

Caractérisation du comportement d'une plaque composite de grande dimension

Ngoc-Hung Vu¹, Xuan-Tan Pham¹, Vincent François² et Jean-Christophe Cuillière²

¹Département de génie mécanique, École de technologie supérieure (ÉTS),
1100 Rue Notre-Dame Ouest, Montréal, QC, Canada, H3C 1K3

²Département de Génie Mécanique, Université du Québec à Trois-Rivières,
3351 Rue des Forges, Trois-Rivières, QC, Canada, G9A 5H7

Résumé

L'assemblage de grands panneaux aéronautiques flexibles, à composites multicouches renforcés de fibres, est très complexe en raison du comportement non linéaire du matériau. L'objectif de nos travaux de recherche est donc de caractériser le comportement mécanique des composites renforcés de fibres lors de l'inspection et de l'assemblage.

Mots-clés

Caractérisation mécanique; composites renforcés de fibres; processus d'assemblage; méthode des éléments finis.

Introduction

L'un des principaux aspects que les entreprises manufacturières doivent prendre en compte dans les développements technologiques est le contrôle de qualité de leurs produits. À la fin d'un procédé de fabrication, la pièce produite doit respecter un niveau de tolérance prescrit. Dans l'industrie aéronautique et automobile, les pièces flexibles de grandes dimensions dans un plan par rapport à leur épaisseur peuvent prendre différentes formes, en fonction des variations géométriques ou des charges gravitationnelles. Par exemple, un panneau de revêtement d'avion peut se déformer légèrement à l'état libre, le rendant potentiellement inacceptable pour l'assemblage [1]. Par conséquent, l'un des problèmes les plus importants en matière de contrôle de qualité est l'inspection de la géométrie des pièces flexibles avant l'assemblage. Des montages spéciaux sont nécessaires pour compenser les déformations des pièces flexibles. Le processus est généralement coûteux et prend

beaucoup de temps. Par exemple, les Figure 1a et

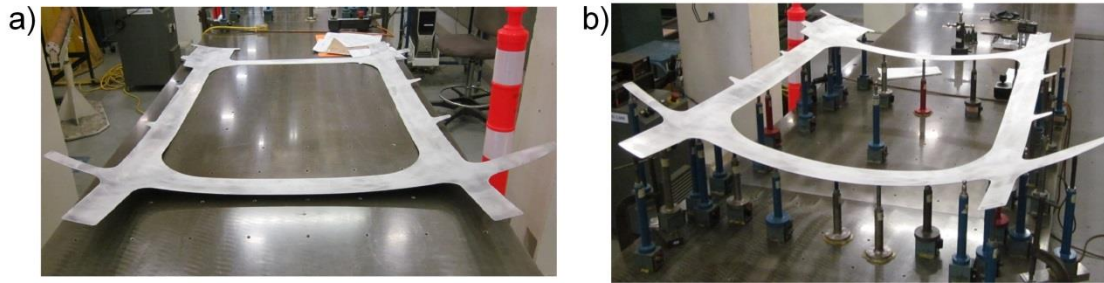


Figure 1b montrent respectivement un panneau d'aéronef à l'état libre, et contraint par un agencement de supports.

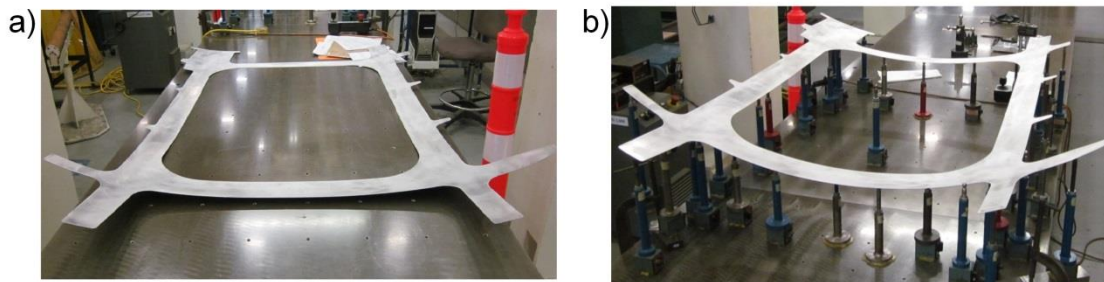


Figure 1. Un panneau d'aéronef : (a) à l'état libre, et (b) contraint sur un montage de supports [2].

Il est largement admis qu'une inspection virtuelle, généralement effectuée par simulations numériques pour remédier à la déformation de pièces flexibles à l'état libre, entraînerait des économies de temps et d'argent considérables. De nos jours, le recours aux pièces en matériaux composites augmente progressivement, en particulier dans l'industrie aéronautique. Toutefois, jusqu'à présent, aucune méthode d'inspection virtuelle n'a été élaborée pour les pièces composites flexibles, du moins à notre connaissance. La raison est que le comportement de déformation des pièces composites flexibles est beaucoup plus complexe que celui des matériaux élastiques linéaires, comme l'aluminium. Par conséquent, mieux comprendre le comportement des pièces composites flexibles est, bien que très difficile, nécessaire pour diverses applications, telles que l'inspection virtuelle.

Problème et solution

Les matériaux orthotropes minces, comme les composites renforcés de fibres, peuvent être représentés par une structure laminaire à quatre paramètres élastiques indépendants dans un plan (modules de Young E_1 et E_2 , module de cisaillement G_{12} , coefficient de Poisson λ_{12}). Toutefois, lors de l'assemblage, une pièce flexible subit de grandes déformations, ce qui modifie considérablement les propriétés constitutives du matériau. Par conséquent, ce modèle n'est plus valide lors des procédés

d'assemblage. Une autre approche est l'hyperélasticité, qui pourrait fournir un cadre pour la modélisation de grandes déformations anisotropes [3-6].

Selon cette approche, nous proposons un modèle de matériaux hyperélastique capable de reproduire le comportement de composites renforcés de fibres flexibles (voir l'équation (17), Vu et al.[7]). Les paramètres de ce modèle ont été déterminés grâce à un travail expérimental de caractérisation.

Travail de caractérisation

Les paramètres du modèle de matériaux sont obtenus par régression non linéaire en minimisant la différence entre les données des essais expérimentaux de flexion et de la simulation numérique.

Essais expérimentaux

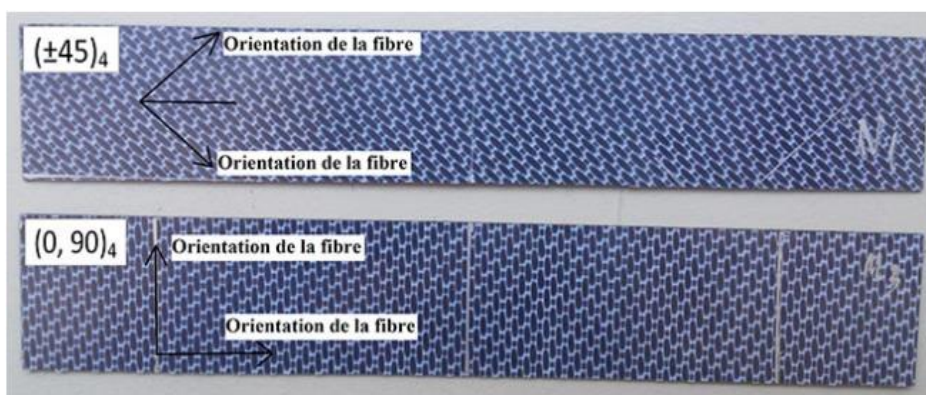


Figure 2. Échantillons d'essai

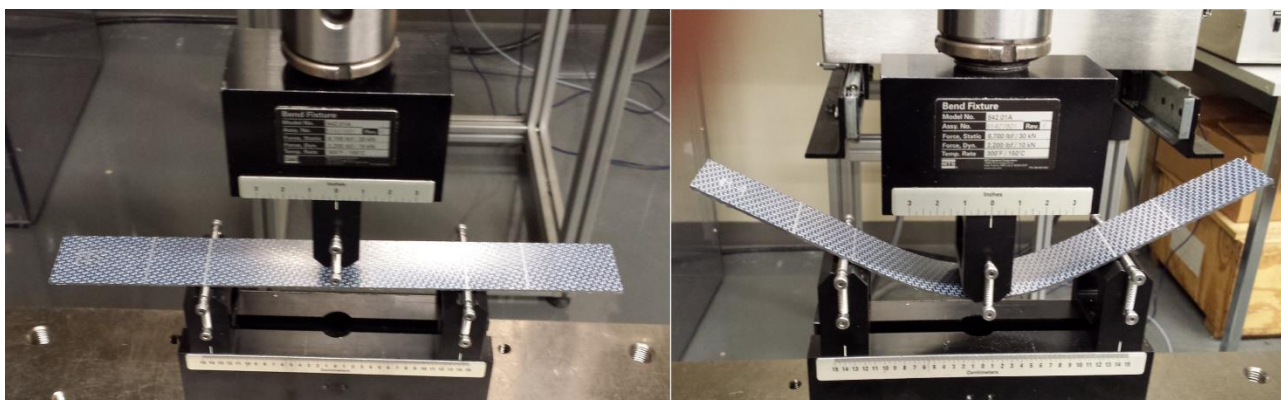


Figure 3. Essais de flexion en trois points avec l'appareil MTS

Le matériau composite utilisé dans cette étude est une matrice de plaque consolidée à quatre couches de polyphénylène sulfide (PPS) et de tissus en fibre de carbone (CF/PPS). La fraction volumique de fibres (V_f) est de 50 %. L'épaisseur totale du stratifié à quatre couches est d'environ 1,24 mm (0,31

mm par couche). Des échantillons de 300 mm × 34 mm × 1,24 mm ont été fabriqués selon deux différentes configurations d'orientation des fibres : (1) quatre couches de et (2) quatre couches de , comme indiqué à la Figure 2.

Des essais de flexion en trois points ont été effectués sur un appareil MTS où le déplacement est régulé, comme présenté à la Figure 3. Cinq tests ont été effectués pour chaque configuration, comme résumé au Tableau 1.

Tableau 1. Échantillon et paramètres d'essai

Paramètres	Valeur
Longueur de portée	140 mm
Vélocité	4 mm/min
Déplacement maximal au milieu	20 mm
Rayon de chargement des nez et des supports	2.5 mm

Résultats

La Figure 4 compare les résultats numériques aux données expérimentales. Nous pouvons constater une bonne corrélation entre les résultats prévus par le modèle de matériaux proposé et les données expérimentales obtenues.

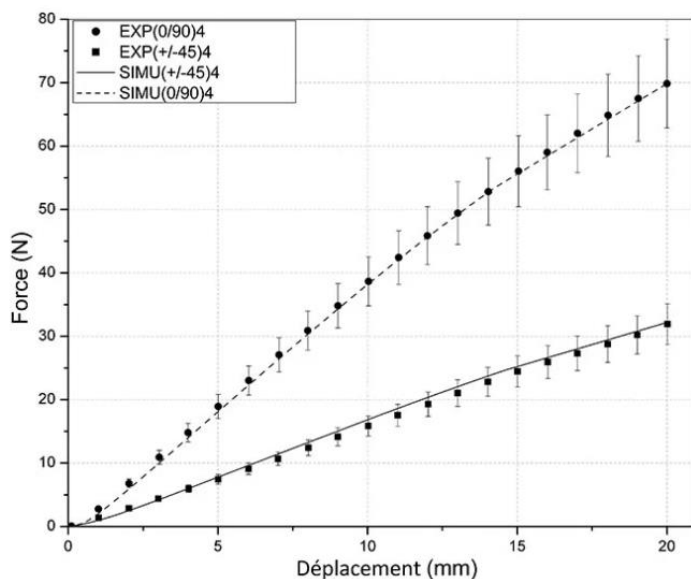


Figure 4. Comparaison entre les résultats numériques et les données expérimentales

Les résultats ont démontré que les erreurs relatives entre les résultats numériques et les données expérimentales étaient assez faibles, l'erreur relative moyenne étant de 0,0160. Il s'avère que la réponse mécanique du modèle de matériaux proposé était bien adaptée au comportement mécanique du CF/PPS multicouches lors de l'essai de flexion à trois points.

Conclusion

Cet article présente un modèle de matériaux hyperélastique pour évaluer le comportement mécanique de feuilles composites renforcées de fibres multicouches. Les paramètres du matériau ont été déterminés par des travaux expérimentaux de caractérisation. Les résultats ont démontré que :

- Les modèles proposés conviennent au matériau composite multicouche CF/PPS.
- Les paramètres de matériaux des modèles proposés peuvent être déterminés lors d'essais de flexion en trois points menés sur des spécimens comportant deux différentes configurations d'orientation des fibres.

Information supplémentaire

Pour plus d'information sur cette recherche, consulter l'article de suivant :

Vu N-H, Pham X-T, François V, et al. Characterization of multilayered carbon-fiber-reinforced thermoplastic composites for assembly process. *Journal of Thermoplastic Composite Materials* 2018; 0892705718772878. DOI: 10.1177/0892705718772878.

Références

1. Abenhaim GN, Tahan AS, Desrochers A, et al. A Novel Approach for the Inspection of Flexible Parts Without the Use of Special Fixtures. *J Manuf Sci Eng* 2011; 133: 011009-011009-011011.
2. Sattarpanah Karganroudi S, Cuillière J-C, Francois V, et al. Automatic fixtureless inspection of non-rigid parts based on filtering registration points. *Int J Adv Manuf Technol* 2016; 87: 687-712.
3. Rivlin RS. Large Elastic Deformations of Isotropic Materials. In: Barenblatt GI and Joseph DD (eds) *Collected Papers of RS Rivlin: Volume I and II*. New York, NY: Springer New York, 1997, pp.90-108.
4. Ogden RW. *Non-linear elastic deformations*. Paris: John Wiley, 1984.

5. Spencer AJM. Theory of fabric-reinforced viscous fluids. *Composites Part A* 2000; 31: 1311-1321.
6. Holzapfel GA. *Nonlinear solid mechanics: A continuum approach for engineering*. Chichester: Wiley, 2000.
7. Vu N-H, Pham X-T, François V, et al. Characterization of multilayered carbon-fiber-reinforced thermoplastic composites for assembly process. *Journal of Thermoplastic Composite Materials* 2018: 0892705718772878. DOI: 10.1177/0892705718772878.