HAL
open science

Endommagement d'un stratifié carbone époxy sous sollicitation cyclique de matage

Mehdi Cherif, Paul van Der Sypt, Christophe Bois

To cite this version:

Mehdi Cherif, Paul van Der Sypt, Christophe Bois. Endommagement d'un stratifié carbone époxy sous sollicitation cyclique de matage. Journées Nationales sur les Composites 2017, École des Ponts ParisTech (ENPC), Jun 2017, 77455 Champs-sur-Marne, France. hal-01621599

HAL Id: hal-01621599

https://hal.science/hal-01621599v1

Submitted on 23 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.

Endommagement d'un stratifié carbone époxy sous sollicitation cyclique de matage

Bearing failure of CFRP laminate under cyclic loading

Mehdi Chérif, Paul Van der Sypt, Christophe Bois

Institut Mécanique et Matériaux
Université de Bordeaux
15 rue Naudet CS10207, F-33175 Gradignan Cedex, France
e-mail : mehdi.cherif@u-bordeaux.fr, paul.van-der-sypt@u-bordeaux.fr, christophe.bois@u-bordeaux.fr

Résumé

L'assemblage des composants structuraux par fixations mécaniques est le procédé majoritairement utilisé dans l'industrie aéronautique. Ce procédé nécessite un grand nombre de perçages pour la pose des fixations (rivets, boulons). En service, dans le cadre des assemblages composite/composite ou composite/métal, les portées des alésages sont sollicités cycliquement en matage par les éléments de fixation. Maitriser les mécanismes d'endommagement en fatigue pour ce type de chargement est donc essentiel pour optimiser le dimensionnement et le tolérancement des surfaces fonctionnelles sollicitées. De plus, les opérations de perçage peuvent engendrer des défauts sur la surface de contact des alésages susceptibles de modifier le comportement en fatigue. Cette étude propose un protocole original pour déterminer l'évolution de la réponse mécanique d'un stratifié carbone/époxy sous chargement cyclique en matage. Cette étude s'appuie sur une approche multi-échelle qui considère les effets des modifications à l'échelle microscopique sur les propriétés mécaniques à l'échelle macroscopique. Les travaux menés sur un stratifié T700/M21 à l'aide du protocole proposé ont permis d'identifier un scénario générique d'endommagement. Celui-ci est composé de trois phases distinctes dont les caractéristiques à l'échelle microscopique (rugosité, arrachement, endommagement) et les effets macroscopiques en termes de propriétés mécaniques sont détaillées dans cet article.

Abstract

For the civil aircraft industry, the preferred process for joining composite structures is mechanical fastening. This process requires a large number of drilled holes for the positioning of the numerous rivets and bolts. During the life cycle of these aircraft structures, the assembly holes are thus pin-loaded by the fasteners under cyclic loading. Mastering the mechanism of fatigue pin-bearing damage is thus essential to optimize the sizing and the tolerancing of the drilled holes. This paper proposes an experimental protocol to monitor the mechanical response of a pin-loaded CRFP laminate under different cyclic loadings. This study is conducted on both microscopic and macroscopic scales. The drilling process results in flaws on the bearing surface of the hole. The evolution of the initial surface topography at the microscopic scale is correlated with the mechanical response of the laminate through macroscopic measurements. Using the proposed methodology, a generic damage scenario is identified for the tested material T700/M21.

Mots Clés : assemblages composite, fatigue, matage, endommagement, usure, défauts de perçage, intégrité matière
Keywords: bolted joint, fatigue, failure mechanisms, wear damage, drilling defects

1. Introduction

Dans le domaine aéronautique, la part des matériaux composites a rapidement augmenté ces dernières années pour représenter aujourd'hui aux alentours de 50 % de la masse totale des appareils produits. L'assemblage d'un avion commercial met en œuvre environ entre 500 000 et un million de fixations nécessitant la réalisation d'un grand nombre de perçages. Pendant toute la vie de l'appareil, les structures assemblées subissent des sollicitations cycliques. Les matériaux composites possédant des propriétés hors-plan faibles, la précharge applicable lors du montage des éléments de fixation est limitée. L'assemblage réalisé ne permet donc pas de transmettre les efforts par adhérence entre les surfaces de recouvrement comme c'est le cas pour les assemblages d'éléments métalliques précontraints au montage. Les fixations vont donc appliquer de fortes pressions de contact sur les surfaces latérales des alésages. De plus, les défauts et endommagements initiaux potentiellement générés lors des opérations de perçage des alésages peuvent pénaliser la résistance au matage du matériau composite usiné [1], [2]. La réalisation des nombreux alésages nécessite donc un tolérancement de fabrication optimal qui permet de garantir les exigences fonctionnelles

attendues tout en maîtrisant les coûts de fabrication. Pour atteindre cet objectif, deux étapes sont à envisager. Dans un premier temps il est nécessaire de caractériser de manière robuste la topographie de la surface générée par l'opération de perçage. En particulier une analyse fine de la rugosité induite par la coupe doit être effectuée. Dans un second temps, un suivi de l'évolution de la surface portante et des propriétés mécaniques associées durant la sollicitation mécanique doit permettre d'identifier un scénario type d'endommagement des surfaces sollicitées.

Les critères normalisés de rugosité (type Ra, Rt, Rz) proposés par la norme ISO13562 sont largement utilisés pour caractériser les surfaces des matériaux homogènes. Cependant, la transposition de ces critères aux applications composites n'est pas pertinente. En effet, lors de l'usinage d'un stratifié, l'angle de coupe θ (Fig. 1) entre la direction des fibres et la vitesse de coupe locale varie de manière discrète en fonction des orientations locales des fibres. Cet angle pilote les différents modes de coupe au sein du stratifié (rupture transverse des fibres, fissuration inter ou intra plis, cisaillement en mode 2, cisaillement en mode 1 de la matrice). La surface usinée dans un stratifié présente donc des défauts localisés de type arrachement (Fig. 1) que les critères construits à partir de mesures filtrées et moyennées sont incapables de caractériser de manière fiable et robuste [3]. Il est cependant possible d'analyser la surface usinée en combinant des critères de rugosités spécifiques basés sur le taux de surface portante comme les critères Pkr et Pmr à partir des mesures brutes non filtrées [4].

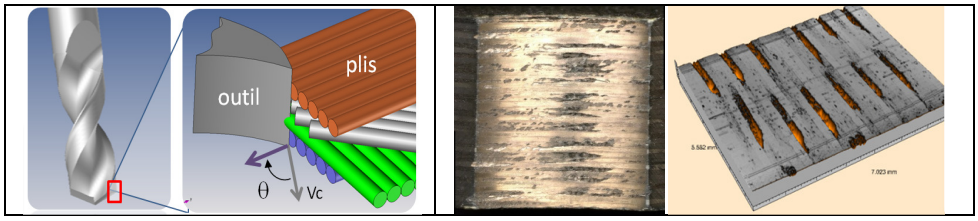


Fig. 1. Angle de coupe et défauts induits sur l'alésage [5]

L'étude des phénomènes d'endommagement en matage des composites stratifiés sous chargement monotone a fait l'objet de nombreux travaux [2], [6]–[14]. Cependant, peu d'études traitent du comportement en fatigue des alésages sollicités en matage [1], [2]. Gohorianu [2] a étudié le rôle de différents paramètres opératoires de perçage (vitesse de coupe et d'avance) sur les performances d'un stratifié sous sollicitations de matage monotone et en fatigue. Les résultats obtenus mettent en évidence que la densité et la taille des défauts initiaux réduisent la résistance en matage ainsi que la raideur de l'assemblage pour des essais monotones. Concernant les essais en fatigue, deux alésages différents ont été testés. L'un des alésages présentait des défauts initiaux importants tandis que l'autre était de qualité suffisante pour être considéré comme sans défauts initiaux significatifs. La rupture de l'éprouvette contenant des défauts initiaux est survenue pour un nombre de cycles 3 fois inférieur à celui obtenu pour l'alésage sans défauts initiaux [2]. Persson et al. [1] a comparé deux stratégies de perçage : le perçage axial conventionnel et le perçage orbital qui génère moins de défauts en limitant l'effort de coupe axial. Ces deux stratégies ont été comparées pour des chargements en matage monotone et en fatigue pour des outils neufs et usés. Les résultats montrent une meilleure tenue au matage pour les alésages usinés avec une stratégie orbitale qui génère moins de défauts initiaux. L'effet de l'usure des outils coupants est également constaté puisque celle-ci favorise l'apparition et l'augmentation des défauts d'usinage. Pour l'ensemble des essais réalisés, la diminution de la résistance est amplifiée dans le cas des sollicitations en fatigue [1].

Les publications mentionnées ci-dessus [1], [2] se concentrent sur la durée de vie des alésages sollicités en matage mais ne s'intéressent pas à l'évolution dans le temps du comportement de l'éprouvette. Il est donc difficile d'étudier les différents mécanismes d'endommagement (géométrie de la surface de contact et d'intégrité matière) intervenant dans la ruine du matériau. L'objectif de l'étude proposée porte sur la définition d'un protocole expérimental permettant de suivre l'évolution

du comportement en fatigue d'un alésage composite stratifié sollicité cycliquement en matage. L'étude expérimentale inclut des observations physiques et des mesures de propriétés mécaniques durant les différentes phases de vie de l'éprouvette au cours du cyclage en matage. Cette approche est complétée par une modélisation numérique qui permet le calcul d'un critère de type PV (pression x vitesse) intégré sur un cycle de chargement. Ce critère permet d'établir une cartographie de criticité de contact sur la surface portante et d'identifier ainsi les zones d'usure préférentielles.

2. Protocole expérimentale

La Fig. 2 illustre la méthodologie adoptée pour cette étude. Elle se décompose en deux parties : une campagne expérimentale et une étude numérique. Concernant la partie expérimentale, les défauts initiaux engendrés lors du perçage des alésages ont été analysés par microscopie optique numérique. Des essais de fatigue en matage ont ensuite été réalisés afin d'observer l'évolution des endommagements et la réponse macroscopique de l'éprouvette en fonction du nombre de cycles. En parallèle, un modèle 3D éléments finis a été réalisé. Les lois de comportement matériau implémentées dans ce modèle sont de type élastiques linéaires. La modélisation a uniquement pour vocation de valider le protocole expérimental et de mettre en avant de manière qualitative les paramètres de cyclage influents.

Les principaux paramètres définissant un chargement en fatigue sont la fréquence *F de chargement*, le facteur de charge *f* et le rapport de charge *R*. Dans cette étude, la fréquence *F* a été imposée à 5 Hz pour prévenir des phénomènes d'échauffement du matériau dus aux effets viscoélastiques tout en limitant la durée des essais pour des nombres de cycles significatifs (environ 3 semaines pour 500 000 à 1 million de cycles). La tenue au matage des éprouvettes utilisées a été déterminée au préalable par un essai sous chargement monotone effectué sur une machine de traction hydraulique 100 kN MTS. La force à rupture F_{rupt} ainsi obtenue est de 40 kN. Le facteur de charge *f* est défini comme le rapport entre la force maximale appliquée F_{max} et la résistance en charge monotone F_{rupt} :

$$f = \frac{F_{max}}{F_{rupt}} \qquad \text{(Eq. 1)}$$

Le rapport de charge *R* est défini comme le rapport entre la force minimum F_{min} appliquée et la force maximum F_{max} :

$$R = \frac{F_{min}}{F_{max}} \qquad \text{(Eq. 2)}$$

Afin de réaliser les essais en fatigue, un axe en titane anodisé de diamètre 8 mm obtenu à partir du fût d'une fixation aéronautique est utilisé pour solliciter en matage un demi-alésage d'une éprouvette en composite carbone/époxy (T700/M21) de dimensions 45x32x8 mm. La stratification utilisée dans cette étude est composée de 32 couches agencées de façon quasi-isotropes : $[(90/+45/-45/0)_4/(0/+45/-45/90)_4]$. Le montage expérimental est illustré sur la Fig. 3. L'axe en titane est lié à une liaison rotule afin d'assurer la symétrie du chargement appliqué (Fig. 3). Cette configuration de chargement sur un demi-alésage permet de suivre l'évolution de la topographie de la surface fonctionnelle.

Pour l'identification de la raideur de l'éprouvette lors du chargement, une mesure par corrélation d'image est mise en œuvre. Le dépôt d'un mouchetis permet la mesure du déplacement relatif entre l'axe utilisé pour le chargement et l'éprouvette. La raideur de l'éprouvette peut ainsi être mesurée durant les essais indépendamment des éventuelles variabilités liées à la chaine de chargement et de mesure de la machine d'essais. La corrélation d'image est également utilisée pour valider la capacité du dispositif expérimental à fournir un chargement symétrique sur l'alésage.

Afin de suivre l'évolution du comportement de la surface de contact, l'essai de fatigue a été interrompu à différents nombre de cycles. Un cycle lent est alors effectué afin de permettre la prise de clichés pour la corrélation d'images. Durant ces interruptions, des analyses optiques de la surface de contact ont été réalisées dans le but de quantifier l'apparition et la propagation des différents types d'endommagement sur la surface de contact.

La validation du protocole proposé s'appuie simultanément sur une analyse numérique et expérimentale. L'objectif principal de l'analyse numérique est de valider la géométrie de l'éprouvette choisie. Comme évoqué précédemment, l'éprouvette présente un demi-alésage afin de permettre l'analyse de la surface de contact. Il est donc nécessaire d'étudier l'effet de cette altération géométrique par rapport à un alésage complet en termes de champ de déplacement et de pression de contact.

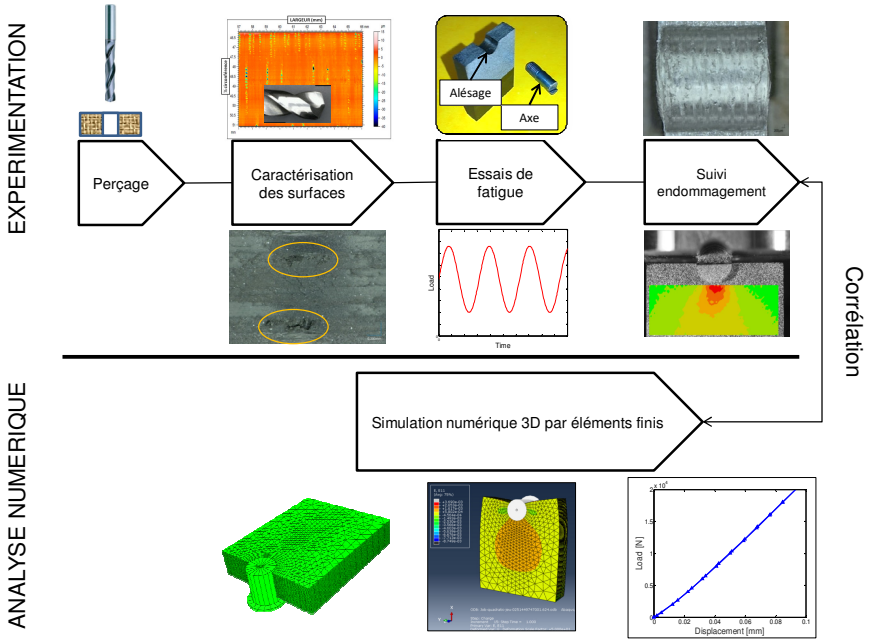


Fig. 2. Vue d'ensemble du protocole expérimental

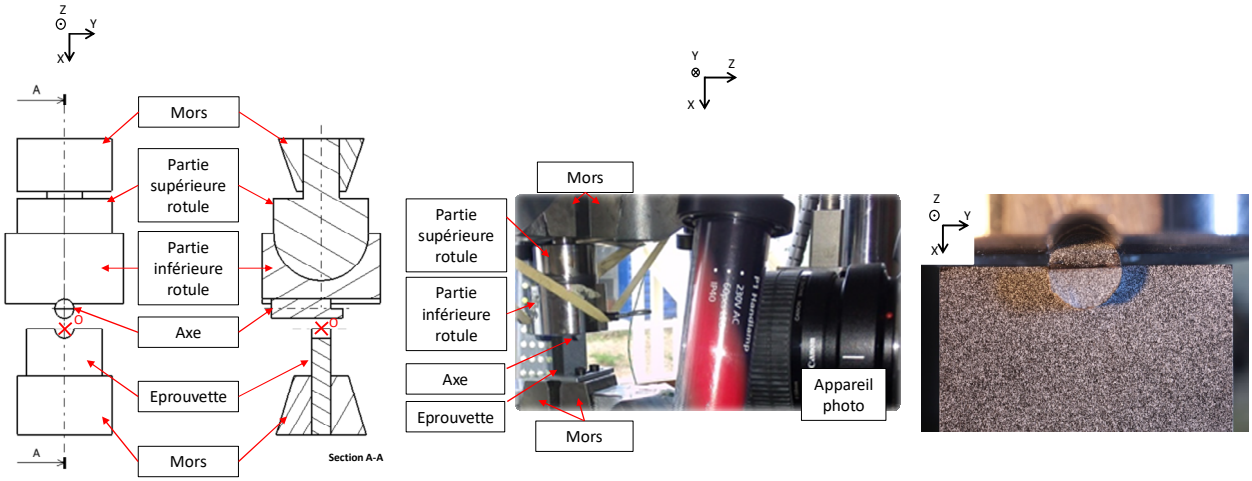


Fig. 3. Montage expérimentale

Plusieurs études montrent que la méthode des éléments finis (EF) est capable de prédire le comportement en matage d'un alésage [2], [8], [9], [15], [16]. Le modèle implicite 3D utilisé est

capable de prendre en considération la stratification du composite (1 élément par pli). Des éléments quadratiques ont été utilisés pour ce maillage. Le but de cette étude EF est de comparer les champs de déplacement et de pression de contact entre les deux configurations (demi-alésage et alésage entier). Il n'est donc pas nécessaire de prendre en considération les non-linéarités liées au matériau. La loi de comportement du matériau est donc linéaire (pas de viscoélasticités, d'endommagement ou de plasticité). Les propriétés élastiques du matériau sont résumées dans le **Erreur ! Source du renvoi introuvable.** L'axe est considéré comme infiniment rigide.

Propriétés élastique du pli T700/M21	E_{11} (GPa)	$E_{22} = E_{33}$ (GPa)	$G_{12} = G_{13}$ (GPa)	G_{23} (GPa)	$\nu_{12} = \nu_{13}$	ν_{23}
	130.3	7.6	4.75	2.65	0.33	0.43

Tab. 1. Propriétés élastiques T700/M21[2]

Le diamètre de l'alésage a une valeur nominale de 8 mm. Le jeu radial entre l'axe et l'alésage peut être modifié en faisant varier numériquement le diamètre de l'axe. Le contact a été implémenté dans le modèle en utilisant une loi de type « hard contact ». La valeur du coefficient de frottement a été fixée à 0,2. Toutefois une étude de sensibilité montre que la valeur de ce coefficient de frottement a peu d'influence sur la réponse macroscopique de l'assemblage. En effet, pour un coefficient variant de 0,1 à 0,5 la variation de raideur obtenue est inférieure à 5%.

Les résultats de simulation présentés ont été réalisés pour des efforts de matage de 24 kN ($f = 0.6$). La Fig. 4 montre les champs de déplacement sur l'axe Y obtenus pour une configuration avec un demi-alésage (Fig. 4(a)) et avec un alésage complet (Fig. 4(b)). Les profils de champs de déplacement sont similaires sur la face latérale de l'éprouvette. Cependant la configuration avec un demi-alésage engendre une perte de raideur près du plan de coupe. Cette perte de raideur génère une augmentation du déplacement sur l'axe Y. La Fig. 5 montre le champ de pression de contact pour un alésage complet Fig. 5(a) et un demi-alésage Fig. 5(b). Dans chacun des cas, la pression de contact est maximale au bas de l'alésage et décroît progressivement jusqu'à s'annuler au niveau du plan de coupe. Les profils des champs de pression de contact sont quasi-similaires et mettent en évidence une pression de contact plus importante sur les plis orientés à 0° par rapport au chargement. Entre les deux configurations testées (alésage complet et demi-alésage), la différence de pression maximale appliquée sur la surface de contact est inférieure à 5 %. La similarité des champs de déplacement et le faible écart des pressions de contact entre les deux configurations laissent supposer que la géométrie de l'éprouvette influence peu le scénario d'endommagement de l'alésage. Les résultats proposés sur un demi-alésage doivent donc être transposables aux configurations sur alésage complet.

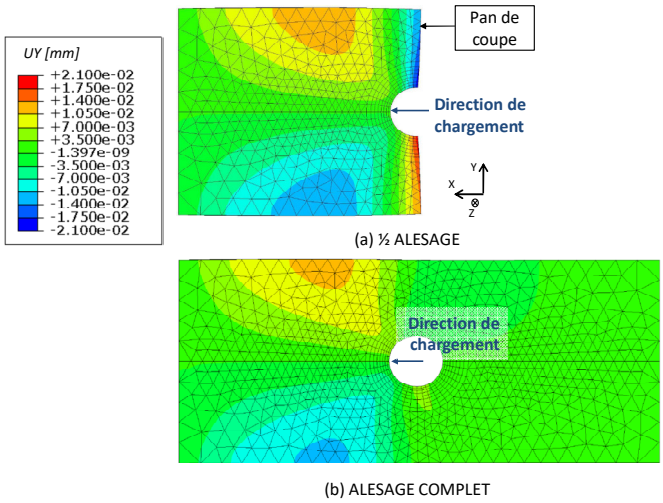


Fig. 4. Déplacement selon l'axe Y (a) Demi-alésage (b) Alésage complet

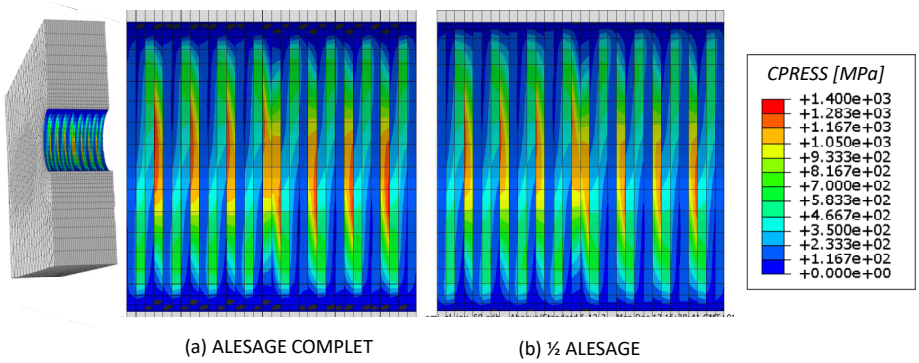


Fig. 5. Comparaison de la pression de contact pour deux configurations (jeu diamétral = 50 µm) (a) Alésage complet (b) Demi-alésage

3. Résultats

3.1. Résultats expérimentaux

Pour étudier l'influence du facteur de charge *f*, le rapport de charge *R* a été fixé à 0 (i.e. F_{min} = 0). Les différentes configurations de chargement testées sont résumées dans le Tab. 2. Les différents alésages ont été caractérisés avant cyclage. Les contrôles effectués après perçage permettent de valider l'absence de défauts initiaux significatifs.

Facteur de charge *f*	Rapport de charge *R*	F_{max} $[kN]$	F_{min} $[kN]$	Cycles à rupture
0.5	0	20	0	1 350 000
0.6	0	24	0	800 000
0.7	0	28	0	70 000

Tab. 2. Configurations de chargement testées

Les observations montrent que l'évolution de la surface de contact se décompose en trois phases distinctes (Fig. 6). Durant la phase de rodage (environ 5000 cycles), les faibles aspérités générées lors du perçage sont arrachées de la surface (Fig. 6(a)). Des débris microscopiques apparaissent alors sur la surface de contact. L'apparition d'endommagements macroscopiques indique une transition vers une phase stable avec une faible création d'endommagement (Fig. 6(b)). Durant cette phase, de la matière est pelée à la surface des plis orientés à 45° par rapport au plan de chargement (Fig. 6(b)). Par la suite, ce pelage se propage aux autres plis provoquant la création d'une couche de débris. Cette nouvelle interface est alors composée d'un amalgame de fibres rompues, de particules fines de carbone et de matrice (Fig. 6(b)). La géométrie de l'éprouvette est telle que le déplacement relatif hors-plan entre l'axe et la surface portante est inexistant. En conséquence, les débris ne sont pas évacués et s'accumulent de façon localisée (Fig. 13(b)) dans la zone de chargement. La faible vitesse relative entre les surfaces de contact proche du plan de chargement (XOZ) limite les phénomènes d'usure.

Proche du plan de coupe, la présence d'un jeu diamétral entre l'axe et l'alésage entraine la rupture du contact entre les deux surfaces. Les phénomènes d'usure sont donc moins importants dans cette zone. D'autre part, les plis extérieurs ont tendance à avoir un déplacement hors-plan important qui réduit la zone de portance et y amplifient les contraintes. Ces observations sont corrélées avec les résultats de l'étude numérique réalisée. Les interfaces entre ces plis se rompent menant à la création de délaminages. Ces plis extérieurs reprennent leur position d'origine lors de la décharge de l'éprouvette grâce aux propriétés élastiques résiduelles. Ce retour élastique rend alors l'observation de ces délaminages délicate. En parallèle de la propagation des phénomènes d'usures sur la surface de contact, l'endommagement va s'accélérer menant à la fin de vie de l'éprouvette. L'apparition de ruptures permanentes sur les plis extérieurs (sévère délaminage et/ou fibres rompues) définit la transition entre le régime stabilisé et la phase de ruine de l'éprouvette. Les déplacements hors-plans

deviennent permanents. Les ruptures proviennent principalement des bords latéraux de l'alésage comme illustré sur la Fig. 6(c). Des coupes micrographiques ont permis de déterminer que les endommagements principaux sont générés par du micro-flambage des fibres (kink band) et des fissures de cisaillement. L'analyse de ces coupes montre également que les mécanismes d'endommagement générés lors d'une sollicitation en fatigue sont identiques à ceux identifiés lors d'un essai monotone. Lorsque le facteur de charge f augmente, la durée des trois phases décrites précédemment tend à diminuer. Dans les prochains paragraphes, la corrélation entre les phénomènes microscopiques et la réponse mécanique de l'éprouvette sera analysée. Cette étude se concentrera sur la réponse de l'éprouvette en termes d'évolution d'épaisseur et de perte de raideur.

Les mesures d'épaisseur sont obtenues à partir des clichés réalisés par microscopie numérique. La mesure est effectuée dans le plan XOZ où les déplacements hors-plan résiduels sont les plus importants (Fig. 7(a)). Les mesures sont ensuite normalisées par rapport à la largeur initiale de l'éprouvette. L'évolution de l'épaisseur en fonction du nombre de cycles est illustrée sur la Fig. 7(b). Durant la phase de rodage (zone I, Fig. 7(b)), l'épaisseur augmente légèrement (~2%). Cette augmentation reste limitée durant la phase stabilisée (zone II, Fig. 7(b)) car les phénomènes d'usure intervenant n'engendrent pas de délaminage ni de déformations irréversibles. Durant la phase de fin de vie de l'éprouvette (zone III, Fig. 7(b)), l'épaisseur augmente de plus de 8 %. Les délaminages alors crées engendrent un déplacement hors-plan permanent.

La raideur de l'éprouvette est déterminée à l'aide des courbes force-déplacement obtenues grâce à la corrélation d'images (Fig. 8(a)). La Fig. 8(b) montre l'écart relatif de la raideur de l'éprouvette par rapport à la valeur initiale pour une configuration où f = 0,6 et 0,7. Cependant pour ces niveaux de chargement, le déplacement de l'axe est d'environ 100 µm. Les limites de la méthode de mesure de champ par corrélation d'images sont alors atteintes. Cette limitation peut expliquer les disparités importantes de mesure observées sur la Fig. 8(b). La géométrie de la surface de contact n'évolue pas durant la phase de rodage de l'alésage, la raideur est donc constante. Durant la phase stabilisée, la raideur diminue légèrement en raison de la création des délaminages. Durant la phase de ruine de l'éprouvette, la raideur chute alors brutalement de plus de 40 % de sa valeur initiale. Cette perte de raideur est due à la diminution du taux de surface portante engendrée par l'accumulation des endommagements.

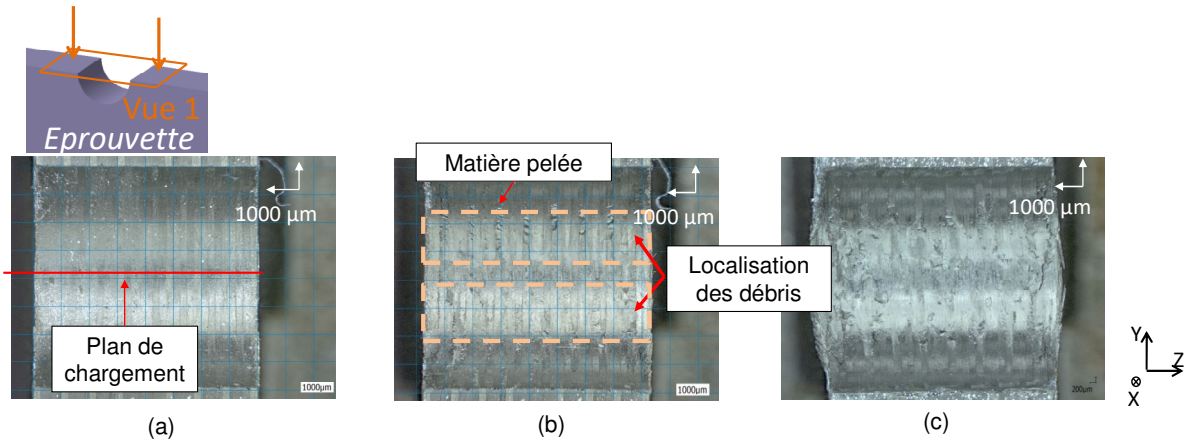
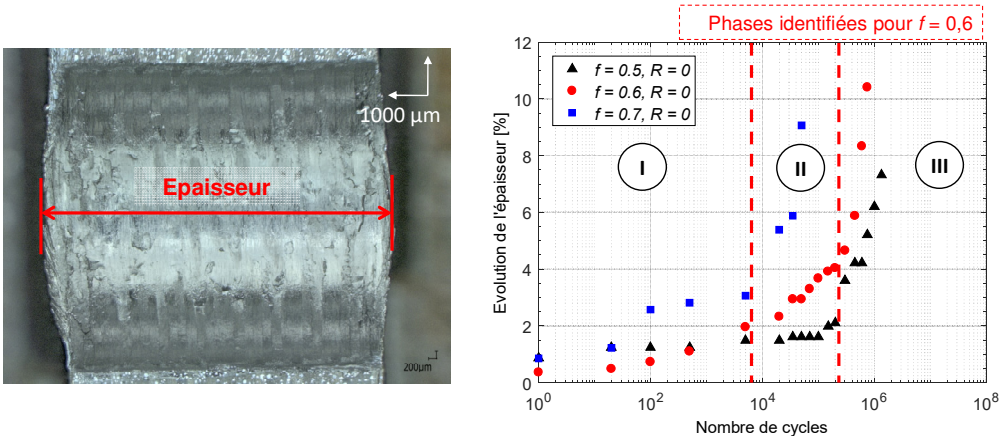
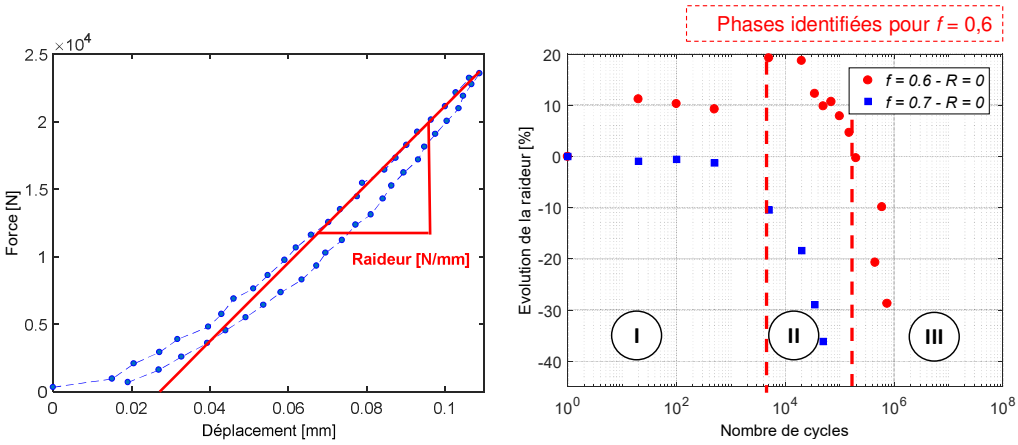


Fig. 6. Observations de la surface de contact pour f = 0.6 (a) Phase de rodage (50 cycles), (b) Phase stable (20 000 cycles), (c) Phase de fin de vie (750 000 cycles)



(a) (b)

Fig. 7. Epaisseur de l'éprouvette (a) Définition de mesure (b) Evolution pour f = 0.5, 0.6 et 0.7



(a) (b)

Fig. 8. Raideur de l'éprouvette (a) Définition de mesure (b) Evolution pour f = 0.6 et 0.7

Le modèle numérique permet d'appréhender les phénomènes mis en jeu sans pour autant décrire l'évolution du comportement de l'éprouvette. Pour analyser la sévérité des conditions locales de chargement, un critère de type PV (pression x vitesse) est défini. En calculant le produit de la pression de contact P par la vitesse relative de glissement V entre les surfaces en contact, il est possible de cartographier les zones les plus sollicitées.
Toutefois, il s'agit d'un critère instantané (défini en tout instant t). Dans le cadre de cette étude, sa formulation a été étendue. Le critère utilisé est l'intégral du produit PV sur un cycle entier afin d'intégrer les conditions de chargement (variation du facteur de charge f et du rapport de charge R). Il est défini par la relation suivante :

$$PV_{int} = \int_{t}^{t+T} P(t) * V(t)\mathrm{d}t \qquad \text{(Eq. 3)}$$

où P est la pression de contact à chaque instant, V la vitesse de glissement à chaque instant. T est la période de sollicitation. L'objectif de la mise en œuvre de ce critère est de mettre en évidence des zones privilégiées d'apparition des phénomènes d'usure. Cependant, ce critère ne permet pas de prédire le taux d'usure ni la cinétique de propagation. En effet, la création des débris et l'évolution de la géométrie de l'alésage ne sont pas prises en considération dans les simulations.

Dans cette étude, l'évolution du critère PV est analysée sur l'alésage pour un cycle avec un rapport de charge R nul. La Fig. 9(b) montre une image de l'alésage au moment où les premiers décollements de matière surviennent. Ce pelage de matière apparait principalement sur les plis

orientés à 45° par rapport au plan de chargement. Les valeurs PV_{int} obtenues par simulation (Fig. 9(a)) ont été calculé pour un rapport de charge $f = 0{,}6$ et un jeu radial de 50 µm. La cartographie des extremas du produit PV simulé sont en cohérence avec les localisations des zones d'usure observées sur l'éprouvette. Les maximas sont localisés sur les plis orientés à 45°. La simulation numérique (Fig. 9(a)) indique également que les deux plis centraux orientés à 0° par rapport au plan de chargement correspondent aux zones où le critère PV_{int} est le plus élevé. Toutefois aucun phénomène d'usure spécifique n'est constaté expérimentalement à cet endroit (Fig. 9(b)). Cela peut-être dû à l'évolution du seuil admissible en fonction de l'orientation du pli. Il est probable que les plis orientés à 0° présentent un seuil d'usure PV admissible supérieur aux autres orientations. Des essais tribologiques sont à réaliser pour déterminer l'influence de l'orientation de plis sur leur tenue à l'usure. Cependant, la bonne corrélation générale entre les résultats numériques et les phénomènes expérimentaux constatés permet de souligner la pertinence du critère PV intégral proposé.

Le résultat de la simulation numérique montre également que le critère PV_{int} n'est pas constant d'une interface à l'autre. Celui-ci semble être influencé par la stratification. La dissymétrie importante entre les interfaces 0/+45 et 45/-45 est liée à la juxtaposition du pli à 45° avec le pli à 0°. Ce dernier est le pli présentant la plus grande raideur dans le plan de chargement et donc reprend alors la majorité des efforts. Du fait de la cohésion inter-plis, le pli contigu subit également des efforts importants. Dans le même temps, la vitesse de glissement est plutôt symétrique car elle est gouvernée par la géométrie globale de la surface portante et peu influencée par les propriétés mécaniques. Le critère PV_{int} présente donc les mêmes asymétries que la pression de contact. Dès que le contact est rompu à cause du jeu entre l'axe et l'éprouvette, la vitesse de glissement et la pression de contact redeviennent nulles. Ce phénomène explique l'annulation du produit PV_{int} au-delà d'un certain angle limite qui est fonction du jeu diamétral. Le produit PV maximum est atteint sur l'interface entre les plis à 0° et à +45° pour une orientation de 45° par rapport au plan de chargement. C'est en effet à cet endroit que la pression de contact est la plus élevée. L'enchainement des plis dans le stratifié a donc une importance sur la localisation des phénomènes d'usure en matage.

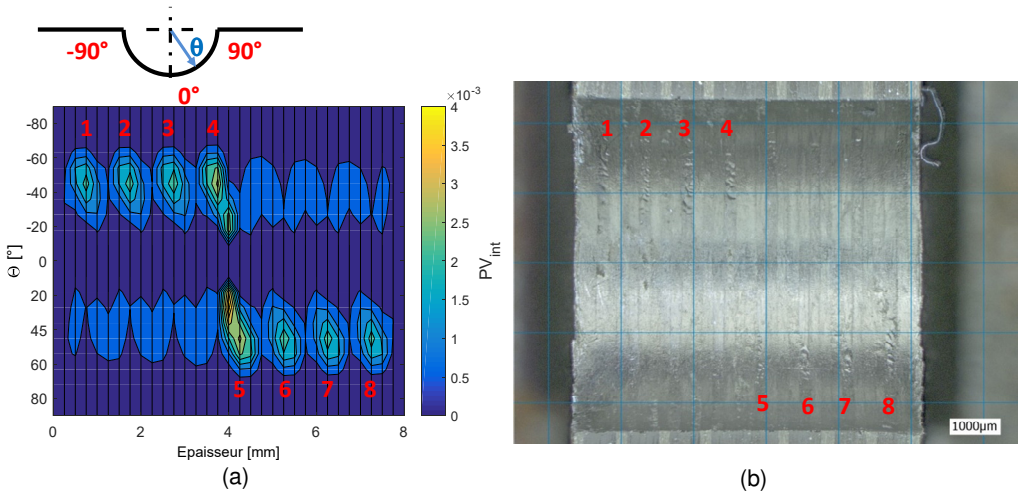


Fig. 9. (a) Résultat du critère PV_{int} sur un cycle entier; (b) Alésage au moment où les décollements apparaissent

4. Conclusion

Cette étude analyse les mécanismes d'endommagement d'un composite stratifié carbone/époxy sous chargement cyclique en matage. Un protocole expérimental est proposé pour identifier et suivre l'évolution de la dégradation de la surface de contact en fonction du nombre de cycles. Des observations microscopiques ont été effectuées pour identifier le scénario d'endommagement et d'usure sous chargement cyclique en matage. Des mesures macroscopiques ont été réalisées pour

permettre le suivi de l'évolution des propriétés en termes de raideur et d'altération géométrique de l'éprouvette. Cette approche expérimentale multi-échelle permet de mettre en relation les endommagements locaux (apparition et propagation) avec les propriétés macroscopiques de l'éprouvette (épaisseur et raideur). Les résultats obtenus montrent que le comportement d'un alésage sous chargement en matage cyclique peut se décomposer en trois phases distinctes: rodage, stabilisation et fin de vie. Les différentes configurations de chargement étudiées mettent en évidence l'aspect générique du scénario d'endommagement proposé. Les essais réalisés ont été conduit sur des alésages de bonne qualité ne présentant pas initialement de défaut significatifs. Une seconde phase d'étude envisagée portera sur l'influence des défauts d'usinage en prenant comme référence les travaux effectués dans l'étude présentée.

En parallèle de l'étude expérimentale, un modèle EF 3D simple a montré qu'il était possible d'étudier les phénomènes mis en jeu lors de la phase de rodage par la mise en place d'un critère permettant de quantifier la sévérité du contact. Un critère intégral de type PV_{int} est proposé. Il s'agit d'une extension du critère PV déjà utilisé en tribologie. Ce critère permet de mettre en avant des zones localisées spécifiques où les conditions de pression et de vitesse vont favoriser l'apparition des phénomènes d'usures. Toutefois, il sera nécessaire dans les futurs travaux, de caractériser expérimentalement les seuils PV admissibles des différents plis du composite. Un modèle plus complet pourra ainsi être mis en place prenant en considération à la fois l'endommagement en matage lié à la stratification mais également les phénomènes d'usures propres aux différentes orientations de plis.

Références

[1] E. Persson, I. Eriksson, and L. Zackrisson, "Effects of hole machining defects on strength and fatigue life of composite laminates," *Compos. Part Appl. Sci. Manuf.*, vol. 28, no. 2, pp. 141–151, 1997.

[2] G. Gohorianu, "Interaction entre les défauts d'usinage et la tenue en matage d'assemblages boulonnés en carbone/époxy," Université Toulouse III, 2008.

[3] D. H. Wang, M. Ramulu, and D. Arola, "Orthogonal cutting mechanisms of graphite/epoxy composite. Part I: unidirectional laminate," *Int. J. Mach. Tools Manuf.*, vol. 35, no. 12, pp. 1623–1638, Dec. 1995.

[4] Y. Landon and M. Chérif, "Characterization of the surface quality of holes drilles in CFRP laminates," *Adv. Mater. Res.*, vol. 698, pp. 107–116, 2013.

[5] M. Chérif, "Contribution à l'étude de la problématique des assemblages hybrides composite/métal" Mémoire de soutenance d'Habilitation à Diriger des Recherches, Université de Bordeaux, Décembre-2016.

[6] H.-S. Wang, C.-L. Hung, and F.-K. Chang, "Bearing failure of bolted composite joints. Part I: Experimental characterization," *J. Compos. Mater.*, vol. 30, no. 12, pp. 1284–1313, 1996.

[7] Y. Xiao and T. Ishikawa, "Bearing strength and failure behavior of bolted composite joints (part II: Modeling and simulation)," *Compos. Sci. Technol.*, vol. 65, no. 7–8, pp. 1032–1043, 2005.

[8] P. P. Camanho and F. L. Matthews, "A Progressive Damage Model for Mechanically Fastened Joints in Composite Laminates," *J. Compos. Mater.*, vol. 33, no. 24, pp. 2248–2280, 1999.

[9] E. Le Goff, C. Bois, and H. Wargnier, "A progressive intra- and inter-laminar damage model to predict the effect of out-of-plane confinement on pin-bearing behaviour of laminated composites," *J. Compos. Mater.*, in press.

[10] E. V. Iarve, D. Mollenhauer, and R. Kim, "Theoretical and experimental investigation of stress redistribution in open hole composite laminates due to damage accumulation," *7th Int. Conf. Deform. Fract. Compos. DFC-7*, vol. 36, no. 2, pp. 163–171, Feb. 2005.

[11] T. Ireman, T. Ranvik, and I. Eriksson, "On damage development in mechanically fastened composite laminates," *Compos. Struct.*, vol. 49, no. 2, pp. 151–171, Jun. 2000.

[12] P. S. Wu and C. T. Sun, "Modeling bearing failure initiation in pin-contact of composite laminates," *Mech. Mater.*, vol. 29, no. 3–4, pp. 325–335, 1998.

[13] G. Kelly and S. Hallström, "Bearing strength of carbon fibre/epoxy laminates: Effects of bolt-hole clearance," *Compos. Part B Eng.*, vol. 35, no. 4, pp. 331–343, 2004.

[14] F.-X. Irisarri, F. Laurin, N. Carrere, and J.-F. Maire, "Progressive damage and failure of mechanically fastened joints in CFRP laminates - Part I: Refined Finite Element modelling of single-fastener joints," *Compos. Struct.*, vol. 94, no. 8, pp. 2269–2277, 2012.

[15] J. Lecomte, C. Bois, H. Wargnier, and J.-C. Wahl, "An analytical model for the prediction of load distribution in multi-bolt composite joints including hole-location errors," *Compos. Struct.*, vol. 117, pp. 354–361, Nov. 2014.

[16] M. A. McCarthy, C. T. McCarthy, V. P. Lawlor, and W. F. Stanley, "Three-dimensional finite element analysis of single-bolt, single-lap composite bolted joints: Part I - Model development and validation," *Compos. Struct.*, vol. 71, no. 2, pp. 140–158, 2005.