



HAL
open science

Propagation de dommage post-impact dans des revêtements composites tissés minces

Ange Rogani, Pablo Navarro, Steven Marguet, Jean-François Ferrero

► **To cite this version:**

Ange Rogani, Pablo Navarro, Steven Marguet, Jean-François Ferrero. Propagation de dommage post-impact dans des revêtements composites tissés minces. 21ème Journées Nationales sur les Composites, École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers (ENSAM) - Bordeaux, Jul 2019, Bordeaux, Talence, France. hal-02420754

HAL Id: hal-02420754

<https://hal.science/hal-02420754>

Submitted on 20 Dec 2019

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

Propagation de dommage post-impact dans des revêtements composites tissés minces

Post-impact damage propagation in thin woven composite laminates

Ange Rogani¹, Pablo Navarro¹, Steven Marguet¹ et Jean-François Ferrero¹

¹ : Université de Toulouse, Institut Clément Ader
UMR CNRS 5312, INSA/UPS/ISAE/Mines Albi
3 rue Caroline Aigle, 31400 Toulouse, France
e-mail : ange.rogani@univ-tlse3.fr

Résumé

Cet article traite de la modélisation de la propagation de dommage post-impact dans des revêtements composites tissés minces soumis à une sollicitation de traction quasi-statique. Pour cela, une extension de la *modélisation semi-continue* à la traction quasi-statique post-impact est réalisée à travers des observations expérimentales. Les idées générales sont les suivantes : premièrement un critère de rupture en compression des fibres est ajouté. Deuxièmement, une loi d'endommagement du carbone en cisaillement, basée sur des essais de traction quasi-statiques sur du tissu de carbone orienté à $\pm 45^\circ$, est introduite. Ainsi, deux variables d'endommagement en cisaillement sont insérées représentant chacune l'évolution de deux différents types de dommages dus au cisaillement : de la fissuration dans les torons et du méta-délaminage entre les torons chaîne et trame. Les simulations sont effectuées sur des éprouvettes tissées hybrides (mixtes verre/carbone et $0^\circ/\pm 45^\circ$) et les résultats numériques sont comparés aux courbes effort/déplacement ainsi qu'au scénario de propagation du dommage post-impact obtenus expérimentalement.

Abstract

This paper deals with the modelling of post-impact damage propagation in thin woven composite laminates subject to a quasi-static tension. For this purpose, an extension of the *semi-continuous modelling* to quasi-static post-impact tension is carried out in this work through experimental observations. The general ideas are to add first a fibre compression failure criterion and secondly to introduce a shear damaging law for carbon woven, based on quasi-static tensile tests on carbon woven oriented at $\pm 45^\circ$. Thus, two shear damage variables are inserted, each representing the evolution of two different types of shear damage : cracks in bundles and meta-delamination between warp and weft. The simulations are realized on hybrid (mixed glass/carbon and $0^\circ/\pm 45^\circ$) woven laminates and the numerical results are compared with the force/displacement curves and the post-impact damage propagation scenario obtained experimentally.

Mots Clés : Stratifiés tissés fins, hybrides, post-impact, modélisation éléments-finis explicite, endommagement

Keywords : Thin woven laminates, hybrid, post-impact behaviour, explicit F.E modeling, damaging

1. Introduction

Les structures composites sont de plus en plus utilisées dans les application actuelles. Cependant, elles sont sujettes à des impacts au cours de leur assemblage ou bien de leur usage [1, 2] qui sont l'une des sources de dommages les plus courantes et pénalisantes. En effet, la fragilité des matériaux composites les rend plus vulnérables à ce type de sollicitation, qui cause l'apparition de fissurations matricielles, de ruptures de fibres et de délaminage. Qu'ils soient visibles ou non à l'oeil nu, ils peuvent entraîner une dégradation des propriétés mécaniques ou bien une rupture finale de la structure quand cette dernière est soumise à des sollicitations externes [3]. Les tissus composites sont très souvent utilisés dans la fabrication de stratifiés fins avec le plus souvent un empilement de deux ou trois plis tissés verre et carbone orientés à 0° ou $\pm 45^\circ$ (généralement pour des peaux de structures sandwich telles que les pales d'hélicoptère). Pour des raisons de sécurité, il est alors important de comprendre et de modéliser la propagation de

dommages post-impact dans ces revêtement tissés fins.

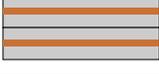
Très peu d'études sur le comportement post-impact sont menées sur les stratifiés tissés. Parmi elles, la compression post-impact est la plus étudiée car elle représente la faiblesse la plus importante des composites [4, 5] puisqu'elles génère la propagation de délaminage, ce qui favorise le micro-flambement des fibres qui est leur mode de chargement le plus crucial. Les modèles développés tentent alors de prédire la résistance à la compression du stratifié impacté. Yan utilise une simulation éléments-finis complexe dans laquelle les décollements fibres/résine, les fissurations matricielles, les ruptures de fibres, le délaminage et les interactions entre ces mécanismes sont représentées [4]. La matrice et les torons sont modélisés par un élément volumique homogénéisé et le délaminage est calculé à l'aide d'éléments cohésifs. Cependant, les dommages dus à l'impact sont initialement introduits dans le modèle à la suite d'observations expérimentales. Mendes a, quant à lui, développé un modèle éléments-finis capable dans un premier temps de simuler l'impact et dans un second temps la CAI [5]. La matrice et les torons sont représentés par un élément plaque homogénéisé et l'interface entre les plis par un élément cohésif. La propagation des dommages intralaminaires et interlaminaires est calculée à l'aide de critères fondés sur les taux de restitution d'énergie. Les simulations, réalisées sur des tissus verre/vinyle et carbone/époxy, sont capables de reproduire les résultats expérimentaux avec une bonne précision pour les essais d'impact et de CAI. Le comportement de flexion post-impact est étudié par Papanicolaou [6] qui compare deux modèles analytiques dans le but de prédire la résistance résiduelle en flexion post-impact. Colombo [7] a mis au point un modèle simple pour étudier le comportement en traction après impact d'un tissu carbone/époxy, mais seulement dans l'optique d'évaluer la raideur (post-impact) résiduelle. Une volume élémentaire représentatif (VER) est mise au point à l'échelle microscopique, dans lequel les torons et la résine dans les torons sont modélisés. L'idée est de définir une procédure numérique simple pour simuler la dégradation du tissu impacté via une modification des propriétés mécaniques du VER. Pour cela, une série d'essais d'impact sont réalisés afin d'évaluer la taille et le type de dommage ainsi que la raideur résiduelle correspondante. Ainsi, pour simuler les dommages dus à l'impact, le module élastique de la résine, contenue dans le VER et correspondant à la région impactée, est dégradée par le biais d'un coefficient de réduction. Enfin, une analyse numérique est effectuée pour déterminer la raideur résiduelle du stratifié. Les résultats sont bons en comparaison aux données expérimentales. Cependant, ce modèle ne peut pas représenter la propagation des dommages et dépend fortement des observations expérimentales.

L'objectif de l'étude est alors d'étendre la modélisation semi-continue, développée par Pascal [8, 9] et qui donne de bons résultats pour des sollicitations de type impact, à la modélisation d'essais de traction quasi-statiques sur des tissus hybrides impactés, réalisée dans le code de calcul explicite Radioss. Pour cela, plusieurs développements, basés des observations expérimentales, seront mis en place, tels qu'un critère de rupture en compression des fibres ainsi qu'une loi d'endommagement du carbone en cisaillement.

2. Expérimental

2.1. Introduction

Afin de comprendre les phénomènes de propagation de dommages dans les configurations hybrides (Tab. 2), une première campagne expérimentale est d'abord réalisée sur les configurations mono-matériau (Tab. 1) composant chaque stratifié hybride.

Configuration	Représentation	Pli supérieur	Pli inférieur
C0C0		Carbone (0/90)°	Carbone (0/90)°
C45C45		Carbone ±45°	Carbone ±45°
C45C0		Carbone ±45°	Carbone (0/90)°
V0V0		Verre (0/90)°	Verre (0/90)°

Tab. 1.: Configurations utilisées lors de l'étude sur les stratifiés tissés mono-matériau

Configuration	Représentation	Pli supérieur	Pli milieu	Pli inférieur
V0C45C45		Verre (0/90)°	Carbone ±45°	Carbone ±45°
V0C45C0		Verre (0/90)°	Carbone ±45°	Carbone (0/90)°

Tab. 2.: Configurations utilisées lors de l'étude sur les stratifiés tissés hybrides

2.2. Moyens d'essais

Des impacts au poids tombant sont tout d'abord réalisés par le biais du montage présenté sur la Fig. 1. Un double-cadre, de dimensions 125 mm x 75 mm, vient entourer le stratifié tissé pour éviter que celui-ci ne bouge au cours de l'essai d'impact. Un impacteur hémisphérique, de diamètre 16 mm et de masse 2 kg vient impacter directement le stratifié avec une vitesse initiale de 2,5 m/s, soit une énergie de 6,25 J. Pour chaque configuration, trois éprouvettes sont impactées pour tester la répétabilité des résultats.

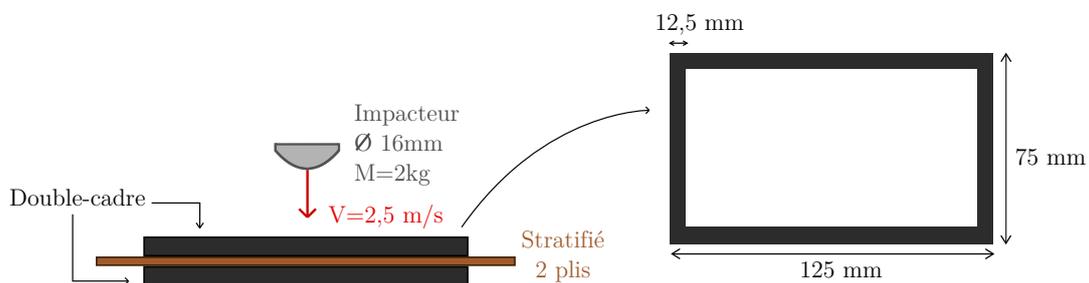


Fig. 1.: Conditions expérimentales de l'essai d'impact au poids tombant sur stratifié tissé

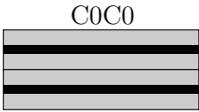
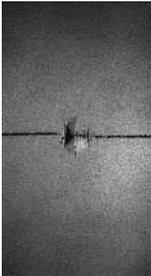
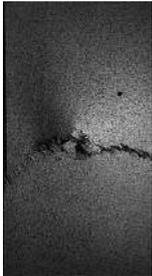
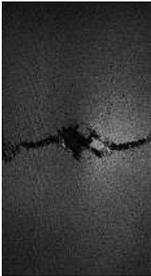
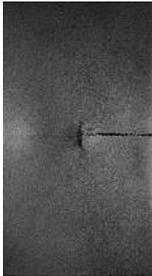
Une fois les éprouvettes impactées, elles sont soumises à un essai de traction quasi-statique grâce au dispositif expérimental présenté sur la Fig. 2. L'essai est mené sur une machine de traction INSTRON, équipée d'une cellule d'effort de 250 kN, à une vitesse de 2 mm/min. Un suivi de l'essai par corrélation d'image est par ailleurs mis en oeuvre dans le but d'obtenir les champs de déformations dans l'éprouvette au cours de l'essai. Pour cela, l'essai est suivi par deux caméras, placées à l'avant et à l'arrière de l'éprouvette, qui vont prendre des photos à intervalles de temps fixés.



Fig. 2.: Conditions expérimentales de l'essai de traction sur éprouvette impactée

2.3. Résultats

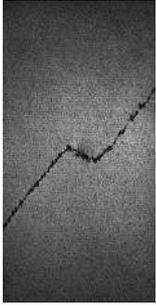
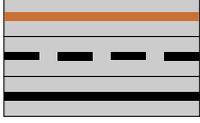
Les faciès de rupture obtenus après l'essai de traction quasi-statique sur les éprouvettes impactées pour chaque configuration sont présentés dans le Tab. 3. Pour les trois configurations possédant deux plis de la même orientation i.e C0C0, C45C45 et V0V0, la propagation du dommage est horizontale, alors que pour la configuration C45C0, possédant deux plis d'orientation différente, la propagation du dommage est guidée par l'orientation de chacun des plis.

Configuration	Faciès de rupture	Configuration	Faciès de rupture
 <p>C0C0</p>		 <p>C45C0</p>	
 <p>C45C45</p>		 <p>V0V0</p>	

Tab. 3.: Faciès de rupture obtenus après une traction quasi-statique sur les différentes configurations mono-matériau impactées à 6,25 J

La Fig. 4 regroupe les faciès de rupture obtenus pour les configurations V0C45C45 et V0C45C0. Ils sont différents suivant la stratification. Pour la configuration V0C45C45, la rupture du stratifié se fait à $\pm 45^\circ$ alors que pour V0C45C0, la rupture commence à se propager à $\pm 45^\circ$ et finit horizontalement.

Les courbes Effort - Déplacement Traverse correspondantes sont présentées respectivement sur les Fig. 3 et 4 pour les configurations V0C45C45 et V0C45C0. Elles montrent que la rupture de l'éprouvette pour V0C45C45 se fait en trois temps : une première chute d'effort qui correspond à la rupture à $\pm 45^\circ$ du pli de verre et à la fissuration à $\pm 45^\circ$ des plis de carbone, puis un plateau d'effort correspondant à la reprise d'effort par les plis de carbone et enfin une dernière chute

Configuration	Faciès de rupture	Configuration	Faciès de rupture
 <p>V0C45C45</p>		 <p>V0C45C0</p>	

Tab. 4.: Faciès de rupture obtenus après une traction quasi-statique sur les différentes configurations hybrides impactées à 6,25 J

d'effort correspondant à la rupture finale de l'éprouvette. Au contraire, la rupture du stratifié V0C45C0 se fait quasi-simultanément dans les trois plis.

Une analyse de la propagation du dommage est également effectuée grâce aux résultats issus de la corrélation d'images. Pour la configuration V0C45C45, ils sont présentés à différents instants de l'essai de traction sur la Fig. 3 :

- Au point A, le champ de déformations ε_{yy} dans le pli supérieur de verre est similaire à celui obtenu dans le pli supérieur de la configuration mono-matériau C45C45 et très différent de celui obtenu dans le pli supérieur de la configuration mono-matériau V0V0, pour un même déplacement traverse. Ainsi, dans cette configuration hybride, l'allongement des deux plis de carbone $\pm 45^\circ$ pilote l'allongement du pli de verre.
- Au point B, le champ de déformations ε_{xx} dans le pli supérieur de verre montre, en pointe de dommage, des zones pour lesquelles ces déformations ε_{xx} sont importantes. De plus, les vecteurs de déformations principales sont transverses à la direction de sollicitation. Donc, les fibres du pli de verre sont comprimées dû à l'effet Poisson des deux plis de carbone $\pm 45^\circ$, ce qui entraîne des ruptures de fibres en compression.
- Au point C, le pli de verre rompt à $\pm 45^\circ$ et les plis de carbone fissurent sur une bande à $\pm 45^\circ$ correspondante. Le champ de déformations ε_{yy} dans le pli inférieur de carbone montre que les déformations (des fibres) sont très localisées sur la bande fissurées.
- Au point D, les fibres des plis de carbone cassent à $\pm 45^\circ$ le long de la bande déjà fissurée.

Pour la configuration V0C45C0, le champ de déformations ε_{yy} dans le pli supérieur de la configuration V0C45C0 est semblable à celui du pli supérieur de l'autre configuration hybride V0C45C45 pour le même déplacement traverse, c'est-à-dire que l'allongement du pli de verre est guidé par le pli de carbone $\pm 45^\circ$. Ce qui explique pourquoi la propagation du dommage commence à $\pm 45^\circ$ pour cette configuration. Par ailleurs, le champ de déformations dans le pli inférieur est semblable à celui obtenu dans le pli inférieur de la configuration mono-matériau C45C0 pour le même déplacement traverse. Or, pour un dommage équivalent après impact dans le stratifié C45C0, la propagation finale du dommage dans le pli C0 est horizontale. Ainsi, cela explique pourquoi la propagation du dommage pour la configuration V0C45C0 finit horizontalement.

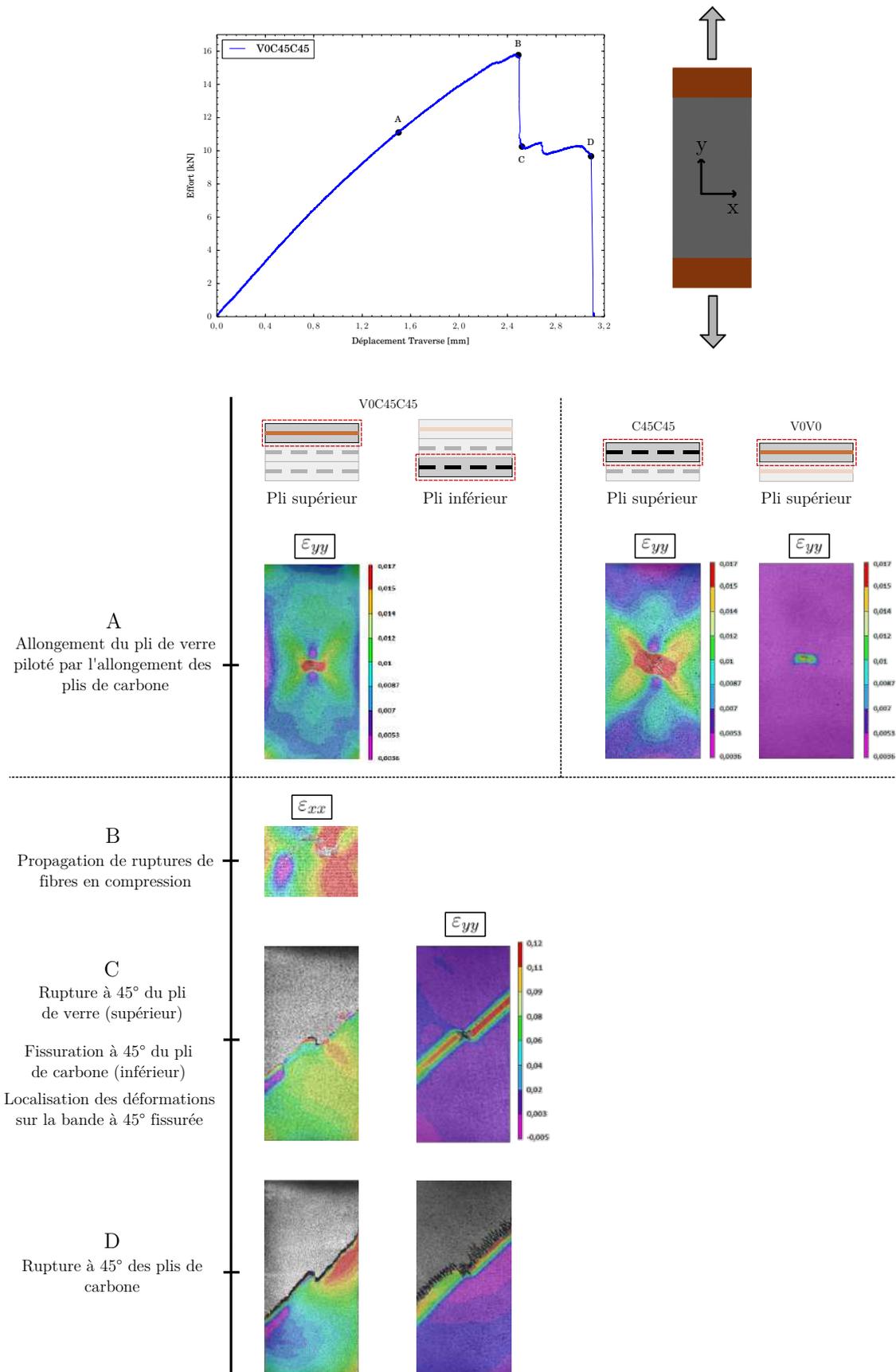


Fig. 3.: Analyse du scénario de propagation du dommage pour la configuration V0C45C45 grâce aux résultats issus de la corrélation d'images

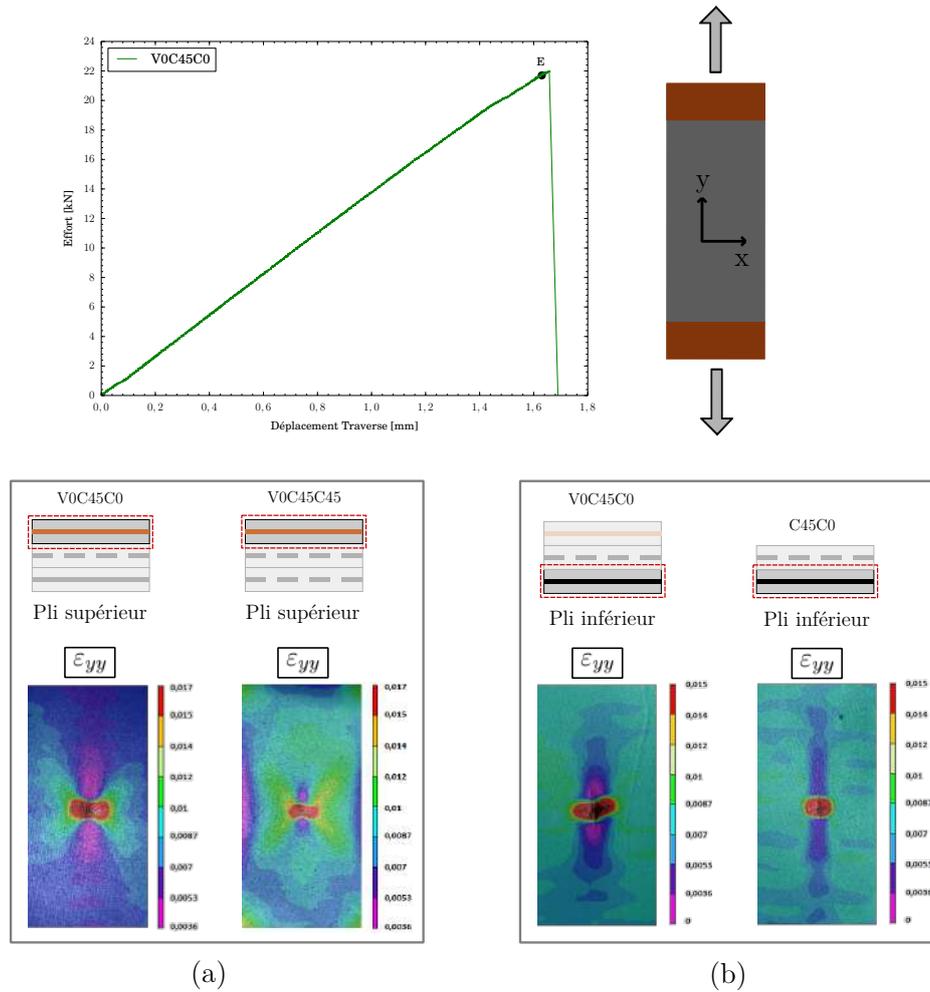


Fig. 4.: Analyse des résultats issus de la corrélation d'images pour la configuration V0C45C0 dans les plis (a) supérieur et (b) inférieur d'une éprouvette initialement impactée à 6,25 J

3. Numérique

3.1. Ajouts au modèle semi-continu

En ce qui concerne la simulation numérique, la modélisation semi-continue, développée pour les sollicitations de type impact et présentée dans les articles [8, 9], est adaptée à la traction quasi-statique post-impact. Dans la Partie 2.3, il a été vu que, pour la stratification V0C45C45, l'allongement du pli de verre V0 est guidé par celui des plis de carbone C45C45. Ainsi, il est nécessaire de développer et d'introduire une loi pseudo-plastique endommageable. De plus, il a été observé une rupture en compression des fibres de verre. Ainsi, un critère de rupture sur les déformations en compression des fibres de verre est également introduit dans le modèle.

Le développement de la loi pseudo-plastique endommageable est basée sur les observations de [10] durant un essai de traction quasi-statique sur un tissu carbone/époxy $\pm 45^\circ$. Il lie la diminution de la raideur en cisaillement G_{xy} à l'apparition et au développement de dommages dans le stratifié. En effet, il observe d'abord une évolution rapide puis une stabilisation de décollements torons/résine ainsi qu'une progression lente de fissurations dans les torons et de méta-délaminage, qui s'accélère brusquement une fois que les décollements n'évoluent plus. Pour modéliser cela, deux variables d'endommagement d_{xy}^a et d_{xy}^b , qui représentent d'une part l'évolution des décollements fibres/résine et d'autre part les fissurations dans les torons et le méta-délaminage, sont introduites dans le modèle et viennent dégrader le module de cisail-

ment :

$$G_{xy} = (1 - d_{xy}^a - d_{xy}^b) G_{xy}^0 \quad (\text{Eq. 1})$$

Ces variables dépendent de fonctions thermodynamiques et sont exprimées de la manière suivante :

$$\begin{cases} d_{xy}^a = d_{xy}^{max} \times \left(1 - \exp\left(-\frac{\langle \sqrt{Y_{xy}} - \sqrt{Y_0} \rangle_{\geq 0}}{\sqrt{Y_c}}\right) \right) \\ d_{xy}^b = \max\left(\exp\left(\frac{\langle \sqrt{Y_{xy}} - \sqrt{Y_{0\ bis}} \rangle_{\geq 0}}{\sqrt{Y_{c\ bis}}}\right), 1\right) \end{cases} \quad (\text{Eq. 2})$$

Les paramètres sont trouvés par identification inverse par le biais de simulations de tractions quasi-statiques cyclée et non cyclée sur une éprouvette de deux plis de carbone/époxy $\pm 45^\circ$. Les Fig. 5 et 6 montrent ainsi la bonne correspondance expérimentale/numérique respectivement obtenue pour les courbes Effort - Déplacement Traverse et les faciès de rupture.

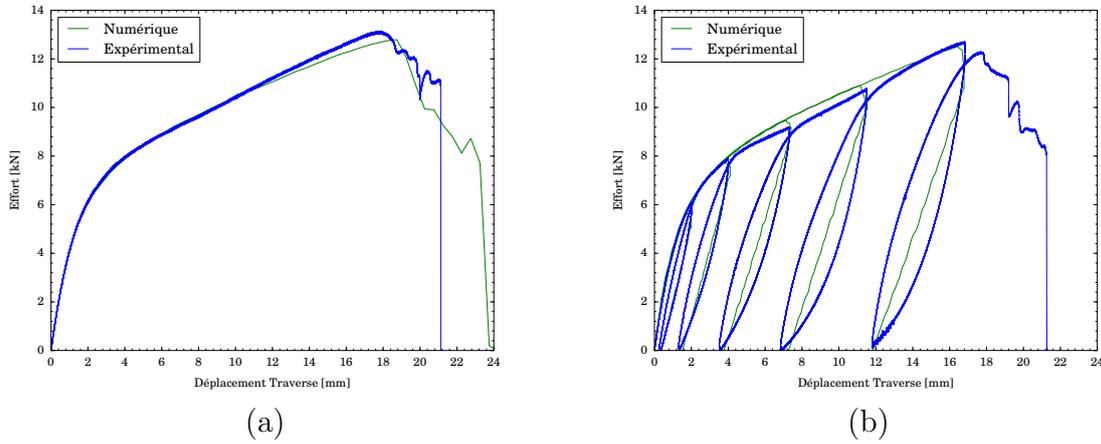


Fig. 5.: Comparaison des courbes Effort - Déplacement Traverse numériques et expérimentales après un essai de traction quasi-statique (a) normale (b) cyclée sur deux plis de tissu carbone/époxy $\pm 45^\circ$

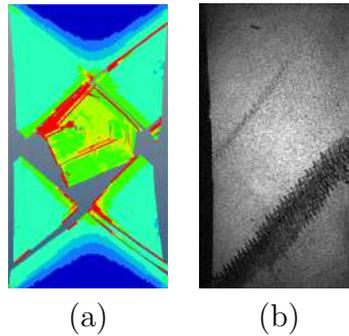


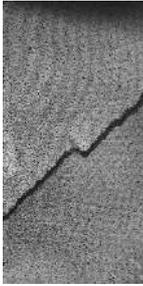
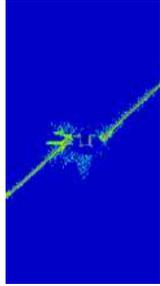
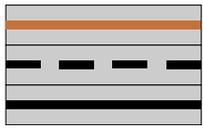
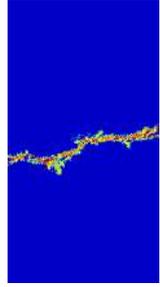
Fig. 6.: Comparaison des faciès de rupture obtenus après une traction quasi-statique (a) numérique (b) expérimentale sur deux plis de tissu carbone/époxy $\pm 45^\circ$

Concernant le critère de rupture en compression des fibres, un critère simple sur la déformation en compression des éléments barres du modèle (représentant les fibres) est introduit :

$$\text{Si } \varepsilon(x) < \varepsilon_{max}^{comp} \text{ alors rupture de l'élément barre} \quad (\text{Eq. 3})$$

3.2. Simulations post-impact

Des simulations de traction quasi-statique post-impact sont par la suite effectuées sur les deux stratifications hybrides. Le Tab. 5 répertorie les faciès de rupture obtenus après les simulations de traction sur les stratifications hybrides impactées et les compare à ceux obtenus expérimentalement alors que la Fig. 7 regroupe les courbes Effort - Déplacement Traverse correspondantes.

Configuration	EXPERIMENTAL	NUMERIQUE
<p>V0C45C45</p> 		
<p>V0C45C0</p> 		

Tab. 5.: Comparaison expérimental/numérique des faciès de rupture obtenus après une traction quasi-statique sur les stratifications hybrides impactées

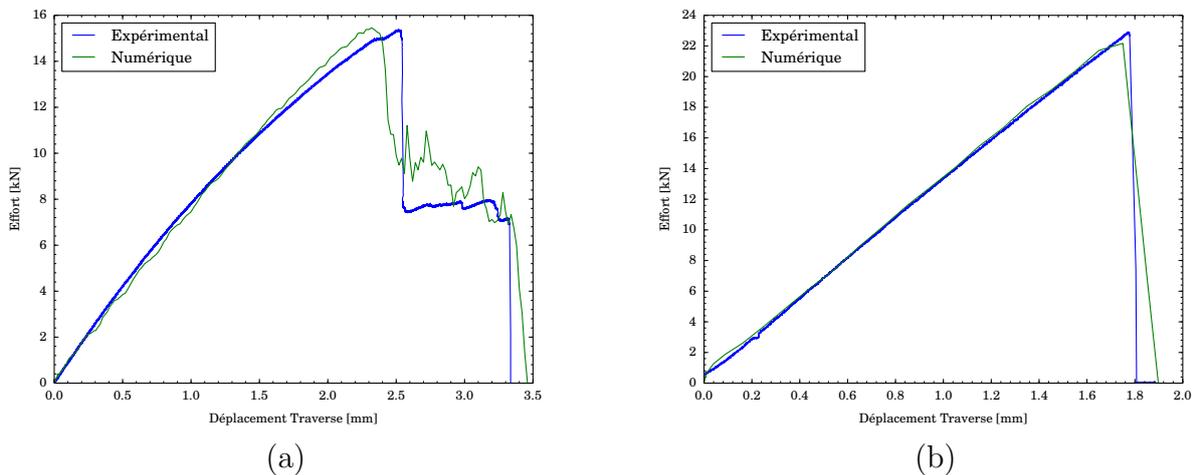


Fig. 7.: Comparaison expérimental/numérique des courbes Effort - Déplacement Traverse pour la traction sur les stratifications hybrides impactées (a) V0C45C45 (b) V0C45C0

Les faciès de rupture obtenus numériquement sont en accord avec ceux obtenus expérimentalement. De plus, les scénarios de propagation du dommage sont corrects. Les courbes montrent que la stratification V0C45C45 casse en trois temps avec la rupture du pli de verre puis la reprise d'effort par les plis de carbone et enfin la rupture des plis de carbone (Fig. 7a), alors que les trois plis de la stratification V0C45C0 cassent simultanément (Fig. 7b).

4. Conclusion

En conclusion de ces travaux, une étude expérimentale a permis de distinguer le scénario de propagation du dommage post-impact dans deux configurations hybrides V0C45C45 et V0C45C0, grâce à l'observation préalable de la propagation du dommage dans les configurations mono-matériau. Pour la stratification V0C45C45, le dommage se propage en trois temps : tout d'abord le pli de verre rompt à $\pm 45^\circ$ puis les plis de carbone reprennent l'effort et enfin les plis de carbone cassent à $\pm 45^\circ$. Alors que pour la stratification V0C45C0, le dommage commence également à se propager à $\pm 45^\circ$ mais la présence du pli inférieur de carbone ($0^\circ/90^\circ$) dans ce cas entraîne finalement une rupture horizontale du dommage.

La propagation du dommage à $\pm 45^\circ$ dans le pli supérieur de verre est dû au fait que l'allongement du ou des plis de carbone $\pm 45^\circ$ pilote l'allongement du pli de verre, ce qui génère une sollicitation et une rupture en compression des fibres de verre à cause de l'effet Poisson des plis de carbone. Ainsi, une loi pseudo-plastique endommageable et un critère de rupture en compression des mèches de fibres ont été développés et ajoutés au modèle semi-continu dans l'optique de l'étendre aux sollicitations de traction quasi-statique post-impact. La loi pseudo-plastique endommageable est basée sur les observations expérimentales durant un essai de traction quasi-statique sur une éprouvette tissu carbone/époxy $\pm 45^\circ$. Ainsi, deux variables d'endommagement en cisaillement, basées sur des fonctions thermodynamiques, ont été introduites dans le modèle. Elles représentent d'une part les décollement fibres/résine et d'autre part les fissurations dans les torons et le méta-délamination.

La loi a été validée sur des simulations de tractions quasi-statiques cyclée et non-cyclée sur deux plis de tissu carbone/époxy. Puis, des simulations de traction quasi-statique post-impact ont été effectuées sur les configurations hybrides V0C45C45 et V0C45C0. Finalement, grâce aux différents développements, le modèle semi-continu permet de représenter le bon scénario de propagation du dommage pour les deux stratifications avec de plus les bonnes courbes Effort - Déplacement Traverses en comparaison avec celles obtenues expérimentalement.

Références

- [1] J.-K. Kim, M.-L. Sham « Impact and delamination failure of woven-fabric composites », *Composites Science and Technology* Vol. 60 n° 5, pp. 745 – 761, 2000.
- [2] N. Naik, C. S.Y., S. M. « Damage in woven-fabric composites subjected to low-velocity impact », *Composites Science and Technology* Vol. 60 n° 5, pp. 731 – 744, 2000.
- [3] B. Ostré, C. Bouvet, C. Minot, J. Aboissière « Experimental analysis of CFRP laminates subjected to compression after edge impact », *Composite Structures* Vol. 152, pp. 767 – 778, 2018.
- [4] H. Yan, C. Oskay, A. Krishnan, L. R. Xu « Compression-after-impact response of woven fiber-reinforced composites », *Composites Science and Technology* Vol. 70 n° 14, pp. 2128 – 2136, 2010, ISSN 0266-3538.
- [5] P. Mendes, M. Donadon « Numerical prediction of compression after impact behavior of woven composite laminates », *Composite Structures* Vol. 113, pp. 476 – 491, 2014, ISSN 0263-8223.
- [6] G. Papanicolaou, D. Chalkias, A. Koutsomitopoulou « Low energy impact and post impact behavior of epoxy matrix-woven flax fabric composites », *U.P.B Sci. Bull., Series D* Vol. 78 n° 1, pp. 25–36, 2016.
- [7] C. Colombo, L. Vergani « A micromechanical approach to evaluate the post-impact residual stiffness of woven composites », *Journal of Composite Materials* Vol. 50 n° 7, pp. 971–984, 2016.
- [8] F. Pascal, O. Dorival, P. Navarro, S. Marguet, J.-F. Ferrero « Impact damage prediction in thin woven composite laminates - Part I : Modeling strategy and validation », *Composite Structures* Vol. 190, pp. 32 – 42, 2018, ISSN 0263-8223.
- [9] F. Pascal, A. Rogani, B. Mahmoud, P. Navarro, S. Marguet, Ferrero « Impact damage prediction in thin woven composite laminates - Part II : Application to normal and oblique impacts on sandwich structure », *Composite Structures* Vol. 190, pp. 43 – 51, 2018, ISSN 0263-8223.
- [10] M. Karahan « Investigation of damage initiation and propagation in 2x2 twill woven carbon/epoxy multi-layer composites », *Textile Research Journal* Vol. 81 n° 4, pp. 412–428, 2011.