Manuscrit auteur, publié dans "JNC 16, Toulouse : France (2009)"

Méthodologie pour prédire l'influence des paramètres procédés et matériaux lors de la réponse à l'impact de structures composites

Methodology to predict process and materials parameters on the impact response of composites structures

Christian Garnier[1,2], Sébastien Mistou[1], Jean-Noël Felices[1], Pascal Hermel[2] et Olivier Pantalé[1]

1 : Equipe CMAO
Université de Toultouse, INP/ENIT, LGP, 47 avenue d'Azereix, BP 1629, F - 65016 TARBES CEDEX
e-mail : Christian.Garnier@enit.fr, Sebastien.Mistou@enit.fr, jean.noel.felices@iut-tarbes.fr, pantale@enit.fr

2 : Département Recherche et Technologie
Daher-Socata, 23 route de Tours, BP 17, Saint Julien de Chedon, F -41401 MONTRICHARD CEDEX
e-mail : p.hermel@daher.com

hal-00383696, version 1 - 13 May 2009

Résumé

Même si les performances des matériaux composites donnent de nouvelles perspectives pour la conception aéronautique et spatiale, la variabilité de leur comportement, liée à la présence de micro-défauts initiaux ou provoqués en service constitue néanmoins un frein important à leur développement. En s'intéressant plus particulièrement à la réponse de ces matériaux sous sollicitations de fatigue ou face au vieillissement, leur comportement est modifié par de nombreuses sources d'incertitude, notamment sur la nature des mécanismes physiques de dégradation, qui sont amplifiés par une forte dispersion durant leur cycle de vie.

Dans l'industrie aéronautique, le phénomène d'impact n'est encore que peu connu concernant les matériaux et les structures composites. Le but de ce travail est de développer un modèle capable de prédire l'évolution, en termes de propagation d'un défaut présent dans une structure, en vieillissement mécanique, thermique, temporel, ….

Nous devons déterminer quels paramètres sont prédominants lors du phénomène d'impact et comment ils agissent sur la structure. Pour ce faire, nous nous appuierons sur des travaux existants [1-5]. Ceux-ci déterminent un nombre important de paramètres (séquence d'empilement, vitesse ou énergie d'impact, forme de l'impacteur, angle d'incidence de l'impact, propriétés mécaniques de la résine, …) et leur effet. Nous nous intéresserons aussi à l'influence du procédé de fabrication dans le comportement à l'impact. En s'appuyant sur un plan d'expériences, nous choisirons les paramètres les plus prépondérants ou les interactions les plus significatives. Il en résultera un nombre réduit de paramètres à prendre en compte lors de l'impact.

Abstract

Even if the mechanical performances of composite materials give new perspectives for the aircraft and space design, the variability of their behaviour, linked to the presence of initial microscopic defects or led in service, constitute however a still important brake in their development. As regards particularly the response to fatigue loads or ageing, the behaviour of these materials is affected by several sources of uncertainties, notably on the nature of the physical mechanisms of degradation, which are translated by a strong dispersion in life time.

In aerospace industry, low energy impact phenomenom is not well known concerning composite materials and composite structure. The aim of this work is to develop a model able to predict the propagation of a present damage under fatigue loads or ageing.

We have to identify most important parameters present during impact load and how they act on the structure. To do this, we will use works already done [1-5]. These works cite a huge list of acting parameters (lay-up, impact speed or impact energy, shape of the impactor, angle of impact load, mechanical properties of matrix, ...). We also work on the fabrication process and its effect on response of impact. Using designs of experiments, we will choose most important parameters or coupling of them. So we will care of only few parameters during impact loading.

Mots Clés : carbone/époxy, plan d'expériences, tolérance aux dommages, réponse à l'impact
Keywords : carbon/epoxy, designs of experiments, damage tolerance, impact response

hal-00383696, version 1 - 13 May 2009

1. Introduction

Aujourd'hui, dans l'industrie aéronautique, les matériaux composites sont fortement utilisés mais leur comportement n'est pas toujours bien connu. Durant leur vie en aérostructures, ces matériaux sont soumis à différents types de chargement tels que les impacts d'objets de maintenance, la glace en vol, les oiseaux, et bien d'autres. Ces chargements peuvent être classés selon leur énergie ou leur vitesse de déformation. Sous chargements dynamiques ou semi-statiques, la structure est affectée et l'endommagement provoqué est visible. Dans ce cas, la structure est remplacée. Dans le cas de chargements quasi-statiques, la surface est peu endommagée, voire non-endommagée, mais de l'endommagement peut avoir lieu à l'intérieur de la structure. Les inspections DET (détaillée) et GVI (Inspection Visuelle Générale) ne révèlent pas systématiquement ces défauts.

Un des problèmes majeur est de savoir comment la structure répond à l'impact en terme de dommages internes et de caractéristiques mécaniques résiduelles. Pour simuler le phénomène d'impact nous utiliserons une tour de chute libre. Ces essais nous permettrons de comprendre comment réagit la structure. Nous modifierons ensuite de nombreux paramètres caractéristiques de l'essai, du procédé et du système résine/renfort pour comprendre leur influence.

Nous voulons aussi voir le comportement des éprouvettes lors d'une sollicitation en fatigue. Nous utiliserons deux configurations : des éprouvettes impactées et d'autres réputées saines. Le but de ces tests est de voir comment le dommage s'initie pour les éprouvettes saines, et comment il se propage après l'apparition de défauts (dus à l'impact ou à l'initiation en fatigue).

2. Etat de l'art

2.1 Paramètres influençant la réponse à l'impact

Dans de nombreux travaux, nous trouvons des éléments de concernant les facteurs prépondérants dans le comportement en réponse à l'impact. La plupart d'entre eux sont évoqués pour un système fibre/résine particulier et souvent pour une technologie en pré-imprégné.

Dans son rapport final de 1998 [11], la FAA (Federal Aviation Administration) fait un état des lieux des paramètres influençant la réponse à l'impact des structures composites. D'après ce rapport, ils classent ces paramètres en 3 classes : une relative à l'impacteur, une relative à la cible et une dernière relative aux matériaux et à leur processus de fabrication.

En 1992, Demuts et al. [6] comparent deux systèmes : 1 carbone/époxy (AS4/3501-6) et 1 graphite/bismaléimide (IM6/CYCOM3100). Les résultats montrent que la résistance par pli en Compression Après Impact (CAI) est similaire pour les deux systèmes. L'utilisation de la résine bismaléimide n'apporte pas d'avantage concernant la résistance résiduelle en compression après impact.

En 1994, Hitchen et Kemp [14] étudient l'influence de la séquence d'empilement sur des éprouvettes carbone/époxy impactées à 7 joules. Ils notent que la séquence d'empilement modifie la forme et la taille de la zone endommagée pour un impact à énergie équivalente. De plus, la séquence d'empilement influe sur la rigidité de la plaque avant et après impact.

En 1995, Hinrich et al. [13] s'intéressent à l'impact sur des panneaux en compression élaborés par le procédé RFI (Resin Film Infusion). Ils notent que la force de contact est dépendante de la taille et de la forme de l'impacteur. La force d'impact peut être prédite en séparant l'énergie cinétique en énergie élastique et énergie de contact hertzien.

En 1998, Fuoss et al. [8] étudient l'influence de la séquence d'empilement en réponse à l'impact en faisant varier trois paramètres : les angles d'interface (différence d'angle entre 2 plis consécutifs), l'orientation des plis par rapport à un axe fixe et le groupement de plis de même orientation. L'augmentation du nombre d'interface entre plis réduit la zone endommagée. La modification des angles par rapport à un axe fixe modifie la réponse à l'impact. Le changement de la séquence d'empilement modifie le comportement à l'impact des composites. Il faut quand même noter que chaque configuration est propre à elle-même et qu'un changement de conditions aux limites entre deux essais peut fausser les résultats. Le groupement de pli de même orientation réduit la résistance à l'impact et, de ce fait, augmente la zone endommagée.

En 1998, Ambur et Starnes [1] étudient l'effet du rayon de courbure sur la réponse à l'impact de plaques composites. Les essais sur plaques courbes montrent que le rayon de courbure n'influe pas sur la force de contact à l'impact mais modifie les caractéristiques mécaniques résiduelles après impact.

En 1999, Tai et al. [21] étudient l'influence de l'épaisseur du stratifié sur sa réponse à l'impact et son comportement en fatigue. Ils en concluent qu'un impact basse énergie a une influence beaucoup plus importante sur la diminution de rigidité en flexion pour les stratifiés fins. Pour tous les stratifiés, impactés ou non, il existe une relation linéaire entre le niveau de contrainte appliqué et la durée de vie en fatigue. Pour un niveau de contrainte donné, les composites les plus épais sont plus fiables en fatigue.

En 2002, Cartié et al. [5] étudient l'influence des propriétés des fibres et de la résine en réponse à l'impact. Ils utilisent six systèmes carbone/epoxy au moyen de quatre résines et deux fibres différentes. Les vitesses d'impact varient de 1 à 3 $m.s^{-1}$. Les essais de compression après impact montrent que la dureté de la résine est le paramètre agissant le plus. Le type de résine influe aussi sur le niveau de chargement d'initiation de l'endommagement après impact.

En 2004, Mitrevski et al. [18] ont fait une étude pour déterminer l'influence de la forme de l'impacteur. Ils étudient aussi deux séquences d'empilement différentes [45/0/45/0] et [0/45/0/45]. Ils utilisent trois impacteurs différents dont le diamètre de corps est de 12 mm. Les têtes sont de forme hémisphérique, plate et conique, pour des énergies d'impact de 4 et 6 joules. Ils en concluent que plus l'indentation (profondeur de pénétration) est importante, plus l'énergie absorbée par le coupon est importante. Le pic de force de contact est atteint lorsque la durée de contact est la plus faible. L'impacteur de forme hémisphérique permet d'avoir une durée de contact plus faible que les autres, un pic de force plus important et une indentation inférieure.

D'autres études sont en cours concernant les résines utilisées [4, 7, 16, 12]. Au lieu d'utiliser seulement des résines thermodurcissables, des résines thermoplastiques ou hybrides sont utilisées. Les résines thermodurcissables avec des particules thermoplastiques intégrées ou avec des films thermoplastiques aux interfaces permettent un comportement à l'impact bien meilleur.

Le procédé utilisé pour la plupart des travaux précédemment cités est le pré-imprégné. Dans notre étude, nous avons choisi d'utiliser les procédés RTM et LRI. Nous voulons donc savoir si la réponse à l'impact change suivant le procédé utilisé. Nous ferons donc un plan d'expériences pour déterminer les paramètres les plus influants.

2.2 Sollicitation en fatigue

Dans leur travaux, Minnestyan, Philippidis et Post [17, 19, 20] font une liste non exhaustive de modèles qui prédisent les caractéristiques mécaniques lors d'un essai de fatigue en traction-compression. De nombreux modèles, tels que le modèle de Sarkani, le modèle de Broutman et Sahu, le modèle de Sendeckyj ou les modèles non linéaires, sont comparés. De nombreux essais expérimentaux sont réalisés puis comparés aux modèles théoriques. Ils en concluent que la fiabilité de la plupart de ces modèles, concernant les caractéristiques après impact, n'est de mise que sur une partie des essais expérimentaux. Certains modèles corrèlent bien avec l'expérimental en début d'essais tandis que d'autres corrèlent à proximité de la rupture. Leurs essais expérimentaux montrent que la dispersion de la résistance à la rupture augmente avec l'accumulation des défauts, c'est-à-dire avec l'augmentation du nombre de cycles en fatigue. Beaucoup de modèles précédemment cités suivent cette tendance.
En ce qui concerne les procédures expérimentales, Bathias, Behesty et Tai [2, 3, 19] considère que le cycle d'endommagement le plus pénalisant est la fatigue en traction/compression. De plus, ils estiment que la composante en compression doit être importante pour caractériser la perte de durée de vie en fatigue après impact.

3. Identification des paramètres

Comme nous l'avons vu dans l'état de l'art, de nombreux paramètres peuvent influer sur la réponse à l'impact de structures composites. De manière à faciliter le choix de ces paramètres, nous avons décidé de les classer en trois classes : les paramètres relatifs au procédés de fabrication, les paramètres concernant le système fibre/résine et les paramètres d'essais d'impact.

3.1 Paramètres relatifs au procédés de fabrication

Notre but est de comprendre la manière dont agissent les différents paramètres en réponse à l'impact pour des pièces composites faites à partir des procédés RTM et LRI. Ces deux méthodes sont similaires mais leur principale différence s'effectue sur la manière d'injecter la résine. Lors du procédé RTM, la résine est injectée sous pression dans le sens longitudinal des fibres tandis que pour le procédé LRI, elle est injectée par aspiration dans le sens transverse des fibres.

Lors de la cuisson d'une pièce en composite, nous devons suivre un cycle de polymérisation plus ou moins optimisé pour obtenir les caractéristiques mécaniques nécessaires à la bonne utilisation de la pièce. Ce cycle de polymérisation est composé de plusieurs phases : préchauffe de la résine, mise en chauffe de la résine jusqu'à température d'injection, injection de la résine, montée en température de la résine jusqu'à température de polymérisation, polymérisation puis descente en température jusqu'à température ambiante.
Nous séparerons ces phases en deux groupes : paramètres d'injectabilité et paramètres de cuisson. Les paramètres d'injectabilité sont nécessaires à la bonne réalisation de la pièce. Ils sont fonctions de la perméabilité et de la porosité des fibres, de la viscosité de la résine, ... Ces paramètres ne seront donc pas

hal-00383696, version 1 - 13 May 2009

pris en compte dans cette étude. Nous nous intéresserons donc aux paramètres de cuisson. Ceux-ci, caractérisés par une rampe de montée en température, par une température et un temps de polymérisation ainsi que par une descente en température, influent sur le taux de polymérisation et donc sur la température de transition vitreuse de notre composite.

3.2 Paramètres relatifs au système résine/renfort

Notre étude s'effectue pour le secteur aéronautique, nous prendrons donc la résine RTM6 qui est la seule actuellement qualifiée. En ce qui concerne les fibres, nous ne ferons pas varier le matériau. Nous prendrons le carbone. Par contre, nous choisirons des tissus équilibrés. Un tissu est caractérisé par différentes données : son armature, son tow, son grammage et son épaisseur.
Lorsque le tissu est choisi, la séquence d'empilement pour obtenir les plaques va elle aussi agir dans la réponse à l'impact

3.3 Paramètres relatifs aux essais d'impact

Pour ces essais, il nous faut tout d'abord définir dans quel type d'impact nous nous situons : impact basse vitesse, basse énergie, haute vitesse ou haute énergie. Dès lors le niveau d'énergie doit être défini. Ensuite la masse et la forme de l'impacteur peuvent influer dans le phénomène d'impact. Et pour finir, il faudra faire attention aux conditions aux limites de notre éprouvette.

3.4 Plan d'expériences

De façon à étudier le plus grand nombre de facteurs en effectuant le plus petit nombre d'expériences nous décidons d'utiliser les plans d'expériences. Pour ne perdre aucune information lors de l'analyse de celui-ci, nous décidons de prendre un plan d'expériences quadratique ou plan d'expériences pour surfaces de réponses. Celui-ci est traduit par le modèle dit a priori ou postulé[9,10] :

$$Y = B_0 + \sum B_i X_i + \sum B_{ij} X_i X_j + \sum B_{ii} X_i^2 \qquad \text{(eq. 1)}$$

Avec X_i le paramètre i, B_i le terme du premier degré, B_{ij} le terme rectangle et B_{ii} le terme carré et Y la réponse du plan d'expériences.
De façon à déterminer le nombre et la combinaison des paramètres à choisir pour nos expériences, nous devons choisir le nombre de paramètres. Ainsi nous pouvons calculer le nombre d'expériences N :

$$N = k^2 + k + 1 \qquad \text{(eq. 2)}$$

Où k est le nombre de paramètres.
La fonction quadratique montre que k doit être restreint pour minimiser le nombre d'expériences
Dans le but de choisir le plan d'expériences adéquat, nous devons définir le nombre de paramètres de paramètres et leurs types (continus, discrets, …). Nous devrons aussi faire attention à choisir un plan d'expériences optimal qui puisse être séquentiel (Box-Benkhen, Doehlert, plans composites).

3.5 Choix relatifs au plan d'expériences

Dans cette phase d'étude, voici les paramètres choisis :

Paramètres
Grammage
Nombre de filaments (tow)
Type de fibres (IM, HM, HR, …)
Nature du tissu (sergé, taffetas, NCF, …)
Séquence d'empilement
Vitesse de montée en température
Durée du palier de polymérisation
Température du palier de polymérisation
Vitesse de descente en température
Paramètre relatif à la pression
Poudrage fibres

Tab. 1. Facteurs du Plan d'expériences.

hal-00383696, version 1 - 13 May 2009

Deux plans d'expériences distincts seront effectués. Les paramètres sont les mêmes à l'exception du paramètre relatif à la pression. Dans le cas du procédé LRI, la dépression sera choisi alors que pour le RTM, ce sera une pression d'injection.
Un plan d'expériences est défini par les paramètres, leur domaine de variation mais aussi par leur réponse. Voici celles choisies pour notre étude :

Réponses du P.E
Santé matière initiale
Santé matière après impact
Caractéristiques mécaniques résiduelles

Tab. 2. Réponses du plan d'expériences.

4. Méthodologie d'essais

Le but de notre étude est de comprendre le comportement d'une structure composite face à la tolérance aux dommages. Notre étude s'effectuera donc en 2 étapes. Une première étape sera donc de faire des essais de fatigue en traction/compression sur les éprouvettes. Le apport de chargement sera défini en accord avec la durée de vie de la pièce. Cette première phase d'étude nous permettra de déterminer le nombre de cycles à rupture des éprouvettes ainsi que de connaître les caractéristiques mécaniques résiduelles de cette pièce tout au long de sa durée de vie. Les résultats expérimentaux obtenus nous permettront de les comparer à des modèles théoriques d'endommagement en fatigue et de choisir celui qui est le mieux adapté pour notre configuration.
La deuxième phase d'étude sera une phase d'étude sur éprouvettes impactées. Nous avons choisi de faire de la tolérance aux dommages, de ce fait nous nous placerons sur des impacts faibles énergies qui doivent être de l'ordre du BVID (Barely Visible Impact Damage). Pour la réalisation de ces essais, nous utiliserons une tour de chute libre (cf fig. 1) en utilisant l'énergie potentielle comme source d'énergie. Nous nous baserons sur la norme aitm 1.001 pour définir notre protocole d'essai. L'impacteur utilisé sera de forme hémisphérique avec un diamètre de 16 mm. Ces éprouvettes feront objet d'un contrôle non destructif de type ultrasons pour déterminer les défauts internes engendrés par l'impact. Certaines d'entre elles subiront un test de CAI de façon à déterminer les caractéristiques résiduelles tandis que les autres seront testées en fatigue. Le double but du test en fatigue est d'obtenir le nombre de cycles à rupture après impact mais aussi de suivre l'évolution du défaut lors de sa vie. Pour suivre cette évolution, nous opterons pour des méthodes de CND de type thermographie. Nous essaierons donc de corréler ce modèle avec un modèle existant ou d'essayer d'adapter le modèle théorique d'endommagement en fatigue précédemment choisi lors des essais sur les éprouvettes saines.

Les objectifs à atteindre lors de cette étude sont de plusieurs ordres : premièrement de comprendre comment les matières premières, le processus de fabrication ou les paramètres des essais vont influer sur la tolérance aux dommages des structures composites et dans un deuxième temps comprendre l'évolution des défauts internes à une structure lors de sa vie en fonctionnement pour le modéliser.

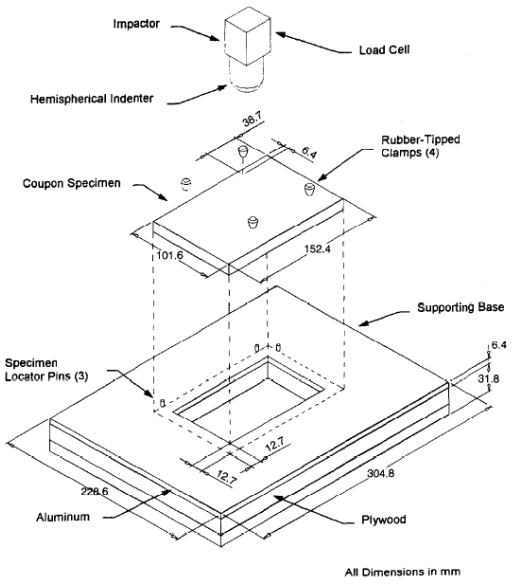


Fig. 1. Tour de chute libre.

hal-00383696, version 1 - 13 May 2009

Références

[1] D.R. Ambur and J.H. Starnes Jr, Effect of curvature on the impact damage characteristics and residual strength of composite plates, In structures, structural dynamics, and material conference (1998).

[2] C. Bathias, Fracture and fatigue of high performance composite materials : mechanisms and prediction, Eng. Fract. Mech. 40 (1991) 757 -783.

[3] M.H. Behesty and B. Harris, Post-impact behaviour of CFRP and the growth of the low velocity post-impact damage during fatigue, In : ICFC 1 (1997) 365-372.

[4] G. Caprino, P. Laccarino and A. Lamboglia, The effect of shear on the rigidity in thre point bending of unidirectional CFRP laminates made of T800H/3900-2, comp. struct. 88 (2009) 360 - 366.

[5] D.D.R. Cartié, P.E. Irving, Effect of resin and fiber properties on impact damage and compression after impactperformance of CFRP, Comp. part A 33 (2002) 483 - 493.

[6] E. Demuts, R. S. Sandhu, J.A. Daniels, Post impact compressive strength in composites, report N° DOT/FAA/CT-92-25 (1992) 1097 - 1104.

[7] A. Duarte, I. Herszberg and R. Paton, Impact resistance and tolerance of interleaved tape laminates. comp. struct. 47 (1999) 753 -758.

[8] E. Fuoss, P.V.Straznicky, C. Poon, Effects of the stacking sequence on the impact resistance of composite laminates. Part 1 : parametric study, Comp. Struc. 41 (1998) 67 -77.

[9] J. Goupy, L. Creighton, Introduction aux plans d'expériences, Dunod, 3°édition (2006)

[10] J. Goupy, Plans d'expériences pour surfaces de réponse, Dunod (1999)

[11] H.P. Kan, Enhanced reliability prediction methodology for impact damaged composite structures, Final report DOT/FAA/AR-97/79 (1998).

[12] H. Kishi, M. Kuwata, S. Matsuda, T. Asami and A. Murakami, Damping properties of thermoplastic-elastomer interleaved carbon fiber-reinforced epoxy composites, comp. sci. and tech. 64 (2004) 2517-2523.

[13] S. Hinrich, V. Chen, D. Jegley, L.C. Dickinson and K. Edward, Effects of impact on stitched/RFI compression panels, NASA conference publication 3294 (1995).

[14] S.A. Hitchen and R.M. Kemp, The effect of stacking sequence on impact damage in carbon/epoxy composite, Comp. 26 (1994) 207-214.

[15] D. Jegley, Effect of low-speed impact damage and damage location on behaviour of composite panels (1992).

[16] J. Masters, Improved impact and delamination resistance through interleafing, Eng. Mater. 37 (1989) 317 - 348.

[17] L. Minnetyan, Computational simulation of composite structural fatigue, report NASA/CR_2005-213573 (2005).

[18] T. Mitrevski, I.H. Marshal, R. Thomson, R. Jones and B. Whittingham, The effect of impactor shape on the impact response of composite laminates, comp. struct. (2004).

[19] T.P. Philippidis and V.A. Passipoularidis, Residual strength after fatigue in composites: theory vs. experiment, Int. J. Fat. 29 (2007) 2104-2116.

[20] N.L. Post, S.W. Case, J.J. Lesko, Modeling the variable amplitude fatigue of composite materials: a review and evaluation of the state of the art for spectrum loading, Int. J. Fatigue (2008) 2064 - 2086.

[21] N.H. Tai, C.C.M. Ma, J.M. Lin and G.Y. Wu, Effect of thickness on the fatigue behaviour of quasi isotropic carbon epoxy composites before and after low-energy impacts, Comp. Sci. and Tech.59 (1999) 1753-1762.

hal-00383696, version 1 - 13 May 2009