

Analyse par dialogue essai calcul d'un essai de flexion 4 points sur éprouvette sandwich pour la caractérisation en compression de composites à fibres longues

Investigation of a 4-point bending test on a sandwich beam to characterize compressive behavior of long fiber composites: modelling and testing

Abir Mejdoub¹, Christophe Bois¹, Jalal El Yagoubi¹, Thierry Lorriot¹, Hervé Wargnier¹

¹ : Université de Bordeaux, UMR 5295, Institut de Mécanique et d'Ingénierie (I2M) CNRS, ENSAM Paris Tech, Bordeaux, F-33000, France
e-mail : abir.mejdoub@u-bordeaux.fr

Résumé

Cet article présente un essai de flexion 4 points sur un sandwich dissymétrique pour caractériser le comportement en compression des matériaux composites. L'essai de flexion 4 point normalisé (ASTM D3410) introduit une rupture au niveau des appuis et une décohésion entre le nid d'abeilles et le stratifié. L'objectif de ce travail est d'analyser les modes de ruines parasites susceptibles d'apparaître et de mettre en évidence les paramètres les plus influents dans la conception d'un dispositif expérimental (montage, éprouvette). Les essais sont suivis par corrélation d'images afin d'identifier les phénomènes locaux perturbant la ruine en compression. L'éprouvette est équipée de 3 jauges de déformation longitudinales sur la face en compression et une 4^{ème} sur la face en traction. Une confrontation entre la partie expérimentale et la partie numérique est présentée avec une étude de l'influence des propriétés mécaniques de l'adhésif et de la mousse.

Abstract

This paper presents a 4-point bending test on an asymmetrical sandwich to characterize the compression behaviour of composite materials. The standardized 4-point bending test (ASTM D3410) leads to a failure close to the loading points as well as debonding between the core material and the laminated skin. The objective of this work is to analyse the possible failure modes and to highlight the most influential parameters in the design of the specimen. The tests are monitored using image correlation in order to identify local phenomena leading to premature failures. The specimen is equipped with 3 longitudinal strain gauges on the face under compression and a 4th one on the face under tension. A comparison between the experimental results and the numerical simulations will be presented with a focus on the influence of the mechanical properties on the adhesive and the foam.

Mots Clés : compression, endommagement, flambement, composite

Keywords: compression, damage, buckling, composite

1. Introduction

La conception d'une structure composite performante exige la connaissance fine des mécanismes de dégradation et une caractérisation robuste des caractéristiques mécaniques associées. En particulier, la tenue en compression demeure une problématique essentielle pour le dimensionnement de certaines structures.

Le dimensionnement des structures composites nécessite des modèles numériques qui doivent être capable de reproduire le comportement du matériau. Pour les composites stratifiés, l'étude du comportement en compression dans la direction des fibres nécessite une attention particulière. Parmi les principales difficultés pour ce type de sollicitation, on retrouve la corrélation entre la mise en œuvre de la partie expérimentale, l'implémentation des modèles et leur validation. Les essais de compression réalisés avec les différents dispositifs expérimentaux existants, démontrent une dispersion importante des valeurs de résistance à la rupture et des modes de rupture.

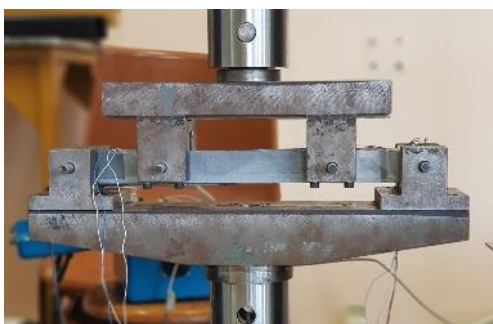
Plusieurs dispositifs expérimentaux proposent d'étudier le comportement en compression des composites stratifiés. Ces essais sont référencés dans les normes (ASTM D3410 [1] , ASTM D695[2], ASTM D6641[3] et ASTM D5467[4]) qui peuvent être classés selon leurs modes de chargement : chargement axial en bout d'éprouvette, par cisaillement à travers les talons, par la combinaison du chargement axial et du cisaillement ou par flexion 4 points. La littérature montre que ces essais conduisent à des résultats très dispersés et sous-estiment la résistance du matériau[5]. Les longueurs utiles des éprouvettes sont souvent courtes, les dispositifs anti-flambage sont quasiment systématiquement introduits. Ainsi, plusieurs auteurs ont proposé des alternatives notamment à travers des essais de flexion quatre points sur des éprouvettes monolithiques ou sandwich [6-7-8] qui consistent à étudier la face comprimée.

Lagunegrand et al. [9] ont développé un montage de flexion quatre points pour étudier l'initiation du délaminage en présence de contraintes hors plan. Cet essai fait intervenir une éprouvette sandwich permettant d'obtenir une sollicitation uniforme de compression dans une zone étendue de la peau composite. Dans cet article, nous présentons la mise en œuvre expérimentale de cet essai de flexion pour caractériser le comportement en compression pure d'un composite unidirectionnel carbone/époxy. Cette étude s'appuie aussi sur le développement d'un modèle numérique qui prend notamment en compte les non-linéarités géométriques ainsi que l'endommagement des surfaces collées. La confrontation des résultats numériques et des mesures expérimentales est exposée. Le modèle permet notamment d'analyser l'influence de la rigidité de la mousse et des paramètres de l'adhésif sur le mode de rupture induit.

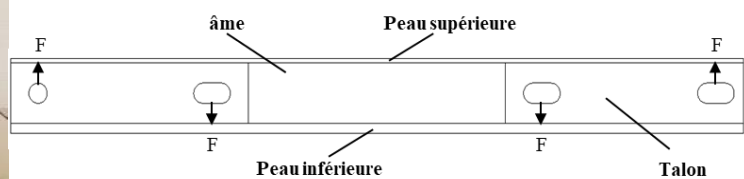
2. Protocole expérimental

L'éprouvette conçue (figure 1.b) est une structure sandwich dissymétrique, composée de 5 éléments : une peau supérieure en composite sollicitée en compression, une âme en mousse dont le rôle consiste à s'opposer au flambement de la peau en compression, deux talons en acier assurant le chargement de l'éprouvette et une peau inférieure en acier. Tous ces éléments sont assemblés à l'aide d'un adhésif époxy. L'assemblage de la structure est assuré par un montage conçu spécialement pour cette éprouvette sandwich. La colle utilisée est un adhésif époxy bi-composants (3M DP460) dont la durée de polymérisation est de 24h. La figure 1.a illustre le montage de l'essai mis en œuvre.

Contrairement à des essais de flexion pure sur un composite monolithique [10], les essais de flexion 4 points du sandwich permettent de tester des peaux composites minces. Ici, le composite testé est un empilement de 4 plis de fibres de carbone IMA unidirectionnel et de résine M21 d'épaisseur égale à 0,76mm. L'épaisseur de la peau inférieure en acier est de 5mm. La dissymétrie du sandwich permet d'abaisser la position de la fibre neutre de la poutre pour gérer l'intensité du champ de déformation dans la peau composite.



(a)



(b)

Fig. 1. (a) le montage de l'essai flexion 4 points (b) Géométrie de l'éprouvette.

Cette structure doit être dimensionnée vis-à-vis des points suivants :

- Obtenir un champ de déformation homogène sur une zone étendue.
- Mener à une rupture en compression de la peau composite. Il faut pour cela éviter les autres modes de rupture : par cisaillement de la mousse, rupture des joints de colle, flambage local ou global de la peau composite.

Par ailleurs, le gradient de déformation dans l'épaisseur de la peau stratifié est un aspect très important à prendre en compte dans le phénomène de rupture en compression. Celui-ci peut être contrôlé par le biais de l'épaisseur de la semelle inférieure [11-12].

La figure 2 décrit la position des 3 jauges de déformation longitudinale collées à la surface du composite. Les jauges 1 et 3 sont positionnées à proximité des talons afin de détecter une éventuelle initiation de l'instabilité locale. Une quatrième jauge est collée sur la peau métallique à la verticale de la jauge 2. Le suivi a aussi été effectué par corrélation d'images. Les mesures de champs de déplacement permettent entre autres d'analyser la cinématique globale de l'essai et les phénomènes locaux.

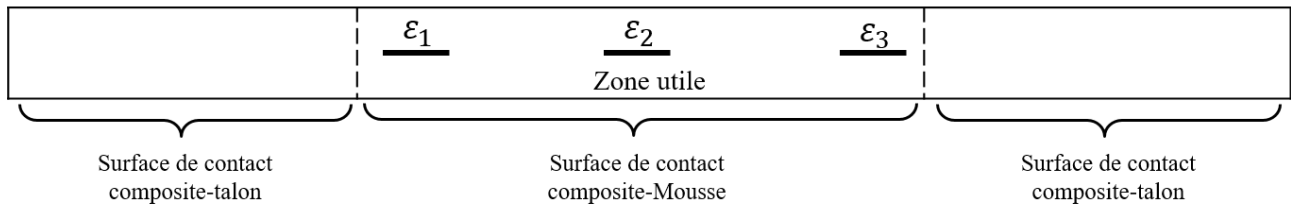


Fig. 2. Position des jauges de déformation

3. Modèle d'éléments finis

Le modèle numérique consiste à analyser le comportement en compression d'un composite $[0]_4$ sollicité en flexion 4 points. L'éprouvette maillée est présentée dans la figure 3. Les propriétés des matériaux utilisées dans ce modèle sont détaillées dans le tableau 1. Cette simulation numérique tridimensionnelle est réalisée en prenant en compte :

- La non-linéarité géométrique ;
- Le comportement élastique non-linéaire du composite dans la direction des fibres ;
- Les frottements au niveau des appuis ;
- La dégradation des interfaces collées à l'aide de zones cohésives.

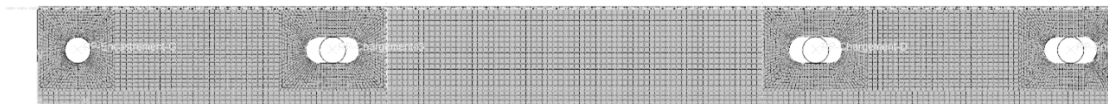


Fig. 3. Maillage

Le comportement du composite est décrit par un modèle élastique non-linéaire (Vittecoq, 91) où la dégradation du module de compression est supposée proportionnelle à la déformation [10] :

$$E_1 = E_1^0 \cdot (1 + \alpha \cdot \varepsilon) \text{ avec } \varepsilon < 0 \quad (\text{Eq. 1})$$

Avec E_1^0 le module de rigidité initial et α le coefficient de proportionnalité entre le module et la déformation.

Les différentes interfaces collées sont modélisées par des interactions cohésives dans lesquelles une loi d'endommagement progressif est introduite. Le critère d'initiation de l'endommagement est quadratique et l'endommagement des interfaces cohésives est décrit par une loi adoucissante linéaire associée au critère en mode mixte de Benzeggagh-Kenane (Eq. 2) :

$$G_T^c = G_I^c + (G_{II}^c - G_I^c) \left[\frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} \right]^\eta \quad (\text{Eq. 2})$$

Avec G_I (respectivement G_{II}) le taux de restitution d'énergie du mode I (respectivement du mode II), G_I^c (respectivement G_{II}^c) le taux de restitution d'énergie critique du mode I (respectivement du mode II) et η exposant de la loi de Benzeggagh-Kenane.

Un coefficient de viscosité est aussi défini pour traiter les instabilités engendrées par le processus d'endommagement cohésif. Les paramètres du modèle cohésif sont présentés dans le tableau 2.

Élément	Désignation	Propriétés mécanique
Peau supérieure	Composite UD IMA/M21	$E_1=142$ GPa, $E_2=E_3=8,6$ GPa, $\nu_{12}=\nu_{23}=\nu_{13}=0,3$, $G_{12}=G_{13}=6$ GPa, $G_{23}=3$ GPa, $\alpha=5$
Âme	Mousse Airex C70.200	$E_1=E_2=165$ MPa, $E_3=240$ MPa, $\nu_{12}=\nu_{23}=\nu_{13}=0,36$, $G=60,7$ GPa
	Mousse M320	$E_1=E_3=357$ MPa, $E_2=460$ MPa, $\nu_{12}=\nu_{23}=\nu_{13}=0,36$, $G=60,7$ GPa
Talons	Acier C45	$E=200$ GPa $\nu=0,30$
Peau inférieure	Acier 90 Mn V 08	$E=208$ GPa $\nu=0,30$ $Re=550$ MPa

Tab. 1. Propriétés des matériaux du sandwich

Paramètres	Propriétés des interfaces cohésives
Raideurs	$K_{nn}=34000$ MPa/mm, $K_{ss}=K_{tt}=1000$ MPa/mm
Contrainte interfaciale maximale	$S_{nn}=34$ MPa $S_{ss}=S_{tt}=32$ MPa
Taux de restitution d'énergie critique	$G_I^c=0,3$ kJ/mm ² $G_{II}^c=0,96$ kJ/mm ² $\eta=1,45$
Coefficient de viscosité	$\nu=0,1$ s ⁻¹

Tab. 2. Paramètres du modèle des interfaces cohésives

Les essais de flexion 4 points réalisés mettent en évidence un phénomène d'hystérésis lors de cycles de charge-décharge. Ainsi, le contact entre les piges de chargement et les trous oblongs est considéré avec frottement. Le coefficient retenu est égal à 0,05.

Enfin, nous avons effectué une étude de sensibilité au maillage afin de vérifier l'indépendance de la réponse mécanique de la structure, des phénomènes locaux ainsi que les zones cohésives au maillage. Le maillage est généré avec des éléments quadratiques de type C3D20.

4. Résultats

Un dialogue essai-calcul est présenté afin d'analyser l'essai de flexion quatre points en vue de la caractérisation en compression de composites. Ce travail permet d'identifier les phénomènes parasites qui peuvent apparaître au cours de cet essai tels que la rupture du joint de colle et le flambage local de la peau composite. L'objectif est de dimensionner l'éprouvette afin d'avoir une

rupture du composite en compression. Dans la suite, nous analysons l'effet des propriétés mécaniques de la mousse et de l'adhésif sur l'apparition des modes de rupture parasites.

4.1. Confrontation Essai-calcul

Les deux phénomènes étudiés dans cette partie sont le flambage de la peau composite et l'endommagement du joint de colle.

Les mesures des jauges longitudinales de déformation (figure 5.a et figure 7.a) et la corrélation d'images (figure 5.b) permettent de détecter la présence du flambement de la peau en composite. Ce phénomène parasite peut être aussi identifié à partir des valeurs locales de déformations et par l'écart de déformations entre le point A et le point B (figure 4) qui sont placés au milieu de la largeur de l'éprouvette. On en déduit que le composite subit un flambage local lorsque cet écart dépasse une valeur voisine de 0,01%.

Les simulations montrent que l'endommagement des zones cohésives se situe principalement à l'interface entre le composite et le talon métallique. Le suivi de l'évolution de l'endommagement du joint de colle est assuré par la variable d'endommagement au point B.

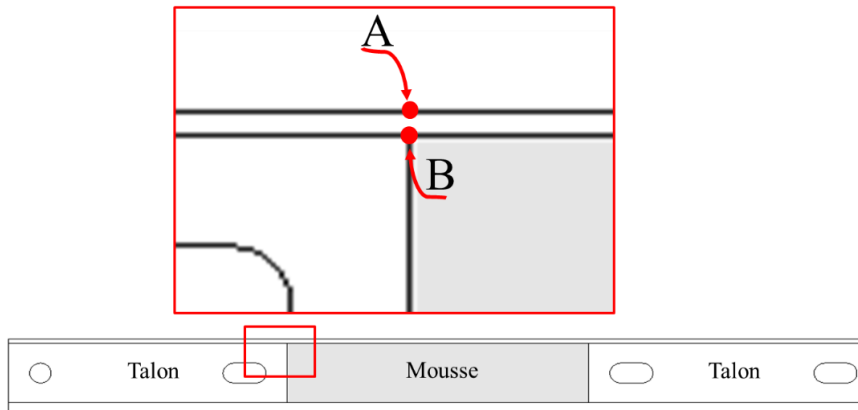


Fig. 4. Position des jauges de déformation numérique pour calculer l'écart de déformation

- **Essai avec une mousse de faible rigidité : Airex C70.200**

La figure 5 présente les résultats numériques et expérimentaux. Ils montrent que la rupture se produit à la suite d'une instabilité locale à un niveau de déformation dans la peau composite d'environ 0.62%. Les champs de déformation obtenus par corrélation d'images (figure 5.b) et par simulation (figure 5.c) mettent en évidence une ondulation de la peau du composite. Les résultats montrent une bonne corrélation entre le modèle numérique et les courbes expérimentales.

La simulation numérique indique la présence d'un endommagement du joint de colle uniquement à l'interface cohésive composite-talon sans que l'interface ne se fissure. Pour voir l'influence du joint de colle sur le comportement du composite, une simulation avec une augmentation de 50% du seuil de résistance de l'adhésif a été réalisée. La réponse mécanique du composite avec un adhésif plus résistant se confond avec celle du modèle de référence (figure 6.a). Ainsi, pour cette configuration, le mode de rupture est l'apparition du flambement local dans la peau du composite. La tenue des interfaces collées ne semble pas influencer la rupture.

Néanmoins, il est nécessaire de repousser l'apparition de cette instabilité. D. Gay [13] propose une expression analytique de la contrainte critique de flambement (Eq. 3) :

$$\sigma_{cr} = \frac{3 \times (E_p \times E_c^2)^{\frac{1}{3}}}{[12 \times (3 - \nu_c)^2 \times (1 + \nu_c)^2]^{\frac{1}{3}}} \quad (\text{Eq. 3})$$

Avec E_p et E_c respectivement le module d'élasticité longitudinale de la peau composite et le module d'Young du cœur du sandwich et ν_c le coefficient de Poisson de la mousse.

Les résultats des simulations présentées dans la figure 6.b montrent que l'utilisation d'une mousse plus rigide ($E= 460$ MPa au lieu de 165 MPa) permettrait de repousser l'apparition de l'instabilité locale de 0,6% jusqu'à 1%. Dans la suite, nous présentons donc un essai avec une mousse plus rigide.

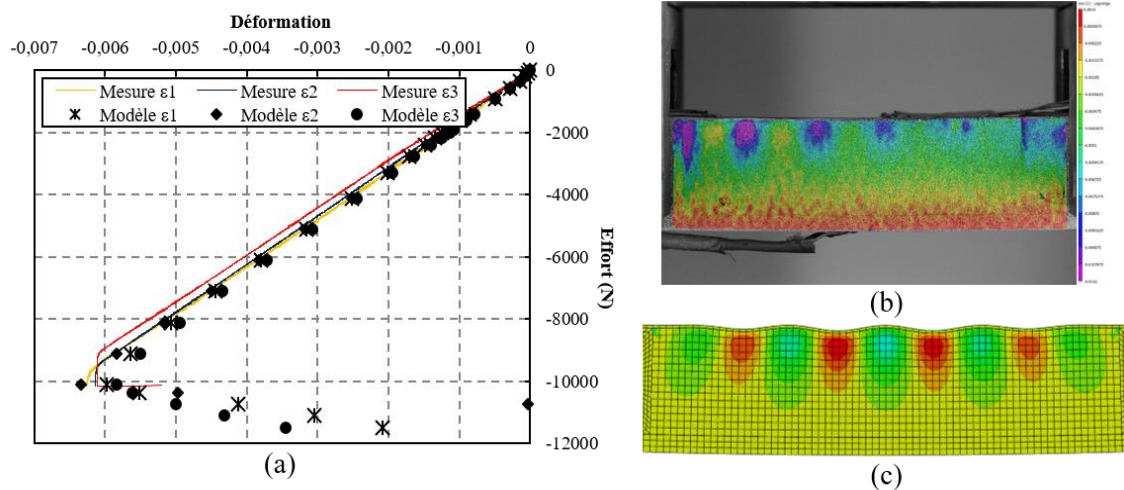


Fig. 5. Essai avec la mousse C70.200 : (a) mesures expérimentales et résultats numériques (b) champ de déformation avec corrélation d'image à un effort de 8700N (c) champ de déformation longitudinale ϵ_{11} avec simulation numérique à un effort de 11kN

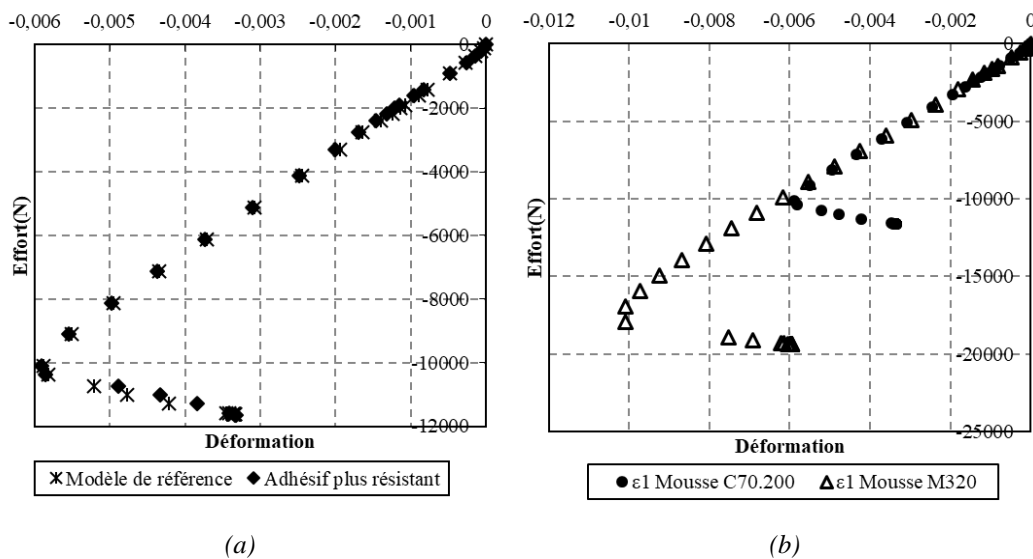


Fig. 6. Courbe Effort-Déformation du composite (a) Effet de la résistance de l'adhésif (b) Effet de la rigidité de la mousse

• **Essai avec une mousse plus rigide : M320**

La figure 7 présente les résultats numériques et expérimentaux obtenus avec une mousse M320 fournie par la société SICOMIN. L'essai a abouti à une rupture prématurée au niveau de la jonction

avec les talons (côté jauge n°1). La confrontation des résultats, présentée dans la figure 8.a, montre que la ruine a eu lieu plus tôt que ne le prévoyait la simulation numérique réalisée avec les paramètres des tableau 1 et tableau 2. Le champ de déformation obtenu par corrélation d'images (figure 8.b) ne met pas en évidence de phénomène de flambage local contrairement à l'essai précédent avec une mousse plus souple. Ceci rend bien compte du rôle de la rigidité de la mousse dans l'apparition du flambage local.

Or, l'essai semble indiquer que la rupture du joint de colle conduit ici à un mode de flambage différent de celui piloté par la mousse. Ainsi, nous avons réalisé des simulations en modifiant les paramètres de l'adhésif selon les valeurs données dans le tableau 3. La figure 8 présente des courbes Force-Déformation simulées avec les différents jeux de paramètres. Ces résultats montrent que la non-linéarité (associée à l'instabilité) apparaît à niveau de chargement plus faible si l'on réduit la tenue de l'adhésif. Ainsi, dans le cas d'une mousse plus rigide, la tenue de l'interface est le facteur limitant. De plus, la figure 9 montre que le mode de flambage diffère de celui observé précédemment. La rupture prématurée s'expliquerait ici par la formation d'une fissure à l'interface composite/talon qui conduirait à l'apparition d'un flambage de la peau composite au droit de la décohésion.

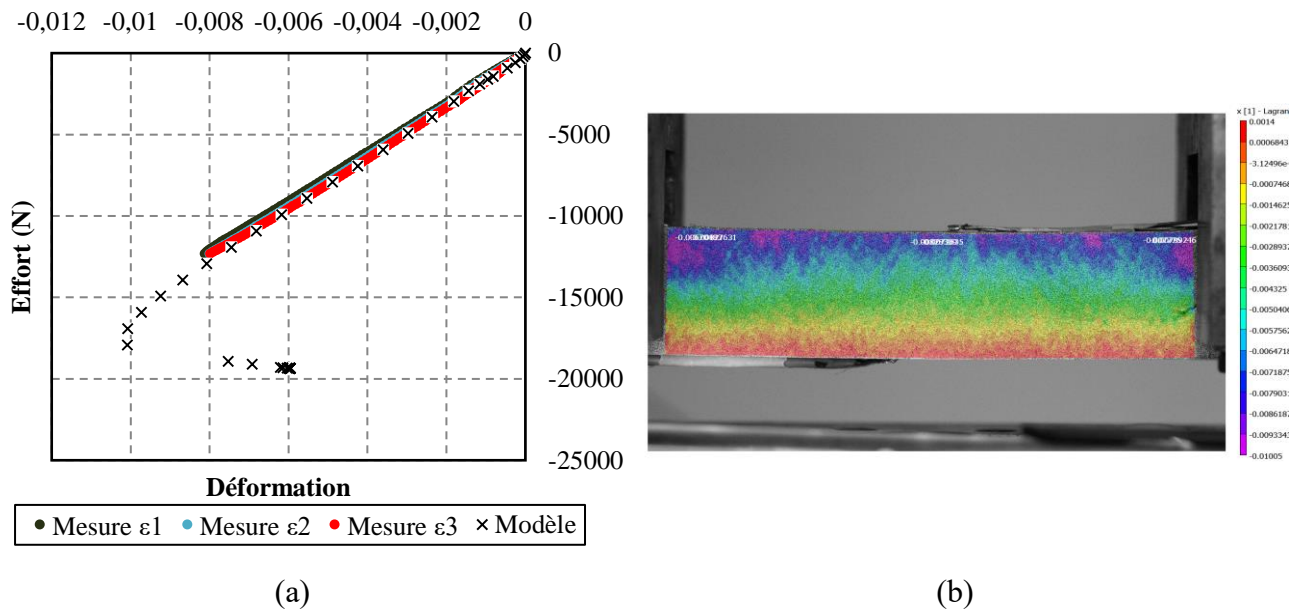


Fig. 7. Essai avec la mousse M320 : (a) mesures expérimentales et résultats numériques (au centre du composite) (b) champ de déformation avec Corrélation d'images à un effort de 11kN

Modèle numérique	t_n^0	$t_s^0 = t_t^0$	G_I^c	$G_{II}^c = G_{III}^c$	η	Stabilisation
Cas de référence	34 MPa	32 MPa	0,3kJ/mm ²	0,96kJ/mm ²	1,45	0,1s ⁻¹
Cas n°1 : résistance et énergie réduites	11,9 MPa	11,2 MPa	0,15kJ/mm ²	0,48kJ/mm ²	1,45	0,1s ⁻¹
Cas n°2 : résistance réduite	11,9 MPa	11,2 MPa	0,3kJ/mm ²	0,96kJ/mm ²	1,45	0,1s ⁻¹

Tab. 3. Propriétés de l'interface cohésive

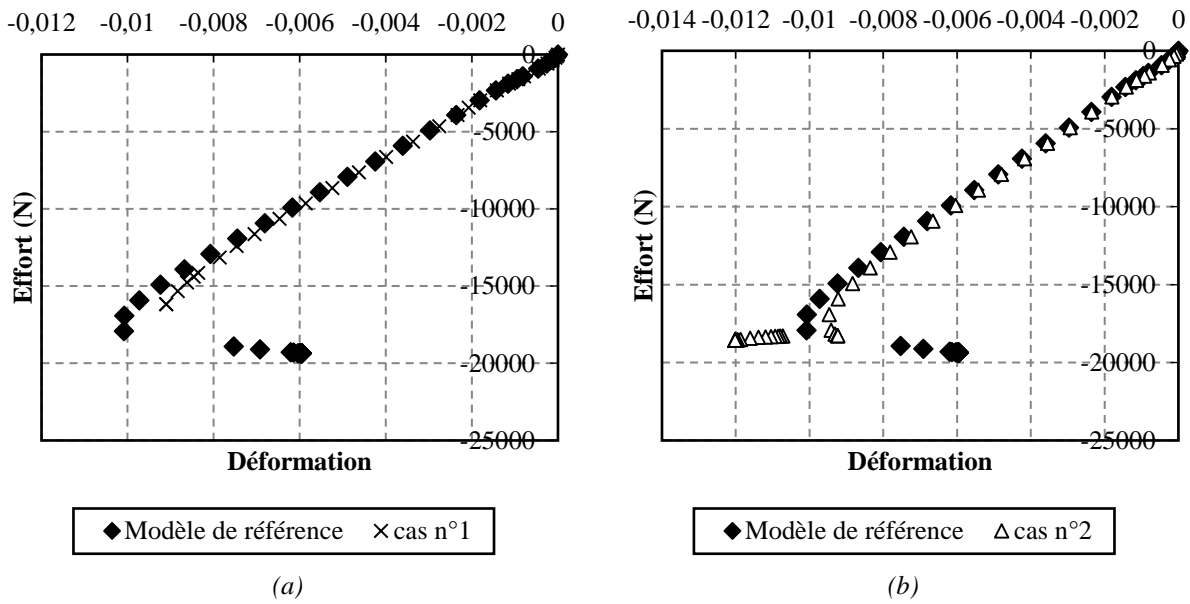


Fig. 8. Courbe Effort-Déformation dans le composite (a) Effet de la diminution des paramètres d'adhésif: Cas n°1 (b) Effet de la diminution des résistances : Cas n°2

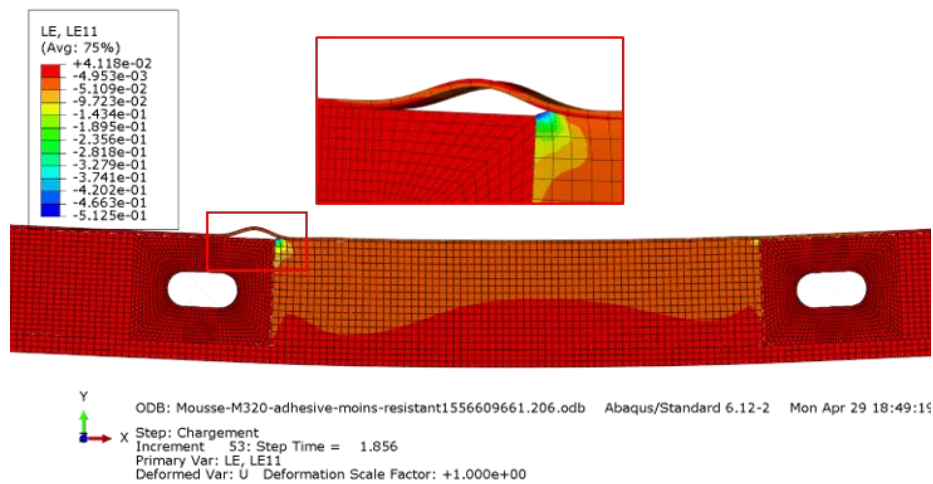


Fig. 9. Champ de déformation avec une chute de résistance de l'adhésif à un effort de 18kN

4.2. Analyse des solutions envisageables

Rappelons que l'objectif est de disposer d'un montage expérimental permettant de solliciter la peau composite jusqu'à sa déformation à la rupture en compression, à un niveau de déformation de 1.4% environ. Or, les essais et les simulations présentés ci-dessus ne satisfont pas l'objectif.

Nous envisageons tout d'abord d'utiliser des mousses de plus forte rigidité afin de retarder l'apparition du flambage local. Nous avons trouvé une mousse dont le module d'élasticité est plus important que celui de la mousse M320 (tableau 4). La comparaison entre les simulations numériques illustrée à la figure 10 montre que l'apparition du flambage local du composite est retardée au-delà de la déformation à la rupture du composite. Ces résultats sont néanmoins obtenus avec des propriétés élevées pour le joint de colle (cf. Tableau 2). Or, les essais ont montré que cette qualité d'adhésion n'était pas atteinte. On envisage donc d'améliorer la préparation de surface du talon. Une deuxième solution consiste à modifier la géométrie des talons et de la mousse en vue d'atténuer la concentration de contrainte au point de jonction Métal/Composite/Mousse (Point B de la figure 4).

Matériau	Propriétés mécanique
Mousse PVC	E=1100 MPa, $\nu=0.36$

Tab. 4. Propriétés des matériaux avec une mousse de faible souplesse

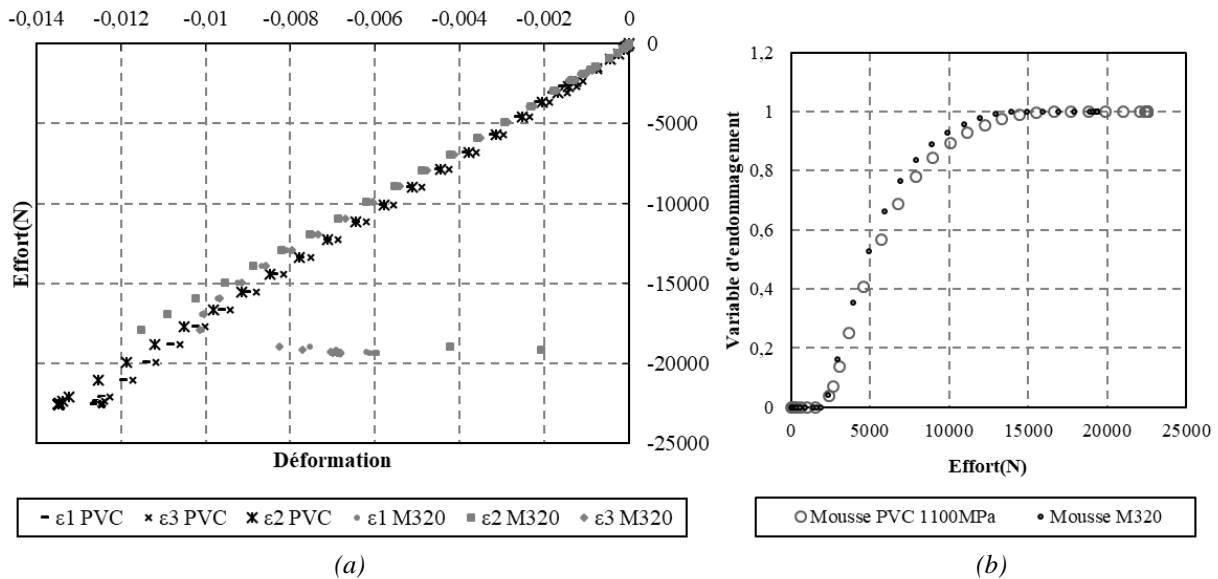


Fig. 10. Effet de la rigidité de la mousse sur (a) l'instabilité locale (b) l'endommagement de l'adhésif au point B

5. Conclusion

Cet article traite du développement d'un essai de flexion 4 points sur une éprouvette sandwich dissymétrique ayant pour but de solliciter en compression une peau mince en composite. Les difficultés ont été identifiées et analysées afin d'améliorer l'essai.

Dans un premier temps, la conception du sandwich et sa mise en œuvre pour deux configurations ont été détaillées : une première avec une mousse souple utilisée par Lagunegrand et al. [2], une deuxième avec une mousse 3 fois plus rigide afin d'empêcher l'apparition du flambage dans la peau supérieure. Pour les deux cas, la rupture du composite prématurée est induite par un mode de rupture parasite.

Dans un deuxième temps, nous avons présenté un modèle numérique afin d'analyser l'effet de la tenue du joint de colle ainsi que la rigidité de la mousse sur le comportement de l'éprouvette. Les résultats montrent une bonne corrélation entre les mesures expérimentales et les simulations numériques. Un changement au niveau de la géométrie des talons semble nécessaire afin d'atténuer la concentration des contraintes au niveau du joint de colle.

Références

- [1] ASTM D3410/D3410M-03, « Standard test method for compressive properties of polymer matrix composite materials with unsupported gage section by shear loading ».
- [2] ASTM D 695-02a, « Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics ».
- [3] ASTM D6641/ D6641M-09, « Test Method for Compressive Properties of Polymer Matrix Composite Materials Using a Combined Loading Compression (CLC) Test Fixture ».
- [4] ASTM D5467/D 5467M-97, « Test Method for Compressive Properties of Unidirectional Polymer Matrix Composite Materials Using a Sandwich Beam ».
- [5] J.-C. GRANDIDIER, « Compression et microflambage dans les matériaux composites à fibres longues », Université de Lorraine, 1991.
- [6] P. Casari, D. Choqueuse, P. Davies, et H. Devaux, « Applications marines des matériaux composites - Cas des voiliers de compétition », p. 21, 2008.

- [7] P. Mechin, V. Keryvin, D. Glehen, et A. Launay, « Caractérisation de la résistance en compression de structures composites Carbone-Epoxy haute performance dans le nautisme de compétition », p. 5, 2015.
- [8] J.-S. Charrier, N. Carrere, F. Laurin, E. Goncalves-Novo, et S. Mahdi, « Proposition d'une méthode d'analyse dédiée aux structures composites soumises à des sollicitations hors-plans », in *17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17)*, Poitiers-Futuroscope, France, 2011, p. 116.
- [9] L. Lagunegrand, Th. Lorriot, R. Harry, et H. Wargnier, « Design of an improved four point bending test on a sandwich beam for free edge delamination studies », *Composites Part B: Engineering*, vol. 37, n° 2-3, p. 127-136, avr. 2005.
- [10] C. Bois, O. Montagnier, et C. Hochard, « Caractérisation du comportement en compression de matériaux composites par essais de flexion pure », in *Proceedings of the 15ème Journées Nationales sur les Composites*, Marseille, France, 2007, p. 173–180.
- [11] J.-C. Grandidier et P. Casari, « Critère de rupture en compression dans le sens des fibres du pli unidirectionnel intégrant l'effet de structure », *Comptes Rendus des JNC*, vol. 16, 2009.
- [12] M. R. Wisnom, J. W. Atkinson, et M. I. Jones, « Reduction in compressive strain to failure with increasing specimen size in pin-ended buckling tests », *Composites Science and Technology*, vol. 57, n° 9, p. 1303-1308, janv. 1997.
- [13] D. Gay, S. V. Hoa, et S. V. Hoa, *Composite Materials : Design and Applications, Second Edition*. CRC Press, 2007.