



HAL
open science

Modélisation Discrète de la Rupture des Stratifiés Composites Trouée Carbone

Bruno Castanie, Victor Achard, Christophe Bouvet

► **To cite this version:**

Bruno Castanie, Victor Achard, Christophe Bouvet. Modélisation Discrète de la Rupture des Stratifiés Composites Trouée Carbone. CFM 2015 - 22ème Congrès Français de Mécanique, Aug 2015, Lyon, France. hal-03444712

HAL Id: hal-03444712

<https://hal.science/hal-03444712>

Submitted on 23 Nov 2021

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.

Modélisation Discrète de la Rupture des Stratifiés Composites Trouée Carbone

V. Achard^a, B. Castanié^a, C. Bouvet^b

a, b. Université de Toulouse; INSA, UPS, Mines Albi, ISAE; ICA (Institut Clément Ader)
FRE CNRS 3687;

a, INSA, 135 Avenue de Ranguéil, 31077 Toulouse, France. bruno.castanie@insa-toulouse.fr

b, ISAE, 10, avenue Edouard Belin, F-31055 Toulouse, France. christophe.bouvet@isae.fr

Résumé :

La modélisation discrète pli par pli précédemment utilisée avec pertinence pour des problématiques d'endommagement hors-plan des structures composites (impact, arrachement) est ici appliquée pour la première fois à la rupture dans le plan en traction d'éprouvettes stratifiées trouées qui est un test de référence. Un panel de 4 drapages très différents à base d'UD carbone est utilisé. La modélisation permet une bonne prédiction des ruptures et permet une analyse fine du scénario de rupture. Le principal avantage de la méthodologie est qu'elle est basée sur un nombre faible de caractéristiques matériaux usuelles (résistances, taux de restitution d'énergie,...). Ses principaux inconvénients sont un maillage complexe et des temps de calculs très longs.

Abstract :

The Discrete Ply Modelling (DPM) method, previously applied with success to out-of-plane loading such as impact or pull-through, is used to model open hole tensile tests. According to the literature, this kind of test is relevant to assess the efficiency of a modelling strategy. Four different stacking sequences are tested and the failure scenario and patterns are well predicted. The main advantages of DPM are the very small number of parameters required and the robustness of the models. The main drawback is the computation cost and the complex mesh.

Mots clefs : Stratifiés Composites, Modélisation, Endommagement.

D'après Wisnom et al [1], l'essai de traction trouée reste un défi pour la modélisation de la rupture des structures composites. Les ruptures observées dépendent de nombreux paramètres tels que la nature de la résine, des fibres, de la séquence d'empilement, de l'épaisseur des plis, du diamètre du trou, des ratios diamètres de trou/largeur, etc... Pour pouvoir modéliser correctement cet essai, il convient donc de pouvoir retrouver les scénarios de rupture et en particulier le développement d'endommagements, dits sous-critiques, se développant avant la rupture finale de l'éprouvette [2]. La modélisation doit pouvoir prendre en compte les différents modes d'endommagement des structures stratifiées (rupture de fibre, fissuration matricielle et splitting, délaminage) et leurs interactions, mais aussi pouvoir capturer les gradients de contraintes en bord de trou. Aussi cet article se propose d'appliquer la méthode de modélisation de plis discrète (DPM), initialement développée pour l'impact des stratifiés en zone courante, à cette problématique [3].

La méthodologie DPM a déjà été appliquée à de nombreuses problématiques et est détaillée dans de nombreux articles (entre autres [4-6]). Dans leur article original, Bouvet et al. [4] ont présenté une modélisation 3D de l'impact sur stratifié en utilisant le code explicite Abaqus v6.9 avec des routines utilisateurs Vumat. Dans ce modèle, les trois principaux modes de rupture des structures composites sont pris en compte : (i) Rupture des fibres dans le pli, (ii) fissuration matricielle traversante intra-ply, et (iii) délaminage inter-ply. Dans leur modèle, le maillage est aligné suivant les directions des plis (Fig. 1).

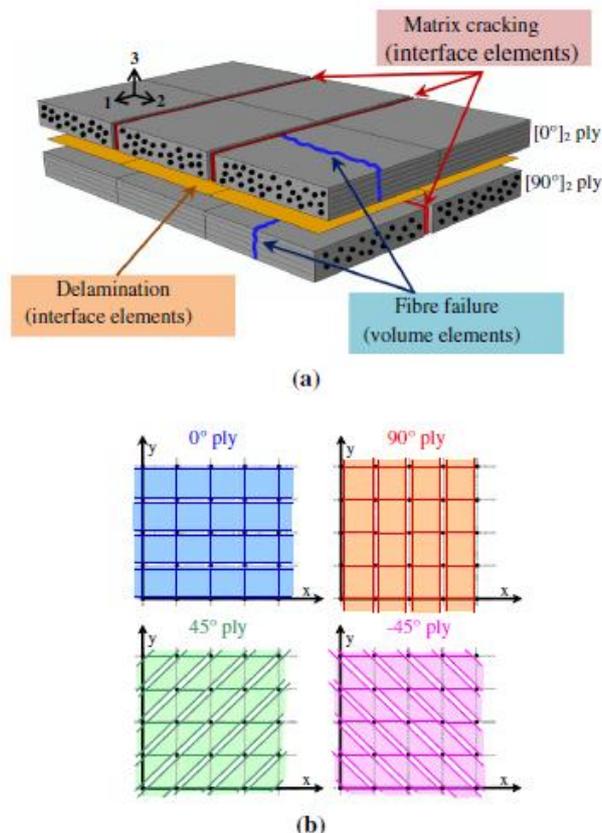


Fig.1 (a) principe de modélisation et (b) maillage dans chaque pli orienté.

La présence d'un trou a nécessité une adaptation du programme « maison » de maillage. Dans [5], la représentation du trou était de très mauvaise qualité, sans que cela n'impacte la réponse de la structure pour une sollicitation d'arrachement. Pour le problème de rupture trouée, une bonne représentation du trou était un préalable. Pratiquement cette bonne représentation du trou est obtenue grâce à une

projection des nœuds situés aux abords du trou. Pour ces éprouvettes, après une étude de convergence, la taille des éléments a été choisie à $0.32 \times 0.32 \text{ mm}^2$ induisant un nombre total d'éléments compris entre 130 000 et 430 000 suivant les épaisseurs. Les détails des lois d'endommagements ne sont pas modifiés et peuvent être trouvés dans [6]. Le modèle repose sur les caractéristiques données tableau 1, soit seulement 13 paramètres obtenus indépendamment par des essais normalisés classiques.

Material properties		
Density		Deliberately reduced
<i>Orthotropic elastic properties</i>		
E_1^T	Tensile Young's modulus in fibre direction	163 GPa
E_1^C	Compressive Young's modulus in fibre direction	145 GPa
E_2	Transverse Young's modulus	8.5 GPa
ν_{12}	Poisson ratio	0.35
G_{122}	Shear modulus	4.2 GPa
<i>Matrix cracking</i>		
Y^T	Transverse tensile strength	55 MPa
S^L	In-plane shear strength	105 MPa
<i>Fibre failure</i>		
ε_0^T (%)	Tensile strain in fibre direction at damage initiation	2.10%
ε_0^C (%)	Compressive strain in fibre direction at damage initiation	0.96%
$G_{Ic}^{fibre,t}$	Fracture toughness for mode I in traction	133 N/mm
$G_{Ic}^{fibre,c}$	Fracture toughness for mode I in compression	80 N/mm
<i>Delamination</i>		
G_{Ic}^{del}	Interface fracture toughness for opening mode (I)	0.65 N/mm
$G_{II,c}^{del}$	Interface fracture toughness for shear mode (II and III)	2.08 N/mm

Tableau 1 : Données du modèle DPM

Le détail des essais ne sera pas fourni dans ce résumé étendu mais pourra être trouvé dans [3]. La validation du modèle est effectuée de manière globale par comparaison des courbes contraintes/déformations données Fig 2, des endommagements, des faciès de rupture à l'UTS (Ultimate Tensile Stress) et des endommagements à la rupture structurelle. Puis, dans un second temps, une analyse détaillée des scénarios de rupture pour les quatre drapages a été proposée, et l'influence de la position et de l'épaisseur des plis à 0° , a été discutée. Le calcul ayant été réalisé sous Abaqus explicit, après une étude de sensibilité, la vitesse d'application du chargement est de $0,25 \text{ m.s}^{-1}$. Les temps de calcul s'échelonnent alors sur une durée allant de 30 à 200 heures sur 8 CPUs.

Un exemple de faciès de rupture finale est donné dans la figure 3 et une comparaison avec les endommagements calculés à ce niveau est proposé. Pour cet exemple (drapage Quasi-Isotrope), la rupture se produit suivant une ligne à 45° (a). Cette ligne correspond à une zone de fissuration matricielle du pli à 0° (b), en conjonction avec une zone délaminée étroite de l'interface du pli à 0° avec le pli adjacent à 45° (c). Il est aussi remarquable que la zone de rupture de fibre capturée par le modèle soit aussi à 45° (d), ce qui correspond avec le faciès de rupture observé.

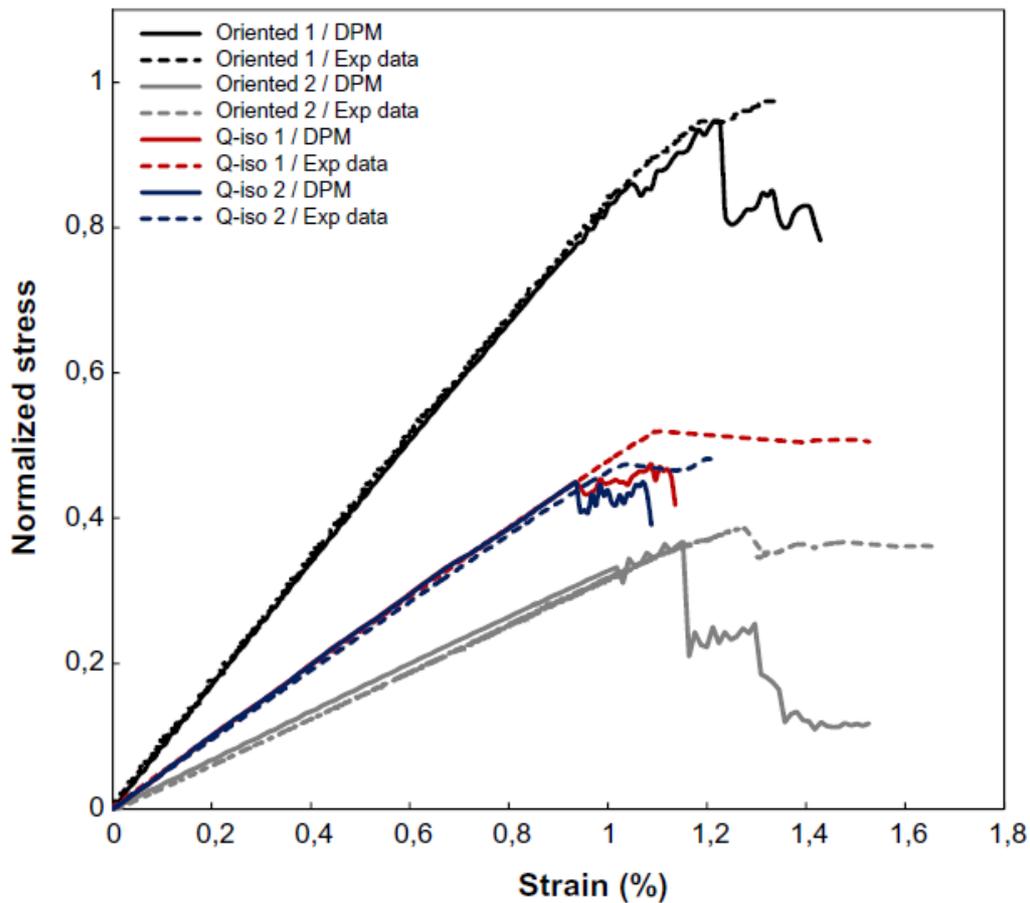


Fig. 2. Comparaison des réponses expérimentales et numériques en terme de relations contraintes/déformations pour les 4 drapages proposés.

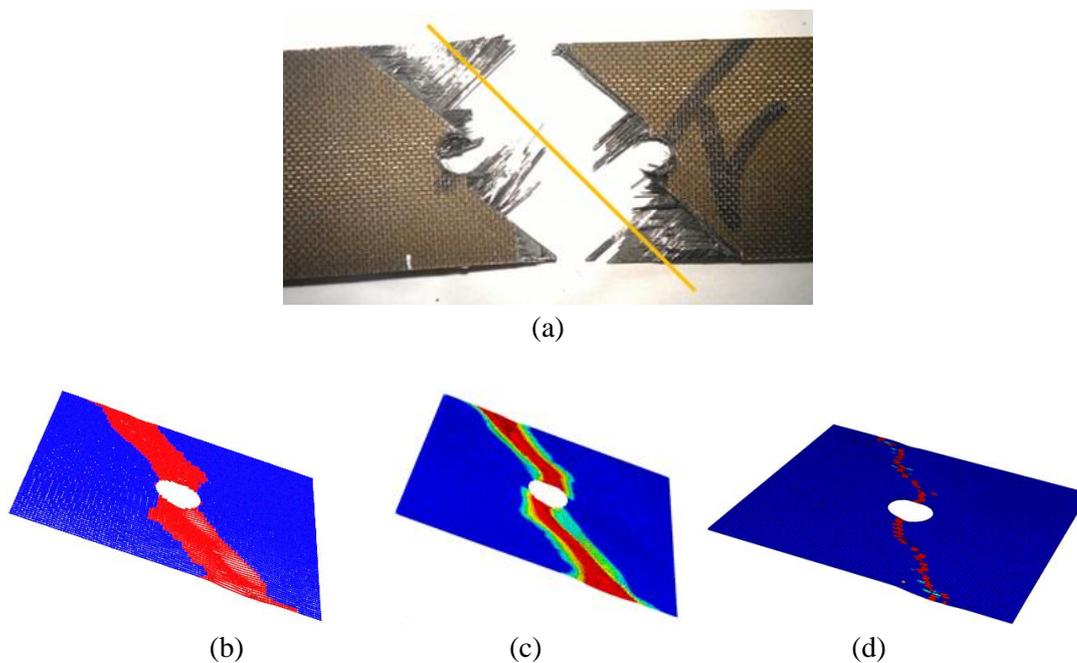


Fig. 3. Comparaison des faciès de rupture à UTS pour un drapage Quasi-Iso $[0/45/90/-45]_2s$ (a) vue de dessus, (b) fissuration matricielle, (c) zone délaminée à l'interface $0^\circ/45^\circ$, (d) rupture des fibres du pli à 0° extérieur.

Les plis à 0° étudiés dans ce stratifié sont internes et leurs interfaces adjacentes sont identiques ($-45^\circ/0^\circ/45^\circ$). La fissuration matricielle dans ces plis à 0° s'amorce assez tôt au cours du chargement mais ne propage pas, et reste confinée en bord de trou sur une ou deux bandes d'éléments. Lorsque le chargement augmente, on assiste tout d'abord à une propagation brutale de la zone fissurée matriciellement, avec simultanément, les premières ruptures de fibres et l'apparition de délaminage dans des zones similaires aux interfaces $0^\circ/45^\circ$ et $45^\circ/90^\circ$. Ces premières ruptures créent une perte de raideur suffisante pour pouvoir être identifiée en tant que rupture structurelle. A ce stade, environ 12% de la section nette est rompue. Au-delà de cette limite, on observe une propagation progressive simultanée suivant un angle à 45° des différents types d'endommagements qui restent relativement confinés dans une bande étroite (Figure 3). Finalement, la zone de fibres rompues atteint les bords libres et provoque la rupture globale du stratifié. Le calcul montre que la fissuration matricielle dans le pli à 0° est antérieure au délaminage, comme en impact, et pilote donc la propagation.

Dans [3], les autres scénarios de rupture sont explicités et l'importance de la position des plis à 0° est discutée. En particulier, il est démontré que les plis à 0° placés près de la surface extérieure, ou en surface, ont tendance à « splitter » plus facilement. Cela a pour conséquence de diminuer la concentration de contrainte en bord de trou et au final, la rupture ultime est retardée. De cette manière, l'importance de la position des plis dans l'épaisseur est démontrée. De ce fait, on peut dire que les plis à 0° , à l'intérieur du stratifié, sont protégés.

Le modèle montre aussi, que les faciès généraux d'endommagement des plis à 45° et 90° adjacents aux plis à 0° sont globalement assez similaires, avec seulement une différence quand les plis à 0° modifient les champs locaux de contraintes en splittant de manière importante. On retrouve aussi que la fissuration matricielle est toujours légèrement antérieure aux délaminages des interfaces adjacentes. Il est probable que les scénarios locaux soit identiques à ceux identifiés en impact [4]. Ceci explique aussi, a posteriori, le fait que l'approche ait donné de bons résultats, car la bonne prise en compte de la fissuration matricielle et le couplage inter- et intra-laminaire, intrinsèque au modèle, avait déjà donné de bons résultats en impact.

Il conviendrait à présent de tester la robustesse du modèle sur un benchmark plus complet selon la même philosophie que Hongkarnjanakul et al [11]. Les auteurs suggèrent aussi d'étendre la validation de cette approche à des phénoménologies de rupture plus complexes, comme le cas des « offset failures » en trou habité [6], et aux structures composites sous sollicitations complexes [7].

Références

- [1] Hallett S.R., Green B.G., Jiang W-G., Cheung K.H., Wisnom M.R.. The open hole tensile test: a challenge for virtual testing of composite. *Int. J. Fract.* 2009;158:169-181.
- [2] Michael R. Wisnom, Stephen R. Hallett. The role of delamination in strength, failure mechanism and hole size effect in open hole tensile tests on quasi-isotropic laminates. *Composites: Part A* 2009;40:335–342
- [3] Achard V., Bouvet C., Castanié B., Chirol C. Discrete ply modelling of open hole tensile tests. *Comp. Struc.* 2014;113:369-381.
- [4] Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J.-J. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. *Int. J. Solids Struct.* 2009;46(14-15):2809-2821.
- [5] L. Adam, C. Bouvet, B. Castanié, A. Daidié and E. Bonhomme. Discrete ply model of circular pull-through test of fasteners in laminates. *Comp. Struct.* 2012;94(10):3082–3091. 2012

- [6] N. Hongkarnjanakul, C. Bouvet and S. Rivallant. Validation of low velocity impact modelling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure. *Comp. Struct.* 2013;106:549-559
- [7] Castanié B, Crézé S, Risse L, Barrau JJ, Lachaud F. Experimental analysis of failures in filled hole compression tests of carbon/epoxy laminate. *Compos Struct* 2010;92:1192–99.
- [8] Castanié B, Barrau J-J, Jaouen J-P, Rivallant S. Combined shear/compression structural testing of asymmetric sandwich structures. *Exp Mech* 2004;44(5): 461–72.