



**HAL**  
open science

## Réparation des composites par infiltration de résine = Investigation of a composite repair method by liquid resin infiltration

Mathieu Hautier, David Lévêque, Cédric Huchette, Philippe Olivier

► **To cite this version:**

Mathieu Hautier, David Lévêque, Cédric Huchette, Philippe Olivier. Réparation des composites par infiltration de résine = Investigation of a composite repair method by liquid resin infiltration. JNC 16, Jun 2009, Toulouse, France. 10 p. hal-00389232

**HAL Id: hal-00389232**

**<https://hal.science/hal-00389232>**

Submitted on 11 Jun 2009

**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.

# Réparation des composites par infiltration de résine

## *Investigation of a composite repair method by liquid resin infiltration*

Hautier Mathieu<sup>1</sup>, Lévêque David<sup>1</sup>, Huchette Cédric<sup>1</sup> et Olivier Philippe<sup>2</sup>

1 : Département Matériaux et Structures Composites  
Onera – F – 92322 Châtillon  
e-mail : [mhautier@onera.fr](mailto:mhautier@onera.fr), [david.leveque@onera.fr](mailto:david.leveque@onera.fr) et [cedric.huchette@onera.fr](mailto:cedric.huchette@onera.fr)

2 : IGM-LGMT Dépt.GMP, 133C av. de Ranguueil, B.P. 67701  
Université de Toulouse, UPS,IUT P. Sabatier – F - 31077 Toulouse CEDEX 4  
e-mail : [philippe.olivier@iut-tlse3.fr](mailto:philippe.olivier@iut-tlse3.fr)

### Résumé

Les matériaux composites ont des performances spécifiques exceptionnelles mais restent néanmoins sensibles aux sollicitations d'impact. Les solutions de réparation actuelles sont souvent coûteuses et excessives par rapport aux dommages les plus rencontrés que sont les dommages d'impact faible énergie. Dans cette étude, nous présentons un procédé de réparation original basé sur l'infiltration de résine dans le réseau de fissures créées par impact. Un modèle analytique a été développé et permet de s'assurer une bonne combinaison physico-chimique de la résine de réparation avec le matériau à réparer. Des essais mécaniques ont par ailleurs été réalisés sur des panneaux réparés afin de démontrer les capacités du procédé de réparation. L'essai de compression après impact a été sélectionné car il est largement utilisé industriellement et c'est un des essais les plus discriminants pour les structures composites. Afin de comprendre les mécanismes de ruine de la réparation, des essais complémentaires issus de la mécanique de la rupture ont été réalisés. Aujourd'hui les résultats sur structure réparée sont de très corrects contrairement aux essais élémentaires dont la qualité semble dépendre grandement de la ténacité des résines de réparation injectées.

### Abstract

Nowadays airlines are bidding on composite materials for their high specific mechanical performances even if those materials are known for being impact-sensitive. The existing repair solutions are usually expensive in time and well trained work force, and are immoderate regarding the most common damage found in aeronautics: low energy impact. In this study we present an original repair process based on liquid resin infiltration in the crack net generated by an impact. An analytical model has been developed in order to ensure that the repair resin can propagate in such small crack nets. Mechanical testing has been realized on repaired panels in order to demonstrate the capabilities of the repair process. CAI was chosen upon several structural tests because it is widely used at industrial scale and because this test is particularly discriminating for composites. Complementary fracture mechanical tests were also realized for understanding purpose. Unfortunately structural testing gives very good results for this kind of repair whereas for the elementary tests the quality of the repair seemed to be completely limited by the toughness of the repair resin. Further numerical investigation must be done in order to understand the solicitation of the repaired interface in structural tests.

**Mots Clés** : Réparation des composites, infiltration de résine, dommage d'impact, délaminage, fissuration.

**Keywords** : Composite Repair, Liquid Resin Infusion, Impact Damage, Delamination, Crack.

## 1 Introduction

Bien que les composites soient de plus en plus employés notamment dans le domaine aéronautique, l'ensemble des fabricants et utilisateurs de composite sont d'accord sur la sensibilité à l'impact de ces matériaux. [1]. L'origine des dommages peut être de nature très variée (impact de grêle, chute d'outils, choc entre deux panneaux lors de l'assemblage, foudre,...) mais l'origine principale reste liée à un impact. Il est important de préciser, que ce type de sollicitation peut se produire dès la phase de fabrication, pendant les phases d'assemblages et pendant la vie en série du produit composite. Le dimensionnement des pièces composites permet de tenir compte des chargements statiques et en fatigue contrairement aux chargements accidentels qui sont difficiles à prédire. Afin de pallier ce problème, on assiste aujourd'hui à

un développement de matériaux particulièrement tenaces pour répondre notamment à ces cas de chargements.

En aéronautique, Airbus et Boeing [2-3] estiment que les dommages d'impact faible énergie sont les plus fréquents (exemple d'endommagement faible énergie en Fig. 1). Les délaminages et fissures transverses forment un réseau contigu de fissures qui s'organisent de façon conique en double hélice allant du côté impacté au côté opposé. Un des grands enjeux des industriels est la détection de ces dommages car l'endommagement par impact est en général peu visible en surface, mais ses effets au sein du matériau sont souvent très étendus. Cet endommagement présente de plus la particularité d'avoir une rupture de fibres très limitée.

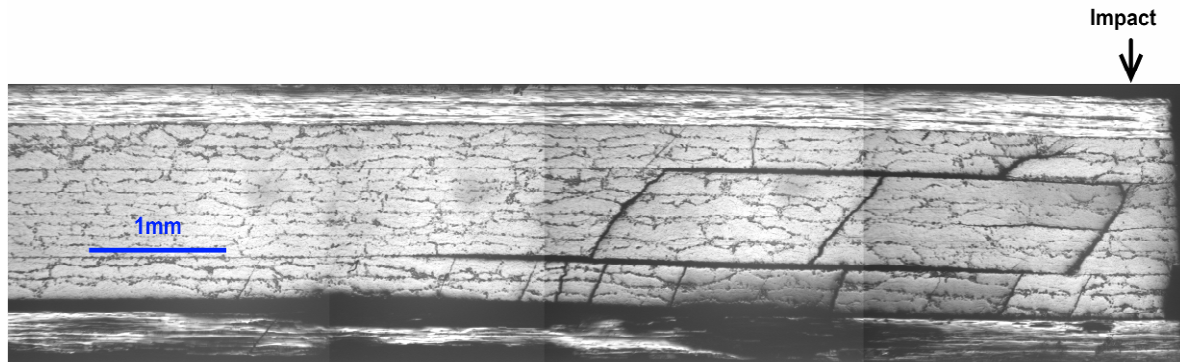


Fig. 1. Coupe micrographique d'un dommage d'impact avec délaminages et fissures transverses dans un stratifié carbone/époxy d'empilement  $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ .

Les réparations des structures composites telles qu'elles sont décrites dans les guides de maintenance des constructeurs aéronautiques (SRM) font essentiellement référence aux réparations par patchs. Cependant, le patch reste une technique coûteuse en temps et en matériel, requiert une main d'œuvre hautement qualifiée et peut paraître excessif pour certains dommages d'impact faible énergie. L'alternative proposée dans cette étude est basée sur l'infiltration de résine directement dans le dommage d'impact ou dans les délaminages. Des études similaires ont été menées au début des années 90 [4] et ont montré que cette méthode permettait la stabilisation et/ou la réparation partielle des délaminages.

Afin de prouver la validité de cette méthode de réparation, plusieurs étapes essentielles ont été réalisées : (i) identification du dommage d'impact, (ii) mise au point de la méthode de réparation, (iii) tests mécaniques de la réparation.

## 2 La réparation des composites

Les composites modernes (carbone/époxy) employés depuis plus de 40 ans ont fait l'objet dès leur mise en service de développement sur des méthodes de réparation [5]. Historiquement, les matériaux dans l'aéronautique étant majoritairement métalliques, les méthodes de réparation composites s'inspirèrent des réparations sur structures métalliques. C'est pourquoi la réparation par patch est la méthode de réparation la plus utilisée aujourd'hui quelle que soit l'application (métallique/métallique, composite/métallique, métallique/composite ou composite/composite). La liaison mécanique pièce/patch peut être boulonnée, rivetée ou collée [6]. Dans ce contexte, on comprend aisément que les réparations actuelles ne sont pas optimisées pour les composites même si des travaux adaptent cette technique aux composites [7]. Il paraît excessif de devoir carotter et donc couper des fibres saines dans une structure présentant peu de rupture de fibres pour apposer un patch de substitution. Afin de restituer une bonne tenue mécanique, ces patchs représentent un travail important en terme de préparation (notamment en temps d'immobilisation) et les opérateurs doivent être hautement qualifiés pour réaliser cette réparation.

### 2.1 La réparation par infiltration de résine

La méthode proposée dans cette étude est basée sur l'infiltration de résine. Le principe de cette méthode est basée sur les travaux de Russell [4] et est présentée à la Fig. 2. L'objectif de cette réparation est de répandre la résine dans le réseau de fissure à partir de la face impactée de la pièce jusqu'à sa face opposée. Notons que l'utilisation de ce réseau de fissures limite cette réparation à ce type de dommage. Contrairement à la réparation par patch, la réparation se focalise uniquement sur l'endommagement matriciel (pas ou peu de rupture de fibres). De plus, cette réparation propose de simplifier tant le procédé que le matériel utilisé pour sa mise en oeuvre.

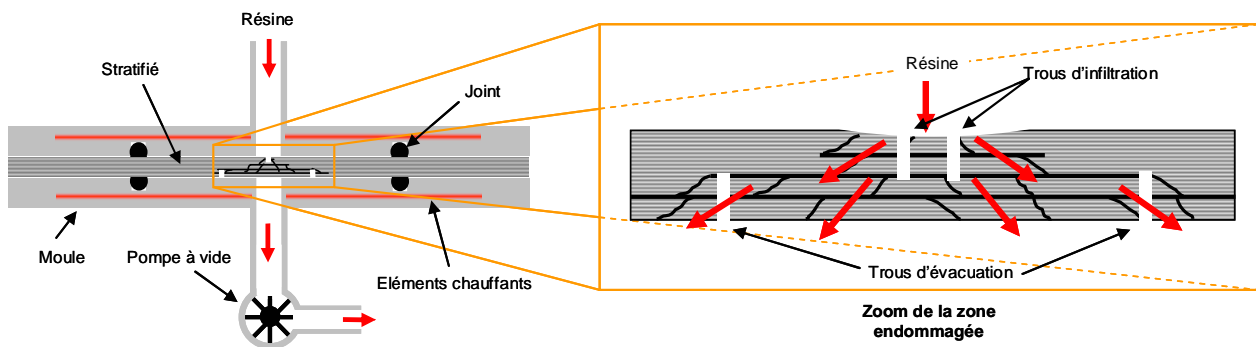


Fig. 2. Schéma de principe de la méthode de réparation par infiltration de résine dans le réseau de fissures

Ce procédé de réparation se décompose en plusieurs étapes : i) Préparation de la pièce endommagée et du matériel de réparation ; ii) Préchauffage de l'ensemble ; iii) Mise sous vide des composants ; iv) Infiltration de la résine dans la pièce à réparée ; v) Cuisson de la résine de réparation ; vi) Traitement de surface final.

La préparation de la pièce à réparer reste standard puisqu'il s'agit de nettoyer la surface de la pièce et de déterminer l'étendue de la zone délaminée. Durant cette phase, une opération supplémentaire demeure essentielle et est assez délicate. Un multi forage de la pièce est nécessaire afin de permettre l'infiltration et l'évacuation de la résine. La taille de ces trous est millimétrique et ils ne doivent en aucun cas traverser entièrement la pièce à réparer. L'objectif est d'atteindre les premiers délaminages puisque les fissures transverses débouchent rarement sur la face impactée.

La réparation étant prévue pour être possible pour des empilements différents, le nombre de trous est donné par la stratification, et la distance entre la couronne d'infiltration et la couronne d'évacuation est donnée par l'étendue des délaminages. Une étude plus approfondie des paramètres physico-chimiques a été réalisée et est présentée ci-dessous afin de garantir la qualité de pénétration de la résine. Bien que le préchauffage soit optionnel puisqu'il dépend de la résine de réparation, l'étape de mise sous vide est primordiale et nécessite un soin particulier. C'est grâce à la dépression présente dans les fissures qu'une pénétration correcte de la résine peut être obtenue. Ainsi, le vide doit être le meilleur possible. De plus, notons que l'aspiration de l'air du délaminage lors de la mise sous vide, combinée à la chauffe de l'ensemble des composant permet d'évacuer un certain nombre de polluants (eau, acétone,...) utilisés au cours de la phase de préparation, qui pourraient altérer la qualité de la réparation. L'influence d'une pression d'injection a également été étudiée.

## 2.2 Recherche des propriétés physico-chimiques de la résine d'infiltration

Pour cette étude, le matériau sélectionné pour les pièces à réparer est le T700GC/M21. C'est un matériau carbone/époxy présent sur de récentes structures aéronautiques comme l'A380. Il est constitué de fibres à haute résistance et d'une résine de 3<sup>ième</sup> génération particulièrement tenace et rendant ce matériau plus résistant à l'impact.

Afin de garantir la réparation du dommage d'impact par infiltration, il est nécessaire de prouver la capacité de la résine à migrer dans un milieu aussi étroit que sont les fissures transverses et les délaminages. La recherche d'une résine adaptée à la réparation par infiltration est en phase avec les récents développements de résine RTM (Resin Transfer Moulding). En effet, ces résines sont développées pour avoir une viscosité faible et de bonnes propriétés mécaniques. Pour le choix de la résine de notre étude, une importance particulière a été portée sur la ténacité des résines, nous conduisant à un choix portant sur la RTM6 dont les propriétés sont données au Tab. 1.

Matériau	Viscosité minimale (résine)	Ténacité (J/m <sup>2</sup> )	
		Mode I	Mode II
T700GC/M21 (stratifié UD)	10 Pa.s	350 [8]	1200-1500 [8]
RTM6 (résine)	50 mPa.s	168	-
T700GC/RTM6 (stratifié UD)	50 mPa.s	-	1000 [9]

Tab. 1. Propriétés des matériaux utilisés

Afin de simuler la pénétration de la résine dans le réseau de fissure, un model analytique a été utilisé. Des coupes micrographiques ont permis de valider les hypothèses simplificatrices de la géométrie

des dommages rencontrés. Les délaminages qui représentent les plus grands volumes à combler pendant la réparation, ont été considérés en deux dimensions, comme triangulaires avec une épaisseur maximale de 20µm et une longueur, L, de 20mm.

Nous avons tout d'abord évalué le temps d'infiltration pour s'assurer que les propriétés de la résine injectée (viscosité) étaient stables pendant le procédé de réparation. Grâce à la loi de Darcy, nous avons déduit le temps d'infiltration,  $t$ , défini comme :

$$t = \int_0^L \frac{2 \cdot \eta \cdot x}{K(x) \cdot \Delta P} dx \quad (\text{eq. 1})$$

Avec  $\eta$ , la viscosité de la résine,  $K$ , la perméabilité du milieu et  $\Delta P$ , la différence de pression entre la pression d'injection et la pression de la zone non injectée. La perméabilité est approchée par :

$$K = \frac{h^2(x)}{12} \quad (\text{eq. 2})$$

qui est la perméabilité entre deux plans séparé d'une hauteur  $h$ .

De part la très faible viscosité de la RTM6,  $\eta = 50\text{mPa.s}$ , le temps d'infiltration estimé de la fissure est inférieur à 10 secondes. Avec un model plus complexe prenant en compte les irrégularités géométriques et la variation de pression par exemple, le temps obtenu resterait très inférieur au temps de viscosité minimum de la résine (de l'ordre de 10min).

L'influence du régime transitoire étant négligeable, la deuxième étape de la simulation consiste à savoir si le front de résine parvient jusqu'à la pointe du délaminage. Pour cela nous écrivons le bilan des forces s'exerçants sur le front de résine, ce qui est équivalent à faire le bilan des pressions :

$$P_I + P_C = P_R \quad (\text{eq. 3})$$

Où  $P_I$  est la pression d'injection,  $P_R$  la pression résiduelle dans la zone non injectée, et  $P_C$  la pression capillaire définie par :

$$P_C = \gamma \left( \frac{2 \cos \theta}{h(x)} + \frac{1}{x} \right) \quad (\text{eq. 4})$$

Avec  $\gamma$  est la tension de surface de la résine sur la surface du délaminage et  $\theta$  l'angle de contact entre ces deux mêmes matériaux. On voit apparaître dans cette formule des paramètres propres aux matériaux employés et dont l'influence peut être décisive sur la qualité d'infiltration. Afin de pouvoir conclure sur la qualité des matériaux choisis pour cette étude, la tension de surface et l'angle de contact ont été mesurés expérimentalement dans des conditions les plus proches possible du contexte de réparation, à savoir une température d'infiltration de 120°C sur une surface ouverte par délaminage. Les valeurs mesurées (32J/m<sup>2</sup> pour la tension de surface et 45° pour l'angle de contact) sont proches de celles rapportées dans la littérature.

Finalement, grâce au modèle et aux données expérimentales, nous avons pu déduire un taux de pénétration de résine de 99% sans pression d'injection. Cela nous laisse penser que les conditions sont favorables pour une bonne pénétration de la résine dans le réseau de fissures.

### 3 Caractérisation mécanique de la réparation

Afin de démontrer la qualité de la réparation, la réalisation d'essais mécaniques est essentielle. Les essais structuraux pratiqués sur des éprouvettes de grandes dimensions ou sur des assemblages, sont les tests les plus pertinents pour juger la qualité d'une réparation. Pour les besoins de cette étude, l'essai de Compression Après Impact (CAI) a été retenu car il est l'un des plus employés et des plus discriminants pour les matériaux composites sujets au délaminage. Afin de comprendre le comportement de l'interface réparée « seule », des essais de mécaniques de la rupture ont été réalisés et sont également présentés ci-dessous.

#### 3.1 La Compression Après Impact (CAI)

La géométrie des éprouvettes et la procédure d'essai sont données par les normes ASTM D7136 et ASTM D7137. L'empilement quasi-isotrope choisi pour cette étude est :  $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ . L'indentation quasi-

statique a été préférée comme mode d'endommagement à l'impact pour des questions de reproductibilité. Un flasque avec une ouverture de 50mm de diamètre a été utilisé pour limiter le dommage à une zone précise dans le but de pouvoir comparer ensuite la tenue en compression et limiter la dispersion des résultats. Des inspections ultrasonores ont été réalisées sur toutes les éprouvettes endommagées. Ces mêmes inspections et des coupes micrographiques montrent une similarité entre l'endommagement quasi-statique et l'impact faible énergie (Fig. 3), non seulement par la forme générale des délaminages que par le taux de fissuration transverse; L'essai d'impact est ici réalisé sans flasque.

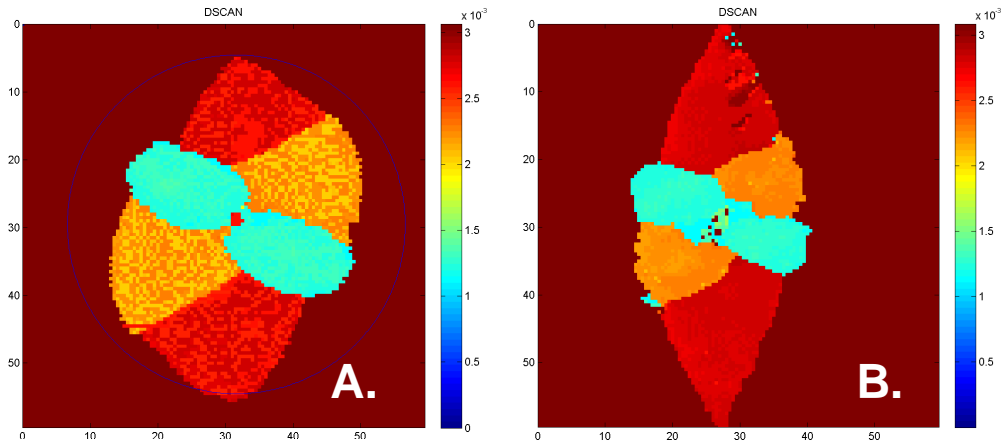


Fig. 3. Images issue du contrôle ultrasonore d'un stratifié  $[0_2/+60_2/-60_2]_s$  endommagé par :  
A. indentation quasi-statique avec en bleu la représentation des flasques de maintien ;  
B. Impact faible énergie sans flasques (16 Joules)

La Compression Après Impact (CAI) a été développée par Boeing et est aujourd'hui considérée comme un des essais de qualification les plus discriminants pour les matériaux composites. En outre, cet essai est particulièrement adapté à l'évaluation de notre réparation car il permet de tester à la fois des éprouvettes saines, endommagées (par impact), ou bien réparées. Les conditions aux limites des éprouvettes sont complexes et représentent les conditions de rigidification données par des raidisseurs dans une structure aéronautique réelle.

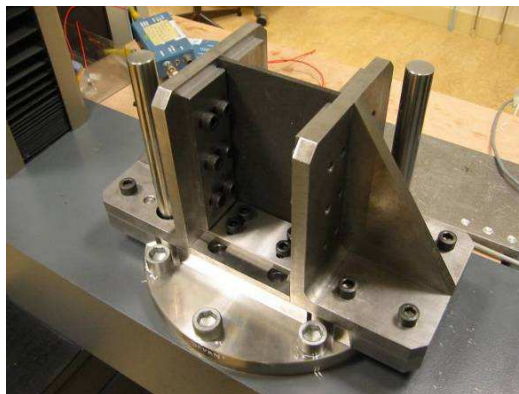


Fig. 4. Montage expérimental de compression après impact

Afin de suivre l'endommagement et les flambements éventuels des éprouvettes au cours du chargement en compression, de la corrélation d'images 3D a été utilisée. Malgré les guides anti-flambement, un flambement global a été observé sur les éprouvettes saines et les éprouvettes réparées contrairement aux éprouvettes endommagées qui ont présentées des comportements plus hétérogènes avec des flambements locaux au niveau des dommages initiaux. Aucune différence significative de raideur n'a pu être constatée sur les différentes éprouvettes. En revanche la contrainte à rupture des différents groupes d'éprouvettes (Fig. 5) montrent que les éprouvettes réparées semblent avoir retrouvées une grande partie de leur propriété à rupture avec des moyennes à plus de 94%.

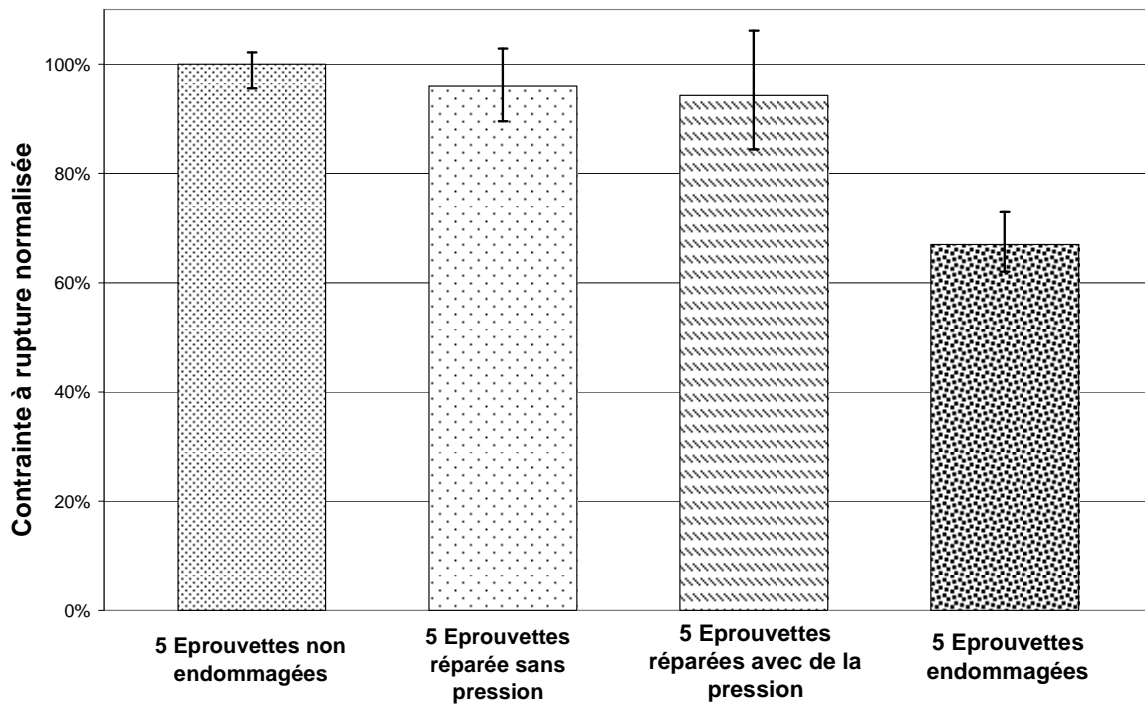


Fig. 5. Résultats de CAI sur des éprouvettes saines, réparées et endommagées. La barre d'erreur représente les valeurs min et max obtenues.

L'influence de la pression d'injection sur la qualité de la réparation a également été testée. D'après la simulation de l'écoulement avec le modèle analytique, la pression d'injection permet de gagner du temps d'infiltration mais influence très peu la qualité de l'infiltration. De premiers résultats d'inspection ultrasonore ont montrés que des zones initialement délaminées n'étaient pas aussi bien remplies que ce que nous souhaitions. Des coupes micrographiques ont permis de comprendre la faible "qualité", d'un point de vue ultrasonore, de l'infiltration sans pression : des porosités sont ainsi observées dans la résine de réparation (Fig. 6).

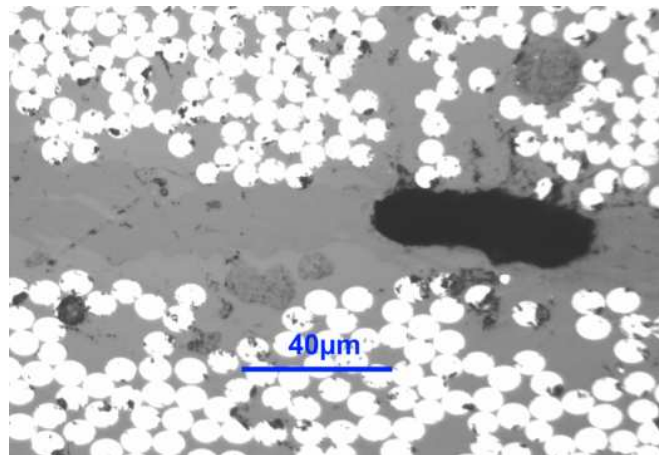


Fig. 6 Coupe micrographique d'une interface réparée sans pression avec une porosité

Finalement, l'effet de ces porosités est très faible car la différence de contrainte à rupture sur l'essai de compression ne permet pas de dégager une réelle différence entre la méthode avec pression d'injection et la méthode sans, compte tenu de la dispersion obtenue sur de tels essais.

### 3.2 Tests élémentaires

Comme il n'était pas possible d'utiliser une résine ayant à la fois une viscosité adaptée au procédé de réparation et ayant une ténacité aussi importante que le matériau d'origine (Tab. 1), il est surprenant que les essais de CAI donnent malgré tout de bons résultats. Nous avons donc souhaité réaliser des essais complémentaires de mécaniques de la rupture qui solliciteraient plus particulièrement l'interface

réparée afin de comprendre son comportement. Des essais de « Double Cantilever Beam » (DCB) et de « End Notched Fixture » (ENF) ont été retenus de [10] pour caractériser la réparation de manière élémentaire en décomposant la sollicitation en mode I et mode II (Fig. 7).

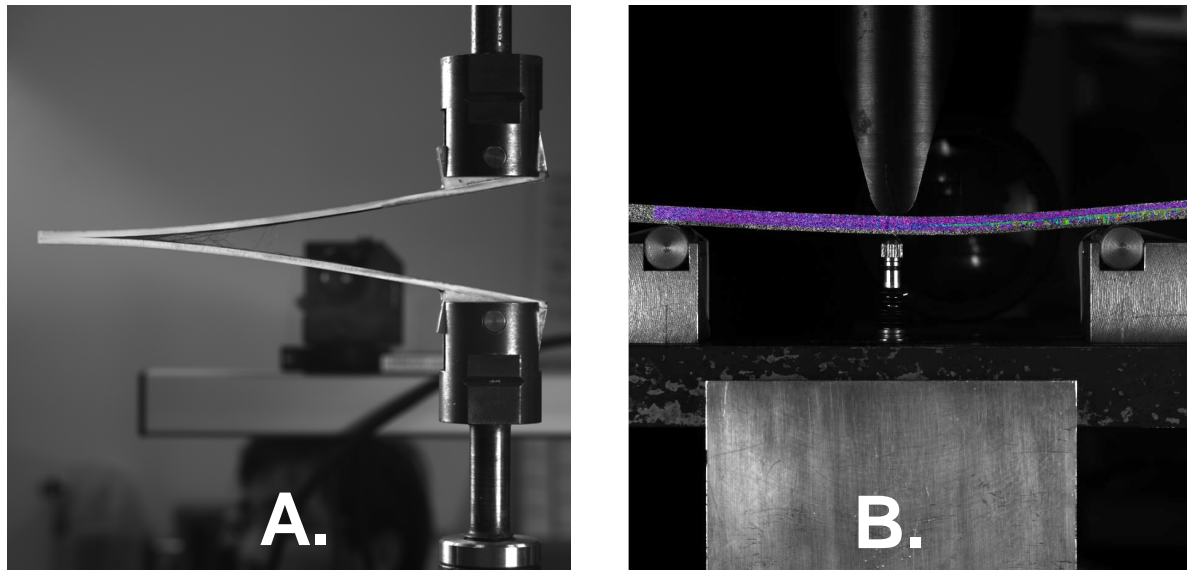


Fig. 7. Montage expérimentaux de : A. Essai Double Cantilever Beam (DCB) ; B. Essai End Notched Fixture (ENF)

Même si la réalisation mécanique de tels essais est "simple" et "maîtrisée", la mise en oeuvre d'une interface réparée est beaucoup plus complexe. En effet, la géométrie très élancée des éprouvettes et la faible viscosité de la résine de réparation ne permet pas le collage simple sans porosités sur toute l'interface. L'objectif étant de réparer une interface délaminée, nous avons réalisé des panneaux de stratifié d'UD en T700GC/M21 que nous avons entièrement ouverts en mode I et réparés avec la résine RTM6. Les éprouvettes ont ensuite été découpées dans ces panneaux. L'objectif de cette démarche était de produire des valeurs de références d'une interface réparée qui serai idéalement atteinte avec une réparation parfaite.

### 3.2.1 DCB : essai de ténacité en mode I

Comme cela est reporté dans la littérature [11], les réponses des éprouvettes sollicitées suivent des courbes-R. Cela est dû à la formation de pont de fibres entre les deux lèvres de la fissure qui augmentent artificiellement la force nécessaire à propager la fissure. Les valeurs obtenues pour le matériau T700GC/M21 sont en accord avec ce qui peut être trouvé dans la littérature [8].

Dans les éprouvettes représentant la réparation, tous les ponts de fibres dus au mauvais alignement des fibres dans l'épaisseur ont été cassés au cours du processus de réparation. Le taux de restitution d'énergie résultant est ainsi relativement constant au cours de l'essai (Fig. 8). On peut cependant observer qu'avec la résine de réparation RTM6, nous n'arrivons pas à restituer les propriétés initiales du composite sain en T700GC/M21 (210J/m<sup>2</sup> pour les éprouvettes réparées contre 350J/m<sup>2</sup> pour les éprouvettes saines en valeur d'amorçage). La valeur obtenue pour ces éprouvettes réparées semble être liée au taux de restitution d'énergie de la résine de réparation seule (Tab. 1). Si l'on souhaite augmenter la qualité de la réparation sous sollicitation de mode I, l'utilisation d'une résine avec une meilleure ténacité en mode I serait sans doute plus appropriée.



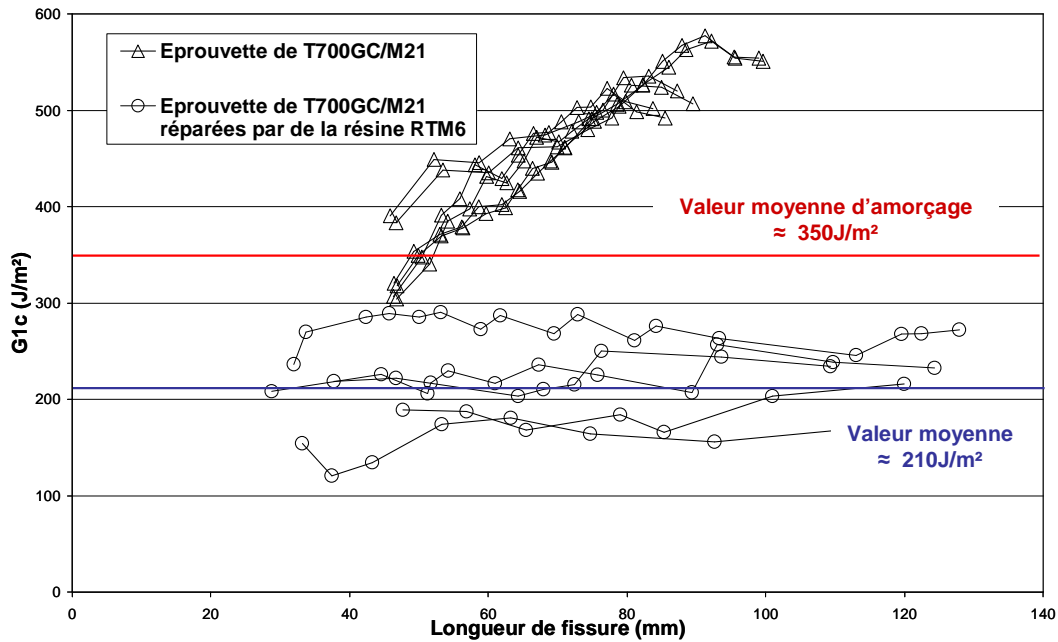


Fig. 8. Résultats expérimentaux de l'essai DCB sur éprouvettes saines en T700GC/M21 et éprouvettes réparées par la résine RTM6

### 3.2.2 ENF : essai de ténacité en mode II

Il existe de multiples essais en mode II mais aucun d'entre eux n'est encore normalisé. Nous avons choisi les essais de type ENF car ils sont simples à mettre en œuvre et les résultats sont assez stables. Cet essai est basé sur une flexion 3 points sur une éprouvette contenant une fissure. La propagation de la fissuration n'est stable que sous certaines conditions : le pilotage de la machine doit être en déplacement et la pointe de la fissure doit se trouver entre 70% et 100% de la longueur entre appuis [10]. Afin d'avoir des valeurs les plus stables possibles, à chaque mesure, la pointe de fissure a été replacée à 70% de la longueur entre appuis en déplaçant l'éprouvette. Cela a permis de faire une vingtaine de mesures par éprouvette sans que la pointe de fissure n'atteigne jamais la zone sous le poinçon (100% de la longueur entre appuis).

Comme pour l'essai DCB, les éprouvettes réparées n'atteignent jamais des valeurs de  $G_{IIc}$  du composite T700GC/M21, mais sont comparables à celle de la matrice de réparation Tab. 1, qui donne des valeurs pour un composite T700/RTM6.

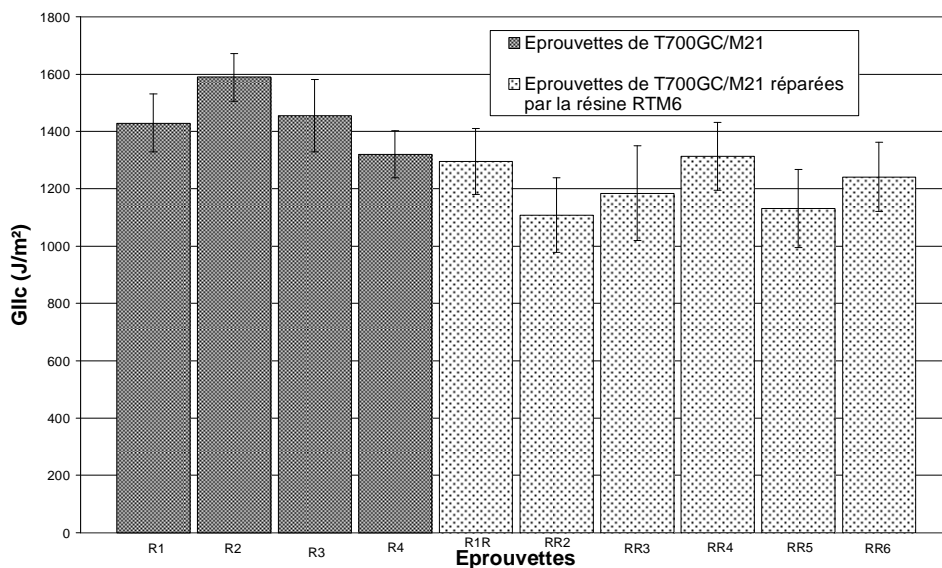


Fig. 9. Résultats expérimentaux de l'essai ENF sur éprouvettes saines en T700GC/M21 et éprouvettes réparées par la résine RTM6

### 3.2.3 Conclusion sur les essais élémentaires

Que ce soit pour les essais en mode I ou en mode II, les résultats obtenus ont montrés que la réparation avec la résine proposée ne permettait pas de remonter aux propriétés du matériau d'origine. En revanche, les propriétés intrinsèques de la résine de réparation sont atteintes dans les deux cas. Ces résultats sont très encourageants car des résines pour les procédés d'infusion et RTM, possédant des ténacités très supérieures, sont aujourd'hui en cours de certification. On peut donc imaginer dans un futur proche que la réparation sous des chargements proches de ceux testés ici donnera de bien meilleurs résultats.

Notons tout de même que la force de cohésion de la matrice était dans notre cas plus faible que sa force d'adhésion sur la résine d'origine. Au vu de la structure chimique des époxy, il est probable que cette limite d'adhésion soit un obstacle à l'augmentation des ténacités des réparations surtout avec ces nouveaux matériaux de plus en plus résistants à l'impact.

## 4 Remarques et conclusions

Les réparations utilisées actuellement ne présentent pas de réelle spécificité vis-à-vis des composites et sont démesurées lorsqu'il s'agit de réparer un dommage d'impact faible énergie. La solution proposée dans cette étude se focalise sur ce type de dommage très fréquent. Le matériau à réparer choisi pour cette étude étant particulièrement résistant à l'impact, les résines disponibles et compatibles avec le processus de réparation, n'ont pas permis de restituer la ténacité du matériau d'origine. Cette limitation n'est pas en soit une limite de la méthode de réparation car le développement de nouvelles résines permet de penser qu'il sera possible d'obtenir des résines à la fois tenace et suffisamment fluide pour satisfaire les exigences du procédé de réparation.

En outre, de très bons résultats ont été obtenus sur les essais de CAI avec la restitution de plus de 90% des propriétés à rupture et aucun changement de raideur par rapport au comportement d'éprouvettes saines. Cela prouve que même si la réparation consiste essentiellement à "recoller" des délaminages et des fissures, la ténacité de la résine de réparation n'est manifestement pas le seul critère pour juger de la qualité d'une réparation. D'autres essais « structuraux » doivent maintenant être réalisés afin d'évaluer complètement cette nouvelle méthode de réparation.

Suite à cette étude, des développements numériques doivent être menés sur plusieurs points. La non nocivité des trous d'infiltrations doit être démontrée et l'association numérique/expérimentale semble être indispensable à ce niveau. La description numérique de la réparation par infiltration et la prédiction de sa tenue pose de nombreux problèmes. La mixité du mode à laquelle l'interface réparée est soumise pendant un essai complexe de structure est un exemple des difficultés et des réponses que pourrait apporter une analyse numérique du problème. Cela permettrait éventuellement de comprendre en quoi la ténacité de la résine de réparation intervient dans la tenue générale en compression.

Finalement, ces efforts devraient permettre d'améliorer la méthode de réparation pour répondre aux critères de qualification tout en étant moins coûteuse en temps et en main d'œuvre qualifiée que les réparations classiques.

### Références

- [1] Guinard S., Allix O., Guedra-Degeorges D. et al., "A 3D damage analysis of low-velocity impacts on laminated composites", *Composites Science and Technology*, V.62 N°4, p. 585-589. 2002
- [2] Thévenin R., "Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, Chicago, IL, 2006
- [3] Fawcett A. J., Oakes G. D., "Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, Chicago, IL, 2006
- [4] Russell A. J., Bowers C. P., "Repairing Delamination with Low Viscosity Epoxy Resins", AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Developments) CP 530, Neuilly sur Seine, Article.27 p.1-10, 1992
- [5] Jones R., Callinan R. J., "A design study in crack patching", *Fibre Science and Technology*, V.14 N° 2, p.99-111. 1981
- [6] Airbus, "Structural Repair Manual A330", Technical Data Support and Services, 1-6-2006
- [7] Duong CN, Wang CH., "Composite Repair / Theory and Design.", Elsevier, 2007, ISBN 978-0-0804-5146-6
- [8] Pongtorn Prombut, "Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels", Thèse de Doctorat, Université Toulouse III - Paul Sabatier, September 2007

- [9] Mulle M., Collombet F. R. N., and Grunevald Y.-H., "*Effet du changement de nuance sur l'état initial et la tenue mécanique d'éprouvettes suivies en fibres de carbone T700*", EUROMECH 473, Fracture of Composite Materials, 2005
- [10] Pipes RB, Carlsson LA, Adams DF., "*Experimental characterization of advanced composite materials.*", CRC Press, 2003, ISBN 1-58716-100-1
- [11] Marais C., Sigety P., "*Tenacité des composites unidirectionnels en mode I*", 22ième Journées Européennes des Composites (JEC 87), Paris, 1987