



Journal of Materials and Engineering Structures

Research Paper

Evolution de l'endommagement des structures composites sous l'effet du nombre de plis et des charges d'impact à basses vitesses.

Damage evolution of composite structures at low speeds under the effect of the number of folds and impact loads

Mohamed Saad ^{a,*}, Djamel Ouinas ^b

^a Laboratoire de Technologie Industrielle, Département de Génie Mécanique, Université de Tiaret, , Algérie

^b Laboratoire de Modelisation Numérique et Expérimentale des phénomènes Mécaniques, Université Ibn Badis de Mostaganem, Algérie.

ARTICLE INFO

Article history :

Received 29 December 2015

Revised 18 April 2016

Accepted 18 April 2016

Mots Clés:

Vitesse d'impact

Endommagement

Analyse par éléments finis

Matériaux composites

Keywords:

Velocity of impact

Damage

Analysis by finite elements

Composite Materials

RESUME

Les matériaux composites occupent actuellement une place considérable dans tous les secteurs industriels, leur sensibilité aux impacts même à des faibles vitesses soulève certaines inquiétudes à tend à limiter leur champ d'application. Sur la base d'une modélisation numérique, le code de calcul Abaqus 6.14, a été utilisé pour simuler le comportement à l'impact pour prévoir l'endommagement des fibres et de la matrice des structures en composite, sollicitées à l'impact. Ce travail traite de l'évolution de l'endommagement sur les différents plis d'une plaque en matériaux composites graphite / époxy de stratifiées [0m/90n]s en composite sous l'effet de chargement dynamique à différentes vitesses de l'impacteur ainsi que de l'évolution de l'énergie de déformation sous l'effet de différentes vitesses d'impacts et des différents plis de la structure en composite.

ABSTRACT

Composite materials currently occupy an important place in all industrial sectors their sensitivity to the same impacts at low velocity raises some preoccupations to limit their scope .On the basis of a numerical simulation, the code of calculation Abaqus 6.14, was used to simulate the impact behavior to predict the damage to the fibers and the matrix of the composite structures subjected to any impact. This work deals with the evolution of the damage on the individual layers of a plate composite graphite / epoxy laminated [0m / 90n] s composite under dynamic loading effect different velocity of the impactor and the evolution of the deformation energy as a result of different speeds of impact and the various layers of the composite structure.

* Corresponding author. Tel.: +213 64649204.

E-mail address: g.mcanique@yahoo.fr

1 Introduction

La réduction des dépenses énergétiques dans plusieurs types de structures aérospatiale, marines et aéronautique est un enjeu majeur qui nécessite de diminuer la masse à vide de l'avion pour augmenter les distances parcourues ou la quantité de fret transporté à apport de carburant égal [1–5]. Afin d'y parvenir, le remplacement des matériaux traditionnels par des matériaux plus légers, tels que les matériaux composites, semble inéluctable, pourvu que les performances structurales et la sécurité ne soient pas dégradées [6]. Cependant, ces matériaux induisent de nouvelles problématiques pour la tolérance aux dommages, c'est-à-dire la capacité de la structure à supporter les charges, liées à l'utilisation normale ou exceptionnelle de l'avion, en présence de défauts. La prise en compte de la présence potentielle de ces défauts dans le dimensionnement de la structure est donc nécessaire. [7–10].

L'impact est identifié comme le mode de chargement le plus critique pour les matériaux composites [11]. En effet, la particularité des matériaux composites est qu'ils peuvent s'endommager intérieurement sans laisser de trace visible du défaut, en particulier lors de petits chocs [12]. Cette particularité est d'autant plus grave que l'impact est un phénomène courant [13–16], allant des configurations basse vitesse et faible énergie aux configurations grande vitesse et haute énergie. En plus de la dangerosité liée à la non-déteçtabilité des endommagements, l'impact est un phénomène courant.

Les matériaux composites les plus couramment utilisés souffrent cependant de certaines limitations importantes. Parmi celles-ci, la plus importante est probablement leur réponse à un impact localisé [17–19]. Sachant que les pièces en matériaux composites sont généralement très susceptibles aux impacts transversaux, il est essentiel de caractériser la réponse de ces matériaux à un tel type de chargement afin de pouvoir prévoir le comportement des composantes en service [20–22]. La présence éventuelle de ces défauts est donc prise en compte dans le dimensionnement des structures.

Les principaux paramètres influant les dommages d'impact restent l'énergie d'impact, la vitesse initiale de l'impacteur et la masse de l'impacteur, liés par l'énergie cinétique incidente de l'impacteur. La combinaison de ces paramètres engendrera des dommages différents [23–25].

Dans le présent travail, le critère d'endommagement de Hashin a été formulé pour décrire le comportement des plaques composites soumises à un contact au milieu de la plaque par un impacteur cylindrique supposé rigide. Une étude sur l'évolution de l'endommagement dans les différents plis de la structure, l'influence de la vitesse de l'impacteur et le nombre de plis sur l'énergie d'endommagement pour un stratifié composé de 10 couches de séquence d'empilements [0₃/90₄/0₃] est menée.

2 Critère d'endommagement

Le critère de rupture est une expression mathématique reliant les contraintes effectives régnant dans le matériau aux contraintes ultimes pouvant être supportées par ce dernier "Fig. 1". Lorsque ce critère est dépassé, la propriété d'intégrité du matériau n'existe plus et il y'a ruine locale du milieu.

Le critère d'endommagement de Hashin est donné par [26]:

Endommagement de la matrice par traction : $\sigma_{22} + \sigma_{33} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{22} + \sigma_{33}}{Y_t}\right)^2 + \left(\frac{\sigma_{22}^2 - \sigma_{22}\sigma_{33}}{S_{22}^2}\right) + \left(\frac{\sigma_{12} + \sigma_{23}}{S_{12}^2}\right)^2 = \begin{cases} > 1 \text{ failure} \\ \leq 1 \text{ no failure} \end{cases} \quad (1)$$

Endommagement des fibres par traction : $\sigma_{11} > 0$

$$\left(\frac{\sigma_{11}}{X_t}\right) + \left(\frac{\sigma_{12}^2 + \sigma_{13}^2}{S_{12}^2}\right) = \begin{cases} > 1 \text{ failure} \\ \leq 1 \text{ no failure} \end{cases} \quad (2)$$

avec

σ_{11} : contrainte dans la direction des fibres ; σ_{22} : contrainte transversale à la direction des fibres

σ_{33} : contrainte dans la direction de l'épaisseur ; σ_{12} : contrainte de cisaillement dans le plan transversal

σ_{23} :contrainte de cisaillement dans le plan des fibres ; X_t : contrainte à la rupture en traction

X_c : contrainte à la rupture en compression

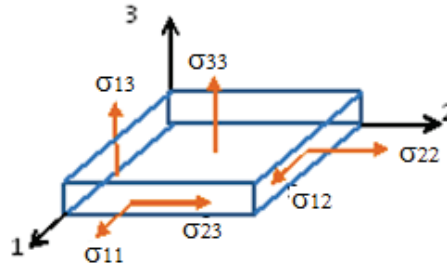


Fig. 1 – Contraintes dans les axes d’un pli du matériau

3 Modèle géométrique

L’analyse par la méthode numérique à l’aide du code commercial des éléments finis ABAQUS V.6.14 a été utilisée pour évaluer l’évolution de l’endommagement des fibres et de la matrice sous l’effet de la vitesse de l’impacteur et le nombre de plis sur l’énergie d’endommagement des plaques en composites de dimensions 120x60x2.5 mm³, l’épaisseur du pli est de 0.25mm “Fig. 2”. La séquence d’empilement utilisée pour notre cas est [0₃/90₄/0₃]. Les fibres sont faites en carbone et censées être continues.

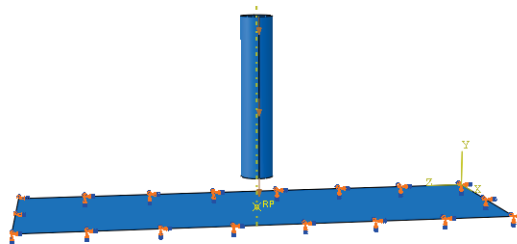


Fig. 2 – Modélisation des éléments de l’étude

Nous avons utilisé des éléments type Shell à intégration S4R avec la formulation de Mindlin et les éléments, C3D8R, des cas d’impact disponibles dans la bibliothèque ont été employés. L’impacteur est un cylindre en acier ordinaire de rayon 6.5 mm et de hauteur 20mm. Les caractéristiques mécaniques de la plaque et du projecteur sont indiquées dans le tableau 1

Table 1 – Caractéristiques mécaniques de la plaque et de l’impacteur.

	Plaque	Impacteur
Nature	Graphite/Epoxy	Acier
E1:Module d’élasticité Longitudinal (GPa)	48	
E2: Module d’élasticité transversal (GPa)	12	
E: Module d’élasticité (GPa)		210
G12: Module de cisaillement Longitudinal (GPa)	6	
G23: Module de cisaillement transversal (GPa)	4.5	
ρ : Masse volumique (kgs/m ³)	1580	7850
ν : Coefficient Poisson	0.25	0.3

4 Résultats et discussion

4.1 Effet de la vitesse d'impact sur l'évolution de l'endommagement

Afin d'évaluer l'effet de la vitesse de l'impacteur sur la prédiction et l'évolution de l'endommagement sous l'effet de la vitesse, quatre différentes valeurs (5m/s, 8m/s, 10m/s et 12m/s) ont été considérées avec un rayon d'impacteur cylindrique de 6mm.

La figure 3 présente l'évolution de l'endommagement dans les plis de la plaque en fonction du temps pour une vitesse d'impact de 5m/s. D'après la même figure, la fissuration de la matrice commence à environ $t=0.0004$ sec, dans les couches 1 et 10 suivie des dommages semblables dans les couches 2, 3, 4 et 9. Pour les couches 5, 6, 7 et 8, aucune fissure n'est détectée, c'est principalement dû au fait que la contrainte de flexion est plus proche du centre de la cible.

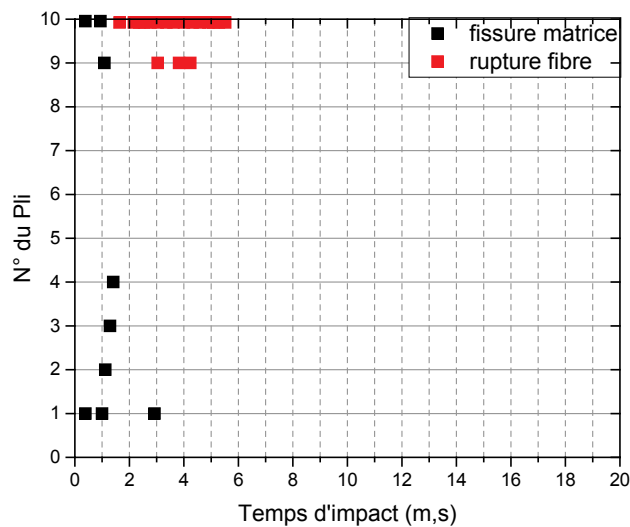


Fig. 3 – Evolution de l'endommagement des plis pour la vitesse de 5m/s

Le début de fissuration de la matrice dans les couches (9 et 10) est provoqué par compression tandis que la contrainte de tension produit des fissures dans des couches inférieures. La rupture de fibre est produite sur la couche externe (10) à $t = 1,5$ à $1,9$ m.s. Ceci est probablement provoqué par des efforts élevés de compression.

La figure 4 indique que pour la vitesse 8m/s, la fissuration de la matrice débute à $t = 0.0006$ sec environ, sur les couches 1 et 9, suivie par les mêmes dommages sur les couches 2 et 5, tandis que pour les couches 3 et 4, aucune fissuration n'est constatée. A fur et à mesure que le temps d'impact augmente ($t = 1.8$ m.s) la fissuration de la matrice se propage sur les couches 6 et 7. Le déclenchement de rupture de fibre se produit plus tard entre $t = 0.0019$ et 0.0023 sec sur la couche intérieure et entre $t = 0.0019$ et 0.0026 sec sur les couches externes.

La figure 5 indique que, pour une vitesse d'impact plus élevée de 10m/s, la fissuration de la matrice commence environ à $t = 0.0006$ sec sur les couches 1, 9 et 10, suivie par des dommages semblables sur les couches 2, 4, 5 et 6, tandis qu'aucune fissuration n'est signalée sur la couche 3. Plus le temps d'impact augmente ($t = 0.0015$ sec), plus la fissuration de la matrice s'étend sur les couches du milieu. Le déclenchement de rupture de fibres s'est produit plus tard entre $t = 0.0016$ et 0.0021 sec sur les couches internes et externes.

La figure 6 présente l'évolution de l'endommagement dans les plis de la plaque en fonction de temps d'impact pour la vitesse 12 m/s. D'après les courbes de la figure 6, la fissuration de la matrice se déclenche environ à $t = 0.0004$ sec sur les couches 1 et 2, suivie des dommages semblables sur les couches 3, 4, 5, 6, 7, 8 et 9. Le déclenchement de rupture de fibre apparaît plus tard entre $t = 0.0018$ et 0.0023 sec sur les couches internes et externes. La rupture de fibre progresse graduellement vers les couches intérieures et extérieures du stratifié. Il faut mentionner que l'impacteur a pu pénétrer la coque pour cette vitesse.

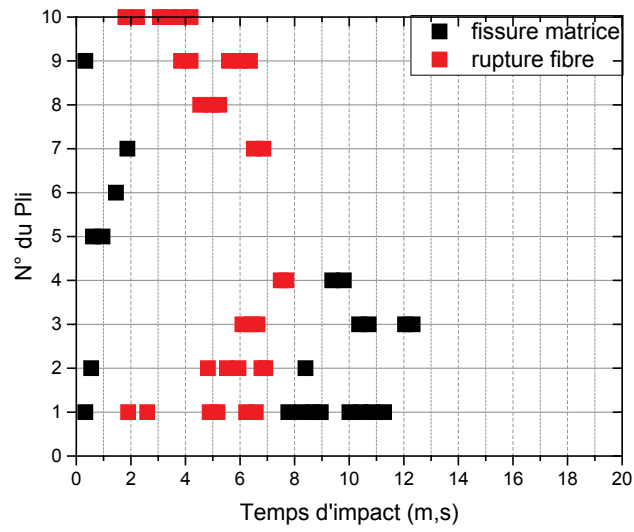


Fig. 4 – Evolution de l’endommagement des plis pour la vitesse de 8m/s

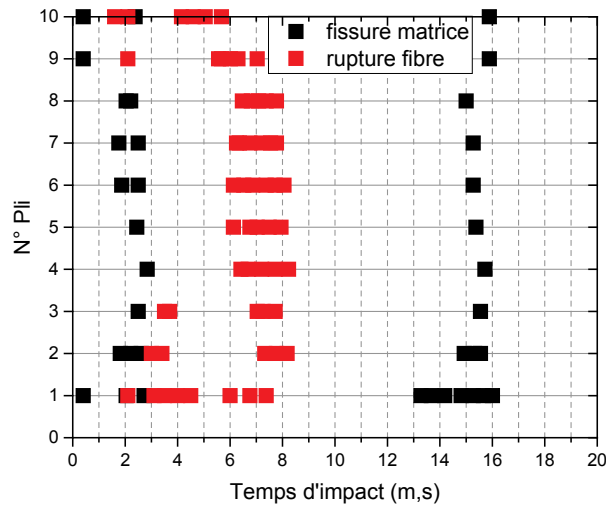


Fig. 5 – Evolution de l’endommagement des plis pour la vitesse de 10m/s

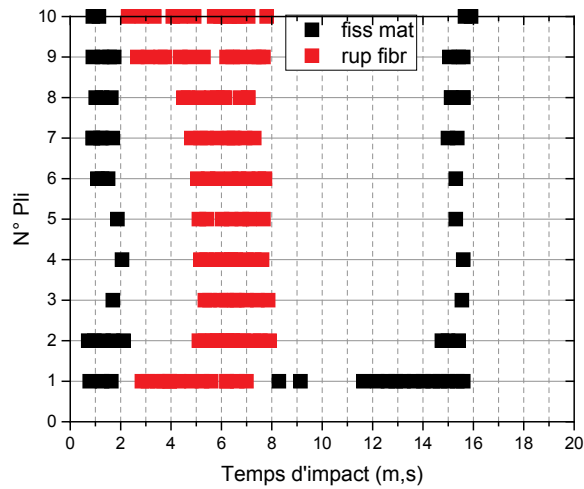


Fig. 6 – Evolution de l’endommagement des plis pour la vitesse de 12m/s

4.2 Evolution de l'énergie de déformation

Afin d'évaluer l'effet de la vitesse d'impacteur sur l'évolution de l'endommagement, cinq différentes valeurs (5m/s, 8m/s, 10m/s, 12m/s) ont été considérées avec un stratifié de 10 plis d'empilement [03/904/03]. Et pour mettre en évidence la résistance à l'impact des différents plis d'une plaque en composite nous avons choisi d'étudier l'évolution de l'énergie d'endommagement, en prenant trois stratifiés de différents plis (6plis, 8plis, 12plis) de séquence d'empilement [0m/90n]s avec deux vitesses d'impact.

4.2.1 Effet de la vitesse d'impact sur l'évolution de l'énergie de déformation

La figure 7 montre l'évolution de l'énergie de déformation des fibres en compression en fonction du temps d'impact pour des chargements effectués à différentes vitesses.

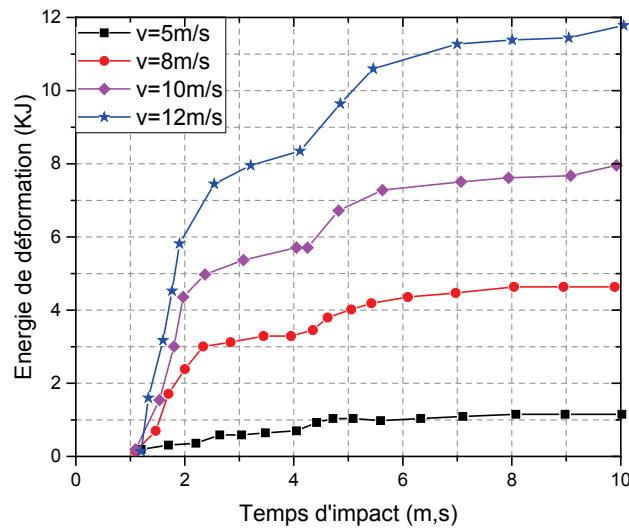


Fig. 7 – Evolution de l'énergie de déformation en fonction du temps pour différentes vitesses

A partir de cette figure, on remarque que la plus grande vitesse a un effet important par rapport aux autres vitesses considérées, on remarque aussi que l'énergie d'endommagement augmente avec l'augmentation de la vitesse. On remarque que l'évolution de l'endommagement s'effectue au début du choc, et qu'après ce court temps d'impact, la structure se stabilise.

4.2.2 Effet de la vitesse d'impact sur l'évolution de l'énergie de déformation

La figure 8 montre la progression de l'énergie de déformation en fonction du temps pour différents plis à une vitesse de 14 m/s.

D'après les résultats de cette figure on remarque que les courbes des plis (6plis, 8plis, 12plis) évoluent de la même façon durant presque la moitié du temps, puis une progression est remarquée avec la diminution du nombre des plis.

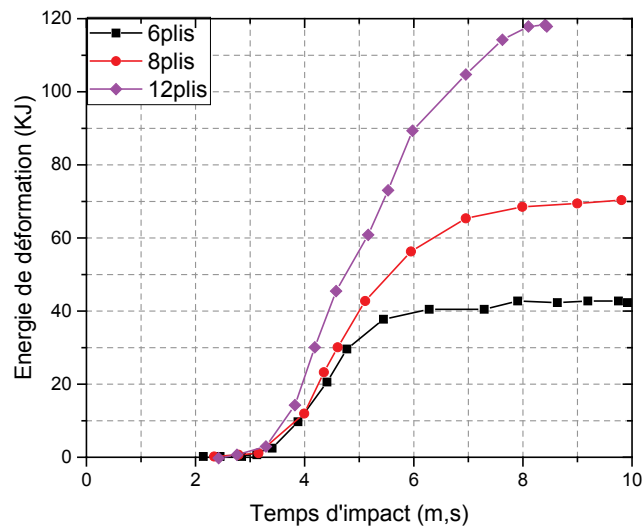


Fig. 8– Evolution de l'énergie de déformation en fonction du temps pour différents plis

5 Conclusion

Dans ce travail nous avons étudié un exemple de problème d'impact sur plaques multicouches en composites [03/904/03] utilisant un impacteur de forme cylindrique. En nous basant sur des résultats d'une synthèse bibliographique, qui montrent clairement que les fissures apparaissent très tôt dans le pli le plus bas, nous avons montré que ces fissures sont suivies par l'apparition des fissures dans les plis du milieu avec l'augmentation de la force de contact. La densité des fissures augmente et il y'a apparition de la rupture des fibres des plis les plus bas qui correspond à la première rupture macroscopique [27]. Nous avons illustré, la possibilité d'identifier à l'aide d'une méthode numérique les paramètres nécessaires à l'étude de l'évolution l'endommagement des fibres et de la matrice des plaques multicouches lorsqu'elles sont soumises à l'impact. A partir des résultats numériques trouvés, on peut tirer les conclusions suivantes :

- (i) En raison du chargement continu et au-delà du point maximal de la courbe, il y'a une progression continue des dommages des fibres qui augmente avec l'augmentation de la vitesse d'impact, jusqu'au temps où il y'a dommages permanents causés à la structure.
- (ii) Pour la vitesse de 15m/s l'impacteur traverse complètement l'épaisseur et pénètre dans la structure. Par contre, pour la vitesse de 12m/s, il pénètre partialement la structure.
- (iii) L'énergie de déformation augmente avec l'augmentation de la vitesse d'impact. Plus le nombre de couches augmente, plus l'énergie interne de déformation diminue.

REFERENCES

- [1]- CT. Sun, S. Chattopadhyay, Dynamic response of anisotropic laminated plates under initial stress to impact of a mass, *J. Appl. Mech.* 43(3) (1975) 693-698, doi:10.1115/1.3423664
- [2]- T.M. Tan, C.T. Sun, Use of statical indentation law in the impact analysis of laminated composite plates. *J. Appl. Mech.* 5(1) (1985) 693-698, doi:10.1115/1.3169029
- [3]- K.N Shivakumar, W. Elber, W. Illg, Prediction of low-velocity impact damage in thin circular laminate. *AIAA J.* 23(3) (1985) 442- 449, doi:10.2514/3.8933
- [4]- C. Doan, P. Hamelin, Résistance au choc à faible vitesse de structures composites, *DYMAT. 5me Journée nationale, Polymères et composites- résistance à l'impact, Bordeaux, décembre ,1989*
- [5]- J.M. Whitney, N.J. Pagano, Shear deformation in heterogeneous anisotropic plates. *J. Appl. Mech.*, 37(4) (1970) 1031-1036, doi:10.1115/1.3408654
- [6]- S. Abrate, Impact on laminated composite materials. *Appl. Mech. Rev.* 44(4) (1991) 155-190, doi:10.1115/1.3119500
- [7]- S. Abrate, impact on laminated composites: recent advances. *Appl. Mech. Rev.* 47, 11 (1994) 517-544,

doi:10.1115/1.3111065

- [8]- C.A. Ross, L.E. Malvern, R.L. Sierakowski, N. Takeda, Finite element analysis of interlaminar shear stress due to local impact. *ASTM STP 864* (1985) 355-367. doi:10.1520/STP32800S
- [9]- S.P. Joshi, C.T. Sun, Impact Induced fracture in a laminated composite. *J. Comp. Mater.* 19(1) (1985) 51-66, doi:10.1177/002199838501900104
- [10]- S. Abrate, Localised impact on sandwich structures with laminated facings. *Appl. Mech. Rev.* 50(2) (1997) 69-82, doi:10.1115/1.3101689
- [11]- W.J. Cantwell, J. Morton, Comparison of the low and high velocity impact response of CFRP. *Composites*, 20(6) (1989) 545-551, doi:10.1016/0010-4361(89)90913-0
- [12]- A. Chabot, Analyse des efforts d'interface dans les structures en matériaux composites à l'aide de modélisations multiparticulaires des matériaux multicouhes. Thèse de doctorat de l'Ecole Nationale des Ponts et Chaussées, 1996.
- [13]- B.R. Petersen, Finite element analysis of composite plate impacted by a projectile. Ph.D. dissertation, department of Engineering Sciences. University of Florida, 1986.
- [14]- J.P. Hou, N. Petrinic, C. Ruiz, S.R. Hallett, Prediction of impact damage in composite plates. *Comp. Sci. Technol.* 60(2) (2000) 273-281, doi:10.1016/S0266-3538(99)00126-8
- [15]- J.M. Berthelot, Matériaux composites: Comportement mécanique et analyse des structures. Paris, (1992) Ed. Masson
- [16]- H. Aggour, C.T. Sun, Finite element analysis of a laminate composite plate subjected to circularly distributed central impact loading. *Comput. Struct.* 28(6) (1988) 729-736, doi:10.1016/0045-7949(88)90412-9
- [17]- S. Abrate, Modeling of impacts on composite structures. *Compos. Struct.* 51(2) (2001) 129-138, doi:10.1016/S0263-8223(00)00138-0
- [18]- R. Olsson, simplified theory for contact indentation of sandwich panels. FFA TN 1994-33, The aeronautical research institute of Sweden, Stockholm
- [19]- N.J. Pagano, Exact solutions for rectangular bidirectional composites and sandwich plates. *J. Compos. Mater.* 4(1) (1970) 20-34. doi:10.1177/002199837000400102
- [20]- N.J. Pagano, Stress fields in composite laminates. *Int. J. Solid. Struct.* 14(5) (1978) 385-400, doi:10.1016/0020-7683(78)90020-3
- [21]- N.J. Pagano, S.R. Soni, Global-local variational mode. *Int. J. Solid. Struct.* 19(3) (1983) 207-228, doi:10.1016/0020-7683(83)90058-6
- [22]- D.H. Cooper, Hertzian contact stress deformation coefficients. *J. Appl. Mech.* 36(2) (1969) 296-303, doi:10.1115/1.3564624
- [23]- K.M. Mikkor, R.S. Thomson, I. Herszberg, T. Weller, A.P. Mouritz, Finite element modelling of impact on preloaded composite panels. *Compos. Struct.* 75(1-4) (2006) 501-513, doi:10.1016/j.compstruct.2006.04.056
- [24]- Y. Gao, Y. Zhao, K. Dong, Delamination Damage Propagation Behavior of Composite Laminate Plate Under Low-Velocity Impact Using a New Adhesive Layer Model. *Int. J. Aero. Lightweight Struct.* 3(3) (2013) doi:10.3850/S201042861300010X.
- [25]- J. P. B. Ramirez, D. Halm, J-C. Grandidier, Simulation de la rupture de structures composites par une approche à directions fixes de l'endommagement. AMAC, 17ème Journées Nationales sur les Composites (JNC17), (2011), 99, Poitiers-Futuroscope, France.
- [26]- O. Westphal, N. Bahlouli, Y. Remond, P. Olivier, L. Gornet, et al, Caractérisation des dommages au choc de composites stratifiés aéronautiques : application à la chute d'objets. AMAC, 17ème Journées Nationales sur les Composites (JNC17), (2011), 172, Poitiers-Futuroscope, France
- [27]- El Hassan. I, Jamal. E, Mohamed .A, Mohamed. H, Modélisation et simulation de la rupture et de la dégradation de la rigidité d'un graphite époxyde en flexion trois points, 18ème Congrès Français de Mécanique Grenoble, 27-31 août 2007