



HAL
open science

Simulation d'endommagement d'impact sur stratifié composite : effet du drapage et de la rupture de fibres en compression

Christophe Bouvet, Natthawat Hongkarnjanakul, Samuel Rivallant

► To cite this version:

Christophe Bouvet, Natthawat Hongkarnjanakul, Samuel Rivallant. Simulation d'endommagement d'impact sur stratifié composite : effet du drapage et de la rupture de fibres en compression. CFM 2013 - 21ème Congrès Français de Mécanique, Aug 2013, Bordeaux, France. hal-03439716

HAL Id: hal-03439716

<https://hal.science/hal-03439716>

Submitted on 22 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.

Simulation d'endommagement d'impact sur stratifié composite : Effet du drapage et de la rupture de fibres en compression

C. BOUVET^a, N. HONGKARNJANAKUL^a, S. RIVALLANT^a

a. Université de Toulouse ; ISAE, INSA, UPS, Emac ; ICA (Institut Clément Ader), ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace) 10 Avenue Edouard Belin, BP 54032, 31055 Toulouse Cedex 4, France

Résumé :

Les structures composites sont particulièrement fragiles aux sollicitations d'impact, de type chute d'outil lors des opérations de fabrication ou de maintenance, qui peuvent réduire de façon drastique leur caractéristique résiduelle tout en laissant une marque souvent peu visible sur la surface. Afin de certifier ces structures dans le domaine aéronautique, il est alors nécessaire de démontrer leur tenue résiduelle à des charges dépendant de la détectabilité du dommage d'impact. Dans un souci d'optimisation de la conception de ces structures composites en aéronautique, il est donc indispensable de mettre au point des modélisations numériques permettant de simuler les endommagements d'impact, en particulier l'indentation permanente après impact, et la tenue résiduelle. Dans ce cadre, les endommagements majeurs des composites, que sont la fissuration matricielle, les délaminages et les ruptures de fibres, doivent être pris en compte. Parmi ces endommagements, le phénomène de rupture de fibres en compression est particulièrement complexe et sa caractéristique essentielle, à savoir le taux de restitution d'énergie critique, particulièrement délicate à évaluer.

L'objectif de ce travail est de tester un modèle d'endommagement composite à l'impact avec différents drapages, afin à la fois de tester sa robustesse, mais également d'expliquer l'effet du drapage sur le scénario d'endommagement à l'impact. En particulier l'un des drapages testés donne lieu à la création d'une fissure de compression dans la direction fibre sur la face impactée. L'effet sur la propagation de cette fissure, du taux de restitution d'énergie critique en compression sens fibre est montré grâce à la modélisation numérique. La valeur de ce taux de restitution d'énergie critique ainsi identifiée se révèle être cohérente avec la littérature.

Abstract :

Composite structures are particularly brittle when subjected to impact, as tool drops during manufacturing operations or maintenance, which can drastically reduce their residual characteristics and at the same time can leave very little visible mark onto the impacted surface. To certify these structures in aeronautic field, it is necessary to demonstrate their residual resistance to loads which depend on detectability of impact damage. In order to optimize the design of these composite structures in aircraft, it is essential to develop numerical models to simulate impact damage, in particular the permanent indentation after impact, and residual strength. In this context, the different damage types of composites, such as matrix cracking, delaminations and fiber breakage, should be taken into account. Among these damage types, the phenomenon of fiber breakage under compression loading is particularly complex and its essential characteristic, namely the critical energy release rate, is particularly difficult to assess.

The objective of this work is to test a model able to simulate the impact damage on composite laminate with different draping sequences, both to test its robustness, but also to explain the effect of draping on the damage scenario developing during impact. In particular, one of the tested draping sequences leads to the creation of a compression crack perpendicular to the fiber direction onto the impacted surface. The effect of the critical energy release rate of fiber under compression loading is shown on the propagation of the crack thanks to numerical modeling. The obtained value of this critical energy release rate is consistent with the literature.

Mots clefs : composite, impact, endommagement, modélisation, compression fibre, taux de restitution d'énergie

1 Introduction

L'impact basse vitesse constitue l'une des agressions accidentelles les plus endommageantes pour les matériaux composites. Les dommages d'impact, que sont les délaminages, les ruptures de fibres ou les fissurations matricielles, peuvent en effet conduire à une diminution drastique de la tenue résiduelle des structures composites même en l'absence d'une marque visible sur la surface [1-3]. Cette notion de « marque visible » est fondamentale pour le dimensionnement d'une structure composite aéronautique car elle va conditionner sa tenue résiduelle admissible. Cette méthode de dimensionnement est appelée tolérance aux dommages d'impact [4] et cette marque visible BVID (Barely Visible Impact Damage) [5], c'est-à-dire le plus petit dommage détectable lors d'une inspection avec une probabilité suffisante [6]. En vue de la conception d'une structure composite tolérante à l'impact, il est donc primordial d'étudier dans le détail son endommagement d'impact, l'effet de cet endommagement sur sa tenue résiduelle ainsi que l'indentation permanente laissée par cet impact afin de statuer sur son éventuelle détectabilité.

L'objet de cette présentation se limitera à l'étude et à la modélisation de l'endommagement d'une plaque stratifiée composite unidirectionnelle soumise à un impact basse vitesse / basse énergie, et en particulier à l'effet du taux de restitution d'énergie critique en rupture de fibres en compression sur l'endommagement obtenu.

Malgré de nombreux travaux aussi bien expérimentalement [7-9...] que numériquement [10-12...] sur cette thématique, la question sur le type de modélisation à adopter, et en particulier sur l'échelle de modélisation permettant de rendre compte des différents dommages d'impact, reste encore largement ouverte. Alors que la modélisation de l'interface entre plis est maintenant classiquement réalisée à partir d'éléments d'interface gérés à partir de la mécanique de la rupture, le modèle du pli et en particulier la prise en compte de son endommagement et de l'interaction de cet endommagement avec celui de l'interface, présente encore des solutions très diverses.

La solution adoptée lors de nos travaux [13] a été de se placer à l'échelle de la fissuration matricielle, intermédiaire entre un modèle micro du pli, permettant de rendre compte de façon très fine des différents endommagements, et un modèle méso du pli qui oblige à ajouter des relations de couplage entre les dommages intra et inter-plis afin de rendre compte de ces interactions [11]. En effet la fissuration matricielle est fondamentale sur l'endommagement d'impact et doit donc être rendue de façon satisfaisante afin de modéliser correctement un essai d'impact. Le pli est alors modélisé à partir de bandes de fibres et de résine pouvant se dissocier les unes des autres afin de rendre compte de fissurations transverses traversant le pli (fig. 1b). Ce modèle permet alors une interaction automatique entre la fissuration matricielle et les délaminages, simplement par construction. Cette échelle de modélisation a été spécialement développée et adaptée pour un pli de stratifié unidirectionnel mais une démarche similaire peut être menée sur un pli de stratifié tissé et mène alors encore une fois à une échelle de modélisation originale intermédiaire entre les échelles micro et méso, celle du toron formé de fibres et de résine [14]. Une bonne corrélation est alors trouvée avec les résultats expérimentaux et montre l'intérêt de ce type de modélisation intermédiaire entre micro et méso-modèle.

2 Présentation du modèle d'impact

Afin de rendre compte du caractère discret de la fissuration matricielle, des éléments d'interface, normaux à la direction transverse de chaque pli, sont utilisés [13]. Ainsi chaque pli est modélisé à l'aide de bandes de fibres et de résine reliées entre elles par ces éléments d'interface (fig. 1b). L'endommagement de ces interfaces est ensuite piloté à l'aide d'un critère de rupture en fissuration matricielle écrit dans les éléments voisins.

La rupture de fibres en compression ou traction est quant à elle prise en compte à l'aide d'un modèle d'endommagement et plasticité écrit dans les éléments volumes (fig. 1b). En effet l'utilisation d'éléments d'interfaces normaux à la direction longitudinale a été évitée afin de ne pas trop alourdir le modèle. L'endommagement et la plasticité utilisés dans ces éléments permet alors de dissiper le taux de restitution d'énergie critique en cas de rupture de fibres, aussi bien en traction qu'en compression. Ce choix de ne pas utiliser d'éléments d'interface pour la rupture de fibres implique donc des lois de comportement prenant en compte une longueur interne, à savoir la longueur de l'élément volumique dans la direction longitudinale [15].

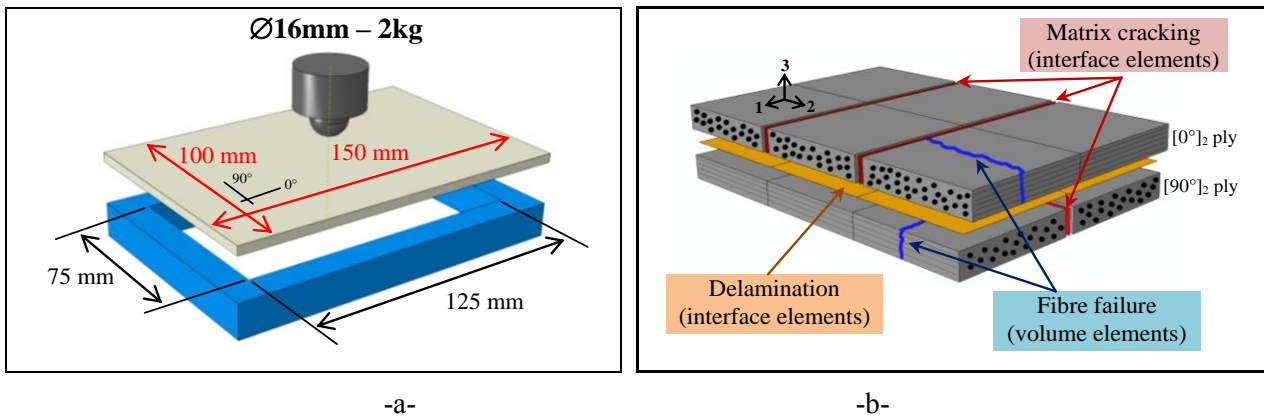


FIG. 1 – Schémas de principe de l'essai d'impact (a) et de la modélisation du stratifié (b)

Le délaminage est ensuite pris en compte classiquement à l'aide d'éléments d'interface entre 2 plis consécutifs (fig. 1b). Ces interfaces permettent de dissiper les taux de restitution d'énergie critiques sous les différents modes de rupture (I, II et III) en présence de délaminage.

Au total, cette modélisation fait intervenir 14 paramètres matériau traditionnels (tab. 1) :

- Les 5 caractéristiques élastiques planes
- Les 2 contraintes à rupture en fissuration matricielle
- La masse volumique
- Les taux de restitution d'énergie critiques en mode I et II des interfaces entre plis
- Les déformations à rupture fibre en traction et compression
- Les taux de restitution d'énergie critiques en rupture fibre en mode I en traction et compression

Aucun paramètre matériau non conventionnel n'est donc nécessaire pour simuler l'endommagement d'impact, hormis 2 paramètres supplémentaires pour modéliser l'indentation permanente [13]. En particulier, aucun paramètre de couplage entre modes de rupture ou d'effet de vitesse n'ont été nécessaires et malgré cela, une très bonne corrélation est obtenue avec les résultats expérimentaux.

E_1^{trac} (GPa)	E_1^{comp} (GPa)	E_t (GPa)	ν_{lt}	G_{lt} (GPa)	σ_t^f (MPa)	τ_{lt}^f (MPa)
130	100	7.7	0.33	4.8	60	110
ρ (kg/m ³)	$G_{I,del}^c$ (N/mm)	$G_{II,del}^c$ (N/mm)	ϵ_{fib}^{trac}	ϵ_{fib}^{comp}	$G_{I,fib}^{c,trac}$ (N/mm)	$G_{I,fib}^{c,comp}$ (N/mm)
1600	0.6	2.1	0.016	-0.0125	133	40

Table 1: Paramètres matériau

3 Corrélation essai/calcul

Les essais d'impact simulés sont effectués sur un stratifié carbone/époxy T700/M21 de 16 plis avec différents drapages et les conditions limites d'impact classiques (fig. 1a et AITM 1-0010). Les corrélations essai/modèle sont menées sur les interfaces délaminées obtenues par C-scan et sur les courbes de l'effort en fonction du déplacement et du temps (fig. 2). Une très bonne corrélation est obtenue et ce quel que soit le drapage étudié. L'un des cas étudiés (C2) présente sur sa face impactée une fissure d'environ 50 mm dans la direction 0° de part et d'autre du point d'impact (fig. 3). Au vue de la sollicitation de flexion générée par l'impact et de la direction du pli extérieur à 90°, cette fissure est une fissure de compression dans la direction fibre. Une coupe micrographique de cette fissure permet de confirmer cette hypothèse via l'observation de débris de fibres dus à une « kink band » typique de la rupture en compression (fig. 3) [16, 17].

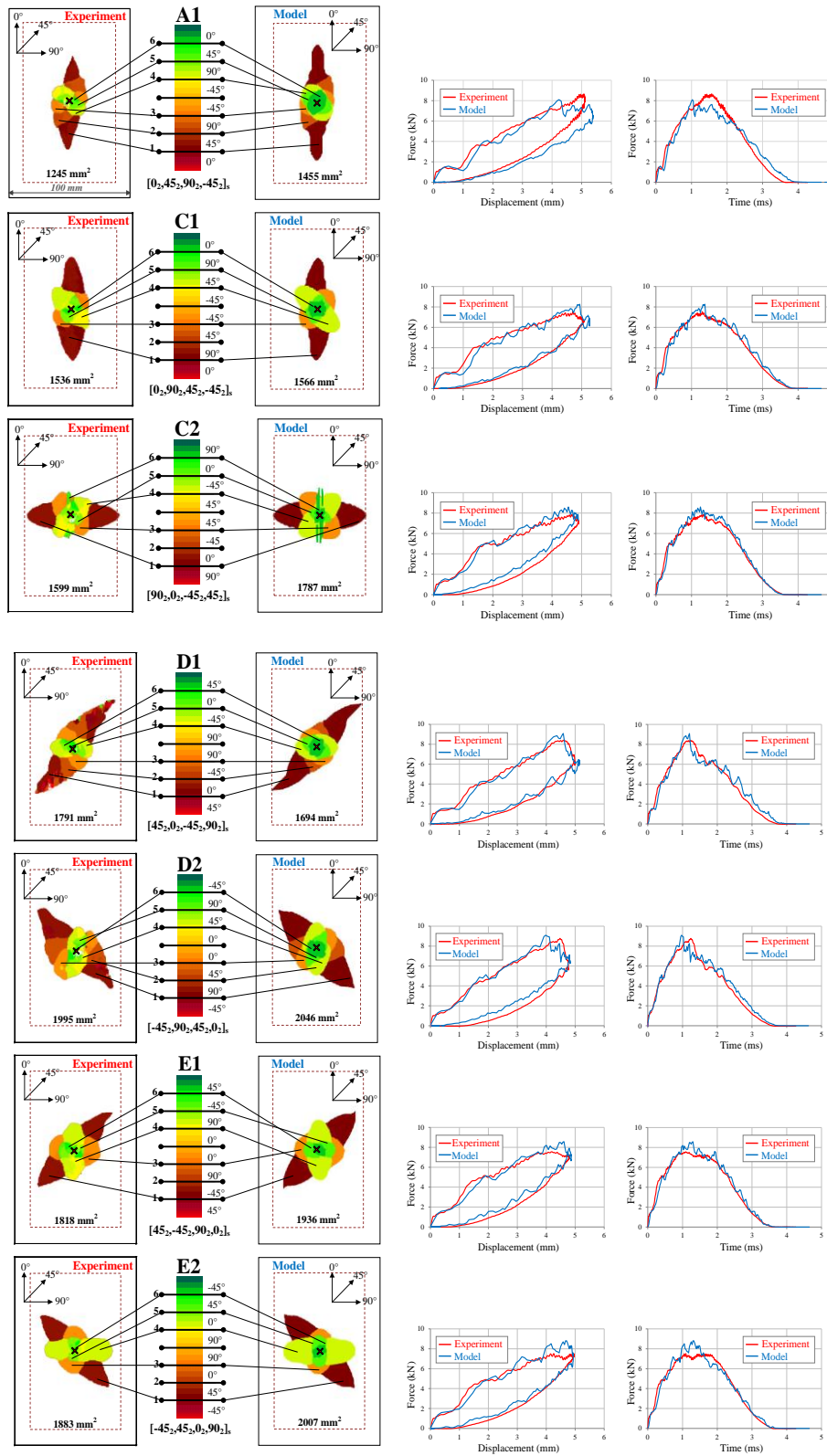


FIG. 2 – Comparaison essai/calcul des essais d'impact à 25 J pour différents drapages : surfaces délaminées et courbes de l'effort en fonction du déplacement et du temps

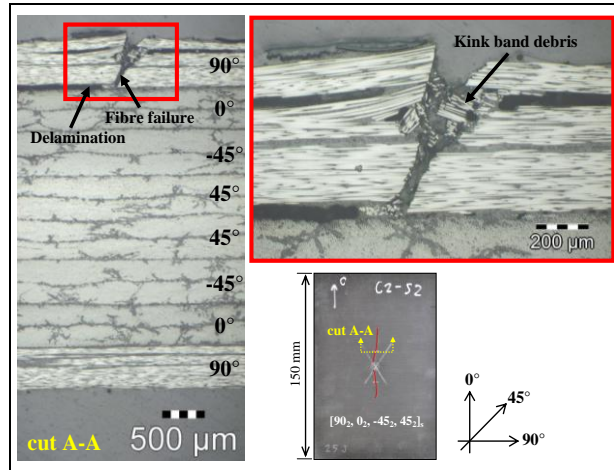


FIG. 3 – Observation microscopique de la fissure de compression du spécimen C2 après impact à 25 J

En simulation, la taille de cette fissure est directement liée au taux de restitution d'énergie critique en compression sens fibre. Plus cette valeur est faible et plus la fissure se propage (fig. 4). Or l'obtention expérimentale de cette caractéristique est particulièrement délicate [16] et le type d'essai à utiliser ne fait pas l'unanimité, ce qui rend délicat l'obtention de ce taux de restitution d'énergie critique. Dans la littérature nous avons trouvé 2 valeurs de cette caractéristique sur des matériaux voisins. Pinho et al. [16] ont obtenu $G_{I, fib}^{c, comp} \approx 80 \text{ N/mm}$ sur un stratifié carbone/époxy T300/913 et Soutis et al. [17] ont obtenu $G_{I, fib}^{c, comp} \approx 40 \text{ N/mm}$ sur un stratifié carbone/époxy T800/924C. Nous avons donc testé ces 2 valeurs ainsi qu'une valeur très faible (10 N/mm) afin d'en étudier l'influence sur la longueur de fissure face impactée (fig. 4). Une bonne corrélation est obtenue avec la valeur donnée par Soutis [17]. On peut noter au passage que son influence sur les surfaces délaminées ou sur la courbe force/déplacement est limitée. Ceci s'explique par le fait que ces dommages sont plutôt pilotés par les caractéristiques des interfaces ou par la rupture des fibres en traction [18].

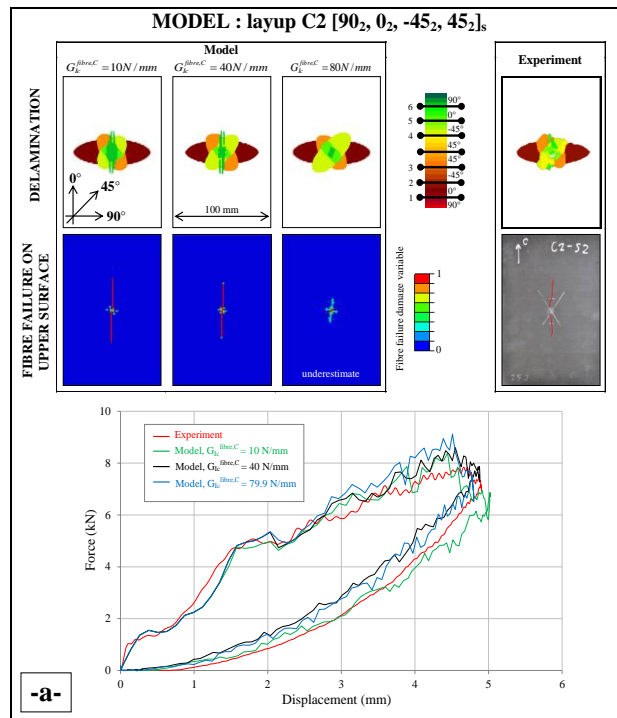


FIG. 4 – Effet du taux de restitution d'énergie critique en compression fibre sur la modélisation de l'impact à 25 J du spécimen C2

4 Conclusion

Un modèle d'endommagement composite écrit à l'échelle de la fissuration matricielle, intermédiaire

entre les échelles micro et meso, a été développé. Ce modèle a été testé sur un cas d'impact d'un stratifié carbone/ époxy avec différents drapages et donne de très bonnes corrélations aussi bien sur les surfaces délaminées que sur les courbes de l'effort en fonction du temps ou du déplacement. Ceci permet de valider les choix de modélisation et en particulier le choix de cette échelle de la fissuration matricielle. Ce résultat peut s'expliquer par le fait que la fissuration matricielle est fondamentale sur l'endommagement d'impact et doit donc être rendue de façon satisfaisante afin de modéliser correctement un essai d'impact.

L'effet du taux de restitution d'énergie critique en compression fibre sur la propagation d'une fissure de compression observée face impactée a également été étudié. Sa valeur permettant de corréler les observations expérimentales s'est révélée cohérente avec la littérature et permet encore une fois de valider les choix de modélisations adoptés. Cela montre en particulier l'intérêt de prendre en compte les ruptures de fibres en compression lors de la simulation de l'essai d'impact. Ce phénomène est d'autant plus important qu'il devient primordial lors de la compression après impact.

Références

- [1] Kaczmarek H., Maison S., Comparative ultrasonic analysis of damage in CFRP under static indentation and low velocity impact, *Composites Science and Technology*, Vol. 51, pp. 11-26, 1994
- [2] Tai N.H., Yip M.C., Lin J.L., Effects of low-energy impact on the fatigue behaviour of carbon/epoxy composites, *Composite science and technology*, Vol. 58, pp 1-8, 1998
- [3] Zhang Z.Y., Richardson M.O.W., Low velocity impact induced damage evaluation and its effect on the residual flexural properties of pultruded GRP composite, *Composite structures*, Vol. 81 (2), pp. 195-201, 2007
- [4] Rouchon J., *Fatigue and damage tolerance aspects for composite aircraft structures*, Delft, 1995
- [5] Moody RC, Harris JS, Vizzini AJ. Width effects on the compression strength of composite sandwich test specimens BVID. AIAA-99-1436, pp. 1984–92, 1999
- [6] Tropis A., Thomas M., Bounie J.L., Lafon P., Certification of the composite outer wing of the ATR72, *Journal of Aerospace Engineering, Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part G*, Vol. 209, pp. 327-39, 1994
- [7] Abrate S., *Impact on composites structures*, Cambridge university press, 1998
- [8] Petit S., Bouvet C., Bergerot A., Barrau J.J., Impact and compression after impact experimental study of a composite laminate with a cork thermal shield, *Composites Science and Technology*, Vol. 67, pp. 3286-99, 2007
- [9] Davies G.A.O., Olsson R. Impact on composite structures. *The Aeronautics Journal* 108, 541–563, 2004
- [10] Allix O., Blanchard L., Mesomodeling of delamination: towards industrial applications, *Composites Science and Technology*, Vol. 66, pp. 731-44, 2006
- [11] Choi H.Y., Chang F.K., A model for predicting damage in graphite / epoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact, *Journal of Composite Materials*, Vol. 26 (14), pp. 2134-69, 1992
- [12] Faggiani A., Falzon B.G., Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel. *Composites Part A* 41 (6), pp. 737-49, 2010
- [13] Bouvet C., Rivallant S., Barrau J.J., Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation, *Composite Science and Technology*, Vol. 72, pp. 1977-88, 2012
- [14] Bizeul M., Bouvet C., Barrau J.J., Cuenca R, Fatigue crack growth in thin notched woven glass composites under tensile loading. Part II: Modelling, *Composites Science and Technology*, Vol. 71, N° 3, pp. 297-305, 2010
- [15] Raimondo L., Iannucci L., Robinson P., Curtis P.T., “A progressive failure model for mesh-size-independent FE analysis of composite laminates subject to low-velocity impact damage”, *Comp. Sci. Tech.*, Vol. 72, pp. 624-32, 2012
- [16] Pinho S., Robinson P., Iannucci L., Fracture toughness of the tensile and compressive fibre failure modes in laminated composites, *Composites Science and Technology*, Vol. 66 (13), pp. 2069-79, 2006
- [17] Soutis C., Curtis P. T., A method for predicting the fracture toughness of CFRP laminates failing by fibre microbuckling, *Composites Part A*, Vol. 31, pp. 733-740, 2000
- [18] Bouvet C., Hongkarnjanakul N., Rivallant S., Barrau J.J., Dynamic failure of composite and sandwich structures, chapter 8: Discrete impact modelling of inter- and intra-laminar failure in composites, Abrate S., Castanié B., Rajapakse Y.D.S, Springer, 2012