

Design de voilures architecturées fabriquées par impression 3D composite à fibres continues – Application au cas des ailes de drones

Design of architectural airfoils made by continuous fiber composite 3D printing - Application to UaV wings

M.Chimienti¹, O.Montagnier², G.Machado¹ et C.Hochard¹

1 : Laboratoire de Mécanique et d'Acoustique
LMA - UMR 7031 AMU - CNRS , Centrale Marseille
4 impasse Nikola Tesla, CS 4000613453 Marseille Cedex 13
e-mail : chimienti@lma.cnrs-mrs.fr

2 :Centre de Recherche de l'Ecole de l'Air, CReA,
B.A. 701, 13661 Salon-Air, France

Abstract

Cette étude présente un nouveau type de voilures architecturées fabriquées par impression 3D composite à fibres continues. La méthodologie utilisée implique l'impression d'un matériau thermoplastique (Smooth-PA), renforcé par des fibres de carbone continues (CFTSTP). L'étude vise à fournir des règles de design pour l'application de ces nouveaux matériaux dans le cas des ailes de drones. Pour atteindre cet objectif, les propriétés mécaniques de ces matériaux ont été analysées. Dans un premier temps, le comportement en traction a été étudié à l'aide d'essais de traction dans le sens des fibres. Par la suite, le comportement en compression a été étudié à l'aide d'essais de flexion quatre points sur des structures sandwich caractérisées par une âme en plastique (Smooth-PA) et des peaux renforcées par des fibres de carbone continues (CFTSTP). L'influence de l'épaisseur du sandwich et des peaux sur le comportement en compression a été analysée. Un premier élément représentatif optimisé de l'aile du drone a été fabriqué selon les règles définies.

Mots Clés : Impression 3D ; propriétés mécaniques ; fibres continues

1. Introduction

L'impression 3D représente encore à ce jour une extraordinaire opportunité de repenser toutes les structures qui nous entourent comme, par exemple, les voilures d'aéronefs. Les innovations sont variées comme l'utilisation directe de l'optimisation topologique [1], la simplification de la phase de production avec une fabrication directe de la pièce sans moule et sans consolidation. Si l'impression 3D plastique souffre de performances mécaniques réduites limitant son utilisation à des structures peu sollicitées, l'arrivée de nouvelles imprimantes dites composites pouvant imprimer des fibres de carbone continues (par exemple Anisoprint et Markforged) permet d'obtenir des meilleures performances mécaniques [2]. L'absence de moules et de consolidation permet d'obtenir des structures fonctionnelles, en réduisant les coûts de production et en ayant l'avantage de pouvoir contrôler le processus d'impression, le rendant ainsi polyvalent en fonction des exigences opérationnelles, tout en maintenant de bonnes propriétés mécaniques globales. L'objet de cette étude est de développer un nouveau concept de voilure architecturée basé sur de l'impression 3D composite à fibres continues et adapté au design de drones à voilure fixe de moyenne dimension. L'approche classique de conception de structures par des matériaux composites stratifiés n'est plus valable dans le cadre de l'impression 3D de fibres continues sans consolidation car la tenue hors plan est très faible (risque de délaminage important). Le design de la structure doit donc être pensé différemment. Le concept innovant de voilure proposé ici est schématisé sur la Fig. 1. L'idée est de remplacer le caisson de voilure classique par une structure multi-échelle. Les fibres de carbone de l'extrados et de l'intrados sont déposées sur

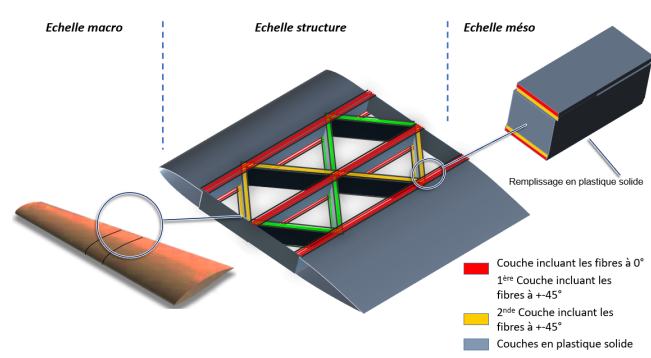


FIG. 1. – Concept de voilure composite imprimée en 3D.

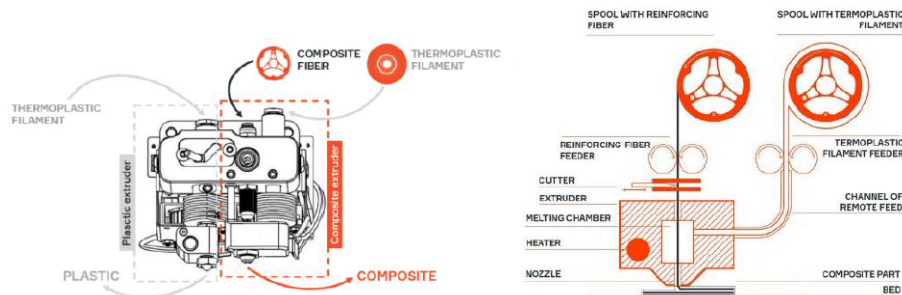


FIG. 2. – Methodologie d'Impression 3D Anisoprint

une structure constituée uniquement de plastique selon des directions optimales. Le concept devra tenir compte des problèmes différents rencontrés pendant la caractérisation des matériaux en traction (rupture) et en compression (flambement). Le travail présenté ici se concentre sur une brève description de la méthodologie du processus d'impression 3D utilisé et sur la conception d'un élément représentatif d'une aile de drone sur la base des résultats obtenus lors de la caractérisation en traction et en compression du matériau.

2. Matériaux et méthodologies

Tous les échantillons ont été imprimés à l'aide d'une imprimante composite à fibres continues Anisoprint Composer-A3. Elle offre un concept bi-matriciel, basé sur l'imprégnation préliminaire de la fibre de carbone (CF) sous forme de câble dans un liant thermodurcissable à base d'époxy (TS) [3]. Dans ce qui suit, ce filament d'entrée est appelé CFTS. La tête de l'imprimante est équipée de deux buses. Il y a une buse standard, appelée *extrudeur plastique*, pour les filaments thermoplastiques conventionnels et une buse de co-extrusion appelée *extrudeur composite*. Cette dernière possède deux entrées : l'une pour la fibre de renforcement (CFTS) et l'autre pour le filament thermoplastique (CFC-PA de Polymaker, Chine). La fibre de renforcement et le plastique sont alimentés séparément. En raison du processus de co-extrusion, le fonctionnement de la machine nécessite trois filaments : deux plastiques et une fibre continue. Les échantillons sont renforcés par des fibres de carbone. Chaque fibre de carbone (CFTS) a une densité linéaire de 145tex et la fraction volumique finale de la fibre (V_f) est annoncée par le fabricant comme étant de 60%. Il est à noter que le processus de co-extrusion intégré réduira considérablement cette fraction. Pendant l'impression, la fibre de carbone composite a été intégrée dans le thermoplastique PA12 appelé CFC-PA. Ce filament PA12 a un diamètre effectif de 1.75mm, avec un module d'élasticité et une densité de $E = 1.58\text{GPa}$ et $\rho = 1.17\text{g/cm}^3$, respectivement. Le résultat du processus de co-extrusion, le composite CFTSTP, aura un diamètre nominal de 0,40mm. D'autre part, l'extrudeuse plastique est alimentée en PA12+10% de fibres de carbone courtes en polyamide (nommé Smooth-PA par Polymaker, Chine) avec une densité de $\rho = 1.06\text{g/cm}^3$. La méthodologie est illustrée dans la Fig. 2.

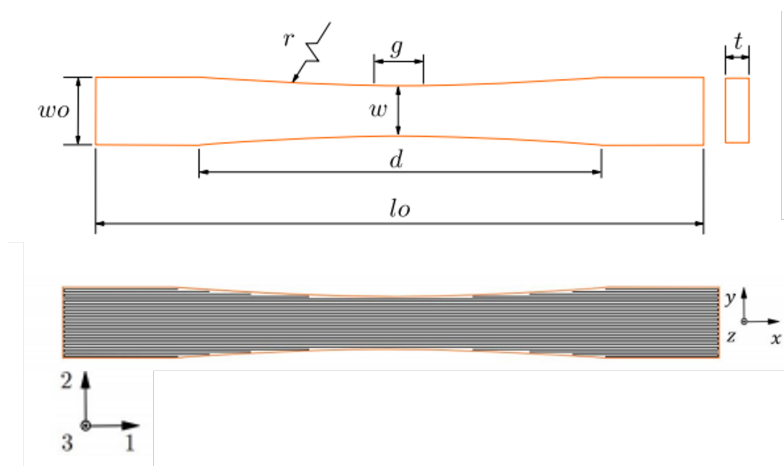


FIG. 3. – Essai de traction uniaxiale, où : Largeur totale $w_0 = 20\text{mm}$, Largeur de la section étroite $w = 15\text{mm}$, Longueur totale $l_0 = 200\text{mm}$, Distance entre les poignées $d = 120\text{mm}$, Rayon $r = 721.25\text{mm}$, $t = 3.8\text{mm}$. Direction 1 correspondant à la direction d'application du chargement

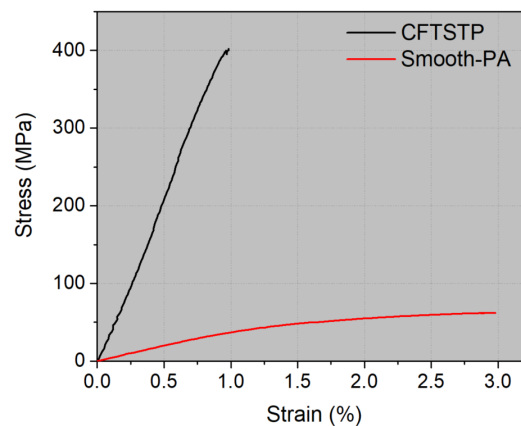


FIG. 4. – Résultats des essais de traction

3. Caractérisation des propriétés mécaniques du matériau

Cette section présente les résultats de la caractérisation des matériaux en traction et en compression. En raison des difficultés classiques liées à la réalisation d'essais de compression pure et afin de se rapprocher des conditions de charge réelles des ailes de drone, la caractérisation en compression a été réalisée au moyen d'essais de flexion quatre points.

Essais de traction

Les essais de traction ont été réalisés sur une machine de traction hydraulique au LMA. La géométrie des échantillons est inspirée de travaux précédents [4, 5, 6]. Leur forme en sablier est optimisée pour favoriser la rupture au centre de l'échantillon. Les spécimens testés présentent une épaisseur $t = 3.8\text{mm}$ et sont renforcées par huit couches de fibres de carbone continues orientées à $[0^\circ]$. Chaque couche de carbone a une épaisseur $t_c = 0.4\text{mm}$. Des échantillons de Smooth-PA non renforcé ont également été testés. La taille et l'orientation des fibres sont indiquées dans la Fig. 3. Les résultats des essais de traction sont présentés dans la Fig. 4. L'ajout de fibres de carbone continues augmente considérablement la rigidité des spécimens par rapport aux échantillons non renforcés. Le comportement est quasi-linéaire jusqu'à la rupture, atteinte à une déformation $\varepsilon = 1.0\%$

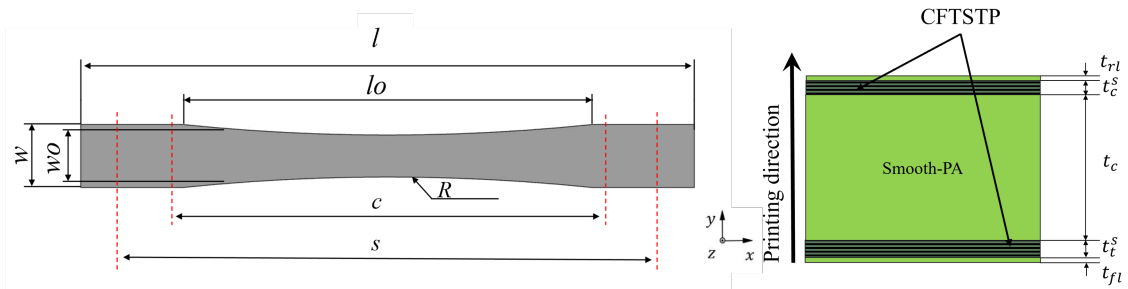


FIG. 5. – $w = 50\text{mm}$, $w_0 = 30\text{mm}$, $l = 410\text{mm}$, $l_0 = 280\text{mm}$, $R = 1503\text{mm}$, $c = 200\text{mm}$, $s = 400\text{mm}$ pour $t = 18\text{mm}$. (b) Coupe transversale des échantillons avec $t_{rl} = 0.36\text{mm}$, $t_{fl} = 0.36\text{mm}$, $t_c^s = t_t^s = 0.8\text{mm}$, puis $t_c^s = t_t^s = 1.6\text{mm}$ et enfin $t_c^s = 1.2\text{mm}$ $t_t^s = 0.4\text{mm}$ et $t_c^s = 2.4\text{mm}$ $t_t^s = 0.8\text{mm}$.

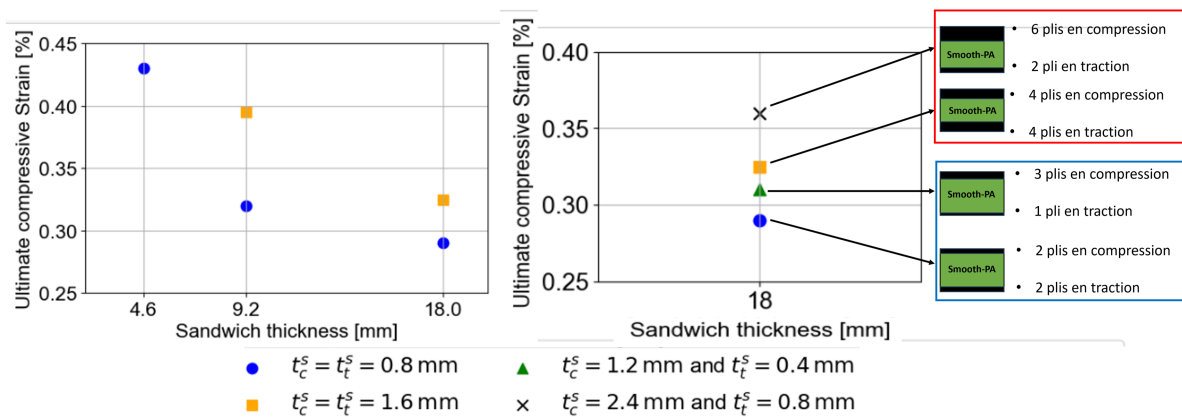


FIG. 6. – Résultats essais de flexion quatre points.

Essais de flexion quatre points

Tous les échantillons testés étaient constitués d'une structure sandwich caractérisée par une âme en plastique (Smooth-PA) renforcée par des peaux continues en fibres de carbone (CFTSTP). Différentes épaisseurs de sandwich ($t = 4.6\text{mm}$, $t = 9.2\text{mm}$ et $t = 18\text{mm}$) et de peau ont été testées afin de comprendre leur influence sur le comportement en compression. Un exemple de géométrie et de taille d'échantillon est donné pour l'épaisseur de sandwich $t = 18\text{mm}$ et présenté dans la Fig. 5. Les résultats pour toutes les épaisseurs de sandwich testées sont présentée dans la Fig. 6. Il est possible de constater une mauvaise tenue en compression par rapport à la traction. En outre, la résistance à la compression diminue quand l'épaisseur du sandwich augmente et la résistance à la compression tend à augmenter quand l'épaisseur des peaux de renfort augmente. Ce qui a été observé ci-dessus, suggère la présence d'un flambement de coques sur support élastique. Le long de la structure soumise à flexion, il est possible d'utiliser une peau plus épaisse du côté en compression, ce qui améliore la résistance à la compression et permet de définir un critère de rupture linéaire en déformation maximale en fonction de l'épaisseur, comme montré dans la Fig. 6.

Règles de design et Optimisation

Les résultats obtenus lors de la caractérisation des matériaux nous ont permis d'identifier plusieurs règles de design pour notre application à l'aile d'un drone. En particulier, l'approche classique de conception de structures par des matériaux composites stratifiés n'est plus valable car la tenue hors plan de ces matériaux est très faible [2] (article soumis). Comme montré dans la Fig. 7, l'ajout de peaux plus épaisses du côté en compression a permis d'augmenter la résistance mécanique de la structure, tout en conservant le même nombre global de plis de fibres de renforcement et donc en maintenant les

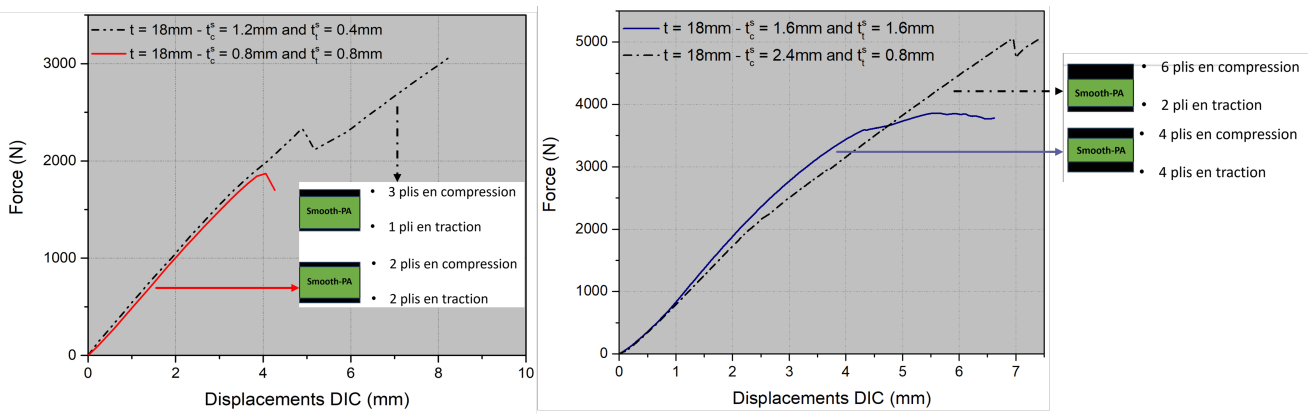


FIG. 7. – Comparaison des résultats d’essais de flexion quatre points.

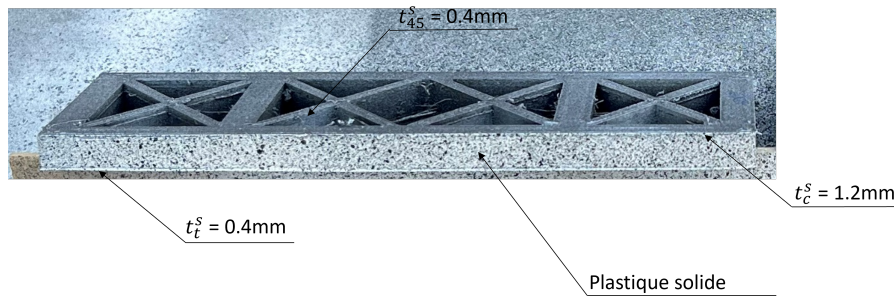


FIG. 8. – Première conception de l’aile du drone.

coûts inchangés (Il est important d’optimiser la quantité de fibres utilisées car le coût de la fibre est de 3300 \$/kg et le coût du plastique est de 160 \$/kg).

4. Design et essai de flexion quatre points d’un premier élément représentatif optimisé

Sur la base des règles de conception expliquées ci-dessus, il a été possible de réaliser une première conception d’un élément représentatif optimisé de l’aile du drone, comme illustré dans la Fig. 8. La conception suivie a été illustrée précédemment dans la Fig. 1 et pour l’exemple présenté, une distribution non symétrique des peaux de renfort a été utilisée ($t_c^s = 1.2\text{mm}$, $t_t^s = 0.4\text{mm}$). Des essais de flexion quatre points ont été effectués sur l’élément représentatif fabriqué et les résultats sont présentés dans la Fig. 9. En analysant la déformation, on peut voir que jusqu’à une valeur $\varepsilon = 0.31\%$, la structure est dans un régime linéaire-élastique. Par la suite, la déformation en compression a tendance à augmenter rapidement par rapport à la déformation en traction, suite aux phénomènes de flambement de coques sur support élastique, confirmant les résultats précédemment obtenus sur la déformation et montrés dans la Fig. 6 pour le même nombre de plis. Le déclenchement de ces phénomènes correspond également à une perte de linéarité sur la courbe force-déplacement, pour une force $F = 413\text{N}$, représentée dans la Fig. 9.

5. Conclusions et perspectives

Un nouveau type de voilures architecturées fabriquées par impression 3D composite à fibres continues a été proposé. Le comportement en traction du matériau composite imprimé a d’abord été analysé, montrant une augmentation significative de la rigidité par rapport aux spécimens en plastique. Dans un deuxième temps, le comportement en compression du matériau imprimé sur des échantillons sandwich a été analysé au moyen d’essais de flexion quatre points. L’influence de différents paramètres tels que l’épaisseur du sandwich et des peaux sur le comportement en compression a été analysée, montrant une mauvaise tenue en compression par rapport à la traction. Sur la base de ces résultats, il a été

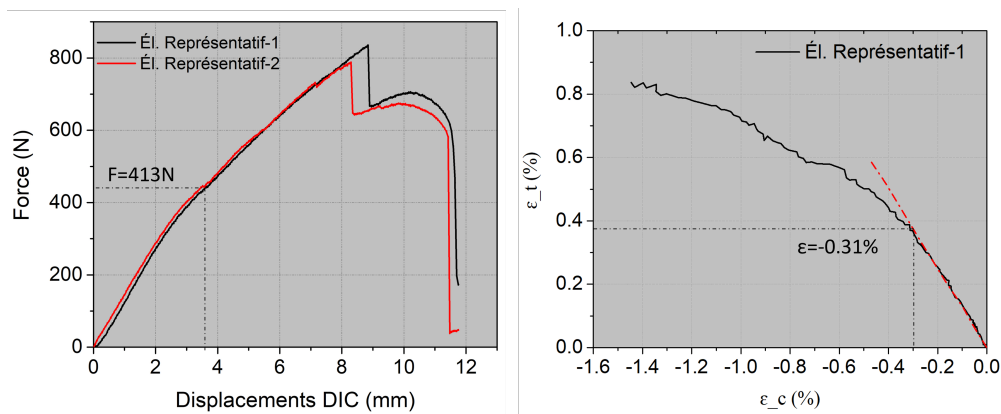


FIG. 9. – Résultats des essais de flexion quatre points sur un élément représentatif.

possible de définir un critère de rupture linéaire en déformation maximale en fonction l'épaisseur des plis utilisé et des règles de design pour la fabrication de la structure. En outre, un premier élément représentatif optimisé de l'aile du drone a été fabriqué selon les règles définies et testé en flexion quatre points, confirmant les résultats obtenus précédemment. La conception future vise à optimiser davantage la structure en définissant la quantité optimale des couches de renforcement à utiliser, ainsi que leur distribution variable le long de l'aile, en réduisant les coûts et en maintenant une résistance mécanique élevée.

Remerciements

Recherche soutenue financièrement par le Ministère des Armées – Agence de l'innovation de défense.

Références

- [1] A. V. Azarov, M. V. Golubev, F. K. Antonov, A. R. Khaziev « Print head for additive manufacturing of articles. », 2020.
- [2] G. Machado, M. Chimienti, C. Hochard, A. Maurel-Pantel « Analysis of the in-tension mechanical behavior of 3D-Printed continuous fiber-reinforced thermoplastic composite laminates », .
- [3] A. Adumitroaie, F. Antonov, A. Khaziev, A. Azarov, M. Golubev, V. V. Vasiliev « Novel Continuous Fiber Bi-Matrix Composite 3-D Printing Technology », *Materials* Vol. 12 n° 18, pp. 3011, 2019, ISSN 1996-1944.
- [4] A. Cocchi, O. Montagnier, C. Hochard « Study of hourglass-shaped specimens for the analysis of compression behaviour in fibre direction of FRP composites using compression and four-point bending tests », *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing* Vol. 144, pp. 106332, 2021, ISSN 1359-835X.
- [5] J. Payan, C. Hochard « Damage modelling of laminated carbon/epoxy composites under static and fatigue loadings », *International Journal of Fatigue* Vol. 24 n° 2, pp. 299–306, 2002, ISSN 0142-1123.
- [6] G. Eyer, O. Montagnier, J.-P. Charles, C. Hochard « Design of a composite tube to analyze the compressive behavior of CFRP », *Composites Part A : Applied Science and Manufacturing* Vol. 87, pp. 115–122, 2016, ISSN 1359-835X.