HAL
open science

Etude expérimentale et numérique de la propagation de coupure dans des stratifiés composites soumis à de la traction simple

Joël Serra, Christophe Bouvet, Bruno Castanié, Caroline Petiot

To cite this version:

Joël Serra, Christophe Bouvet, Bruno Castanié, Caroline Petiot. Etude expérimentale et numérique de la propagation de coupure dans des stratifiés composites soumis à de la traction simple. 13e colloque national en calcul des structures, Université Paris-Saclay, May 2017, Giens, Var, France. hal-01926728

HAL Id: hal-01926728

https://hal.science/hal-01926728v1

Submitted on 19 Nov 2018

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.

CSMA 2017
13ème Colloque National en Calcul des Structures
15-19 mai 2017, Presqu'île de Giens (Var)

Etude expérimentale et numérique de la propagation de coupure dans des stratifiés composites soumis à de la traction simple

Joël Serra[1], Christophe Bouvet[1], Bruno Castanié[1], Caroline Petiot[2]

[1] *Institut Clément Ader (ICA), Université de Toulouse, CNRS UMR 5312-INSA-ISAE-Mines Albi-UPS, Toulouse, Fr*
3 rue Caroline Aigle, 31400 Toulouse Cedex 4 - j.serra@isae.fr ; christophe.bouvet@isae.fr ; bruno.castanie@insa-toulouse.fr
[2] *AIRBUS GROUP INNOVATIONS ; 12, rue Pasteur, 92152 Suresnes Cedex - caroline.petiot@airbus.com*

Résumé — Les singularités de type coupure dans des structures minces en matériaux stratifiés composites sont particulièrement difficiles à appréhender vis-à-vis de l'endommagement et des mécanismes de rupture. Le comportement de trois séquences d'empilement contenant le même nombre de plis (avec des modifications dans l'ordre des plis) est étudié à l'aide de la thermographie infrarouge puis simulé à l'aide d'un modèle éléments finis utilisant des interfaces cohésives pour représenter la fissuration matricielle, le délaminage et leurs couplages (« *Discrete Ply Model* »).
Mots clefs — Entailles ; Thermographie infrarouge ; Endommagement ; Composite

1. Introduction

La problématique des coupures dans les structures composites s'avère prioritaire pour l'industrie aéronautique dans le cadre de la tolérance aux dommages. En effet, une structure composite de type fuselage doit supporter des efforts statiques permettant une poursuite du vol, même après avoir subi des dommages importants causés par exemple, par le bris de pièces tournantes. Ce dernier cas accidentel, conduit à une déchirure de la structure du fuselage du type entaille. La conception doit alors permettre de couvrir le cas « *two-bay crack* », ce qui implique de supporter la charge limite en vol même en présence d'une longueur d'entaille correspondant à la distance entre deux cadres ou lisses et en présence d'un élément raidisseur rompu. Un exemple de cette zone de localisation de la coupure est présenté Figure 1.

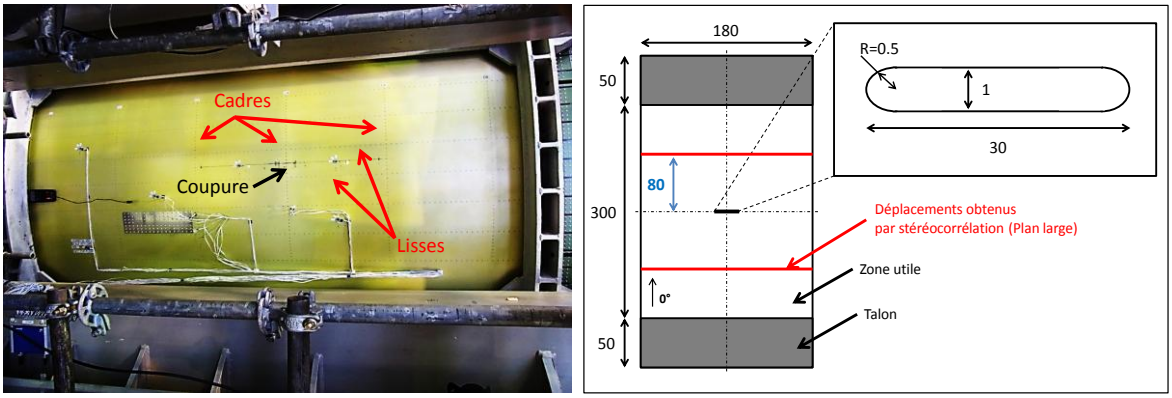

Figure 1 - Localisation de la coupure de type « *two-bay crack* » dans un fuselage et plaque entaillée étudiée

Dans ces travaux, on s'intéresse au cas particulier où l'entaille est une coupure, c'est-à-dire que, par opposition à la fissure signifiant classiquement des endommagements faibles, elle fait référence à un endommagement traversant de grande dimension avec la caractéristique de présenter des forts gradients de déformation en pointe d'entaille. De par ces effets particulièrement locaux, les endommagements et les mécanismes de ruine peuvent s'avérer différents vis-à-vis de l'initiation des dommages, de leur nature et de leur propagation. Une stratégie de suivi d'essais couplant différentes techniques est donc proposée ainsi que l'établissement et la validation d'une modélisation numérique

de la ruine d'un stratifié entaillé à l'aide du « *Discrete ply model* ». Pour cette étude, la courbure de la peau du fuselage ainsi que les raidisseurs ne sont pas modélisés. L'analyse est faite sur une plaque plane munie d'une coupure en son centre. Ces travaux constituent le prolongement de l'étude des stratifiés composites carbone/époxy troués soumis à de la traction simple menée par [4]. Les mêmes séquences d'empilement sont étudiées.

2. Matériaux et méthodes

L'éprouvette (Figure 1) est une plaque plane de zone utile 180mm * 300mm (sens 0°) avec une entaille en son centre de dimension 30mm (sens 90°) * 1mm (rayon de pointe d'entaille de 0.5mm). Le matériau composite sélectionné est le carbone/époxy T700/M21 (134g/m^2) ayant pour épaisseur de pli, 0.125mm. Il a été proposé d'étudier les effets des séquences d'empilement suivantes de 13 plis :

-C3-1 [X/-45/0/45/X/90/0/90/X/45/0/-45/X]
-C3-2 [X/X/X/-45/0/90/0/90/0/-45/X/X/X]
-C3-3 [X/X/X/X/-45/0/0/0/-45/X/X/X/X]

Les essais sont réalisés sur une machine de traction électromécanique SCHENCK de capacité 250kN à une vitesse de traction de 0.02mm/s. La machine fournit une mesure du déplacement et de l'effort. Pour avoir une valeur plus précise du déplacement, un capteur de déplacement linéaire est placé sur le mors supérieur. Les essais sont suivis par corrélation d'images et par caméra infrarouge (deux faces de l'éprouvette). Les analyses d'images sont faites respectivement avec les logiciels VIC 3D et ALTAIR. Le suivi par caméra infrarouge est réalisé en continu.

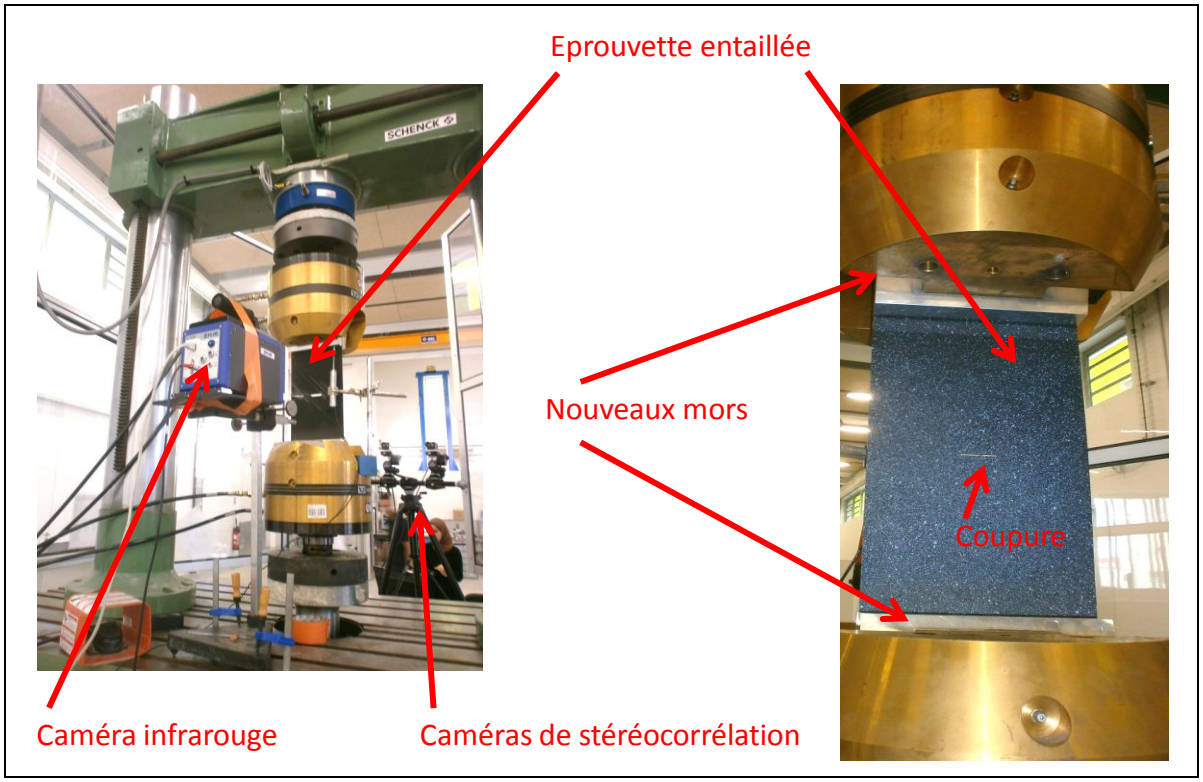

Figure 2 - Dispositif expérimental pour un essai de traction quasi-statique sur les éprouvettes entaillées

3. Résultats expérimentaux

3.1. Courbes Contrainte/Déformation

Les valeurs de contraintes et de déformations présentées Figure 3 sont normées en utilisant comme références les valeurs maximales obtenues lors des essais de traction lisse (drapage C3-3, [4]). En moyenne, les drapages C3-2 et C3-3 affichent une contrainte à rupture légèrement plus élevée que le drapage C3-1. Les différences entre les drapages sont fortement atténuées en comparaison des essais lisses et troués [4]. Les contraintes à rupture étant plus faibles que pour les troués, les effets de bords deviennent insignifiants.

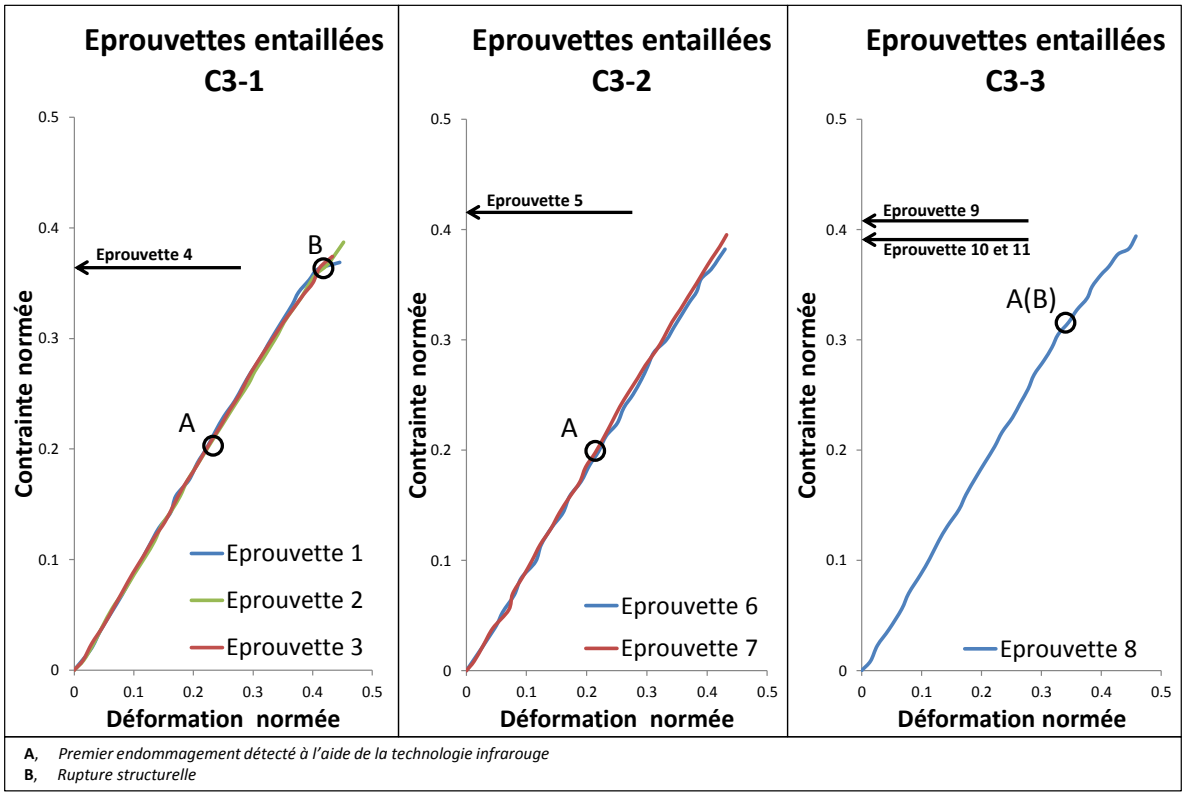

Figure 3 - Courbes Contrainte/Déformation pour les éprouvettes entaillées

3.2. Scénario de rupture

Les premiers endommagements observés sur le drapage C3-1 à partir du point **A** (Figure 3) peuvent être des décohésions fibre/matrice, de la fissuration matricielle, du délaminage ou bien de la rupture de fibres. Le mode de rupture libérant le plus d'énergie est évidemment la rupture de fibres. Une augmentation locale de la température de l'ordre du degré, comme observée Figure 4 semble dénoter un tel mode d'endommagement. Les autres modes de rupture, moins énergétiques, augmentent localement la température de quelques dixièmes de degré au maximum [3].

Une fois la propagation amorcée, on remarque des dégagements de chaleur sur la partie droite de l'entaille (« Plan rapproché » pour les éprouvette n°1, 2 et 3, Figure 4). Ces derniers semblent relativement symétriques de part et d'autre de l'entaille (« Plan large » pour l'éprouvette n°4, Figure 4). L'endommagement continue ainsi à progresser et une rupture finale brutale s'ensuit. La rupture se

propage de manière explosive, légèrement orientée de quelques degrés par rapport à l'horizontale. Après rupture du stratifié, on obtient un faciès de rupture de type « *pull-out* » symétrique.

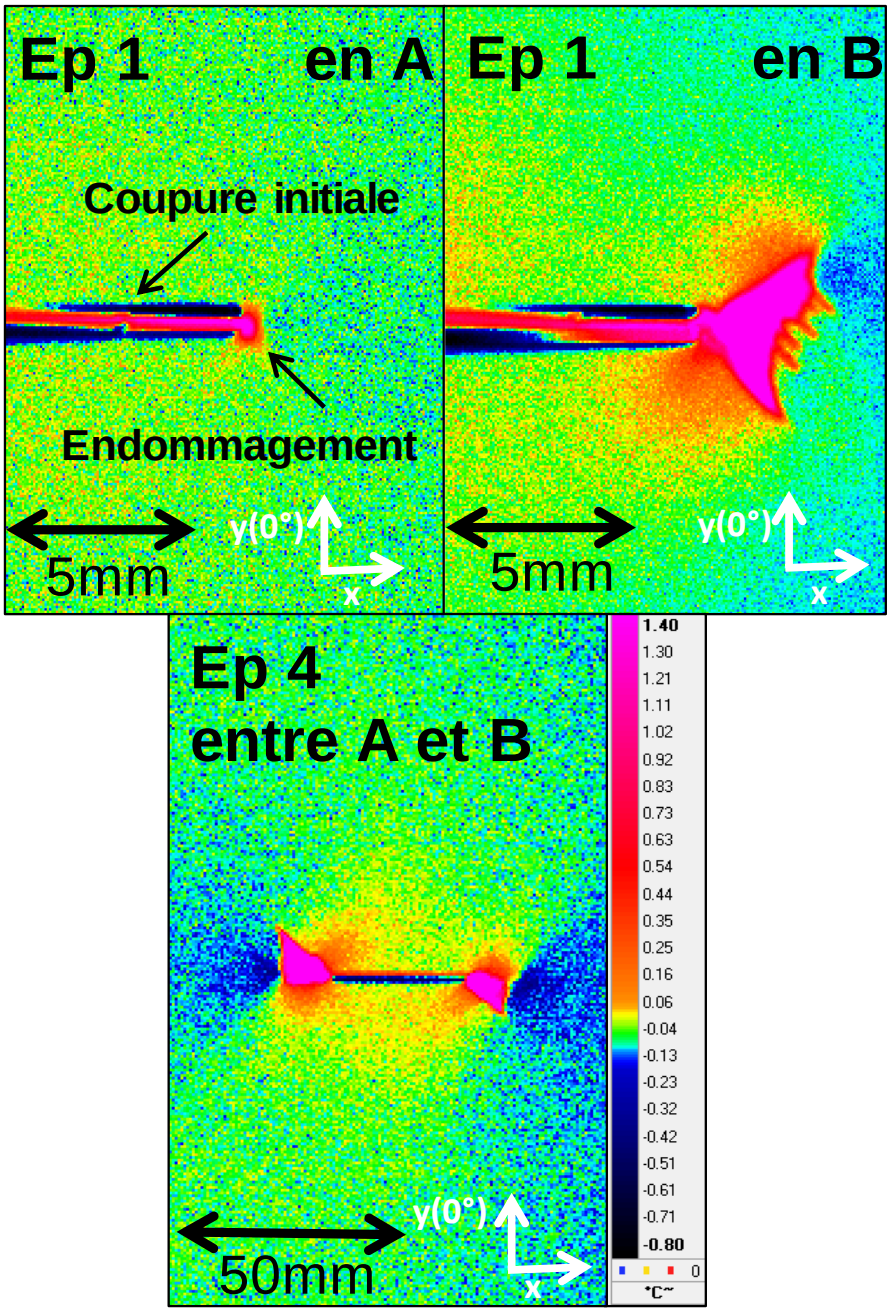

Figure 4 - Cartographies infrarouges des éprouvettes entaillées n°1 (Plan rapproché) et n°4 (Plan large)

Les scénarios de rupture des drapages C3-2 et C3-3 sont très similaires à celui observé pour le drapage C3-1. A partir du point **A** (Figure 4), les endommagements progressent de chaque côté de l'entaille et conduisent les spécimens à la rupture totale. De la même manière que pour le drapage C3-1, les faciès de rupture des drapages C3-2 et C3-3 semblent révéler une rupture des fibres orientée à 0°, orientée selon une direction approximativement orthogonale à la direction de traction.

3.3. Suivi de coupure à l'aide de la thermographie infrarouge

Le suivi par caméra infrarouge est assuré afin de déterminer l'évolution de coupure. Les ruptures de fibres étant très énergétiques, elles produisent un fort dégagement de chaleur au regard des autres endommagements ; il suffit donc de relever les positions et distances des forts dégagements de chaleur (Figure 4). On remarque à l'aide du suivi par émission infrarouge que des endommagements apparaissent très tôt lors de l'essai (Figure 5).

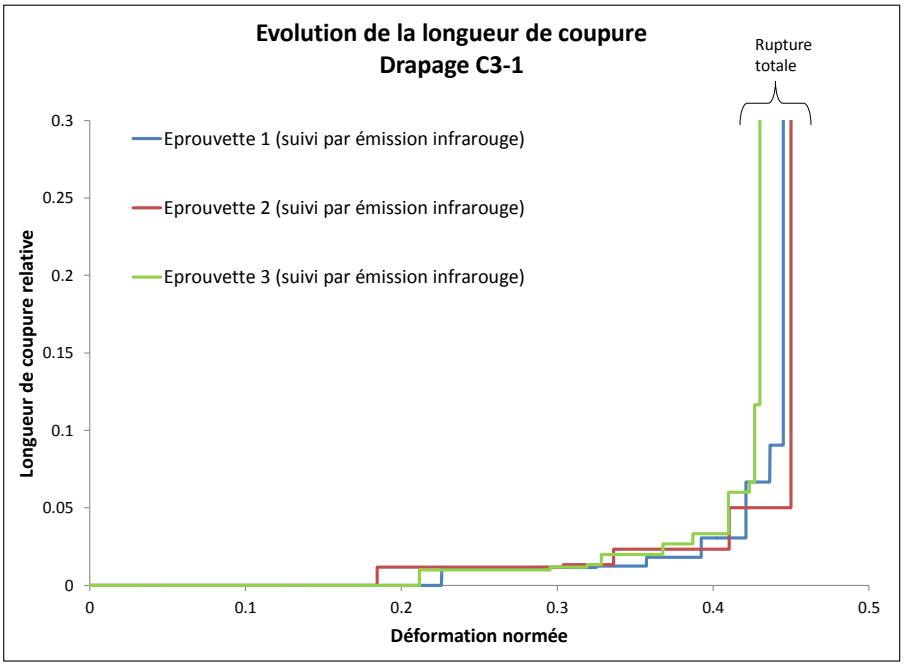

Figure 5 - Comparaison des méthodes d'évaluation de la longueur de coupure

L'adjectif « relative » indique que la valeur de la longueur de coupure mesurée est divisée par la longueur initiale du ligament à droite de l'entaille (75mm). Les évolutions de la longueur de coupure étant faible (comparée à la dimension du spécimen) l'échelle des ordonnées est limitée à 0.3 pour améliorer la lisibilité. Le dernier « saut » correspond à la rupture totale du stratifié.

La méthode de détermination de l'évolution de la longueur de coupure utilisant la technologie infrarouge semble être pertinente. Elle doit néanmoins légèrement surestimer la longueur de coupure à cause de la propagation de chaleur dans le stratifié. En effet, lors d'une rupture de fibres d'un pli à 0° loin de la surface libre, la chaleur émise se propage vers la surface jusqu'à être détectée par la caméra infrarouge. Durant cette période, elle se propage aussi dans le plan du stratifié.

4. Etude numérique

La simulation du comportement des éprouvettes entaillées soumises à de la traction est réalisée à l'aide du « *Discrete Ply Model* », dont les caractéristiques sont détaillées en [1,2] et l'architecture représentée Figure 6.

4.1. Modélisation

Les éprouvettes ayant de grandes dimensions (180 × 300 mm^2), mailler tout le stratifié avec la même densité de maillage aurait conduit à des coûts de calculs prohibitifs. Pour pallier cette difficulté,

deux types d'éléments sont utilisés : des éléments endommageables : C3D8 et COH3D8, et des éléments non endommageables : C3D8R – respectivement en bleu et gris sur la Figure 7). Pour ces deux types d'éléments, un élément par pli est utilisé. Un troisième type a été ajouté : des éléments C3D8 loin de la coupure (en blanc sur la Figure 7) avec un seul élément dans l'épaisseur. On donne alors à ce dernier le comportement homogénéisé du stratifié.

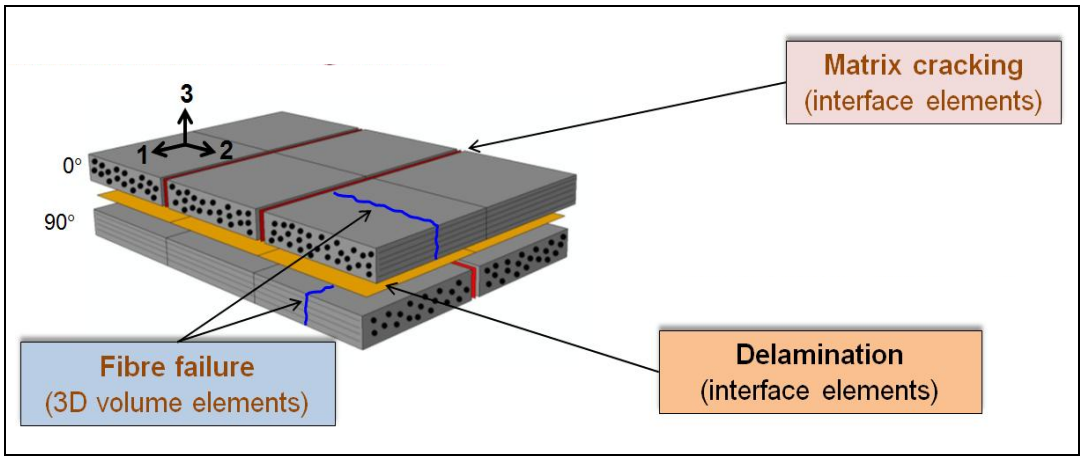

Figure 6 - Les trois modes d'endommagement du DPM [2]

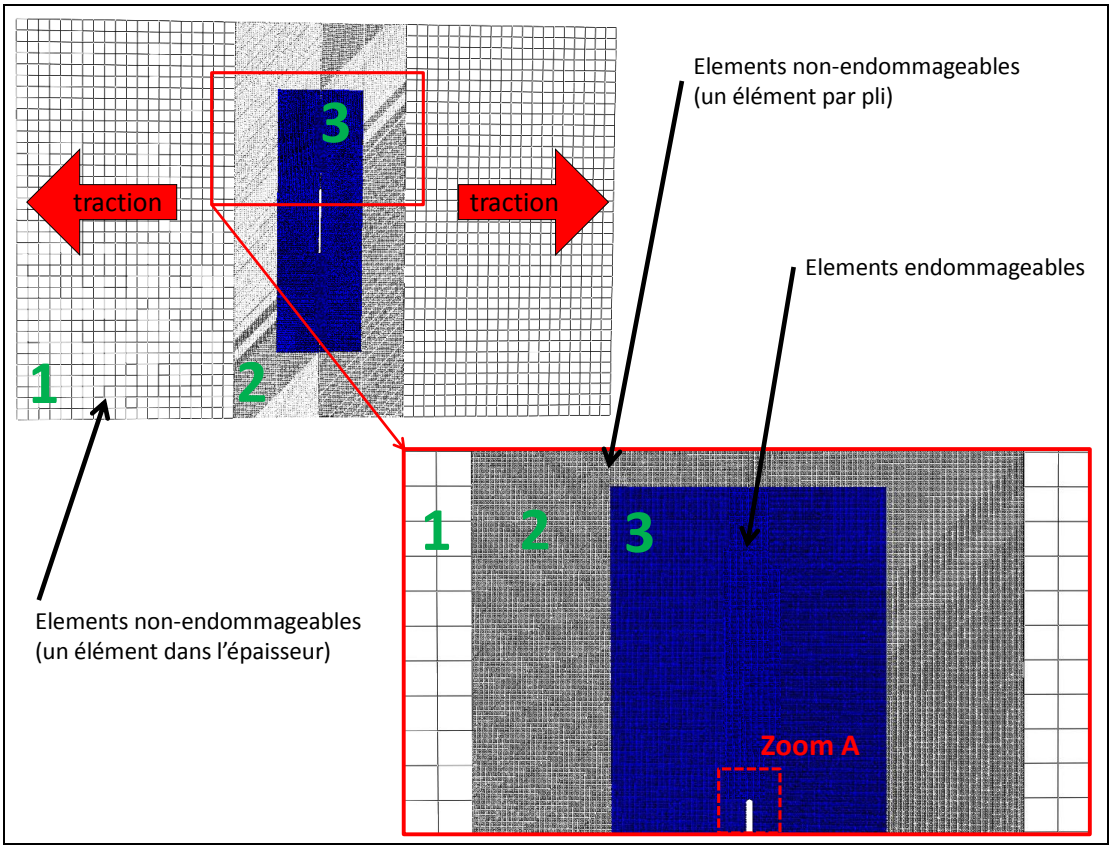

Figure 7 - Modèle numérique d'un spécimen entaillé soumis à de la traction simple

4.2. Comparaison numérique/expérimental

Le comportement global des stratifiés représenté par les courbes Contrainte/Déformation semble correctement traduit (Figure 8). L'évolution de la longueur de coupure déterminée par simulation numérique, obtenue en relevant le nombre d'éléments volumiques (représentant la rupture de fibres du pli central à 0°) complètement endommagés, est en totale conformité avec celle relevée grâce au suivi infrarouge des éprouvettes entaillées de drapage C3-1 (Figure 9). On note en particulier que l'initiation de la propagation de coupure ainsi que son amplitude maximale avant rupture totale (8% du ligament), sont simulées avec une bonne précision, la longueur de coupure relative étant la longueur de coupure réelle divisée par la longueur de ligament (75mm).

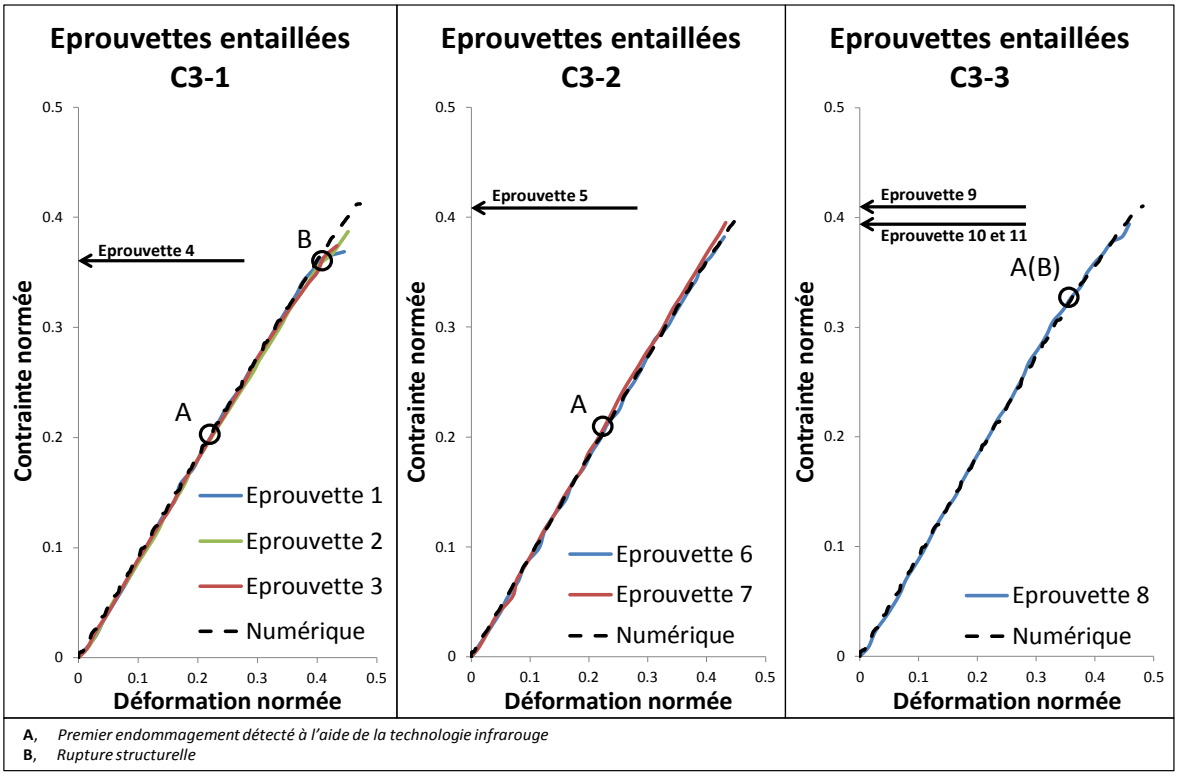

Figure 8 - Courbes Contrainte/Déformation des spécimens entaillés pour les trois drapages– Comparaison numérique/expérimental

5. Conclusion

Les essais sur éprouvettes entaillées ont permis de confirmer la tendance observée sur les spécimens troués [4] : malgré une sensibilité à la coupure (trou et entaille) supérieure aux deux autres drapages (C3-1 et C3-2), le drapage C3-3 possède la contrainte à rupture la plus élevée. Les différences entre les contraintes à rupture des échantillons troués et entaillées sont liées au type de coupure. Après avoir fait appel à différentes techniques de suivi pour décrypter le comportement des éprouvettes entaillées, la méthode de détermination de l'évolution de la longueur de coupure à l'aide du suivi infrarouge s'est révélée plus précise que celle qui utilise la corrélation d'images. Suite aux diverses évolutions du modèle numérique, nécessaires pour simuler le comportement des spécimens entaillés avec des temps de calcul raisonnables, les résultats numériques ont pu être validés grâce aux multiples observations expérimentales recueillies.

Le « *Discrete Ply Model* » a donc prouvé son efficacité à modéliser le comportement des spécimens de type « coupon » munis d'une concentration de contrainte de type coupure (trous de différents diamètres [4] et entaille**)** et soumis à de la traction simple.

6. Références bibliographiques

[1] Achard V., Bouvet C., Castanié B., Chirol C. (2014). Discrete ply modelling of open hole tensile tests. *Composite Structures*. Vol. 113, p. 369‑381.

[2] Hongkarnjanakul N. (2013). Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d'impact. *Thèse de doctorat*.

[3] Lisle T., Bouvet C., Pastor M.L., Margueres P., Prieto Corral R., 2013. Damage analysis and fracture toughness evaluation in a thin woven composite laminate under static tension using infrared thermography. *Composites Part A*, 53, 75-87. doi: 10.1016/j.compositesa.2013.06.004

[4] Serra J., Bouvet C., Castanié B. and Petiot C. Scaling effect in notched composites: The Discrete Ply Model approach. *Composite Structures*. 148, 127-143. 2016