# Simulation d'impact à moyenne vitesse et de compression ou cisaillement après impact sur grandes plaques composites stratifiées

Antoine Trellu, Christophe Bouvet, Samuel Rivallant, Léon Ratsifandrihana, Alexandre Chardonneau

▶ **To cite this version:**

Antoine Trellu, Christophe Bouvet, Samuel Rivallant, Léon Ratsifandrihana, Alexandre Chardonneau. Simulation d'impact à moyenne vitesse et de compression ou cisaillement après impact sur grandes plaques composites stratifiées. JNC21 (21ème Journées Nationales sur les Composites), École Nationale Supérieure d'Arts et Métiers (ENSAM) - Bordeaux, Jul 2019, Bordeaux, France. hal-02115951

**HAL Id: hal-02115951**
**https://hal.science/hal-02115951**

Submitted on 30 Apr 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.

# Simulation d'impact à moyenne vitesse et de compression ou cisaillement après impact sur grandes plaques composites stratifiées

## *Simulation of medium velocity impact and compression or shear after impact on large composite laminated plates*

**A. Trellu[1,2], C. Bouvet[1], S. Rivallant[1], L Ratsifandrihana[2] et A. Chardonneau[1]**

1 : Université de Toulouse
ISAE-Supaero, Institut Clément Ader (UMR CNRS 5312)
10 av. E. Belin, 31055 Toulouse, FRANCE
e-mail : antoine.trellu@isae.fr, christophe.bouvet@isae.fr et samuel.rivallant@isae.fr

2 : SEGULA Aerospace & Defence
24 bd. Déodat de Severac, 31770 Colomiers, FRANCE
e-mail : leon.ratsifandrihana@segula.fr

### Résumé

Les matériaux composites sont connus pour être vulnérables aux sollicitations hors plan comme les impacts. Pour s'abstenir de réaliser des campagnes expérimentales couteuses, de nombreux outils de simulations numériques sont développés. Le modèle développé à l'Institut Clément Ader depuis une dizaine d'années permet de représenter les principaux endommagements présents dans un stratifié composite lors d'un impact à faible vitesse/faible énergie. Le travail présenté ici a pour but de valider le bon fonctionnement du modèle pour des impacts à moyenne vitesse.

### Abstract

Composites are known to be vulnerable to out-of-plane loading such as impact. To design composite structures without performing long and costly experimental campaigns several numerical approaches have been developed. The model developed in Institut Clément Ader over the last year enables representation of main failures appearing in a composite laminate subjected to low velocity/low energy impact. The work presented here deals with the validation of this model to account for damages in composite laminates under medium velocity impact.

**Mots Clés :** Impact moyenne vitesse, Modélisation numérique, Grandes plaques composites
**Keywords :** Medium velocity impact, Numerical modelling, Large composite plates

## 1. Introduction

De par leurs hautes caractéristiques mécaniques rapportées à leur faible masse, les matériaux composites unidirectionnels sont de plus en plus utilisés dans l'industrie aéronautique. Leurs mécanismes d'endommagement restent cependant complexes et conduisent le plus souvent à un surdimensionnement des structures actuelles. Ces matériaux sont particulièrement vulnérables aux sollicitations hors plan comme les impacts basse vitesse. Ces impacts peuvent apparaitre pendant des phases d'assemblage ou de maintenance au sol quand l'appareil est sujet à la chute d'outils [1] ou à la projection de petits projectiles sur la piste. La complexité de ces matériaux ne permet pas d'utiliser les modèles analytiques proposés dans la littérature [2-3] pour dimensionner des structures de façon classique en prenant en compte les interactions entre les principaux endommagements (rupture de fibre, fissuration matricielle et délaminage) [4]. Pour s'abstenir des coûts élevés des campagnes expérimentales, de nombreux travaux de recherche portent sur le développement de modèles numériques éléments finis permettant de simuler le comportement mécanique sous impact basse vitesse de structures composites [5-13] et s'inscrivent dans une démarche de « Virtual Testing » [14].

Le Discrete Ply Model (DPM), développé par Bouvet *et al.* au sein de l'Institut Clément Ader (ICA) [15-17] s'inscrit dans cette démarche. Il permet de modéliser à l'échelle du pli les différents endommagements présents dans une structure composite subissant un impact basse vitesse mais également des sollicitations après impact, comme la compression ou le cisaillement. Il est implémenté dans le code éléments finis Abaqus par l'intermédiaire d'une loi de comportement utilisateur VUMAT codée en FORTRAN. Le DPM a notamment donné de bons résultats sur des travaux d'optimisation de la tolérance aux dommages d'impact basse vitesse et de compression après impact sur des éprouvettes composites de petites tailles (150x100 $mm^2$) [17].

L'objectif de ce travail est d'étendre le champ de compétence du DPM. Il s'agit ici d'utiliser le modèle pour simuler des impacts moyenne vitesse, entre 70 m/s et 100 m/s sur des grandes éprouvettes (556x536 $mm^2$) pour travailler à l'échelle des détails structuraux. Ces vitesses d'impact peuvent correspondre à la projection d'un objet situé sur le tarmac au décollage ou à l'atterrissage d'un avion. Une campagne expérimentale d'impact moyenne vitesse a été réalisée et permettra d'effectuer un dialogue essais/calcul pour valider l'utilisation du DPM pour simuler le comportement d'une telle structure sous impact à moyenne vitesse.

Après une présentation de la campagne expérimentale d'impact, un bref rappel sur le principe du Discrete Ply Model sera réalisé. Enfin la modélisation associée à ces impacts sera présentée et une comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques sera faite pour conclure sur l'efficacité du DPM.

## 2. Campagne expérimentale d'impact à moyenne vitesse

Au préalable d'un travail numérique, une campagne d'impact à moyenne vitesse a été réalisée sur la plateforme Stimpact [19] située à l'ICA. Une bille en acier de 19 mm de diamètre et 28g est tirée sur une plage de vitesse comprise entre 70 m/s et 100 m/s par l'intermédiaire d'un lanceur à gaz sur les plaques composites (Fig. 1). L'utilisation d'une caméra rapide placée perpendiculairement à la trajectoire de l'impacteur permet de suivre l'essai. De plus, le mouchetis réalisé sur la bille permet de suivre la bille par corrélation d'image grâce au travail de *Passieux et al.* [18]. Cela permet ainsi d'obtenir les courbes de l'effort d'impact en fonction du déplacement de la bille pour les différentes vitesses de tir puis de les comparer avec celles obtenues par modèle. Concernant les conditions limites, la plaque composite est uniquement en appui sur une fenêtre d'impact de 400x400 $mm^2$, ce qui correspond à la zone d'intérêt de l'éprouvette.

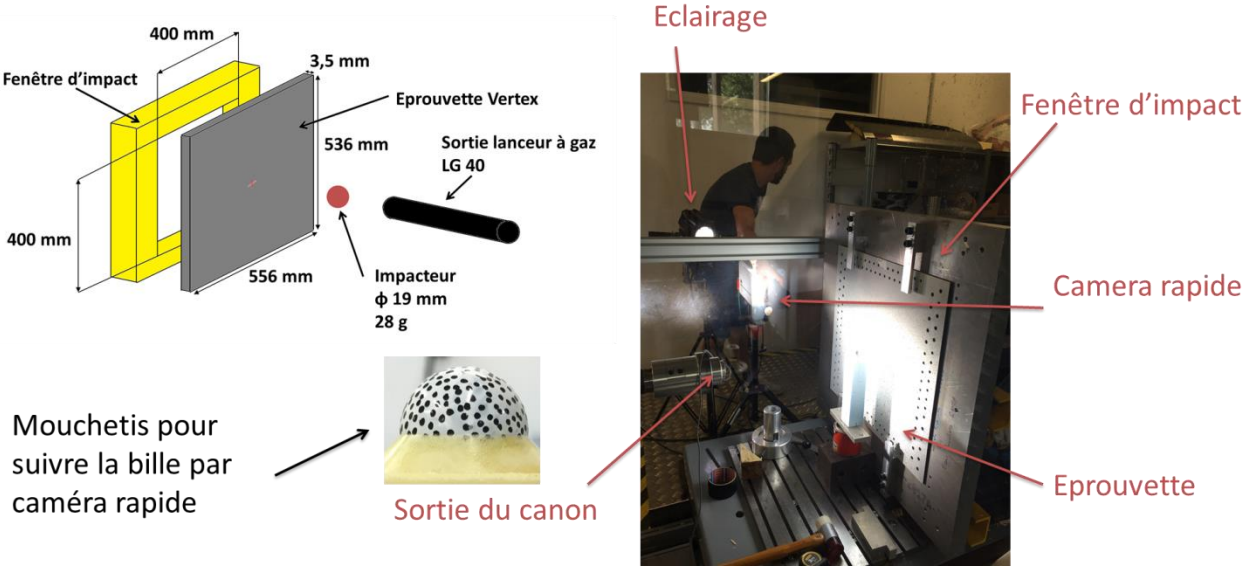


*Fig. 1. Mise en place de l'essai d'impact.*

Pour cette étude le matériau utilisé est un composite unidirectionnel T700/M21 constitué de fibres de carbone et d'une matrice époxy. L'épaisseur du pré-imprégné est de 0.25 mm et le drapage choisi est $[45_2/-45_2/0_2/90]_s$ pour une épaisseur totale de 3.5 mm.

Suite aux essais, les courbes de la force d'impact en fonction du déplacement de l'impacteur sont tracées. Pour obtenir la zone délaminée suite à l'impact, des investigations ultrasonores au C-scan sont réalisées. Ces différents résultats seront présentés dans la prochaine partie lors de la corrélation entre la partie expérimentale et la partie numérique (Fig. 4).

## 3. Le Discrete Ply Model

Le modèle numérique utilisé pour mener à bien cette étude, le Discrete Ply Model est décrit de façon précise dans [15-18]. Cette partie présente brièvement le modèle ainsi que la modélisation des différents endommagements pris en compte à savoir la rupture de fibre, la fissuration matricielle et le délaminage. Les différents paramètres matériaux implémentés dans le modèle sont également présentés.

### 3.1 Formulation des éléments et loi de comportement

Le principe du DPM est illustré par la figure suivante (Fig. 2).

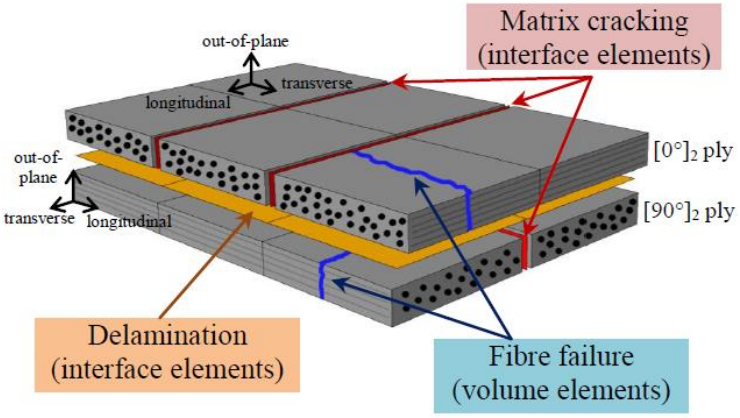


*Fig. 2. Principe du DPM [17].*

- La rupture de fibre est prise en compte dans les éléments volumiques et modélisée de façon continue avec le couplage de la mécanique de l'endommagement et de la mécanique de la rupture. La matrice de raideur du matériau est dégradée afin d'obtenir une dissipation de l'énergie de rupture. L'endommagement des fibres est initié quand la déformation à rupture des fibres $\boldsymbol{\varepsilon_0^T}$ est atteinte. Pour restituer la bonne énergie à rupture, la déformation finale à rupture $\boldsymbol{\varepsilon_1^T}$ est calculée afin que la fibre dissipe l'énergie correspondant au taux de restitution d'énergie critique du matériau en rupture de fibres $\mathbf{G_{IC}^f}$. Le taux de restitution de l'énergie critique peut être déterminé par essai [19]. L'équation suivante traduit la formulation aux points d'intégration du critère piloté en déformation pour un comportement en traction.

$$\int_V \left( \int_0^{\varepsilon_1^T} \sigma_l d\varepsilon_l \right) dV = S G_{IC}^{f,T} \qquad \text{(Eq.1)}$$

Avec $\mathbf{G_{IC}^{f,T}}$ le taux de restitution critique de l'énergie en mode I en traction dans la direction de la fibre, **V** et **S**, le volume et la section de l'élément, $\boldsymbol{\varepsilon_l}$ et $\boldsymbol{\sigma_l}$, la déformation et la contrainte longitudinale. Jusqu'à ce que la déformation finale à rupture $\boldsymbol{\varepsilon_1^T}$ soit atteinte, une variable d'endommagement est calculée et vient dégrader les contraintes via la perte de raideur de l'élément.

- La fissuration matricielle est représentée par les éléments cohésifs placés entre les éléments volumiques dans la longueur du pli. Cet endommagement est calculé avec le critère d'Hashin :

$$\left(\frac{\sigma_t^+}{\sigma_t^f}\right)^2 + \frac{\tau_{lt}^2 + \tau_{tz}^2}{(\tau_{lt}^f)^2} \leq 1 \qquad \text{(Eq.2)}$$

Avec $\boldsymbol{\sigma_t}$ la contrainte transverse, $\boldsymbol{\sigma_t^f}$ la contrainte à rupture transverse, $\boldsymbol{\tau_{lt}}$ et $\boldsymbol{\tau_{tz}}$ les contraintes de cisaillement et $\boldsymbol{\tau_{lt}^f}$ la contrainte à rupture de cisaillement dans le plan. Bouvet *et al* [14] considèrent ces contraintes comme les plus critiques pour la fissuration matricielle.

Les contraintes sont calculées aux points d'intégration des éléments voisins de l'interface cohésive. Quand le critère est atteint pour l'un des quatre points d'intégration de ces deux éléments voisins, la raideur de l'élément devient nulle. Les deux éléments volumiques deviennent alors indépendants.

- Le délaminage est représenté par des éléments d'interface cohésifs placés entre les plis. L'endommagement de ces interfaces est modélisé par la mécanique de la rupture. Un critère de couplage linéaire est écrit entre les trois modes de rupture :

$$\frac{G_I}{G_{IC}^{del}} + \frac{G_{II}}{G_{IIC}^{del}} + \frac{G_{III}}{G_{IIIC}^{del}} = 1 \qquad \text{(Eq.3)}$$

Dans notre cas, on suppose $\mathbf{G_{IIC}^{del}}$ et $\mathbf{G_{IIIC}^{del}}$ confondus**.** Pour utiliser le comportement « traction-séparation » de la loi cohésive, le critère est écrit en déplacement équivalent pour les trois modes :

$$d_{eq} = \sqrt{(\langle d_I \rangle^+)^2 + (\frac{d_I^0}{d_{II}^0} d_{II})^2 + (\frac{d_I^0}{d_{III}^0} d_{III})^2} \qquad \text{(Eq.4)}$$

Avec $\mathbf{d_I^0}$, $\mathbf{d_{II}^0}$, $\mathbf{d_{III}^0}$ les déplacements équivalents critiques pour l'initiation de l'endommagement. Quand le déplacement équivalent à rupture est atteint, la propagation du dommage se fait par l'intermédiaire d'une loi linéaire ou exponentielle, pour la relaxation des contraintes.

### 3.2 Propriétés du T700/M21 et conditions limites

Les propriétés du matériau composite utilisé pour ce travail sont données dans le tableau suivant (Tab. 1) :

| $E_l^t$ (GPa) | $E_l^c$ (GPa) | $E_t$ (GPa) | $\nu_{lt}$ | $G_{lt}$ (GPa) | $G_{lz}$ (GPa) |
|---|---|---|---|---|---|
| 130 | 100 | 7.7 | 0.3 | 4.75 | 2.9 |
| $\sigma_t^f$ (MPa) | $\sigma_c^f$ (MPa) | $\sigma^{crush}$ (MPa) | $\varepsilon_t^0$ | $\varepsilon_c^0$ | |
| 60 | 110 | 250 | 0.020 | -0.0125 | |
| $G_{Ic}^d$ (N/mm) | $G_{IIc}^d$ (N/mm) | $G_t^f$ (N/mm) | $G_c^f$ (N/mm) | | |
| 0.5 | 1.6 | 90 | 30 | | |

*Tab. 1. Propriétés mécaniques du T700/M21.*

Concernant les conditions limites, l'impacteur et la fenêtre d'impact de 400x400 mm$^2$ sont représentés par des corps rigides non déformables (Fig. 3). Sur cette figure, seule la demi-plaque est représentée pour pouvoir visualiser la fenêtre d'impact.

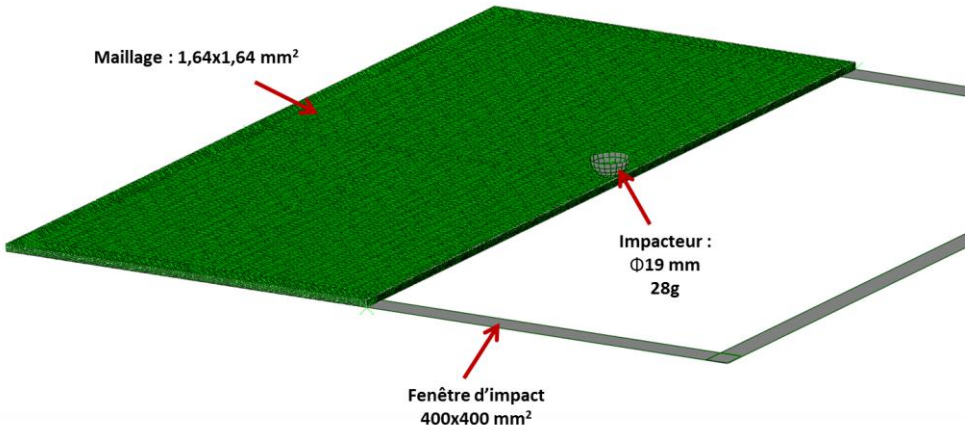


*Fig. 3. Conditions limites du modèle.*

## 4. Résultats et dialogue essais/calculs

La figure suivante présente la comparaison entre les résultats expérimentaux et numériques. Cette comparaison est réalisée avec les courbes effort d'impact/déplacement de l'impacteur et l'observation des zones de délaminage aux différentes interfaces. Concernant le délaminage, on observe bien la propagation sur la dernière interface en face non impactée pour l'impact à 100 m/s, ce qui est déterminant lors d'un dommage d'impact. Les efforts d'impact et le déplacement maximum de l'impacteur sont également cohérents avec les résultats expérimentaux.

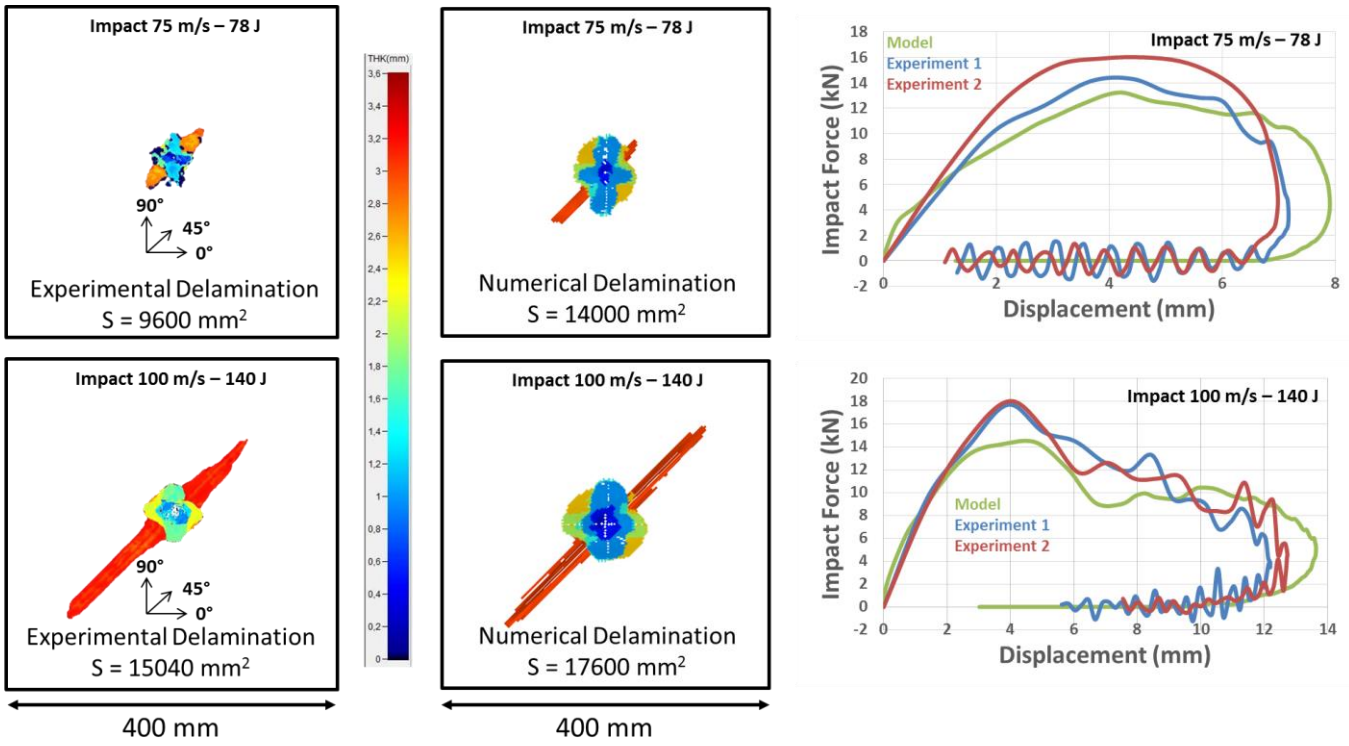


*Fig. 4.Comparaison expérimentale et numérique pour des impacts à 75 m/s et 100 m/s.*

## 5. Conclusion

La mise en place d'une campagne d'impacts à moyenne vitesse sur de grandes plaques composites a permis d'élargir les compétences du Discrete Ply Model. En effet le modèle avait déjà été validé pour des essais d'impact à faible vitesse et faible énergie mais ses performances n'avaient pas été évaluées pour des vitesses plus importantes. Le dialogue essais/calculs réalisé dans ce travail montre la capacité du modèle à simuler le comportement d'un composite unidirectionnel sous sollicitation d'impact à moyenne vitesse. Le modèle ne nécessite donc pas d'une éventuelle prise en compte d'effet vitesse tant sur la loi de comportement que sur les paramètres matériaux utilisés pour cette plage de vitesse. La prochaine étape de ce travail est de réaliser des sollicitations après impact (compression, cisaillement et sollicitation combinée) pour étudier l'influence du dommage d'impact sur des plaques à l'échelle du détail structural.

**Remerciements**

Ce travail a bénéficié des ressources du calculateur hautes performances CALMIP sous la dénomination projet p1026.

## Références


[1] E. Morteau, C. Fualdes. Composites @ Airbus, Damage Tolerance Methodology. FAA Workshop for Composite Damage Tolerance and Maintenance, Chicago IL, 2006.

[2] S. Abrate. Impact on Composite Structures. Cambridge University Press, 1998.

[3] Reid SR, Zhou G. Impact behaviour of fibre-reinforced composite materials and structures. Cambridge, England:Woodhead Publishing Limited; 2000.

[4] M.R. Wisnom. Modelling discrete failures in composites with interface elements. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 41 : 795-805, 2010.

[5] O. Eve. Etude du comportement des structures composites endommagées par impact basse vitesse. PhD Thesis, University of Metz, France, 1999.

[6] M.O.W. Richardson, M.J. Wisheart. Review of low-velocity impact properties of composite materials. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 27(12) : 1123-1131, 1996.

[7] C.S. Lopes, S. Sadaba, C. Gonzalez, J. LLorca, PP. Camanho. Physically-sound simulation of low-velocity impact on fiber reinforced laminates. Int Journal of Impact Engineering, 92 : 3-17, 2016

[8] A.M. Waas, A.P.K. Joseph, P. Davidson. Open Hole and filled hole progressive damage and failure analysis of composite laminates with a countersunk hole. Composites Structures, 203 : 523-538, 2018.

[9] O. Falcó, R.L. Ávila, B. Tijs, C.S. Lopes. Modelling and simulation methodology for unidirectional composite laminates in a Virtual Test Lab framework. Composite Structures, 190 : 137-159, 2018.

[10] Harper PW, Hallett SR. Cohesive zone length in numerical simulations of composite delamination. Eng Fract Mech, 75(16):4774–92, 2008.

[11] B. van Dongen, A. van Oostrum, D. Zarouchas. A blended continuum damage and fracture mechanics method for progressive damage analysis of composite structures using XFEM. Composite Structures 184 : 512-522, 2018.

[12] Turon A, Dávila CG, Camanho PP, Costa J. An engineering solution for solving mesh size effects in the simulation of delamination with cohesive zone models. Eng Fract Mech J ;74(10):1665–82, 2007.

[13] D. Feng, F. Aymerich. Finite element modelling of damage induced by low-velocity impact on composite laminates. Composite Structures 108 : 161-171, 2014.

[14] C. Bouvet, B. Castanié, M. Bizeul, J.-J. Barrau. Low velocity impact modelling in laminate composite panels with discrete interface elements. Int. Journal of Solids and Structures, 46 : 2809-2821, 2009.

[15] C. Bouvet, S. Rivallant, J.J. Barrau. Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation. Composites Science and Technology, 72 : 1977-1988, 2012.

[16] N. Hongkarnjanakul. Modélisation numérique pour la tolérance aux dommages d'impact sur stratifié composite : De l'impact à la résistance résiduelle en compression. Thèse de l'université de Toulouse, 2013.

[17] N. Dubary. Optimisation numérique et expérimentale de la tolérance aux dommages d'impact d'un stratifié composite aéronautique. Thèse de l'université de Toulouse, 2017.

[18] J.C. Passieux, P. Navarro, J.-N. Périé, S. Marguet, J.-F. Ferrero. A Digital Image Correlation Method For Tracking Planar Motions Of Rigid Spheres : Application To Medium Velocity Impacts. Experimentals Mechanics 54 : 1453-1466, 2014.

[19] S.T. Pinho, P. Robinson, L. Iannucci. Fracture toughness of tensile and compressive fibre failure modes in laminated composites. Composites Science and Technology, 66 : 2069-2079, 2006.