HAL
open science

Etude numérique du dimensionnement d'un stratifié composite aéronautique pour la tolérance aux dommages d'impact

Nicolas Dubary, Christophe Bouvet, Samuel Rivallant, Léon Ratsifandrihana

To cite this version:

Nicolas Dubary, Christophe Bouvet, Samuel Rivallant, Léon Ratsifandrihana. Etude numérique du dimensionnement d'un stratifié composite aéronautique pour la tolérance aux dommages d'impact. Journées Nationales sur les Composites 2017, École des Ponts ParisTech (ENPC), Jun 2017, 77455 Champs-sur-Marne, France. hal-01623673

HAL Id: hal-01623673

https://hal.science/hal-01623673v1

Submitted on 25 Oct 2017

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.

Etude numérique du dimensionnement d'un stratifié composite aéronautique pour la tolérance aux dommages d'impact

Numerical approach to design aeronautical composite laminate based on impact damage tolerance philosophy

Nicolas Dubary[1,2], Christophe Bouvet[1], Samuel Rivallant[1], Léon Ratsifandrihana[2]

1 : Université de Toulouse, ISAE-Supaéro, Institut Clément Ader
3 Rue Caroline Aigle, F-31400 Toulouse, France
Email: nicolas.dubary@isae.fr

2 : Segula Technologies
Segula Aerospace&Defence, 25 av. Gaspard Coriolis Bât.A 31100 Toulouse, France
Email: nicolas.dubary@isae.fr

Résumé

Les matériaux composites étant vulnérables aux sollicitations hors plan tel que l'impact à faible vitesse/énergie, leur dimensionnement en tolérance aux dommages d'impact est une étape primordiale de leur conception. Connaitre leurs propriétés résiduelles en fonction de la détectabilité de l'endommagement est un enjeu important pour leur mise en service. Le développement de modèles numériques fiables permettrait de se substituer aux approches expérimentales couteuses en temps et en moyen. Le Discret Ply Model développé à l'Institut Clément Ader depuis une dizaine d'années permet une simulation fidèle du comportement de stratifié composite soumis à un impact faible énergie et à une Compression Après Impact (CAI), représentant à chaque étape les principaux endommagements que sont la rupture de fibre, la fissuration matricielle, l'indentation permanente et le délaminage. Un travail numérique comparatif est effectué sur plusieurs séquences d'empilement pour connaitre l'évolution de l'indentation permanente et de la tenue en compression après impact pour différentes énergies d'impact. Cette étude permet de juger des performances au seuil de détectabilité de l'endommagement d'impact des différents stratifiés étudiés et d'en sortir les meilleurs candidats pour le dimensionnement en tolérance aux dommages d'impact.

Abstract

Composites are known to be vulnerable to out-of-plane solicitation such as impact. Investigating laminate's residual properties in function of the damage detection is the main purpose of impact damage tolerance design. As a good alternative to long and costly experimental campaigns, the numerical approach would lead to a time gain. The model developed in Institut Clément Ader over these last ten years enables to expose behavior of composite laminate plates subjected to low velocity/low energy impact and Compression After Impact (CAI). Damages such as permanent indentation, fiber failures, matrix cracks and delamination are taken into consideration at each step thanks to a discrete ply modelling. A comparison of permanent indentations and residual strengths is numerically carried out on several stacking sequences subjected to different impact energies. The aim is to bring out laminates having best residual performances at impact damage detectability level.

Mots Clés : Impact faible énergie, CAI, Tolérance aux dommages, Modélisation et Simulation, Dimensionnement
Keywords : Low-velocity Impact, CAI, Damage Tolerance, Modeling and simulation, Design

1. Introduction

De par leur rapport performance/masse élevé, les composites sont de plus en plus présents dans les différents secteurs industriels tels que les transports, l'énergie ou les loisirs. En aéronautique, leur vulnérabilité aux sollicitations hors plan tel que l'impact conduit bien souvent à un surdimensionnement des structures pour en assurer leur intégrité. En effet, intervenant lors d'opération de maintenance, de fabrication ou pendant le chargement de bagages, un impact faible vitesse/énergie peut diminuer de près de 50% leur performance résiduelle sans pour autant laisser de marque visible sur la surface. Dans le cadre du dimensionnement en tolérance aux dommages

d'impact, les exigences en tenue de la structure sont basées sur la visibilité de l'endommagement : l'indentation permanente. Cette marque laissée en surface par l'impacteur détermine les charges requises en fixant un seuil de détectabilité de l'endommagement : le Barely Visible Impact Damage (BVID) [1]. Les normes sont telles que pour une indentation permanente inférieure au BVID, la structure doit pouvoir supporter les charges extrêmes, alors que pour une valeur supérieure ou égale au BVID, seules les charges limites sont requises (Fig. 1).

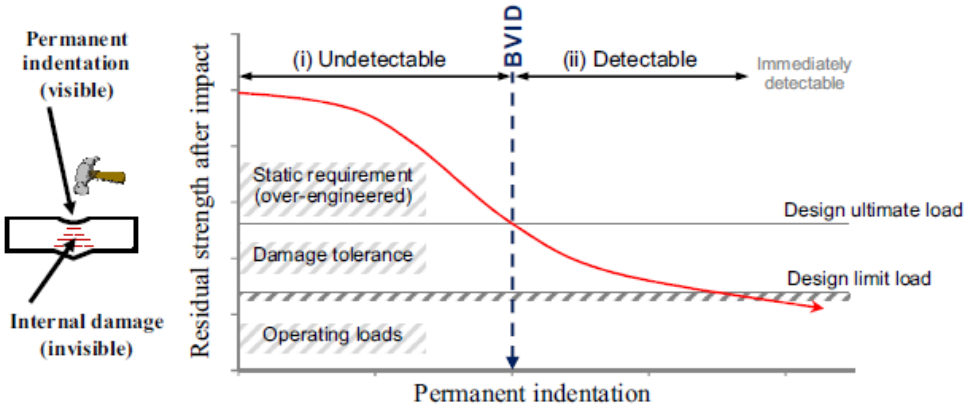


Fig. 1. Principe de dimensionnement en tolérance aux dommages d'impact.

Le dimensionnement des stratifiés composites en tolérance aux dommages d'impact fait donc appel à une campagne expérimentale normée (AITM 1-0010) permettant de justifier de la tenue résiduelle en fonction de l'énergie d'impact (idéalement de la détectabilité de l'endommagement). Cette approche est couteuse en temps et en moyen. Le dimensionnement de structures composites à l'aide d'outils numériques est une étape importante dans le remplacement des études expérimentales.

De nombreuses études ont été menées sur les impacts à basse vitesse/faible énergie depuis les années 1990 dans le but de prévoir les endommagements et de comprendre les phénomènes [2-5]. Les modèles analytiques et semi-analytiques sont les premières approches permettant de prédire les endommagements induits par cette sollicitation et de caractériser les propriétés résiduelles de la structure [2,6,7]. Cependant, pour des analyses plus poussées, la complexité des phénomènes a entrainé la nécessité d'utiliser des méthodes numériques plus précises, telle que l'approche par éléments finis (FEM). L'utilisation d'outils numériques fiables et robustes est une plus-value indéniable et commence déjà à prendre place dans la pyramide des essais [8] : c'est la volonté du « virtual testing ».
Pour une représentation numérique fidèle du comportement des structures composites sous sollicitations d'impact, il est nécessaire de représenter les principaux dommages qui interviennent : la rupture de fibre, la fissuration matricielle et le délaminage [9-10]. Dans le but de pouvoir juger ensuite de la tenue résiduelle de la structure, et donc de sa tolérance aux dommages, la CAI est également simulée. Il existe dans la littérature quelques modèles bien avancés comme par exemple les modèles développés par *Gonzalez et al.* [11], *T.D. Dang et S.R. Hallett* [12], *Tan et al.* [13] ou récemment publié par *Panettieri et al* [14].

Les travaux proposés ici portent sur l'étude numérique de stratifiés composites pour la tolérance aux dommages d'impact en utilisant le Discret Ply Model, développé depuis une dizaine d'années par *Bouvet et al*. Après l'avoir adapté pour l'étude, il s'agit, à partir d'un drapage quasi-isotrope donné à nombre de plis et orientation fixés, de déterminer l'énergie d'impact pour se placer au BVID et d'en obtenir la tenue résiduelle associée. Le but est alors de pouvoir numériquement étudier le comportement des différents stratifiés proposés, d'en sortir les meilleurs drapages ayant la tenue résiduelle la plus grande au seuil de détectabilité de l'endommagement et de justifier d'une possible optimisation grâce à l'utilisation du modèle (présentée figure 2). Les deux indicateurs importants sortant des résultats numériques sont l'indentation permanente et la tenue résiduelle associée.

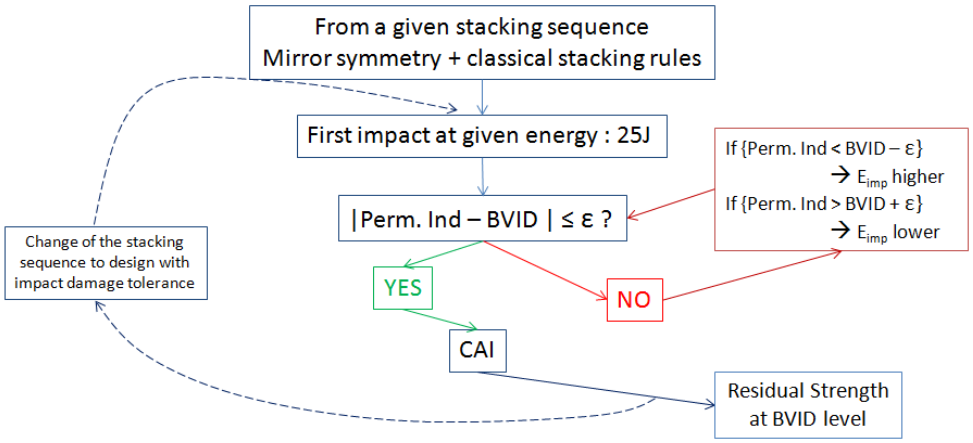


Fig.2. Boucle idéale d'optimisation pour le dimensionnement de stratifiés composites en tolérance aux dommages d'impact : étude de la tenue résiduelle au BVID

2. Modélisation numérique de l'impact et de la CAI

2.1 Formulation des éléments et loi de comportement

Le Discret Ply Model utilisé dans cette étude a déjà fait l'objet de publications où il est exposé plus en détail [15-17]. Seulement un bref rappel est ici proposé pour comprendre la modélisation. Si besoin, le lecteur est invité à lire [16] pour plus de précision. Le principe du DPM consiste à modéliser les principaux endommagements du stratifié composite soumis à l'impact à l'aide d'éléments volumiques pour la rupture de fibre et d'éléments cohésifs à l'intérieur des plis pour la fissuration matricielle et entre les plis pour le délaminage.

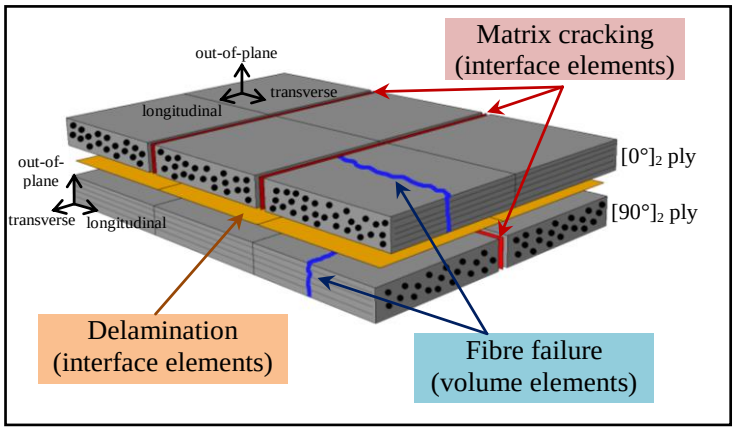


Fig. 3. Modélisation des endommagements dans le DPM et éléments utilisés pour différentes orientation de pli.

Avec l'appui de la figure 3, les différents endommagements sont modélisés :

- à l'aide d'éléments d'interface placés entre deux plis consécutifs pour le délaminage. Chaque pli étant modélisé par un élément volumique dans l'épaisseur. L'endommagement est classiquement défini par une approche en mécanique de la rupture avec un adoucissement linéaire en fonction du déplacement. Les effets locaux de rupture de fibre sur les interfaces proches sont pris en compte grâce à une communication avec les éléments volumiques adjacents.

- par des éléments d'interfaces placés dans la direction du pli orthogonalement à la direction transverse pour la fissuration matricielle. L'endommagement se fait par le calcul du critère de Hashin dans les éléments volumiques voisins (Eq. 1) :

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

Avec (l,t,z) les directions orthotropes, σ_t^f la contrainte à rupture transverse et τ_{lt}^f la contrainte à rupture de cisaillement. Même si la fissuration matricielle n'est pas préjudiciable pour la tenue résiduelle, elle joue un rôle précurseur sur le délaminage et sa prise en compte est donc importante pour la justesse des résultats. Ces éléments d'interfaces imposent un maillage complexe qui permet de tenir compte d'un couplage naturel de ces deux phénomènes, permettant une morphologie d'endommagement cohérente lors de la sollicitation d'impact.

- Enfin la rupture de fibre est prise en compte grâce à la mécanique de l'endommagement continue. Une formulation originale entre les points d'intégrations de l'élément permet de produire un taux de restitution d'énergie constant par unité d'aire (Eq. 2). Cette approche peut être comparée aux méthodes basées sur la longueur caractéristique d'élément rendant possible une modélisation indépendante de la taille de maille.

$$\int_V \left(\int_0^{\varepsilon^1} \sigma_l d\varepsilon_l\right) . dV = S . G_I^f \qquad \text{(Eq. 2)}$$

Avec G_I^f le taux de restitution d'énergie en mode I dans la direction de la fibre, V et S le volume et la surface de l'élément, σ_l et ε_l les contrainte et déformation longitudinales, et ε^1 la déformation à rupture finale de la fibre (raideur totalement dégradée).
Une fois que la déformation d'initiation d'endommagement en traction ε_t^0 ou en compression ε_c^0 est atteinte, une variable d'endommagement relaxant linéairement les contraintes est calculée. Ces contraintes étant calculées à partir de la matrice de rigidité orthotrope incluant l'endommagement. En compression, un comportement plastique est considéré et une contrainte de crushing σ^{crush} [18] est appliquée en plateau.

Les différents phénomènes à l'origine de l'indentation permanente sont la plasticité de la matrice, les débris venant empêcher les re-fermetures et les ruptures de fibres. Il est observé expérimentalement que plus il y a de rupture de fibres, plus l'indentation permanente est importante. Celle-ci est donc liée dans le modèle au comportement en cisaillement *lz* de la fibre. Il s'agit d'une approche pseudo-plastique avec un blocage en non-retour de la fibre.

2.2 Matériau et conditions limites

Le modèle est utilisé pour simuler un essai expérimental d'impact et de compression après impact. La plaque modélisée est un stratifié composite unidirectionnel de carbone/epoxy T700/M21 de 4.16x100x150mm^3. Les propriétés du matériau pour le modèle sont présentées Tab. 1. Les conditions limites représentent les conditions limites expérimentales et sont définies par des contacts avec un corps rigide fixe (visible Fig. 4.).
Pour l'essai d'impact, la plaque est posée sur un cadre de 75x125mm² et est impactée en son centre par un impacteur hémisphérique de 2kg et de 16mm de diamètre, supposé numériquement non déformable. Les conditions limites de CAI sont mises en place pendant des étapes de relaxation de la plaque (étapes permettant de se placer en condition quasi-statique pour effectuer la compression). En accord avec les normes AITM 1-0010, la plaque est comprise dans des couteaux anti flambage distants de 90mm sur la longueur et bloquée par deux blocs sur ses parties inférieures et supérieures distancés de 130mm.

E_l^t (GPa)	E_l^c (GPa)	E_t (GPa)	ν_{lt}	G_{lt} (GPa)	G_{tz} (GPa)
130	100	7.7	0.3	4.75	2.9
σ_t^f (MPa)	τ_{lt}^f(MPa)	σ^{crush}(MPa)	ε_t^0	ε_c^0	
60	110	250	0.018	-0.0125	
$G_{I,c}^d$(N/mm)	$G_{II,c}^d$(N/mm)	G_t^f (N/mm)	G_c^f (N/mm)		
0.4	1.8	130	10		

Tab. 1. Propriétés du matériau utilisé dans le modèle.

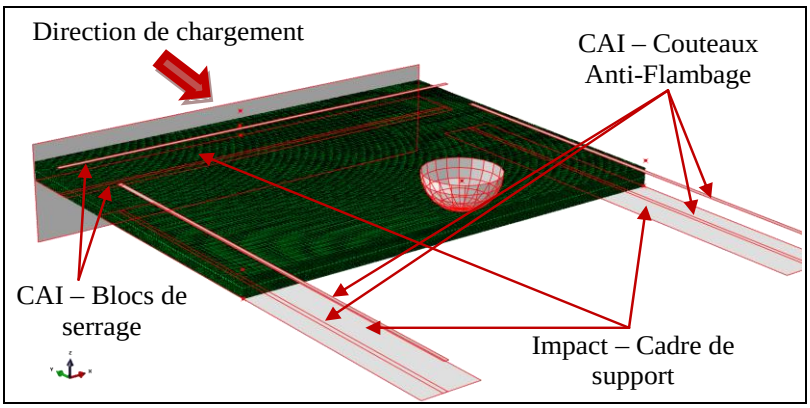


Fig. 4. Conditions limites utilisées dans le DPM pour les essais d'impact et de CAI.

3. Approche numérique

3.1 Configuration de l'étude

Le modèle a initialement été validé pour des études sur des stratifiés contenant des plis de 0.5mm d'épaisseur basés sur la séquence d'empilement $[0/45/90/-45]_S$ appelée « Référence » [15,16]. Dans ce cadre, des plis plus fins (plus représentatifs des applications industrielles) sont considérés, et l'étude est effectuée avec des plis de 0.26mm d'épaisseur, fixant leur nombre à 16 pour chaque stratifié. A partir de ce nouveau cas de référence $[0_2/45_2/90_2/-45_2]_S$, différentes séquences d'empilements sont proposées, augmentant le nombre de possibilités. Les configurations choisies sont basées sur le respect des règles classiques d'empilement telles que la symétrie miroir et les plis à +/-45° placés en extérieur pour éloigner la contrainte de flambage pendant la compression (en augmentant la rigidité de flexion). Un autre choix est fait de conserver les plis à +/-45° ensemble pour cette première approche afin de limiter le nombre de cas étudiés (regroupés dans Tab. 2).

	REF - $[0_2 / 45_2 / 90_2 / -45_2]_S$	
A - $[45/-45/90/0/90/0/45/-45]_S$	*B* - $[45/-45/90/0_2/90/45/-45]_S$	*C* - $[45/-45/0/90/0/90/45/-45]_S$
D - $[45/-45/0/90_2/0/45/-45]_S$	*E* - $[45/-45/0/90/45/-45/90/0]_S$	*F* - $[45/-45/0/90/45/-45/0/90]_S$
G - $[45/-45/90/0/45/-45/0/90]_S$	*H* - $[45/-45/90/0/45/-45/90/0]_S$	*I* - $[45/-45/90/45/-45/90/0_2]_S$
J - $[45/-45/90/45/-45/0_2/90]_S$	*K* - $[45/-45/0/45/-45/0/90_2]_S$	*L* - $[45/-45/0/45/-45/90_2/0]_S$
M - $[45/-45/45/-45/90_2/0_2]_S$	*N* - $[45/-45/45/-45/0_2/90_2]_S$	*O* - $[45/-45/45/-45/90/0/90/0]_S$
P - $[45/-45/45/-45/0/90/0/90]_S$	*Q* - $[45/-45/45/-45/90/0_2/90]_S$	*R* - $[45/-45/45/-45/0/90_2/0]_S$

Tab. 2. Drapages étudiés.

Les simulations sont donc menées sur chaque drapage. Pour pouvoir juger du comportement de chaque stratifié et mener une étude d'effet du drapage, la boucle d'optimisation présentée figure 2 n'est pas respectée, car chaque impact est suivi par une simulation de CAI.
Initialement un impact à 25J est effectué sur chaque drapage. Cette énergie se rapproche de l'énergie d'impact préconisée par les normes ASTM D 7136/D 716M la calculant à 6.7mm/J x l'épaisseur nominal du stratifié. Les courbes d'impact, les aires projetées de délaminage, les indentations permanentes et les efforts à rupture de CAI sont relevés pour chaque simulation.

Pour valider le modèle sur ces plis plus fins, trois drapages ont été testés expérimentalement et les résultats sont comparés aux résultats numériques pour les essais à 25J. Les trois efforts à ruptures en CAI obtenus expérimentalement, exposés ci-après, permettent également de valider la tendance de performance des drapages testés numériquement.

Par la suite, d'autres impacts, à énergies différentes, sont menés sur chaque drapage avec l'objectif de rapprocher l'indentation permanente du BVID. La valeur choisie pour le BVID est 0.5mm. Cette étude permet donc de ressortir l'énergie d'impact nécessaire pour chaque drapage pour atteindre le BVID et de connaitre la tenue résiduelle associée.

3.2 Impacts et CAI à 25J et comparaison expérimentale

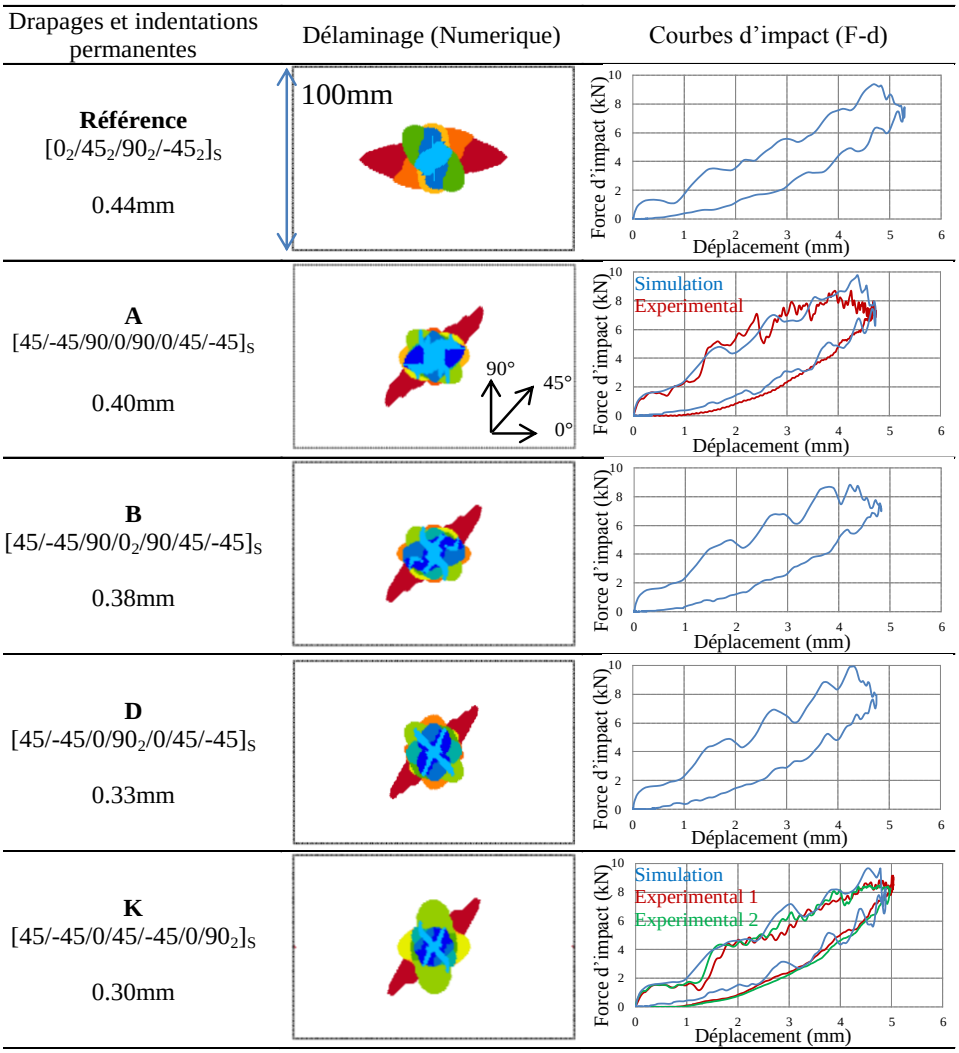
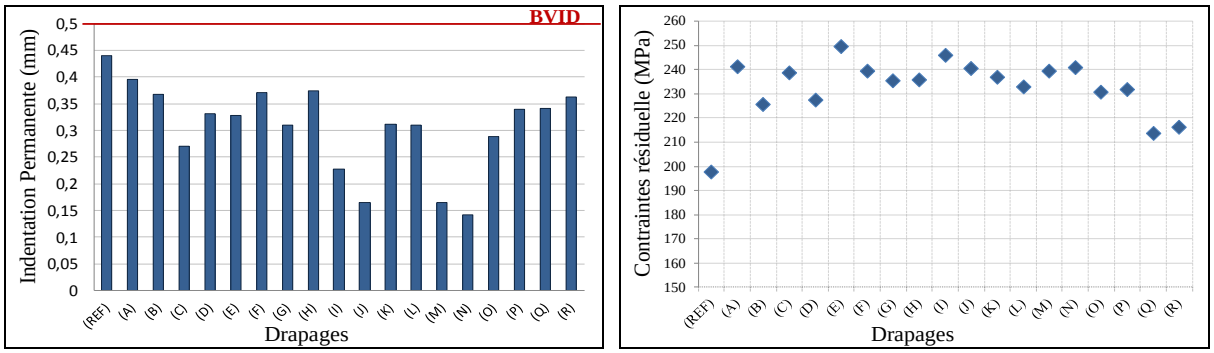


Fig. 5. Quelques résultats numériques d'impact sur différents drapages et courbes expérimentales pour validation.

Chaque simulation a été effectuée sur 20 CPUs et l'ensemble de la simulation impact et CAI prend autour de 36h. Par brièveté, seulement 5 drapages sur les 19 testés sont exposés figure 5, regroupant la séquence d'empilement, l'indentation permanente, le délaminage et la courbe d'impact force-déplacement. Les courbes d'impact numériques obtenues permettent une bonne prédiction du phénomène obtenu expérimentalement.

Pour chaque simulation, et pour pouvoir dimensionner en tolérance aux dommages d'impact, les indentations permanentes et les tenues résiduelles sont donc regroupées (Fig 6.).

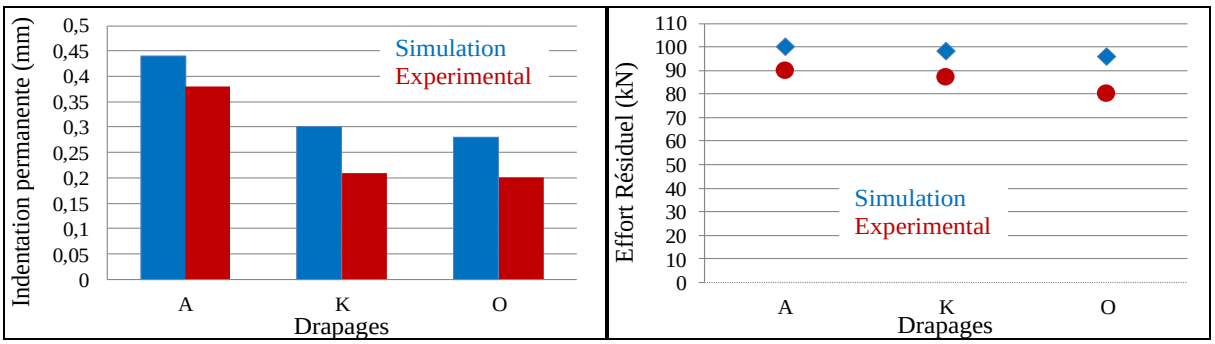


-a- -b-

Fig.6. (a) Indentations permanentes et (b) contraintes résiduelles de CAI des différents drapages numériquement testés.

A ce niveau d'énergie d'impact, aucun drapage n'atteint le BVID, d'autres impacts doivent donc être menés à des énergies supérieures, pour pouvoir comparer les tenues résiduelles au seuil de détectabilité.

La figure 7 permet de comparer les deux principaux paramètres de cette étude grâce aux résultats expérimentaux : l'indentation permanente et la tenue résiduelle en CAI.



-a- -b-

Fig. 7. Comparaison numérique et expérimental des (a)indentations permanent et (b) de l'effort résiduel de trois drapages

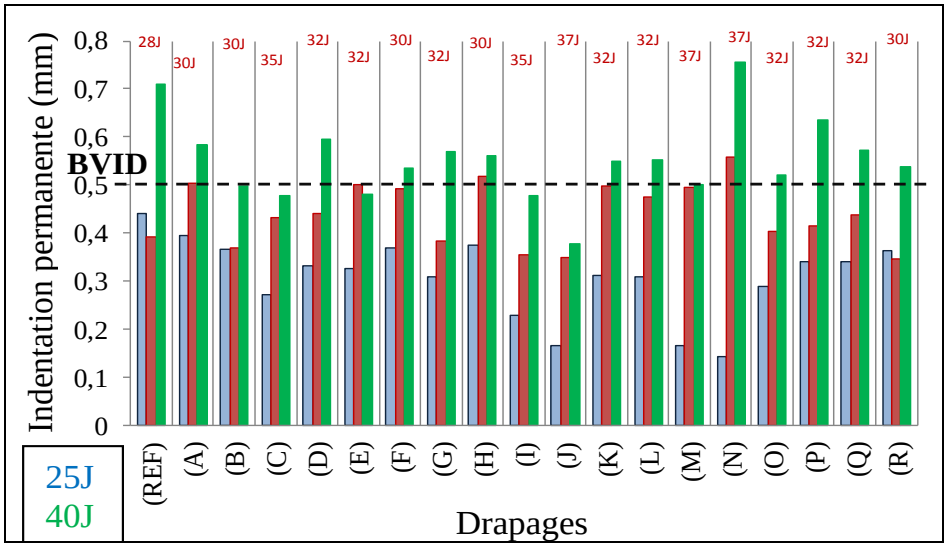
Les indentations permanentes sont bien représentées. A noter que la mesure expérimentale se fait après 48h pour tenir compte de la relaxation de la plaque, pouvant expliquer cette différence de valeur avec les résultats numériques. Pour la tenue résiduelle, ces trois essais expérimentaux confirment bien le classement en terme de performance des trois drapages (A meilleur que K, meilleur que O).

L'étude numérique est alors continuée avec des énergies d'impact supérieures, choisies dans un premier temps au cas par cas en fonction des résultats initiaux pour se rapprocher du seuil de détectabilité. Il en résultera que l'indentation permanente de certain drapage sera toujours inférieure

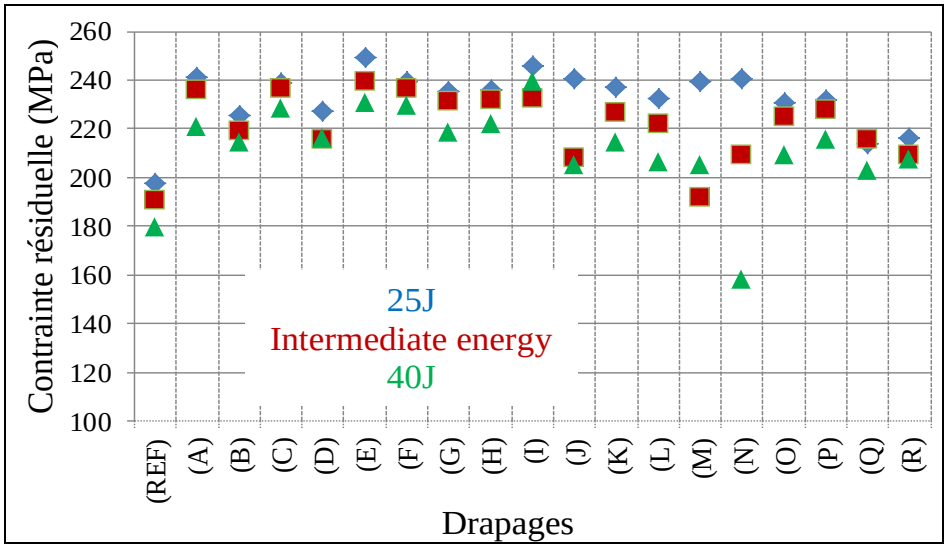
au BVID lors de ce second impact et par conséquent une troisième énergie d'impact bien supérieure est simulée.

3.3 Deuxième et troisième séries de simulations d'impacts et de CAI

La figure 8 regroupe les résultats obtenus pour l'énergie intermédiaire (en rouge), choisie cas par cas suite aux impacts à 25J, puis pour une énergie d'impact de 40J (en vert).



-a-



-b-

Fig. 8. Regroupement des (a) indentations permanentes et (b) contraintes résiduelles pour les différents drapages étudiés impactés à 25J, énergie intermédiaire et 40J.

L'évolution de la tenue résiduelle et de l'indentation permanente en fonction de l'énergie d'impact peut être étudiée grâce au regroupement de tous ces résultats. Dans un premier temps il convient de justifier du bon comportement du modèle : pour une énergie d'impact supérieure l'indentation permanente augmente et la tenue résiduelle diminue. Il y a cependant quelques résultats légèrement perturbants comme pour le drapage E dont l'indentation permanente diminue au passage d'une énergie de 32J à 40J, ou encore les drapages I et M qui exhibent une tenue résiduelle légèrement plus importante en passant d'une énergie d'impact de 35J et 37J respectivement à 40J. La complexité des phénomènes mis en jeu, la complexité du modèle, la dispersion réelle effectivement rencontrée expérimentalement ainsi que l'ordre de grandeur assez proche des énergies mises en jeu sont à prendre en compte pour expliquer cette dispersion numérique.

Les résultats obtenus lors de ces trois campagnes numériques permettent désormais de justifier et de comparer les différentes performances des drapages étudiés. Même si le BVID n'est pas atteint pour chaque drapage, l'analyse des tenues résiduelles permet de conclure.

4. Résultats de l'étude et discussion

Par interpolation linéaire des résultats de chaque drapage, il est possible de remonter à l'énergie d'impact pour le BVID (fig. 9.).

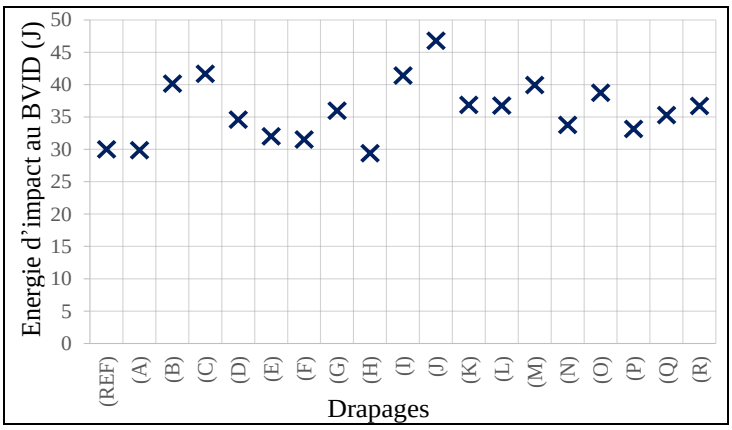


Fig. 9. Détermination numérique de l'énergie d'impact de chaque drapages pour atteindre le BVID.

Toujours par interpolation, les résultats permettent de comparer les performances des différents drapages au BVID (Fig.10.). La boucle idéale d'optimisation permettrait de se placer au BVID puis de comparer. Ici il est possible de juger de la performance de chaque drapage connaissant les tenues résiduelles avant et après le seuil de détectabilité.

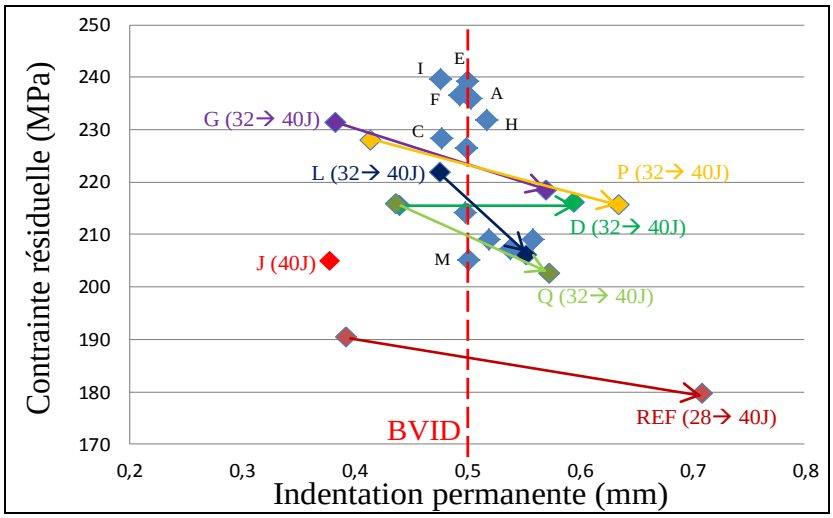


Fig. 10. Comparaison des contraintes résiduelles de chaque drapage en se plaçant BVID.

A partir de ce résultat, plusieurs analyses sont possibles. Les drapages qui ressortent de cette étude sont les drapages E, F, A, H et I. La tenue du cas de référence est faible, et le doublement des plis n'est pas en faveur de la tenue résiduelle comme le montrent les drapage REF, J, L, M et N.
Des études sur le comportement des stratifiés sont maintenant possible.

5. Conclusion

Le DPM a été validé sur des plis plus fins, il permet également maintenant de proposer une approche de dimensionnement grâce à la possibilité de prédire l'indentation permanente et la contrainte à rupture en CAI. Indépendamment de l'énergie d'impact, il est alors possible de comparer la tenue résiduelle de différents stratifiés au seuil de détectabilité, et donc de connaitre les performances dans le cadre du dimensionnement en tolérance aux dommages d'impact. Il ressort de cette étude que les plis plus fins entrainent en effet une meilleure tolérance aux dommages d'impact.

Cette étude peut encore être approfondie, pour déterminer le comportement de chaque drapage et tirer des conclusions sur les tendances obtenues. Tout est également disponible pour permettre de lancer une optimisation de drapage entièrement numérique suivant la philosophie de tolérance aux dommages d'impact.

Remerciements
Les auteurs remercient le centre de calcul CALMIP pour l'accès aux ressources HPC sous allocation 2012-P1026.

Références

[1] A. Tropis, M. Thomas, J.L. Bounie, P. Lafon. Certification of the composite outer wing of the ATR72, Journal of Aerospace Engineering, Proceedings of the Institution of mechanical Engineers Part G, 209:327-339, 1994.
[2] S. Abrate. Impact on Composites Structures. Cambridge University Press, 1998
[3] O. Eve. Etude du comportement des structures composites endommagées par impact basse vitesse. PhD Thesis, University of Metz, France, 1999.
[4] M.O.W. Richardson, M.J. Wisheart. Review of low-velocity impact properties of composite materials. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 27(12):1123-1131, 1996.
[5] W.J. Cantwell, J. Morton. The impact resistance of composite materials – a review. Composites, 22(5):347-362, 1991.
[6] R. Olsson. Analytical prediction of large mass impact damage in composite laminates. Composites: Part A, 32:1207-1215,2001.
[7] G. Zhou. The use of experimentally-determined impact force as damage measure in impact damage resistance and tolerance of composite structures. Composite Structures, 42:375-382, 1998.
[8] J. Rouchon, Certification of Large Aircraft Composite Structures, Recent Progress and New Trends in Compliance Philosophy," presented at the 17th ICAS, Stockholm, Sweden, 1990.
[9] C. Menna, D. Asprone, G. Caprino, V. Lopresto, A. Prota. Numerical simulation of impact tests on GFRP composite laminates. Int journal of Impact Engineering, 38:677-685, 2011.
[10] C.S.Lopes, S. Sadaba, C.Gonzalez, J.LLorca, PP.Camanho. Physically-sound simulation of low-velocity impact on fiber reinforced laminates. Int Journ of Impact Engineering, 1-15, 2015.
[11] E.V. Gonzalez, P. Maimi, P.P. Camanho, A. Turon, J.A. Mayug. Simulation of drop-weight impact and compression after impact tests on composite laminates. Composite Structures, 91(11):3364-3378, 2012.
[12] T.D. Dang, S.R. Hallett. A numerical study on impact and compression after impact behavior of variable angle tow laminates. Composite Structures, 96:194-206, 2013.
[13] W. Tan, B.G. Falzon, L.N.S. Chiu, M. Price. Predicting low velocity impact damage and Compression-After-Impact (CAI) behavior of composite laminates. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 71:212-226, 2015.
[14] E. Panettieri, D. Fanteria, F. Danzi. Delamination growth in compression after impact test simulations: Influence of cohesive elements parameters on numerical results. Composite Structures, 137:140-147,2016.
[15] C. Bouvet, S. Rivallant, J.J. Barrau. Low velocity impact modeling in composite laminates capturing permanent indentation. Composites Science and Technology, 72(16) :1977-1988, 2012.
[16] N. Hongkarnjanakul, C. Bouvet, S. Rivallant. Validation of low velocity impact modeling on different stacking sequences of CFRP laminates and influence of fibre failure. Composite Structures, 106:549-559, 2013.
[17] S. Rivallant, C. Bouvet, N. Hongkarnjanakul. Failure analysis of CFRP laminates subjected to Compression After Impact : FE simulation using discrete interface elements. Composites Part A:Applied Science and Manufacturing, 55:83-93, 2013.
[18] H.A. Israr, S. Rivallant, J.J. Barrau. Experimental investigation on mean crushing stress characterization of carbon-epoxy plies under compressive crushing mode. Composite Structures, 96:357-364, 2013.