



**HAL**  
open science

## Dommages d'impact sur stratifié composite

Christophe Bouvet

► **To cite this version:**

Christophe Bouvet. Dommages d'impact sur stratifié composite. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.206. hal-00597428

**HAL Id: hal-00597428**

**<https://hal.science/hal-00597428>**

Submitted on 31 May 2011

**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.

# Dommages d'impact sur stratifié composite

## *Impact damages on composite laminate*

Christophe Bouvet<sup>1</sup>

<sup>1</sup> : Université de Toulouse ; INSA, UPS, Mines Albi, ISAE ; ICA (Institut Clément Ader)  
ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace), 10 avenue Edouard Belin – BP 54032 – 31055 Toulouse CEDEX 4.  
e-mail : christophe.bouvet@isae.fr

### Résumé

Les structures composites sont largement soumises, au cours de leur vie, à des impacts basses vitesses dus à des chutes d'outils lors par exemple des opérations de maintenance ou de fabrication. Ces impacts peuvent significativement diminuer leur résistance résiduelle sans forcément laisser de marques visibles sur la surface extérieure. Il est donc essentiel de définir une stratégie de dimensionnement à la tolérance aux dommages afin de garantir la tenue de la structure endommagée jusqu'à la détection du dommage.

Ce papier concerne la modélisation du dommage d'impact et en particulier de l'indentation permanente après impact sur une plaque stratifiée composite. Les dommages interlaminaires, à savoir les délaminages, sont classiquement simulés à partir d'éléments d'interfaces pilotés à l'aide de la mécanique de la rupture. L'originalité de cette modélisation est de prendre en compte l'endommagement intrapli, à savoir la fissuration matricielle, à partir d'éléments d'interfaces dans le pli afin de rendre compte du caractère discret de ce dommage. Ces éléments d'interfaces permettent également de prendre en compte l'indentation permanente après impact. La prise en compte de cette indentation est originale vis-à-vis de la littérature et pourrait permettre à terme de concevoir complètement une plaque composite à la tolérance aux dommages d'impact.

### Abstract

During composite structure's life, low velocity impacts by foreign objects may occur during manufacturing or operation which can largely affect their residual properties without significant damage sign on the surface. Consequently, it is essential to define a damage tolerance demonstration to ensure that, with accidental damage occurring within the operational life, the remaining structure can withstand reasonable loads without failure until the damage is detected.

This paper deals with impact damage and permanent indentation modelling. The interlaminar damages, i.e. interfaces delamination, are classically simulated thanks to interface finite elements based on the fracture mechanics. The particularity of this model is to account for the intralaminar damages, i.e. matrix cracks, thanks to interface finite elements which respect their discontinue character. These interface elements allows equally to simulate the permanent indentation during the impact unloading. This impact mark modelling is very original in the literature, and could allow to entirely design a composite structure thanks to impact damage tolerance.

**Mots Clés :** Impact, délaminage, fissuration matricielle, indentation permanent

**Keywords :** Impact, delamination, matrix cracks, permanent indentation

## 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 de l'endommagement d'une plaque stratifiée composite unidirectionnelle soumise à un impact basse vitesse / basse énergie et en particulier au phénomène d'indentation permanente primordial dans le cadre de la certification à la tolérance aux dommages d'impacts des structures composites.

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 une échelle 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]. 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. Ce modèle permet alors une interaction automatique entre la fissuration matricielle et les délaminages, simplement par construction, et permet de rendre compte de la part de l'indentation permanente due aux blocages des débris d'impact dans les fissures transverses traversant les plis (fig. 1). 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 (fig. 3) et montre l'intérêt de ce type de modélisation intermédiaire entre micro et méso-modèle.

## 2 Dommages d'impact et scénario d'endommagement

Un impact basse vitesse / basse énergie sur un stratifié composite unidirectionnel provoque différents dommages, classés habituellement en 3 catégories : la fissuration matricielle, les ruptures de fibres et les délaminages (fig. 1) [8, 15-16].

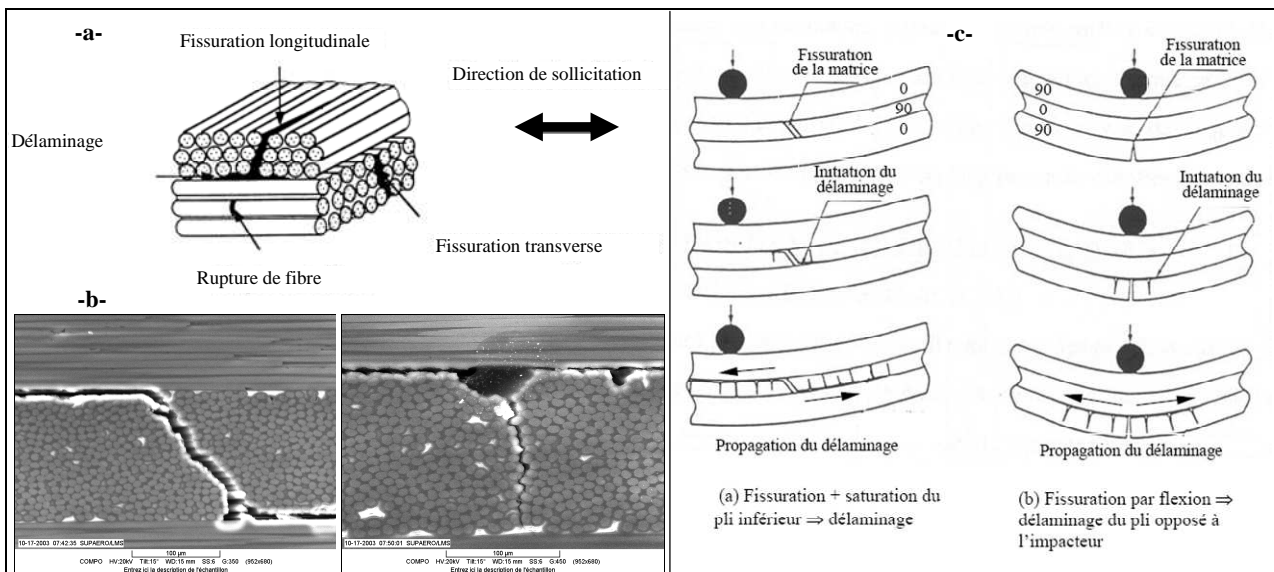


Figure 1. Dommages d'impact dans les composites unidirectionnels (a : [15] et b : [8]) et interaction dommages intra et inter-plis (c : [16])

Le premier dommage à se déclencher est en général la fissuration matricielle ; fissuration matricielle qui est elle-même classiquement séparée en 2 types :

- Les fissurations verticales, c'est-à-dire celles selon la direction normale aux interfaces, principalement dues aux contraintes transverses  $\sigma_{tt}$  de traction qui se développent dans la partie inférieure de la plaque (fig. 1)
- Les fissurations à  $45^\circ$  de la direction normale aux interfaces, principalement dues aux contraintes de cisaillement hors plan  $\tau_{tz}$  qui se développent dans la partie centrale de la plaque (fig. 1)

Ces différentes fissures vont ensuite provoquer des initiations de délaminages au niveau des interfaces supérieure et inférieure du pli concerné ; délaminages qui peuvent ensuite se développer au cours de l'impact. Il existe donc un couplage évident entre la fissuration matricielle et le délaminage, même si dans la pratique il est délicat de définir lequel des 2 phénomènes est le précurseur de l'autre. Il semble en effet assez clair qu'au début de l'endommagement, la fissuration matricielle a un rôle précurseur sur le délaminage, mais ceci est moins clair par la suite, lorsque le délaminage présente une taille suffisante. Afin d'alimenter cette réflexion, nous avons réalisé des coupes microscopiques post mortem sur un stratifié UD carbone / époxy T700/M21 de drapage  $[0_2, 45_2, 90_2, -45_2]_S$ , d'épaisseur totale 4.16 mm, impacté à 25 J. L'impact a été réalisé selon la norme classique AITM 1-0010 [17], soit une plaque de  $100 \times 150 \text{ mm}^2$  appuyée sur une fenêtre de dimensions intérieures  $75 \times 125 \text{ mm}^2$ . Deux coupes ont ensuite été réalisées à  $0^\circ$  et  $90^\circ$  (fig. 2).

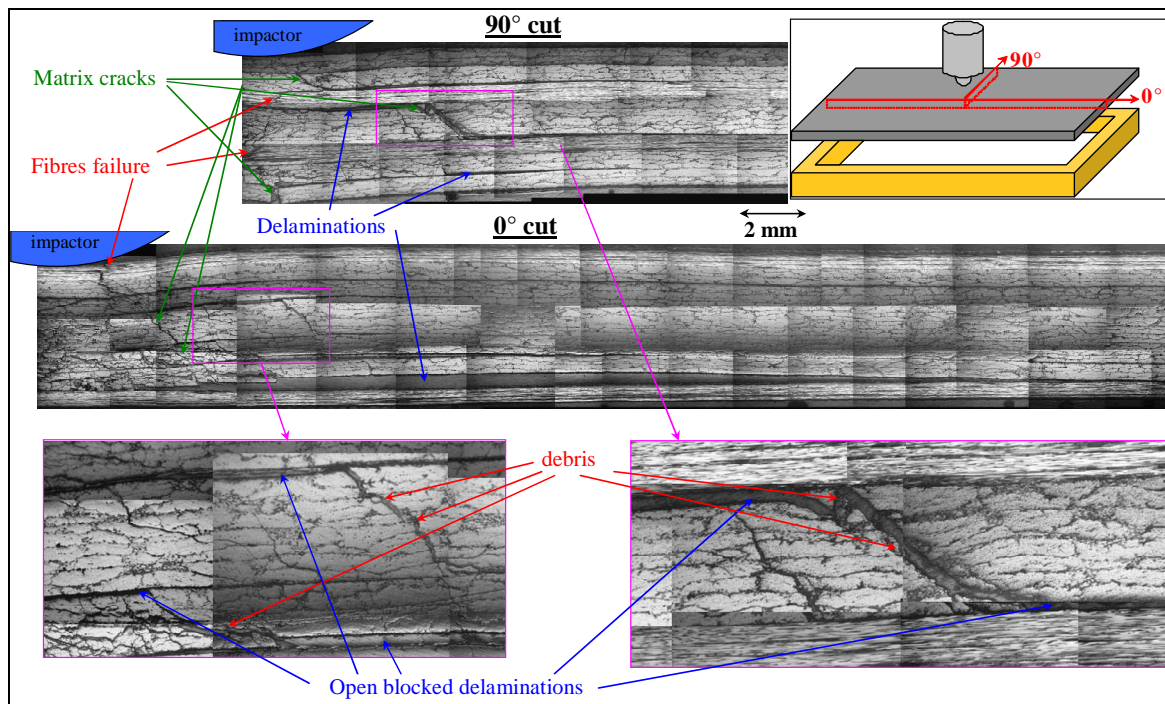


Figure 2 : Coupes micrographiques après impact à 25 J

Evidemment ces observations ont été réalisées après impact et présentent donc une indentation résiduelle. Les éprouvettes ont été noyées dans la résine après impact, avant d'être découpées, polies puis observées, afin de conserver au mieux l'indentation permanente. Néanmoins, malgré ces précautions, environ 30% de l'indentation permanente se relaxe lors de la préparation de l'échantillon.

On observe sur ces photos des fissurations matricielles très marquées dans la zone située sous l'impacteur, principalement à  $45^\circ$ , ce qui indique une part importante de contraintes de cisaillement hors plan dans cette zone, ainsi qu'une fissure matricielle verticale largement ouverte dans le pli face non impactée sous l'impacteur qui est due à la contrainte de traction transverse importante dans cette zone.

On observe également des jonctions entre la fissuration matricielle et les délaminages qui confirment l'interaction entre ces 2 phénomènes, évoquée précédemment. La coupe à  $0^\circ$  montre la un délaminage important de la première interface face non impactée entre les plis à  $0^\circ$  et  $45^\circ$ ,

encore largement ouvert, et ce malgré le relachement de l'effort d'impact. Un C-scan de cette plaque montre évidemment que cette interface est la plus délaminiée lors de l'impact (fig. 3a et b).

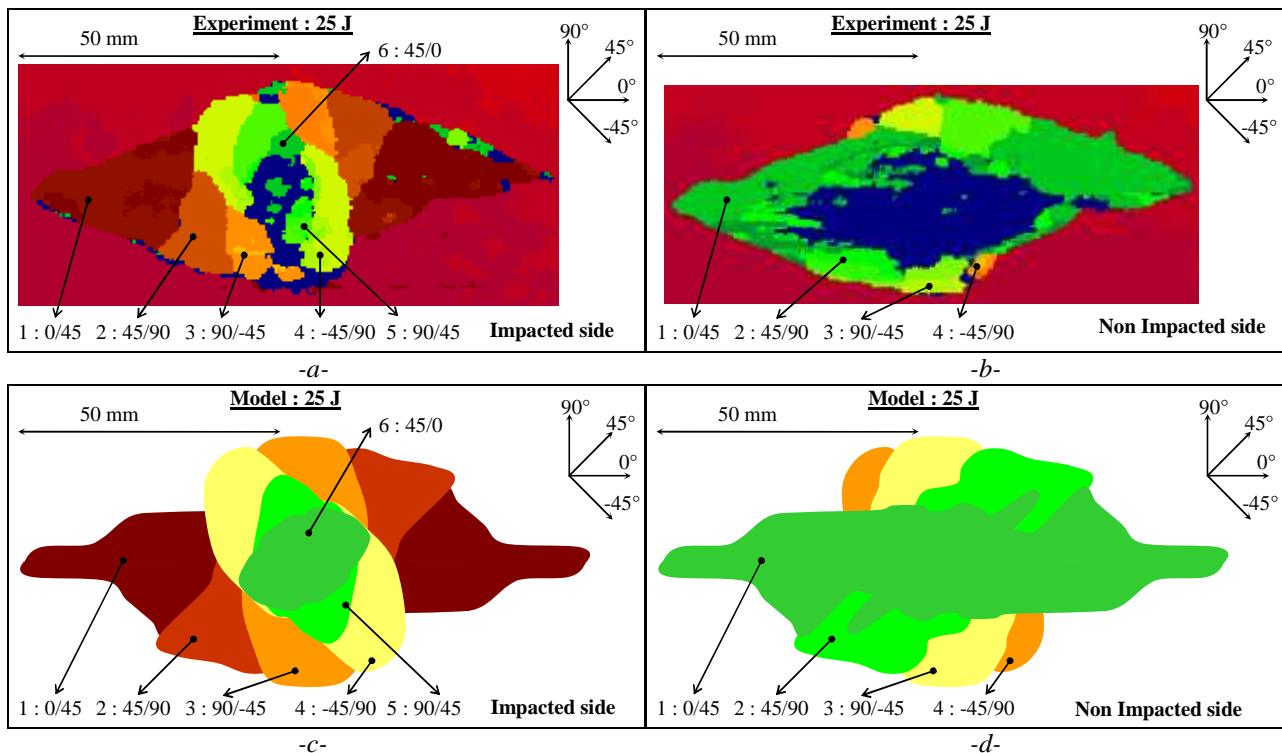
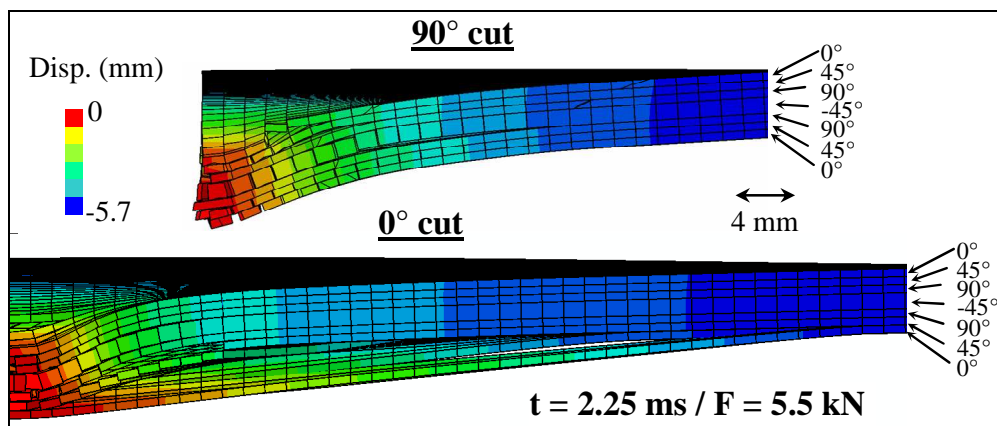
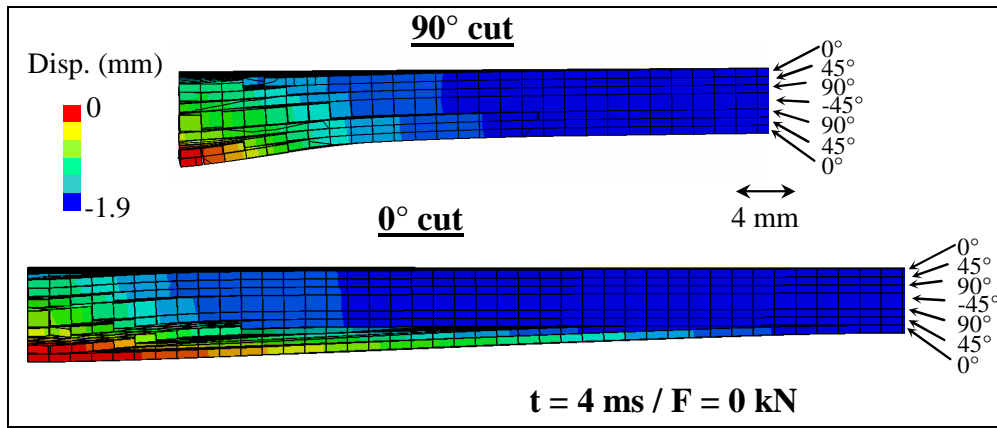


Figure 3 : C-scans et surfaces délaminiées modélisées après impact à 25 J (a, c) face impactée et (b, d) face non impactée

On peut alors penser que vu l'ouverture importante de cette interface, même après impact, cette ouverture devait être très importante lors de l'impact, et en conclure qu'avec une ouverture aussi importante, la propagation du délaminage devait être due principalement à du mode de rupture en ouverture (mode I). Afin d'essayer d'étayer ces observations, nous avons développé un modèle par éléments finis permettant de rendre compte de ces observations. Ce modèle sera présenté dans le détail lors du paragraphe suivant. La base de ce modèle a été de permettre le délaminage des interfaces à l'aide d'éléments d'interfaces cohésifs, tel qu'il est classiquement fait pour la modélisation de ce type de dommage, mais également de permettre de simuler les fissurations matricielles dans la totalité de l'épaisseur des plis afin de rendre compte de l'interaction entre la fissuration matricielle et les délaminages. Le maillage déformé obtenu après impact permet alors de rendre compte de cette ouverture de l'interface 0/45 (fig. 4b) mais montre également une ouverture très importante de cette interface lors de l'impact (fig. 4a).



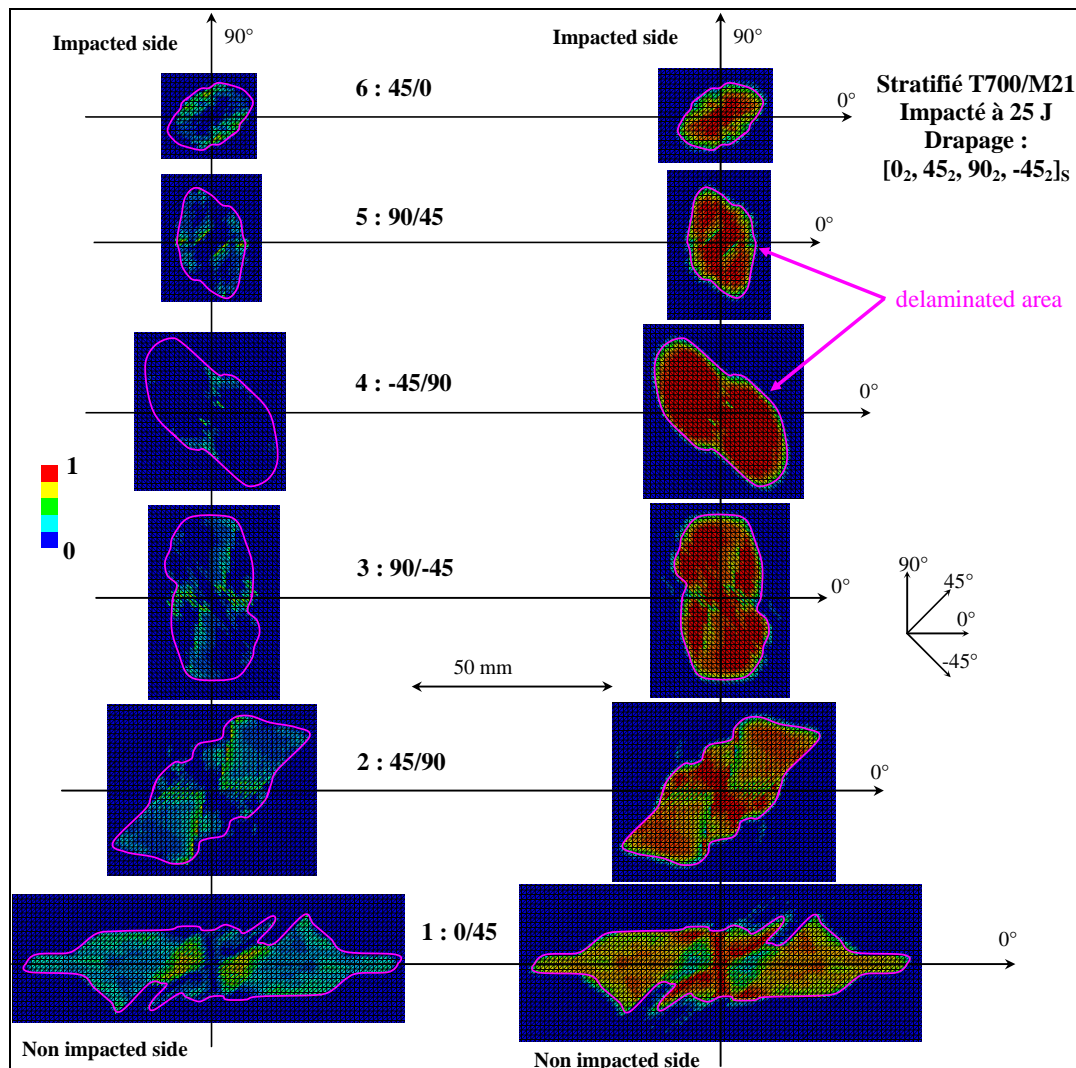
-a-



-b-  
Figure 4 : Modélisation de l'impact par éléments finis : déformée lors de l'impact (a) et après impact (b)

La modélisation rend également compte qualitativement de la fissuration matricielle très importante du pli à 0° face non impactée et de l'ouverture importante de cette fissure, même après impact (fig. 2 et 4).

Si l'on observe maintenant les taux de restitution d'énergie en mode d'ouverture I et en mode de cisaillement II+III (fig. 5), on observe dans cette zone d'ouverture importante de l'interface 0/45 une zone de rupture avec une composante importante de mode I.



-a- -b-  
Figure 5 : Taux de restitution d'énergie en mode I,  $G_I/G_I^c$  (a), et II,  $G_{II}/G_{II}^c$  (b)

Néanmoins cette figure montre que la part de mode de rupture en cisaillement est globalement bien plus importante que la part de mode I. Et en première approximation, seule une zone centrale, située autour du point d'impact, que l'on peut assimiler à un cône central, présente des taux de mode I en délaminage importants. Cette constatation est à rapprocher des observations effectuées sur les coupes micrographiques qui montrent un cône central, situé sous l'impacteur, fortement endommagé. Ceci est également cohérent avec l'observation selon laquelle un délaminage est orienté selon la direction des fibres du pli inférieur. Le pli inférieur va en effet tirer sur la pointe de fissure du délaminage et donc provoquer sa propagation en mode II et/ou III. On peut alors conclure de ces observations, qu'en début d'essai d'impact, le contact de l'impacteur avec le stratifié crée une zone conique de forte fissuration matricielle due à du cisaillement hors plan, qui va tendre à détacher un cône central, qui va ensuite créer un début de délaminage en mode I de forme conique (fig. 6).

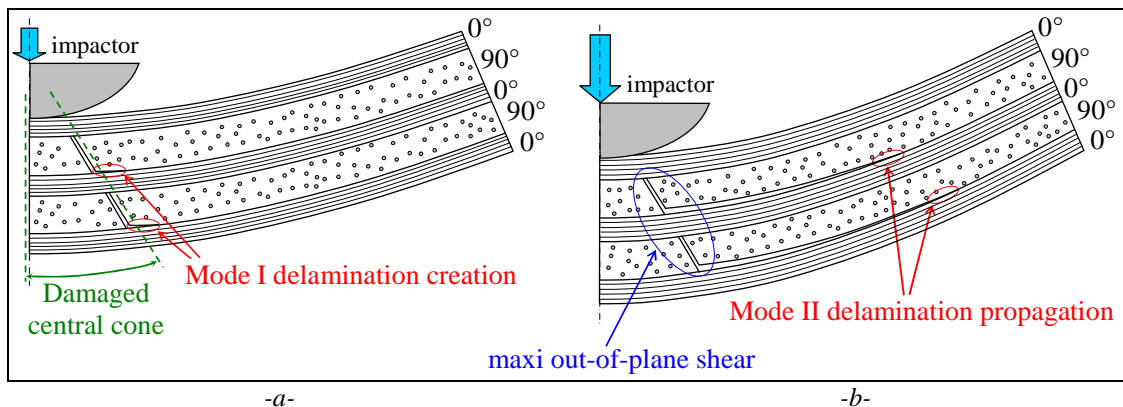


Figure 6 : Endommagement d'impact avec création d'un cône central fortement endommagé : création des délaminages en mode I (a) puis propagation en mode II (b)

Puis une fois ces délaminages initiés, leur propagation va principalement s'effectuer en mode II dû à la contrainte de cisaillement en pointe de délaminage créée par le pli inférieur.

On peut ensuite se poser la question sur le pourquoi du maintien de l'ouverture de l'interface 0/45 même après impact. Ceci revient évidemment à se poser la question du pourquoi existe-t-il une indentation permanente et quel phénomène en est responsable. Avant de donner notre hypothèse sur ce sujet, il faut bien garder à l'esprit que l'indentation permanente et donc l'ouverture des délaminages, observée sur les coupes présentées ici, est environ 2 fois inférieure à celle présente juste après impact. En effet, on peut estimer, et nous avons mesuré, que dans les premières heures suivant l'impact, environ 30% de l'indentation permanente disparaissait, dû à des phénomènes de type relaxation. Si l'on ajoute à cela les 30% de perte d'indentation permanente due à la préparation des échantillons, il nous reste alors environ la moitié de l'indentation permanente juste après impact. Les conclusions que l'on peut tirer de ces coupes doit donc être nuancée.

Si l'on observe les coupes micrographiques attentivement, on observe un nombre de débris d'impact important présent dans les fissurations matricielles à 45° qui semblent bloquer leur refermeture (fig. 2 et 7). C'est ce phénomène qui nous semble être le phénomène prépondérant sur la création de l'indentation permanente.

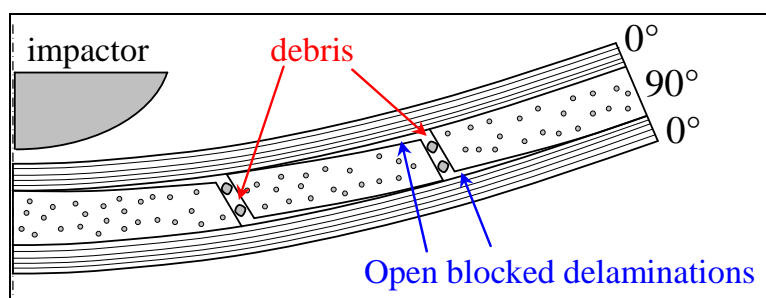


Figure 7 : Principe de création de l'indentation permanente

On peut néanmoins penser que ce phénomène de blocage de débris dans les fissures traversantes n'est pas seul responsable de l'indentation permanente et que d'autres phénomènes, tels que la « plasticité » ou la compaction (de la porosité initiale) de la résine, par exemple sous l'impacteur, ou encore le frottement des interfaces fibres / matrice rompues doivent également intervenir.

Ce phénomène de blocage par débris dans les fissures traversantes a tout de même été considéré primordial et a été pris en compte dans la modélisation proposée ici. Pour ce faire, un phénomène de type « non retour » a été introduit dans les éléments d'interface de fissuration matricielle (Eq.4). On retrouve alors grâce à cela la forme générale observée après impact (fig. 4b). Cette partie de la modélisation reste néanmoins préliminaire et devra être confirmée sur d'autres sollicitations et sur d'autres impacts sur drapages différents. Une étude est actuellement en cours et devrait permettre de conclure sur la part des blocages des fissurations traversantes sur la création de l'indentation permanente.

On peut également ajouter que dans le cas où le blocage de débris serait le phénomène prépondérant, le fluage de ces débris dans les fissurations matricielles serait alors le phénomène responsable de la perte d'indentation permanente dans les premières heures suivant l'impact. On peut également supposer que ces débris ne sont pas seulement des morceaux globalement polygonaux, tels que des gravillons à notre échelle, mais plutôt des ensembles longitudinaux formés de paquets de fibres et de résine et qu'ils présentent donc un pouvoir bloquant bien supérieur à celui de simples agrégats.

### 3 Principe du modèle d'impact

Il s'agit ici de modéliser un impact à 25 J d'un stratifié UD carbone / époxy T700/M21 de drapage  $[0_2, 45_2, 90_2, -45_2]_S$ , d'épaisseur totale 4.16 mm., réalisé selon la norme classique AITM 1-0010 [17], soit une plaque de  $100 \times 150 \text{ mm}^2$  appuyée sur une fenêtre de dimensions intérieures  $75 \times 125 \text{ mm}^2$ . Chaque pli est représenté séparément, avec un élément dans l'épaisseur. Des éléments cohésifs dits « de délaminage » représentent les interfaces inter-plies. Les plis sont séparés en mèches, suivant l'orientation de celui-ci, et reliés par des éléments cohésifs permettant de représenter la fissuration matricielle (fig. 8). A chaque point géométrique correspond donc 4 nœuds.

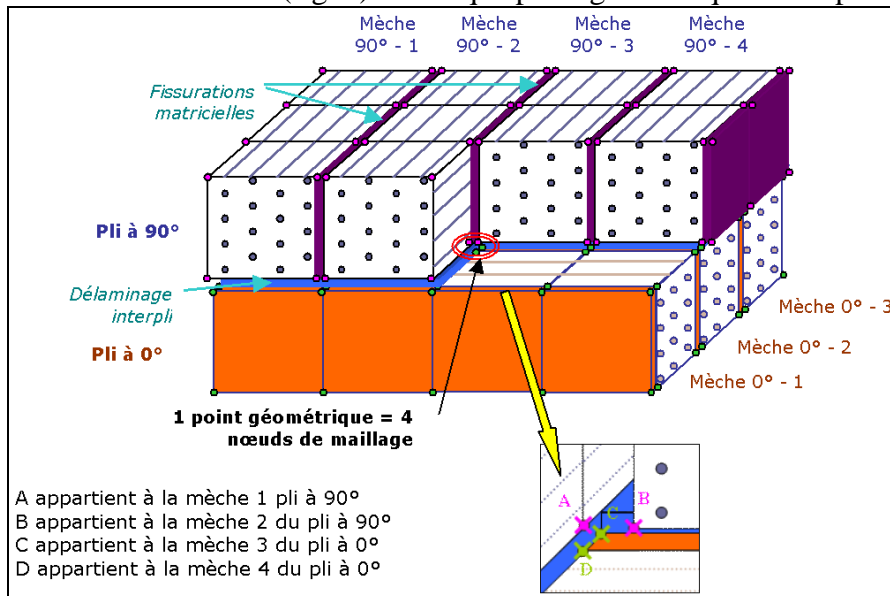


Fig. 8. Principe du maillage

Les éléments volumiques choisis sont des C3D8, à intégration non réduite afin de conserver une raideur de flexion adéquate malgré la présence d'un seul élément par pli. La méthode de résolution explicite a été choisie au vu du caractère dynamique de la sollicitation, mais également afin de faciliter la convergence du modèle malgré un comportement fortement non



linéaire et des potentielles instabilités numériques du fait de l'endommagement. Cette méthode permet en outre une meilleure parallélisation du calcul sur la plateforme Calmip (Calcul en Midi-Pyrénées) utilisée.

La suite Abaqus permet l'introduction de lois de comportement spécifiques par le biais de sous-routines utilisateurs, et notamment la sous-routine VUMAT pour Abaqus/Explicit. L'état de traction ou compression sens long est pris en compte pour le comportement élastique des éléments volumiques (module d'Young sens long inférieur en compression). La fissuration transverse est représentée en calculant un critère quadratique classique (Eq. 1) sur les éléments volumiques. Chaque élément cohésif de fissuration interroge ses deux éléments volumiques voisins, et est considéré comme rompu lorsque le critère est atteint pour au moins l'un des deux.

$$\left( \frac{\max(\sigma_{tt}, 0)}{\sigma^r} \right)^2 + \frac{\sigma_{lt}^2 + \sigma_{tz}^2}{\tau^r} < 1 \quad (\text{Eq. 1})$$

Avec  $\sigma^r$  la résistance en traction transverse d'un pli et  $\tau^r$  celle en cisaillement. Le comportement des éléments cohésifs de fissuration transverse est représenté par une raideur unique  $K^f$  (Eq. 2). Celle-ci est choisie suffisamment grande à l'état initial pour rendre compte du comportement non endommagé. Lorsque l'élément est rompu, cette raideur est abaissée à une valeur proche du zéro. La rupture de ces éléments est donc régie par les contraintes des éléments volumiques voisins, et non par celles de ses propres contraintes  $\sigma_{tt}^f$ ,  $\tau_{lt}^f$  et  $\tau_{tz}^f$ .

$$\begin{cases} \sigma_{tt}^f = K_f \cdot d_t \\ \tau_{lt}^f = K_f \cdot d_l \\ \tau_{tz}^f = K_f \cdot d_z \end{cases} \quad (\text{Eq. 2})$$

où  $\sigma_{tt}^f$  représente la contrainte normale à l'interface, et  $\tau_{lt}^f$  et  $\tau_{tz}^f$  les contraintes de cisaillement.

Le comportement des éléments de délaminage est géré par l'intermédiaire d'éléments cohésifs adoucissants permettant de dissiper le taux de restitution d'énergie de l'interface. Dans ce cas, deux raideurs sont introduites :  $K_I$  en mode I et  $K_{II}$  en mode II et III (Eq. 3).

$$\begin{pmatrix} \sigma_{33} \\ \tau_{13} \\ \tau_{23} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} K_I \cdot d_{33} \\ K_{II} \cdot d_{13} \\ K_{II} \cdot d_{23} \end{pmatrix} \quad (\text{Eq. 3})$$

Une approche en taux de restitution d'énergie est choisie avec un couplage linéaire entre les modes I et II. Nous définissons alors les valeurs d'ouvertures :

- en mode I :  $d_I = d_{33}$
- en mode II :  $d_{II} = \sqrt{(d_{13})^2 + (d_{23})^2}$  (les modes II et III sont considérés équivalents)

Le critère d'initiation du délaminage est basé sur un déplacement maximal, en mode mixte. Pour cela nous introduisons :

- l'ouverture équivalente :  $d_{eq} = \sqrt{(\max(d_I, 0))^2 + \left( \frac{d_I^0}{d_{II}^0} d_{II} \right)^2}$
- Les ouvertures critiques :  $d_I^0 = \frac{\sigma^r}{K_I^0}$  en mode I et  $d_{II}^0 = \frac{\tau^r}{K_{II}^0}$  en mode II

Les contraintes associées en mode I et II sont données par l'équation (Eq.4) et représentés en figure 9.

$$\begin{aligned} \sigma_I &= \sigma_I^0 \exp(-\beta(d_{eq} - d_{Ic})) \frac{d_I}{d_{eq}} \\ \sigma_{II} &= \sigma_{II}^0 \exp(-\beta(d_{eq} - d_{Ic})) \frac{d_{II}}{d_{eq}} \frac{d_I^0}{d_{II}^0} \end{aligned} \quad (\text{Eq. 4})$$

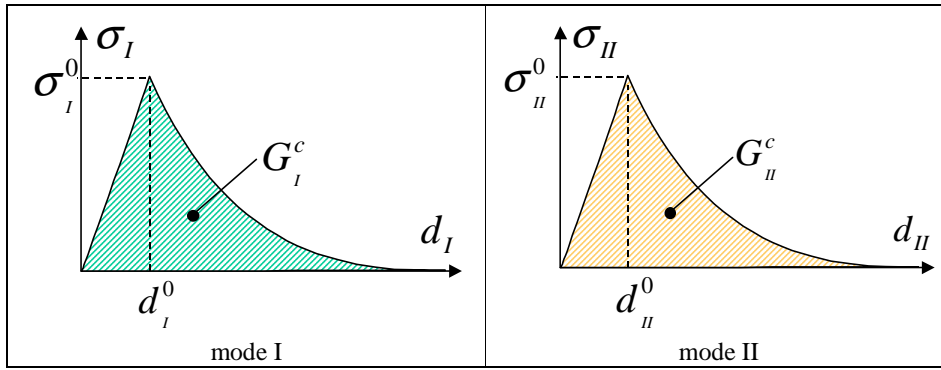


Fig. 9. Evolution des raideurs en mode I et II

Afin de dissiper  $G_I^c$  en mode I, on impose  $\beta = \frac{1}{\frac{G_I^c}{\sigma_I^0} - \frac{d_I^0}{2}}$ .

La raideur en mode II est ensuite donnée par  $K_{II}^0 = \frac{(\sigma_{II}^0)^2}{G_{II}^c} \left( \frac{1}{2} + \frac{1}{\beta \cdot d_I^0} \right)$  de façon à dissiper

$G_{II}^c$  en mode II en gardant le même coefficient  $\beta$  qu'en mode I. Il reste alors comme paramètres matériaux  $\sigma_I^0$  (égal à  $\sigma^r$ ),  $\sigma_{II}^0$  (égal à  $\tau^r$ ),  $G_I^c$ ,  $G_{II}^c$ , et  $K_I^0$ , idéalement infini, est à choisir par le biais de considérations numériques.

Un critère de rupture de fibres en déformation longitudinale est ensuite introduit dans les éléments volumiques et un phénomène de « non retour » est introduit dans les éléments de fissuration matricielle :

$$\begin{cases} d_t \geq \min(\max(d_t(\tau), d_0)) \Rightarrow \sigma_t = 0 \\ d_t < \min(\max(d_t(\tau), d_0)) \Rightarrow \sigma_t = k \cdot (d_t - \min(\max(d_t(\tau), d_0))) \\ d_z \geq \min(\max(d_t(\tau), d_0)) \Rightarrow \tau_{tz} = 0 \\ d_z < \min(\max(d_t(\tau), d_0)) \Rightarrow \tau_{tz} = k \cdot (d_z - \min(\max(d_t(\tau), d_0))) \\ d_z \leq \max(\min(d_t(\tau), -d_0)) \Rightarrow \tau_{tz} = 0 \\ d_z > \max(\min(d_t(\tau), -d_0)) \Rightarrow \tau_{tz} = k \cdot (d_z - \max(\min(d_t(\tau), -d_0))) \end{cases} \quad (\text{Eq. 4})$$

Où  $d_0$  et  $k$  sont 2 nouveaux paramètres matériaux identifiés à partir d'un essai d'impact, ce qui limite le caractère prédictif de cette modélisation de l'indentation permanente.

Les résultats numériques sont ensuite comparés aux résultats expérimentaux en terme de courbe effort/temps et effort/déplacement (fig. 10), en terme de surfaces délaminées (fig. 3), et en terme de déformée après impact (fig. 4b) qui peut être comparée aux coupes micrographiques (fig. 2).

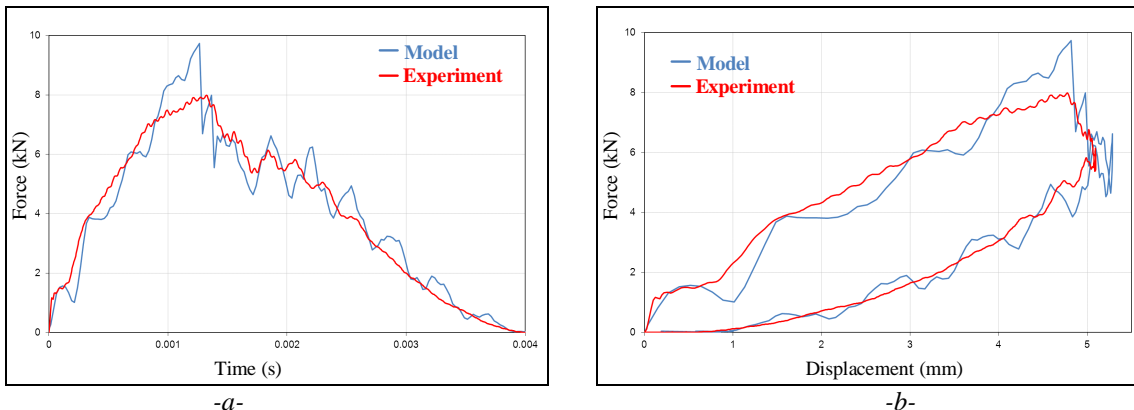


Figure 10 : Courbes effort - temps (a) et effort - déplacement (b) expérimentales et numériques

Ce modèle permet alors de rendre compte de façon très satisfaisante de la perte de rigidité de la plaque due à l'endommagement d'impact (fig. 10) et de la forme des surfaces délaminées (fig. 3). Et en particulier la bonne corrélation entre la forme des surfaces délaminées obtenues expérimentalement, qui pourtant est très complexe et caractéristique de l'endommagement d'impact, permet de montrer que le modèle d'interaction entre les fissurations matricielles et les délaminages semble pertinent. Ce modèle doit néanmoins être encore éprouvé sur d'autres configurations d'impact, telles que d'autres drapages ou d'autres conditions limites.

#### 4 Conclusion et perspectives

Le développement d'un modèle d'impact couplé à une étude expérimentale a permis d'apporter quelques éléments de réponse sur l'explication physique de la création du dommage d'impact et en particulier sur celle de l'indentation permanente. Deux éléments semblent particulièrement intéressants. Le 1<sup>er</sup> concerne le mode de rupture des délaminages qui semble être principalement un mode d'ouverture (mode I) dans un cône central situé juste sous l'impacteur puis devient exclusivement un mode de cisaillement (mode II et III) lorsque l'on s'éloigne de ce cône central. Le second point concerne la création de l'indentation permanente qui propose un scénario de blocage de débris dans les fissures matricielles traversantes, créées par cisaillement hors plan lors de l'impact, qui viennent empêcher la refermeture de ces fissures et bloquent la refermeture des délaminages attenants.

#### Remerciements

Ces travaux ont reçu l'accès au centre de calcul intensif CALMIP (Calcul en Midi-Pyrénées) ainsi que l'appui de différents collègues et stagiaires Samuel Rivallant, Jean-Jacques Barrau, Natthawat Hongkarnjanakul, Haris Ahmad, Bernhard Broll...

#### 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), 737-749, 2010
- [13] Bouvet C., Castanié B., Bizeul M., Barrau J.J., Low velocity impact modeling in laminate composite panels with discrete interface elements, *International Journal of Solids and Structures*, Vol. 46, Issues 14-15, pp. 2809-21, 2009
- [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*, doi:10.1016/j.compscitech.2010.11.017, 2010
- [15] Eve O., "Etude du comportement des structures composites endommagées par un impact basse vitesse – Applications aux structures aéronautiques", *Thèse de doctorat*, Université de Metz, 1999
- [16] Chang F.K. & Chang K.Y., "A progressive damage model for laminate composites containing stress concentrations". *Journal of Composite Materials*, (1987), pp 834-855
- [17] Airbus Industrie Test Method : AITM 1-0010 : Determination of compression strength after impact