

Caractérisation de l'incidence des défauts par fabrication robotique sur la résistance des composites Carbone-Epoxy haute performance dans l'aéronautique

PY. MECHIN^a, M. CLARKE^a

a. Dassault-Systèmes, EA 4250, LIMATB, F-78946 Vélizy-Villacoublay, France,
pierreyyves.mechin@3ds.com

Résumé :

Les matériaux composites Carbone/Epoxy à fibres longues constituent des matériaux de premier choix pour la conception/fabrication de structures utilisées dans des conditions où l'enjeu de masse est essentiel. Ils présentent toutefois l'inconvénient de contenir des défauts qui dépendent du procédé de fabrication et qui leur sont inhérents. Ainsi, dans le cadre de production en de masse, la présence de ces défauts et leur impact sur les propriétés mécaniques constitue une problématique de taille qui a des conséquences sur leur acceptation pour utilisation. Cette dernière constatation nécessite d'identifier la perte de performances mécaniques associée à la présence de défauts sur un grand nombre de propriétés. Cette problématique est discutée au travers d'expérimentations diverses sur des composites présentant des défauts calibrés obtenus dans un procédé de fabrication robot AFP (Automatic Fiber Placement).

Abstract :

High performance Carbone/Epoxy materials are the materials of choice for the design / manufacture of structures used in conditions of critical mass challenge. They may, however, have the disadvantage that the manufacturing process can introduce defects. Thus, in the context of mass production, the presence of these defects and their impact on the mechanical properties constitutes a challenging problem on their acceptance for use. In this study we characterise the effect of a various range of defects on the loss of mechanical properties. This problem is discussed using various experiments on composites, with calibrated defects in the manufacturing process of an AFP (Automatic Fiber Placement) robot.

Mots clefs : ILTS, Compression, AFP, Gap, Overlap, fibres de carbone

1 Introduction

En raison de leur grande résistance et rigidité spécifiques, les matériaux composites renforcés de fibres de carbone sont largement utilisés dans les structures hautes performances (avions, bateaux, éoliennes, ...). Il a été observé depuis 30 ans qu'une part croissante des structures aéronautiques est réalisée en matériaux composites (+50% en deux décennies). Ceci est notamment dû à la volatilité du coût des produits pétroliers qui a rendu essentiel une réduction drastique de la masse des structures. Dans ce contexte, de nombreuses parties structurelles sont réalisées en matériaux composites. De plus, dans la perspective d'une croissance substantielle du secteur aéronautique, la nécessité de produire des pièces composites de haute performance en grande quantité requiert l'utilisation de technologies automatisées et une maîtrise de la variabilité des performances obtenues.

Les matériaux composites sont réalisés selon différents procédés de fabrication. Chaque procédé génère des défauts qui sont le résultat d'une combinaison de paramètres (température, pression, vide, ...) et de matériaux mis en œuvre (les constituants et la séquence de drapage). Pour pouvoir tenir des cadences de productions élevées, différentes méthodes de fabrication existent, parmi lesquelles on peut trouver les méthodes de fabrication robot (ADMP, AFP, ...). Ces méthodes présentent leurs propres défauts spécifiques liés notamment au drapage automatique (Figure 1). L'intérêt de ces méthodes de fabrication est leur reproductibilité. Sur la base des résultats, une distribution de l'incidence des défauts sur les propriétés ainsi qu'une probabilité d'occurrence peuvent être identifiées. Ceci permettra de mieux définir la marge de sécurité (MoS) appropriée et ainsi diminuer les rebus de pièces composites en n'excluant que les structures les plus critiques au regard de leurs défauts combinés de leurs chargements.

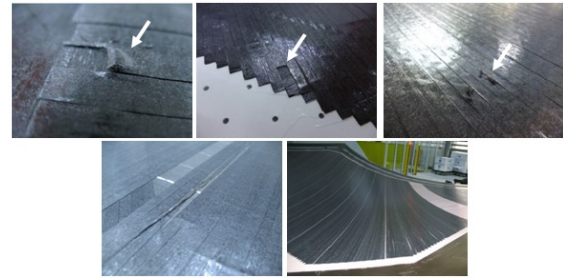


Figure 1: Visualisation de quelques défauts dans les composites obtenus par un procédé AFP

C'est dans cette optique qu'est réalisé le projet Européen ZAero (2016-2019) qui a pour objectif de contrôler et qualifier pendant le procédé de fabrication (drapage) les types défauts observés puis de quantifier leur impact sur la marge de sécurité de la structure. Finalement, cela permet d'écarter pertinemment les structures les plus préjudiciables ou d'envisager une modification in-situ du drapage pour compenser la présence du défaut. Il est également possible de stopper momentanément le drapage pour retirer un défaut introduire et renouveler le drapage des séquences impliquées. Ce travail est opéré par un contrôle continu de la marge de sécurité calculé dans une simulation couplée au modèle de design tenant compte de l'état réel de la structure. Différents partenaires sont réunis dans ce projet Européen : Profactor, Ideko, Fidamc, Danobat, MTorres et Dassault-Systèmes. Ce dernier est en charge de la qualification numérique de l'influence des défauts.

L'évaluation de la perte de marge de sécurité est mesurée à l'aide de méthodes analytiques issues de la littérature. Ces modèles analytiques, combinés, permettent cette estimation qu'il convient de valider sur un certain nombre de défauts. L'enjeu de cette étude est de proposer une comparaison entre prédictions numériques et mesures expérimentales.

En tout premier lieu, les spécificités de l'influence de ces matériaux sur multicouches sont à considérer. Les matériaux composites présentent plusieurs spécificités parmi lesquelles nous listerons une moindre résistance à la compression vis-à-vis de la traction et des performances faibles dans l'épaisseur du composite.

La spécificité de la rupture en compression a été mise en évidence au cours des 50 dernières années sur les plis unidirectionnels (UD) dans le sens de la compression. Rosen [1] fût le premier à proposer une approche liée au comportement de la matrice. Un pas significatif fût franchi par Budiansky & Fleck [2] qui ont avancé l'idée que la rupture en compression est obtenue par la combinaison d'un flambement des fibres et d'un cisaillement viscoplastique de la matrice.

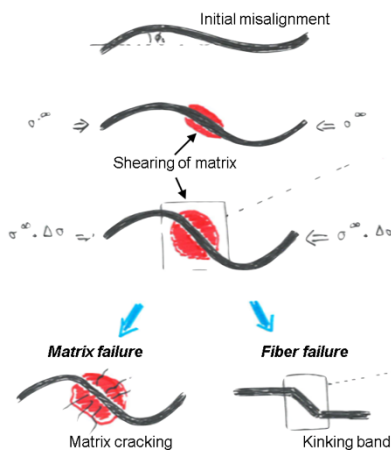


Figure 2: Mécanisme de rupture en compression dans les composites à fibres longues Carbone-Epoxy

Plus récemment, les travaux de Grandidier [3][4] indiquent que cette rupture est de plus dépendante de l'architecture de l'empilement (angles des plis hors plan et la quantité de plis dans la direction principale) et également du type de sollicitation.

Dans la continuité, Berbinau [5] suggère de calculer la contrainte de cisaillement hors-plan en fonction d'un chargement extérieur (l'accroissement significative de la contrainte hors plan étant le marqueur de la rupture). Les travaux de Pinho [6] sont basés sur une approche équivalente. Ces derniers critères proposent des modèles à l'échelle macroscopique (empilement), approche différente des critères quadratiques multi-axiaux comme Tsai-Hill ou Tsai-Wu qui suggèrent une approche pli par pli négligeant ainsi tout effet de structure.

Des caractérisations expérimentales ont été réalisées par le passé, notamment dans le cadre de travaux collaboratifs entre le laboratoire Ifremer de Brest et des écuries de course au large ou bureau d'étude tels que HDS (Cabinet d'ingénierie structure – Brest) [7].

Grandidier et Casari ont réalisé dans le cadre de la validation expérimentale des essais de flexion 3 points sur des fibres ultra haut modules [3]. Des essais de flexion rotulée ont également été entrepris par Grandidier et al. [8]. Cependant, pour l'étude de chargements de compression pure, peu d'études ont pu être identifiées pour des fibres haut module.

2 Matériaux et procédures expérimentales

Sur le plan expérimental, la mise en évidence de la rupture en compression est complexe. Les normes usuelles (D695, D3410) suggèrent de réaliser un test de compression uni-axiale. La pertinence des résultats obtenus est cependant à relativiser (difficulté expérimentale due au flambement global, grande disparité des résultats, concentration de contrainte dans la zone de rupture due à la proximité des appuis) : des résistances basses et dispersives sont souvent observées (de l'ordre de 60% des valeurs en traction). Une seconde approche consiste à effectuer cette caractérisation dans un essai de flexion 4 points (proposé notamment dans la norme D6272 ou C393), largement utilisée dans des essais sur des composites haute performance [9]–[11]. Cette méthode est retenue pour les essais.

Les essais sont réalisés sur des composites Carbone-Epoxy. Les fibres sont d'un module de 230 GPa (fibre haute résistance). La résine utilisée est une résine Hexcel (Epoxy ref. HexFlow RTM6 – 180°C). En s'inspirant des travaux précédents et de la littérature, le drapage suivant est utilisé : $\{+45^\circ/0^\circ_9/-45^\circ/0^\circ_{11}/-45^\circ/0^\circ_9/-45^\circ\}$ avec 9 ou 11 le nombre de plis à 0° consécutifs (Figure 3).

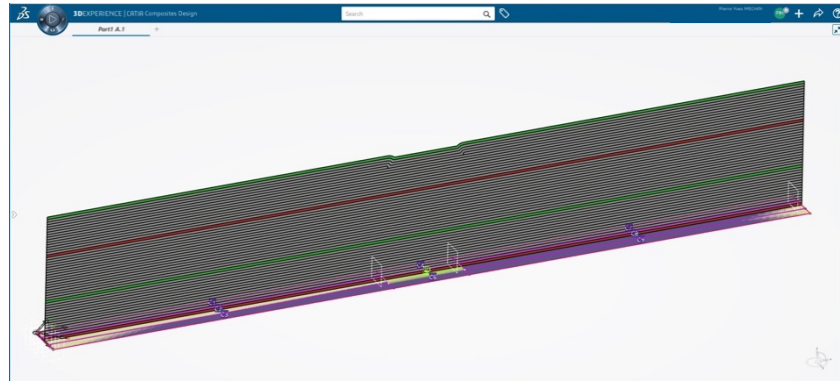


Figure 3: Représentation de l'empilement pour les échantillons de flexion 4 points – 3DExperience

Des échantillons selon ce drapage sont réalisés sans défauts pour évaluer les performances mécaniques en compression compte tenu du procédé de fabrication (efficacité du procédé de fabrication). Deux types de défaut sont considérés : les trous (gap) et recouvrements (overlap). Dans le cas des overlap, deux longueurs de défauts sont étudiées : 30 et 50 mm. Ces échantillons sont réalisés dans une seule et unique plaque afin de diminuer le risque d'incidence du procédé de fabrication et de la géométrie de la pièce (Figure 4) puis découpés afin d'obtenir les dimensions finales de chaque échantillon. Six échantillons sont considérés pour chaque configuration du composite. Des jauges de déformation mono-axiales sont introduites sur chaque face des échantillons afin de réaliser un dépouillement pertinent.

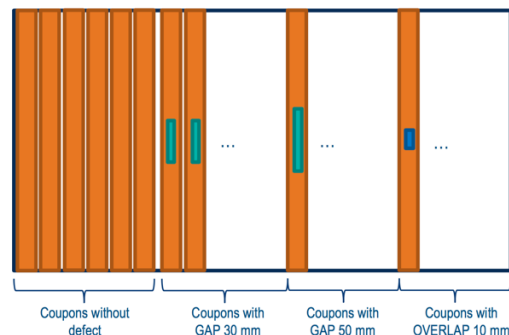


Figure 4: Représentation de la plaque tests contenant les différents types de défauts pour les essais de flexion

Comme détaillé par Grandidier & Drapier [12], lors d'un essai de flexion, le gradient de déformation n'est pas linéaire. Afin de positionner le défaut dans la zone de sollicitation maximale, il est retenu d'insérer le défaut au niveau du 4^{ème} pli en partant de la surface sollicitée en compression. En effet, choisir un pli situé plus en surface aurait rendu les plis restants trop instables au flambement conduisant à une rupture non pas en compression mais en flambement.

Afin de recouper le bon déroulement des essais, une caractérisation expérimentale est faite du couple fibre-matrice engagé dans cette étude. Un comportement de cisaillement-plan du pli unidirectionnel est réalisé à l'aide d'un essai de traction effectué sur un empilement $(\pm 45^\circ)_4$ (comme recommandé par la norme ISO 14129). 10 échantillons sont testés.

Ainsi, l'incidence sur les performances mécaniques de défauts qualifiés est observée lors de campagnes expérimentales sur un grand nombre d'échantillon contenant des défauts identiques.

3 Dépouillement et analyses

Les essais de flexion sont réalisés avec une même face en compression, localisant systématiquement le défaut sur la face en compression. Le dépouillement des modules d'élasticité et des contraintes à rupture obtenus expérimentalement est réalisé en utilisant la relation de la théorie des poutres en flexion 4 points (cinématique d'Euler-Bernoulli) pour connaître déformation et contrainte normales dans les UD les plus sollicités. Toutefois, un certain nombre de précautions sont à considérer afin de tenir compte du comportement non-linéaire du module d'élasticité en compression des plis UD entraînant une modification de la position de fibre neutre et de fait une redistribution des contraintes. Afin de réaliser ce dépouillement, le modèle d'Allix [13] est pris en compte. Ce modèle permet d'évaluer la perte de module élastique (GPa/%).

Le comportement en cisaillement est quant à lui extrait des essais de traction en utilisant un fit de Ramberg-Osgood. Ces données sont ensuite utilisées pour prédire la résistance en compression selon le modèle proposé par Budiansky & Fleck [14]. Les prédictions sont alors comparées aux résultats expérimentaux sur les échantillons sans défauts pour ajuster les paramètres du modèle analytique (ϕ_0 , désalignement des fibres).

L'ensemble des dépouillements et résultats seront discutés en détail lors de l'exposé afin d'explicitier les convergences et écarts entre résultats expérimentaux et simulations numériques.

4 Conclusion et perspectives

L'objectif de cette étude est la mesure expérimentale de composites avec défauts calibrés (gap, overlap) sollicités en flexion pour comparer les résistances en compression.

Afin d'identifier l'influence du défaut, des échantillons de référence sans défauts majeurs sont proposés afin de réaliser une étude comparée.

Utilisant des essais de traction sur les $\pm 45^\circ$, les résistances en compression observées sont prédites et les résultats discutés.

L'ensemble des modèles de prédiction (analytique et numérique) sont implémentés et leurs résultats comparés aux observations numériques.

Par la suite, des expérimentations sur des structures réelles pour s'assurer de la pertinence des modèles pourront être envisagées.

Également, l'étude s'est ici concentrée sur l'influence des défauts sur la résistance en compression, paramètre jugé le plus influent sur les propriétés mécaniques et la marge de sécurité.

Il serait également intéressant d'ouvrir la qualification de l'influence des défauts à des propriétés comme la résistance hors-plan obtenue par des essais de type L-beam.

5 Remerciements

Ces travaux ont reçu le support financier du programme de recherche et innovation Horizon 2020 sous l'agrément numéro 721362 (projet « ZAero »). Les auteurs remercient l'ensemble des partenaires du projet et FIDAMC pour la fourniture des échantillons et la réalisation des essais.

Les auteurs souhaitent également remercier J.-C. Grandidier (PPrim') et Vincent Keryvin (IRDL) pour leur apport scientifique dans la réalisation de ces expérimentations et leur analyse.

Références

- [1] B. W. Rosen, "Mechanics of composite strengthening," in *Fiber composite materials, seminar of the American society for metals, metals park, Ohio*, 1965, p. 39.
- [2] B. Budiansky and N. Fleck, "Compressive failure of fibre composites," *J. Mech. Phys. solids*, vol. 41, no. 1, pp. 183–211, 1993.
- [3] J.-C. Grandidier, P. Casari, and C. Jochum, "A fibre direction compressive failure criterion for long fibre laminates at ply scale, including stacking sequence and laminate thickness effects," *Compos. Struct.*, vol. 94, no. 12, pp. 3799–3806, Dec. 2012.
- [4] J.-C. Grandidier and P. Casari, "Critère de rupture en compression dans le sens des fibres du pli unidirectionnel intégrant l'effet de structure," in *JNC 16*, 2009.
- [5] P. Berbinau, C. Soutis, P. Goutas, and P. T. Curtis, "Effect of off-axis ply orientation on 0 degrees fibre microbuckling," *Compos. Part A Appl. Sci. Manuf.*, vol. 30, pp. 1197–1207, 1999.
- [6] S. Pimenta, R. Gutkin, S. T. Pinho, and P. Robinson, "A micromechanical model for kink-band formation: Part II - Analytical modelling," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 69, no. 7–8, pp. 956–964, Jun. 2009.
- [7] P. Casari, D. Choqueuse, P. Davies, and H. Devaux, "Applications marines des matériaux et structures composites," vol. 2, 1965.
- [8] J.-C. Grandidier, "Résistance en compression des composites à fibres longues," Université de Metz, 1998.
- [9] P.-Y. Mechin, V. Keryvin, J.-C. Grandidier, and D. Glehen, "An experimental protocol to measure the parameters affecting the compressive strength of CFRP with a fibre microbuckling failure criterion," *Compos. Struct.*, vol. 211, 2019.
- [10] P. Y. Mechin, V. Keryvin, D. Glehen, and A. Launay, "Caractérisation de la résistance en compression de structures composites Carbone-Epoxy haute performance dans le nautisme de compétition," in *Congrès Français de mécanique*, 2015, p. 5.
- [11] P. Y. Mechin, V. Keryvin, J. C. Grandidier, and D. Glehen, "Incidence du comportement plastique de la matrice époxy sur la résistance en compression des plis à 0 ° de composites à fibres de carbone," in *Comptes Rendus des JNC 20 - Ecole des Ponts ParisTech*, 2017, p. 10.
- [12] S. Drapier, C. Gardin, J.-C. Grandidier, and M. Potier-ferry, "Structure effect and microbuckling," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 56, no. 96, pp. 861–867, 1996.
- [13] O. Allix, P. Ladeveze, and E. Vittecoq, "Modelling and identification of the mechanical behaviour of composite laminates in compression," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 51, no. 1, pp. 35–42, 1994.
- [14] B. Budiansky and N. Fleck, "Compressive kinking of fiber composites: a topical review," *Part Mech. USA 1994*, vol. 47, no. 6, 1994.