



HAL
open science

Comportement d'une réparation en escalier obtenue par Jet d'Eau Abrasif

Laurent Crouzeix, François Cénac, Francis Collombet, Redouane Zitoune,
Yves-Henri Grunevald, Michel Déléris

► **To cite this version:**

Laurent Crouzeix, François Cénac, Francis Collombet, Redouane Zitoune, Yves-Henri Grunevald, et al.. Comportement d'une réparation en escalier obtenue par Jet d'Eau Abrasif. 17èmes Journées Nationales sur les Composites (JNC17), Jun 2011, Poitiers-Futuroscope, France. pp.170. hal-00597542

HAL Id: hal-00597542

<https://hal.science/hal-00597542>

Submitted on 1 Jun 2011

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.

Comportement d'une réparation en escalier obtenue par Jet d'Eau Abrasif

Step repaired coupons involving Abrasive Water Jet machining

Laurent Crouzeix¹, François Cenac^{1,3}, Francis Collombet¹, Rédouane Zitoune¹, Yves-Henri Grunevald²,
Michel Déléris³.

1 : Université de Toulouse, INSA, UPS, Mines Albi, ISAE, ICA (Institut Clément Ader), Groupe MSC, IUT P. Sabatier, dépt. GMP, 133C Av de Ranguel, 31077 Toulouse CEDEX 4
e-mail : prénom.nom@iut-tlse3.fr

2 : SaRL Composites, Expertise et Solutions, 4 rue Georges Vallerey, 31320, Castanet Tolosan

3 : JEDO Technologies, Rue du Chêne Vert - BP 78204 - 31682 Labège

Résumé

Des éprouvettes carbone / époxy pour évaluer la qualité d'une réparation en escalier sont usinées, réparées puis testées mécaniquement. L'usinage préalable à la phase de réparation est effectué par Jet d'Eau abrasif, sous forme de marches régulières de ratio 1/30, et dont la profondeur correspond à l'épaisseur d'un pli. Le relâchement des contraintes résiduelles observé pendant la phase d'usinage est quantifié grâce à la technique de mesure de champs par stéréovision, et simulé par EF. La plaque usinée est ensuite reconstruite par remplacement des plis usinés, et cocuit en autoclave. Le schéma de stratification de la partie réparée est décalé d'un pli par rapport à la zone initiale, de manière à restituer le transfert de charges. Des éprouvettes sont découpées dans les plaques réparées, et sollicitées en traction. Les résultats montrent que les charges à rupture obtenues atteignent 70% des charges à rupture d'éprouvettes « vierges ». L'analyse des fragments des éprouvettes démontre que la rupture de la zone de collage dans les interfaces 0/0 est à l'origine de la rupture finale de toutes les éprouvettes. Le croisement essais/calcul conduit à l'évaluation d'un critère de rupture en contrainte de cisaillement admissible pour l'interface zone parent/patch.

Abstract

Carbon/epoxy coupons are machined, repaired, and tested to estimate the behaviour of a step-lap repair. The repair process involves Abrasive Water Jet machining to obtain regular steps with a depth equal to ply's thickness. A Digital Image Correlation set up using stereovision, as well as FEM simulations, are used to study residual stress releases during machining. Machined plates are repaired with reconstruction plies, and co-bounded in autoclave. The chosen stacking sequence for the repair plate is the same than the initial one, with one ply shifting, in order to improve loading transfers. Tensile coupons are cut from repaired plates and tested under tensile load. Experimental results show that repaired coupons are 70% weaker than healthy ones. Fracture seems to occur in the interface between two 0° plies, for all types of coupons. For this type of repair, comparison between experimental and numerical data permits to obtain a fracture criterion based on an ultimate shear stress in the bounding.

Mots Clés : Réparation, Jet d'eau abrasif, contraintes résiduelles de cuisson.

Keywords : Composite repair, Abrasive Water Jet Machining, residual stresses.

1. Introduction

Avec l'apparition d'avions civils possédant des pièces de grandes dimensions en matériaux composites, la maintenance de structures composites primaires devient un point critique pour les aviateurs. Pour des raisons économiques et techniques, le remplacement de l'ensemble de la pièce endommagée n'est pas envisageable et sa réparation doit être effectuée directement sur avion. Cette réparation doit conduire aux mêmes capacités portantes que la structure saine. De plus, certaines parties aérodynamiques requièrent une réparation quasi-flush qui entraîne des contraintes supplémentaires sur la forme de la réparation.

La recherche de stratégies de réparation par patches composites date des années 1970. Initialement développée pour la réparation de structures métalliques à l'aide de matériaux composites, elle intéresse, depuis plus d'une décennie, la réparation de structures initialement en composites. Deux

types de réparation sont principalement répertoriés. D'une part, on note les réparations « cosmétiques » qui sont les plus faciles à mettre en œuvre et qui ne nécessitent pas de restitution de la capacité portante de la pièce endommagée. D'autre part, on distingue les réparations structurales qui nécessitent une reconstruction de la partie endommagée de manière à récupérer la capacité portante de la structure, mais également une durée de vie de la zone de jonction égale à la durée de vie de l'avion. Dans cette situation l'enlèvement de matière est nécessaire et deux principaux types d'usinage sont employés pour la préparation de la pièce endommagée avant réparation : une réparation en pente (dite scarf) [1-2-3-4], et une réparation en escalier (type step lap). Cependant, la réparation en escalier est délicate à réaliser par usinage conventionnel, notamment sur site, et est assez peu citée dans la littérature scientifique. Les recherches sont pour la plupart orientées sur l'optimisation d'une réparation par Scarf, en travaillant sur la pente de l'usinage, sur le comportement de la colle, ou sur l'optimisation de la forme du patch ou sur son schéma de stratification [2-3] et sur la durée de vie de la réparation [4]. D'autres méthodes sans utilisation de patches de réparation sont également présentes dans la littérature, mais ne permettent pas de retrouver 100% des capacités portantes [5].

Le jet d'eau abrasif permet de réaliser des opérations d'usinage en escalier précis, ce qui ouvre des perspectives nouvelles pour la réparation. Dans ce cadre, l'Institut Clément Ader développe, en association avec la SaRL Composites Expertise et Solutions (CES) et la PME JEDO Technologies, une approche globale de la réparation de structures primaires composites, en exploitant les capacités de l'usinage non débouchant par jet d'eau abrasif (JEA) [6]. Cette technique permet d'assurer un enlèvement de matière comparable à un pelage local pli par pli du stratifié dans une zone donnée même si celle-ci est gauche et relativement souple [7].

L'objet de ce papier est de mener des premiers essais de réparation de structures composites épaisses (5 mm) avec un usinage préalable par JEA, afin d'en démontrer la faisabilité. On choisit de débiter les études par des éprouvettes « élémentaires » de réparation, sollicitées en traction dans la direction de la pente de la réparation, avant de poursuivre les études par des situations plus représentatives de cas industriels.

2. Processus de réparation

2.1 Enlèvement de matière préparatoire à la réparation

L'enlèvement de matière préalable à la réparation est réalisé par Jet d'Eau Abrasif (JEA). Cette technique originale d'enlèvement de matière s'inspire des techniques de découpe classiques par JEA, mais est adaptée, pour permettre l'usinage non débouchant de composites stratifiés [6]. Les principaux paramètres sur lesquels il est possible d'intervenir sont la pression de l'eau, le pourcentage de débit d'abrasif optimal et le type d'abrasif. La vitesse d'avance, paramètre théorique utilisable pour le contrôle de la profondeur usinée, est limitée par les capacités des machines disponibles, dédiées à la découpe. La technique d'usinage de composites par Jet d'Eau Abrasif développée au sein de l'Institut Clément Ader et de la société JEDO Technologies faisant l'objet d'une contribution [7], ne sera pas présentée plus avant.

L'usinage préalable à la réparation employé est un usinage en escalier, de longueur de marche constante (de 7.5 mm). Les plaques mères utilisées sont choisies pour être représentatives des matériaux, épaisseurs et séquences d'empilement rencontrées dans des structures aéronautiques primaires. Elles sont constituées de 20 plis de T700 M21-GC, d'épaisseur moyenne de 0.265 mm. Cela conduit à des plaques mères, après cuisson en autoclave d'une épaisseur d'environ 5,2 mm en moyenne. On choisit une stratification de type aéronautique possédant 50 % de fibres dans la direction à 0°, 40% des plis orientés à $\pm 45^\circ$, et 10% à 90°: [0,45,0,-45,90,0,-45,0,45,0]_s. La précision obtenue par Jet d'Eau Abrasif permet d'enlever la matière pli par pli. C'est ce qui est mis à profit pour disposer d'une épaisseur de marche égale à l'épaisseur d'un pli. La longueur des marches est choisie de manière à obtenir une pente moyenne de la surface usinée correspondant à un ratio de 1/30, soit la valeur préconisée dans l'aéronautique. Ce choix conduit à des marches de

longueur 7.5 mm, pour une profondeur d'environ 250 μm . L'usinage est réalisé par passes successives sur toute la surface de la plaque, de manière à retirer un pli par passe (Fig. 1). Un masque en acier est utilisé pour protéger les surfaces qui ne doivent pas être usinées, notamment de manière à obtenir des bords de géométrie contrôlée.

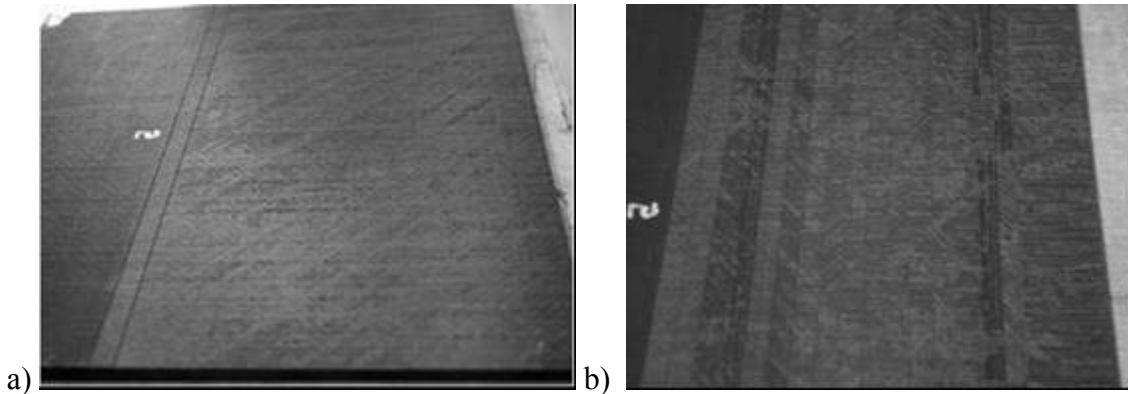


Fig. 1. Plaque-mère 5 à différents stades de l'usinage avec la réalisation : a) de 2 marches et b) de 17 marches.

Deux types d'usinage ont été réalisés : la direction générale de la pente générée par les marches est orientée parallèlement à la direction des fibres à 0° dans un cas (appelée Plaque-Mère 5), et perpendiculairement à la direction des fibres à 0° dans un second cas (appelée Plaque-Mère 7). Ceci permet de tester la qualité de la réparation dans deux cas opposés : celui composé d'un grand nombre de fibres orientées dans la direction de la pente de la réparation, et celui composé d'un grand nombre de fibres orientées perpendiculairement à la direction de la réparation.

L'examen micrographique de tranches découpées le long des plaques usinées met en évidence une précision convenable de la profondeur usinée à chaque passe (Fig. 2), offrant ainsi des perspectives de réparation intéressantes par rapport aux usinages conventionnels de réparation réalisés en pente douce (type scarf) [1-2-3]. On peut noter une rugosité importante des surfaces usinées, créée notamment par la présence de petits bouts de fibres coupées, issues du pli usiné (typiquement, sur des longueurs de 0.5 à 2 mm). Cependant, cette rugosité élevée est perçue comme un atout pour l'obtention d'une accroche suffisante au moment du collage de la réparation.



Fig. 2. Découpes latérales de la plaque après usinage JEA et replacées bout à bout.

2.2 Relâchement des contraintes résiduelles

L'usinage pli par pli des plaques, via le Jet d'Eau Abrasif, entraîne la perte progressive de la symétrie miroir de la plaque mère ($[0,45,0,-45,90,0,-45,0,45,0]_s$). Cette perte de symétrie à chaque phase entraîne donc un relâchement dissymétrique des contraintes résiduelles de cuisson présentes à cœur du matériau, ce qui conduit à un gauchissement des plaques en cours d'usinage. La capacité du JEA à usiner à épaisseur constante [6] permet cependant de conserver la surface usinée à l'interpli à chaque passe, malgré le gauchissement et son évolution au cours de l'usinage.

Afin d'étudier le relâchement de ces contraintes résiduelles, une procédure de mesure géométrique de la plaque usinée via des moyens optiques a été employée pour la plaque-mère 5. Après chaque passe d'usinage, la plaque est présentée devant une paire de caméra CCD afin d'obtenir, par stéréovision, la forme des peaux supérieures et inférieures. Les caméras utilisées sont des RETIGA 1300 (1280 x 1024 px²) équipées d'objectifs TAMRON 28-200. Les positions relatives des caméras sont identifiées par déplacements d'une cible connue dans le champ de vision. Un mouchetis numérique en niveaux de gris, obtenu via un algorithme aléatoire dans le logiciel MatLab, est projeté sur la plaque étudiée via un vidéoprojecteur haute-définition (Fig. 3).



Fig. 3. Mesures géométriques par stéréovision entre chaque phase d'usinage.

L'ensemble des dépouillements est obtenu à l'aide du logiciel commercial de stéréocorrélation d'images numériques Vic-3D. La résolution spatiale utilisée lors de ces essais est d'environ 0.3 mm / px, valeur imposée par les dimensions importantes des plaques usinées (300 x 300 mm). La taille de la ZOI choisie pour les dépouillements géométriques est de 25 px, pour un pas de 12 px. Ceci conduit à des tailles de fenêtres de 7.5 mm, valeur correspondant à la longueur des marches usinées. La qualité des mesures ne permet pas d'obtenir, dans cette configuration, d'informations sur la qualité d'usinage de chacune des marches. Elle produit cependant une forme moyenne de la peau supérieure, et offre des informations sur les amplitudes de déflexions rencontrées.

La forme et les valeurs des déflexions ainsi obtenues lors de chacune des 19 phases de l'usinage (correspondant au retrait des 19 premiers plis) sont très différentes d'une phase à l'autre. Les déflexions maximales varient de ± 0.5 mm à ± 8 mm dans les coins de la plaque (Fig. 4a) suivant la phase d'usinage considérée. Une série de modèles numériques par Eléments Finis est élaborée, afin de modéliser les différents stades de l'usinage, correspondant à l'enlèvement des 19 premiers plis. Les modèles sont constitués d'éléments finis composites volumiques parallélépipédiques à 8 nœuds, issus de la bibliothèque d'éléments proposée par SAMCEF. L'épaisseur de chaque élément est égale à l'épaisseur d'un pli, de manière à représenter aisément le schéma de stratification particulier du problème simulé. Les conditions aux limites consistent au blocage de trois points de la partie épaisse (non usinée) de la plaque de manière à fournir un encastrement isostatique pour laisser la plaque de se déformer librement. Un refroidissement de 150 °C est imposé à l'ensemble de la plaque, de manière à simuler le relâchement des contraintes résiduelles.

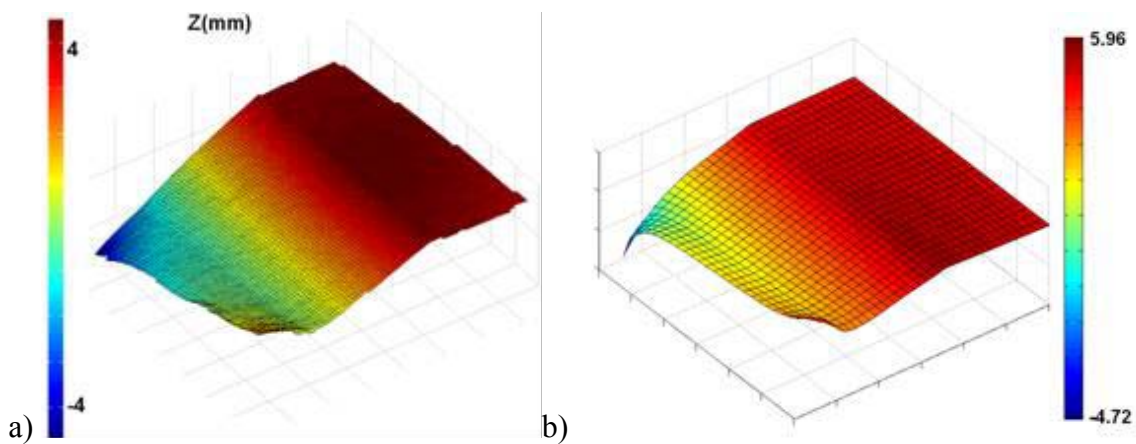


Fig. 4. Comparaison calcul-essais avec : a) géométrie déformée au pas d'usinage n° 16 mesurée par stéréovision (plaque mère 5) et b) géométrie déformée calculée par EF.

L'ensemble des 19 simulations confirment les 19 formes de gauchissement entrevues lors des différentes phases de l'usinage (Fig. 4). Les amplitudes des déplacements obtenues confirment les ordres de grandeur mesurés par stéréovision, mais sont légèrement supérieures dans les résultats de calcul par EF. Cela est notamment dû au fait que la stéréovision ne permet pas d'atteindre le déplacement des points extrêmes, mais ne peut donner l'information qu'à, au mieux, une demi ZOI du bord d'une part, et que d'autre part le calcul EF ignore la valeur réelle de l'épaisseur de chaque pli. Cependant, ces résultats confirment qu'il est aisé de prédire fidèlement les déformations qui apparaissent lors d'un usinage dissymétrique sur une plaque stratifiée initialement symétrique. Il s'agit donc d'un phénomène prévisible, qui pourra être pris en compte lors des démarches d'optimisation de la forme des réparations dans le futur.

2.3 Reconstruction de la matière

Une fois les usinages préalables à la réparation terminés, les plaques sont « réparées » par reconstruction de la matière enlevée à partir de nappes UD du même matériau T700-M21 GC. Pour effectuer cette reconstruction, on choisit de reprendre le schéma de stratification initial de la plaque, mais en le décalant d'un pli de manière à ce que le collage sur chaque marche s'effectue par recouvrement de deux plis de même orientation (Fig. 5).

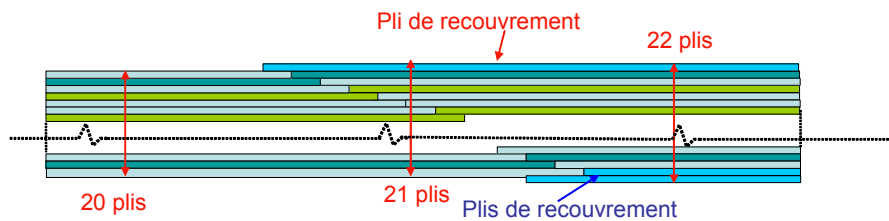


Fig. 5. Stratégie de reconstruction de la matière retirée.

Il s'agit ici, d'une part, d'améliorer la qualité du collage par superposition de fibres toujours parallèles, mais également d'assurer le transfert de charge, notamment entre deux plis à 0° dans la direction de sollicitation, en maximisant la longueur de reprise (Fig. 6a). Le pli manquant, dû au décalage d'un pli, est comblé par interposition d'un pli à 0° supplémentaire. De plus, des plis de recouvrement sont disposés sur chaque face de la plaque, afin d'améliorer la réparation tout en restant quasiment à la même épaisseur. Aucune colle n'a été utilisée lors de ces premiers essais. L'ensemble est placé en autoclave suivant le même cycle que celui utilisé pour la fabrication de la plaque mère initiale. Les plaques obtenues à la fin de ce procédé sont constituées de 20 plis, dans la partie initiale, et de 22 plis dans la partie réparée. De fait elles ne possèdent plus de symétrie miroir sur toute leur longueur.

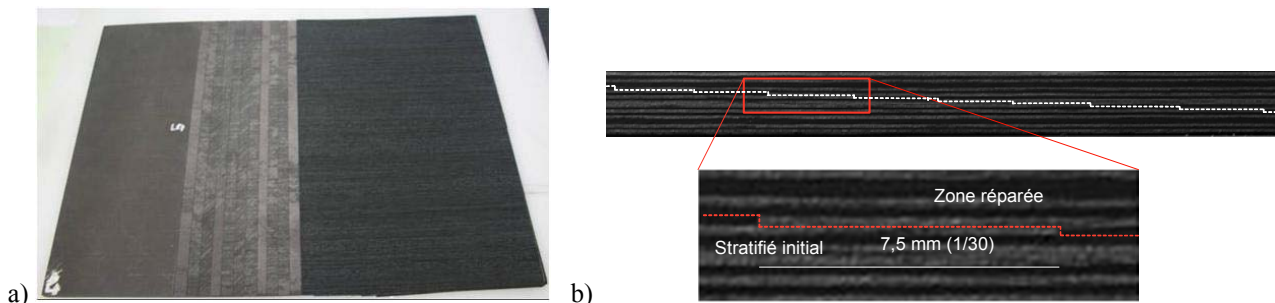


Fig. 6. Vues d'une plaque avant et après réparation avec : a) placement du patch sur la matière retirée et b) micrographie d'une tranche de la plaque après réparation (en pointillés, vue de la zone de jonction).

L'analyse micrographique d'une tranche de plaque réparée démontre une très bonne qualité visuelle de la réparation et notamment l'absence de porosité dans la zone de jonction, témoignage d'un flux correct de résine au cours de la cuisson (Fig. 6b). Malgré la légère dissymétrie du schéma de

stratification des plaques reconstruites, les différentes plaques retrouvent une géométrie plane à la sortie de l'autoclave.

3. Essais de traction

Une fois réparées, les plaques sont découpées en éprouvettes de traction. La longueur de l'éprouvette correspond à la direction de sollicitation. Elle est orientée dans le sens de la pente de la réparation. Deux types d'éprouvettes sont donc créées : des éprouvettes disposant de 50% de plis orientés à 0° par rapport à l'axe de la sollicitation (issues de la plaque-mère N°5) et des éprouvettes avec 50% de plis orientés à 90° par rapport à l'axe de sollicitation, et seulement 10% dans le sens de la sollicitation (issues de la plaque-mère N°7). Des talons en verre de 50 mm sont collés à chaque extrémité. La longueur des éprouvettes ainsi obtenues est de 330 mm, pour une longueur entre mors de 230 mm. La largeur choisie est de 20 mm, principalement pour que l'effort à rupture soit compatible avec les capacités des machines de traction disponibles.

3.1 Résultats expérimentaux

Les deux types d'éprouvettes sont sollicités en traction, avec une vitesse d'éloignement des mors de 2 mm/min. Pour chaque type d'éprouvettes, cinq éprouvettes ont été rompues. Les résultats obtenus sont particulièrement homogènes en termes d'efforts à rupture pour les deux types d'éprouvettes (cf. Tab. 1). Cette homogénéité du comportement s'explique probablement par le fait que toutes les éprouvettes de chaque type ont été découpées dans les mêmes plaques mères. Cette homogénéité se constate pareillement s'agissant des raideurs apparentes, mais également pour les faciès de rupture.

	Plaque-mère 5		Plaque-mère 7	
	Moyenne	Ecart-type	Moyenne	Ecart-type
Effort de traction maximal (N)	68600	2880	27400	400
Contrainte maximale (MPa)	600	11	240	3
Déformation maximale	8810	340	9400	400
Premier endommagement (N)	57400	10600	27400	400
Premier endommagement (MPa)	500	100	240	3

Tab. 1. Résultats des essais de traction.

Pour les éprouvettes ayant 50 % de fibres orientées dans la direction de traction, deux phénomènes sont constatés en cours d'essai : avant d'atteindre l'effort à rupture (à environ 80 % de l'effort maximal constaté), un décollement des plis de recouvrement inférieur apparaît pour une partie des éprouvettes testées (Fig. 7). Ce phénomène est supposé être lié à l'apparition d'un couplage traction/flexion, du fait de la perte de la symétrie miroir au cours de la réparation. Cela entraîne un phénomène d'ouverture de fissure en mode I au niveau de la jonction de ces plis de recouvrement avec le stratifié initial.



Fig. 7. Décollement des plis de recouvrement inférieurs durant un essai de traction.

Concernant la rupture, on constate peu de plis à 0° présentant des ruptures de fibre. La rupture semble avoir été consécutive au décollement des surfaces de collage dans la zone de jonction, sur la majorité de la longueur de toutes les éprouvettes (Fig. 8a). L'hypothèse, à ce stade de l'analyse, est qu'une des marches de jonction entre deux plis orientés à 0° a rompue, chargeant instantanément les jonctions voisines, et entraînant une propagation instantanée de l'endommagement. Lorsque la section résiduelle de l'éprouvette est insuffisante pour supporter la charge, il se produit une rupture des fibres des plis restants. Ces phénomènes se produisent à très grande vitesse, et nulle trace de perte de rigidité n'est relevée sur les courbes efforts/déplacement, ou contrainte/déformation.

Le deuxième type d'éprouvettes testé suit le même schéma de stratification, mais est tourné de 90° par rapport à l'axe de sollicitation. Les éprouvettes ne présentent alors que 10 % de plis orientés dans la direction de traction, soit deux plis. Ici, aucun phénomène particulier n'est constaté avant la rupture. Celle-ci se présente comme une rupture dans l'épaisseur des éprouvettes. Pour toutes les éprouvettes testées, la rupture se situe au droit d'une des deux jonctions entre des plis à 0° par rapport à l'axe de traction. On constate dans tous les cas que la jonction est décollée (Fig. 8b). Les mécanismes de rupture supposés correspondent à la défaillance du collage sur une jonction $0^\circ/0^\circ$, le deuxième pli à 0° situé symétriquement par rapport au plan moyen se trouvant surchargé au droit de la rupture de la jonction. Les fibres du seul pli à 0° encore intègre cèdent, entraînant la rupture finale de l'éprouvette.

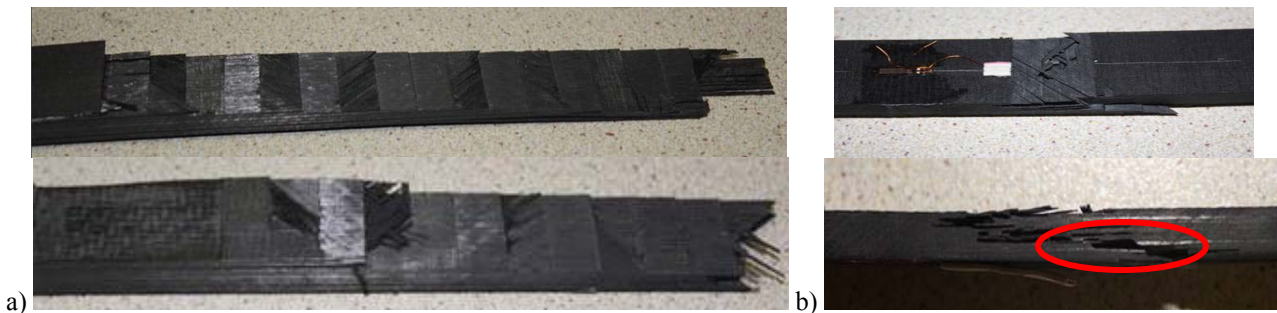


Fig. 8. Vues d'éprouvettes rompues : a) par décollement de toutes les interfaces de collages (Plaque mère N° 5) et b) par décollement d'une interface $0/0$ suivie de la rupture des autres plis (Plaque mère N° 7).

Pour les deux types d'éprouvettes testées, on est donc en présence d'une rupture des surfaces de collage entre les plis orientés dans la direction de la sollicitation. Ceci démontre que la qualité du collage de ce type de recouvrement est pour l'instant insuffisante pour espérer gagner, par ce procédé de réparation, 100 % des capacités portantes du stratifié initial. Les niveaux d'effort à rupture constatés sont en effet d'environ 70% des efforts de rupture obtenus pour des éprouvettes vierges de même type (Plaque mère N°7). Cependant, cette démarche démontre l'intérêt d'une réflexion concernant le transfert des flux d'efforts entre la partie initiale et la partie réparée, et ouvre la voie à une optimisation des différents paramètres (longueurs de marche variables, présence ou non de produits de collage) afin d'améliorer le niveau d'efforts transmissible, et donc la qualité de la réparation.

3.2 Modélisations numériques

Les essais mécaniques de traction sont modélisés à l'aide d'un code de calcul par Eléments Finis (SAMCEF). Les éléments choisis sont des éléments volumiques composites rectangulaires à 8 nœuds. La longueur des éléments est variable, de manière à obtenir un raffinement local dans chaque zone de jonction de la réparation, tout en limitant le nombre de degrés de liberté total (Fig. 9a). L'épaisseur de chaque élément correspond à l'épaisseur moyenne d'un pli. Au niveau de l'extrémité de chacune des marches de réparation, un vide de 0.2 mm de large a été créé, de manière à simuler la présence d'une possible porosité, et à imposer aisément une discontinuité des plis (Fig. 9b). Suite aux constatations expérimentales d'une rupture des éprouvettes par décollement de la surface de jonction, un élément d'interface a été interposé pour toutes les marches

de jonction entre la partie initiale et réparée. Cet élément est considéré comme très fin (0.05 mm) et possède les propriétés mécaniques de la matrice époxy. La présence de cet élément permet notamment d'obtenir aisément les contraintes subies par la surface de collage. Les conditions aux limites imposées aux extrémités sont choisies de manière à correspondre à la cinématique permise par les mors de la machine.

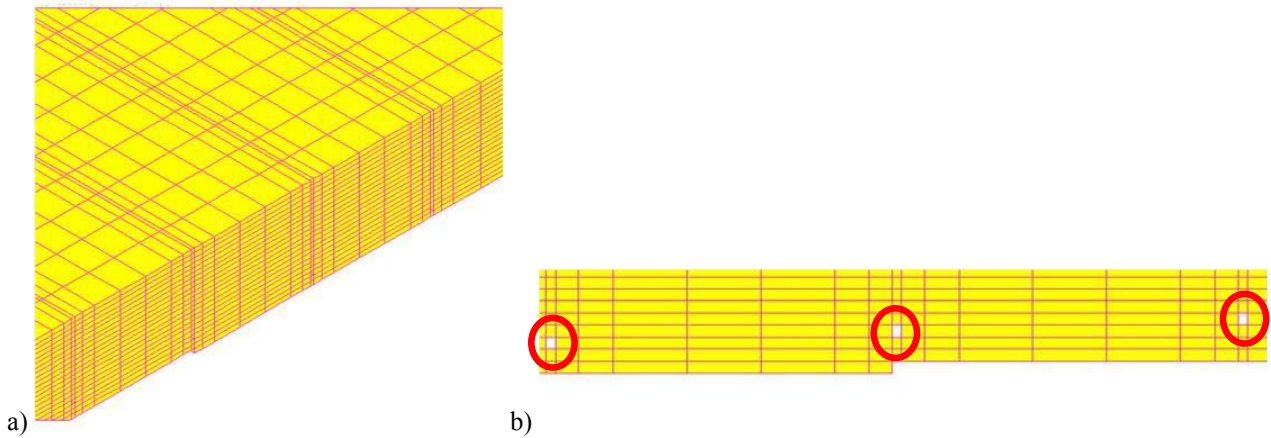


Fig. 9. Vues du maillage avec : a) raffinement local à chaque extrémité de marche et; b) représentation de la présence de porosités par création d'un vide en bout de chaque marche.

Les résultats du modèle EF valident les hypothèses concernant le décollement des plis de recouvrement inférieurs pour les éprouvettes découpées dans la plaque mère N°5, en confirmant la présence d'une flexion relativement importante consécutive à la perte de symétrie miroir des éprouvettes au moment de leur réparation (Fig. 10). Il est ainsi montré que le centre de l'éprouvette se déplace d'un mm dans la direction perpendiculaire au plan principal de l'éprouvette durant l'essai.

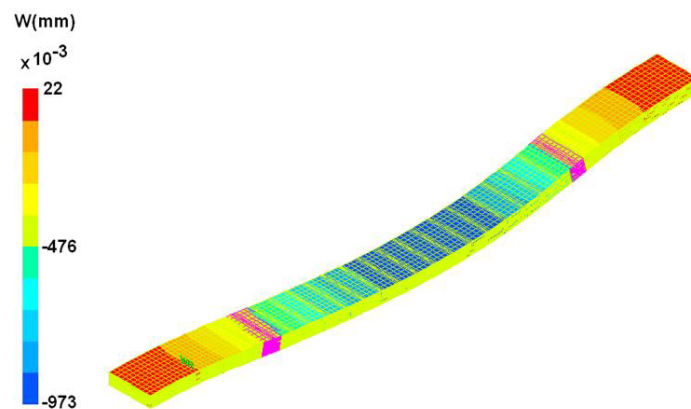


Fig. 10. Illustration des déplacements hors-plan lors des essais de traction sous l'effet du couplage traction/flexion.

L'analyse des champs de contraintes obtenus, quand la charge à rupture est atteinte, permet alors d'identifier les contraintes maximales. A ce stade de l'étude, seul un niveau de contrainte maximale de cisaillement a été identifié. Il apparaît en effet que la contrainte de cisaillement moyenne est maximale sur l'interface 0/0 au niveau de la 8^{ème} et de la 13^{ème} marche pour une valeur moyenne d'environ 25 MPa, avec des valeurs maximales en bord de marche d'environ 100 MPa (Fig. 11-b). Cette valeur moyenne est inférieure aux données fournies par la société Hexcel pour ce type de résine (96 MPa) et confirme la qualité insuffisante du collage. Cependant, cette première valeur identifiée peut alors fournir un critère permettant un travail numérique d'optimisation de la longueur des marches, afin d'augmenter la capacité portante d'une éprouvette réparée suivant le procédé employé.

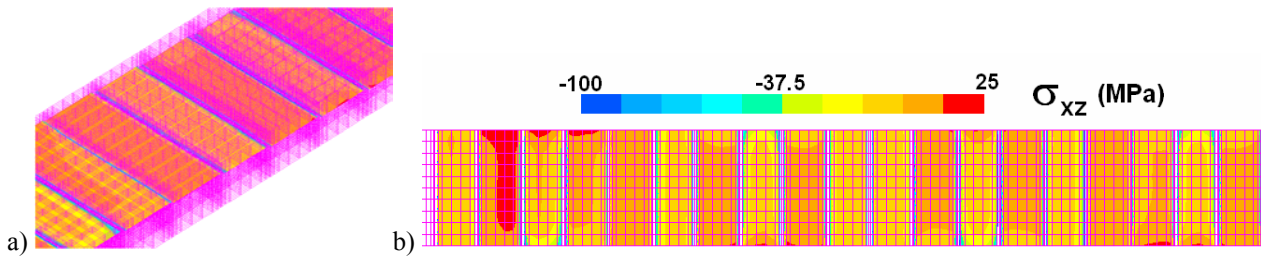


Fig. 11. Vues du calcul EF avec : a) interposition d'un élément d'interface à la jonction et b) contrainte de cisaillement dans les éléments d'interface pour la valeur de l'effort à rupture expérimental.

4. Conclusion

Une procédure originale de réparation de structures composites épaisses, via un usinage de préparation par Jet d'Eau Abrasif, a été mise au point. L'usinage de plaques via des marches régulières démontre la faisabilité de la méthode d'usinage, ainsi que les très bonnes performances du process même dans le cas de surfaces gauches. La perte de la symétrie miroir du matériau au cours de l'usinage entraîne un gauchissement des plaques usinées lié au relâchement des contraintes résiduelles. Une méthode optique de mesure par stéréovision a permis l'étude de ces relâchements, corroborée par des modèles EF en vue de les limiter ou de les prendre en compte au moment de l'optimisation de la forme de la réparation.

Les plaques usinées au jet d'eau abrasif sont ensuite reconstruites par remplacement des plis retirés et décalage de la stratification d'un pli, de manière à restituer le transfert de charges. Des essais de traction sur ces éprouvettes réparées sont alors réalisés, dans la direction de la pente de la réparation. Ces essais démontrent que les efforts à rupture des éprouvettes ne correspondent pas à 100% de la capacité portante initiale, et cèdent par rupture des zones de collage. Cependant, une comparaison essais/calculs fournit une identification de contraintes à rupture des zones de collage.

Ces premiers essais de réparation de structures composites par utilisation préalable de Jet d'Eau Abrasif démontrent la faisabilité d'une telle opération. Les premiers résultats encourageants permettent de fournir des données d'entrée à des méthodes d'optimisation. Il est en effet envisagé d'utiliser ces résultats pour une optimisation numérique de la réparation, notamment avec des longueurs de marche variables suivant l'orientation des plis considérés. De plus, une étude systématique du procédé de réparation (avec ou sans film de colle, influence de la rugosité de la surface usinée, ...) est envisagée pour prolonger cette étude.

Ces essais sur éprouvettes de traction ont été considérés comme des essais préliminaires à l'étude de réparations plus complexes. Ils devront être complétés par d'autres essais de caractérisation classiques sur des éprouvettes « simples » (flexion 4 points, compression, etc.), mais également par des essais mécaniques à des échelles plus importantes sur des réparations fermées. Une étude est en cours, en parallèle de l'étude présentée ici, pour la conception d'une éprouvette de réparation représentative de structures aéronautiques [8].

Remerciements

A partir de 2006 et avec le cofinancement notamment du Conseil Régional Midi Pyrénées et de l'Etat par l'intermédiaire de deux programmes EPICEA (Emergence de Projets Innovants Composite portés par des Entreprises Aéronautiques) : UJEC (Usinage Jet d'Eau des Composites) et PROMAJEC (PROTOTYPE de MACHINE JET d'eau abrasif pour l'usinage de pièces Composites structurales), un partenariat très actif Industrie/Recherche s'est développé entre la PME JEDO Technologies et l'équipe de recherche MSC-MaPP de l'ICA, complété par la suite par l'arrivée d'experts travaillant au sein de la SaRL Composites Expertise & Solutions.

Références

- [1] B. WHITTINGHAM, A.A. BAKER, A. HARMAN, D. BITTON, « Micrographic studies on adhesively bonded scarf repairs to thick composite aircraft structure ». *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 40, Issue 9, pp. 1419-1432, 2009.
- [2] C.H. WANG, A.J. GUNNION, « Optimum shapes of scarf repairs ». *Composites: Part A: Applied Science and Manufacturing*, Vol. 40, pp.1407–1418, 2009.
- [3] A.B. HARMAN, C.H. WANG, « Improved design methods for scarf repairs to highly strained composite aircraft structure », *Composite Structures*, Vol. 75, pp. 132–144, 2006.
- [4] X. LIU, G. WANG, « Progressive failure analysis of bonded composite repairs ». *Composite Structures*, Vol. 81, pp. 331–340, 2007.
- [5] M. HAUTIER, « Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique ». *Thèse de l'université Paul Sabatier Toulouse III*, 2010.
- [6] F. CENAC. « Etude de l'usinage non débouchant par Jet d'eau Abrasif de composites ». *Thèse de l'université Paul Sabatier Toulouse III*, 2011.
- [7] F. CENAC, F. COLLOMBET, R. ZITOUNE, M. DELERIS, « Usinage des Composites par Jet d'eau Abrasif », *Actes des 17^{ème} Journées Nationales sur les Composites*, Poitiers, France, juin 2011.
- [8] F. COLLOMBET, Y-H GRUNEVALD, R. ZITOUNE, M. MULLE, « Economical value added of Multi Instrumented Technological Evaluators for the development of composite civil aircraft ». *Actes des 16^{ème} Journées Nationales sur les Composites*, Toulouse, France, juin 2009.