ondulation se manifeste par un déplacement hors-plan des rubans supérieurs qui se déplacent pour venir remplir les espacements (les gaps) entre les rubans inférieurs, et est attribuée à la pression appliquée dans l'autoclave pendant la phase de cuisson. Cette observation est en accord avec les travaux antérieurs réalisés sur des stratifiés en composites à fibres droites (Croft et al., 2011; Legay, 2011), mettant en évidence la présence des ondulations des fibres tout autour des défauts induits par le procédé AFP. Toutefois, il convient de noter que les échantillons considérés dans ces études ont été fabriqués à des fins de recherche, où de courtes ondulations, intentionnelles et localisées sont observées et ne représentent pas les vraies ondulations qui peuvent survenir lors d'un processus réel de fabrication par AFP. Il est bien évident que ce phénomène d'ondulation des fibres est plus prononcé pour les structures industrielles

réelles. En fait, on doit donc s'attendre à ce que cette ondulation des fibres soit répétitive et distribuée de manière aléatoire à travers les dimensions des panneaux réels (254×406.4 m). En outre, il est bien connu que cette modification de structure puisse favoriser l'apparition d'un délaminage et donc réduire les propriétés de la résistance d'un stratifié en composites. Par conséquent, il sera nécessaire de tenir compte de l'effet de ce phénomène dans les modèles numériques pour mieux cerner et quantifier les effets des gaps sur les propriétés mécaniques des stratifiés composites.

Par ailleurs, des observations à plus fort grossissement oculaire (zoom $50 \times$) ont été réalisées à différents endroits à travers l'épaisseur de l'échantillon afin d'avoir une meilleure visualisation des défauts de type gap. Les résultats sont présentés aux Figures 7.16 et 7.17. Deux observations importantes peuvent être faites sur ces figures : (i) les gaps qui ont une taille relativement petite sont complètement remplis par la résine au cours de la phase de cuisson à l'intérieur de l'autoclave (cf. Figure 7.16), et ceci est vrai quelle que ce soit la position des défauts à travers l'épaisseur. (ii) Par contre, les gaps de plus grandes tailles dépendent de leur position dans l'épaisseur. En effet, comme le montre la micrographie de la Figure 7.16, un gap qui se situe sur la surface supérieure de l'échantillon (c.-à-d., du côté opposé au moule) est complètement rempli avec de la résine au cours de la phase de durcissement à l'intérieur de l'autoclave. À l'opposé, si les gaps se trouvent loin de la surface supérieure de l'échantillon, ils sont remplis au moins par les rubans adjacents, ce qui génère la création de petites zones triangulaires riches en résine tel que représenté à la Figure 7.17. L'ensemble de ces observations conduit à la conclusion que la taille et la position des défauts sont deux paramètres importants qui gouvernent l'intégrité structurale du stratifié en composite fabriqué par AFP.

La Figure 7.18 montre la vue de l'épaisseur d'un échantillon prélevé sur un panneau composite à rigidité variable fabriqué avec des over-laps (100% over-laps).

Sur la Figure 7.21, nous pouvons observer un défaut de type over-lap après la découpe des fibres telle que prise au microscope optique à un grossissement supérieur (zoom $50 \times$). Par ailleurs, pour un échantillon avec 100% over-laps, les observations au microscope optique révèlent aussi l'existence des autres types de défauts (cf. les Figures 7.19 et 7.20). Ces défauts se présentent sous différentes formes (le plus souvent, des zones triangulaires) et ont des dimensions variables. Ils sont généralement répartis à travers l'épaisseur de l'échantillon, mais ils peuvent aussi être concentrés en un seul endroit, dépendamment de la stratégie de fabrication (c.-à-d., la séquence d'empilement, la position de découpe, la vitesse de drapage, la largeur du ruban, etc.). Dans une récente étude expérimentale réalisée par (Chen et al., 2015) qui ont étudié l'influence de la vitesse de drapage sur la qualité

de positionnement des rubans de fibres selon des trajectoires sinusoïdales, il a été observé qu'il était impossible pour certains rubans de suivre exactement la trajectoire sinusoïdale prédéfinie. Les auteurs ont attribué cette déviation de la fibre par rapport à la trajectoire prédéfinie à une contrainte interne provoquée par la tension de la fibre au moment du drapage. Ainsi, deux rubans voisins peuvent se rapprocher, comme ils peuvent aussi s'écarter l'un de l'autre. Selon ces auteurs, l'apparition de ces défauts accidentels, imprévisibles par le logiciel de programmation (ACES : le logiciel de programmation et de simulation de MAG) est indépendante de la vitesse de drapage. En effet, ces défauts sont survenus, même à une faible vitesse de drapage (1.5 m/min). À l'échelle du pli, l'éloignement des fibres engendre la création des zones vide de matière qui seront remplies ultérieurement par la résine au cours de la phase de durcissement dans l'autoclave et le chevauchement des rubans résulte en un surplus d'over-laps. Significativement, étant donné que ces défauts inéluctables se produisent accidentellement au cours du processus de fabrication par AFP, cela peut conduire à priori à sous-estimer la superficie totale des défauts dans le stratifié en composites et donner lieu à des erreurs de calcul importantes relativement à l'évaluation des propriétés mécaniques du matériau composite.

Finalement, les observations microscopiques montrent aussi la présence de grosses porosités (bulles d'air) dans les zones riches en résine (représentées par le point noir dans les Figures 7.16 et 7.17). Ces porosités peuvent affecter de manière significative, tel qu'il a été déjà démontré par plusieurs études antérieures, les propriétés mécaniques des matériaux composites conventionnels.

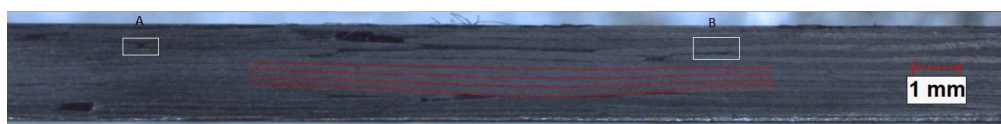


Figure 7.15 Micrographie optique d'une coupe transversale d'un échantillon avec 100% gaps (grossissement 0.68 \times).

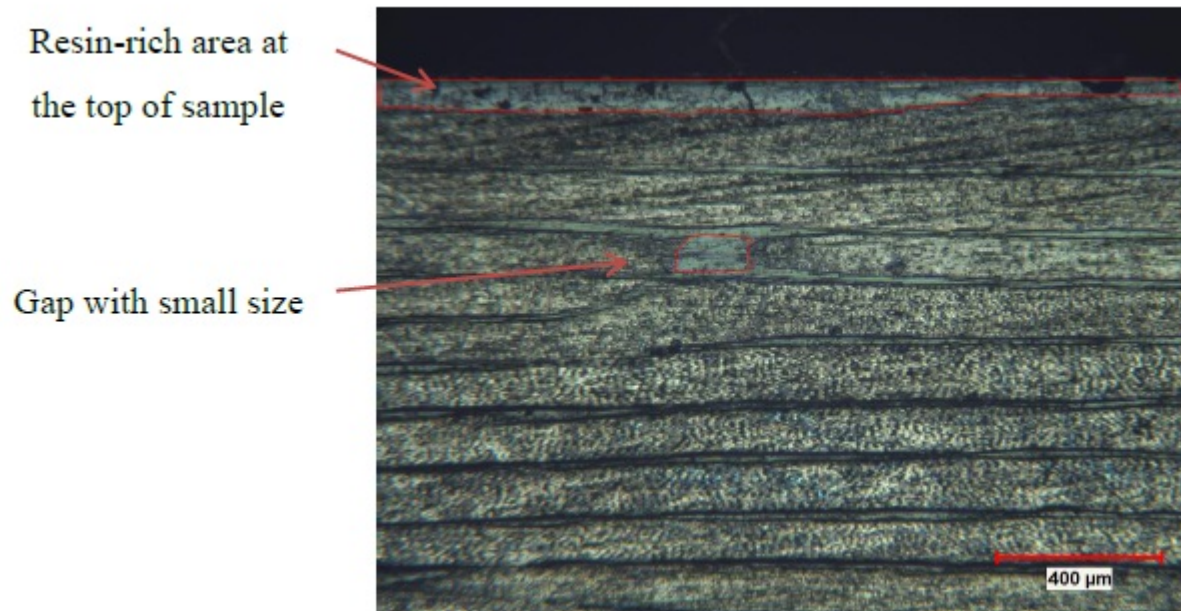


Figure 7.16 Micrographie optique des gaps (détail A, grossissement 50 \times).

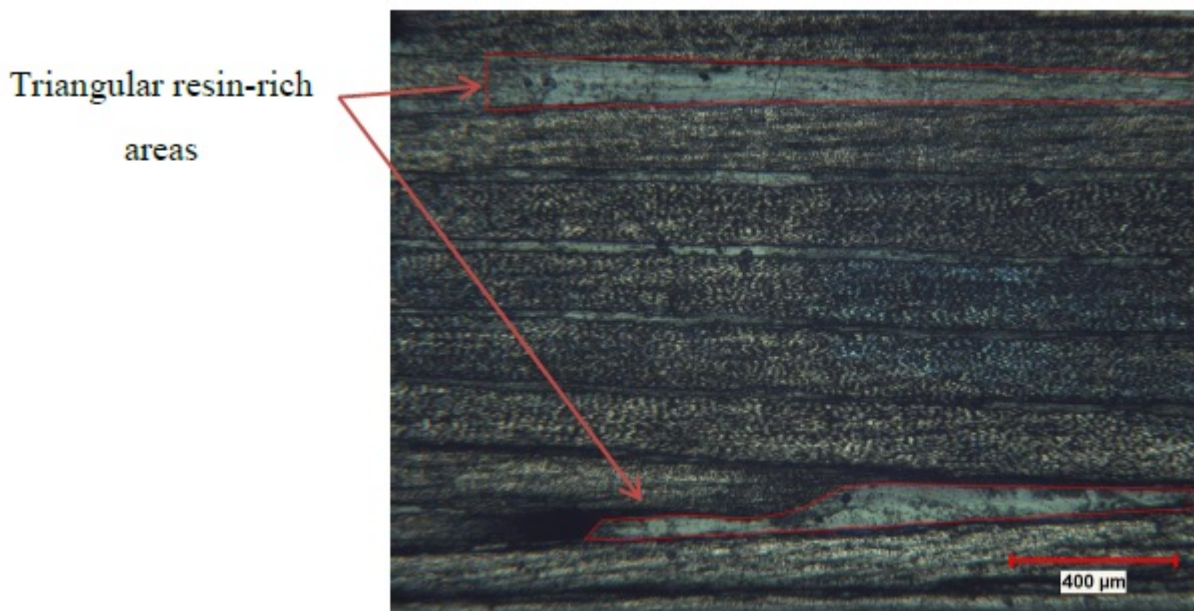


Figure 7.17 Micrographie optique des gaps (détail B, grossissement 50 \times).

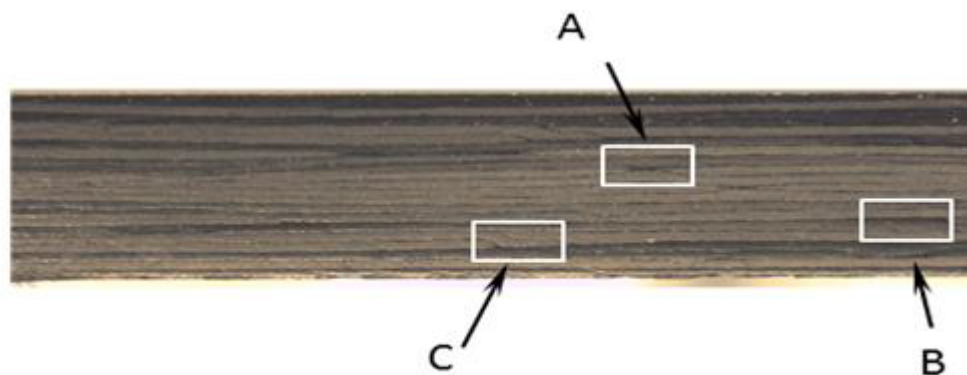


Figure 7.18 Micrographie optique d'une coupe transversale d'un échantillon avec 100% overlaps.

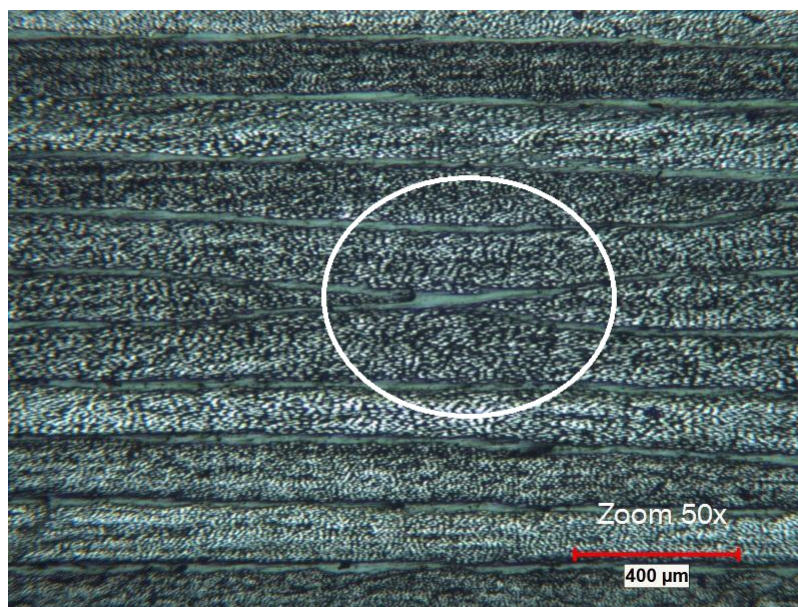


Figure 7.19 Micrographie optique d'un défaut accidentel dans un échantillon avec 100% overlaps (détail A, grossissement 50×).

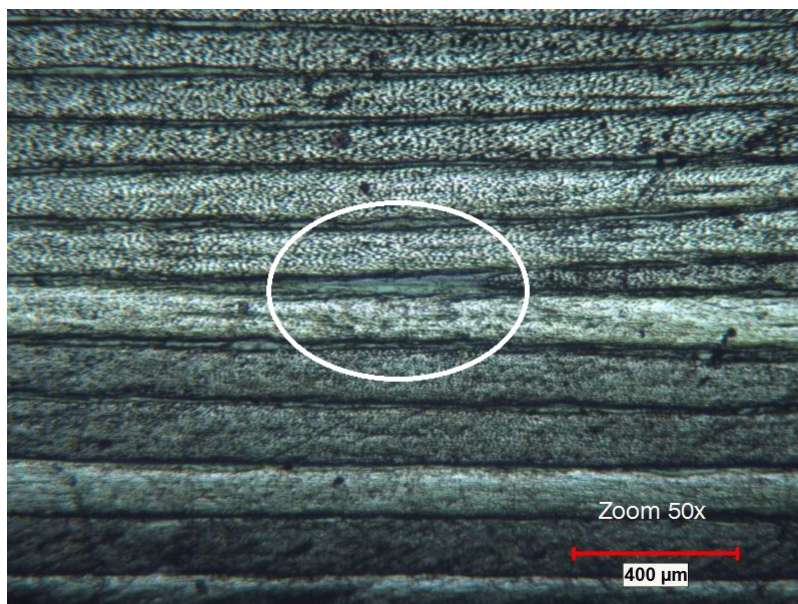


Figure 7.20 Micrographie optique d'une zone riche en résine dans un échantillon avec 100% over-laps (détail B, grossissement 50×).

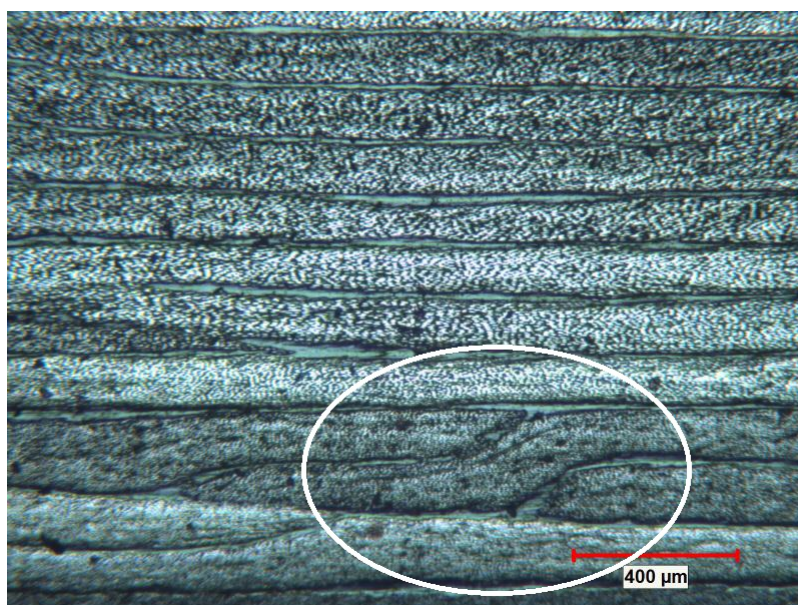


Figure 7.21 Micrographie optique d'un over-lap après découpe des rubans (détail C, grossissement 50×).

Résultats de mesure d'épaisseur des échantillons et du taux massique des fibres

La Figure 7.22 montre la moyenne sur l'épaisseur pour 20 échantillons prélevés sur chaque type de panneau et les barres d'erreur indiquent les écart-types entre les mesures. Comme on pouvait s'y attendre, l'épaisseur la plus élevée fut celle des échantillons avec des over-laps. Toutefois, une diminution d'épaisseur des échantillons contenant des gaps par rapport aux échantillons de référence est constatée. Il convient de mentionner ici que les modèles numériques proposés dans la littérature afin de simuler un gap dans un stratifié en composites à fibres curvilignes supposent une égalité d'épaisseur entre un échantillon sans et avec gap. Toutefois, les résultats obtenus dans cette étude réfutent clairement cette hypothèse. Ainsi, il devient donc nécessaire de tenir compte de cette variation d'épaisseur lors de la modélisation numérique pour une meilleure caractérisation des panneaux à rigidité variable, notamment lors d'une analyse de flambage des plaques composites à rigidité variable. En effet, une diminution de l'épaisseur du matériau se traduit par une faible résistance en flexion. Ainsi, ces endroits vulnérables au flambage local peuvent provoquer, par voie de conséquence, le flambage prématuré de la structure entière. Ainsi, l'hypothèse d'égalité d'épaisseur utilisée dans la littérature ne semble pas justifiée pour étudier du comportement mécanique d'une structure composite à fibres curvilignes si on veut considérer la présence des gaps dans le matériau réel. Enfin, les défauts, étant des irrégularités géométriques, provoquent une plus grande dispersion sur les mesures de l'épaisseur telle que le montre clairement la Figure 7.22. Ce qui est important de signaler ici est que cette variation dépasse largement l'épaisseur d'un pli.

Tout comme l'observation de la variation des épaisseurs, il est très intéressant de visualiser la variation de la fraction massique des fibres, w_f , dans les panneaux composites étudiés. Pour ce faire, des échantillons prélevés sur différentes plaques sont pyrolysés à une température de 500°C pendant 150 minutes. Les fractions massiques des fibres dans les trois panneaux composites étudiés sont ainsi déterminées selon la procédure décrite dans la section 7.3.2, et les résultats exprimés sous forme de valeurs moyennes sont présentés sur la Figure 7.23 ainsi que les écart-types associés.

Comme on pouvait s'y attendre, les gaps, étant théoriquement des espaces vides de matière, engendre une diminution locale de la fraction massique des fibres dans le composite comparativement aux échantillons sans défauts. Par contre, les over-laps, étant des zones riches en fibres, créent localement des fractions massiques élevées des fibres, ce qui résulte en une moyenne globale élevée comparativement aux deux autres panneaux. Ce résultat aura certainement une influence directe sur les propriétés de design et à la rupture des panneaux composites contenant des défauts de type over-lap. Par ailleurs, la Figure 7.23 montre une

dispersion maximale des fractions massiques pour les échantillons avec des défauts (gaps et over-laps). Cela est sans doute dû au nombre et à la taille variée des défauts entre les échantillons pour chaque type de panneau.

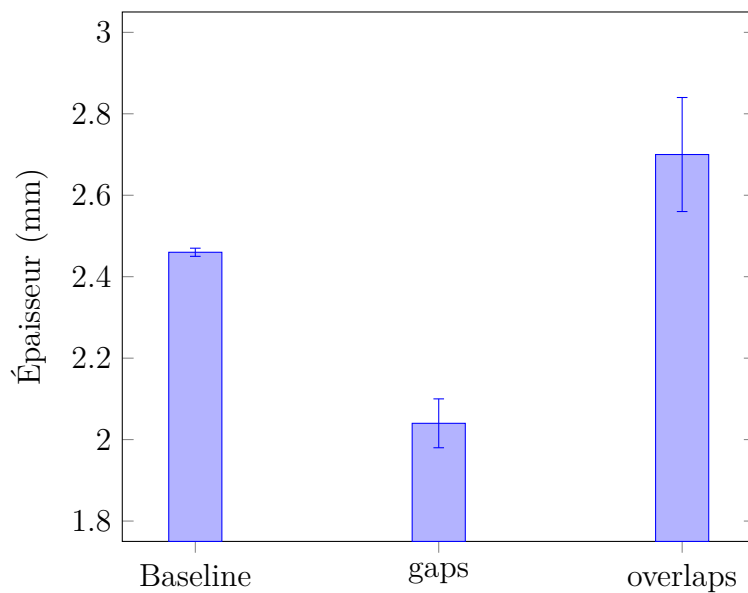


Figure 7.22 Comparaison des distributions de l'épaisseur selon la plaque.

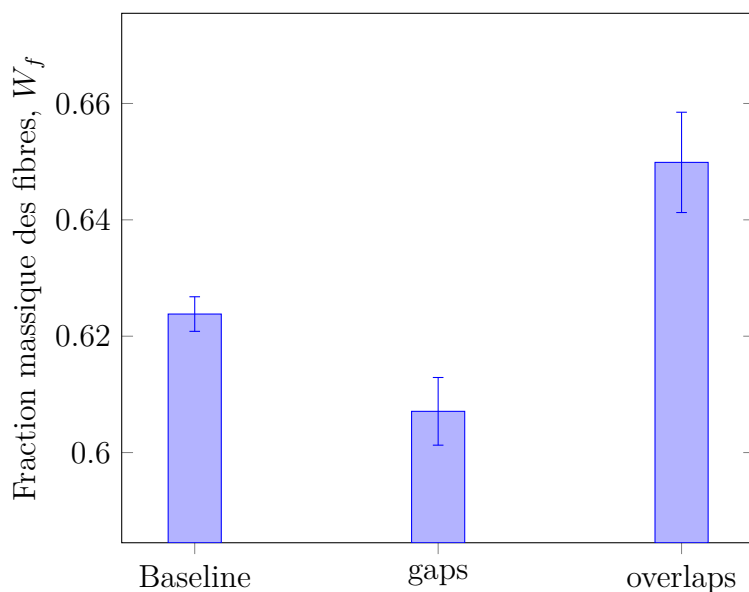


Figure 7.23 Comparaison de la variation de la fraction massique des fibres selon la plaque.

CHAPITRE 8 DISCUSSION GÉNÉRALE

Le travail de cette thèse avait pour objectif l'étude de l'effet des défauts intrinsèques au procédé de placement automatique des fibres (gaps et over-laps) sur les performances en compression des stratifiés composites carbone/époxy.

La première partie de ce travail fût essentiellement consacrée à l'étude de l'effet des défauts de fabrication sur la résistance ultime en compression des stratifiés troués conventionnels. Pour atteindre cet objectif, une approche couplée, à la fois expérimentale et numérique, a été adoptée. Dans un premier temps, des essais de compression ont été réalisés sur des échantillons troués de dimensions normalisées contenant des défauts de fabrication de nature, de nombre et d'emplacement variés. Il a été conclu que l'effet des défauts à 0° sur la résistance ultime d'un stratifié composite troué soumis à une charge de compression axiale ne dépend pas seulement de sa nature (gap ou over-lap) mais également de son emplacement par rapport au centre du trou (centré ou décalé). De plus, les gaps à 90° font réduire la résistance ultime du stratifié par rapport à un échantillon sans défauts (environ -7.1%). Cette réduction devient encore plus importante avec l'ajout des gaps à 0° décalés du centre du trou (environ -13%).

À la suite des essais expérimentaux, des simulations numériques à l'échelle mésoscopique ont été réalisées par la méthode des éléments finis à l'aide du code de calcul ABAQUS/Standard[®]. Dans cette partie de l'étude, un modèle numérique 2D a été développé en se basant sur la méthode d'analyse de la rupture progressive des matériaux composites. L'analyse comparative entre résultats numériques expérimentaux a confirmé l'efficacité et la haute précision du modèle développé. L'étude numérique a permis, en outre d'étudier l'influence des défauts sur l'ordre d'initiation ainsi que la cinétique de propagation des dommages des matériaux composites. Pour un échantillon exempt de défauts, il a été trouvé que la rupture a été initiée par des micro-flambages des fibres aux plis à 0° à proximité du trou central, suivi par une fissuration de la matrice et une rupture en cisaillement de l'interface fibre/matrice aux plis à $\pm 45^\circ$ et 90° . La présence d'un défaut de fabrication n'a pas d'effet sur l'ordre et la séquence d'apparition des dommages au sein du stratifié. Il faut toutefois mentionner qu'un défaut décalé du centre de trou provoque une dissymétrie dans la propagation des dommages des deux côtes du trou.

Finalement, une analyse paramétrique a été réalisée pour examiner l'effet du nombre des défauts ainsi que de la largeur des échantillons sur la résistance ultime en compression des stratifiés composites troués. Il a été démontré à travers cette analyse, que la variation de la résistance en compression était indépendante du nombre des défauts présents dans le

stratifié troué. En outre, il a été constaté que l'effet de la largeur de l'échantillon sur la résistance ultime en compression dépend à la fois de la nature et de l'orientation des défauts. Dans le cas des échantillons avec des défauts à 0° , l'effet de la présence de défaut était accentué avec la diminution de la largeur des échantillons. Par contre, cette tendance était inversée pour les échantillons avec des défauts placés à 90° . L'ensemble des résultats de cette analyse paramétrique nous a permis d'affirmer qu'il est sans doute possible d'optimiser la réparation et la taille des défauts pour un meilleur dimensionnement des structures en matériaux composites.

La deuxième partie de ce travail a été dédiée à la compréhension du comportement en compression flambage des stratifiés non conventionnels (à rigidité variable). L'objectif était d'une part, d'évaluer le potentiel d'utilisation du concept de dépose des fibres selon des trajectoires curvilignes pour la fabrication des matériaux composites et d'autre part, de quantifier l'effet des défauts (gaps et over-laps) sur les performances structurales en flambage des stratifiés composites à rigidité variable. Dans cette optique et du fait de l'absence d'une procédure normalisée pour la réalisation des essais de compression-flambage pour ce type de stratifiés, une démarche expérimentale a été élaborée. Cette dernière comprend une étape de fabrication, de découpe, de caractérisation géométrique et d'instrumentation des panneaux, suivie de la réalisation du test de compression-flambage et finalement de l'analyse des résultats. Trois types de panneaux ont été considérés dans cette étude : un panneau à rigidité constante (panneau référence), et deux panneaux à rigidité variable (l'un avec 100% d'over-laps et l'autre avec 100% des gaps). En outre, un nouveau dispositif de fixation a été conçu avec pour objectif d'avoir des conditions aux limites de type simplement supportées.

L'analyse des courbes force-déplacement a révélé que tous les panneaux étudiés avaient le même comportement en compression flambage. Quatre zones distinctes de comportement ont pu être clairement identifiées, soit : une zone initiale, une zone de pré-flambage, une zone de transition et une zone de post-flambage. Les caractéristiques relatives à chaque zone de comportement ont été expliquées et une méthodologie pour l'extraction des propriétés en flambage des panneaux étudiés, à partir des données expérimentales, a été présentée. Les résultats obtenus ont clairement démontré que les deux panneaux à rigidité variable exhibent des performances en flambage meilleures que celles des panneaux à rigidité constante, en particulier les panneaux avec 100% over-laps. En effet, il a été trouvé que la rigidité en pré-flambage, la charge critique de flambage et la charge à la rupture des panneaux avec des over-laps sont, respectivement, 35, 18 et 44% plus élevées que celles des panneaux avec des gaps. Cela est certainement dû au fait que les over-laps étant des sur-épaisseurs, réagissent comme des raidisseurs locaux renforçant ainsi les panneaux. Toutefois, le comportement des panneaux à rigidité variable a été marqué par la présence d'une rupture locale dans la zone de

post-flambage. Par ailleurs, il a été constaté que les imperfections géométriques initiales des panneaux composites influent grandement sur leurs modes de flambage et que la déformée des panneaux ne change pas avec l'augmentation de la charge de compression.

La dernière partie de ce travail fût consacrée à l'étude du contrôle qualité des matériaux composites fabriqués par le procédé de placement automatique des fibres.

Premièrement, plusieurs essais de pyrolyse ont été réalisés à différentes températures et temps de pyrolyse afin d'identifier le couple optimum (température-temps) qui nous permet de déterminer la valeur exacte de la fraction massique des fibres dans des composites carbone/époxy. Les résultats des essais de pyrolyse ont été comparés à ceux issus de la méthode de la digestion chimique de la résine. Il a été démontré que la méthode de pyrolyse peut être également adaptée pour déterminer les taux volumiques des constituants des matériaux composites à fibres de carbone.

Ensuite, des essais de compression simple et de flexion 3 points ont été réalisés sur des échantillons stratifiés conventionnels contenant 4 configurations différentes de défauts (des gaps à 0° , des gaps à 0° et 90° , des over-laps à 0° et des gaps triangulaires à 0°).

À partir des résultats des essais de compression, il a été démontré que contrairement aux over-laps, les gaps engendrent une diminution de la résistance en compression du matériau. Cette diminution est indépendante du nombre, de l'orientation et de la géométrie des gaps.

Pour les essais de flexion, il a été constaté que tous les échantillons avec des défauts de type gap ont une résistance en flexion réduite par rapport aux échantillons sans défauts. La baisse de la résistance ultime la plus importante fût celle des échantillons avec des gaps aux plis à 0° et 90° (25% de réduction). Il en va de même pour les modules de flexion. En revanche, les échantillons avec des over-laps présentent un module en flexion amélioré par rapport à celui d'un échantillon sans défauts (+15% d'augmentation), mais une résistance ultime égale.

Finalement, des observations microscopiques ont été réalisées sur des échantillons en stratifiés à rigidité variable présentant des défauts de type gap et over-lap. Les résultats de ces observations ont montré, dans le cas d'un échantillon avec des gaps, la présence d'une longue ondulation des fibres à travers l'épaisseur. Cette ondulation se manifeste par un déplacement hors-plan des rubans qui se trouvent au-dessus des gaps. Dans le cas d'un échantillon avec des over-laps, les observations microscopiques exhibent la présence des autres types de défauts. Il a été conclu que la taille aussi bien que la position des défauts sont deux paramètres importants qui gouvernent l'intégrité structurale du stratifié en composite à fibres curvilignes fabriqué par procédé AFP.

CHAPITRE 9 CONCLUSION ET PERSPECTIVES

9.1 Conclusions

La synthèse suivante peut être faite au regard des travaux effectués dans ce travail de thèse :

1. Effet des défauts de fabrication sur la résistance en compression trouée (OHC) des stratifiés conventionnels (de type $[+45/0/ - 45/90]_{3s}$) :
 - L'effet des défauts de fabrication (c.-à-d., gaps et over-laps), placés aux plis à 0° , sur la résistance OHC des stratifiés conventionnels ne dépend pas seulement de sa nature (gap ou over-lap) mais également de sa position par rapport au centre du trou (centré ou décalé). En comparaison avec des stratifiés exempts de défauts, les gaps à 0° centrés améliorent la résistance ultime du stratifié (environ $+2.6\%$), par contre les gaps à 0° décalés du centre du trou diminuent la résistance ultime du stratifié (environ -4.8%). Les over-laps centrés semblent ne pas avoir d'effet sur la résistance à la rupture du stratifié comparé à celui sans défauts. En revanche, les over-laps décalés améliorent la résistance ultime d'environ 5.8% ;
 - Les gaps placées à 90° diminuent la résistance ultime du stratifié par rapport à un stratifié sans défauts. Cette diminution est plus importante avec l'ajout des gaps à 0° décalés ;
 - Le modèle numérique développé prévoit avec une bonne précision l'effet des défauts de fabrication sur la résistance OHC des stratifiés composites étudiés ;
 - La présence des défauts de fabrication n'a pas d'effet sur l'ordre et la séquence d'apparition des dommages au sein du stratifié conventionnel ;
 - Un défaut décalé du centre du trou provoque une dissymétrie dans la propagation des dommages de deux côtés du trou ;
 - La variation de la résistance OHC est indépendante du nombre des défauts présents dans le stratifié composite ;
 - L'effet de la largeur de l'échantillon sur la résistance OHC dépend à la fois de la nature et de l'orientation des défauts AFP. Dans le cas des stratifiés avec des défauts placés aux plis à 0° , l'incidence des défauts sur les propriétés mécaniques augmente avec la diminution de la largeur de l'échantillon. Par contre, pour des échantillons avec des défauts placés aux plis à 90° , cette incidence est plus faible.
2. Effet des défauts de fabrication sur la résistance en flambage des stratifiés composites à rigidité variable :
 - Les résultats expérimentaux démontrent que les panneaux à rigidité variable

- exhibent des performances en flambage meilleures que celles des panneaux à rigidité constante, en particulier les panneaux avec 100% over-laps ;
- Les imperfections géométriques initiales des panneaux composites influent grandement sur leurs modes de flambage ;
 - Une bonne corrélation entre les prédictions numériques et les résultats expérimentaux a été trouvée.
3. Effet des défauts de fabrication sur la qualité des stratifiés composites :
- La méthode de pyrolyse peut être adaptée pour déterminer les taux massiques des constituants des matériaux composites carbone/époxy ($T=500^{\circ}\text{C}$, $t = 120\text{-}2120$ min) ;
 - Contrairement aux over-laps, les gaps engendrent une diminution de la résistance en compression des stratifiés conventionnels (cette diminution est indépendante de leur nombre, de leur orientation et de leur géométrie) ;
 - Les observations au microscope optique à balayage électronique révèlent que la taille et la position des défauts sont deux paramètres importants qui gouvernent l'intégrité structurale d'un stratifié composite à rigidité variable.

9.2 Perspectives de l'étude

Suite aux travaux réalisés lors de cette thèse, plusieurs recommandations peuvent être formulées :

- Il serait important d'examiner l'effet des défauts intrinsèques au procédé AFP sur d'autres types de géométrie plus complexe, tel qu'un cylindre ou un tronc de cône, avec des pourcentages du paramètre de couverture différents de ceux utilisés dans la présente étude (c.-à-d., des pourcentages intermédiaires entre 0 et 100% de couverture) ;
- Il serait intéressant aussi d'améliorer le suivi de la propagation des dommages lors des essais mécaniques. Plusieurs techniques sont aujourd'hui disponibles et pourraient être utilisés pour détecter en temps réel l'initiation et la propagation de dommages, tels que l'émission acoustique ;
- La modélisation numérique pourrait être améliorée en tenant compte du phénomène de délaminage. En effet, les défauts de fabrication peuvent provoquer la séparation des plis d'angles d'orientation différents. Cela pourrait avoir pour conséquence directe un flambage local et donc une perte considérable de la rigidité globale de la structure ;
- Tous les essais réalisés dans la présente étude sont des sollicitations de type quasi-statique. En réalité, une structure mécanique en service est rarement soumise à une

- charge uni-axiale. Les états de contrainte sont généralement multiaxiaux, et il est donc de première importance de comprendre l'influence d'un chargement mécanique combiné sur les propriétés à la rupture des structures composites à rigidité variable ;
- Les matériaux composites à matrices organiques étant sensibles aux contraintes environnementales telles que la température et l'humidité. De par sa nature, un défaut de type gap pourrait favoriser l'absorption de l'eau, et pourrait donc être à l'origine des dégradations irréversibles conduisant à de pièces non conforme aux standards. Il se dégage donc la nécessité de bien connaître l'effet des défauts AFP sur les propriétés élastiques et de résistance des matériaux composites sous des contraintes environnementales ;
 - Durant leur vie en service, les structures aéronautiques subissent des spectres de sollicitations mécaniques aléatoires ou cycliques. Un défaut de fabrication, même s'il n'a aucun effet sous une sollicitation statique, pourrait avoir un effet néfaste sur le long terme. Ce qui pourrait entraîner un endommagement précoce de la structure, et cela même sous faible amplitude de chargement. Il serait donc judicieux d'examiner les effets des gaps et des over-laps sur la tenue en fatigue des structures en composites.

RÉFÉRENCES

- A. Alhajahmad, “Design tailoring of panels for pressure pillowing using tow-placed steered fibers”, Thèse de doctorat, University of Manchester Institute of Science and Technology (UMIST), 2008.
- A. Alhajahmad, M. M. Abdalla, et Z. Gürdal, “Design tailoring for pressure pillowing using tow-placed steered fibers”, *Journal of Aircraft*, vol. 45, no. 2, pp. 630–640, 2008.
- A. Alhajahmad, M. M. Abdalla, et Z. Gurdal, “Optimal design of tow-placed fuselage panels for maximum strength with buckling considerations”, *Journal of Aircraft*, vol. 47, no. 3, pp. 775–782, 2010.
- H. Altenbach, “Mechanics of advanced materials for lightweight structures”, *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part C: Journal of Mechanical Engineering Science*, vol. 225, no. 11, pp. 2481–2496, 2011.
- S. Black, “Getting to know “black aluminum””. En ligne: <http://www.mmsonline.com/articles/getting-to-know-black-aluminum>
- A. W. Blom, B. F. Tatting, J. M. Hol, et Z. Gürdal, “Fiber path definitions for elastically tailored conical shells”, *Composites part B: engineering*, vol. 40, no. 1, pp. 77–84, 2009.
- A. Blom, “Structural performance of fiber-placed, variable-stiffness composite conical and cylindrical shells”, Thèse de doctorat, TU Delft, Delft University of Technology, 2010.
- A. Blom, C. Lopes, P. Kromwijk, Z. Gürdal, et P. Camanho, “A theoretical model to study the influence of tow-drop areas on the stiffness and strength of variable-stiffness laminates”, *Journal of Composite Materials*, vol. 43, no. 5, pp. 403–425, 2009.
- J. Brarth, “Fabrication of complex composite structures using advanced fiber placement technology”, dans *35th International SAMPE Symposium and Exhibition*, 1990, pp. 710–720.
- D. S. Cairns, L. B. Ilcewicz, et T. Walker, “Far-field and near-field strain response of automated tow-placed laminates to stress concentrations”, *Composites Engineering*, vol. 3, no. 11, pp. 1087–1097, 1993.
- D. Cairns, J. Mandell, M. Scott, et J. Maccagnano, “Design and manufacturing

considerations for ply drops in composite structures”, *Composites Part B: Engineering*, vol. 30, no. 5, pp. 523–534, 1999.

R. Calawa et J. Nancarrow, “Medium wave infrared heater for high-speed fiber placement”, *Los Angeles, California, USA: SAE Aerofast*, 2007.

L. Calvo, “Airbus españa envía a hamburgo la primera sección 19 del airbus a350 xwb”. En ligne: <http://fly-news.es/industria/airbus-espana-envia-a-hamburgo-la-primera-seccion-19-del-airbus-a350-xwb/>

J. Chen, T. Chen-Keat, M. Hojjati, A. Vallee, M.-A. Oceau, et A. Yousefpour, “Impact of layup rate on the quality of fiber steering/cut-restart in automated fiber placement processes”, *Science and Engineering of Composite Materials*, vol. 22, no. 2, pp. 165–173, 2015.

K. Croft, “Experimental characterization of automated fiber placement process defects in composite structures”, *Mémoire de maîtrise*, McGill University, Montreal, 2010.

K. Croft, L. Lessard, D. Pasini, M. Hojjati, J. Chen, et A. Yousefpour, “Experimental study of the effect of automated fiber placement induced defects on performance of composite laminates”, *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, vol. 42, no. 5, pp. 484–491, 2011.

D3171-15, “Standard test methods for constituent content of composite materials”. *Composite Materials*. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2011, vol. 15.03.

D3410/D3410M-03, “Standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials with unsupported gage section by shear loading”. *Composite Materials*. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2008, vol. 15.03.

D695-10, “Standard test method for compressive properties of rigid plastics”. *Composite Materials*. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2010, vol. 08.01.

D7136M-15, “Standard test method for measuring the damage resistance of a fiber-reinforced polymer matrix composite to a drop-weight impact event”. *Composite Materials*. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2012, vol. 15.03.

D7137/D7137M-15, “Standard test method for compressive residual strength properties of damaged polymer matrix composite plates”. *Composite Materials*. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2012, vol. 15.03.

D790-10, “Standard test methods for flexural properties of unreinforced and reinforced plastics and electrical insulating materials”. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2010, vol. 08.01.

D792-13, “Standard test methods for density and specific gravity (relative density) of plastics by displacement”. Composite Materials. ASTM International. West Conshohocken, PA, 2013, vol. 08.01.

P. Debout, Chanal, et E. Duc, “Tool path smoothing of a redundant machine: Application to automated fiber placement”, *Computer-Aided Design*, vol. 43, no. 2, pp. 122–132, 2011.

R. DeVlieg, K. Jeffries, et P. Vogeli, “High-speed fiber placement on large complex structures”, SAE Technical Paper, Rapp. tech., 2007.

M. T. DiNardo et P. A. Lagace, “Buckling and postbuckling of laminated composite plates with ply dropoffs”, *AIAA journal*, vol. 27, no. 10, pp. 1392–1398, 1989.

H.-J. L. Dirk, C. Ward, et K. D. Potter, “The engineering aspects of automated prepreg layup: History, present and future”, *Composites Part B: Engineering*, vol. 43, no. 3, pp. 997–1009, 2012.

D. O. Evans, “Fiber placement”, dans *Handbook of Composites*. Springer, 1998, pp. 476–487.

K. Fayazbakhsh, S. Prabhakar, D. Pasini, et L. Lessard, “A study of the influence of gaps and overlaps on the strength of composite panels made by automated fiber placement”, dans *the 26th Annual Technical Conference of the American Society for Composites Placement*, vol. 2, 2011.

K. Fayazbakhsh, M. Arian Nik, D. Pasini, et L. Lessard, “Defect layer method to capture effect of gaps and overlaps in variable stiffness laminates made by automated fiber placement”, *Composite Structures*, vol. 97, pp. 245–251, 2013.

K. D. Felderhoff et K. V. Steiner, “A new compact robotic head for thermoplastic fiber placement”, dans *38th International SAMPE Symposium and Exhibition*, vol. 38, no. 1, 1993, pp. 138–149.

C. Grant et J. Martin, “Automated processing technology for composites: current status and vision for the future”, dans *International SAMPE Symposium and Exhibition*. SAMPE; 1999, 2003, pp. 888–895.

S. Guldu, “Analysis and optimization of cylindrical structures manufactured by automated fiber placement technique”, Thèse de doctorat, Middle East Technical University, 2014.

Z. Gürdal et R. Olmedo, “Composite laminates with spatially varying fiber orientations: variable stiffness panel concept”, dans *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 33rd structures, structural dynamics and materials conference*, vol. 2, 1992, pp. 798–808.

Z. Gürdal, B. F. Tatting, et K. C. Wu, “Tow-placement technology and fabrication issues for laminated composite structures”, dans *Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference, Austin TX*, 2005.

Z. Gürdal et R. Olmedo, “In-plane response of laminates with spatially varying fiber orientations-variable stiffness concept”, *AIAA journal*, vol. 31, no. 4, pp. 751–758, 1993.

S.-C. Her, “Stress analysis of ply drop-off in composite structures”, *Composite Structures*, vol. 57, no. 1, pp. 235–244, 2002.

M. Hyer et R. Charette, “Use of curvilinear fiber format in composite structure design”, *AIAA journal*, vol. 29, no. 6, pp. 1011–1015, 1991.

M. Hyer et H. Lee, “The use of curvilinear fiber format to improve buckling resistance of composite plates with central circular holes”, *Composite structures*, vol. 18, no. 3, pp. 239–261, 1991.

S. T. IJsselmuiden, “Optimal design of variable stiffness composite structures using lamination parameters”, Thèse de doctorat, TU Delft, Delft University of Technology, 2011.

L. Izco, J. Isturiz, et M. Motilva, “High speed tow placement system for complex surfaces with restart capabilities at 85 m/min (3350 ipm)”, SAE Technical Paper, Rapp. tech., 2006.

N. Johnston, T. Towell, J. Marchello, et R. Grenoble, “Automated fabrication of high performance composites: an overview of research at the langley research center”, dans *Proceedings of the eleventh international conference on composite materials*, vol. 4, 1997, pp. 85–91.

S.-Y. Kuo, “Flutter of rectangular composite plates with variable fiber pacing”, *Composite Structures*, vol. 93, no. 10, pp. 2533–2540, 2011.

P. Legay, “Étude de l’influence de défauts sur les propriétés mécaniques de matériaux composites fabriqués par le procédé de placement de fibres”, Mémoire de maîtrise, École

Polytechnique de Montréal, 2011.

P. Legay, R. Boukhili, J. Chen, et A. Yousefpour, “Impact and compression behaviour of afp manufactured carbon/epoxy composites containing gaps and overlaps”, dans *the 26th Annual Technical Conference of the American Society for Composites Placement*, vol. 2, 2011.

A. Leissa et A. Martin, “Vibration and buckling of rectangular composite plates with variable fiber spacing”, *Composite Structures*, vol. 14, no. 4, pp. 339–357, 1990.

C. Lopes, “Damage and failure of non-conventional composite laminates”, Thèse de doctorat, TU Delft, Delft University of Technology, 2009.

A. Marouene et R. Boukhili, “Effet des défauts afp sur les propriétés en compression simple des stratifiés conventionnels”, École Polytechnique de Montréal, Rapp. tech., 2011.

G. Marsh, “Automating aerospace composites production with fibre placement”, *Reinforced Plastics*, vol. 55, no. 3, pp. 32–37, 2011.

D. McCarville, J. Guzman, et D. Rotter, “Automated material placement-2008 industry overview”, dans *Proceedings of international SAMPE symposium and exhibition*, vol. 52, 2008.

R. Measom et K. Sewell, “Fiber placement low-cost production for complex composite structures”, dans *American Helicopter Society 52nd Annual Forum*. Washington, DC, 1996.

P. Michael, M. James, L. Robert, et M. James, “Advanced composite fiber placement: Process to application”, dans *International SAMPE Europe conference 18th*, vol. 3, 1993, pp. 291–297.

B. Morey, “Automating composites fabrication”, *Manufacturing Engineering*, vol. 140, no. 4, pp. CT1–CT6, 2008.

S. Murugan, E. I. S. Flores, S. Adhikari, et M. Friswell, “Optimal design of variable fiber spacing composites for morphing aircraft skins”, *Composite Structures*, vol. 94, no. 5, pp. 1626–1633, 2012.

S. Nagendra, S. Kodiyalam, J. E. Davis, et V. Parthasarathy, “Optimization of tow fiber paths for composite design”, dans *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 36th*

Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, New Orleans, LA, 1995, pp. 1031–41.

M. Nik, K. Fayazbakhsh, D. Pasini, et L. Lessard, “Optimization of variable stiffness composites with embedded defects induced by automated fiber placement”, *Composite Structures*, vol. 107, pp. 160–166, 2014.

M. A. Nik, K. Fayazbakhsh, D. Pasini, et L. Lessard, “A comparative study of metamodeling methods for the design optimization of variable stiffness composites”, *Composite Structures*, vol. 107, pp. 494–501, 2014.

R. Olmedo et Z. Gurdal, “Buckling response of laminates with spatially varying fiber orientations”, dans *AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 34th Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, vol. 1, 1993, pp. 2261–2269.

H. B. Olsen et J. J. Craig, “Automated composite tape lay-up using robotic devices”, dans *Robotics and Automation, 1993. Proceedings., 1993 IEEE International Conference on*, vol. 3. IEEE, 1993, pp. 291–297.

A. Rhead, T. Dodwell, et R. Butler, “The effect of tow gaps on compression after impact strength of afp laminates”, dans *15th European Conference on Composite Materials: Composites at Venice, ECCM 2012*. University of Bath, 2012.

P. Ribeiro, H. Akhavan, A. Teter, et J. Warmiński, “A review on the mechanical behaviour of curvilinear fibre composite laminated panels”, *Journal of Composite Materials*, vol. 48, no. 22, pp. 2761–2777, 2014.

W. G. Roeseler, B. Sarh, M. Kismarton, J. Quinlivan, J. Sutter, et D. Roberts, “Composite structures: the first 100 years”, dans *16th International Conference on Composite Materials*, 2007.

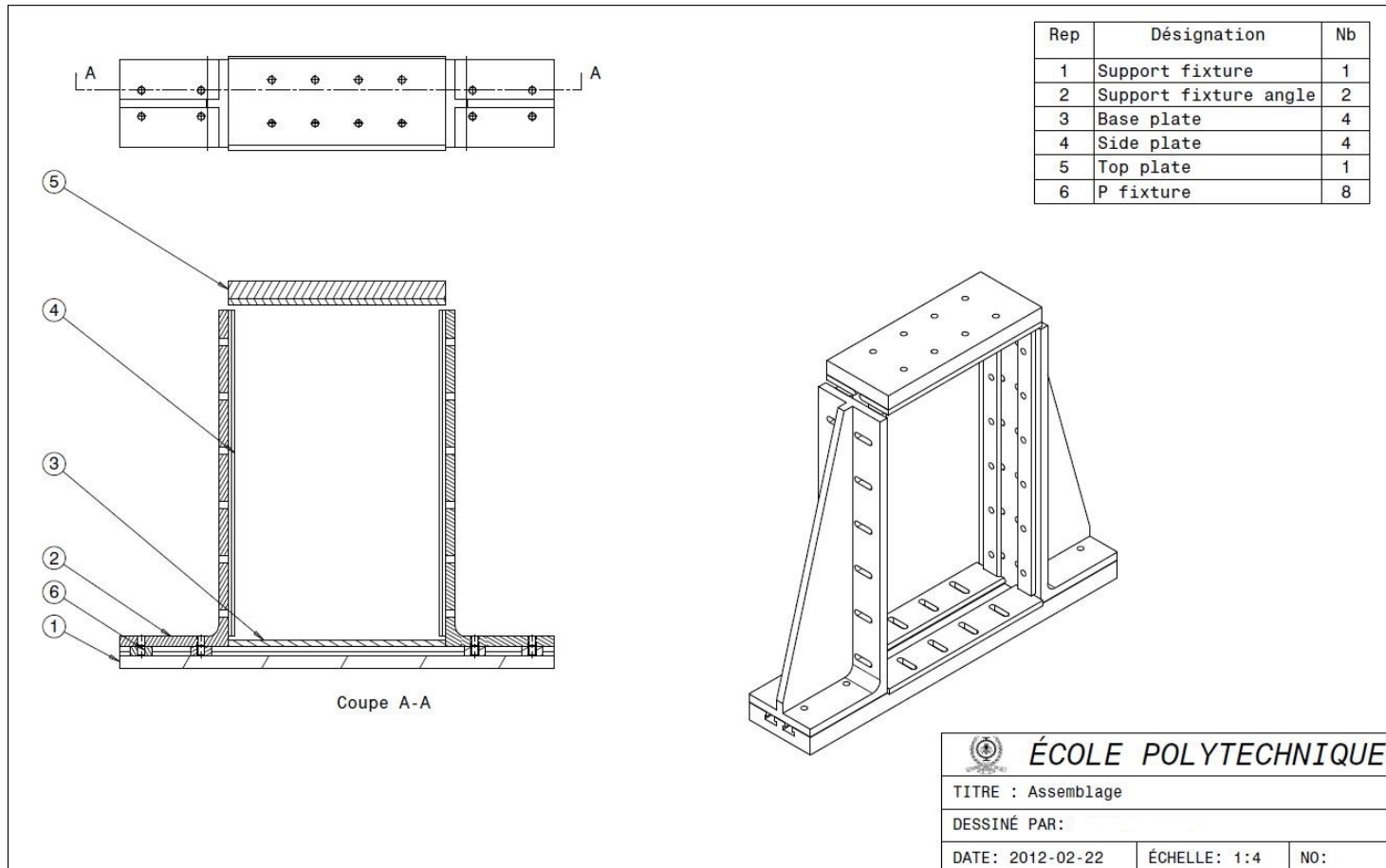
A. Sawicki et P. Minguet, “The effect of intraply overlaps and gaps upon the compression strength of composite laminates”, dans *39th AIAA structural, dynamics, & materials conference. Long Beach, CA, 1998*, pp. 744–54.

R. Schledjewski, “Thermoplastic tape placement process—in situ consolidation is reachable”, *Plastics, Rubber and Composites*, vol. 38, no. 9-10, pp. 379–386, 2009.

J. Sliseris et K. Rocens, “Optimal design of composite plates with discrete variable stiffness”, *Composite Structures*, vol. 98, pp. 15–23, 2013.

- B. Tatting et Z. Gürdal, “Design and manufacture of tow-placed variable stiffness composite laminates with manufacturing considerations”, dans *Proceedings of the 13th US national congress of applied mechanics (USNCAM), Gainesville, FL*, 1998.
- B. F. Tatting, “Analysis and design of variable stiffness composite cylinders”, Thèse de doctorat, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1998.
- B. F. Tatting et Z. Gurdal, *Design and manufacture of elastically tailored tow placed plates*. National Aeronautics and Space Administration, Langley Research Center, 2002.
- B. F. Tatting et Z. Gürdal, “Automated finite element analysis of elastically-tailored plates”, *NASA contractor report no NASA/CR-2003-212679*, 2003.
- A. Teter et Z. Kolakowski, “Buckling of thin-walled composite structures with intermediate stiffeners”, *Composite structures*, vol. 69, no. 4, pp. 421–428, 2005.
- L. E. Turoski, “Effects of manufacturing defects on the strength of toughened carbon/epoxy prepreg composites”, Mémoire de maîtrise, Montana State University–Bozeman, 2000.
- C. Waldhart, Z. Gürdal, et C. Ribbens, “Analysis of tow placed, parallel fiber, variable stiffness laminates”, dans *Proceedings of the 37th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials (SDM) Conference, Salt Lake City, UT*, 1996.
- C. Waldhart, “Analysis of tow-placed, variable-stiffness laminates”, Thèse de doctorat, Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996.
- K. C. Wu, Z. Gürdal, et J. H. Starnes, “Structural response of compression-loaded, tow-placed, variable stiffness panels”, dans *Proceedings of the AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC 43rd Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Denver, CO*, 2002, pp. 2002–1512.

ANNEXE A Dispositif de fixation



ANNEXE B Script Python

```

print '!***** RESTART *****!'
import part; import regionToolset; import displayGroupMdbToolset as dgm
import material; import section; import load; import mesh; import assembly
pass; from abaqus import *; from abaqusConstants import *
from caeModules import *
from driverUtils import executeOnCaeStartup
executeOnCaeStartup()
print '!***** ABAQUS MUST BE ON *****!'
import os
os.chdir(r'C:\Users\aymar\Desktop\ab-these\Design2\without defect\N40')
OM='Model-1'
MN = 'AYM'
try:
exist = mdb.models.keys().index(MN)
del mdb.models[MN]
print '!Model', MN, 'was deleted'
except:
print '!No Model called', MN, 'was found to be deleted'
try:
exist = mdb.models.keys().index(OM)
del mdb.models[OM]
print '!Model', OM, 'was deleted'
except:
print '!No Model called', OM, 'was found to be deleted'
mdb.Model(name='Model-1', modelType=STANDARD_EXPLICIT)
s = mdb.models['Model-1'].ConstrainedSketch(name='__profile__', sheetSize=1.0)
g, v, d, c = s.geometry, s.vertices, s.dimensions, s.constraints
s.setPrimaryObject(option=STANDALONE)
Ly=0.4064
Lx=0.254
s.rectangle(point1=(-Lx/2, -Ly/2), point2=(Lx/2, Ly/2))
p = mdb.models['Model-1'].Part(name='Part-1', dimensionality=THREE_D,
type=DEFORMABLE_BODY)

```



```

p = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1']
p.BaseShell(sketch=s)
s.unsetPrimaryObject()
p = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1']
e = p.edges
edges = e.getSequenceFromMask(mask=('[#4]', ), )
p.Set(edges=edges, name='EDGNM')
del mdb.models['Model-1'].sketches['__profile__']
session.viewports['Viewport: 1'].partDisplay.setValues(mesh=ON)
session.viewports['Viewport: 1'].partDisplay.meshOptions.setValues(
meshTechnique=ON)
session.viewports['Viewport: 1'].partDisplay.geometryOptions.setValues(
referenceRepresentation=OFF)
p = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1']
f = p.faces
pickedRegions = f.getSequenceFromMask(mask=('[#1]', ), )
p.setMeshControls(regions=pickedRegions, technique=STRUCTURED)
elemType1 = mesh.ElemType(elemCode=S4R, elemLibrary=STANDARD,
secondOrderAccuracy=OFF, hourglassControl=DEFAULT)
elemType2 = mesh.ElemType(elemCode=S3, elemLibrary=STANDARD)
p = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1']
f = p.faces
faces = f.getSequenceFromMask(mask=('[#1]', ), )
pickedRegions =(faces, )
p.setElementType(regions=pickedRegions, elemTypes=(elemType1, elemType2))
#####
Num=40.0
de=Lx/Num
NLap=Ly/de
e = p.edges
pickedEdges = e.getSequenceFromMask(mask=('[#1]', ), )
p.seedEdgeByNumber(edges=pickedEdges, number=int(Num), constraint=FINER)
p = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1']
p.generateMesh()
p = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1']
p.PartFromMesh(name='Part-1-mesh-1')

```

```

p1 = mdb.models['Model-1'].parts['Part-1-mesh-1']
mdb.saveAs(pathName='C:\Users\aymar\Desktop\ab-these\Design2\without
defect\N40\D2-N40')
mdb.models.changeKey(fromName='Model-1', toName='AYM')
mdb.models['AYM'].parts.changeKey(fromName='Part-1-mesh-1', toName='CP')
del mdb.models['AYM'].parts['Part-1']
a = mdb.models['AYM'].rootAssembly
session.viewports['Viewport: 1'].setValues(displayedObject=a)
a = mdb.models['AYM'].rootAssembly
a.DatumCsysByDefault(CARTESIAN)
p = mdb.models['AYM'].parts['CP']
a.Instance(name='CP', part=p, dependent=ON)
mdb.save()
M =mdb.models['AYM']
P =M.parts['CP']
NP =M.parts['CP'].nodes
EP =M.parts['CP'].elements
AI =M.rootAssembly
AP =AI.instances['CP']
ANP =AI.instances['CP'].nodes

IntP = {}
EL_L = []
NL_L = []
I = 0 for node in NP:
NL = node.label
nlt=tuple([NL])
P.SetFromNodeLabels(nodeLabels = nlt , name = 'NO-WI-LA%s'%NL)
IntP['NO-WI-LA%s'%NL] = I
NL_L.append(NL)
I = I+1
LINT =I
I = 0 for element in EP:
EL = element.label
elt=tuple([EL])
P.SetFromElementLabels('EL-WI-LA%s'%EL, elt)

```

```

IntP['EL-WI-LA%s'%EL] = I
EL_L.append(EL)
I = I+1
LIET =I
print '!*****Sets Created*****!'
M.Material(name='Com')
M.materials['Com'].Elastic(type=LAMINA, table=((143e+9,
9.1e+9, 0.3, 4.82e+9, 4.82e+9, 1.82e+9), ))
P.DatumCsysByThreePoints(name='LCSYS1', coordSysType=CARTESIAN, origin=(
0.0, 0.0, 0.0), point1=(0.0, 1.0, 0.0), point2=(-1.0, 0.0, 0.0))
layupOrientation =P.datums[5228]
Lname=[];
for n in range(1,Num+1,1):
Lname.append(range(n,(Num*(NLap-1))+n+1,Num))

for lyeln in EL_L:
if (lyeln in Lname[0] or lyeln in Lname[39]):
tetha=[48.84,29.37,20.42,19.00]
elif(lyeln in Lname[1] or lyeln in Lname[38]):
tetha=[48.46,30.13,21.23,19.00]
elif(lyeln in Lname[2] or lyeln in Lname[37]):
tetha=[48.08,30.88,22.02,19.00]
elif(lyeln in Lname[3] or lyeln in Lname[36]):
tetha=[47.70,31.60,22.78,19.00]
elif(lyeln in Lname[4] or lyeln in Lname[35]):
tetha=[47.31,32.32,23.52,19.00]
elif(lyeln in Lname[5] or lyeln in Lname[34]):
tetha=[46.93,33.01,24.23,19.00]
elif(lyeln in Lname[6] or lyeln in Lname[33]):
tetha=[46.54,33.70,24.93,19.00]
elif(lyeln in Lname[7] or lyeln in Lname[32]):
tetha=[46.15,34.37,25.60,19.00]
elif(lyeln in Lname[8] or lyeln in Lname[31]):
tetha=[45.75,35.03,26.27,19.00]
elif(lyeln in Lname[9] or lyeln in Lname[30]):
tetha=[45.35,35.69,26.91,19.00]

```

```

elif(lyeln in Lname[10] or lyeln in Lname[29]):
tetha=[44.95,36.33,27.54,19.00]
elif(lyeln in Lname[11] or lyeln in Lname[28]):
tetha=[44.55,36.96,28.16,19.00]
elif(lyeln in Lname[12] or lyeln in Lname[27]):
tetha=[44.14,37.58,28.77,19.00]
elif(lyeln in Lname[13] or lyeln in Lname[26]):
tetha=[43.74,38.20,29.37,19.00]
elif(lyeln in Lname[14] or lyeln in Lname[25]):
tetha=[43.32,38.80,29.95,19.00]
elif(lyeln in Lname[15] or lyeln in Lname[24]):
tetha=[42.91,39.40,30.53,19.00]
elif(lyeln in Lname[16] or lyeln in Lname[23]):
tetha=[42.49,39.99,31.09,19.00]
elif(lyeln in Lname[17] or lyeln in Lname[22]):
tetha=[42.07,40.57,31.65,19.00]
elif(lyeln in Lname[18] or lyeln in Lname[21]):
tetha=[41.64,41.15,32.19,19.00]
elif(lyeln in Lname[19] or lyeln in Lname[20]):
tetha=[41.22,41.72,32.73,19.00]
region1=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region2=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region3=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region4=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region5=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region6=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region7=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
region8=P.sets['EL-WI-LA%s'%lyeln]
compositeLayup = mdb.models['AYM'].parts['CP'].CompositeLayup(
name='CompositeLayup-EL%s'%lyeln, description="", elementType=SHELL,
offsetType=MIDDLE_SURFACE, symmetric=True,
thicknessAssignment=FROM_SECTION)
compositeLayup.Section(preIntegrate=OFF, integrationRule=SIMPSON,
thicknessType=UNIFORM, poissonDefinition=DEFAULT, temperature=GRADIENT,
useDensity=OFF)
compositeLayup.ReferenceOrientation(orientationType=SYSTEM,

```

```

localCsys=layupOrientation,
fieldName="", additionalRotationType=ROTATION_NONE, angle=0.0, axis=AXIS_3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-1', region=region1,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=tetha[0],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-2', region=region2,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=-tetha[0],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-3', region=region3,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=tetha[1],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-4', region=region4,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=-tetha[1],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-5', region=region5,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=tetha[2],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-6', region=region6,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=-tetha[2],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-7', region=region7,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=tetha[3],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField="",

```

```
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)
compositeLayup.CompositePly(suppressed=False, plyName='Ply-8', region=region8,
material='Com', thicknessType=SPECIFY_THICKNESS, thickness=1.545e-4,
orientationType=SPECIFY_ORIENT, orientationValue=-tetha[3],
additionalRotationType=ROTATION_NONE, additionalRotationField=",
axis=AXIS_3, angle=0.0, numIntPoints=3)

print '!*****ELEMENT PRO CRETED*****!'
```