



HAL
open science

Prévision de l'endommagement de composites stratifiés carbone-époxy sous chargement de type impact

Frederic Lachaud, Christine Espinosa, Laurent Michel

► To cite this version:

Frederic Lachaud, Christine Espinosa, Laurent Michel. Prévision de l'endommagement de composites stratifiés carbone-époxy sous chargement de type impact. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.96. hal-00597003

HAL Id: hal-00597003

<https://hal.science/hal-00597003>

Submitted on 30 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.

Prévision de l'endommagement de composites stratifiés carbone-époxy sous chargement de type impact

Impact damage of carbone-epoxy laminates

F. Lachaud^{*} Ch. Espinosa L. Michel

Université de Toulouse ; ISAE (Institut Supérieur de l'Aéronautique et de l'Espace) ; ICA (Institut Clément ADER) ;
10 Avenue Edouard Belin, 31055 TOULOUSE

E-mail: frederic.lachaud@isae.fr; christine.espinosa@isae.fr, laurent.michel@isae.fr

Résumé

L'objectif de cette étude est la modélisation par éléments finis des défauts obtenus après impacts de composites stratifiés unidirectionnels à fibres de carbone et à matrice époxy T800/M21. Les stratifications utilisées sont spécifiques et ne respectent pas les règles classiques de drapage mais ont été réalisées pour optimiser non seulement les zones délaminées mais aussi la tenue résiduelle après impact. Après une étude expérimentale où les défauts obtenus ont été quantifiés en termes d'étendue et de position dans l'épaisseur du stratifié, plusieurs approches numériques sont proposées et comparées aux dommages relevés expérimentalement. Finalement un modèle couplant endommagement inter et intra laminaire permet de bien retranscrire le processus de création des délaminages, fortement influencé par la fissuration des plis de part et d'autre des décohésions des couches.

Abstract

The aim of this study is a finite element model of defects obtained after impacts on unidirectional CFRP laminate with epoxy matrix T800/M21. The stacking sequences used are not common and do not respect the classic rules of lay-up. They were realized in order to optimize the delaminated areas and also the residual strength after impact. The extend and the position of the defects in the laminate thickness have been quantified after an experimental study. Finally a numerical model, combining intra and inter laminar damages, allow the comprehension of the delamination creation process. This process is strongly influenced by the cracking of the folds on the both sides of debonding layers.

Mots Clés : impact, endommagement, délaminage, composites carbone/epoxy, dynamique rapide

Keywords : impact, damage, delamination, carbon/epoxy laminates, rapid dynamics

1. Introduction

Le développement de nouvelles structures d'aéronefs en composites et notamment le fuselage, nécessite de certifier ces structures à la présence d'un défaut de type impact. Actuellement cette procédure de certification passe par des essais d'impacts afin de vérifier l'intégrité de la structure post impactée ; les dommages d'impacts affaiblissant grandement la tenue résiduelle des structures en statique et en fatigue [1,2]. Afin de mieux comprendre les endommagements après impact et de fournir une aide au concepteur de structures composites, cette étude présente des modèles numériques explicites de prévision de l'endommagement après impact sous conditions basse vitesse, basse énergie mais aussi moyenne vitesse faible énergie.

De nombreux auteurs ont étudiés et décrits la cinétique d'endommagement lors d'un impact [3,2] et ont aussi proposés pour certains des modélisations associées reposant sur la mécanique de l'endommagement [4, 5] couplé à la prévision de la fissuration [6,7,8]. Dans ces études, il apparaît que la prévision des fissurations est primordiale pour prédire correctement les tailles et l'orientation des zones délaminées ; l'utilisation de modèle introduisant que des éléments de décohésion [8] n'étant pas suffisant pour retranscrire la cinétique de création de ce type de défauts. Peu d'auteurs ont réalisés ces études en dynamique rapide. Dans notre étude,

une loi de comportement couplant endommagement intra et inter laminaire est proposée en dynamique rapide afin de prédire les dommages après impact sur composites stratifiés.

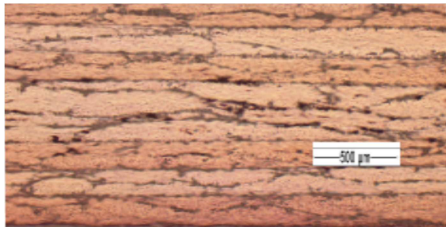
Les travaux sont composés de deux parties :

- Mise au point et identification d'un modèle d'endommagement couplé intra-inter laminaire avec prise en compte des effets de vitesses de déformation
- Corrélation essais calculs pour différent cas d'impact sur plaque composite

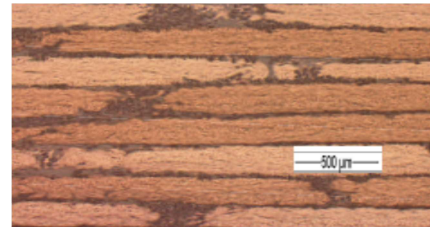
On s'attache dans cette étude au cas d'impact non perforant, cas posant le plus de problèmes de détection par les contrôles de type BVID.

2. Matériau

Le matériau étudié est un carbone époxy modifié (présence forte de thermoplastique dans la matrice thermodurcissable) unidirectionnel T800/M21 268 g/m² utilisé pour des applications fuselages d'avions. La spécificité de ce préimprégné est qu'il a été fabriqué par le procédé « Hot Melt » c'est-à-dire par dépôt d'un film de résine sur l'unidirectionnel de carbone. Ce procédé est différent du procédé dit « voie solvant » par le fait qu'avant le drapage, le cœur du pli n'est pas imprégné. Une des conséquences est la présence après fabrication à l'autoclave d'une couche de résine importante (par comparaison au procédé « voie solvant ») entre les plis (figure 1) et des nodules de thermoplastique plus concentrés.



a) T700/M21



b) T800/M21

Fig. 1. Comparaison des interfaces entre les plis pour un T700/M21 et un T800/M21

Le cycle de polymérisation est conforme aux normes aéronautiques de réception. Les caractéristiques du pli sont données dans le tableau 1.

E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	E_{33} (GPa)	ν_{12}	ν_{23}	ν_{13}	G_{12} (GPa)	G_{23} (GPa)	G_{13} (GPa)
165	7.69	7.69	0.33	0.33	0.40	4.75	2.75	4.75

Tab. 1. Caractéristiques mécaniques de l'UD T800/M21.

Les stratifications étudiées sont $[-45,45,0,90,0,0,-45,45,0]_S$ et $[45,-45,90,0,90,90,45,-45,90]_S$; stratifications spécialement étudiées pour la tenue au flambement post impact améliorée par rapport à une stratification Fortement orientée bien que pour cette stratification, les règles de drapage « classique » ne soient pas respectées.

3. Essais d'impact

Les essais d'impact ont été réalisés à l'aide d'une machine à poids tombant (figure 2). Les plaques impactées sont rectangulaires de dimensions 100mm x 150mm simplement posées sur un bâti, possédant une fenêtre de 125mm par 75mm. Le projectile est un cylindre à embout hémisphérique de masse constante 1,369 kg et de rayon 8mm. La vitesse de l'impacteur est mesurée au plus près de la plaque par deux cellules photodiodes. L'effort est donné par un capteur piézoélectrique positionné directement sous l'impacteur. Le déplacement au centre de la plaque est mesuré par un capteur laser.

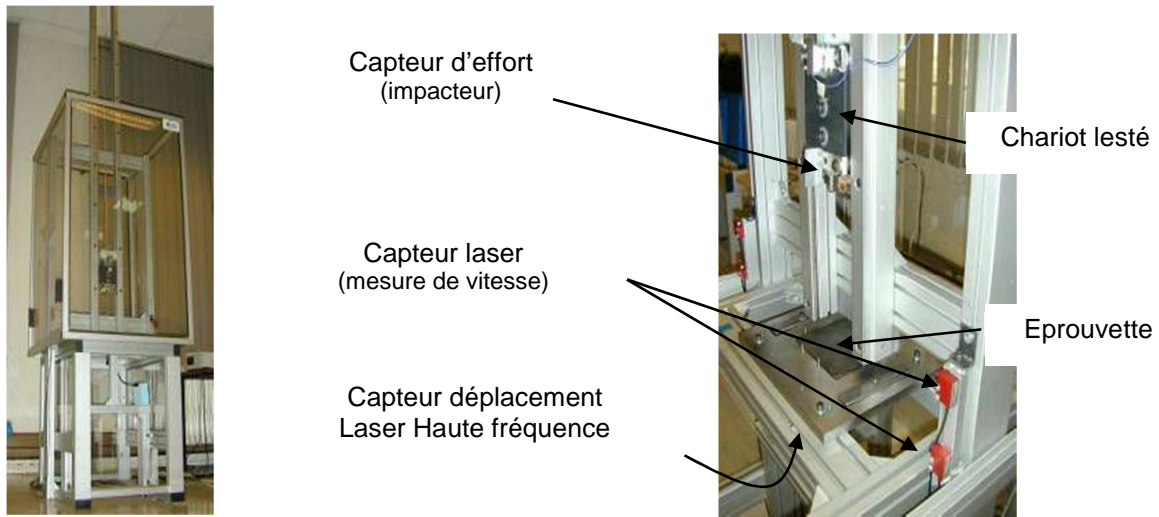


Fig. 2. Système d'impact à poids tombant.

Plusieurs vitesses (énergies) d'impact ont été testées. On ne présente ici que quelques résultats. Les plaques ont été analysées par des mesures destructives (MEB) et non destructives (US CScan et RX). De nombreux résultats d'essais sont détaillés dans les études menées par Aboissière [2] et Ilyas [8]. Les mécanismes d'endommagement sous impact étant bien décrits par de nombreux auteurs [6-8], on s'attache ici à décrire succinctement les principaux phénomènes. Comme il est visualisable sur la figure 3, la fissuration des plis par cisaillement hors plan est à l'origine de l'initiation des délaminages.

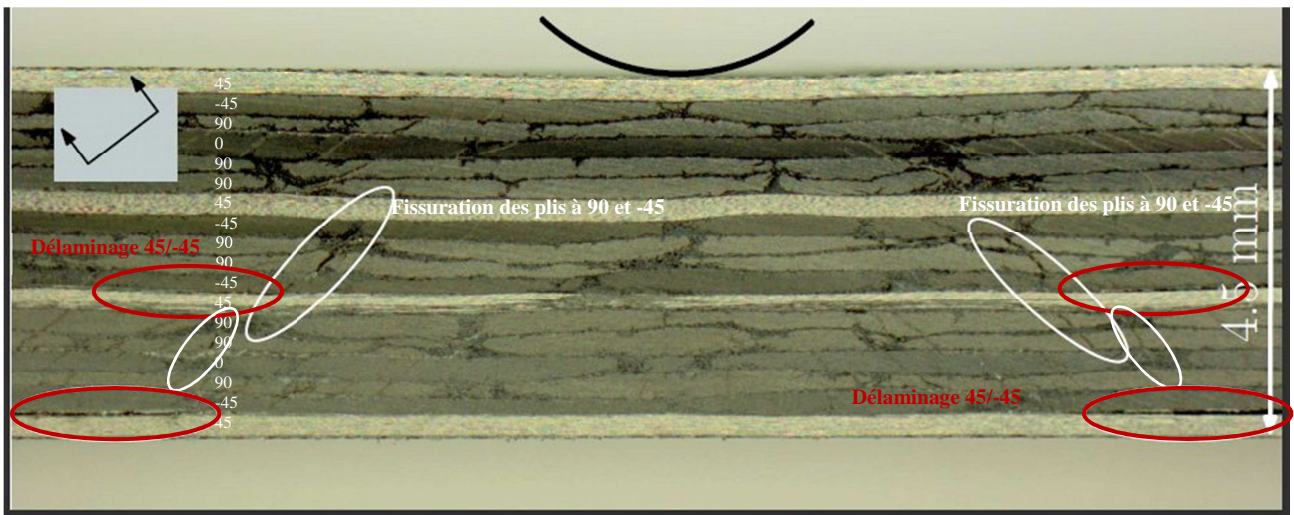
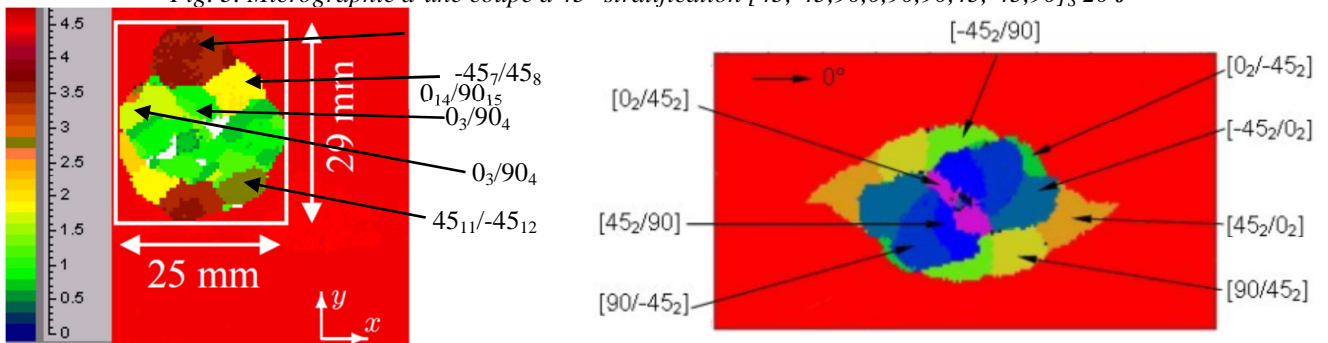


Fig. 3. Micrographie d'une coupe à 45° stratification $[45,-45,90,0,90,90,45,-45,90]_s$ 20 J



(1) $[-45,45,0,90,0_2,-45,45,0]_s$, 550 mm²

(2) $[0_2/45_2/90_2/-45_2/0_2]_s$, 986 mm² ([1])

Fig. 4. Cartographie C-Scan amplitude, impact à 15 J, (1) T800/M21, (2) T2H/EH25.

La forme des délaminages obtenue par Ultra Sons pour la stratification étudiée est comparée à celle obtenue par Aboissièrre [2] pour une stratification fortement orientée et pour une même énergie (15J). On remarque que la forme globale (projection des défauts) des délaminages de la stratification 1 est plus circulaire, due essentiellement à la présence des couches à $\pm 45^\circ$, minimisant la fissuration transverse du dernier pli à -45° par le pli au dessus orienté à 45° ; ceci étant moins présent pour la stratification 2 où la fissuration transverse du dernier pli à 0° (1^{er} pli face non impactée) oriente et favorise la propagation du délaminage le plus important ($45_2/0_2$).

4. Modèle de comportement intra et inter laminaire

4.1 Comportement du pli

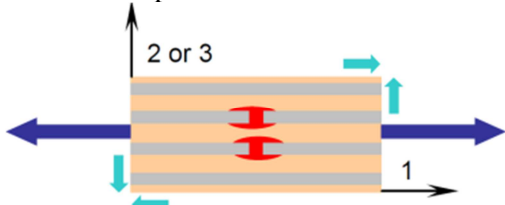
Le modèle de comportement initialement développé par Matzenmiller [9] puis par Xiao [10] est basé sur la mécanique de l'endommagement et utilise un vecteur dommage affectant les modules d'élasticité, vecteur dommage déterminé par cinq critères d'endommagement/rupture. Ce modèle, initialement développé pour la prévision de la rupture en dynamique des composites stratifiés et tissés, a été modifié pour permettre de prendre en compte un endommagement diffus avant rupture et de prendre en compte la plasticité.

Les critères définissant les seuils d'endommagement s'écrivent :

$$f_{di}(\sigma, d, r) = g_{di}(\sigma, d) - r_i^2 \tag{eq. 1}$$

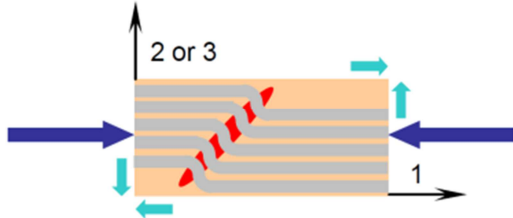
Le modèle distingue 6 variables d'endommagement affectant les modules d'élasticité et 5 critères de rupture. Les variables d'endommagement sont couplées aux critères par une matrice de couplage. Toutes les contraintes exprimées dans les equations sont les contraintes effectives.

Critère de rupture en traction sens fibres :



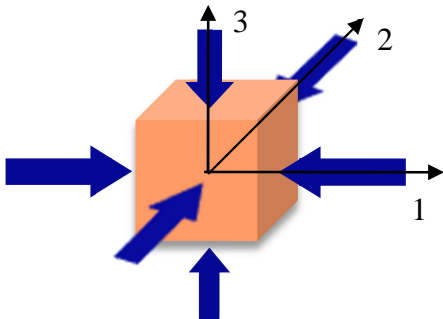
$$f_1(\sigma, d, r) = \left[\frac{\langle \sigma_{11} \rangle}{\sigma_{11}^{RT}} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{\sigma_{12}^R} \right] - r_1^2 = 0 \tag{eq. 2}$$

Critère de rupture en compression sens fibres :



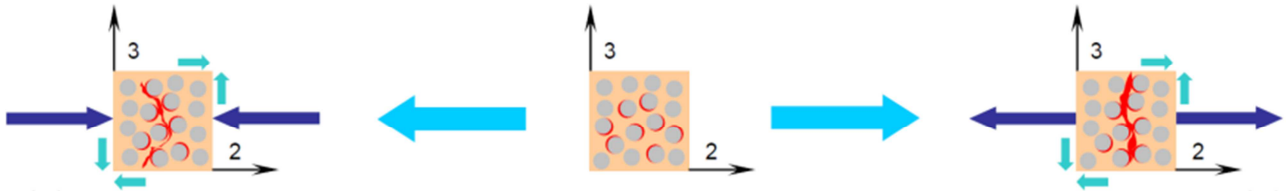
$$f_2(\sigma, d, r) = \left[\frac{\langle -2\sigma_{11} + \langle -\sigma_{22} - \sigma_{33} \rangle \rangle}{2\sigma_{11}^{RC}} \right]^2 - r_2^2 = 0 \tag{eq. 3}$$

Critère de rupture par écrasement :



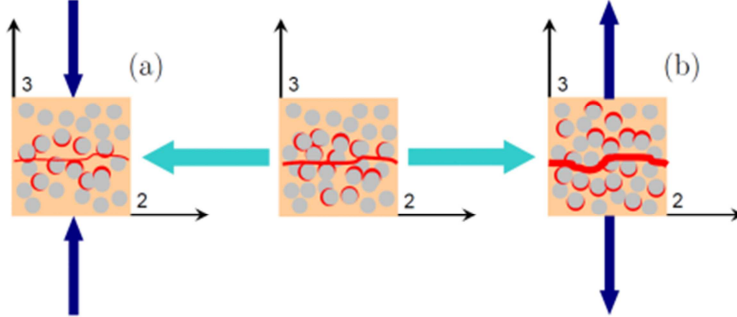
$$f_3(\sigma, d, r) = \left[\frac{\langle -\sigma_{11} - \sigma_{22} - \sigma_{33} \rangle}{3\sigma_{33}^{RC}} \right]^2 - r_3^2 = 0 \tag{eq. 4}$$

Critère de rupture matricielle :



$$f_4(\sigma, d, r) = \left[\frac{\langle \sigma_{22} \rangle}{\sigma_{22}^{ST}} \right]^2 + \left[\frac{\langle -\sigma_{22} \rangle}{\sigma_{22}^{RC}} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_{12}}{\sigma_{12}^S + \langle -\sigma_{22} \rangle \tan \phi} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{23}^S + \langle -\sigma_{22} \rangle \tan \phi} \right]^2 - r_4^2 = 0 \quad \text{eq. 5}$$

Critère de délaminage :



$$f_5(\sigma, d, r) = S^2 \cdot \left[\frac{\langle \sigma_{33} \rangle}{\sigma_{33}^S} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_{13}}{\sigma_{13}^S + \langle -\sigma_{33} \rangle \tan \phi} \right]^2 + \left[\frac{\sigma_{23}}{\sigma_{23}^S + \langle -\sigma_{33} \rangle \tan \phi} \right]^2 - r_5^2 = 0 \quad \text{eq. 6}$$

Les variables d'endommagement sont alors définies par l'équation de couplage suivante :

$$\begin{Bmatrix} d_1 \\ d_2 \\ d_3 \\ d_4 \\ d_5 \\ d_6 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \\ 0 & 0 & 1 & 1 & 1 \\ 1 & 1 & 1 & 1 & 1 \end{bmatrix} \times \begin{Bmatrix} \phi_1 \\ \phi_2 \\ \phi_3 \\ \phi_4 \\ \phi_5 \end{Bmatrix} \quad \text{eq. 7}$$

Où la variable ϕ est de la forme :

$$\phi_i = 1 - e^{-\left(\frac{(1-r_i^{m_i})}{m_i} \right)} \quad \text{eq. 8}$$

où :

- m_1 est le paramètre définissant la rupture des fibres (critère 1 et 2)
- m_2 est le paramètre définissant l'évolution de l'endommagement de la matrice (critère 4)
- m_3 est le paramètre définissant l'évolution de l'endommagement d'écrasement (critère 3)
- m_4 est le paramètre définissant l'évolution de l'endommagement par délaminage (critère 5)

S est un paramètre de recalage de la surface délaminée. Le terme $\tan \phi$ permet de prendre en compte le frottement après décohéation fibre-matrice lorsque le pli est en compression transverse.

La prise en compte des effets de vitesse est réalisée par l'augmentation des seuils d'endommagement par la fonction :

$$\sigma_{ij} = \sigma_{ij}^{Stat} \left(1 - C_i \ln \frac{\dot{\epsilon}}{\dot{\epsilon}_{ref}} \right) \quad \text{eq. 9}$$

C_i et $\dot{\epsilon}_{ref}$ définissent l'augmentation de la limite élastique du matériau.

Le calcul des variables d'endommagement est défini par cinq critères d'endommagement/rupture. Le couplage de l'endommagement inter/intra est défini par une matrice de couplage (eq. 5). Les effets de vitesse de déformations affectent les seuils d'endommagement par une loi déterminée expérimentalement (fig. 5).

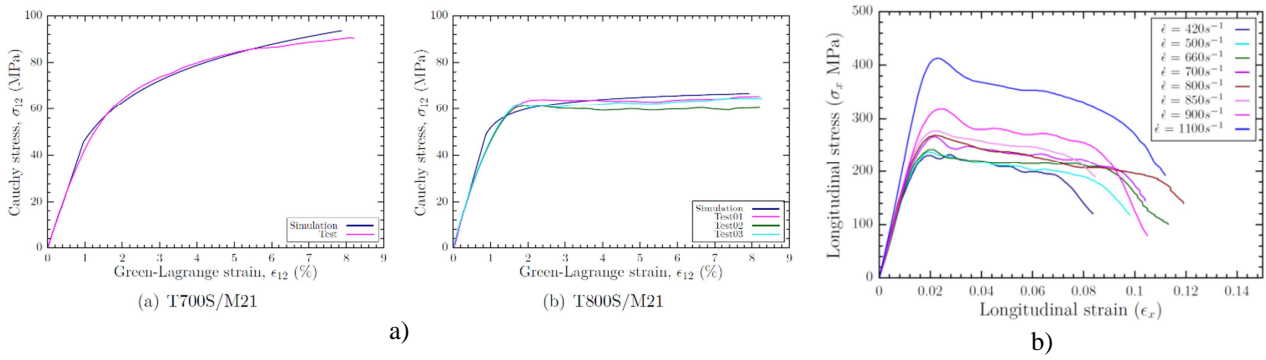
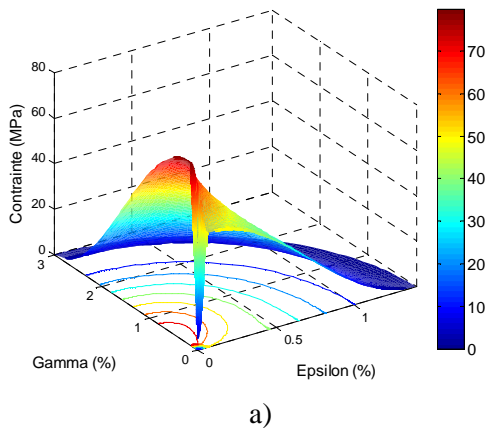


Fig. 5. a) Identification des paramètres d'endommagement du T700/M21 et du T800/M21 pour un stratifié $[\pm 45]_{2S}$; b) Influence de la vitesse de déformation sur le comportement en cisaillement du T800/M21

4.2 Comportement de l'interface

Afin de modéliser la décohésion des couches, certains de nos modèles présentés au paragraphe 5 utilisent des éléments d'interface. La loi utilisée est basée sur le modèle de Pinho [12] et a été modifiée par Ilyas [11]. L'initiation de l'endommagement est basée sur un critère quadratique en contrainte hors plan (eq. 10); la propagation sur un critère en taux de restitution d'énergie critique en mode I, II et III (eq. 11).



$$\delta_0 = \delta_{33}^0 \cdot \delta_{13}^0 \sqrt{\frac{1 + \alpha^2 \cdot \beta^2}{(\delta_{13}^0)^2 + (\alpha \beta \delta_{33}^0)^2}} \quad \text{eq. 10}$$

Critère de propagation

$$\delta_m = \frac{2(1 + \alpha^2 \beta^2)}{\delta_0} \left[\left(\frac{K_{33}}{G_{Ic}} \right)^\eta + \left(\frac{K_{13} \alpha^2 \beta^2}{G_{IIc}} \right)^\eta \right]^{-\frac{1}{\eta}} \quad \text{Eq. 11}$$

a)

Critère d'initiation

Fig. 6. a) Modèle du comportement inter laminaire ; b) critère d'initiation et de propagation pilotant la décohésion des éléments d'interface

L'évolution de la variable d'endommagement associée à l'énergie est choisie sous une forme sinus comme indiqué figure 6a). Ce modèle a été validé et recalé pour des modélisations en dynamique rapide par des comparaisons essais-calculs en mode I, II et mixte I+II. Pour plus de détails, on pourra se référer à [8].

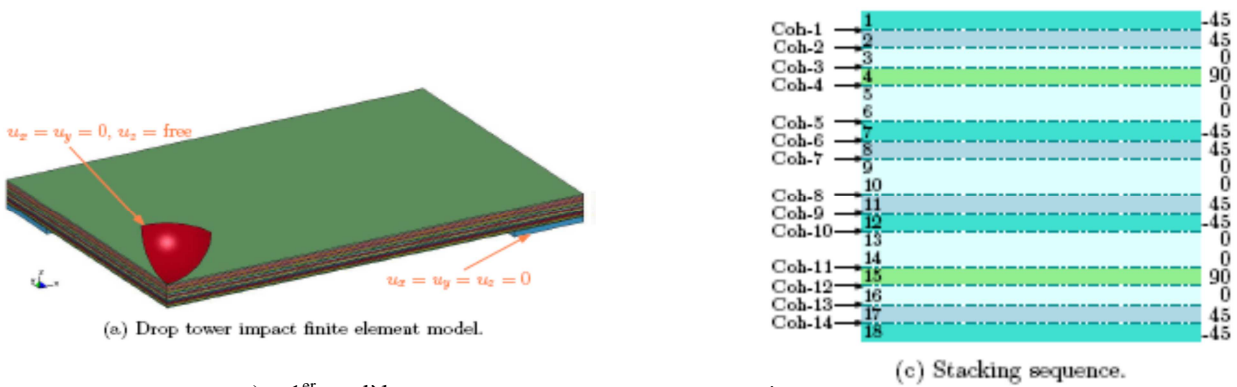
5 Modélisation des essais d'impact

Plusieurs modèles numériques par éléments finis ont été développés pour modéliser les dommages après impact :

- 1^{er} modèle : modèle volumique sans interface, où le comportement des couches est le modèle de Matzenmiller modifié ;
- 2^{ème} modèle : modèle volumique avec interface, où le comportement des couches est élastique linéaire et le comportement des interfaces élastique endommageable
- 3^{ème} modèle : modèle volumique couplant la loi d'endommagement des plis et la loi d'endommagement des interfaces.

5.1 Maillages et conditions aux limites (1^{er} et 2^{ème} modèle éléments finis)

Le modèle est un modèle 3D où le support de la plaque composite a été maillé (Fig. 7a).



a) 1^{er} modèle
 b) 2^{ème} modèle : position des éléments d'interface
 Fig. 7. Visualisation 1/4 du modèle éléments finis et conditions aux limites associées

Un seul volume est utilisé dans l'épaisseur d'une couche. L'impacteur est rigide. Pour le modèle incluant des éléments d'interface, leur position dans l'épaisseur est donné figure 7b. Ce modèle est disponible actuellement sous DYNA et SAMCEF.

5.2 Comparaison essais-calculs

La figure 8 présente une comparaison de l'évolution effort-temps pour les deux modèles présentés. Bien que l'évolution soit proche de l'évolution de l'effort obtenu expérimentalement, celui obtenu par le modèle « pli endommageable » (modèle 1) restitue mieux les oscillations ainsi que le temps d'impact.

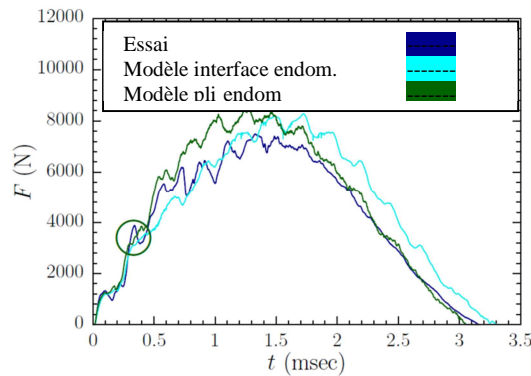


Fig. 8. Comportement effort-temps : comparaison essais-calculs, stratification [-45,45,0,90,0₂,-45,45,0]_s

Modélisation 1

La figure 9 présente la comparaison modèle EF / Ultrasons des endommagements après impact. La position dans l'épaisseur, l'orientation ainsi que la taille des délaminages sont bien retranscrites pour chaque interface.

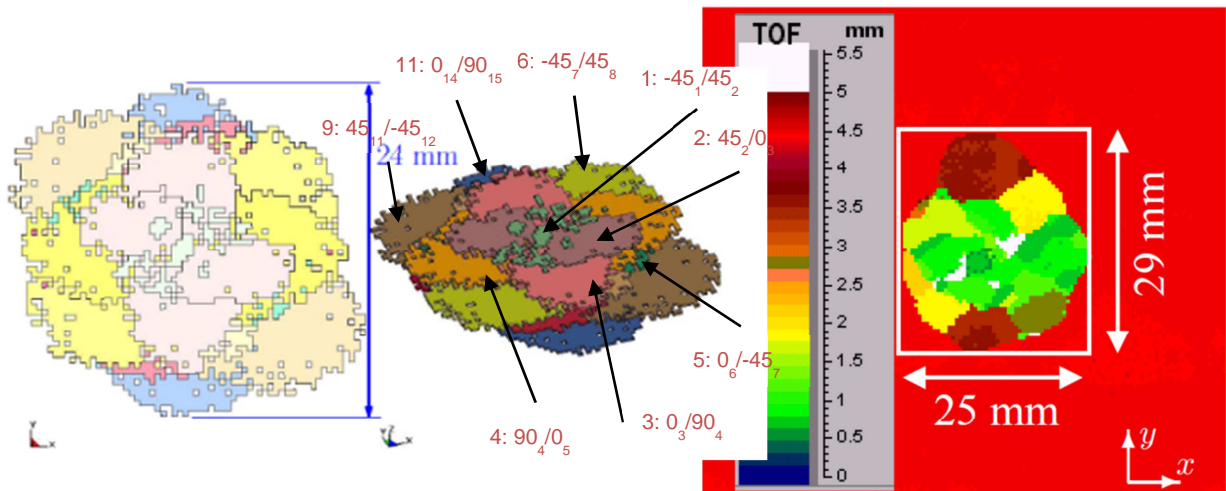


Fig. 9. Comparaison essais-calculs de la taille des délaminages après impact pour la modélisation n°1 (endommagement couplé inter-intra des plis)

La prise en compte du couplage inter-intra laminaire permet de prévoir le fait que l'apparition de macro-fissures bloque et guide la propagation du délaminage suivant l'orientation du pli situé au-dessous du délaminage et ainsi retranscrit bien la forme en double hélice de ce type de défaut.

Modélisation 2

Dans le cas d'un modèle sans endommagement des plis mais où seulement les interfaces s'endommagent, on retrouve numériquement les bonnes orientations des délaminages mais de surface globalement plus importante (fig. 10).

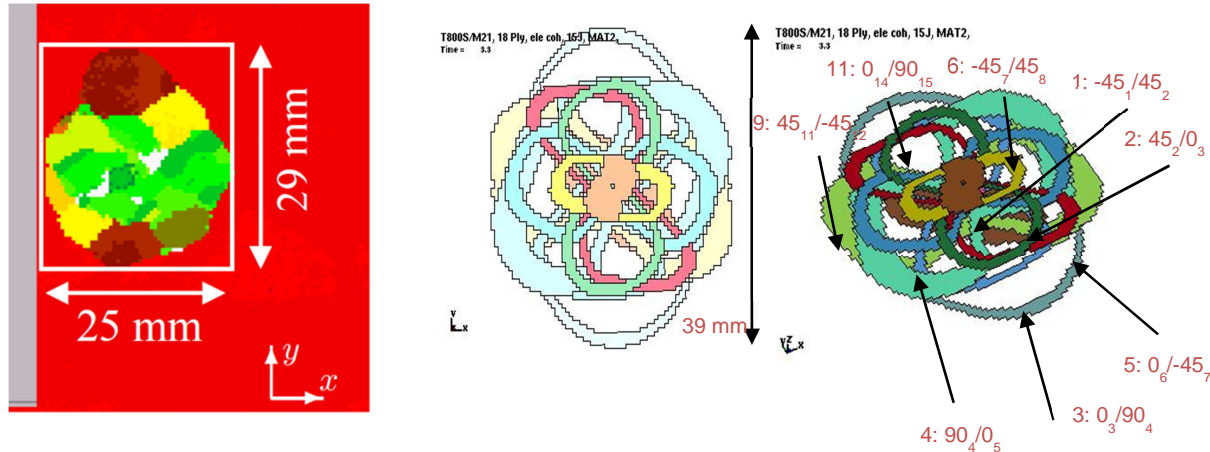


Fig. 10. Comparaison essais-calculs de la taille des délaminages après impact pour la modélisation n°2 (endommagement des interfaces seulement)

Modélisation 3 : Couplage inter et intra laminaire.

Une première étude couplant les deux modèles a été menée permettant de prendre en compte l'endommagement des plis (fissuration plan et hors plan) et la décohésion des couches (délaminage). On présente par la suite le principe du modèle pour un cas particulier d'une stratification fortement orientée $[0_2, 45_2, 90, -45_2, 0]_S$, où les dommages ont été identifiés par Aboissière [2].

Principe de la modélisation

L'endommagement des plis suit la loi modifiée de Matzenmiller [9] présenté au paragraphe 4. Le modèle EF possède des éléments d'interface entre chaque pli pour la création des décohésions entre couches (délaminage) mais aussi des éléments d'interface dans l'épaisseur des couches pour la création des fissurations transverses (fig. 11)

Couplage endommagement fissuration-délaminage

La présence des fissurations transverses des plis influençant fortement l'apparition et la propagation du délaminage, la loi de comportement du pli (§4) déclenche l'initiation des éléments d'interfaces de la manière suivante :

- Le critère de fissuration matricielle (critère n°4) est utilisé pour l'initiation de l'endommagement des éléments d'interface dans l'épaisseur du pli ;
- Le critère de délaminage (critère n°5) du pli est utilisé pour l'initiation du délaminage des éléments d'interfaces situés entre les couches.

Pour chaque critère, on utilise la moyenne des valeurs des éléments volumiques situés de part et d'autre de l'élément d'interface considéré.

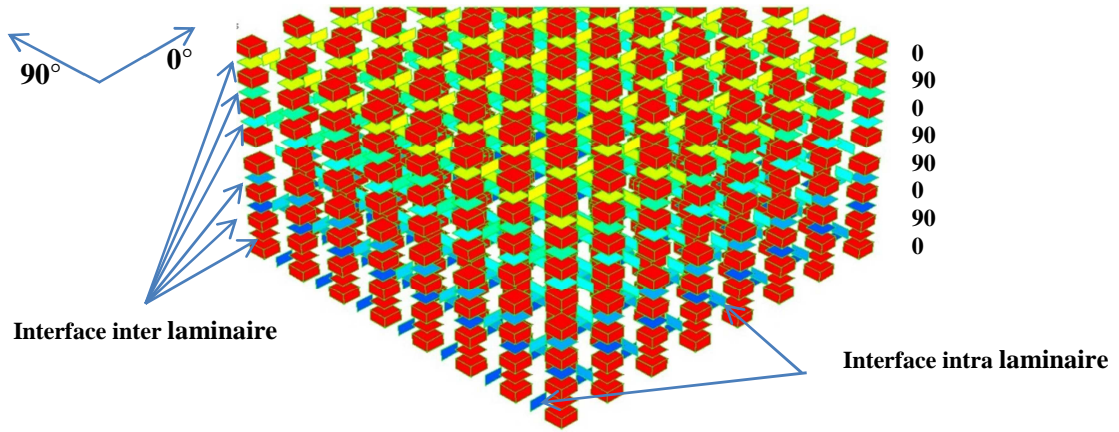


Fig. 11. Exemple de maillage d'un stratifié [(0/90)₂]_s introduisant des éléments d'interface intra et inter laminaire

Résultats

Le modèle couplé a été implémenté dans le code de calculs SAMCEF/EXPLICITE. La figure 12 montre pour le cas d'un impact à 15 J, la comparaison essai-calcul de la forme de la surface délaminée. Numériquement la forme et l'orientation de chaque interface délaminée est très proche de celles observées par UltraSons avec cependant, si la longueur est proche (30 mm pour 32 mm environ expérimentalement), la largeur est plus importante (24 mm pour 18 mm expérimentalement).

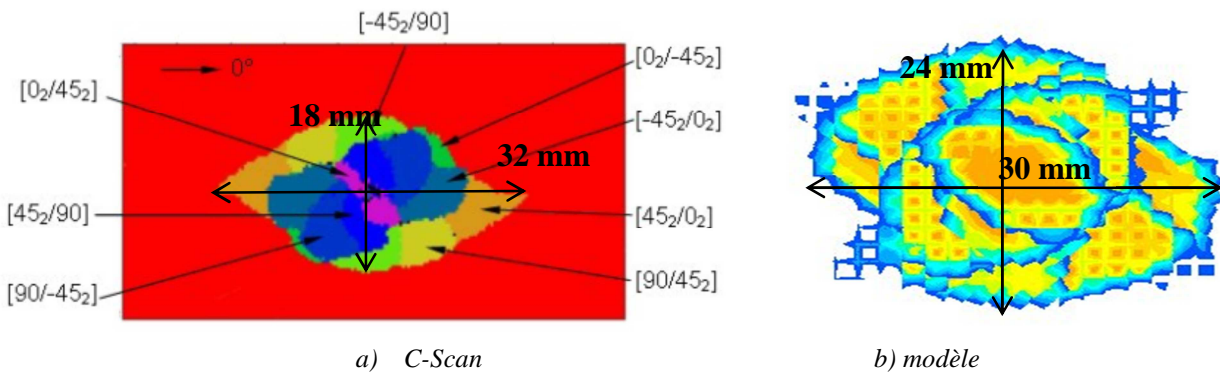


Fig. 12. Comparaison essais-calculs de la taille de la zone délaminée après impact pour l'effort maximal d'impact (6000 N)

Si l'on analyse une interface délaminée, par exemple 90°/45°, on retrouve le processus de création des délaminages lors d'un impact basse vitesse c'est-à-dire que pour chaque interface, la fissuration des plis de part et d'autre du délaminage bloque sa propagation (Figure 13). L'orientation de la propagation du délaminage est alors fixée par l'orientation du pli situé au-dessous du délaminage.

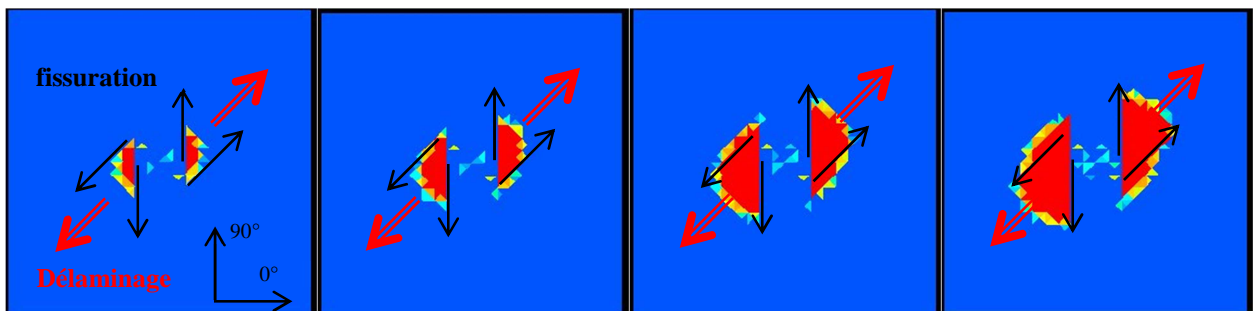


Fig. 13. Progression du délaminage lors d'un impact pour une interface 45/90

Ce processus « classique » est identique pour chaque interface. Seule la taille du dernier délaminage est aussi fortement influencée par la ou les macro-fissures (due(s) à la traction transverse du pli lors de la flexion globale de la plaque.

5. Conclusion

Dans cette étude, nous avons comparé le comportement expérimental et numérique de plaques composites stratifiées impactées en termes de taille, d'orientation et de position des défauts. Ces comparaisons sont présentées pour un composite stratifié représentative d'un élément de structure aéronautique.

Après une étude expérimentale où les défauts après impact sont quantifiés, plusieurs modélisations numériques en dynamique rapide ont été proposées :

- Un modèle numérique où le comportement des plis est élastoplastique endommageable basé sur le modèle de Matzenmiller et all où l'endommagement inter et intra laminaire est couplé,
- Un modèle numérique où seuls des éléments d'interface endommageable ont été utilisés,
- Un modèle numérique où le comportement endommageable des plis pilote l'endommagement des éléments d'interface dans les couches et entre les couches du stratifié.

Les trois modèles permettent d'obtenir les zones délaminées aussi bien en termes de position dans l'épaisseur du stratifié que en termes d'orientation. Cependant, le modèle couplant l'endommagement des plis avec l'apparition des macro-fissures et des décohésions entre plis, est le modèle permettant de bien retranscrire la cinétique d'apparition et de propagation des délaminages après impact. Ces délaminages sont guidés par la fissuration des plis de part et d'autre de l'interface, et propage dans la direction du pli inférieur.

Ce modèle est actuellement utilisé pour étudier la tenue en compression statique et dynamique (fatigue) après impact, afin de prévoir la tenue post impact des structures composites stratifiées. Une étude précédente [xx] a montré que l'indentation résiduelle était un point important pour la prévision de la tenue après impact ; un modèle est actuellement en cours d'exploitation.

Références

- [1] **Renault, M.**, Compression après impact d'une plaque stratifiée carbone époxyde – Etude expérimentale et modélisation éléments finis associée. *Rapport interne EADS CCR*. 1994
- [2] **Aboissiere, J.**, Propagation de dommages d'impact dans un matériau composite stratifié à fibres de carbone et résine époxyde. *Thèse de l'Université Paul Paul Sabatier*, Toulouse, France. 2003
- [3] **Abrate, S.**, Impact on Composites Structures. *Cambridge University Press*. 1998.
- [4] **Guinard, S., Allix, O., Guédra-Degeorges, D., Vinet, A.**, A 3D damage analysis of low-velocity impacts on laminated composites. *Composite Science and Technology* 62, 585–589. 2002.
- [5] **Allix, O., Blanchard,** Mesomodeling of delamination: towards industrial applications. *Composites Science and Technology* Vol. 66, 731–744. 2006
- [6] **Choi, H.Y., Chang, F.K.**, A model for predicting damage in graphite/expoxy laminated composites resulting from low-velocity point impact. *Journal of Composite Materials* 26 (14), 2134–2169. 1992
- [7] **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, 2009, pp 2809-2821.
- [8] **Ilyas M., Espinosa Ch., Lachaud F., Salaün M.**, Dynamic delamination using cohesive finite elements, *DYMAT 2009*
- [9] **Matzenmiller A., Lubliner R.L., Taylor A.**, A constitutive model for anisotropic damage in fiber composites, *Mechanics of Materials*, Vol. 20 (1995), pp 125-152
- [10] **Xiao J.R., Gama, B.A., Gillespie J.W. Jr.**, Progressive damage and delamination in plain weave S-2 glass/SC-15 composites under quasi-static punch-shear loading, *Composites Structures*, Vol. 78 (2007), pp 182-196
- [11] **Muhammad Ilyas, Frédéric Lachaud, Christine Espinosa, Laurent Michel, Michel Salaun.** Modélisation en dynamique rapide du délaminage des composites à l'aide d'éléments finis cohésifs. 16^{ème} Journées Nationales sur les Composites, Toulouse, 2009.
- [12] **Pinho S. T., Iannucci L. and Robinson P.**, Formulation and implementation of decohesion elements in an explicit finite element code. *Composites: Part A*, Vol 37, pp. 778–789, 2006.
- [13] **Ilyas M., Limido J., Lachaud F., Espinosa Ch., Salaün M.**, Modélisation SPH 3D de l'impact basse vitesse sur plaque composite, *Congrès Français de Mécanique, Marseille*, 2009.