

Modélisation numérique de multi-impacts faible vitesse sur différentes stratifications

Numerical modelling of low velocity multi-impact test on different stacking sequences

A.S.E. AMOUZOU, A. CHETTAH, O. SICOT, S. AIVAZZADEH

Laboratoire DRIVE EA1859, Univ, Bourgogne Franche-Comté
49 Rue Mademoiselle Bourgeois F- 58000 Nevers
E-mail : adade-seyth-eze.amouzou@u-bourgogne.fr
E-mail : ameur.chettah@u-bourgogne.fr
E-mail : olivier.sicot_isat@u-bourgogne.fr
E-mail : shahram.aivazzadeh_isat@u-bourgogne.fr

Résumé

L'utilisation des matériaux composites dans le monde industriel connaît une croissance importante depuis de nombreuses années. Cet accroissement s'explique par le fait que l'industrie, notamment aéronautique qui fut pionnière dans ce domaine, s'intéresse à l'allègement des structures afin de pouvoir relever les nouveaux défis environnementaux. Que ce soit dans le domaine aéronautique ou dans celui du transport terrestre, les chocs répétitifs ou impacts, même de faible intensité, que peuvent subir les éléments de structure constituent une menace pour l'intégrité du matériau et par conséquent pour la structure elle-même

L'objectif de ce travail, est de proposer un modèle numérique permettant de déterminer l'endommagement au sein d'une structure composite soumise à des impacts répétitifs de faible énergie. Le modèle d'endommagement de Chang-Chang a permis de prédire la rupture matricielle et des fibres en traction ainsi qu'en compression. L'endommagement progressif de l'interface entre deux plis du stratifié est modélisé par un contact cohésif basé sur une loi bi-linéaire de Benzeggagh-Kenane.

Les résultats de la simulation ont permis de comparer les surfaces délaminées numériques à celles obtenues expérimentalement par C-Scan. De même les résultats numériques obtenus en termes de courbes énergie-temps et force déplacement sont en bonne corrélation avec les résultats expérimentaux.

Abstract

The use of composite materials in the industrial field has been growing significantly for many years. This increase is explained by the fact that the industry, especially aeronautics which was pioneering in this field, is interested in the lightening of structures in order to be able to take up the new environmental challenges. Whether in the aeronautical field or in the land transport sector, structural elements may undergo multi-impacts or impact. Even at low velocity pose a threat to the integrity of the material and the structure itself.

The objective of this work is to propose a numerical model to determine the damage within a composite structure subjected to low energy multi-impact. The Chang-Chang damage model predicted matrix breakage, tensile and compressive fibers. The progressive damage of the interface between two plies of the laminate is modeled by a cohesive contact based on a bi-linear law of Benzeggagh-Kenane.

The results of the simulation shows the possibility to compare the numerical projected area damage with those obtained experimentally by C-Scan. Similarly, the numerical results obtained in terms of energy-time and displacement force are in good correlation with the experimental results.

Mots Clés : Composite, Multi-impact, Modèle élément fini, endommagement

Keywords: Composite, Multi-impact, Finite element analysis, damage tolerance

1. Introduction

L'essor croissant des matériaux composites aujourd'hui dans le monde industriel, notamment dans l'aéronautique, est dû à leur grande rigidité, grande résistance à la fatigue, à la résistance à la corrosion et à la légèreté qu'ils offrent aux structures de constructions. Cependant, les structures composites sont vulnérables à des impacts de débris d'oiseaux, plus encore à la chute des grêlons. L'un des chocs auxquels sont soumises les structures composites dans le domaine de l'automobile est l'impact des gravillons présents sur les routes. Ces chocs de basses vitesses souvent considérés comme négligeables endommagent les structures et dans le domaine aéronautique cruciaux pour la sécurité des structures [1] [2]

Les nombreuses études expérimentales portant sur d'impacts basses vitesses révèlent que les structures composites présentent généralement différents modes d'endommagement: endommagement intra-laminaire (rupture des fibres et matricielles) et endommagement inter-laminaires (délaminage). Ce dernier se produit en profondeur dans le stratifié et est difficile à quantifier ([3] [4], [5]). La fissuration transversale de la matrice est le premier mode de détérioration qui survient dans le stratifié en raison de la rigidité plus faible de la résine [6]. Ce mode d'endommagement ne compromet pas la résistance ultime du matériau composite même si une dégradation de la rigidité globale du stratifié peut être observée [7]. Dans le même temps la propagation des fissures peut entraîner l'initiation du délaminage à l'interface de deux plis [2].

Dans la littérature les études mono-impacts de basse vitesse ont largement été étudiées mais peu d'études ont été réalisées sur la tolérance aux multi-impacts.

Amaro et al. [8] ont mené des études sur l'influence de multi-impacts sur des composites graphite/époxy à différentes énergies d'impact. Les réponses aux impacts ont montré que la force maximale et le déplacement de l'impact augmentent lorsque l'énergie d'impact augmente. Par la suite, Amaro et al. [9] ont évalué l'effet de la température sur la tolérance aux essais multi-impacts. A une énergie relativement élevée, aucune influence de la température n'a été observée. Par contre pour une faible énergie d'impact, ils remarquent une influence de la température. Le stratifié atteint la rupture plus rapidement lorsque la température est basse. De Morais et al [10] ont noté que la séquence d'empilement du stratifié avait une influence significative sur le comportement sous des multi-impacts. Les études ont montré que les plis croisés non symétriques ont le meilleur comportement aux essais multi-impacts que les matériaux unidirectionnels.

Malgré de nombreuses études expérimentales réalisées sur les essais d'impact sur des composites, les études numériques apportent tout de même des informations nécessaires dans le but d'évaluer le comportement à l'impact et au multi-impact du point de vue numérique.

Des études numériques basées sur la méthode des éléments finis ont largement été engagées afin de prévoir le mode de détérioration complexe des composites sous chargements d'impact.[3]. Dans la littérature de nombreux modèles numériques prédictifs ont été proposés ([1], [11],[3], [12],[13], [14], [15], [11]). Dans ces approches l'endommagement progressif de l'interface entre deux plis du stratifié est souvent modélisé par des surfaces de contact basées sur une loi bilinéaire de « traction-séparation » [16] ou par l'introduction de zones cohésives ([11], [17])

Le but de cet article est de compléter les résultats expérimentaux des essais multi-impacts obtenus dans une précédente étude en utilisant un modèle numérique rarement étudié. Ce dernier permet de reproduire numériquement le comportement multi-impact des différentes stratifications étudiées.

2. Etude expérimentale

Les études expérimentales [18] d'impact et de multi-impact ont été réalisées à l'aide d'une machine de poids tombant (Instron Dynatup 9250HV) sur différentes stratifications de matériau composite carbone/époxy.

Un impacteur hémisphérique de masse 5,99 kg et 12,7 mm de diamètre a été utilisé. Les échantillons ont été encastrés sur les quatre bords par l'intermédiaire d'un vérin pneumatique, laissant libre une fenêtre d'impact de 76. La machine d'impact est équipée d'un dispositif anti-rebond pour éviter des impacts parasites non souhaités.

Les essais ont été effectués à une énergie d'impact de 20J (vitesse d'impact de 2,584m/s, hauteur de chute de 0,330m), choisie afin d'explorer un niveau d'énergie comparable à celle due aux impacts de grêle sur une structure composite au repos. Les vitesses de grêle peuvent varier entre 4 et 30 m/s avec une masse comprise entre 0,5 et 1 kg et des diamètres compris entre 5 et 50 mm [18].

Les essais ont été réalisés sur trois stratifications. AERO, QIQH45, QIQH60 composés de 24 plis. La stratification AERO est largement utilisée dans le domaine aéronautique. Les deux autres stratifications (QIQH45 et QIQH60) sont quasi-isotropes, quasi-homogènes avec des orientations principales de fibres respectivement de 45°C et 60°C (Tab. 1).

QIQH45	[45/90/-45/0/0/-45/90/45/45/90/-45/0/0/-45/90/45/45/90/-45/0/0/-45/90/45]
QIQH60	[90/0/-45/45/-45/45/0/45/90/-45/90/0/90/0/45/0/-45/90/-45/45/-45/45/90/0]
AERO	[0/60/-60/60/0/-60/0/-60/-60/60/60/-60/0/60/60/0/0/-60/0/-60/60/0/60/-60]

Tab. 1 : Stratifications étudiées

Les résultats issus de l'étude expérimentale sont présentés conjointement avec les résultats numériques à la section 3.4.

3. Modélisation numérique

Cette étude a permis de développer un modèle numérique (Fig. 1), de multi-impacts représentatifs des plaques composites étudiées expérimentalement. Le modèle élément fini est construit en utilisant des éléments solides dans le logiciel Ls-dyna.

Chaque pli de la plaque composite est modélisé par un élément solide dans l'épaisseur (0,15mm). L'impacteur de masse 5,99kg et de diamètre 12,7mm est considéré comme étant un corps rigide (non déformable). Le contact « Automatic single surface » est utilisé entre l'impacteur et la plaque défini avec un coefficient de frottement de 0.3. Les conditions limites sont présentées à la figure 1. La plaque est encastrée aux extrémités sur un diamètre 76mm selon les conditions limites expérimentales. Par contre pour l'impacteur, un degré de liberté en déplacement suivant l'axe z est laissé libre. Une vitesse initiale est appliquée à l'impacteur en accord avec celle mesurée expérimentalement.

Le modèle d'endommagement de Chang-Chang [19] a permis de prédire la rupture matricielle et des fibres en traction ainsi qu'en compression. L'endommagement progressif de l'interface entre deux

plis du stratifié a été modélisé grâce à un contact surfacique (éléments cohésifs à zéro épaisseur) basé sur une loi bilinéaire [20]

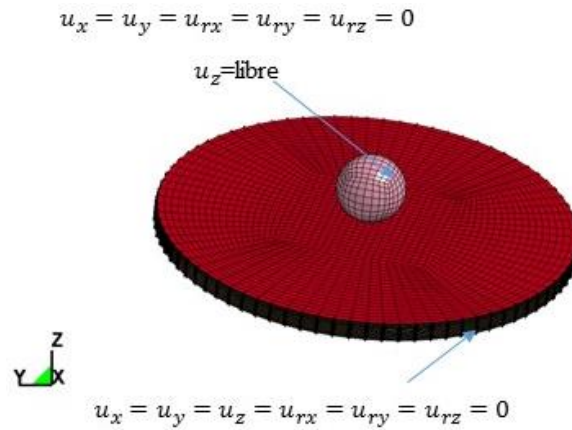


Fig. 1. Modèle élément fini d'impact

3.1 Modélisation du matériau composite

Le matériau composite composé de 24 plis unidirectionnels a été modélisé par une approche éléments solides 3D. Pour modéliser l'endommagement au sein du matériau composite, le MAT 54 « MAT ENHANCED COMPOSITE DAMAGE » sur Ls-dyna a été utilisé. La formulation du MAT 54 est basé sur le modèle d'endommagement de Chang-Chang [19]. Le calcul du comportement élastique du matériau de chaque pli est basé sur le module d'Young, le module de cisaillement et le coefficient de Poisson. L'endommagement apparait au moment où le critère de rupture est atteint selon le modèle d'endommagement de Chang-Chang [19]

Pour les modes de rupture de Chang-Chang [19], nous avons :

1. Rupture des fibres

- Traction $\sigma_{11} \geq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_T}\right)^2 + \beta \left(\frac{\sigma_{11}}{S_{12}}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{Eq. 1})$$

- compression $\sigma_{11} < 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_c}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{Eq. 2})$$

2. Rupture matricielle

- Traction $\sigma_{22} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{Y_T}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_c}\right) - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{Eq. 3})$$

- compression $\sigma_{22} \leq 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22}}{2S_{12}}\right)^2 + \left[\left(\frac{Y_c}{2S_{12}}\right)^2 - 1\right] \frac{\sigma_{22}}{Y_c} + \left(\frac{\sigma_{12}}{S_{12}}\right)^2 - 1 \begin{cases} \geq 0 & \text{rupture} \\ < 0 & \text{élastique} \end{cases} \quad (\text{Eq. 4})$$

Le paramètre X_T représente la contrainte max en traction de fibres, X_C la contrainte max en compression des fibres, Y_T la contrainte max en traction de la matrice, Y_C la contrainte max en compression de la matrice et S_{12} la contrainte de cisaillement du pli unidirectionnel.

3.2 Modélisation du délaminage

La rupture inter-laminaire (délaminage) est la séparation progressive de deux plis adjacents au sein du matériau composite. Ce mode de rupture constitue un des défauts majeurs auquel doivent faire face les structures composites soumises à l'impact. Cette décohésion de deux plis peut être modélisée en utilisant les surfaces de contact (tiebreak) ou des éléments cohésifs. Dans cette étude le contact tiebreak est utilisé pour modéliser l'endommagement progressif entre deux plis. C'est un contact qui est basé sur une loi de traction-séparation bi-linéaire [16]

$$\left(\frac{\sigma_n}{NFLS}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_s}{SFLS}\right)^2 \geq 1 \quad (\text{Eq. 5})$$

Où $NFLS$: contrainte normale en traction à la rupture

$SFLS$: Contrainte de cisaillement à la rupture

La propagation de l'endommagement à l'interface de deux plis est modélisée en utilisant le modèle de Benzeggagh-Kenane (BK). Les propriétés du matériau utilisé sont renseignées dans la (Tab. 2) :

E_{11} (GPa)	E_{22} (GPa)	G_{12} (GPa)	ν_{12}	X_T (MPa)	Y_T (MPa)	S_{12} (MPa)	G_{IC} (N/mm)	G_{IIC} (N/mm)
118	6.7	3.9	0.35	1501	64	41	0,3885	1,525

Tab. 2 : Propriétés du matériau

3.3 Méthode de modélisation numérique du multi-impact

Dans le but de modéliser les essais multi-impacts avec le code élément fini Ls-dyna, un fichier script appelé 'dynain' est extrait après chaque impact. Ce fichier contient l'historique de toutes les variables (géométrie, déformée, endommagement ...) de l'impact 'i'. Ce fichier est utilisé par la suite comme état initial de l'impact 'i+1'.

3.4 Résultats de la simulation numérique

Les études numériques ont permis de reproduire tous les défauts au sein du matériau composite (la rupture des fibres, la fissuration matricielle, le délaminage) (Fig. 2).

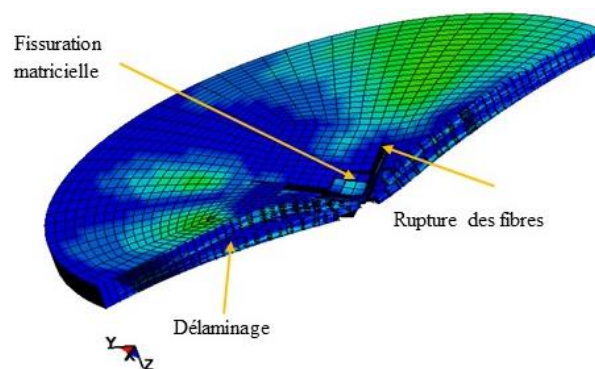


Fig. 2. Résultats de simulation numérique d'impact sur AERO

Les résultats expérimentaux sont comparés aux données numériques en termes de courbes force-déplacement et Energie-temps pour le premier et le dernier impact (Fig. 3, Fig. 4, Fig. 5).

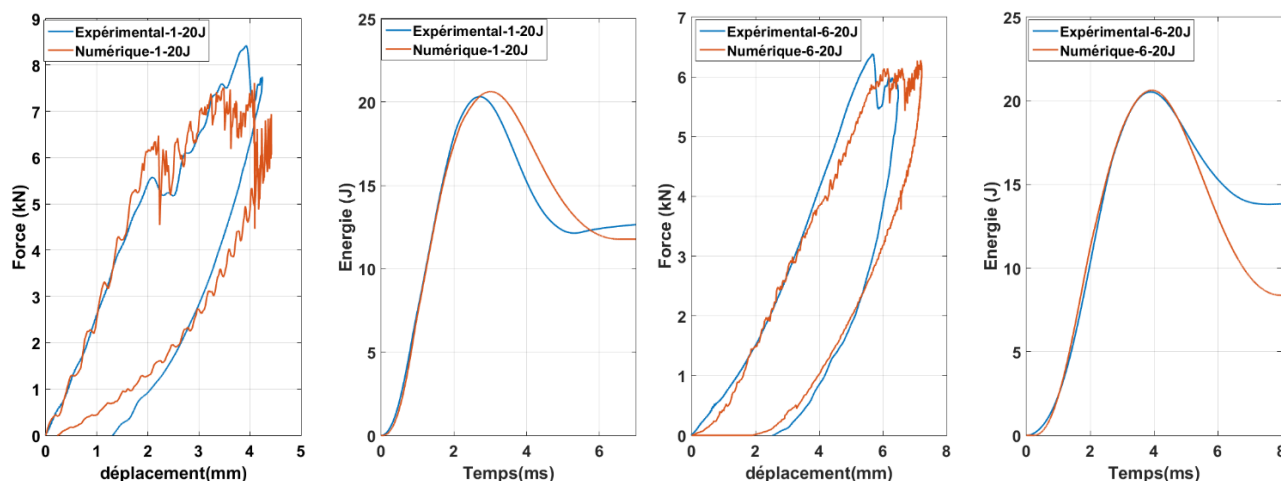


Fig. 3. Résultats expérimentaux et numériques pour QIQH45. A gauche : Impact 1, A droite : Impact 6

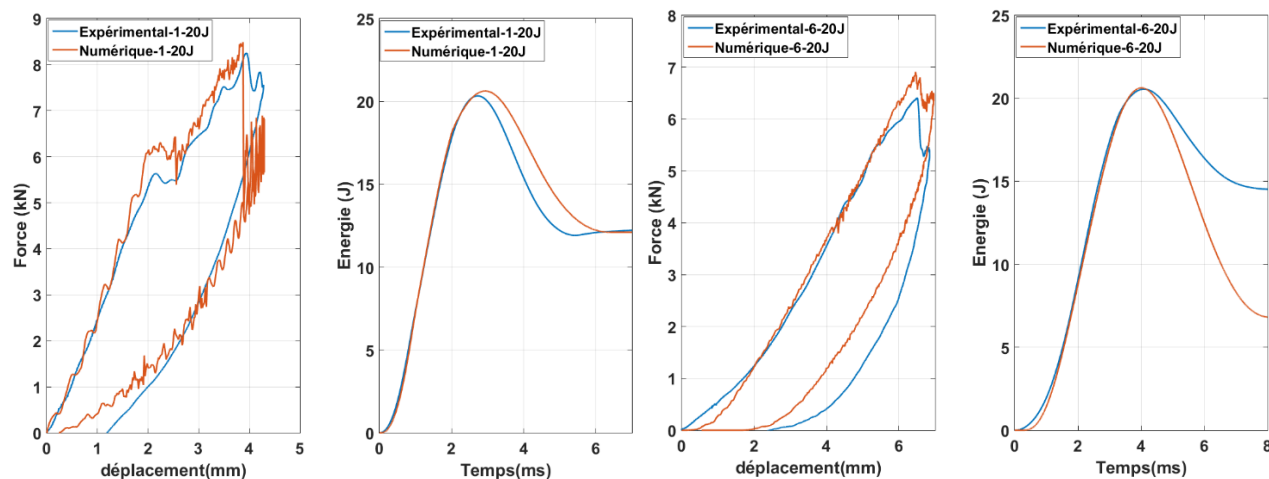


Fig. 4. Résultats expérimentaux et numériques pour QIQH60. A gauche : Impact 1, A droite : Impact 6

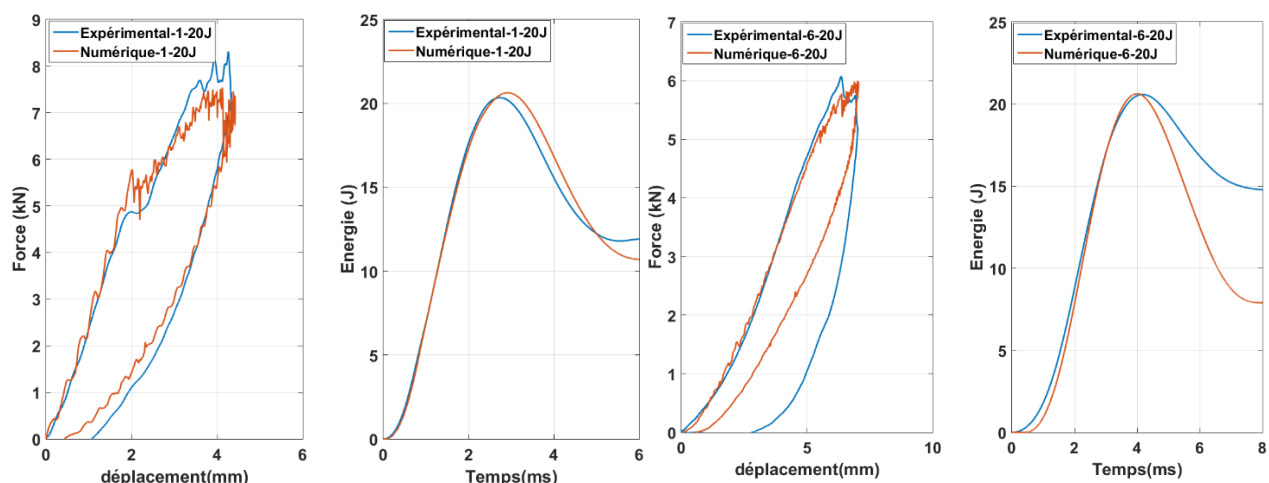


Fig. 5. Résultats expérimentaux et numériques pour AERO. A gauche : Impact 1, A droite : Impact 6

Les résultats expérimentaux et numériques présentent une bonne corrélation. Le DTL, caractérisant l’amorçage de l’endommagement [20], présent sur les courbes expérimentales lors du premier impact est bien modélisé comme le montrent les courbes relatives au premier impact. On observe une bonne modélisation au niveau des pentes initiales pour les impacts 1 ou 6. Au niveau de l’énergie, on constate une bonne corrélation des courbes expérimentales et numériques en particulier pour le premier impact. Ainsi, on remarque que plus le nombre d’impact augmente, plus le modèle sous-estime l’énergie dissipée.

La figure 6 présente la comparaison des images C-Scan du délaminage et des surfaces délaminées obtenues numériquement.

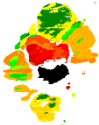
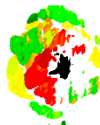

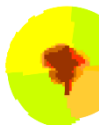


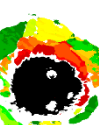
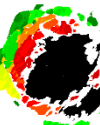

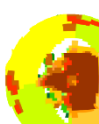


Comparaison	QIQH45	QIQH60	AERO
Expérimental Impact 1	 $667,77 \text{ mm}^2$	 $782,14 \text{ mm}^2$	 $705,45 \text{ mm}^2$
Numérique Impact 1	 $725,98 \text{ mm}^2$	 $870,81 \text{ mm}^2$	 $793,79 \text{ mm}^2$
Expérimental Impact 6	 $1072,14 \text{ mm}^2$	 $1251,31 \text{ mm}^2$	 $1145,81 \text{ mm}^2$
Numérique Impact 6	 $1188,81 \text{ mm}^2$	 $1322,08 \text{ mm}^2$	 $1267,29 \text{ mm}^2$

Fig. 6. Comparaison des surfaces délaminées expérimentales et numériques

De ces résultats, nous pouvons faire les observations suivantes :

- Les surfaces délaminées numériques et expérimentales augmentent avec le nombre d’impacts de l’impact 1 à 6 (soient 38% QIQH45, 34% QIQH60, 37% AERO pour le numérique) et (37% QIQH45, 37% QIQH60, 38% pour l’expérimental)
- Les surfaces délaminées numériques augmentent quantitativement dans le même ordre de grandeur que les surfaces délaminées expérimentales.
- En termes d’endommagement, la hiérarchie des stratifications est conservée d’un point de vue expérimental et numérique. La stratification qui présente une meilleure résistance à l’impact est le QIQH45.

- Le modèle numérique surestime les surfaces délaminées projetées tandis que l'énergie dissipée est sous-estimée. Ceci peut s'expliquer par la différence entre les surfaces délaminées réelles (par interface) numériques et expérimentales. Malheureusement, nous n'avons pas accès à ces surfaces avec C-Scan pour pouvoir les comparer.

4 Conclusion et Perspectives

Les résultats obtenus durant ces travaux permettent de tirer les conclusions suivantes :

- la stratégie de modélisation adoptée dans ce travail permet de rendre compte de l'endommagement engendré par des impacts successifs.
- le modèle d'endommagement de Chang-Chang permet de retrouver qualitativement et quantitativement les courbes force/déplacement notamment pour le premier impact.
- le modèle numérique surestime d'environ 10% les surfaces endommagées projetées quelle que soit la stratification et le nombre d'impacts.
- La simulation numérique peut être élargie à d'autres énergies d'impacts.

Références

- [1] S. Abrate « Impact on composite structures », Cambridge (UK): Cambridge University Press; 1998.
- [2] Y. Shi « Modelling low velocity impact behaviour of composite laminates used in aerospace ». PhD Dissertation, The University of Sheffield, 2014.
- [3] S. Diaz Valdes S.H. Soutis C. « Health monitoring of composites using lamb waves generated by piezo-electric devices. *Plast Rubber Compos* Vol 29 n° 9. pp. 496–502, 2000.
- [4] J. Bienias, P. Jakubczak B. Surowska. « Low-energy impact behaviour and damage characterization of carbon fibre reinforced polymer and aluminium hybrid laminates ». *Arch Civ Mech Eng* Vol 15, pp. 925–932, 2015..
- [5] S. Xu, P.H. Chen. « Prediction of low velocity impact damage in carbon / epoxy laminates ». *Proc Eng*, Vol. 67, pp. 489–96, 2013.
- [6] J.A Nairn « Microcracking, microcrack-induced delamination, and longitudinal splitting of advanced composite structure ». *Aeronautics N*, Program I. NASA Contractor Report 4472, 1992.
- [7] J. Tong, F.J. Guild, S.L Ogin, P.A. Smith (1997) « On matrix crack growth in quasiisotropic laminates -I. Experimental investigation ». *Compos Sci Technol*, Vol 5, pp. 1527–1535 1997..
- [8] A.M. Amaro, P.N.B Reis, M.F.S.F De Moura, M.A Neto. « Influence of multi-impacts on GFRP composites laminates ». *Compos Part B Eng*, Vol 52, pp. 93–9, 2013.
- [9] A.M. Amaro, P.N.B. Reis, M.A. Neto. « Experimental study of temperature effects on composite laminates subjected to multi-impacts ». *Compos Part B Eng*; Vol 98, pp. 23–9, 2016.
- [10] WA. de Morais, S.N Monteiro, J.R.M d'Almeida. « Evaluation of repeated low energy impact damage in carbon-epoxy composite materials ». *Compos Struct*; Vol 67, pp. 307–15, 2005.
- [11] Y. Shi, T. Swait, C. Soutis. « Modelling damage evolution in composite laminates subjected to low velocity impact ». *Compos Struct*; Vol 94, pp. 2902–13, 2012.

- [12] E.V. González, P. Maimí, P.P. Camanho, A.Turon, J.A. Mayugo. «Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates ». *Compos Struct*, Vol 94, pp.3364–78, 2012.
- [13] M.V. Donadon, L. Iannucci, B.G. Falzon, J.M. Hodgkinson, Almeida SFM De. «A progressive failure model for composite laminates subjected to low velocity impact damage». *Comput Struct*, Vol 86, pp. 1232–52, 2008.
- [14] A. Faggiani, B.G. Falzon. «Predicting low-velocity impact damage on a stiffened composite panel». *Compos Part A*; Vol 41, pp. 737–49, 2010.
- [15] D. Feng, F. Aymerich «Finite element modelling of damage induced by lowvelocity impact on composite laminates». *Compos Struct*, Vol. 108, pp. 161–171, 2014.
- [16] F. Dogan, H. Hadavinia, T. Donchev, P.S. Bhonge. «Delamination of impacted composite structures by cohesive zone interface elements and tiebreak contact». *Cent Eur J Eng*; Vol 2, pp. 612–26, 2012.
- [17] P. Camanho, C.G. Dzvila. «Mixed-Mode Decohesion Finite Elements in for the Simulation Composite of Delamination» *Composites Materials*, pp. 2002-211737, 2002.
- [18] A.E.S .Amouzou, O Sicot, A. Chettah, S. Aivazzadeh «Experimental characterization of composite laminates under low-velocity multi-impact loading» *Journal of Composite Material*, Vol 0, pp. 1-15, 2019.
- [19] S. Heimbs, S. Heller, P. Middendorf. «Simulation of Low Velocity Impact on Composite Plates with Compressive Preload». *LS-DYNA Anwenderforum*, pp. 11–24, 2008.
- [19] S. Heimbs, S. Heller, P. Middendorf. «Simulation of Low Velocity Impact on Composite Plates with Compressive Preload». *LS-DYNA Anwenderforum*, pp. 11–24, 2008
- [20] G.A.Schoeppner, S.Abrate. «Delamination threshold loads for low velocity impact on composite laminates», Vol 31, pp. 903–15, 2000