



HAL
open science

Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique

Mathieu Hautier

► To cite this version:

Mathieu Hautier. Analyse des réparations des matériaux composites : mise en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique. Mécanique [physics.med-ph]. Université Paul Sabatier - Toulouse III, 2010. Français. NNT: . tel-00550139

HAL Id: tel-00550139

<https://theses.hal.science/tel-00550139>

Submitted on 23 Dec 2010

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.



Université
de Toulouse

ONERA

THE FRENCH AEROSPACE LAB

THÈSE

En vue de l'obtention du
DOCTORAT DE L'UNIVERSITÉ DE TOULOUSE

Délivré par :

Université Toulouse 3 Paul Sabatier (UT3 Paul Sabatier)

Discipline ou spécialité :

Génie mécanique, mécanique des matériaux

Présentée et soutenue par :

Mathieu HAUTIER

le : vendredi 3 décembre 2010

Titre :

Analyse des réparations des matériaux composites : mise en oeuvre d'un
procédé par infiltration et étude du comportement mécanique

Ecole doctorale :

Mécanique, Energétique, Génie civil et Procédés (MEGeP)

Unité de recherche :

ICA - ONERA

Directeur(s) de Thèse :

Philippe OLIVIER

Rapporteurs :

Joël BREARD Université du Havre –LMPG

Jean-Yves COGNARD ENSIETA – LBMS

Autre(s) membre(s) du jury

Arnaud Poitou

Ecole Centrale de Nantes – GeM

Président

Thierry Ansart

DGA Techniques Aéronautiques

Examineur

Christophe Bouvet

ISAE – ICA

Examineur

Jacques Cinquin

EADS – Innovation Works

Examineur

Cédric Huchette/David Lévêque

Onera – DMSC

Examineur

Remerciements

On ne fait pas une thèse tout seul, loin de là... aussi je voudrais profiter de ce manuscrit pour remercier tous ceux qui, de près ou de loin, ont contribué à l'aboutissement de ce travail.

Je tiens à remercier M. Bréard et M. Cognart de m'avoir fait l'honneur d'accepter d'être rapporteurs de ce travail et de l'intérêt qu'ils y ont porté. J'aimerais particulièrement remercier M. Poitou d'avoir accepté de présider ce jury. Je tiens également à remercier M. Ansart, M. Bouvet et M. Cinquin pour la vision complémentaire qu'ils ont portée sur cette thèse.

Ce travail de thèse a été réalisé à l'Onera Châtillon au sein de l'unité Caractérisation des Structures et Contrôle Santé du département Matériaux et Structures Composites : je remercie Messieurs Levesque, Geoffroy et Abbé de m'y avoir accueilli.

J'ai eu la chance d'être triplement encadré durant cette thèse. J'exprime avec ces quelques mots toute ma gratitude envers Cédric Huchette et David Lévêque mes encadrants de l'Onera. Leur disponibilité et leur complémentarité ont été déterminantes pour aborder tant de domaines différents et ça a été un réel plaisir de travailler avec eux. Un grand merci également à Philippe Olivier d'avoir suivi cette thèse depuis Toulouse avec autant d'attention. Je lui suis infiniment reconnaissant pour son engagement scientifique (et administratif!) jusqu'au bout.

Cette étude et mon approche des problèmes n'auraient pu être les mêmes sans les discussions constructives que j'ai eues avec bon nombre de chercheurs du DMSC. Merci à vous Bertrand, Christian, Daniel(s), Françoise, François, François-Henri, Fred, FX, Georges, Jean-Claude, Jérémie, Julien, Laurence, Marie-Hélène, Martin, Michel, Myriam, Nicolas, Pascal(s), Pierre et les autres...

Je tiens à exprimer toute ma reconnaissance à Thomas Vandellos avec qui j'ai travaillé en binôme pour et au-delà de la thèse pour toujours plus d'interrogations et de réponses autour des essais de Mécanique de la Rupture. Ses nombreuses invitations ont permis de souder une équipe que je vais regretter.

Je souhaite remercier tout particulièrement Anne Mavel et Philippe Nuñez pour leur soutien tout au long de cette thèse. Sans eux, je n'aurais pu apprendre et réaliser autant d'essais, ni même avoir le matériel pour travailler dans de bonnes conditions. Merci à vous.

Mes plus vifs remerciements vont à Jean-François Maire, papa inné de certains doctorants. Merci pour ces longues discussions, parfois philosophiques, sur l'approche de la recherche, sur la position du doctorant dans la recherche... J'espère poursuivre cette saine relation au-delà de nos challenges respectifs imminents.

Au travers de l'association EChO, j'ai eu la chance de rencontrer de nombreux doctorants mais je tiens à remercier plus particulièrement les membres des bureaux de l'association (Greg, Bruno, Pompom, Benoît, Jean-Michel, Thomas, Josselyn). Merci notamment à Bruno St Rose de m'avoir fait découvrir sa passion pour le rugby en espérant se retrouver un jour sur un terrain!

Les mots ne sont pas assez forts pour remercier Jean-Michel Roche avec qui nous avons partagé beaucoup plus que trois ans de thèse. Son naturel et sa présence ont été une source d'inspiration qui je l'espère nous portera dans nos projets respectifs. Merci pour tout, absolument tout.

Merci à tous les (ex-)doctorants (Lionel, Jean-Sébastien, Emilie, Gaël, Carole, Elen, Azalia) et certains permanents du département qui rendent l'ambiance de travail si conviviale. Merci à Bastien et Thierry pour nos aventures de miniaturisation en tout genre.

Enfin merci à ma famille, et en particulier à mes parents qui sont là depuis le début et n'ont jamais cessé de s'intéresser à mes travaux et de me soutenir.

Une dernière année de thèse est, par essence même, un moment peu dédié à la famille. Et pourtant, entre une jambe cassée et un mariage extraordinaire, ma femme a réussi à me soutenir jusqu'au bout. Je ne la remercierai jamais suffisamment pour lui signifier toute ma gratitude et mon amour.

Table des Matières

Remerciements	iii
Table des Matières.....	v
Introduction	1
Chapitre I. Présentation Générale : Du dommage à la réparation	5
1. Introduction	7
2. Historique des réparations composites aéronautiques.....	8
3. Point sur les endommagements des composites.....	10
3.1. Origine des dommages rencontrés en aéronautique	10
3.2. Les différents types de dommages.....	11
3.2.1. Les dommages en aéronautique	11
3.2.2. Les mécanismes d'endommagement des composites	12
3.2.3. Le dommage d'impact sur composite stratifié.....	13
3.3. Les moyens de détection des dommages	15
3.3.1. Méthodes de contrôles destructifs	16
3.3.2. Méthodes de contrôles non destructifs	16
3.4. Synthèse sur l'évolution des solutions au problème d'impact.....	20
4. Présentation des réparations aéronautiques.....	22
4.1. Réparations cosmétiques	23
4.1.1. Les porosités surfaciques ou rayures.....	23
4.1.2. Indentations légères.....	24
4.1.3. Délaminages en bord de stratifié.....	24
4.1.4. Délaminages en bord de trous	24
4.2. Réparations structurales.....	25
4.2.1. Réparation par rivetage/boulonnage.....	25
4.2.2. Réparation par patch.....	26
4.3. Pistes pour de nouveaux types de réparation	31
4.3.1. Réparation par rivetage/collage.....	31
4.3.2. Réparation par "saignement"	32
4.3.3. Réparation par injection	33

5. Conclusion.....	35
Chapitre II. Méthode de réparation par infiltration	37
1. Introduction	39
2. Principe du procédé de réparation proposé	40
3. Modèle Analytique de l'infiltration	41
3.1. Description des phénomènes physiques en jeu.....	42
3.1.1. La mouillabilité	42
3.1.2. La viscosité.....	44
3.2. Etude de l'influence des paramètres matériaux.....	44
3.2.1. Influence de la viscosité	44
3.2.2. Influence de la géométrie du dommage et des paramètres de mouillabilité.....	45
4. Identification des paramètres matériaux	49
4.1. Les matériaux de l'étude	49
4.1.1. Le matériau de référence	49
4.1.2. La résine de réparation	50
4.2. Description du milieu à infiltrer	51
4.3. La mouillabilité.....	53
4.3.1. Angle de contact.....	55
4.3.2. Tensions de surface	58
4.4. Performance théorique du modèle d'infiltration	60
5. Mise en œuvre de la réparation par infiltration	61
5.1. Réalisation d'un dommage générique	61
5.1.1. L'impact faible énergie	61
5.1.2. Indentation quasi-statique.....	63
5.1.3. Bilan de l'endommagement généré par impact et indentation.....	65
5.2. Préparation avant réparation	66
5.3. Mise en place d'un banc d'essai	68
5.3.1. Essais d'infusion	68
5.3.2. Montage expérimental.....	69
5.4. Infiltration d'un dommage d'impact.....	72
5.4.1. Tests préliminaires	72
5.4.2. Réalisation de la réparation par infiltration sur un dommage type impact.....	74
6. Conclusion.....	77
Chapitre III. Caractérisation mécanique de l'interface réparée.....	79
1. Introduction	81
2. Matériaux de l'étude	84
2.1. Propriétés mécaniques	84

2.1.1. Le matériau de référence	84
2.1.2. Les matériaux pour la réparation.....	85
2.2. Fabrication des éprouvettes	85
2.2.1. Particularité des éprouvettes des essais de mode I et II.....	86
2.2.2. Cas des éprouvettes de traction rainurée	88
3. Essai en mode I	90
3.1. Essais préliminaires sur le matériau T700GC/M21	90
3.1.1. L'essai de clivage.....	90
3.1.2. Essai DCB "classique"	97
3.1.3. Bilan et choix de l'essai de mode I pour la caractérisation de la réparation	106
3.2. Tenue de la réparation en mode I	107
3.3. Bilan des essais de mode I.....	109
4. Essai en mode II	110
4.1. Dispositif expérimental.....	111
4.2. Traitement des essais	112
4.3. Résultats expérimentaux.....	113
5. Essai sur éprouvette représentative de la réparation	116
5.1. Un nouvel essai de mécanique de la rupture.....	116
5.2. Dispositif de traction rainurée	117
5.2.1. Montage et instrumentation.....	117
5.2.2. Protocole expérimental	120
5.3. Présentation de la méthode d'analyse	121
5.4. Résultats expérimentaux	127
5.4.1. Essai sur éprouvettes saines	127
5.4.2. Essai sur éprouvettes réparées.....	130
5.5. Bilan sur la traction rainurée.....	133
6. Conclusion sur la tenue de l'interface réparée.....	134
Chapitre IV. Analyse de la tenue structurale de la réparation	137
1. Introduction à la caractérisation structurale de la réparation	139
2. Sollicitation en compression	141
2.1. Dispositif expérimental de compression.....	142
2.1.1. Description	142
2.1.2. Instrumentation.....	143
2.2. Résultats.....	146
2.2.1. Essai de référence sur matériau sain et endommagé	146
2.2.2. Tenue de la réparation en compression	151
2.3. Modélisation d'éprouvettes saines et endommagées en compression.....	158
2.4. Bilan des essais de compression	163
3. Sollicitation en poinçonnement quasi-statique.....	165

3.1. Mise au point de l'essai de re-poinçonnement	166
3.2. Résultats.....	168
3.2.1. Essai de poinçonnement simple	168
3.2.2. Influence de la qualité de la résine de réparation	170
3.2.3. Influence de porosités dans la réparation	173
3.3. Bilan des essais de re-poinçonnement	175
4. Conclusion sur la tenue structurale de la réparation	177
Conclusions et Perspectives	179
Annexe I. Etude rhéologique et thermique des résines RTM6 et XU3508/XB3403.....	185
Annexe II. Essais complémentaires de CAIR	189
Annexe III. Participation au projet CleanSky.....	193
Références Bibliographiques.....	195

Introduction

L'environnement extérieur d'une structure aéronautique est souvent la source de nombreux dommages que ce soient les chocs sur le tarmac, les impacts basse énergie (grêle, gravillon, chute d'outils...) ou le foudroiement de l'appareil par exemple. Ceci implique de devoir développer des solutions simples, peu coûteuses en termes de procédé de réparation et rapide dans le but de réduire le temps d'immobilisation de l'appareil.

Pour les structures primaires métalliques actuellement utilisées, les solutions de réparation sont matures et optimisées. Cependant, le recours à des solutions en matériaux composites directement exposées à ces agressions extérieures (fuselage par exemple) induit d'adapter ces méthodes à ces matériaux. Cela est d'autant plus vrai que les matériaux composites sont connus pour être très sensibles à ce type d'agressions impliquant des endommagements pouvant réduire de manière notable leurs performances mécaniques. Outre l'adaptation des techniques de réparations, ces matériaux nécessitent un soin particulier pour la détection de ces dommages difficilement détectables en surface. Un des enjeux de ces futures années, sera notamment la mise en place d'une maintenance adaptée à ces nouveaux matériaux pour l'aéronautique civile avec pour objectif la diminution du coût de possession associé à l'appareil et notamment le coût de maintenance.

La réparation des aéronefs est intimement liée à l'histoire de l'aviation et aux matériaux qui les ont constitués. Pour la génération des structures métalliques, la réparation principalement utilisée est la réparation par patch riveté. C'est une réparation simple à mettre en œuvre, peu coûteuse et bien maîtrisée pour les dommages des matériaux métalliques (criques, corrosion,...) [Airbus, 2006]. Aujourd'hui, pour un dommage de type impact sur matériau composite, deux solutions sont envisageables : le patch riveté et le patch collé. Ces deux réparations sont très coûteuses en temps de mise en œuvre avec le carottage du dommage nécessaire pour éviter toute propagation de dommage non maîtrisée. Une autre difficulté est liée à cette étape de carottage et à la complexité de la mise en œuvre de la réparation (perçage pour la solution riveté et collage pour la solution collée). Des techniciens hautement qualifiés sont en effet nécessaires pour réaliser de telles opérations. De plus, un désavantage de la solution rivetée est le surpoids engendré par le patch et les rivets [Airbus, 2006]. La réparation par patch collé nécessite quant à elle, une grande surface de collage nécessaire pour le transfert de charge vers le patch sans sur-contrainte trop élevée [Duong, 2007]. Des solutions alternatives ont vu le jour ces dernières années, mais sont souvent anecdotiques ou applicables sous des conditions très particulières et souvent hors tenue structurale. Parmi ces réparations, on peut citer la réparation par injection [Russell, 1992], la réparation par saignement [Pang, 2005],[Williams, 2007] ou encore des combinaisons de rivetage/collage sans carottage [Brunel, 2007].

Si les solutions collées semblent séduisantes, la certification des réparations basée sur une technique de collage est actuellement problématique. Tout d'abord, il est difficile d'assurer un collage correct sans un contrôle destructif. De plus, la durabilité du joint collé, reste l'un des problèmes clés. La démarche de certification ne peut se faire pour un type de réparation en générale [Rouchon, 2007]. En effet, bien qu'il existe un certain nombre d'essais permettant de caractériser la réparation, celle-ci ne peut être certifiée que si l'ensemble des propriétés de la pièce d'origine est restitué.

Ainsi, l'étude de la réparation pour une classe d'endommagement donné peut être décomposée en trois grandes étapes. La première est le choix d'une méthode de réparation et son adaptation au matériau considéré en termes de procédé et de mise en œuvre. La deuxième étape est l'identification par des méthodes de caractérisation des propriétés mécaniques que la méthode de réparation doit restituer *a priori*. Enfin, la dernière étape consiste à valider cette méthode sur l'application structurale ou sur un essai représentatif dans un objectif de certification de la réparation.

Dans cette thèse, l'enjeu est de proposer une démarche de validation complète, expérimentale et numérique, d'une méthode de réparation spécifiquement adaptée aux dommages générés par petits chocs. En effet, des études ont révélées que les dommages les plus fréquents sur les structures aéronautiques étaient générés par des impacts faible énergie ou petits chocs [Fawcett, 2006],[Morteau, 2006],[Thévenin, 2006]. Ces sollicitations sont pour la plupart dues aux phases de maintenance ou de préparation de l'appareil avant le vol. Ces impacts réduisent de manière significative la tenue mécanique de la pièce endommagée avec un endommagement matriciel important alors que peu de ruptures de fibres sont observées [Fressinet, 2008]. Malgré cette constatation, la méthode de réparation par patch avec carottage du dommage (induisant alors des ruptures de fibres) reste la solution standard.

Ainsi, le premier objectif de ce travail a été de proposer et de développer une solution de réparation adaptée aux dommages de nature matricielle. Pour cela, deux approches ont été identifiées : l'approche théorique au travers d'un modèle analytique du procédé de réparation, et l'approche expérimentale avec la mise en œuvre de cette réparation et des moyens de contrôles associés. Le deuxième objectif est lié à la caractérisation mécanique de la réparation. L'idée est de développer une méthode d'analyse conduisant à la validation d'une méthode de réparation. Cette analyse peut être décomposée en deux sous-objectifs : la caractérisation de l'interface de réparation elle-même et la caractérisation de la tenue de la structure réparée.

L'étude de la réparation des matériaux composites est très vaste et de nombreux domaines doivent être maîtrisés. Afin d'aborder le développement et la validation d'une méthode de réparation, les différents domaines comme l'endommagement des composites, les moyens de contrôle et les procédés de réparation existants seront présentés au Chapitre I. Nous verrons notamment que l'histoire des réparations aéronautiques a fortement marqué les procédés de réparation des composites. L'endommagement de ces matériaux est très différent de celui des matériaux métalliques et peut dans certains cas être particulièrement nocif de part leur difficulté de détection. Le cas le plus fréquent est l'impact faible énergie qui présente une très faible indentation résiduelle malgré un dommage interne important. Les différentes techniques de contrôle de ces structures seront détaillées afin de sélectionner les outils adaptés à l'étude. Un certain nombre de réparations existent aujourd'hui, mais nous verrons que peu de réparations sont adaptées au problème des dommages d'impact faible énergie.

La réparation par infiltration, utilisée jusqu'alors pour des réparations cosmétiques a finalement été choisie pour être développée et caractérisée mécaniquement.

Dans le Chapitre II, nous détaillerons dans un premier temps le principe du procédé d'infiltration afin de proposer un modèle analytique représentant l'infiltration de résine dans un milieu comme le dommage d'impact. Ce modèle fait appel aux propriétés physico-chimiques des matériaux et à la géométrie des dommages de type délaminage. Un banc d'essai particulier a été mis en place afin de déterminer ces propriétés sur les matériaux sélectionnés. Dans un deuxième temps, nous nous intéresserons à la mise en œuvre de la réparation et notamment la mise au point d'un montage de réparation permettant de réaliser la réparation avec la plus grande reproductibilité possible et de tester l'influence des paramètres procédés. Le contrôle ultrasonore et les coupes micrographiques permettront de vérifier la qualité de l'infiltration. Le matériau qui sera utilisé comme support dans cette étude est le T700GC/M21 qui est utilisé actuellement sur des grands programmes aéronautiques comme l'A380 ou l'A400M. Ce matériau récent fait partie des premiers matériaux dans lequel la matrice therm durcissable a été combinée à des nodules thermoplastiques afin de conférer au composite une résistance à l'impact accrue.

Pour étudier la tenue mécanique des réparations composites, nous avons choisi de décomposer l'analyse en deux grandes parties. Dans le Chapitre III, nous avons choisi dans un premier temps de nous intéresser à la tenue de l'interface de réparation. Pour cela, des essais élémentaires de Mécanique de la Rupture en mode I et II ont été utilisés sur des réparations adaptées à la géométrie des éprouvettes normalisées (interface $0^\circ/0^\circ$ et fort élançement). Afin de compléter cette étude d'interface, et nous rapprocher d'une vraie réparation sur un délaminage entre des plis d'orientations différentes ($0^\circ/90^\circ$), la ténacité de la réparation sera évaluée à l'aide de l'essai de traction rainurée récemment développé pour étudier le couplage entre endommagement inter et intra-laminaire. Pour l'ensemble de ces essais, les résultats seront comparés à des valeurs de références établies sur le matériau sain, et entre deux résines de réparation aux ténacités très différentes.

La deuxième étape de la caractérisation mécanique est l'étude de la tenue structurale de la réparation. L'idée, dans le Chapitre IV, est de proposer une démarche afin de valider le procédé de réparation sur composites par des essais structuraux. Contrairement à la certification qui requiert la restitution de la tenue mécanique originelle et spécifique des pièces réparées, ici, les essais de caractérisation qui seront effectués sont représentatifs des chargements les plus critiques observés sur matériaux composites. Dans ces travaux, ces essais seront la compression après impact réparé et le re-poignonnement avec différentes configurations d'endommagement et de réparation testées.

De manière plus générale, cette thèse s'inscrit dans le cadre du projet européen CleanSky qui a pour objectif principal la réduction de l'impact environnemental d'un futur avion de ligne régional. Une réflexion sur une optimisation de la maintenance de ce type d'appareil est essentielle pour atteindre cet objectif. En effet, le recours à des pièces en composites demande de redéfinir la détection des dommages, leur criticité et leur méthode de réparation. Ainsi au cours de ce projet, il est envisagé de mettre en place des méthodes de réparation simplifiées et d'utiliser le Structural Health Monitoring associé à un outil de diagnostique pour la détection des dommages et juger de leur criticité afin de réduire à terme le temps d'immobilisation de l'avion et d'adapter de manière dynamique les intervalles de maintenance.

Chapitre I.

Présentation Générale : Du dommage à la réparation

Depuis les années 70, les matériaux composites ont peu à peu été intégrés aux structures aéronautiques. Leurs performances spécifiques ont permis des gains en masse remarquables, mais leur sensibilité, notamment aux dommages d'impacts, a été un frein à leur utilisation. Le coût de ces matériaux étant plus élevé que les matériaux métalliques plus traditionnels, la maintenance a dû être adaptée afin de conserver une certaine rentabilité.

Après un historique des principales avancées relatives aux réparations des matériaux composites, ce chapitre présente les sources d'endommagements rencontrées sur les structures aéronautiques et les moyens de détection associés. Une description des différentes réparations courantes permet enfin d'établir les objectifs et développements de ces travaux de thèse.

Plan du chapitre

1. Introduction	7
2. Historique des réparations composites aéronautiques.....	8
3. Point sur les endommagements des composites.....	10
3.1. Origine des dommages rencontrés en aéronautique	10
3.2. Les différents types de dommages.....	11
3.2.1. Les dommages en aéronautique	11
3.2.2. Les mécanismes d'endommagement des composites	12
3.2.3. Le dommage d'impact sur composite stratifié	13
3.3. Les moyens de détection des dommages	15
3.3.1. Méthodes de contrôles destructifs	16
3.3.2. Méthodes de contrôles non destructifs	16
3.4. Synthèse sur l'évolution des solutions au problème d'impact.....	20
4. Présentation des réparations aéronautiques.....	22
4.1. Réparations cosmétiques	23
4.1.1. Les porosités surfaciques ou rayures.....	23
4.1.2. Indentations légères.....	24
4.1.3. Délaminages en bord de stratifié	24
4.1.4. Délaminages en bord de trous	24
4.2. Réparations structurales.....	25
4.2.1. Réparation par rivetage/boulonnage.....	25
4.2.2. Réparation par patch.....	26
4.3. Pistes pour de nouveaux types de réparation.....	31
4.3.1. Réparation par rivetage/collage.....	31
4.3.2. Réparation par "saignement"	32
4.3.3. Réparation par injection	33
5. Conclusion.....	35

1. Introduction

L'industrie aéronautique est particulièrement sensible aux problèmes de sécurité. Des procédures ont été mises en place afin de répondre à ces exigences. La maintenance n'échappe pas à cette règle générale et la FIG. I.1 présente les différentes étapes clés de la réparation.

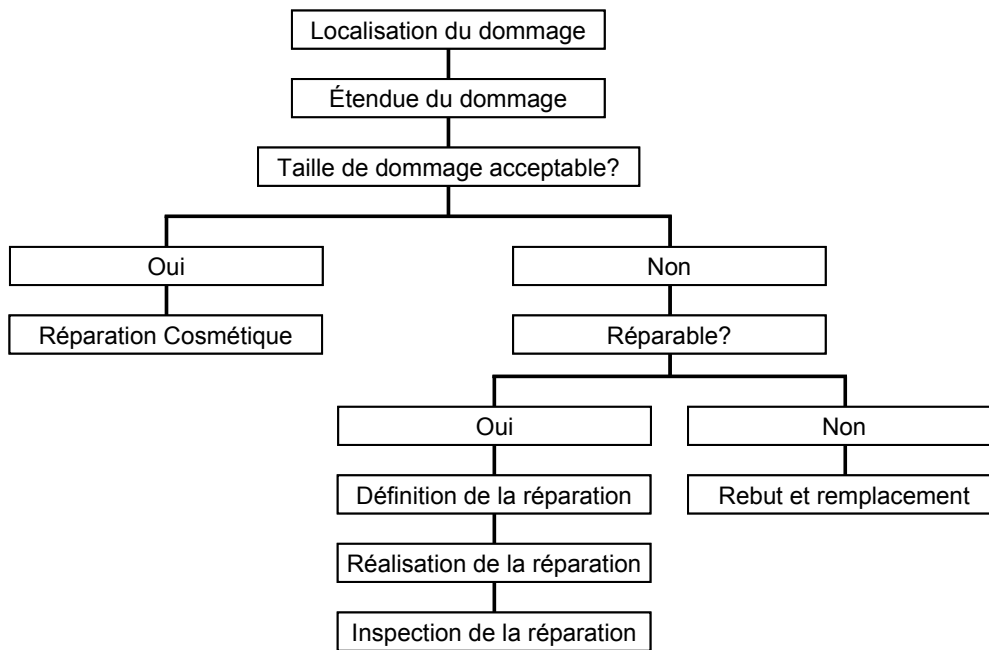


FIG. I.1 - Processus de réparation [Falzon, 2006]

Ainsi, après un bref historique des réparations composites dans le milieu aéronautique, nous suivrons cet organigramme afin de présenter les étapes importantes d'une réparation.

2. Historique des réparations composites aéronautiques

Il existe deux manières d'aborder la recherche sur les moyens de réparation. D'une part, il y a l'approche industrielle qui se concentre sur la réalisation de solutions opérationnelles. Cette démarche correspond historiquement au développement de solutions pour l'aviation militaire. La fin des années 70 et le début des années 80 représentent le mieux ce déploiement d'efforts pour la réparation avec l'établissement des principales techniques de réparation. D'autre part, une démarche plus "scientifique" a vu le jour plus tardivement avec la volonté de comprendre les phénomènes physiques afin d'anticiper les endommagements et de proposer des structures et des réparations optimisées.

Les premiers travaux connus concernant les réparations des composites sont dus à R. Jones & al. en 1979 [Jones, 1979], qui proposent une réparation grâce au collage d'un patch composite sur les fissures observées sur structures métalliques. D'après Baker & al., la DSTO (Defence Science and Technology Organisation) australienne a mené des recherches sur ces réparations depuis le début des années 70 ([Baker, 1984],[Baker, 2002]). Ils soulèvent un certain nombre de problèmes que pose ce type de réparation comme la taille des patches, la forme des patches, l'épaisseur de la colle, la qualité de la colle, du collage, la préparation des surfaces, etc. Ces études pointues et onéreuses n'auraient pu être menées sans le concours des institutions gouvernementales et ainsi, les premiers domaines d'utilisations des composites ont surtout été développés pour des applications militaires. De nombreux travaux de recherche ont également été effectués par la NASA, les armées américaines, australiennes, israéliennes et françaises.

La NASA propose d'ailleurs en 1982 un des premiers rapports sur la réparation des structures à base de carbone/polyimide [Deaton, 1982]. En 1984, la NASA publie de nouveau un large volume sur la réparation des composites [Jones, 1984], allant plus loin dans la recherche, tout comme la DSTO [Baker, 1988]. Les thèmes de l'angle de la réparation pour les patches, l'efficacité des patches, les méthodes de contrôle non destructif du dommage (CND), les processus de réparation sur des structures monolithiques, sandwichs et plaques raidies y sont abordés en détails. Cependant, les techniques abordées bien qu'optimisées, ne permettaient pas de garantir la complète réparation notamment vis-à-vis du test de compression, cas considéré comme un des plus critiques pour les matériaux composites.

Le groupe AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Development) récemment absorbé par RTO (Research & Technology Organisation) de l'OTAN en 1997, organise des conférences scientifiques spécialisées en matériaux composites entre 1980 et 2000 qui traitent en partie du problème des réparations composites. Le contexte historique aéronautique avec une large proportion de structures métalliques explique la grande part d'études dédiées à la réparation par "patch composites" sur structures métalliques.

Cependant, les problématiques actuelles et l'augmentation de la quantité de matériaux composites dans les structures aéronautiques, orientent les recherches vers la réparation de structures composites. La réparation par patch est la méthode la plus employée. En revanche, malgré les efforts de nombreuses équipes de recherche, ce type de réparation n'est pas certifié sur les structures primaires aéronautiques [Begue, 2007],[Rouchon, 2007]. La principale cause de cet échec, repose sur la difficulté de garantir la durée de vie de la qualité du collage. L'utilisation de cette technique est ainsi très développée, mais la confiance dans ce type de réparation n'est pas absolue.

Ces informations ont pu être confirmées par Airbus et par nos partenaires industriels (AirFrance Industrie et Aircelle). Le SRM (Structural Repair Manual), document de référence pour la

maintenance aéronautique, décrit de manière rigoureuse toutes les procédures de réparation dont les réparations de pièces composites par des patches composites (FIG. I.2).

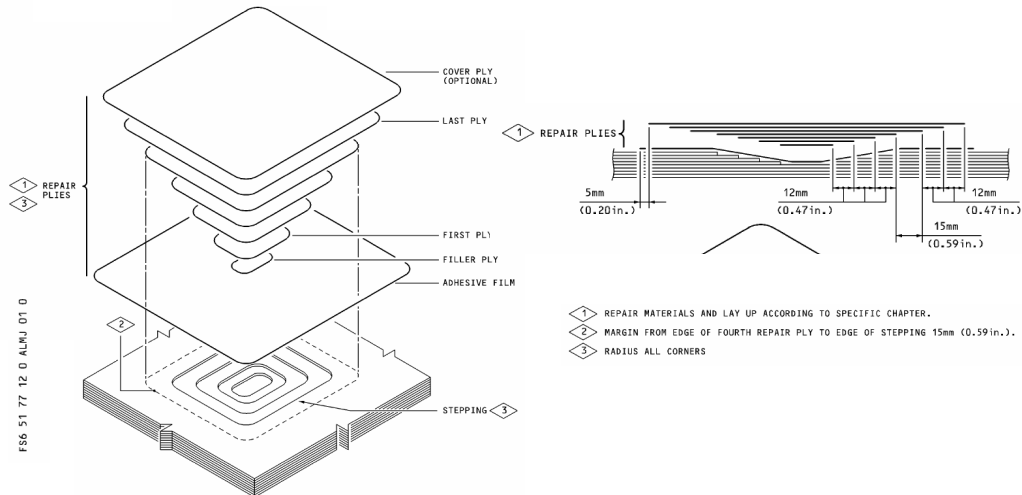


FIG. I.2 - Exemple de réparation par patch (stepped) pour un dommage non perforant issue de la documentation SRM d'un appareil A330, [Airbus, 2006]

Comme mentionné dans la documentation SRM [Airbus, 2006] et dans "Care and Repair of Advanced Composite" [Armstrong, 2005], il y a principalement deux niveaux de réparation considérés par les industriels : les réparations cosmétiques et les réparations structurales.

Avant de s'intéresser plus particulièrement aux différentes technologies de réparation, il était essentiel de dresser le bilan des différentes sollicitations que peuvent subir les structures composites notamment en aéronautique et de choisir les moyens qui permettent de caractériser au mieux l'endommagement généré.

3. Point sur les endommagements des composites

3.1. Origine des dommages rencontrés en aéronautique

Nous le voyons au quotidien, les matériaux composites sont présents dans beaucoup de domaines d'activités. Cependant l'aéronautique a été un secteur précurseur pour ces matériaux et a ouvert beaucoup de voies dans le domaine des réparations notamment. Ces avancées expliquent l'utilisation de statistiques et de résultats, essentiellement issus de l'industrie aéronautique et plus particulièrement de la phase d'exploitation des appareils, dans ces travaux. Les exigences de certification des aéronefs, ont permis d'étudier avec une grande rigueur les origines des dommages, leur fréquence d'occurrence, le suivi de ces dommages et la mise au point de moyens de réparations. Grâce à Airbus et à nos différents partenaires, il apparaît que la plus grande partie des dommages survient lors des phases de maintenance ou d'escale au sol (FIG. I.3 et FIG. I.4).

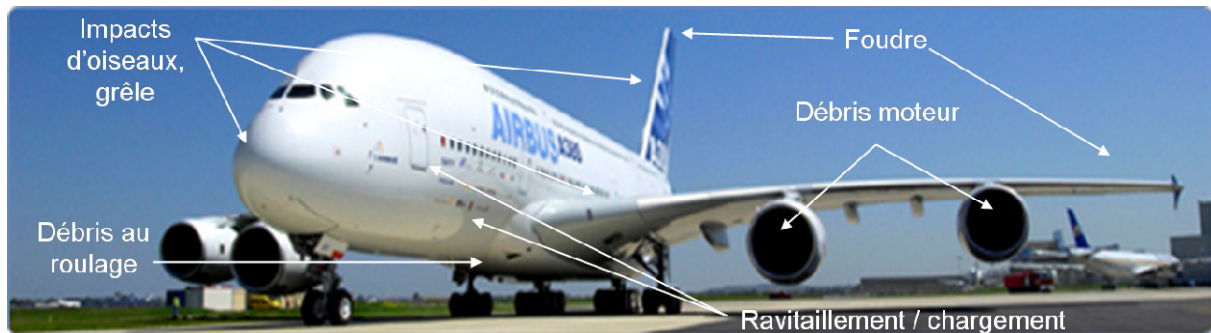


FIG. I.3 - Origine des différents impacts observés sur un aéronef

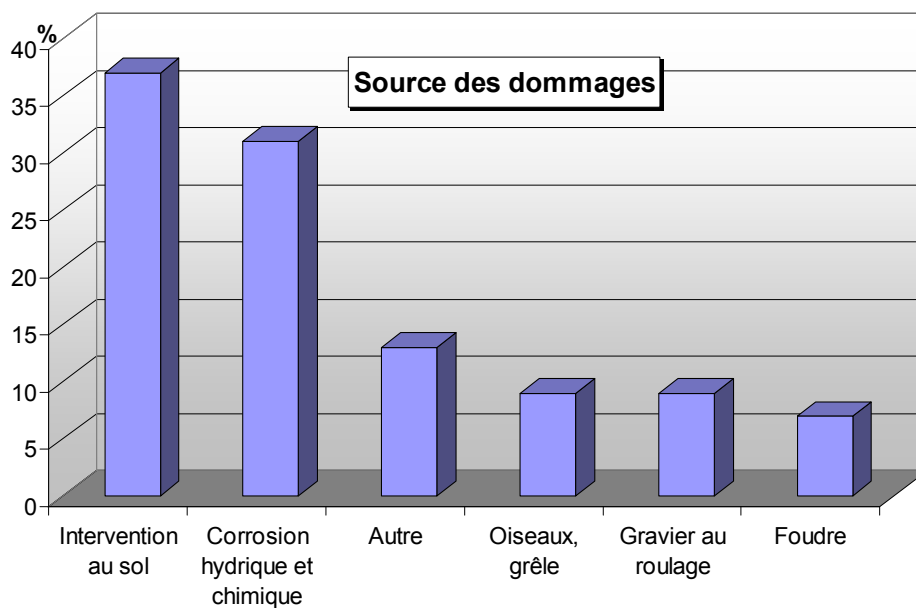


FIG. I.4 - Nature des dommages sur les aéronefs civils issue de [Thévenin, 2006]

Il est raisonnable de penser que dans le domaine militaire, où les matériaux composites sont utilisés depuis plus longtemps, ces proportions restent similaires. Cependant, ces structures possédant plus de

matériaux composites, et les avions étant poussés à leurs limites, les réparations sont plus fréquentes. Ces considérations expliquent qu'historiquement, un grand nombre d'études soit financé par des agences militaires.

Savoir pendant quelle phase de la vie de l'avion les dommages sont les plus rencontrés est intéressant afin de réduire leur occurrence, mais il faut également savoir quelle est la nature de ces dommages pour proposer des structures plus résistantes ou bien adapter les réparations composites.

3.2. Les différents types de dommages

3.2.1. Les dommages en aéronautique

D'après nos partenaires industriels, fabricants et utilisateurs de composites, les étapes de fabrication et d'assemblage sont des étapes critiques de la vie des pièces composites. Malheureusement, en général pour des raisons de confidentialité, les statistiques concernant les dommages rencontrés pendant ces phases ne sont pas disponibles. Ce qui est généralement admis, en revanche, c'est la sensibilité des composites aux délaminages pendant les phases d'usinage ou lors de chocs avec des outils ou d'autres pièces des assemblages.

Si l'on s'intéresse plus largement aux endommagements que l'on retrouve sur pièces composites, on retrouve plusieurs scénarios d'endommagements liés à la complexité de ces matériaux (FIG. I.5).

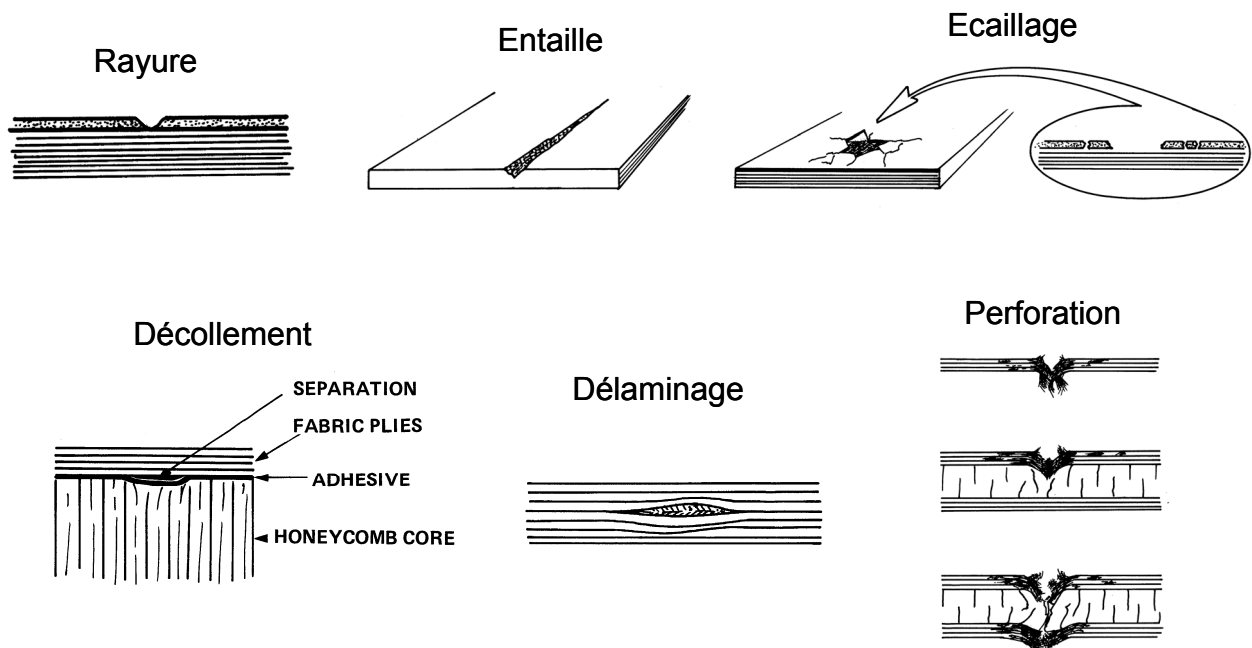


FIG. I.5 - Différents types de dommages rencontrés sur pièces composites [Torres, 1986]

Ces différentes situations, sont très variées comparées aux dommages que l'on peut trouver sur les matériaux métalliques. En revanche, selon les statistiques présentées par Airbus (FIG. I.4), on observe que plus de 50 % des dommages sont liés à des sollicitations d'impacts. Afin de compléter ces informations, la localisation des dommages sur les appareils permet de savoir quel type de structure est soumis à ces sollicitations. Comme le montre la répartition des réparations qui ont été rapportées par Airbus (FIG. I.6), on observe que 85 % des dommages réparés se trouvent sur le fuselage et plus

particulièrement, la peau du fuselage et les panneaux autour des portes (le karman et le radôme étant exclus de ces statistiques). Avec l'arrivée des avions dont le fuselage est principalement constitué de matériaux composites, le remplacement de tronçons ou de panneaux semble difficile à concevoir d'un point de vue économique. La réparation est alors essentielle.

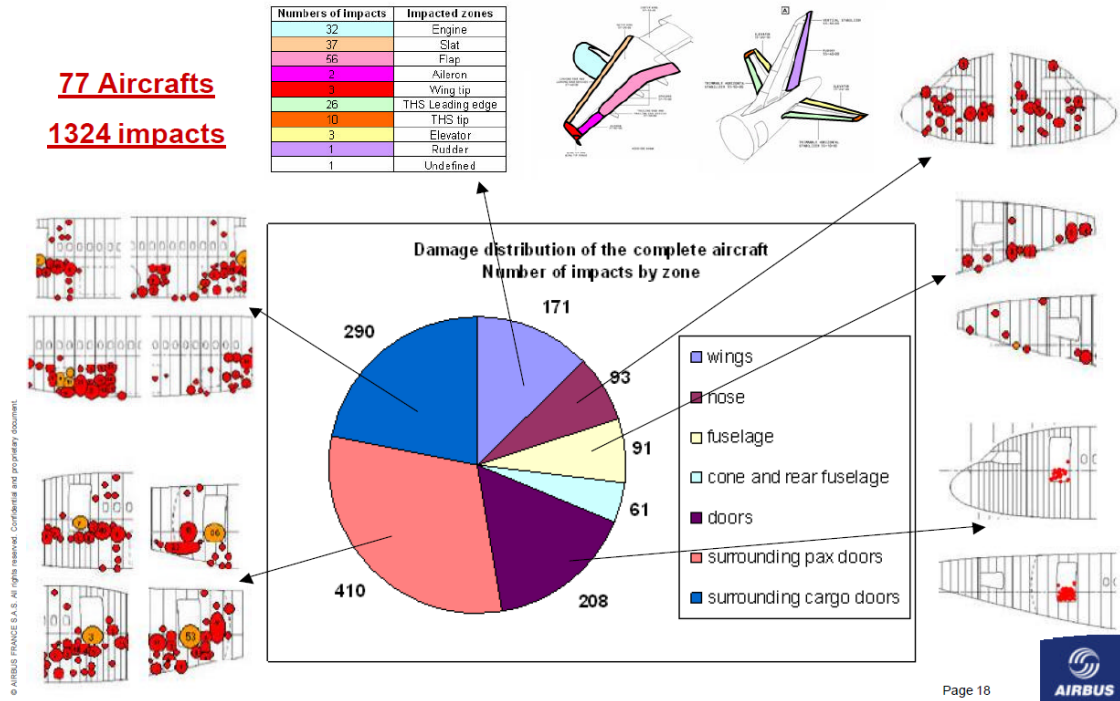


FIG. I.6 - Présentation de la répartition des réparation sur d'avions Airbus [Leon-Dufour, 2008]

D'après ces statistiques et des données internes d'Airbus, Morteau relate que l'endommagement typique qui concerne la réparation des surfaces extérieures des aéronefs est un impact de 35 Joules avec une occurrence de 10^{-5} par heure de vol [Morteau, 2006]. Boeing et l'ensemble des intervenants aéronautiques contactés, s'accordent pour considérer cet endommagement dit de "faible énergie, faible vitesse" comme étant le plus critique pour les structures composites, notamment parce qu'il n'est pas facile à détecter et qu'il engendre une réduction très significative des propriétés des composites en compression. Ainsi, nous nous intéresserons essentiellement dans ces travaux à la réparation de ce type de dommage.

Maintenant que nous savons que le dommage le plus fréquemment rencontré sur aéronef est un impact de faible énergie, il est nécessaire de connaître quelle est la forme que prend cet endommagement sur un matériau composite. Pour cela et comme les composites forment une microstructure à eux seuls, il est nécessaire de décrire correctement les mécanismes d'endommagement des composites afin de comprendre ce qu'il est nécessaire de réparer.

3.2.2. Les mécanismes d'endommagement des composites

Les matériaux composites tirent leurs performances des excellentes qualités mécaniques des fibres qu'ils contiennent. Lorsque ces fibres sont combinées de manière appropriée avec une matrice servant de liant, ces matériaux possèdent des propriétés remarquables par rapport à leur poids. Cette

combinaison fibre/matrice permet "d'orienter" le matériau suivant les efforts qu'il devra supporter. En revanche, un point faible de ces matériaux vient également de leur anisotropie. Si la sollicitation n'est pas celle pour laquelle la structure composite a été conçue, les endommagements sont rapidement étendus et peuvent devenir critiques pour la structure sous un chargement normalement anodin. Cela explique en partie que la principale source d'endommagement des structures composites aéronautiques soit la manutention. La sollicitation est alors "exceptionnelle", comme la chute d'outils ou le choc entre deux panneaux.

Les composites aéronautiques aujourd'hui sont essentiellement constitués de stratifiés de plis unidirectionnels (empilement de plis de fibres dans une même direction) qui permettent d'avoir les meilleures performances mécaniques. Cependant, comme présenté sur FIG. I.7, plusieurs mécanismes élémentaires peuvent intervenir dans la rupture de ces stratifiés : décohésion fibre-matrice, rupture longitudinale de la matrice, rupture transverse de la matrice, rupture de fibre ou le délaminage.

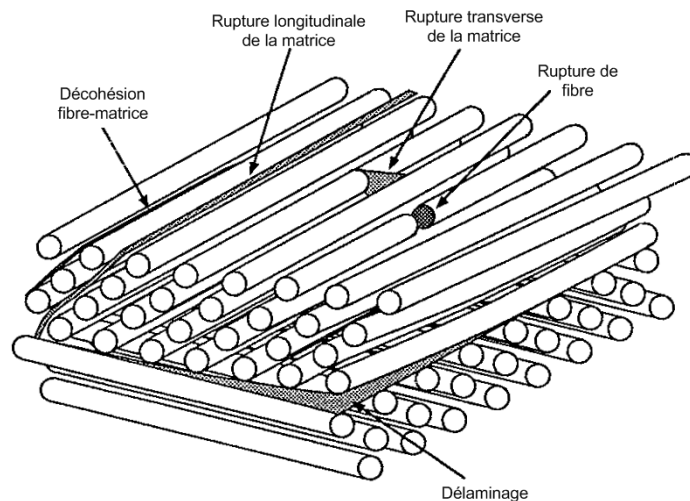


FIG. I.7 - Mécanismes de rupture observés dans les stratifiés [Berthelot, 1999]

Nous verrons plus en détails lors de la caractérisation mécanique de la réparation, les critères qui permettent de décrire le comportement et la rupture des matériaux composites.

Nous avons vu précédemment que l'impact était le type de sollicitation le plus rencontré ou en tout cas le plus endommageant et donc le plus préoccupant pour les pièces composites. Une description plus précise de ce type de dommage est présentée ci-dessous afin de s'orienter vers une réparation adaptée au cas de dommage le plus rencontré.

3.2.3. Le dommage d'impact sur composite stratifié

Notons tout d'abord que la classification des dommages d'impacts n'est pas une chose aisée. En effet, même si il est admis de parler d'impact "faible énergie" pour des impacts de moins de 35J, cette notion peut être faussée lorsque l'on atteint des vitesses importantes et/ou de faibles épaisseurs de matériau. La compréhension de la transition statique dynamique est aujourd'hui un enjeu majeur dans la tolérance au dommage, car les états d'endommagements induits sont très différents et il est difficile de les prédire numériquement [Olsson, 2000] (FIG. I.8).

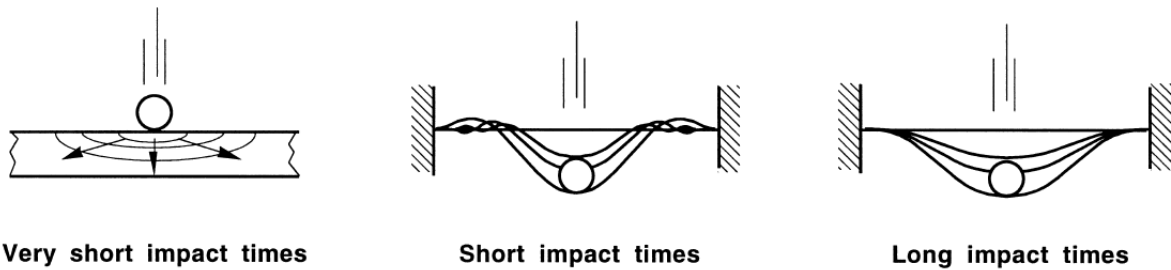


FIG. I.8 - Schéma de réponse de structure à une sollicitation de type impact en fonction de la vitesse d'impact [Olsson, 2000]

Comme cité précédemment, l'impact de 35 J à faible vitesse (type chute d'outils) est statistiquement l'impact le plus rencontré par les avionneurs [Morteau, 2006]. Le crash ou la perforation avec des vitesses d'impact plus élevées sont des dommages plus importants et concernent finalement peu la réparation et les pièces endommagées sont en général remplacées.

Les dommages consécutifs à une charge de type impact "faible énergie" sont pour le cas des plaques stratifiées de trois types :

- la fissuration transverse (avec ou sans décohésion fibre-matrice)
- le délaminage
- la rupture des fibres

Ces dommages s'organisent de manière très particulière sur les structures stratifiées quasi isotropes (structure de drapage couramment utilisée en aéronautique). On observe alors, des délaminages en forme de double hélice avec un cône d'endommagement s'agrandissant depuis la surface impactée jusqu'à la face opposée comme illustré FIG. I.9 et FIG. I.10. Ce phénomène est largement décrit dans les travaux de Renault [Renault, 1994].

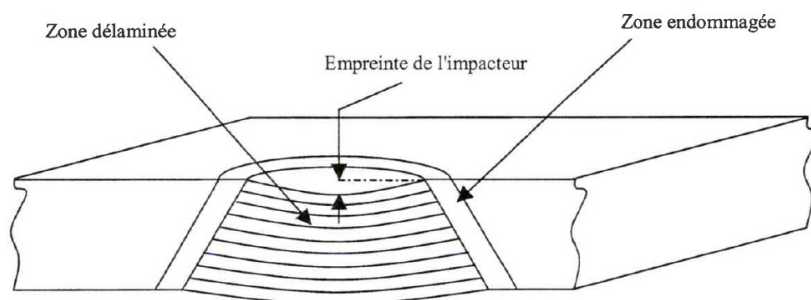


FIG. I.9 - Endommagement typique d'un stratifié après impact basse vitesse [Mézière, 2000]

Le saut entre chaque interface délaminiée se fait en fonction de l'orientation du pli se trouvant en dessous. Une fissuration matricielle de cisaillement importante apparaît et lie chacun de ces délaminages [Fressinet, 2008].

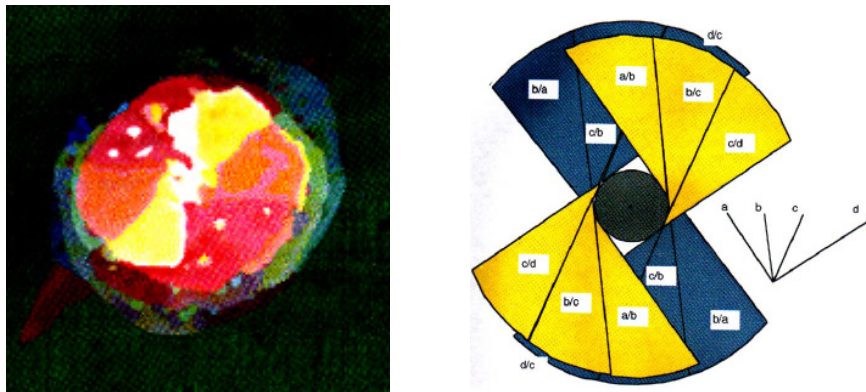


FIG. 1.10 - Image D-Scan (a) et schéma (b) de principe du défaut conique en double hélice [Guedra-Degeorges, 2006]

Grâce aux études précédemment citées, il apparaît nettement que le délaminage entraîne en particulier une perte significative des propriétés mécaniques notamment en compression et ce d'autant plus que le dommage apparaît de façon dissymétrique par rapport au plan moyen du stratifié.

Même si les impacts sont étudiés depuis de nombreuses années notamment sur structures métalliques, ce n'est que depuis quelques années que des études numériques de prévision du dommage d'impact sont possibles sur matériaux composites. Les modèles sont aujourd'hui de plus en plus complexes, et leur maturité reste à démontrer que ce soit pour la simulation de l'impact lui-même ou la simulation du comportement d'un matériau endommagé par impact [Bouvet, 2009]. Le développement de ces simulations permettra de réduire dans un futur proche le coût de certification en réduisant le nombre d'essais structuraux par exemple et pourquoi pas de valider des processus de réparation tels que nous allons le proposer dans cette étude.

Les dommages d'impact ayant une forme particulière sur les matériaux composites et ceux-ci ayant tendance à être peu visibles en surface malgré un endommagement prononcé au cœur du matériau, les avionneurs sont contraints de concevoir des appareils très tolérants aux dommages. L'intérêt de l'utilisation des composites pour leur bon rapport performance sur poids est alors limité. Des moyens de détection spécifiques présentés ci-dessous ont ainsi été développés afin de réduire ce surdimensionnement.

3.3. Les moyens de détection des dommages

Pour les dommages d'impact, la particularité des matériaux composites réside dans le fait que l'endommagement peut être très peu visible sur les parties extérieures et très étendu à l'intérieur du matériau. Dans un composite stratifié de plis unidirectionnels, cet endommagement se trouve principalement sous la forme de délaminage. Depuis l'introduction massive des matériaux composite dans l'aviation, de nombreuses recherches sur les moyens de détection de ces délaminages ont été effectuées. Nous présenterons dans ce paragraphe certaines de ces méthodes de détection. Aujourd'hui, il existe des recueils exclusivement dédiés à ces techniques [Dumont-Fillon, 1996] et des ouvrages plus généraux sur la réparation qui traitent également des moyens de détection [Armstrong, 2005].

Les différents dommages que l'on peut rencontrer sur aéronef sont classés par degré de gravité (cf. Tableau I.1 que l'on retrouvera à la page 23.) ce qui permet d'orienter rapidement les équipes de

maintenance vers les solutions de réparation les plus adaptées. Dans une optique de coût et de temps de maintenance réduits, les moyens de détection proposés pour faire ce classement sont les plus simples possibles. L'inspection visuelle est par exemple, le moyen le plus employé. Lorsqu'un défaut est détecté ou que des incertitudes existent, le Tap-test est le moyen utilisé pour évaluer l'étendue du dommage. Les autres techniques, telles que thermographie infrarouge, contrôle ultrasonore, etc., ne sont que très peu employées en entreprise de maintenance, mais permettent de décrire de façon beaucoup plus précise le contour et la profondeur des endommagements. Ces techniques sont cependant utilisées de manière plus régulière industriellement lors de la fabrication. Par exemple Aircelle contrôle les nacelles de l'A380 par ultrason.

On peut regrouper ces techniques d'inspection en deux groupes : les contrôles non destructifs et les contrôles destructifs.

3.3.1. Méthodes de contrôles destructifs

Ces méthodes sont par définition coûteuses mais nécessaires, car elles permettent d'obtenir rapidement des descriptions précises de l'endommagement interne. Dans le cadre de notre étude, nous emploierons principalement des coupes micrographiques comme méthode destructive. Elles nous permettront de déterminer notamment les épaisseurs des délaminages, le nombre de fissures transverses et l'étendue des délaminages.

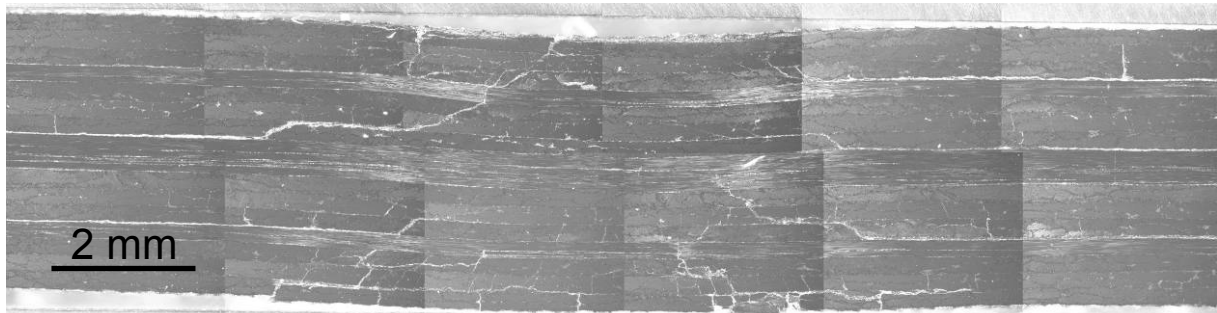


FIG. I.11 - Coupe micrographique d'une éprouvette quasi-isotrope de T700GC/M21 (4mm d'épaisseur) impactée à 30J

3.3.2. Méthodes de contrôles non destructifs

Comme énoncé, ces techniques sont très intéressantes industriellement puisqu'elles permettent de détecter des défauts sans endommager les structures inspectées. De grands efforts ont donc été déployés afin de développer un grand nombre de moyens de détection toujours plus performants. Dumont-Fillon donne un aperçu très détaillé de ces différents moyens de contrôle [Dumont-Fillon, 1996]. Pour cette étude, nous avons choisi de mettre en œuvre un certain nombre de ces méthodes. Elles ont été choisies de façon à être les plus complémentaires possible parmi les méthodes disponibles à l'Onera [Grannec, 2005].

Plus généralement, c'est à partir de ces moyens de contrôle que les avionneurs aujourd'hui, définissent l'ensemble des visites de maintenance. Les études de détectabilité des défauts, combinées à celles portant sur la tolérance aux dommages, permettent de juger de la criticité des défauts non révélés [Fawcett, 2006],[Morteau, 2006].

D'après l'expérience d'Air-France Industrie et d'Aircelle, la méthode de contrôle la plus utilisée après l'inspection visuelle est le "Tap-Test". Le contrôle ultrasonore et la thermographie infrarouge sont

utilisés pour affiner les résultats. Les autres méthodes restent beaucoup plus marginales et sont principalement utilisées en laboratoires de recherche.

3.3.2.1. *Détection Visuelle*

C'est la méthode la plus naturelle et la plus simple à utiliser. Les visites de maintenance sont essentiellement basées sur des observations visuelles. Sachant que 95% des inspecteurs arrivent à détecter un défaut de 1,4 mm² de surface et de 0,3 mm de profondeur à une distance de 2 m éclairé par une lampe de poche, Airbus a défini comme « critique » les défauts d'une taille supérieure à 28 mm² [Armstrong, 2005]. Ainsi, Airbus propose de faire de cette méthode, un critère de dimensionnement en annonçant que « ce qui ne peut pas être détecté de cette manière n'aura pas d'influence sur la sécurité de l'appareil ». Lors du Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop qui c'est tenu à Chicago en 2006, Airbus et Boeing ont réexplicité la notion de BVID (Barely Visible Impact Damage), qui est la limite de détection visuelle d'un dommage basée sur une étude statistiques des capacités visuelles de agents de maintenance [Fawcett, 2006],[Morteau, 2006].

3.3.2.2. *"Tap-Test"*

C'est une méthode qui consiste à frapper doucement à l'aide d'une petite pièce métallique, type stylo métallique, sur les surfaces à contrôler. La réponse sonore de matériau est alors différente selon qu'il y ait un défaut ou non. Cette méthode a été automatisée et est très largement utilisée car peu coûteuse. De plus, cette technique est assez précise et l'on obtient une bonne cartographie des défauts en faisant des tests rapprochés. Cependant, cette méthode se limite aux pièces de faible épaisseur et il est fortement conseillé de reproduire le test sur la surface intérieure pour la détection des dommages d'impacts (la surface délaminée étant plus grande sur la face opposée à l'impacteur). Cette méthode possède également des limites pour les structures sandwichs et permet, seulement dans certain cas, la détection de décollements entre la peau et l'âme du sandwich. En revanche, cette technique permet de détecter efficacement les dégradations liées de forts échauffements ou à des arcs électriques (impacts de foudre par exemple).

Depuis peu, nous voyons apparaître des instrumentations plus complexes basées sur cette technique qui permettent d'assister les opérateurs en faisant une analyse automatique du son réfléchi par la structure. Cela permet d'établir aujourd'hui des critères objectifs pour l'interprétation et une meilleure résolution spatiale.

3.3.2.3. *Inspection ultrasonore*

Mesure par ondes volumiques

Cette méthode permet de détecter une différence d'impédance au sein d'un échantillon et ainsi de localiser et de quantifier d'éventuelles hétérogénéités. Le signal sonore est particulièrement sensible à la différence de densité. Ainsi, cette technique est bien adaptée à la détection de dommage d'impact, principalement constitué de délaminages qui sont alors perçus comme des lames d'air ou d'eau dans un milieu homogène dense (résine ou fibre).

Expérimentalement, la méthode consiste à émettre une onde ultrasonore de fréquence typiquement située entre 0,5 et 25 MHz, dans la direction perpendiculaire au matériau et à inspecter le signal réfléchi sur les interfaces rencontrées (FIG. I.12).

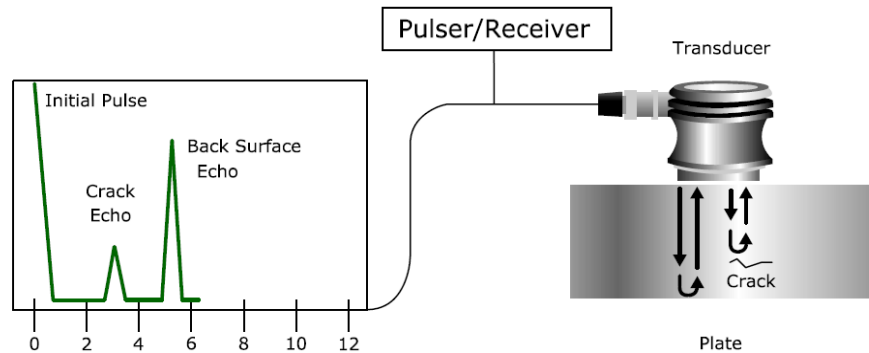


FIG. I.12 : Schéma de principe de la mesure ultrasonore [Olympus, 2008]

Pour inspecter une pièce ou une structure, la méthode « classique » consiste à utiliser des transducteurs piézoélectriques couplés à la pièce à contrôler par un milieu couplant. Le plus souvent, la pièce est immergée dans de l'eau (dispositif présent à l'ONERA) ou bien des jets d'eau assurent le couplage (Dassault Aviation, Aircelle). De nombreux articles sont disponibles sur le sujet et des études approfondies ont été menées au sein de l'Onera sur ce moyen de contrôle [Aymerich, 2000],[Kaczmarek, 1994],[Potel, 1998]. Cependant, en maintenance, le contrôle ultrasonore des pièces d'aéronef peut être fait par couplage direct en utilisant un gel couplant à base hydrophile.

La mesure du temps de vol associé à l'écho reçu permet de localiser en profondeur le défaut et de construire une image appelée D-scan, donnant la distribution de profondeur des défauts, $z_{\text{défaut}} = f(x,y)$, comme illustré FIG. I.13 où l'on peut directement observer l'étendue du délaminage en fonction de la profondeur à laquelle il se situe. Pour cela il faut au préalable déterminer la vitesse du son dans le matériau, à l'aide d'une éprouvette saine par exemple.

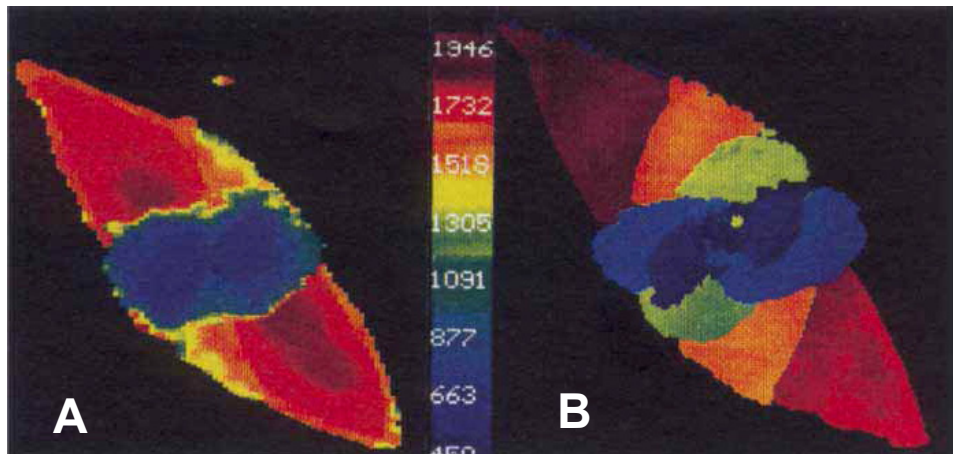


FIG. I.13 - Exemple de cartographie, de type D-scan, de dommage d'impact sur composite carbone/époxy par thermographie infrarouge stimulée impulsionnelle (A), et par inspection ultrasonore (B). Les images sont graduées en profondeur (échelle en μm) [Krapez, 1995]

Cette méthode comporte un certain nombre d'inconvénients dont le risque de pollution du matériau par le milieu couplant. L'inspection de matériaux sandwichs est plus délicate conduisant à des résultats difficiles à interpréter. Un autre désavantage est la nécessité d'étalonner le système, choix de la fréquence d'inspection en fonction des hétérogénéités du matériau par exemple, pour chaque composite.

Il est à noter que de récentes recherches ont montré qu'il était possible de cartographier la répartition en profondeur des plis des composites en utilisant des fréquences ultrasonores élevées ce qui permettrait de contrôler l'empilement de stratifié [Liu, 2006].

Mesure par ondes de Lamb

Contrairement aux ondes volumiques, cette technique de contrôle exploite des ondes qui se propagent dans le plan d'une plaque, ce qui permet de contrôler rapidement de grandes surfaces. En faisant une observation des perturbations de la propagation de ces ondes, on peut déduire la présence de singularités dans le matériau. Malgré un grand nombre de références sur les matériaux métalliques, ce type d'inspection est aujourd'hui encore en phase de développement sur les matériaux composites. Su propose une synthèse des différentes parutions sur les ondes de Lamb [Su, 2006], mais cette technique est assez peu utilisée industriellement sur des composites aujourd'hui. Il faut noter qu'elle est abondamment utilisée dans les développements en cours de systèmes de contrôle intégré de santé structurale (*Structural Health Monitoring*) où elle est connue sous le nom de méthode « acousto-ultrasonore ». Elle est en particulier utilisée pour l'instrumentation de patches composites de réparation « intelligents », c'est à dire équipés de d'excitateurs et de capteurs permettant un monitoring continu de la santé structurale du patch et de l'évolution de l'endommagement sous-jacent.

3.3.2.4. Thermographie infrarouge

Il existe une méthode passive, peu efficace, consistant à mesurer l'état stationnaire ou transitoire de la structure dans son environnement et des méthodes actives, principalement impulsionnelles ou modulées. Les méthodes actives sont les plus efficaces permettant une caractérisation quantitative des défauts. Tant la méthode impulsionnelle [Balageas, 1987] que la méthode modulée ou périodique [Beaudoin, 1985] existent depuis plus de deux décennies. La méthode stimulée impulsionnelle est la plus utilisée et consiste à stimuler par un chauffage bref le matériau afin d'observer la réponse thermique dans le temps à l'aide d'une caméra infrarouge. Lorsqu'un défaut est présent, il vient perturber le refroidissement et l'empreinte thermique du défaut s'observe à la surface du matériau. En configuration de réflexion, grâce à la valeur de diffusivité thermique, par une analyse temporelle des thermogrammes il est possible d'obtenir la profondeur à laquelle se trouve le défaut observé en surface. En configuration de transmission par contre cette mesure est impossible, mais par contre, on peut détecter la présence de défauts même lorsqu'ils sont proches de la surface opposée à l'impact, ce qui est difficile en réflexion. La deuxième méthode consiste à exciter thermiquement de manière périodique et à observer la réponse thermique du matériau en effectuant une détection synchrone (*lock-in thermography*). De plus amples détails peuvent être trouvés dans les livres suivants : [Maldague, 2001],[Vavilov, 2009] ainsi que dans des articles tels que : [Almond, 2001],[Avdelidis, 2003],[Bates, 2000].

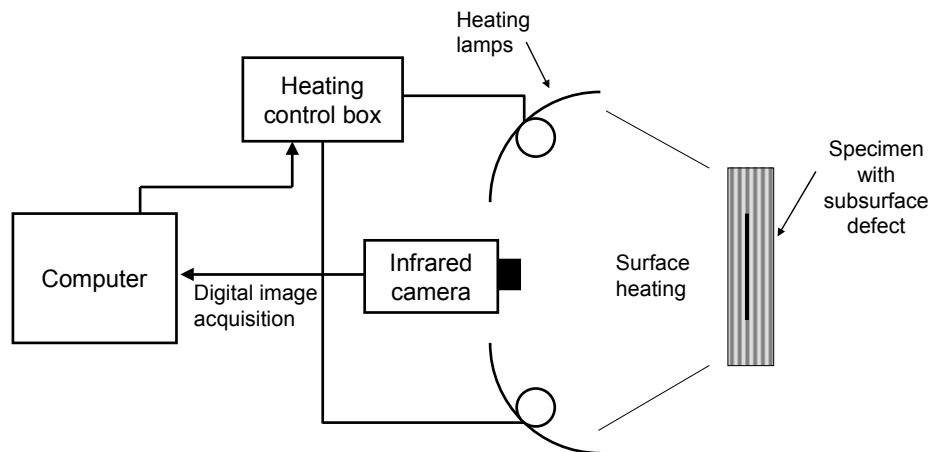


FIG. I.14 - Installation type de l'inspection par thermographie par réflexion [Almond, 2001]

Il est possible d'utiliser cette technique en réflexion ou bien transmission au travers du matériau suivant que l'on veut observer avec précision la surface ou bien les défauts en profondeurs. L'intérêt de cette méthode réside dans la facilité d'utilisation, en revanche, il est difficile d'obtenir des surfaces précises et la profondeur maximale d'observation peut être faible (de l'ordre de 2 à 3 mm sur un composite carbone/époxy compte tenu de la grande diffusivité thermique dans le plan du composite).

FIG. I.13 présente la comparaison entre la cartographie du dommage d'impact issue d'une inspection par ultrason et une cartographie par thermographie recomposée à partir d'une inspection des deux côtés de l'éprouvette.

La technique retenue est basée sur l'observation du refroidissement de la surface des échantillons. Lorsqu'un défaut comme les délaminages, sont présents, le refroidissement est localement perturbé et il est possible de reconstruire une cartographie du dommage. Grâce à un chauffage très court, flashes lumineux, il est possible de positionner ces défauts dans la profondeur en fonction de l'évolution de la température dans le temps (quelques centaines de ms).

Ces méthodes d'inspections sont parfois complexes et leur mise en œuvre requière un savoir faire acquis dans des entreprises spécialisées. Cependant afin de permettre une maintenance équivalente quelle que soit les opérateurs des avions, un "Non Destructive Test manual" (NDT manual) est édité par les aviateurs.

3.4. Synthèse sur l'évolution des solutions au problème d'impact

Comme nous l'avons vu dans cette partie, l'endommagement des matériaux composites, essentiellement délaminages et fissures transverses, est souvent provoqué par des impacts divers. Or ces matériaux, historiquement à base de résines thermodurcissables en aéronautique, sont particulièrement sensibles à ce type de dommages et la réparation est alors nécessaire. Les fabricants de matériaux composites tentent de remédier à ces problèmes d'endommagement en créant de nouveaux matériaux [Fournier-Le Ray, 2007]. Principalement deux orientations ont été suivies ces dernières années :

Le premier type de solution a été d'utiliser des résines qui permettent d'absorber l'énergie d'impact sous la forme de déformation plastique. Les résines thermoplastiques répondent à ce problème d'absorption d'énergie et leurs performances ont été améliorées ces dernières années.

Malheureusement, ces résines restent très onéreuses et les applications industrielles civiles restent peu développées. Une solution hybride a vu le jour à la fin des années 90, avec l'insertion de particules thermoplastiques dans des résines thermodurcissables. Les fabricants de matériaux composites semblent favoriser aujourd'hui cette orientation et des applications de ce type de matériaux sont déjà en service sur l'A380 et l'A400M par exemple (matériau T700GC/M21). Toujours dans le même objectif d'augmenter la ténacité de ces matériaux, I. El Sawi a récemment montré que la présence de nanotubes de carbone (seulement 0,4% en masse de matrice) permettait une augmentation de 30% du taux de restitution d'énergie en mode d'arrachement [El SAWI, 2010].

La deuxième solution est le renforcement préventif des structures composites. On peut citer le Z-pinning qui consiste à mettre des pions de liaison perpendiculaires aux plis avant la réticulation et dont l'objectif est de bloquer l'ouverture de délaminages [Greenhalgh, 2003],[Mouritz, 2007]. Le tissage des fibres est une solution similaire dont le principe est de lier les couches du stratifié avec des fibres ondulantes dans la direction hors plan. Un autre avantage de ces matériaux réside dans une mise en œuvre simplifiée avec des procédés "one shot" en RTM par exemple.

Ces solutions présentent l'avantage d'éviter un maximum la création de délaminages importants dans les matériaux, mais parfois au détriment d'une autre forme d'endommagement. L'utilisation de ces composites étant encore limitée en aéronautique, nous concentrerons nos efforts sur les dommages d'impacts sur composites à matrice thermodurcissable les plus diffusés à l'heure actuelle.

4. Présentation des réparations aéronautiques

Dans cette partie, nous détaillerons succinctement les méthodes employées aujourd'hui dans l'industrie aéronautique. Bien que ces réparations soient dictées par l'expérience des constructeurs, elles ont été influencées et enrichies grâce aux travaux de recherche menés dans de multiples laboratoires. Les entreprises de maintenance sont également à l'origine d'évolutions importantes. Ces organismes proposent en effet des solutions de réparation pour des configurations réelles non envisagées par la documentation de maintenance initiale. FIG. I.15 présente un extrait de documentation issue du SRM d'un A330 décrivant précisément certaines limites pour la réalisation d'une réparation par patch.

type of damage	damage size				type of repair	repair to be performed	srm repair reference	inspection required	minimum distance 'x' between		max. N° of damage
	length mm (in)	width mm (in)	area mm ² (in ²)	depth mm (in)					damage mm (in)	repair mm (in)	
scratches cracks gouges	≤200.00 (7.874)	≤10.00 (0.394)		no fibre damage	temporary	immediately	51-77-12 para. 2.A	no	31 (where L is the maximum dimension of damage)	25.00 (0.984)	2
					permanent	within 2500 flight hours	51-77-12 para. 3.A				
delamination debonding	≤42.00 (1.654)		≤1395.00 (2.147)	all depths	temporary	not required					
					permanent	within 2500 flight hours	51-77-13 para 2.A (2)				
					permanent	immediately	51-77-13 para 2.A (3)				
dents and perforation damage	≤42.00 (1.654)		≤1395.00 (2.147)	all depths	temporary	immediately	51-77-12 para 2.A				
					permanent	within 2500 flight hours	51-77-13 para 2.A (2)				
					permanent	immediately	51-77-13 para 2.A (3)				

FIG. I.15 - Exemple de recommandation issue du SRM de l'airbus A330 [Airbus, 2006]

Des ouvrages de référence décrivant plus généralement tous les aspects de la maintenance aéronautique ont récemment été publiés [Armstrong, 2005], [Duong, 2007]. Ces documents rendent accessibles les technologies utilisées et développent un certain nombre de justifications numériques (analytique et éléments finis) employées pour le dimensionnement de telle réparation. De manière générale et pour des questions de maintenance, les entreprises de l'aéronautique en particulier utilisent un classement des dommages organisés suivant leur état de sévérité (Tableau I.1).

Tableau I.1 - Classement couramment utilisé par les industriels pour l'évaluation de la sévérité des dommages [Armstrong, 2005]

Category	Examples	Safety Considerations (Substantiation, Management)
<u>Category 1</u> : Damage that may go undetected by field inspection methods (allowable defects)	BVID, minor environmental degradation, scratches, gouges, allowable mfg. Defects	Demonstrate reliable service life Retain Ultimate load capability Design-driven safety
<u>Category 2</u> : Damage detected by field inspection methods @ specified intervals (repair scenario)	VID (ranging small to large), mfg. Defects/mistakes, major environmental degradation	Demonstrate reliable inspection Retain Limit Load capability Design, maintenance, mfg.
<u>Category 3</u> : Obvious damage detected within a few flights by operations focal (repair scenario)	Damage obvious to operations in a "walk-around" inspection or due to loss of form/fit/function	Demonstrate quick detection Retain Limit Load capability Design, maintenance, operations
<u>Category 4</u> : Discrete source damage known by pilot to limit flight maneuvers (repair scenario)	Damage in flight from events that are obvious to pilot (rotor burst, bird-strike, lightning)	Defined discrete-source events Retain "Get Home" capability Design, operations, maintenance
<u>Category 5</u> : Severe damage created by anomalous ground or flight events (repair scenario)	Damage occurring due to rare service events or to an extent beyond that considered in design	Requires new substantiation Requires operations awareness for safety (immediate reporting)

On peut observer dans ce tableau ainsi que dans FIG. I.1 que nous avons vue en page 7, qu'une distinction est faite entre les réparations cosmétiques et les réparations structurales. Leur degré d'importance et d'urgence n'implique pas les mêmes solutions de réparation. Les deux paragraphes suivants décrivent ces différentes solutions de réparation spécifiques aux matériaux composites.

4.1. Réparations cosmétiques

Ces réparations interviennent lorsque l'endommagement est mineur. Elles permettent de rétablir l'aérodynamique et la cosmétique des pièces. Elles ne contribuent en aucun cas à réhabiliter une pièce mécaniquement. Aucune valeur ou calcul de mécanique ne sont considérés pour ce genre d'intervention. Nous décrirons à présent les différents "endommagements" et réparations cosmétiques associées.

4.1.1. Les porosités surfaciques ou rayures

Les porosités de surface sont les dommages les plus mineurs (FIG. I.16), mais nécessitent d'être prises en compte. Ces dommages sont le plus souvent des rayures qui concernent le revêtement et la première couche des composites. Ce type de dommage peut entraîner l'érosion prématurée des zones endommagées. La réparation se fait par ponçage, application de résine dans les porosités et l'application d'une nouvelle couche de peinture de protection.



FIG. I.16 - Réparation de porosité de surface

4.1.2. Indentations légères

Le second cas de figure rencontré est une indentation légère (FIG. I.17). Cet endommagement intervient suite à un impact sur une structure sandwich et il est considéré comme mineur en accord avec la classification proposée dans le Tableau I.1.

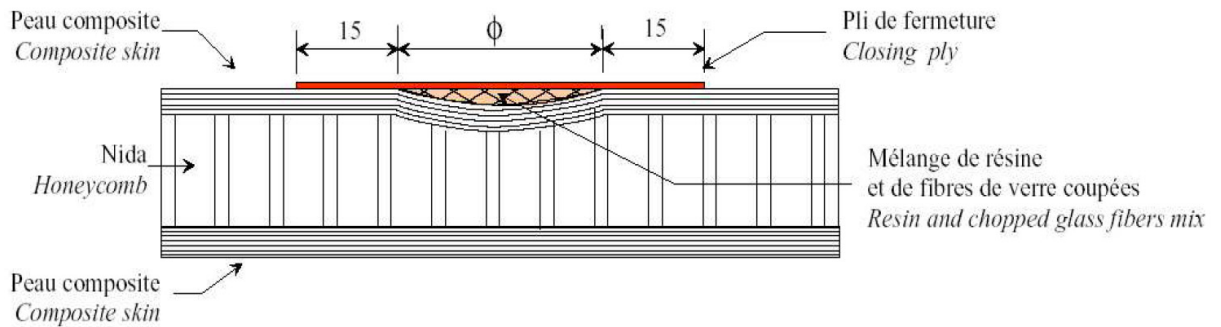


FIG. I.17 - Réparation d'une légère indentation [Airbus, 2006]

4.1.3. Délaminages en bord de stratifié

Le délaminage en bord de stratifié, FIG. I.18, est également un endommagement fréquent et référencé par les documentations techniques. Les panneaux composites peuvent présenter des délaminages locaux sur une partie ou toute la hauteur de la tranche suite à un choc en phase d'assemblage par exemple. Lorsque le phénomène est limité, la zone endommagée est enlevée et de la résine est utilisée pour restituer la géométrie de la pièce. Si cela est possible, la résine est injectée sans couper le matériau.

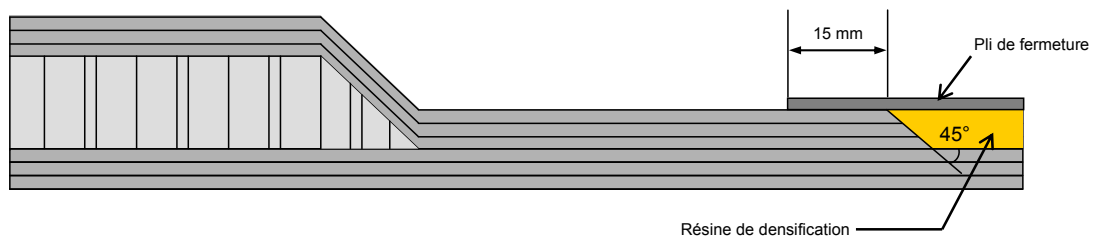


FIG. I.18 - Réparation d'un bord de plaque délaminée [Airbus, 2006]

Ajoutons, que dans certaines configurations, un pli en cavalier, qui passe d'un côté du panneau à l'autre permet de renforcer cette réparation et de limiter l'apparition de nouveaux délaminages.

4.1.4. Délaminages en bord de trous

Les délaminages en bord de trous sont des endommagements fréquents d'origines diverses. L'opération de perçage est une phase critique comme tout usinage de composite [Zitoun, 2007], mais ces endommagements peuvent aussi apparaître suite à des sollicitations diverses (cycliques ou non), ou bien consécutivement à un impact de foudre. Dans ce cas de figure, la documentation recommande de reboucher les trous avec de la résine comme présenté FIG. I.19.

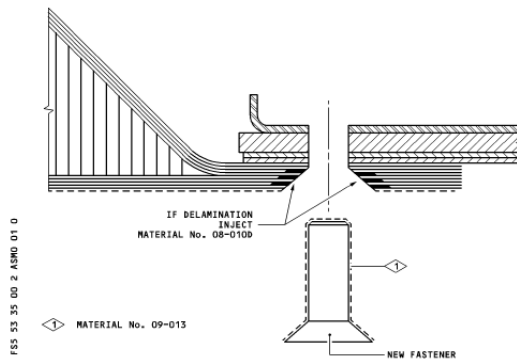


FIG. I.19 - Exemple de réparation par injection de résine après un impact type foudre [Airbus, 2006]

4.2. Réparations structurales

4.2.1. Réparation par rivetage/boulonnage

Aujourd'hui, les solutions rivetées sont très utilisées, pour des raisons essentiellement historiques et interviennent sur tous types de pièces. ATR, participant au projet CleanSky, confirme que les solutions rivetées et boulonnées, sont les seules réparations certifiées sur structure primaire. La solution de réparation par patches peut être employée sur les structures métalliques et composites. En revanche il est à noter que ces réparations représentent un surpoids important et leur réalisation est fastidieuse. FIG. I.20 et FIG. I.21 montrent une réparation sur un panneau de fuselage qui contenait une fissure. Le nombre de rivets est très important, mais a permis d'aboutir à des réparations fiables et opérationnelles.

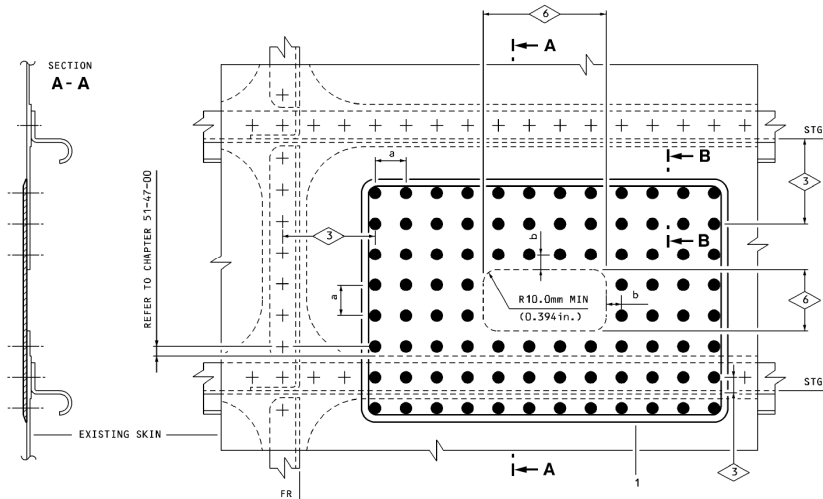


FIG. I.20 - Exemple de réparation proposée dans le SRM pour un panneau de fuselage [Airbus, 2006]



FIG. I.21 - Réparation par patch riveté sur fuselage de Boeing

4.2.2. Réparation par patch

Les réparations structurales, par définition, visent à rétablir les propriétés mécaniques des structures. Par mesure de sécurité, le principe de ces réparations consiste pour les matériaux composites, à retirer la zone endommagée (FIG. I.22 et FIG. I.23) et à placer des plis de substitution comme l'indiquent FIG. I.2 en page 9 et FIG. I.24. Cette configuration de réparation s'appelle réparation par patch.



FIG. I.22 - Exemple de préparation pour une réparation par patch en scarf – www.abaris.com



FIG. I.23 - Opération de ponçage de la zone endommagée directement sur fuselage [Werfelman, 2007]

Cette réparation présente également, l'avantage de s'adapter aux structures sandwichs (FIG. I.24). Il est possible de remplacer l'âme endommagée par un nouveau corps de même nature ou pour des endommagements moins importants, d'injecter une résine de densification dans l'âme du sandwich.

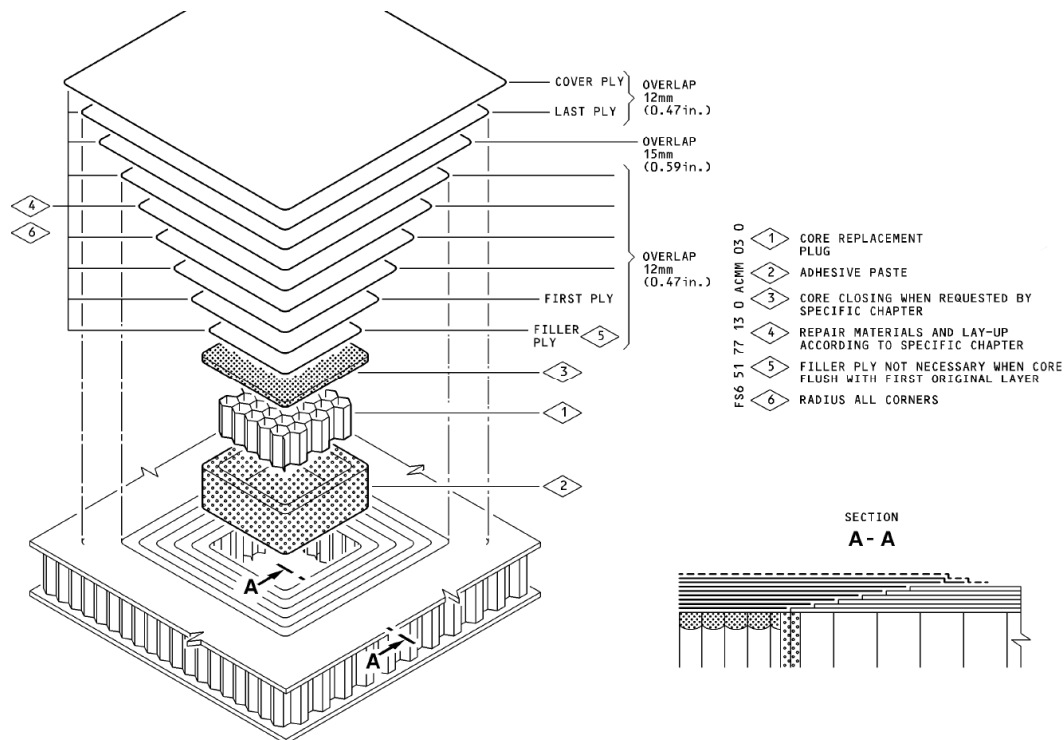


FIG. I.24 - Exemple de réparation de structure sandwich [Airbus, 2006]

Une étude européenne a été menée en 2001 afin "d'établir une méthodologie générique qui pourrait être utilisée par les ingénieurs de design, des structures et des matériaux comme outils pour concevoir des réparations collées efficaces" [Goulios, 2001]. Dans la continuité de cette étude, le Garter (Groupe for Aeronautical Research and Technology in Europe) a dirigé une étude sur l' "Impact Damage and Repair of Composite Structures" [Falzon, 2006].

Malgré ces études et de nombreuses autres, les patches composites ont très peu évolués depuis leur implémentation sur structure métallique. Leur optimisation a essentiellement porté sur leur forme (3D). Le manque de confiance et de recul concernant le vieillissement et le comportement en fatigue du patch et des films de colle structuraux, est aujourd'hui un obstacle à la certification sur structure primaire aéronautique. Le Composite Patch Repair Seminar du 12 et 13 Juin 2007 a été organisé par J-F. Begue au CEAT afin de faire le point des avancées sur le sujet de la certification des solutions de réparations collées. Le cas particulier des structures primaires, réside dans le fait que si le patch venait à se décoller de ces structures, cela aurait des conséquences catastrophiques. Des solutions innovantes ont été proposées en termes de collage comme l'utilisation de sonde ultrason pendant le collage qui permet de faire migrer les polluants hors de la zone de liaison colle/substrat. Un poids important a été porté sur les méthodes de contrôle in-situ (Self Health Monitoring) qui permettraient en temps réel de connaître la qualité du collage. L'objectif étant à terme de proposer aux agents de maintenance un historique des sollicitations qu'a subit l'avion afin de pouvoir connaître à tout moment l'état mécanique de la structure.

Afin de mieux cerner les limitations que nous pouvons rencontrer lors de l'utilisation de ces solutions collées, voici une brève description de la mise en œuvre de ce type de réparation pour des applications sur structures composites.

4.2.2.1. Préparation de la réparation

L'identification du dommage est la première étape de cette réparation. Les différentes techniques sont décrites au paragraphe 3.3.

La deuxième étape consiste à retirer entièrement le dommage du composite en élargissant la découpe avec un biseau sur les faces accessibles. Il existe deux techniques : le trou de réparation doit être soigneusement fuselé de manière continue ("scarfed") ou par marche ("stepped"). FIG. I.22 et FIG. I.23 illustrent une réparation par scarf et FIG. I.25 une réparation par step effectuée à l'aide d'un scalpel. Cette technique délicate au scalpel est notamment utilisée par Eurocopter [Brunel, 2007].

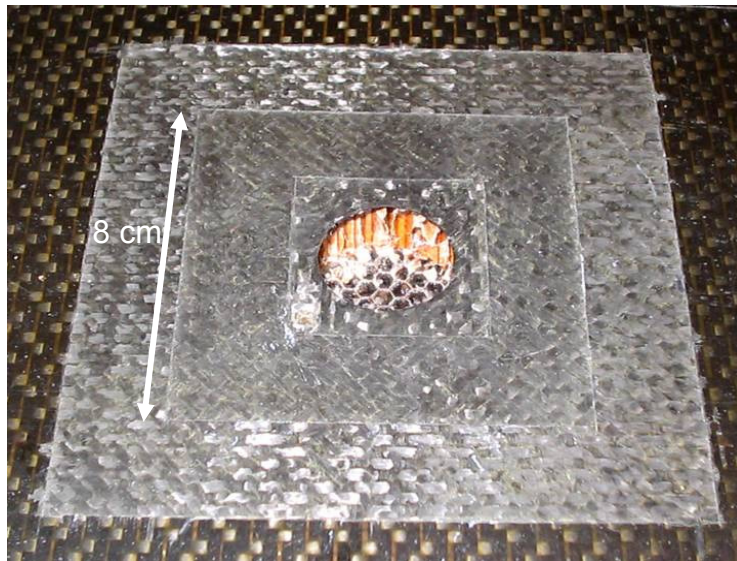


FIG. I.25 - Préparation d'une réparation par step sur un composite sandwich ; cette figure est extraite d'un cours de Brunel et présente volontairement des défauts : l'usinage devrait être circulaire si le dommage d'origine est rond et il ne devrait pas y avoir d'angle vif (les coins devraient être arrondis) [Brunel, 2007]

L'angle alors formé par la pente du biseau a été le sujet de nombreux travaux [Armstrong, 2005],[Sung-Hoon, 2000]. En effet, cet angle est critique pour la distribution des efforts entre le patch et la pièce d'origine et par conséquent de la tenue du patch. Il est aujourd'hui admis qu'un angle de 3° est le meilleur compromis entre la taille du patch et la tenue du patch. Ce très petit angle complexifie beaucoup cette étape de retrait de l'endommagement.

La sélection des matériaux à employer pour réaliser la réparation est importante. Cela s'illustre particulièrement bien par les réparations de structures métalliques par des patches composites. En effet, il est par exemple nécessaire de mettre des couches de fibres de verre entre le patch et le matériau à réparer afin d'éviter des problèmes de couplage électrique et de discontinuité de coefficient de dilatation thermique. Les propriétés d'adhésion sont bien entendu critiques et là encore de nombreuses études traitent de ce sujet [Chester, 1999],[Cognard, 2003],[Umamaheswar, 1999].

4.2.2.2. Empilement des patches

L'empilement des patches est une problématique récurrente et même s'il est admis que celui-ci vient compléter ou reproduire l'empilement initial, la concentration de contrainte générée dans le film d'adhésif reste le point faible de cette solution comme le montre l'étude [Wang, 2007]. Des

développements récents, ont amené des équipes à utiliser des méthodes heuristiques (algorithmes génétique) afin d'optimiser la forme et l'empilement des patches de réparation [Mathias, 2005],[Todoroki, 1998]. Il s'agit d'adapter au mieux l'empilement et la géométrie du patch en fonction de la zone endommagée et des efforts à transmettre. Cela peut donner des résultats étonnants comme la réparation proposée FIG. I.26, qui permet de dévier les efforts à l'extérieur de la zone endommagée représenté ici par un trou au centre de la plaque.

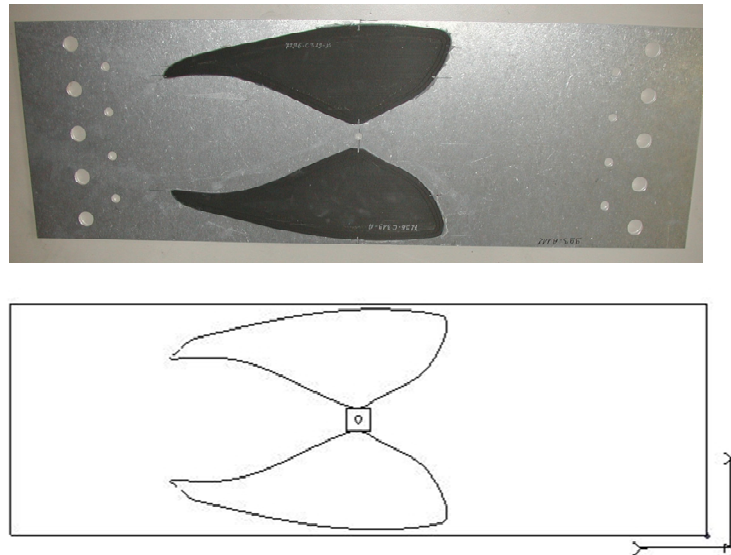


FIG. I.26 - Exemple de patch composite sur structure métallique (éprouvette de traction). La géométrie et l'empilement du patch sont obtenus par algorithme génétique [Mathias, 2005]

Pour les patches réalisés aujourd'hui en atelier de maintenance, des plis supplémentaires sont ajoutés, lorsque cela est possible, par rapport à la séquence d'empilement d'origine, afin d'obtenir une marge de sécurité plus importante sur les propriétés mécaniques de la structure réparée [Airbus, 2006],[Duong, 2007] et comme Armstrong le présente, ces plis permettent également de réduire l'effet de pelage dû à la concentration de contrainte dans les premiers plis du patch [Armstrong, 2005]. Ainsi, même si ce pelage intervient suite à de nombreux cyclages sur la réparation, il permet de détecter la dégradation de la réparation avant que celle-ci n'atteigne les plis intérieurs du patch.

4.2.2.3. Matériel et méthode

Plusieurs méthodes de réalisation de patch sont possibles : le patch peut être co-cuit (pré-imprégnés assemblés et cuit avec un film d'adhésif directement sur la pièce à réparer comme présenté à la FIG. I.2), ou bien celui-ci peut être réalisé dans un moule (géométrie complexe) et ensuite collé sur la pièce à réparer (deux cuissons).

Afin de maintenir en place le patch et garantir une bonne "compacité" de la réparation, il est préconisé d'utiliser une pompe à vide lors de la cuisson. Les entreprises de maintenance ont à leur disposition des kits de réparation sous forme de mallettes, comme celles proposées par GMI Aéro (FIG. I.27), qui permettent de chauffer et de mettre sous vide les réparations pendant la réticulation des résines.

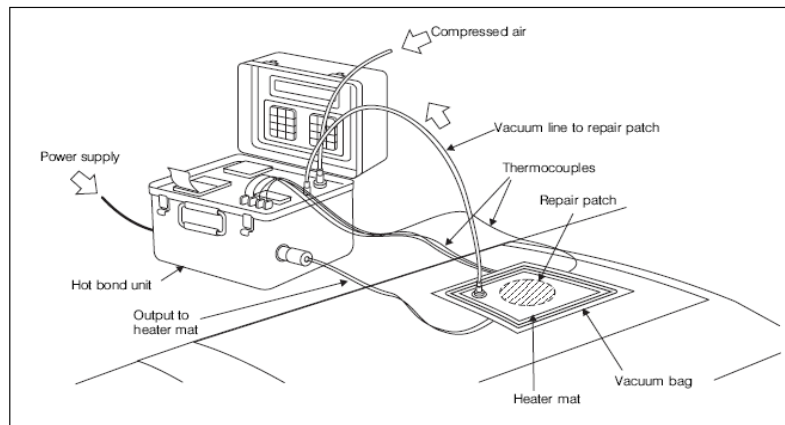


FIG. I.27 - Equipement classique utilisé pour la réparation in situ www.gmi-aero.com

4.2.2.4. Difficultés rencontrées et voix d'améliorations du patch

La réparation par patch est un moyen "souple" pour réparer des endommagements multiples. Néanmoins, avec l'arrivée des matériaux composites dits de 3^{ème} génération, les dommages courants (impacts faibles énergies) prennent des formes particulières. Ces matériaux ont une meilleure tolérance aux chocs et, si la matrice se dégrade, les fibres du matériau restent souvent intactes. Lors de la réparation par patch, la nécessité de retirer la zone endommagée, donc de couper des fibres, peut sembler disproportionnée lorsque le dommage n'est présent qu'au sein de la matrice. Ce retrait équivaut à endommager un peu plus le matériau pour pouvoir mieux le réparer.

De plus, l'opération qui consiste à enlever la zone endommagée est très délicate. Il est possible de laisser des défauts dans la structure (zone délaminée sous évaluée) ou bien d'en générer de nouveaux par l'usinage. FIG. I.28 représente une coupe d'un défaut présent dans un stratifié de 5 mm d'épaisseur avec le patch de réparation. Ce défaut de 15 mm de diamètre à une profondeur de 3,5 mm engendre une réparation d'au moins 140 mm de diamètre (en jaune).

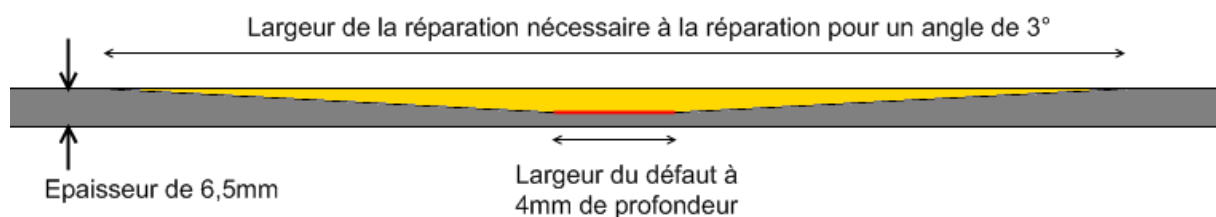


FIG. I.28 - Représentation de la réparation engendrée par un défaut de 2 cm à 4 mm de profondeur

On imagine aisément les problèmes de géométrie que peut induire une telle réparation sans prendre en compte l'aspect économique et temps d'immobilisation d'une telle opération. Ainsi, ces réparations se prêtent assez bien aux grandes surfaces planes, et peu aux autres structures plus complexes.

Un des obstacles à la certification des réparations par patch, est la difficulté de garantir la qualité du collage. La société Wiweb propose une solution originale pour s'affranchir d'une partie de cette incertitude liée à la présence de polluants sur les surfaces préparées pour le patch [Dinnebier, 2007]. Cette "dépollution" est réalisée à l'aide d'ultrasons pendant la phase de collage. Si la pièce à réparer et le film d'adhésif sont excités par les ultrasons, les polluants éventuels vont se diluer et diffuser dans le film de colle et ainsi éviter la concentration de polluants à l'interface substrat/adhésif. Ce procédé

permet également une meilleure pénétration de l'adhésif dans les rugosités du substrat. Il est toutefois à préciser que dans cette étude, seuls 30 % des cas de rupture de patch sont liés à des problèmes d'adhésion.

Une autre problématique liée à l'utilisation de collage est la tenue au vieillissement. Elle est méconnue et les organismes de certification prévoient une future autorisation d'utilisation des solutions collées à la condition qu'un contrôle permanent soit effectué sur la qualité du collage [Chiu, 2000]. Ces dernières années, un grand nombre d'études portant sur le contrôle santé intégré des réparations composites ont été développées et une conférence internationale Structural Health Monitoring (SHM) a été mise en place dès 1997. Martinez & al. étudient par exemple la qualité de détection de fissures avec des techniques in situ sous chargement de fatigue [Martinez, 2008]. Une coopération franco-israélienne a été initiée sur la détection de l'évolution de fissures sous patch grâce à deux techniques différentes de SHM, à l'aide de capteur piézo-électrique d'une part et de fibres à réseaux de Bragg d'autre part [Bostev, 2008].

L'ensemble de ces moyens de contrôle in situ devrait permettre un meilleur contrôle de la durée de vie des composites et des réparations associées. Cependant, la difficulté de maîtrise de ces moyens et de leur mise en œuvre dans un contexte industriel, a permis le développement de solutions hybrides et innovantes qui sont présentées ci-après.

4.3. Pistes pour de nouveaux types de réparation

Les méthodes de réparation courantes n'étant pas entièrement satisfaisantes sur un certain nombre de points, des idées originales ont vu le jour dans les laboratoires et dans les entreprises de maintenance. La spécificité des matériaux composites et leurs faiblesses est le point de départ de ces études.

4.3.1. Réparation par rivetage/collage

Nous avons vu que le délaminage était une des causes principales de la chute des propriétés mécaniques des matériaux composites et en particulier en compression. Li propose une méthode simple pour limiter la propagation de ces délaminages : riveter la zone délaminée [Li, 2006]. Grâce à cette technique simple, il montre que 93 % de la contrainte à la rupture en compression peut être restaurée sans faire intervenir de collage.

Afin de restituer complètement les propriétés mécaniques, une solution hybride au rivetage et au patch collé est proposée par Eurocopter pour des réparations in situ. Elle consiste à réaliser des feuilles de composite (réticulé), et à découper ces "feuilles" pour obtenir les plis du patch que l'on vient ensuite riveter avec un film de colle entre chacune d'elles.



FIG. I.29 - Solution hybride de patch riveté/collé d'Eurocopter [Brunel, 2007]

Cette solution est simple à mettre en œuvre et assez rapide, en revanche, elle représente un surpoids important et la géométrie des pièces est modifiée. De ce fait, elle est particulièrement adaptée aux applications hélicoptères, et moins aux avions où les propriétés aérodynamiques sont primordiales.

Cette réparation est finalement une évolution/combinaison des réparations existantes. Afin de proposer des réparations encore plus adaptées aux matériaux composites, des chercheurs se sont tournés vers la nature afin d'imaginer de nouvelles solutions. C'est finalement le vivant qui a inspiré des laboratoires pour proposer des réparations par "saignement".

4.3.2. Réparation par "saignement"

Au début des années 90, les avancées technologiques ont permis de mettre au point des fibres creuses qui vont permettre d'imiter la nature en termes de réparation. En effet, l'idée de cicatrisation du vivant semble être transposable aux matériaux composites, puisque ces matériaux sont généralement constitués de fibres, comme les végétaux. D'un point de vue technologique, le défi se trouve être le remplissage des fibres creuses par une résine de réparation. Une fois la technologie mise au point, le principe de cette réparation est simple : le matériau étant endommagé (fibres creuses rompues), la résine se répand dans la zone altérée et "re-colle" l'ensemble des fissures (FIG. I.30). C'est de l'auto-cicatrisation ou self-healing. Dry parvient très tôt, à restituer une partie des propriétés mécaniques en flexion [Dry, 1996]. Depuis, Pang et Williams ont poursuivi ces études sur l'auto réparation et obtiennent de très bons résultats en termes de propagation de la résine de réparation dans les fissures et de restitution des propriétés mécaniques [Pang, 2005],[Williams, 2007]. White propose une solution légèrement différente avec l'utilisation de sphères creuses pour contenir la résine de réparation. Celles-ci sont dispersées dans la résine de réparation et se rompent lors de la fissuration matricielle [White, 2001].

Il est néanmoins à noter que ce type de réparation n'est pas optimal. En effet, le surpoids et la baisse des qualités mécaniques du matériau d'origine, sont des freins à leur utilisation. De plus, cette réparation étant automatique, elle n'est pas détectable et surtout elle ne peut se faire qu'une fois. Si un dommage apparaît sur une zone déjà réparée, une réparation classique devra être envisagée.

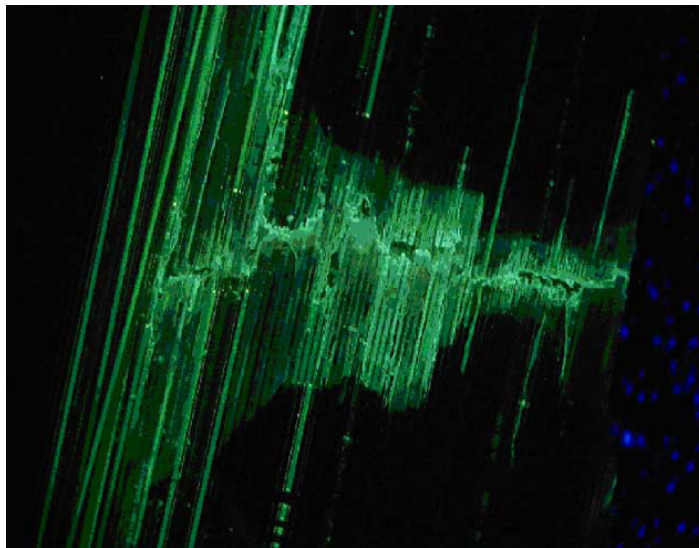


FIG. I.30 - Rupture d'un composite hybride à fibres pleine/creuse avec un marqueur UV pour observer le saignement [Pang, 2005]

Le principal intérêt de cette réparation est basé sur l'idée de réparer uniquement la zone endommagée. D'autres travaux vont dans ce sens en proposant d'injecter de la résine dans les fissures matricielles.

4.3.3. Réparation par injection

Toujours au début des années 90, des études ont été menées sur l'injection de résine. [Liu, 1993] s'intéresse à la réparation de composites à fibres courtes. Ces composites sont très sensibles à l'impact et les dommages induits dans la matrice de ces matériaux sont très importants. Il propose d'injecter de la résine dans les fissures afin de restituer la tenue mécanique. Dans ces travaux, l'injection de résine n'améliore que très sensiblement la tenue mécanique. En revanche cette technique adjointe à deux plis de surface permet de restituer au matériau ses propriétés d'origine.

Wu présente une étude sur la réparation par injection sur composite à fibres longues [Wu, 1996]. Il s'intéresse aux propriétés de compression d'éprouvettes délaminées. Dans cette étude, le délaminage est artificiel et débouchant, et la réparation est facilitée avec un accès par le chant de ces éprouvettes. Dans ces conditions particulières, l'injection de résine permet de restituer 98 % des propriétés en compression si le collage est "bien" fait.

En ce qui concerne plus précisément les solutions par infiltration, les propositions de réparations industrielles ne concernent pas les pièces de structure. Seuls les délaminages mineurs, en bords de plaque ou en bords de trou, sont considérés pour ce type de réparation (voir §4.1 et [Airbus, 2006]). La méthodologie décrite dans la documentation technique est vague et fait appel au bon sens de l'opérateur et à sa formation. Cela explique en partie que les entreprises de maintenance ont des difficultés à obtenir des résultats satisfaisants pour la technique d'infiltration dans l'optique d'obtenir une réparation structurale

Cependant, une des solutions de réparation par injection les plus prometteuses est celle proposée par Russell [Russell, 1992],[Russell, 1995]. En effet, cette étude a été mise en place pour une réparation in situ d'avion militaire, mais n'a pas eu de suite pour des raisons inconnues. Le composite support de cette étude est le matériau AS4/3501-6 (carbone/époxy) quasi-isotrope de 6 mm présent sur l'avion de chasse CF-18.

La résine dite "DREp" (Delamination Repair Epoxy) a été mise au point afin de limiter les problèmes de viscosité, de tenue à l'humidité, de tenue à la température et de qualité de collage. Sous une sollicitation en cisaillement, des éprouvettes fissurées/réparées ont montrées une bonne restitution des propriétés, 95 % de force à rupture et un G_{IIc} de 40 à 50 % meilleur que les éprouvettes d'origines. Ces qualités peuvent s'expliquer par la ténacité de la résine de réparation meilleure que la résine d'origine, c'est-à-dire du composite, ainsi que par l'augmentation de l'épaisseur globale de l'éprouvette. L'objectif étant de faire une réparation in situ des dommages rencontrés par les avions de combat, notamment l'impact, dans les travaux de Russell, un montage a spécialement été conçu pour cette étude. Le schéma de principe est illustré ci-dessous (FIG. I.31).

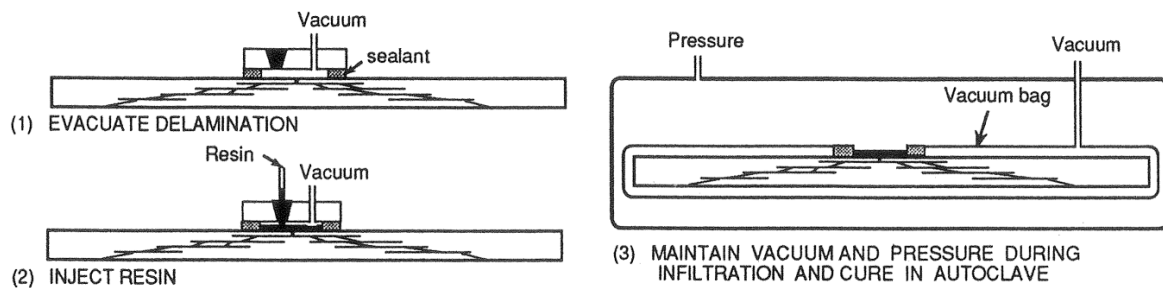


FIG. I.31 - Schéma du montage proposé par Russell [Russell, 1992]

Comme on peut le voir sur le schéma précédent, des trous ont été pratiqués dans la plaque préalablement impactée afin d'accéder aux délamination pour la réparation. Les meilleurs résultats ont été obtenus avec 6 à 8 trous d'injection de 1mm de diamètre et 4 trous de sortie de 1mm de diamètre également. De plus, pour favoriser le flux de résine dans le réseau de fissures, une pression de 7 bars a été appliquée à la résine en plus du vide présent autour de l'éprouvette. Aucune étude sur l'influence de ces trous dans la tenue mécanique de l'éprouvette n'a été faite.

Les résultats obtenus par cette technique montrent qu'il est possible de restituer 80 à 90 % de la résistance en compression après impact avec ce type de réparation sur ce type de dommage. L'étude de la présence de polluants comme de l'eau salée, fluide hydraulique ou bien de kérosène dans les fissures a montré qu'avec un nettoyage approprié, il était possible de retrouver une qualité de réparation satisfaisante (80 % minimum).

5. Conclusion

Depuis l'implantation des composites en aéronautique, des efforts ont été menés afin de proposer des solutions de réparation adaptées à ces nouveaux matériaux. Dans un premier temps, ces réparations ont essentiellement été des dérivés des réparations de structures métalliques avec des patchs rivetés puis collés. Ces techniques se sont peu à peu affinées, et aujourd'hui la solution la plus courante est le patch avec des techniques de mise en œuvre très précises et coûteuses.

Comme on peut le voir FIG. I.32, on peut ordonner ces différentes réparations en fonction de la criticité des dommages et notamment grâce au critère de BVID (Barely Visible Impact Damage) et la présence ou non de rupture de fibres.

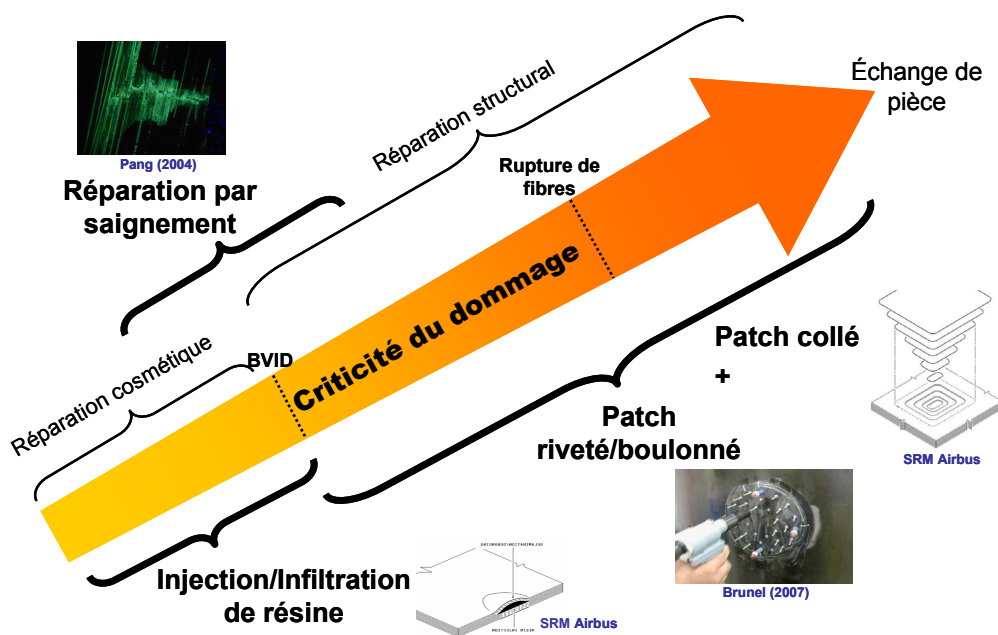


FIG. I.32 - Organisation des réparations en fonction de la criticité du dommage

D'après les études qui ont été menées, le dommage d'impact faible énergie faible vitesse, est le type de dommage le plus rencontré et le plus néfaste sur les structures composites. Un grand nombre de moyens de détection ont été spécifiquement développés afin de connaître précisément l'étendue et la forme des dommages. Cette description précise a permis d'établir que ces dommages sont essentiellement matriciels dans ce type d'impact.

Parmi toutes les réparations recensées, la réparation par infiltration est aujourd'hui employée industriellement uniquement pour des réparations cosmétiques. Cependant, c'est la réparation qui nous semble la plus prometteuse pour résoudre rapidement et à moindre coût les dommages d'impact. En effet, l'idée est de réparer uniquement ce qui est endommagé, c'est-à-dire la matrice du matériau composite. Quelques études ont montré qu'il était possible de restituer une partie des propriétés mécaniques [Russell, 1992],[Russell, 1995]. Ainsi, dans cette thèse, nous souhaitons optimiser ce processus de réparation pour les générations actuelles de matériaux composites, mais également proposer une démarche de validation de la réparation notamment grâce aux récents développements de nouveaux outils expérimentaux (corrélation d'images numériques et thermographie infra-rouge par exemple) et numériques propres aux composites.

Chapitre II.

Méthode de réparation par infiltration

Les matériaux composites employés sur les structures aéronautiques sont et vont être de plus en plus soumis à des chocs de type impact faible énergie. Aujourd'hui, la technique de réparation préconisée pour ces dommages est essentiellement par patch riveté ou collé. Cette méthode de réparation est assez inadaptée aux petits chocs où l'endommagement n'atteint que rarement les fibres du composite. Dans ce Chapitre, l'objectif est de développer et valider une méthode de réparation adaptée aux dommages d'impact et, a fortiori, les délaminages. Nous nous sommes intéressés dans un premier temps, à réaliser un modèle analytique représentant la capacité d'une résine à combler un milieu aussi étroit qu'un réseau de fissures. Pour cela, les propriétés physico-chimiques de ces résines ont été identifiées. Les résultats de ces simulations théoriques étant satisfaisantes, nous avons, dans un deuxième temps, mis en oeuvre cette réparation. Pour cela un endommagement type a été sélectionné et les paramètres technologiques optimisant cette réparation ont été identifiés.

Plan du Chapitre

1. Introduction	39
2. Principe du procédé de réparation proposé	40
3. Modèle Analytique de l'infiltration	41
3.1. Description des phénomènes physiques en jeu.....	42
3.1.1. La mouillabilité	42
3.1.2. La viscosité.....	44
3.2. Etude de l'influence des paramètres matériaux.....	44
3.2.1. Influence de la viscosité	44
3.2.2. Influence de la géométrie du dommage et des paramètres de mouillabilité.....	45
4. Identification des paramètres matériaux	49
4.1. Les matériaux de l'étude	49
4.1.1. Le matériau de référence	49
4.1.2. La résine de réparation	50
4.2. Description du milieu à infiltrer	51
4.3. La mouillabilité.....	53
4.3.1. Angle de contact.....	55
4.3.2. Tensions de surface	58
4.4. Performance théorique du modèle d'infiltration	60
5. Mise en œuvre de la réparation par infiltration	61
5.1. Réalisation d'un dommage générique	61
5.1.1. L'impact faible énergie	61
5.1.2. Indentation quasi-statique.....	63
5.1.3. Bilan de l'endommagement généré par impact et indentation.....	65
5.2. Préparation avant réparation	66
5.3. Mise en place d'un banc d'essai	68
5.3.1. Essais d'infusion	68
5.3.2. Montage expérimental.....	69
5.4. Infiltration d'un dommage d'impact.....	72
5.4.1. Tests préliminaires	72
5.4.2. Réalisation de la réparation par infiltration sur un dommage type impact.....	74
6. Conclusion.....	77

1. Introduction

Dans le Chapitre I, nous avons vu qu'il existait un nombre limité de réparations "composite". Le patch est la solution la plus employée, mais c'est une solution coûteuse et peu adaptée aux dommages typiques d'impact faible énergie. Nous avons également vu qu'un nouveau type de réparation par injection avait été envisagé au début des années 90, mais, malgré de bons résultats mécaniques, cette technique de réparation n'avait pas eu de suite industrielle en tant que réparation structurale. Ce procédé particulièrement bien adapté au dommage d'impact faible énergie est étudié en détail dans ce chapitre.

Afin de cerner les limites de ce type de réparation, nous avons réalisé un certain nombre de travaux exploratoires. Un modèle analytique basé sur les propriétés physico-chimiques des constituants est développé. L'objectif est de vérifier la capacité d'une résine à pénétrer un réseau de fissures étroites tels que les délaminages d'un dommage d'impact. Pour cela, l'étude de l'influence des propriétés des résines de réparation sur la qualité d'infiltration est essentielle.

Il est ensuite nécessaire de confronter ce modèle théorique, à sa mise en œuvre sur un dommage réel. Pour cela, un dommage type est sélectionné afin d'être représentatif des dommages rencontrés en aéronautique, reproductible et sur lequel l'influence de la qualité de la réparation est maximale. Le procédé est enfin optimisé grâce à plusieurs paramètres technologiques comme la pression d'injection ou le nombre de trous d'infiltrations.

2. Principe du procédé de réparation proposé

Bien que cette réparation ait été abordée dans la littérature par Russell [Russell, 1992], nous avons choisi de poursuivre cette étude afin de mieux cerner les limites de ce procédé, d'étudier sa compatibilité avec les nouveaux matériaux composites, et d'améliorer certains aspects de cette réparation peu connue.

Le principe de la méthode de réparation est assez simple et repose sur l'idée de réparer uniquement ce qui est endommagé, contrairement à la plupart des méthodes employées aujourd'hui comme nous l'avons vu précédemment. Les impacts faible énergie, dont le dommage est jugé critique aujourd'hui, génèrent essentiellement des délaminages et des fissures transverses, donc un mode d'endommagement matriciel (FIG. II.1).

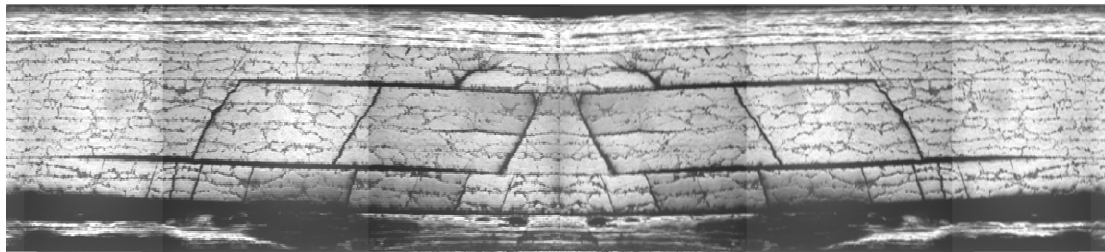


FIG. II.1 - Coupe micrographique d'un stratifié carbone/époxy endommagé par poinçonnement quasi-statique (empilement $[0_2/+60_2/-60_2]_s$)

Cet endommagement est « organisé » de manière particulière en fonction de la séquence d'empilement. Les fissurations transverses et les délaminages sont reliés entre eux et forment un réseau contigu de fissures. La technique de réparation proposée s'appuie sur l'utilisation de ce réseau en faisant migrer une résine de réparation au travers de l'ensemble de ces fissures (FIG. II.2).

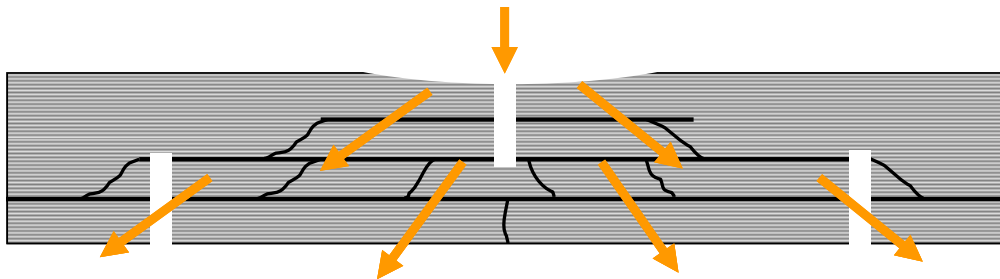


FIG. II.2 - Schéma du principe du procédé de réparation par infiltration

Outre le problème de « détectabilité » des dommages évoqués au Chapitre I, le réseau de fissures est en général non débouchant sur la face impactée malgré une extension importante au coeur du matériau. Cette spécificité nous a contraint à réaliser des trous d'infiltration et d'évacuation pour que la résine de réparation puisse circuler au travers du réseau de fissures.

Avant de faire des essais d'infiltration de résine dans un réseau de fissures généré par un impact, nous voulions savoir si ce type de fissures n'était pas trop étroit pour qu'une résine de réparation puisse y pénétrer. Pour cela, nous avons développé un modèle analytique prenant en compte les propriétés physico-chimiques de celle-ci.

3. Modèle Analytique de l'infiltration

La réparation proposée consiste à faire pénétrer une résine de réparation dans un réseau de fissures. Afin de faciliter l'accès de la résine à ces fissures des trous d'infiltration sont réalisés et seront décrits plus en détail dans le paragraphe exposant la mise en œuvre de la réparation.

Ainsi, dans le modèle présenté ci-dessous, nous avons cherché à décrire la qualité de l'infiltration sans prendre en compte ces trous d'infiltration. Un certain nombre d'hypothèses simplificatrices, énoncées ci-dessous, ont été faites afin d'avoir une bonne estimation de la capacité des résines à combler un réseau étroit de fissures :

- Dimensions du problème faibles (de l'ordre de quelques millimètres) et gravité terrestre négligeable devant les effets capillaires
- Présence de vide relatif dans l'ensemble des délaminages en début d'infiltration
- Axi-symétrie du problème par rapport à chacun des points d'infiltration
- Perméabilité équivalente à la perméabilité de deux plans infinis (avec une hauteur variable)
- Pression d'injection constante
- Géométrie du délaminage simplifiée : section triangulaire et axisymétrique (FIG. II.3)

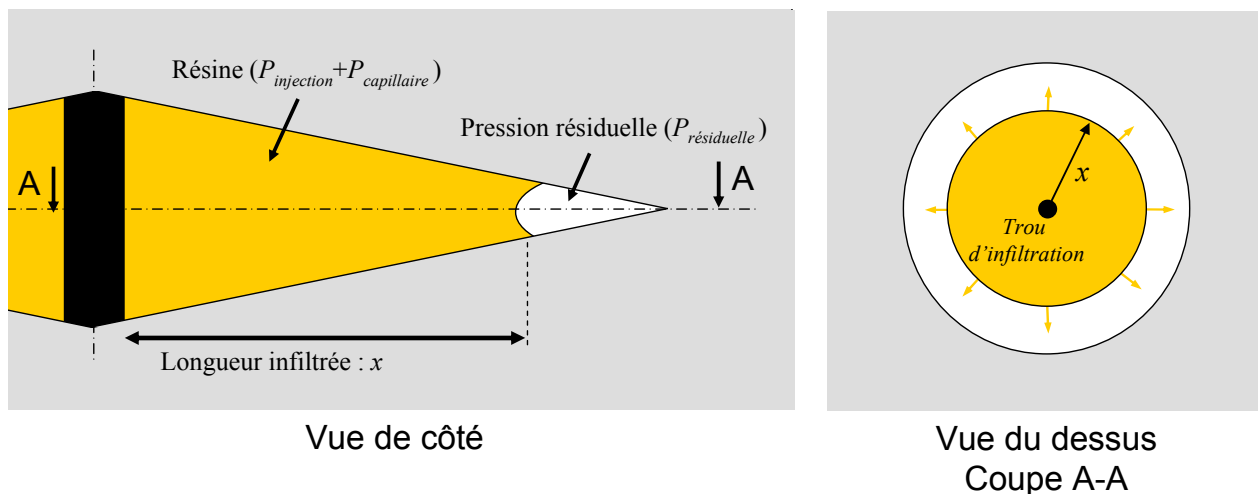


FIG. II.3 - Schéma de la géométrie de fissure considérée dans le modèle analytique

Afin de décrire l'avancée du fluide et trouver la position du front de résine, nous avons cherché à écrire l'équilibre des pressions du fluide dans la fissure.

Si l'on considère le schéma de principe ci-dessus (FIG. II.3), nous cherchons à résoudre :

$$P_{injection} + P_{capillaire} = P_{résiduelle} \quad \text{Eq. 1}$$

La pression d'injection ($P_{injection}$) est considérée constante pendant tout le procédé de réparation et est imposée par l'opérateur, contrairement à la pression résiduelle ($P_{résiduelle}$) qui augmente au fur et à mesure que la résine comble la fissure. Cette pression peut s'exprimer en fonction de l'avancée du front de résine (x) :

$$P_{résiduelle} = P_{vide} \left(\frac{L_{delam}}{L_{delam} - x} \right)^2 \quad \text{Eq. 2}$$

La pression capillaire ($P_{capillaire}$) est régie par la loi de Laplace de la capillarité. Elle décrit la discontinuité de pression de part et d'autre d'une surface courbée. Cette discontinuité s'exprime en fonction de la tension de surface (γ_{LG}) et des rayons de courbures de la surface de l'interface (R_1 et R_2 sur FIG. II.4) :

$$P_{capillaire} = P_{int} - P_{ext} = \gamma_{LG} \left(\frac{1}{R_1} + \frac{1}{R_2} \right) \quad \text{Eq. 3}$$

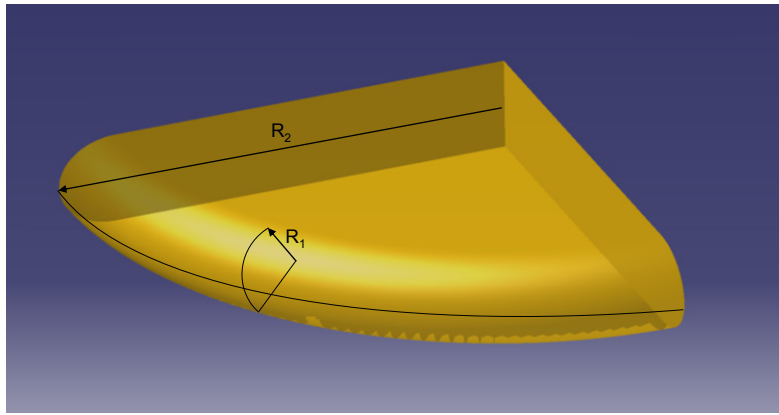


FIG. II.4 - Schéma montrant la double courbure du front de résine

Comme l'écoulement est considéré axi-symétrique, un des rayons est directement lié à la position du fluide par rapport au point d'injection (x). L'autre rayon de courbure est lié à l'angle de contact (θ) que fait le fluide avec la surface de la fissure et est donné par la loi de Jurin [Mouette, 2002]. Ainsi, en utilisant la loi de Laplace et la loi de Jurin, la pression capillaire au point x , est :

$$P_{capillaire} = \gamma_{LG} \left(\frac{\cos \theta}{h(x)} + \frac{1}{x} \right) \quad \text{Eq. 4}$$

où $h(x)$ est l'épaisseur de la fissure au point x .

Comme on peut le voir dans cette expression et dans Eq. 1, le modèle proposé repose sur un nombre limité de paramètres.

3.1. Description des phénomènes physiques en jeu

3.1.1. La mouillabilité

La réalisation d'une réparation par infiltration est basée sur la possibilité de faire pénétrer une résine dans un milieu très étroit. A cette échelle, l'équilibre des phénomènes physiques n'est pas exactement le même qu'à l'échelle macroscopique (c'est-à-dire de l'ordre du mm). La capillarité est par exemple prépondérante sur les forces de gravité. Afin d'évaluer comment ces propriétés de capillarité peuvent influencer la qualité d'infiltration, nous avons étudié la mouillabilité des résines de réparation sur l'interface à réparer.

La mouillabilité représente la capacité d'un fluide à recouvrir un substrat. Les tensions de surfaces (γ) et l'angle de contact (θ) entre le liquide, le solide et le gaz permettent de définir la qualité du mouillage comme on peut le voir FIG. II.5 et la construction de Young.

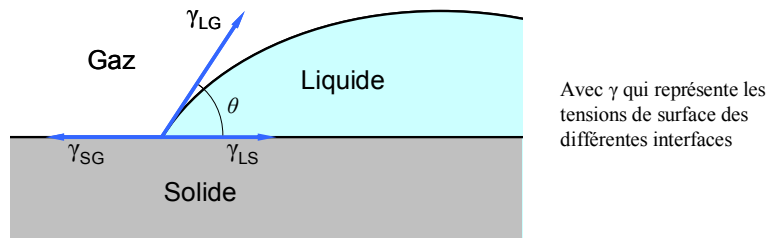


FIG. II.5 - Construction de Young représentant les tensions de surface entre les différents milieux et l'angle de contact [Quéré, 2004]

Cette relation de Young permet de lier les différentes variables :

$$\cos \theta = \frac{\gamma_{SG} - \gamma_{SL}}{\gamma_{LG}} \quad \text{Eq. 5}$$

Avec

θ : l'angle de contact entre le liquide et le solide

γ : les différentes tensions de surface entre les trois phases présentes

Ces considérations sont valables à l'équilibre statique, mais lorsque l'on réalise une infusion ou une infiltration d'un délaminage, l'objectif est de faire migrer de la résine. L'effet dynamique modifie alors l'angle de contact comme montré FIG. II.6.

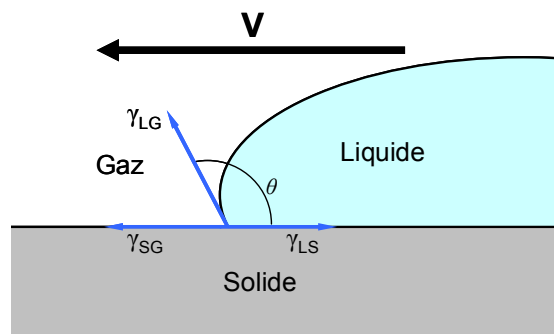


FIG. II.6 - Construction de Young sur un liquide qui progresse avec une vitesse V sur une plaque plane et visualisation de l'effet de la vitesse sur l'angle de contact dit dynamique [Quéré, 2004]

Ce phénomène est également amplifié avec la rugosité de la surface à infiltrer, mais ne donne pas lieu dans notre système à de nouvelles équations. Nous verrons lors de l'identification de ces paramètres de mouillabilité comment nous avons intégré cette notion de rugosité pour rapprocher notre modèle au plus proche de la réalité.

Un autre phénomène important à prendre en compte et qui n'apparaît pas dans les équations énoncées ci-dessus, est lié à la dynamique du procédé. La viscosité est un paramètre essentiel dans les procédés de mise en œuvre des matériaux composites et pourrait dans le cadre de la réparation, empêcher une bonne infiltration du réseau de fissures.

3.1.2. La viscosité

L'écriture de l'équilibre de pression ne dépendant pas du temps d'infiltration, nous avons cherché à vérifier que les effets de la viscosité ne fausseraient pas les résultats de prédiction de la position du front de résine. Pour cela, nous avons utilisé la loi de Darcy qui permet de lier le débit d'un fluide au travers d'un milieu poreux aux paramètres géométriques et matériaux du problème :

$$Q = \frac{k}{\mu} A \frac{\Delta P}{x} \quad \text{Eq. 6}$$

Avec :

- Q : le débit au travers de la fissure
- k : la perméabilité de la fissure
- μ : la viscosité dynamique du fluide
- A : l'aire de la section de la fissure
- ΔP : la différence de pression
- x : la position du front de résine ou la longueur infiltrée

Q étant le produit de la vitesse du fluide par la section de la fissure et cette vitesse pouvant être décomposée en rapport de la distance parcourue par le fluide par le temps (t), la loi de Darcy se traduit finalement par :

$$x^2 = \frac{k}{\mu} \Delta P \cdot t \quad \text{Eq. 7}$$

Grâce à cette expression, nous pouvons calculer le temps d'infiltration théorique. La première difficulté vient de l'expression de la perméabilité de la fissure. Dans notre modèle, nous avons considéré que le délaminage avait une forme triangulaire (FIG. II.3). De manière analytique en revanche nous ne disposons que de la formule de la perméabilité (k) entre deux plans infinis qui est définie par :

$$k = \frac{h^2}{12} \quad \text{Eq. 8}$$

Avec h qui est la distance séparant les deux plans infinis.

Les phénomènes physiques évoqués au cours de ces deux derniers paragraphes ont permis de mettre à jour un certain nombre de grandeurs qui peuvent modifier la qualité du procédé de réparation. Une étude de l'influence de ces paramètres est présentée ci-dessous.

3.2. Etude de l'influence des paramètres matériaux

3.2.1. Influence de la viscosité

Nous avons considéré au cours de la construction de ce modèle, le problème comme quasi-statique. Afin de vérifier cette condition, il fallait, entre autres, que la viscosité de la résine de réparation soit faible pendant le procédé d'infiltration. Ce temps de mise en œuvre des résines est généralement d'une dizaine de minutes lorsque l'on est à la température de mise en œuvre optimale. Ainsi, si l'on s'intéresse à l'évolution du temps d'infiltration en fonction de la viscosité (FIG. II.7), obtenu en

inversant Eq. 7, on observe que pour des viscosités typiques de résines d'infusion ou RTM (inférieure à 1 Pa.s), le temps d'infiltration est inférieur à dix minutes.

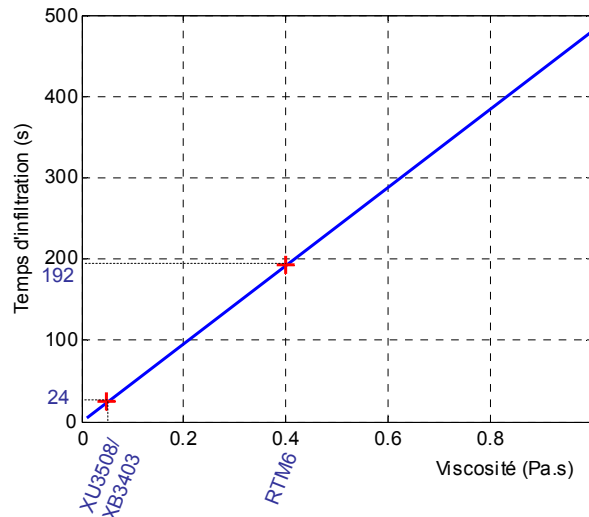


FIG. II.7 - Etude de l'influence de la viscosité sur le temps d'infiltration d'un délaminage à une température de mise en œuvre de 80 °C

Notons que pour cette évaluation du temps d'infiltration, la fissure est modélisée par deux plans infinis séparés par une épaisseur moyenne équivalente aux délaminages observés (20 μm). La longueur utilisée est de 40 mm et la différence de pression est de 0,99 bar.

Ainsi, grâce à cette évaluation du temps d'infiltration, nous pouvons en déduire que la plupart des résines dédiées au procédé d'infusion ou au procédé RTM conviennent pour notre procédé de réparation du point de vue de la viscosité. En effet, le temps théorique d'infiltration est inférieur au temps que mettent ces résines à atteindre une viscosité importante, de l'ordre de 10 minutes pour les résines les plus exigeantes.

3.2.2. Influence de la géométrie du dommage et des paramètres de mouillabilité

Angle de contact et épaisseur du délaminage

Grâce aux différentes équations évoquées précédemment, nous avons vu que la mouillabilité régissait les équations de notre modèle d'infiltration. La géométrie du délaminage et notamment son épaisseur sont des paramètres qui peuvent influencer la qualité théorique d'infiltration. Pour débiter cette analyse, la FIG. II.8 présente l'avancée de la résine dans un délaminage de 40 mm en fonction de l'angle de contact que forme la résine avec l'interface délaminée et l'épaisseur du délaminage.

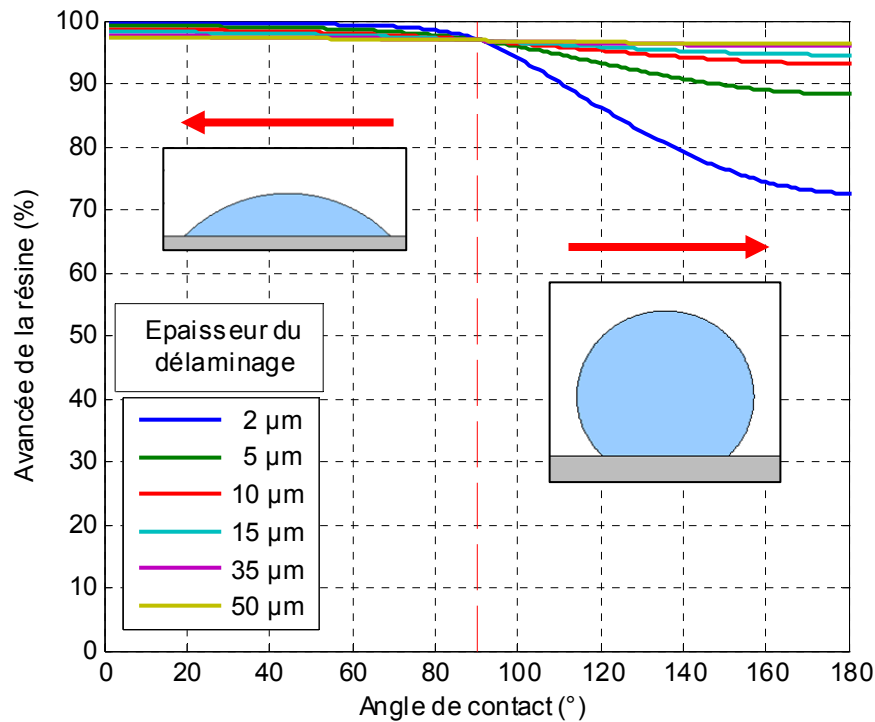


FIG. II.8 - Influence de l'épaisseur du délaminage et de l'angle de contact sur la qualité d'infiltration théorique représentée par un pourcentage de délaminage infiltré

Ainsi, tant que l'angle de contact est inférieur à 90° , l'épaisseur du délaminage ou l'angle de contact lui-même modifie très peu la qualité de l'infiltration. En revanche, lorsque l'angle de contact est supérieur à 90° , il faut également que l'épaisseur du délaminage soit très faible ($<10 \mu\text{m}$) pour que cela ait vraiment une influence significative sur la capacité d'infiltration. Pour cette illustration, la pression d'injection a été fixée à la pression atmosphérique (1 bar) et la pression du vide à 100 Pa. Ces deux paramètres sont, cependant, une source possible d'influence sur la capacité d'infiltration de la résine.

Pression d'injection et vide originel

Dans la mesure où nous souhaitons proposer une réparation simplifiée, il aurait été idéal de ne pas avoir à mettre la résine de réparation sous pression, ni mettre sous vide l'ensemble du réseau de fissure. La FIG. II.9 illustre l'influence de ces deux paramètres de pression sur la qualité de pénétration de la résine. Pour cela, la pression d'injection est comprise entre 1 et 100 bar et la pression du vide entre 0.0001 et 1 bar. Pour cette illustration, l'angle de contact et l'épaisseur du délaminage ont été respectivement fixés à 60° et $35 \mu\text{m}$, toujours pour une longueur de délaminage de 40 mm. Il apparaît que lorsque le vide est relativement "bon", inférieur à 103 Pa, il est possible d'atteindre un taux de pénétration de résine de plus de 90 %, et ce quelle que soit la pression d'injection considérée. En revanche, cette pression d'injection devient très influente lorsque le vide est supérieur à 103 bars dans la fissure.

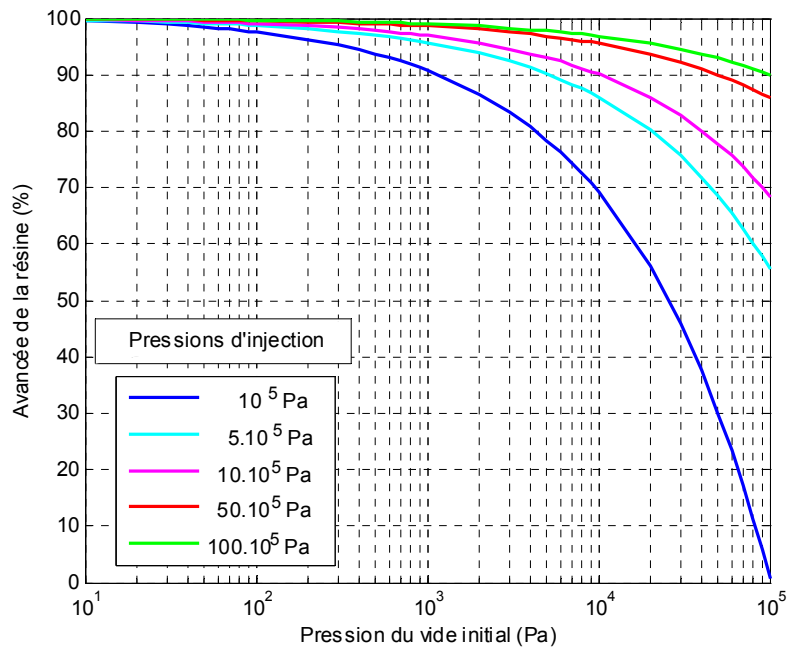


FIG. II.9 - Influence des pressions d'injection et du vide d'origine sur la qualité d'infiltration théorique

Longueur du délaminage

Dans le cadre d'une réparation réelle, la longueur des délaminages n'est pas connue et peut être sujette à une mauvaise estimation si les moyens de contrôle ne sont pas adéquats. Il est ainsi nécessaire de s'intéresser à l'influence que peut avoir la longueur du délaminage.

Comme on peut le voir à la FIG. II.10, lorsque l'on applique des longueurs de délaminage de 0 à 100 mm à notre modèle, aucune modification significative du taux de pénétration de la résine de réparation n'est observable. Ce comportement permet d'affirmer que théoriquement la longueur des délaminages ne devrait pas influencer la qualité de notre réparation. C'est d'autant plus important que toutes les tailles de dommages n'ont pu être étudiées, et cela nous permet d'envisager cette méthode de réparation à des dommages beaucoup plus étendus.

Pour l'illustration de la FIG. II.10, les paramètres ont été les suivants : la pression d'injection est de 1 bar, la pression du vide de 100 Pa, l'angle de contact est de 60°, la tension de surface de 27 Jm⁻² et l'épaisseur du délaminage de 35 µm.

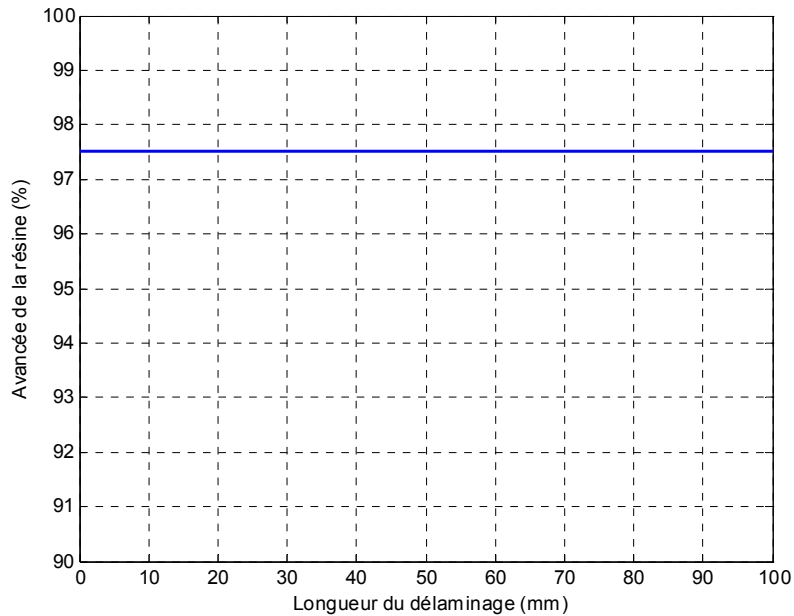


FIG. II.10 - Influence de la longueur du délaminage à infiltrer sur la qualité d'infiltration théorique

Tension de surface

Le dernier paramètre, qui est explicitement présent dans les expressions de mouillabilité, est la tension de surface. D'après la littérature, ce paramètre ne varie pas beaucoup [Grundke, 1996],[Mezzenga, 2001],[Page, 2000], et l'on peut observer sur la FIG. II.11, que la qualité d'infiltration est peu influencée par ce paramètre. Les valeurs des autres grandeurs intervenant dans le modèle analytique, sont les mêmes que celle utilisées précédemment avec une longueur de délaminage de 40 mm.

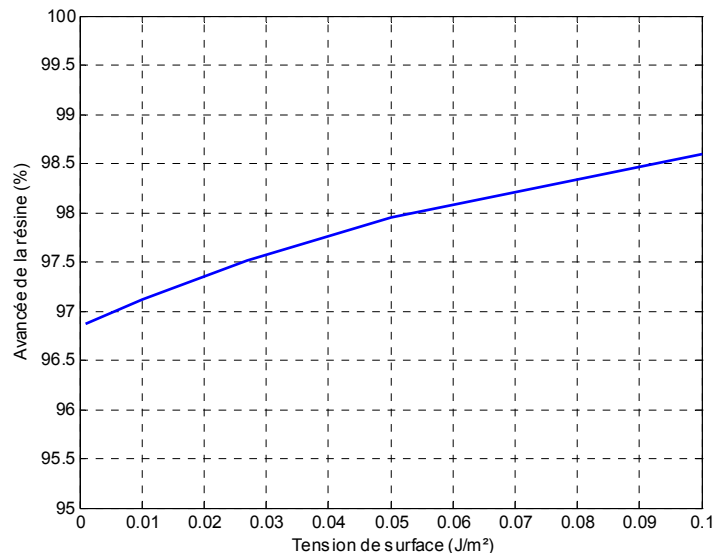


FIG. II.11 - Influence de la tension de surface sur la qualité de l'infiltration

Pour l'ensemble des paramètres intervenant dans la prédiction de la position du front de résine dans les délaminages, peu sont finalement vraiment influants. Il est important de vérifier maintenant que dans le cas précis de notre procédé de réparation, les matériaux, la disposition géométrique des dommages et les possibilités expérimentales permettent de réaliser cette réparation.

4. Identification des paramètres matériaux

4.1. Les matériaux de l'étude

4.1.1. Le matériau de référence

Le matériau sélectionné pour cette étude est le T700GC/M21 développé par la société Hexcel® et commercialisé sous le nom HexPly M21 (HEXPPLY® UD/M21/35%/268/T700GC). Il s'agit d'un pré-imprégné carbone/époxy employé sur des projets majeurs de l'aéronautique ces dernières années comme l'A380 et l'A400M. Les fibres T700GC sont des fibres continues à haute résistance et module intermédiaire. La résine M21 est une résine dite de 3ème génération et a la particularité de contenir des nodules thermoplastiques. Ces nodules permettent, lors de sollicitations importantes, d'emmagasiner de l'énergie en déformation plastique, contrairement au reste de la matrice thermodurcissable qui n'a pas cette capacité de déformation. Comme le montre la FIG. II.12, ces nodules ont un diamètre moyen de quelques fibres (~20 µm). Ce matériau se présente généralement sous la forme de pré-imprégnés d'unidirectionnels. Les stratifiés réalisés à partir de ce matériau présentent une "désorganisation" des plis liée à la présence des nodules. Des zones riches en résine sont ainsi visibles comme dans l'encadré de la FIG. II.12.

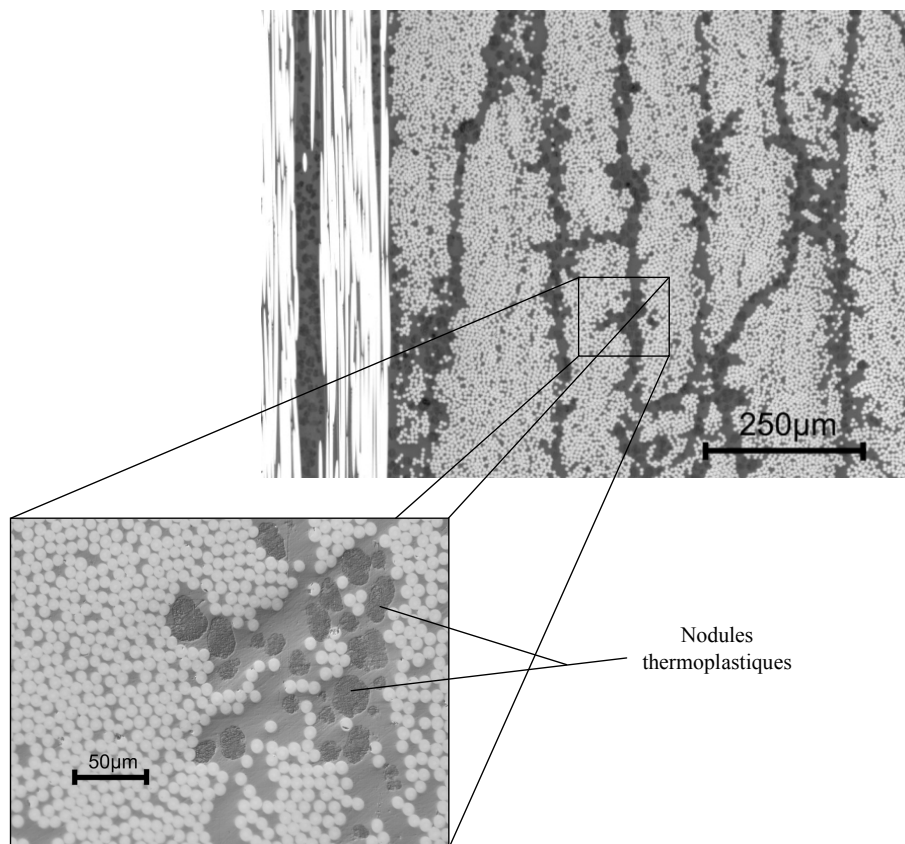


FIG. II.12 - Coupe micrographique d'un stratifié de plis unidirectionnels de T700GC/M21 montrant la présence des nodules thermoplastiques dans la matrice thermodurcissable

Il est à noter que les nodules de thermoplastique présents dans le pré-imprégné T700GC/M21 ne fondent pas lors de la production des plaques stratifiées avec le cycle de cuisson recommandé par Hexcel Composite, à 180 °C. Comme on peut le constater sur le thermogramme du comportement du pré-imprégné T700GC/M21 présenté en Annexe I, on observe un pic endothermique à 194 °C, correspondant à la fusion des nodules. Il n'y a donc pas de fusion possible pendant le cycle de polymérisation, ni pendant l'infiltration du réseau de fissures. Par conséquent, d'autres résines présentées ci-dessous, ont été sélectionnées pour ce procédé de réparation.

4.1.2. La résine de réparation

D'après l'étude des dommages faite au Chapitre I, il apparaît que les dommages se concentrent, pour les impacts faible énergie, dans la matrice des matériaux composites. L'objectif de la réparation étant de restituer les propriétés du matériau d'origine, deux résines de réparation ont été choisies parmi des résines de même base chimique (DGEBA ou résine époxy) : la résine RTM6 et la résine XU3508/XB3403.

Dans un premier temps, la résine RTM6 a été sélectionnée pour plusieurs raisons. Cette résine fournie par Hexcel® est une des rares résines RTM certifiées pour les structures primaires aéronautiques et possède de bonnes propriétés mécaniques. Sa conception optimisée pour le procédé RTM permet d'envisager la compatibilité de ses propriétés de mise en œuvre avec le procédé d'infiltration (faible viscosité de mise en œuvre par exemple : 400 mPa.s @ 80 °C). C'est une résine mono-composant qui permet une mise en œuvre simple, mais qui nécessite tout de même une température de cuisson élevée (180 °C). Une étude de son comportement rhéologique en mode écoulement, et thermique basée sur des mesures de DSC, a été réalisée et est présentée en Annexe I. Les propriétés de mise en œuvre de cette résine sont référencées dans le tableau ci-dessous :

Tableau II.1- Propriétés de mise en œuvre des résines utilisées pour réaliser les réparations par infiltration

Résines	T _g (°C)	Temps de gel		Viscosité d'injection		Réticulation	
		temps (min)	température (°C)	viscosité (mPa.s)	température (°C)	température (°C)	temps (min)
RTM6	183	>240	120	400	80	180	120
XU3508/XB3403	70-75	30-36	80	80*	80	120*	60*

NB: Les valeurs indiquées sont directement issues de la documentation technique

* Ces valeurs ont été mesurées et/ou optimisées grâce à des essais de DSC

Dans un objectif de validation de la méthode de réparation, il semblait nécessaire de faire les essais avec plusieurs résines de réparation. La résine RTM6 étant la seule certifiée, nous avons choisi une résine en cours de développement et de certification étudiée dans le cadre du projet européen CleanSky. Cette résine bi-composant, XU3508/XB3403, est produite par Huntsmann® et possède des propriétés mécaniques très intéressantes (voir Chapitre III.2.1.2).

Cependant, la documentation de ce produit en cours de développement étant insuffisante, des informations plus précises sur la mise en œuvre étaient indispensables afin d'optimiser le procédé de réparation. Le cycle de cuisson initial était inapproprié pour une application rapide de la réparation (4 h à 60 °C et une post-cuisson de 6 h à 80 °C). L'Annexe I, a permis de réduire le cycle de cuisson de cette résine à 1 h à 120 °C par une étude rhéologique et thermique.

Pour le système XU3508/XB3403, la viscosité donnée par la documentation est à température ambiante, et l'on ne connaît pas l'évolution de celle-ci au cours du procédé de réticulation. Afin de vérifier la compatibilité avec notre procédé de réparation, la viscosité a été mesurée à la température d'infiltration (80 °C) à l'aide d'un viscosimètre présenté sur la FIG. II.13 couplé à un système chauffant au bain-marie.



FIG. II.13 - Montage expérimental de mesure de viscosité

La viscosité minimale de cette résine a finalement été évaluée à 80 mPa.s à 80 °C, ce qui d'après l'étude de l'influence de la viscosité est suffisant pour notre procédé de réparation (voir la FIG. II.7 p.45). Il est à noter que la température de transition vitreuse de la résine XU3508/XB3403, est très en dessous de celle de la matrice de référence ce qui peut poser problème sur certaines applications, 75 °C contre 180 °C pour la résine M21. Cependant, les résines de réparation classiques par patch, ont également des températures de transition vitreuse basses (entre 80 et 120 °C).

Afin de décrire au mieux nos conditions d'infiltration de fissures, nous avons procédé à l'identification de différents paramètres. Dans un premier temps, nous nous sommes intéressés à la géométrie du milieu à infiltrer, pour ensuite décrire au mieux les propriétés physico-chimiques de la combinaison résine de réparation et interface délaminée.

4.2. Description du milieu à infiltrer

La méthode de réparation proposée dans cette étude, vise à utiliser le dommage particulier d'impact comme canal pour la résine de réparation. Il était primordial de décrire précisément cet endommagement complexe afin de pouvoir simuler la progression de la résine de réparation.

Pour ce qui est de l'étendue des délaminages, des études [Aymerich, 2000],[Kaczmarek, 1994],[Potel, 1998] ont montré que l'inspection ultrasonore était très sensible à ces délaminages et que l'évaluation de la dimension des surfaces précises à quelques mm², était suffisant si l'on considère les défauts tolérés sur des pièces aéronautiques (voir Chapitre I).

En ce qui concerne la description des fissures transverses et de l'épaisseur des délaminages, la coupe micrographique (FIG. II.14) est le moyen le plus simple pour obtenir de bons résultats. En revanche, il

est difficile de garantir que les découpes et le polissage n'engendrent pas de modifications dimensionnelles.

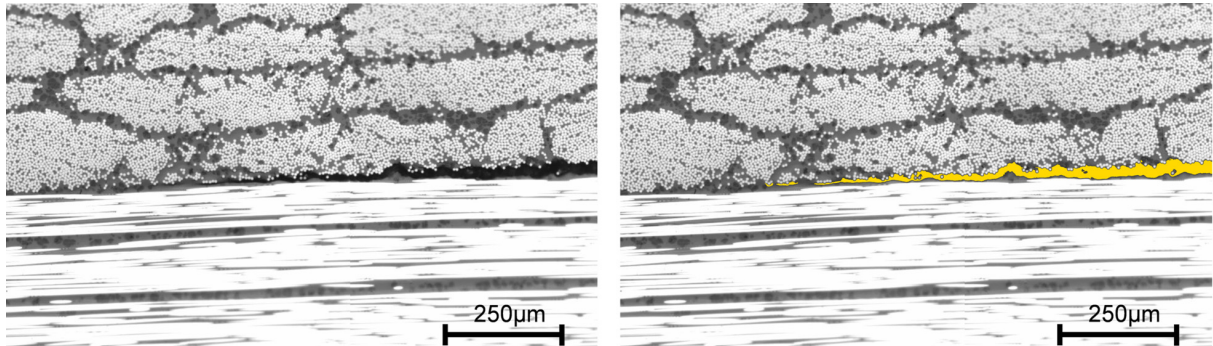


FIG. II.14 - Coupe micrographique d'un délaminage entre un pli à 0° et un pli à 90°

Afin de contourner ce problème, plusieurs techniques ont été mises en œuvre pour les rendre le moins intrusives possible. La première technique consiste à contrôler la variation d'épaisseur globale des éprouvettes. Grâce à la superposition des cartographies des dommages en ultrason et une mesure par palmer (précision $\pm 1 \mu\text{m}$), il est possible de donner un ordre de grandeur de l'épaisseur des délaminages. La deuxième technique consiste à injecter dans le dommage de la résine marquée avec des particules ayant des propriétés optiques différentes de la résine d'origine, et d'observer au microscope une coupe de cette injection. Dans notre étude, la résine XU3508/XB3403, présente naturellement ce type de marqueurs comme on peut le voir à la FIG. II.15.

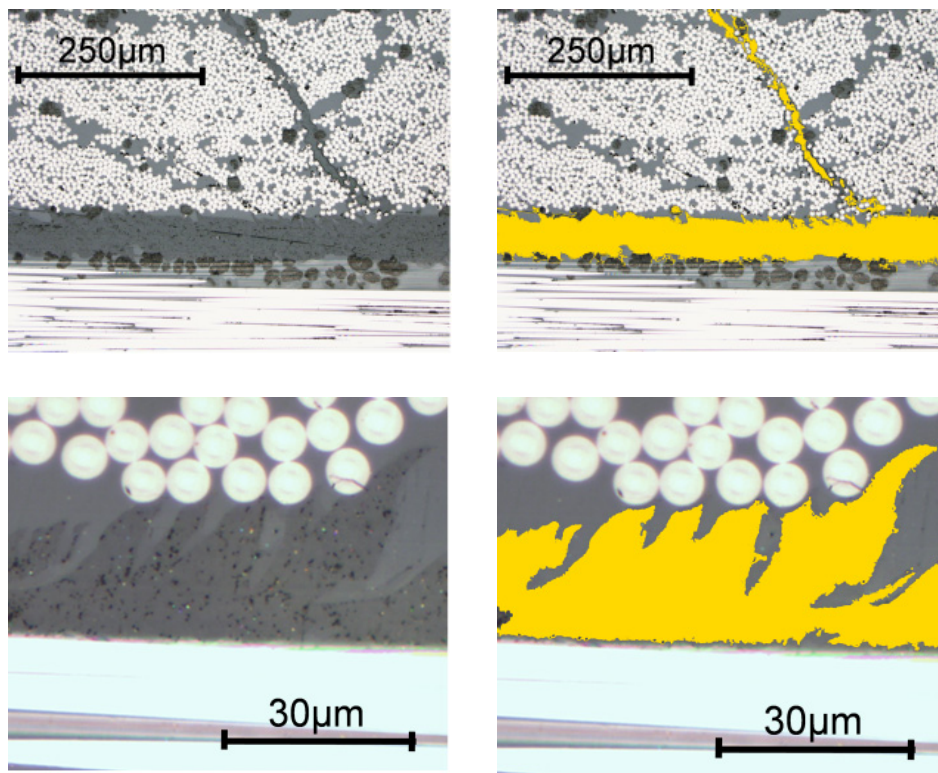


FIG. II.15 - Coupe micrographique de délaminage une fois la résine injectée pour mesurer les dimensions des délaminages

Aucune grande différence n'a pu être observée sur les dimensions des fissures avec ou sans résine. Ainsi, grâce à ces différentes observations, nous avons pu quantifier les dimensions des dommages typiques d'indentation/d'impact. Typiquement pour le matériau sélectionné, les longueurs délaménées les plus importantes sont de l'ordre de 25 mm avec une ouverture de 35 μm sur une grande partie de leur longueur pour un impact faible énergie de 18 J et pour des épaisseurs de stratifiés de 3 mm. Grâce à ces coupes micrographiques (FIG. II.14 et FIG. II.15), on observe également que la surface délaminée est très irrégulière. Nous avons cherché à quantifier cette rugosité importante générée au cours de l'endommagement afin de corriger la distance réellement franchie par le front de résine lors du procédé de réparation. Un rugosimètre optique basé sur le principe de l'interférométrie a été utilisé sur une surface délaminée et a permis d'établir une cartographie 3D de l'interface (FIG. II.16). La rugosité (écart moyen arithmétique) alors mesurée est : $R_a = 3 \mu\text{m}$. Comme on peut le voir, la rugosité de la surface est très orientée : dans le sens des fibres, il n'y a quasiment pas de perturbation, en revanche, dans le sens transverse, la rugosité augmente artificiellement la surface de 20 % en moyenne.

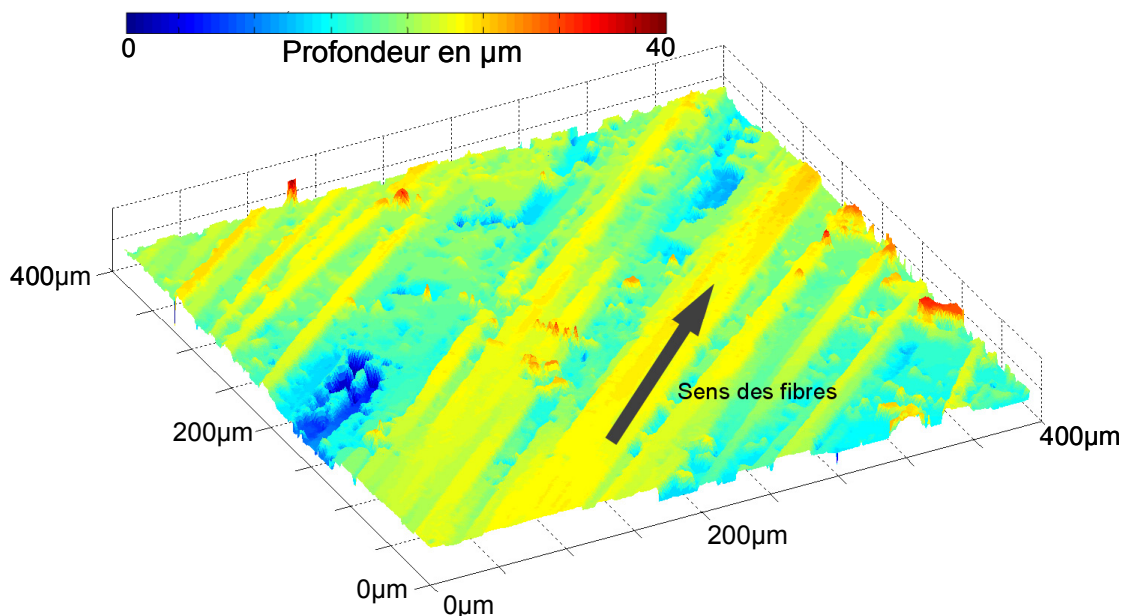


FIG. II.16 - Cartographie 3D d'une surface délaminée obtenue par rugosimétrie optique

Nous avons également observé que chacune des fissures transverses observées débouche sur un délaminage. Cette observation est une condition favorisant grandement une réparation par infiltration puisque cela permet de bénéficier d'un réseau contigu de fissures créant un "circuit" pour la résine. Comme nous l'avons évoqué précédemment, notre modèle analytique est également basé sur les propriétés physico-chimiques de la combinaison résine de réparation/interface délaminée. Nous allons donc nous intéresser aux propriétés de mouillabilité de ce système.

4.3. La mouillabilité

Comme énoncé au paragraphe précédent, ce sont essentiellement les propriétés de mouillage des résines époxydes qui nous ont intéressés. Quelques études portent sur le comportement des résines époxydes [Page, 2000] mais peu portent sur les variations de ces propriétés en fonctions des formulations et encore moins sur les matériaux que nous avons sélectionnés. Cependant ces propriétés

variants peu d'une étude à l'autre pour les résines époxydes et la résine XU3508/XB3403 ayant été obtenues tardivement pour ces travaux, l'identification des propriétés de mouillabilité ont été effectuées avec la résine RTM6 seulement.

La combinaison originale de matrice réticulée endommagée et résine de réparation fluide, ne semble pas favorable à de bonnes propriétés d'adhésion car les chaînes du matériau réticulé sont déjà fermés par définition. Afin de déterminer les angles de contacts et les tensions de surfaces au plus proche du comportement d'une résine infiltrant un réseau de fissures, nous avons développé un dispositif expérimental permettant de reproduire au mieux les conditions de rugosité, de température, de viscosité, etc. Pour cela, nous avons créé une surface délaminée, grâce à un essai mécanique d'ouverture en mode I (voir Chapitre III), que nous avons ensuite utilisé comme substrat. Un plateau chauffant a permis de reproduire le cycle de cuisson d'une réparation. Une seringue a été utilisée pour déposer la résine de réparation et la faire progresser sur la surface. Un microscope optique à faible profondeur de champ mais longue frontale, monté sur des tables de déplacement motorisées, nous a permis de visualiser et faire des relevés précis de la forme de la goutte de résine déposée sur la surface délaminée (FIG. II.17 et FIG. II.18).

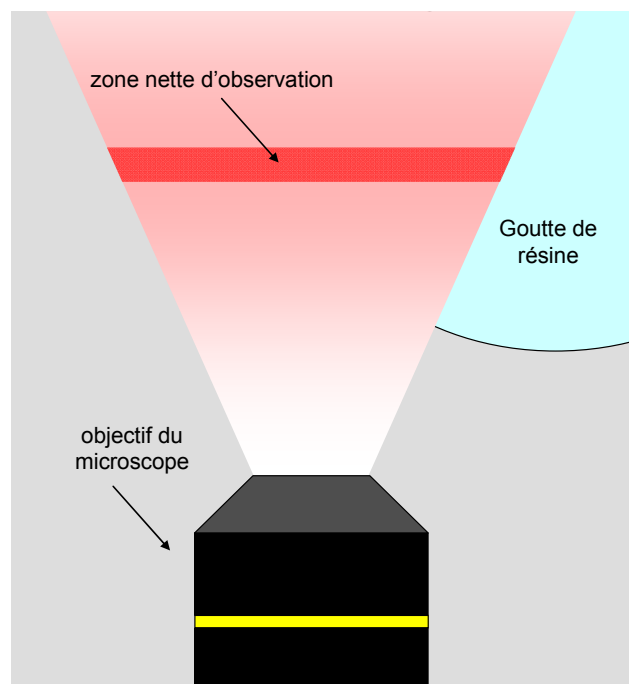


FIG. II.17 - Schéma montrant la faible profondeur de champs du microscope proportionnellement à la taille de la goutte

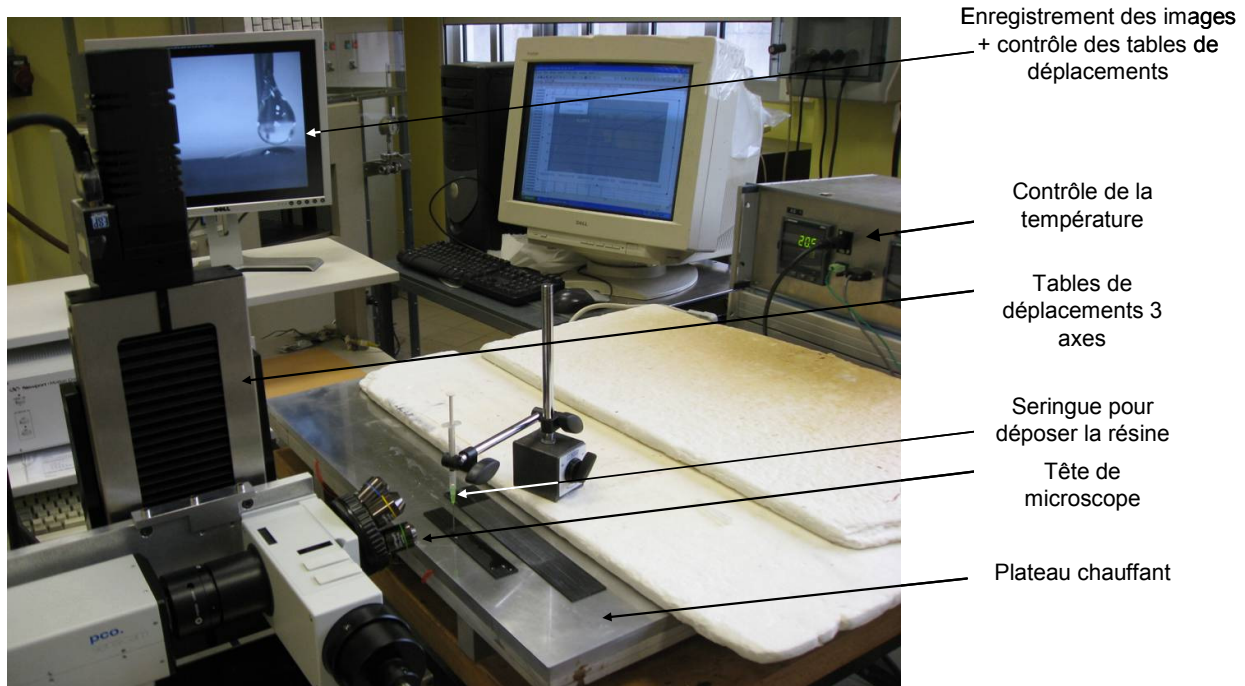


FIG. II.18 - Montage expérimental complet pour l'observation du comportement de la résine de réparation sur un substrat à la température du procédé de réparation

4.3.1. Angle de contact

La mouillabilité est principalement définie grâce au paramètre d'angle de contact. Comme présenté FIG. II.5 en page 43. et traité FIG. II.19, il est défini par la tangente à la surface du fluide au niveau du point de contact des trois phases.

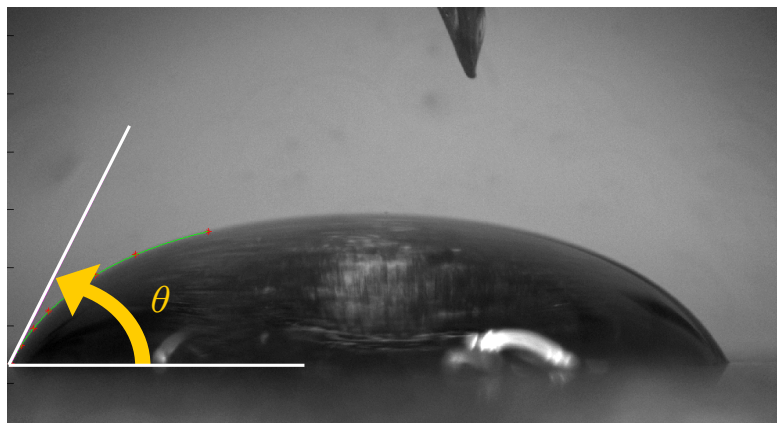


FIG. II.19 - Exemple de mesure d'angle de contact θ

Au cours de la réparation, plusieurs phénomènes peuvent venir perturber la qualité de mouillabilité de la résine de réparation. Il y a tout d'abord le temps, ou le degré d'avancement de réaction de réticulation de la résine. Comme nous l'avons vu précédemment, la rugosité du matériau n'est pas la même dans le sens des fibres et dans le sens transverse et cela peut influencer l'angle de contact de notre résine. Le fait que la résine s'écoule dans le réseau de fissures, les effets dynamiques peuvent

aussi entrer en ligne de compte. Ainsi, chacun de ces effets a été contrôlé et pour le modèle analytique, nous choisirons le cas le plus défavorable vis-à-vis du procédé de réparation.

4.3.1.1. Evolution de la mouillabilité en fonction du degré d'avancement de la réaction de réticulation

Dans un premier temps le substrat est porté à la température d'infiltration afin de respecter le cycle de cuisson. Le cycle de cuisson classique de la résine de réparation est ensuite réalisé. En prenant une série de photos lors de cette cuisson, l'évolution de l'angle de contact en fonction du degré de réticulation de cette résine a pu être observé. FIG. II.20 présente l'évolution de cet angle de contact mesuré sur les deux côtés d'une goutte de résine.

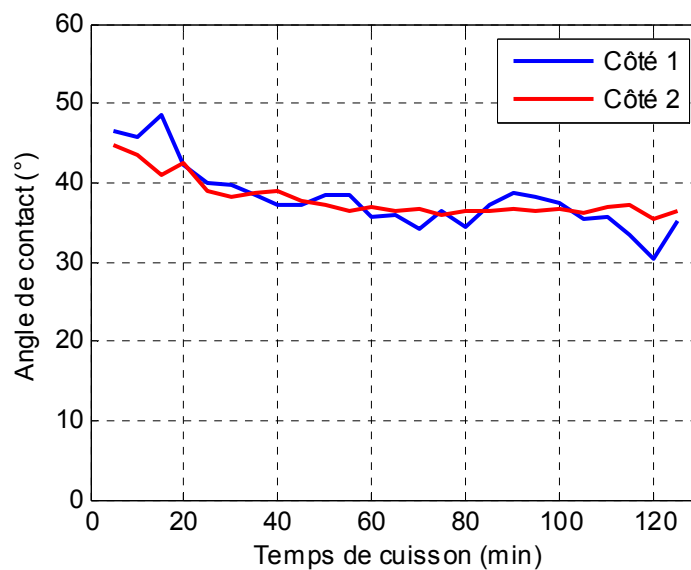


FIG. II.20 - Evolution de l'angle de contact statique dans le sens transverse au cours de la réticulation des deux côtés d'une goutte (résine RTM6)

La variation observée est faible et correspond à ce que l'on retrouve dans la littérature pour d'autres résines [Page, 2000]. Pour le modèle analytique, cette évolution en fonction du degré de réticulation ne sera pas prise en compte et les valeurs maximales d'angles de contact au début du processus de cuisson seront conservées.

4.3.1.2. Comparaison des propriétés de mouillabilité dans le sens fibre et dans le sens transverse

Les composites employés en aéronautique étant constitués de fibres longues, la géométrie et plus particulièrement la rugosité des surface délaminées, n'est pas la même que l'on soit dans le sens des fibres ou dans le sens transverse (FIG. II.16). Or, Quéré montre que la mouillabilité est influencée par cette rugosité [Quéré, 2004]. Nous avons fait des mesures des angles de contact dans le sens transverse et dans le sens des fibres afin de déterminer la configuration la plus critique pour notre procédé d'infiltration (FIG. II.21). Ces mesures ont été faites sur la résine RTM6 avant réticulation (degré d'avancement nul).

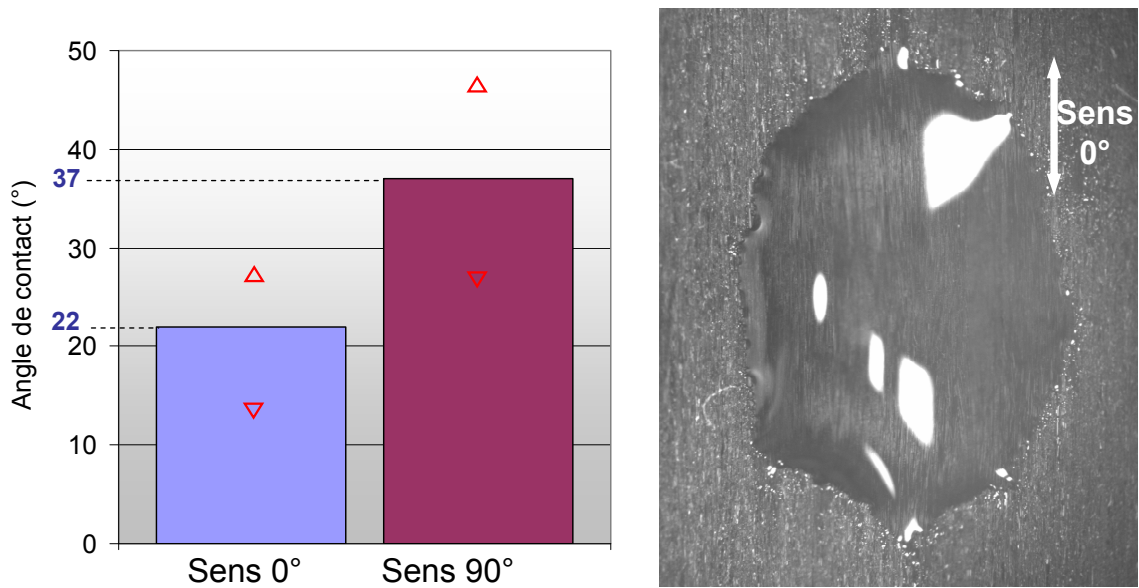


FIG. II.21 - Comparaison entre les angles de contact statiques dans le sens des fibres (0°) et dans le sens transverse ; les valeurs moyennes sont indiquées en bleu et les valeurs minimales et maximales observées sont données par les marqueurs rouges

Nous observons qu'en moyenne dans le sens transverse, l'angle de contact est plus important que dans le sens des fibres. La différence étant significative, les mesures faites par la suite, ont été réalisées dans le sens transverse afin de rester conservatif.

4.3.1.3. Evolution de la mouillabilité dans un écoulement de résine

Il était également important de voir comment se comporte cet angle de contact en dynamique. En effet, comme présenté dans le paragraphe précédent et FIG. II.6, l'angle de contact peut être grandement modifié lorsque l'on s'intéresse à l'évolution d'un fluide sur un solide. La rugosité de notre matériau étant importante, surtout dans le sens transverse, il était nécessaire d'étudier l'évolution de l'angle de contact avec l'avancée du fluide. Pour cela, nous avons procédé de manière originale. En effet, observer l'angle de contact sur un fluide qui possède une vitesse constante est complexe à mettre en œuvre. Les vitesses en jeu dans notre problème étant faibles, nous avons choisi d'observer la croissance du volume d'une goutte alimentée par une seringue. L'angle de contact augmente alors jusqu'à une valeur limite avant la propagation du fluide jusqu'à une nouvelle position d'équilibre. Cet angle de contact maximal est difficile à capter comme en témoigne FIG. II.22.

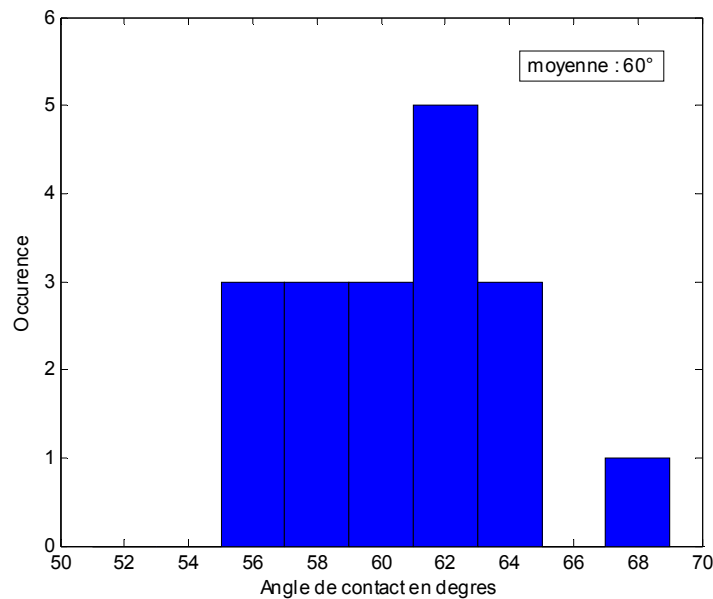


FIG. II.22 - Angle de contact dynamique mesuré dans le sens transverse sur un échantillon

En revanche, d'après les observations sur plusieurs échantillons, à des températures et des rugosités différentes, il apparaît que l'angle moyen observé, dans ces conditions de reproduction d'un écoulement, est de l'ordre de 60°. C'est donc cette valeur moyenne que nous retiendrons comme angle de contact pour ce couple matériau.

Comme explicité dans Eq. 3, la mouillabilité est liée à l'angle de contact entre le fluide et le solide identifié ci-dessus, et la tension de surface de ce fluide. Ainsi dans le paragraphe suivant nous nous intéresserons à ce paramètre afin de résoudre les équations d'équilibre du fluide dans notre réseau de fissures.

4.3.2. Tensions de surface

Les méthodes classiques de mesure des tensions de surfaces consistent à mesurer la force nécessaire pour retirer un plongeur calibré, une plaque pour la méthode de Wilhelmy et un anneau pour la méthode de Du Noüy, du liquide dont on veut mesurer la tension de surface. Ces techniques de mesures sont décrites dans les normes ASTM D971 et DIN 53914, et par le Neindre [Le Neindre, 1993]. Les tensions de surfaces sont des grandeurs très petites, de l'ordre du mJ/m^2 , et la mesure directe nécessite un matériel spécifique très précis et coûteux. Afin de pouvoir maîtriser au mieux les conditions expérimentales comme la température ou l'influence de la rugosité, nous avons choisi de faire une mesure indirecte contrairement à ces méthodes. La technique retenue est simple et utilise les données des essais réalisés pour mesurer les angles de contact.

Pour cela, nous allons exploiter le fait qu'une quantité de liquide finie (goutte) au repos soumise à la gravité sur une surface infinie possède une hauteur caractéristique qui fait intervenir les tensions de surfaces comme indiqué FIG. II.23.

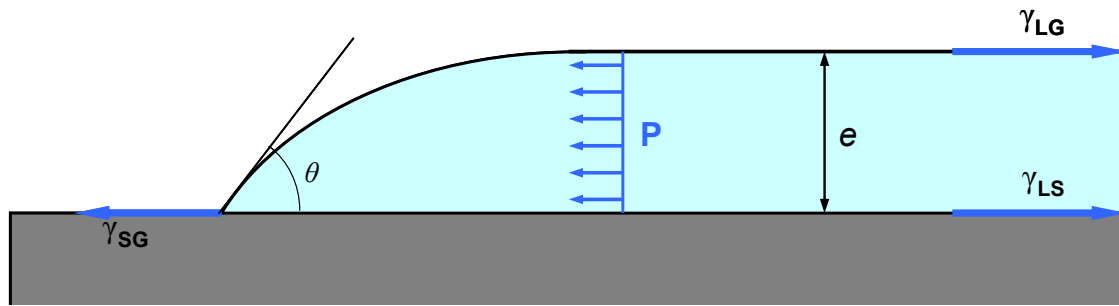


FIG. II.23 : Construction de Young sur un bord de flaque; P est la pression du poids du liquide estimé comme constant sur l'épaisseur (e) de la flaque

L'équilibre des forces dans la goutte s'écrit :

$$P = -S \quad \text{Eq. 9}$$

Avec
$$P = \frac{1}{2} \rho \cdot g \cdot e^2 \quad \text{Eq. 10}$$

Et S qui est le paramètre d'étalement qui s'écrit :

$$S = \gamma_{SG} - \gamma_{SL} - \gamma_{LG} \quad \text{Eq. 11}$$

On peut en déduire une expression de l'épaisseur caractéristique du fluide :

$$e = \sqrt{\frac{-2S}{\rho g}} \quad \text{Eq. 12}$$

En utilisant la relation de Young (Eq. 3) qui traduit l'équilibre du mouillage partiel (FIG. II.5), et l'épaisseur caractéristique de la flaque, on peut en déduire la tension de surface du liquide en fonction de l'angle de contact et de cette épaisseur caractéristique :

$$\gamma_{LG} = -\frac{\rho g e^2}{2(\cos \theta - 1)} \quad \text{Eq. 13}$$

La hauteur caractéristique peut être directement mesurée grâce aux clichés réalisés pour la mesure de l'angle de contact (FIG. II.24).

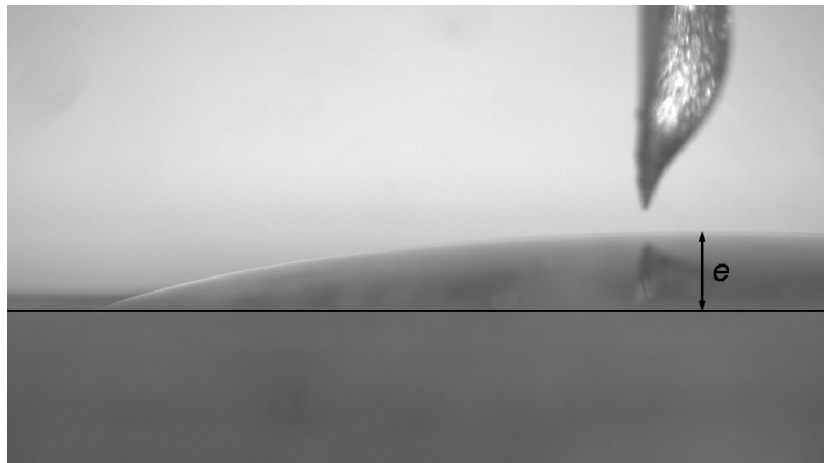


FIG. II.24 - Mesure de l'épaisseur caractéristique grâce au profil de la goutte de résine sur le substrat

Avec la résine RTM6, la hauteur caractéristique moyenne est de 1,2 mm. Grâce à Eq. 13, la tension de surface moyenne mesurée est de 27 mJ.m^{-2} . Dans la littérature, on trouve quelques références de tensions de surface de résines époxydes proches de cette valeur (entre 32 et 45 mJ.m^{-2}) [Grundke, 1996],[Mezzenga, 2001],[Page, 2000].

Les paramètres de mouillabilité et géométriques étant identifiés, quelle qualité d'infiltration est-il possible d'atteindre avec ces valeurs?

4.4. Performance théorique du modèle d'infiltration

Nous avons mis en évidence qu'un certain nombre de paramètres matériaux était essentiel pour la détermination d'une longueur de fissure infiltrée par le procédé de réparation au moyen du modèle analytique.

Grâce à l'étude qui a été menée et au modèle analytique mis en place, nous savons que la résine de réparation doit former un angle de contact dynamique, dans la direction la plus "rugueuse", inférieur à 90° . Dans notre cas, nous avons identifié cet angle à 60° . Les autres paramètres comme la pression d'injection, la viscosité ou bien encore les tensions de surface, ont peu d'influence sur la qualité finale de l'infiltration.

Ainsi, avec la géométrie de dommage que nous souhaitons réparer et les paramètres matériaux identifiés, nous obtenons un taux de remplissage théorique de nos délaminages de **97 %** comme on peut le voir FIG. II.25.

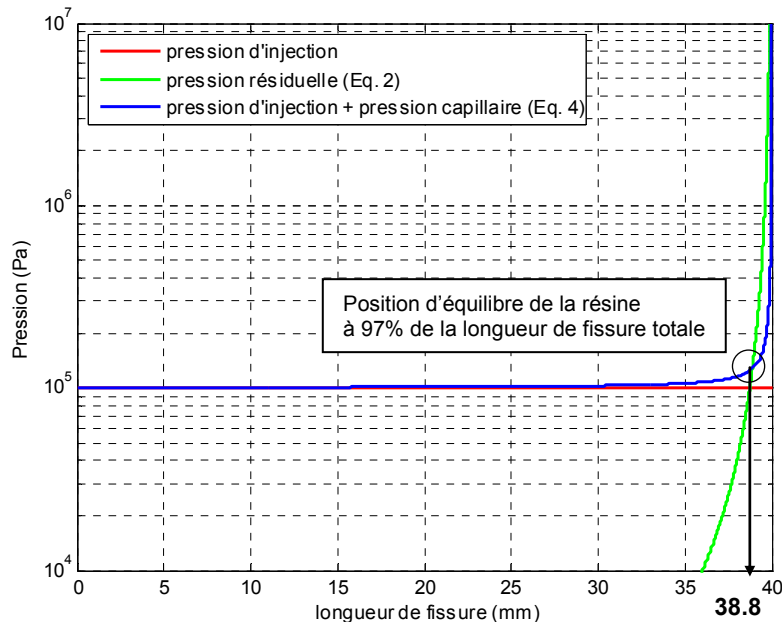


FIG. II.25 - Exemple d'évolution des pressions en fonction de la position du front de résine dans le délaminage obtenue grâce au modèle analytique

Cette prévision d'une bonne qualité d'infiltration, nous permet de penser que technologiquement la réparation par infiltration est réalisable. Cependant, nous allons voir que la mise en œuvre est toujours une chose délicate et des précautions sont nécessaires pour obtenir de tels résultats.

5. Mise en œuvre de la réparation par infiltration

Nous avons vu qu'il était théoriquement possible de réaliser l'infiltration d'un milieu mince par une résine de réparation. En revanche, expérimentalement, la mise en œuvre de ce procédé de réparation peut être délicate et la mise au point de la technique a requis le développement d'un montage spécifique. Cela nous a également permis de tester différentes configurations de réparation. Cependant, afin de réaliser la réparation telle qu'elle est présentée au paragraphe 1., un travail préparatoire de génération d'un dommage type a été nécessaire.

5.1. Réalisation d'un dommage générique

Avant de s'interroger sur des moyens de réparation et leur qualité, une des premières étapes de ce travail a été de définir un protocole d'endommagement capable de reproduire le plus judicieusement possible les dommages rencontrés par les utilisateurs de matériaux composites. Au Chapitre I, nous avons vu que l'impact faible énergie était tant la source principale de dommage sur pièce composite, que l'endommagement le plus critique pour ces structures. La majeure partie des travaux sur le sujet, s'attachent à décrire de manière expérimentale ce type de dommage [Chen, 2006],[Delfosse, 1997],[Guinard, 2002],[Saito, 2006], et de plus en plus d'équipes de recherche s'intéressent à la modélisation de cet endommagement [Guinard, 2002],[Tiberkak, 2007],[Tita, 2007]. Ces modèles sont aujourd'hui encore limités dans leur capacité de prédiction. L'impact faible vitesse/basse énergie se trouve par exemple à la limite courante entre les modèles statiques et dynamiques. Une autre faiblesse de ces modèles, est la prise en compte du couplage inter/intra laminaire qui est en général négligé bien que ces effets soient reconnus [Huchette, 2005],[Marsal, 2005]. Notons tout de même que la littérature permet de dégager des généralités sur le comportement des matériaux composites comme décrits au Chapitre I.

Afin de réaliser des endommagements reproductibles et représentatifs de ce que l'on peut retrouver sur des structures aéronautiques, nous avons utilisé plusieurs dispositifs avec le même matériau, T700GC/M21, et le même empilement, $[0_2/+60_2/-60_2]_s$. Le premier, est une machine à poids tombant, permettant de réaliser un impact faible énergie avec une vitesse faible (environ $3,5 \text{ m.s}^{-1}$). La deuxième technique consiste à poinçonner quasi-statiquement la structure tout en conservant un dommage équivalent au dommage d'impact.

5.1.1. L'impact faible énergie

Dans un premier temps, nous avons cherché à reproduire l'impact faible énergie au plus proche de la réalité. Pour cela une machine à poids tombant, Dynatup 8250, a été utilisée (FIG. II.26) et permet de réaliser des impacts de 0,5 à quelques centaines de joules avec des vitesses allant de 1 à 15 m.s^{-1} . Il est à noter que ce système est pourvu d'un système anti-rebond qui permet d'éviter les impacts multiples et incontrôlés. Afin de pouvoir comparer nos résultats avec ceux communément trouvés dans la littérature, nous avons choisi de suivre la norme initialement développée par Boeing pour caractériser les structures composites [ASTM, 2007b], et réaliser les essais à l'aide d'un impacteur hémisphérique en acier de 16 mm de diamètre.



FIG. II.26 - Machine d'impact permettant de réaliser des impacts de 0,5J à 1000J

La fenêtre d'appui de l'éprouvette est rectangulaire (75 x 125 mm²) et le bridage est réalisé par des sauterelles comme montré FIG. II.27. Les conditions spécifiées dans la norme ASTM D7136 ont été pensées afin de reproduire le comportement d'un panneau aéronautique entre deux raidisseurs.

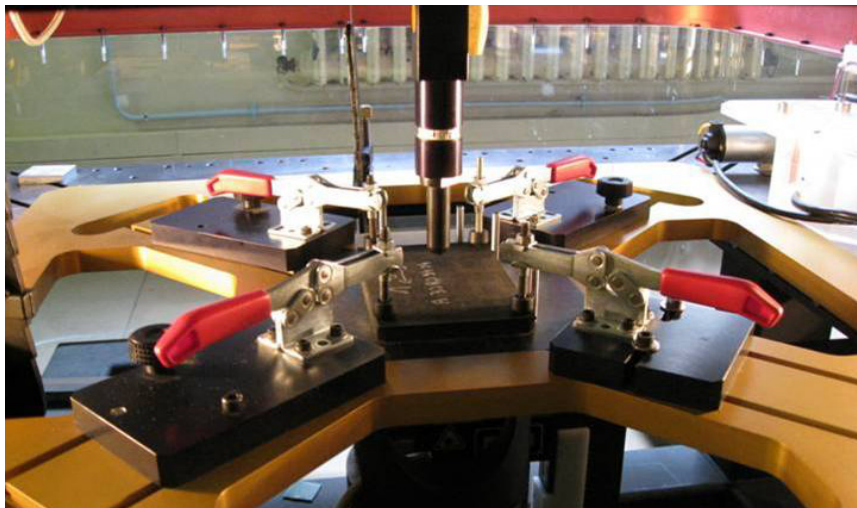


FIG. II.27 - Présentation des conditions d'appuis de l'éprouvette impactée

La reproductibilité des dommages est régulièrement mise en cause lorsque l'on s'intéresse au problème d'impact. Pour le matériau considéré dans cette étude, la dispersion de l'étendue des dommages, révélée par contrôle ultrasonore, a cependant été assez faible comme illustré par FIG. II.28 pour une même énergie d'impact (énergie incidente). Afin de réaliser cet endommagement, la valeur d'énergie

incidente sélectionnée a été de 18 Joules sur un empilement quasi-isotrope $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ d'épaisseur 3 mm.

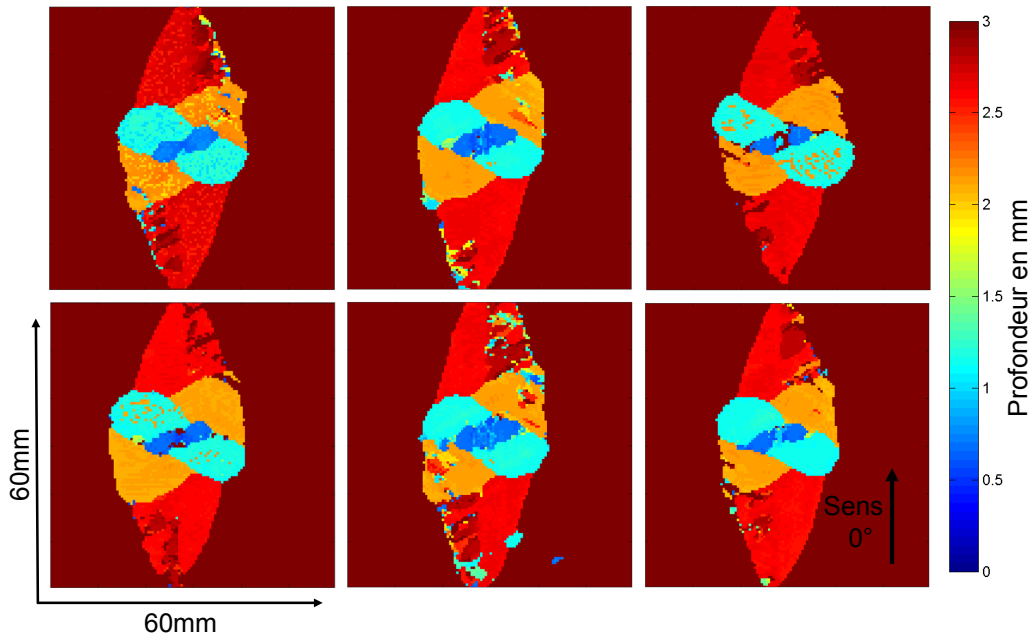


FIG. II.28 - Contrôle ultrasonore (D-scan) de panneaux composites carbone/époxy $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ endommagés par un impact de 18 J

Le Tableau II.2, présenté à la page 66, permet de quantifier ces résultats avec les aires délaminées projetées équivalentes en millimètres carrés.

Une des caractéristiques de cet endommagement d'impact que l'on retrouve sur ces exemples, est l'étendue très importante du dommage à l'interface la plus profonde dans la direction des fibres composant le dernier pli. L'objectif de notre étude étant la réparation des dommages de type délaminage, nous avons cherché un moyen de maximiser les autres surfaces délaminées tout en conservant la même architecture globale du dommage. L'indentation quasi-statique avec des conditions aux limites particulières, semble permettre de maîtriser cet endommagement.

5.1.2. Indentation quasi-statique

Dans notre étude, un moyen permettant de produire un dommage équivalent à celui d'impact a été développé afin d'obtenir un dommage reproductible mais mieux maîtrisé en termes d'étendue de délaminage que le dommage d'impact. Pour cela, les publications de [Kaczmarek, 1994],[Luo, 2009],[Sun, 1996] montrent une équivalence entre l'impact faible énergie et le poinçonnement quasi-statique en termes d'architecture de dommage et d'aire délaminée en fonction de l'énergie incidente. Un montage particulier de poinçonnement a été réalisé avec des flasques à fenêtre circulaire (FIG. II.29) afin de circonscrire le dommage dans le diamètre intérieur.

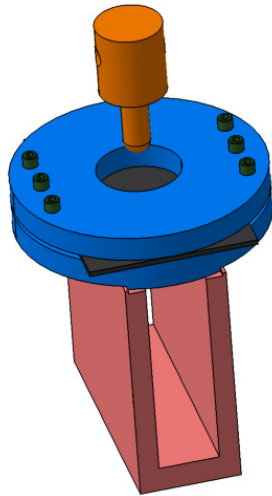


FIG. II.29 - Montage de poinçonnement avec les flasques afin de limiter l'étendue des délaminages

Contrairement à l'impact, un critère en énergie, même incidente, aurait été compliqué à mettre en œuvre et peu fiable. L'information de force donnée par la machine étant la grandeur la moins dispersée, le critère d'arrêt d'essai a été basé sur celle-ci. Le niveau de chargement de 4600 N a été obtenu de manière itérative avec des contrôles ultrasonores qui nous ont permis de quantifier l'étendue des dommages (FIG. II.30). A cette charge, les délaminages atteignent les bords du flasque du montage (diamètre de 50 mm représenté en bleu) et il n'est pas possible d'augmenter la charge sans augmenter de manière significative le nombre de fibres rompues. Précisons que l'empilement est le même que celui utilisé précédemment à savoir $[0_2/+60_2/-60_2]_s$.

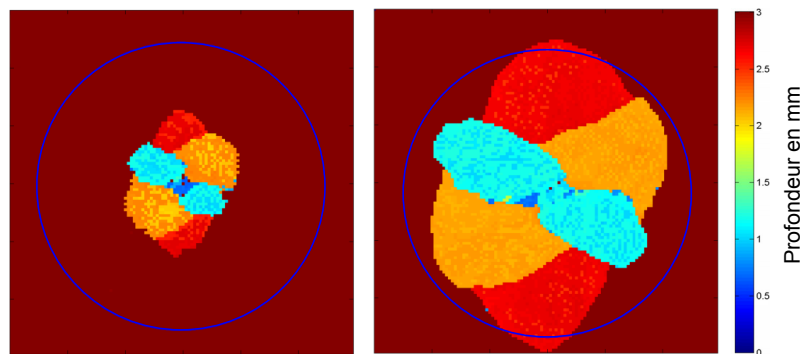


FIG. II.30 - Contrôle ultrasonore (D-scan) de panneau composites carbone/époxy $[0_2/+60_2/-60_2]_s$, endommagés par indentation à 2800 N et 4600 N (les limites du flasque sont sur-imprimées en bleu)

Comme en témoignent les contrôles ultrasonores présentés FIG. II.31, cet essai permet une relativement bonne reproductibilité d'endommagement. Les surfaces délaminées projetées équivalentes en millimètres carrés sont données dans le Tableau II.2 à la page 66.

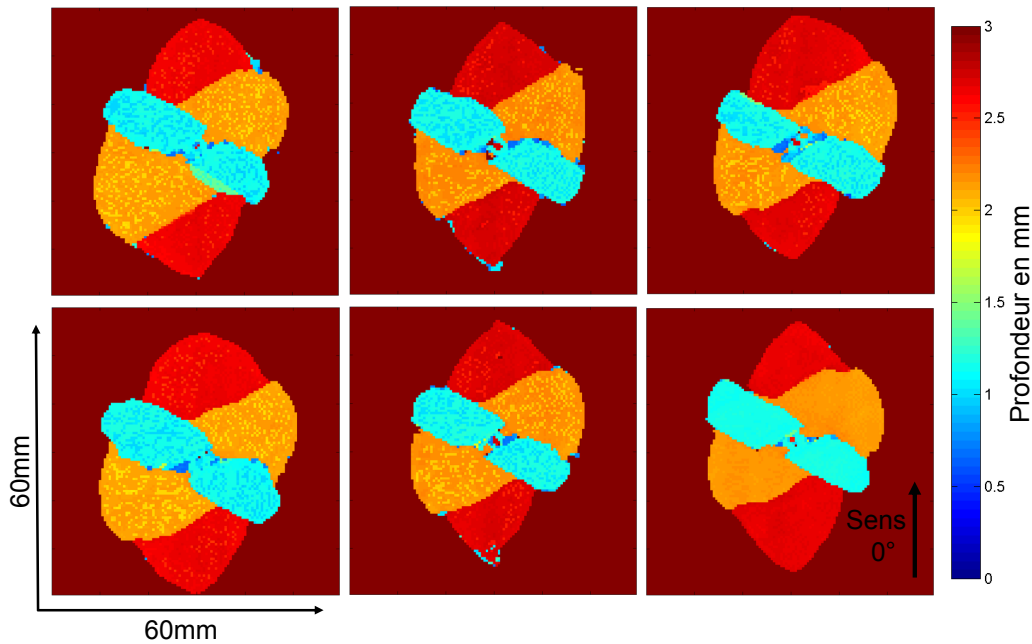


FIG. II.31 - Contrôle ultrasonore (D-scan) de panneaux composites carbone/époxy $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ endommagés par indentation quasi-statique ($F_{max}=4600N$)

5.1.3. Bilan de l'endommagement généré par impact et indentation

Grâce notamment aux conditions d'appuis différentes entre l'impact et l'indentation, nous sommes parvenus à obtenir un dommage plus étendu dans le sens transverse tout en étant reproductible comme en témoigne FIG. II.32.

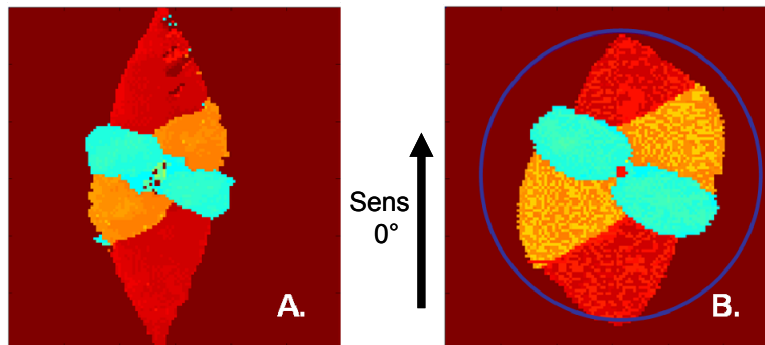


FIG. II.32 - Contrôle ultrasonore (D-scan) de plaques composites carbone/époxy endommagées par :
A. impact ; B. indentation

Un des objectifs de ces travaux de thèse étant de valider une méthode de réparation des délaminages, le dommage obtenu par indentation semble plus critique et par conséquent plus intéressant à étudier. Un certain nombre d'essais comparatifs seront tout de même effectués avec des dommages d'impact afin de mesurer l'éventuelle dispersion liée à la méthode d'endommagement. Grâce aux différents essais qui ont été réalisés, il apparaît que contrairement à ce que l'on peut trouver dans la bibliographie, nous avons obtenu des aires délaminées d'impacts beaucoup moins dispersées que les aires délaminées des dommages d'indentation (Tableau II.2).

Tableau II.2 : Aires délaminées projetées des dommages d'impact et d'indentation quasi-statique; moyenne (écart –type)

Type de sollicitation	Energie d'impact / d'indentation* (J)	Déflexion (mm) maximale	Force (N) maximale	Aire délaminée (mm ²)	Nombre d'éprouvettes
Impact	18 (±0,04)	6,16 (±0,11)	5359 (±143)	1034 (±65)	12
Indentation	6,26 (±0,23)	2,40 (±0,07)	4600 (±0,8)	1359 (±155)	27

* Les valeurs d'énergies données ici ne sont pas directement comparables. Pour l'impact il s'agit de l'énergie incidente, et pour l'indentation, il s'agit du travail de la force par le déplacement sur le cycle charge-décharge de l'éprouvette. Notons également que les conditions aux limites de ces deux essais ne sont pas comparables (fenêtre rectangulaire 125x75 mm et fenêtre circulaire de 50 mm de diamètre).

Les dommages générés par impact ou indentation quasi-statique sont très similaires, et sont essentiellement constitués de délaminages et de fissures transverses. Nous avons vu au Chapitre I que les réparations de ce type d'endommagement étaient réalisées grâce à des patchs composites, ce qui peut paraître disproportionné lorsqu'il n'y a pas ou peu de rupture de fibres. Nous allons donc développer ici une méthode de réparation adaptée à ce type d'endommagement.

5.2. Préparation avant réparation

Un des avantages de la réparation proposée réside dans la phase de préparation réduite par rapport à celle du patch. En effet, très peu d'usinage est nécessaire, et par conséquent un certain nombre de précautions sont à prendre.

Des trous d'infiltration et d'évacuation doivent notamment être forés pour faciliter l'infiltration de la résine. Un compromis sur la taille des trous d'infiltration entre la faisabilité en atelier de maintenance et la tenue mécanique résiduelle a dû être trouvé. Un nombre limité de trous de 1 mm de diamètre ne présente pas une réduction significative des performances mécaniques des composites testés. De plus, la faisabilité de ces perçages semble être transposable à l'industrie et aux ateliers de maintenance. Aircelle réalise d'ailleurs ce type d'usinage à grande échelle sur les carters moteur pour fabriquer des absorbeurs acoustiques sur les entrées d'air. De plus, la dimension des trous étant très grande par rapport aux ouvertures des fissures, le débit de résine d'infiltration ne devrait pas dépendre de ces perçages.

Cependant, un des gros risques du perçage de ces trous est l'accumulation, pendant l'usinage, de copeaux de composite dans les délaminages que l'on veut réparer. Ceux-ci viennent alors boucher les délaminages et empêchent la résine de s'infiltrer correctement. Expérimentalement ce phénomène a pu être observé, et le bridage des pièces minces à percer, permettant de refermer les délaminages pendant l'usinage, a permis de résoudre ce problème.

La position et le nombre de ces trous d'infiltration et d'évacuation sont des paramètres sur lesquels il est possible de jouer pour favoriser la qualité de la réparation. Dans le cadre de la réparation d'un dommage d'impact faible énergie, l'organisation du dommage et notamment les délaminages nous poussent à utiliser une configuration particulière. En effet, l'objectif étant de faire fluer la résine de réparation dans les délaminages, les canaux d'infiltration sont percés en face avant pour atteindre le délaminage le plus profond suivant une répartition générique carrée (FIG. II.33 et FIG. II.34).

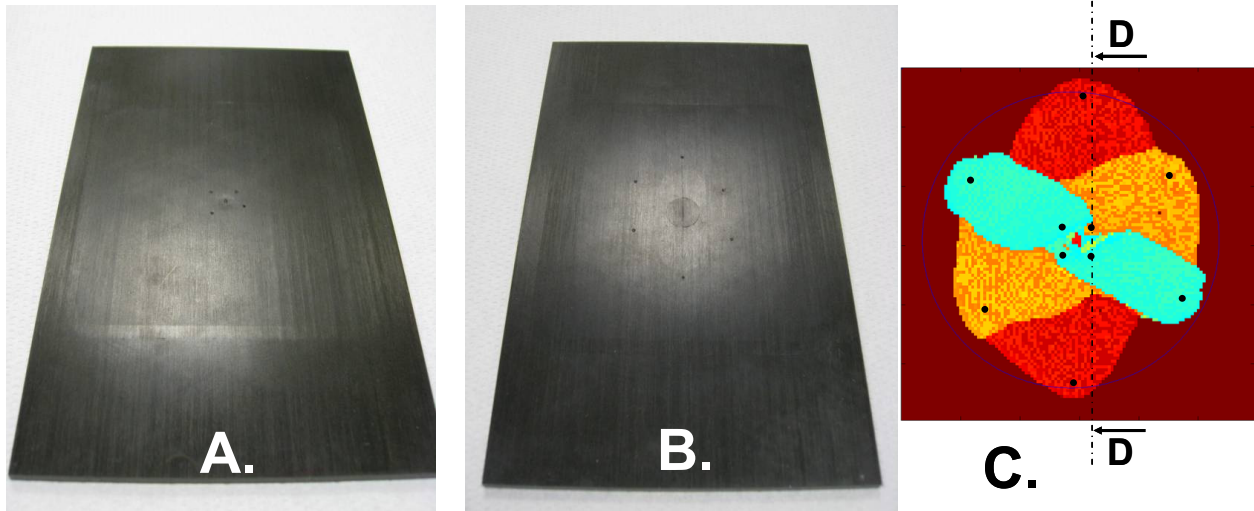


FIG. II.33 - Exemple de perçage : A. face avant; B. face arrière; C. D-scan servant à identifier la position des trous d'infiltration représentés ici par les points noirs

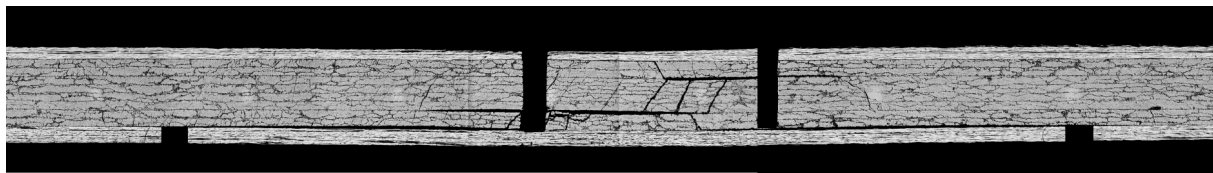


FIG. II.34 - Coupe micrographique, section D-D de FIG. II.33.C, d'un dommage type impact d'un stratifié $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ avec les trous d'infiltration et d'évacuation

La répartition des trous d'évacuation est plus complexe car elle dépend du dommage et a fortiori de l'empilement du stratifié. Nous avons établi que le nombre de trous d'évacuation devait être lié au nombre d'orientations différentes et pour une réparation optimale, deux trous par orientation sont suffisants. Leur position est ensuite déterminée en fonction de l'étendue des délaminages avec pour objectif d'avoir un trou d'infiltration et d'évacuation sur chacun (FIG. II.33).

Malheureusement, il est courant que des fluides, hydrauliques ou fuel, s'infiltrent dans les fissures par le splitting en face arrière que ce soit pendant l'intervalle de maintenance ou bien même pendant un contrôle par ultrason qui nécessite un milieu couplant pour avoir une bonne définition. Dans ce cas, sous l'effet des ultrasons, le couplant pénètre en profondeur plus facilement. Afin de contrer ce problème, plusieurs techniques complémentaires sont à mettre en œuvre. La première méthode de nettoyage qui permet notamment de chasser l'humidité, qui est le problème majeur, consiste à mettre le matériau dans une étuve sous vide. La deuxième méthode consiste à utiliser le même principe que la réparation en forçant un solvant à migrer au travers du réseau de fissures afin de dépolluer ces fissures. Suite à ce nettoyage un nouveau passage à l'étuve sous vide est nécessaire afin de s'assurer que le réseau de fissures ne contienne plus de solvant.

Cette technique, comme la méthode de réparation par infiltration, nécessite de maîtriser l'écoulement d'un fluide au travers du matériau endommagé. Pour cela, et afin de mettre au point un montage de réparation qui nous permette de tester différentes configurations, les premiers travaux ont porté sur des essais d'infusion.

5.3. Mise en place d'un banc d'essai

5.3.1. Essais d'infusion

L'objectif étant de réaliser une infiltration du réseau de fissures avec le moins de préparation possible et le modèle analytique le permettant, les premiers essais de réparation ont été réalisés directement par infusion. L'avantage du procédé d'infusion réside notamment dans l'utilisation de consommables que les entreprises de maintenance possèdent déjà, c'est-à-dire essentiellement du matériel de mise sous vide (poche, pompe, joint, etc.).

Dans un premier temps, nous avons cherché à réparer des éprouvettes endommagées par flexion. Ces éprouvettes présentent des délaminages débouchant et nous souhaitons utiliser cette propriété pour infiltrer le réseau de fissures (FIG. II.35). Comme on peut le voir sur l'illustration, nous avons utilisé une table chauffante à la place des tapis chauffants présents en centre de maintenance.

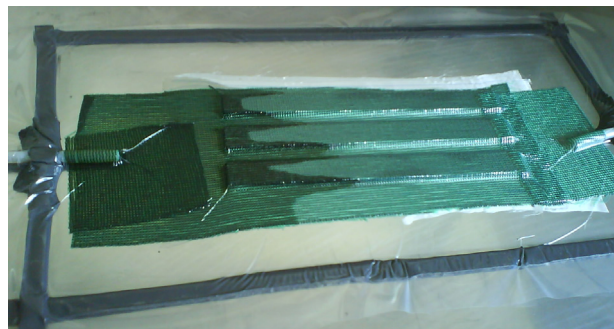


FIG. II.35 - Exemple de procédé d'infusion pour la réparation d'éprouvettes endommagées par flexion

Malheureusement, l'infusion ne semble pas suffire pour combler de manière correcte les délaminages. Une inspection visuelle des champs des éprouvettes nous a montré que des vides étaient toujours présents.

Bien que le modèle analytique montre qu'une pression d'injection n'est pas nécessaire, nous avons pu observer par transparence dans la poche à vide, qu'une trop forte dépression due à un vide prononcé (10^{-4} bar), vaporise la résine de réparation et génère ainsi des porosités dans la réparation comme le montre la coupe micrographique de FIG. II.36

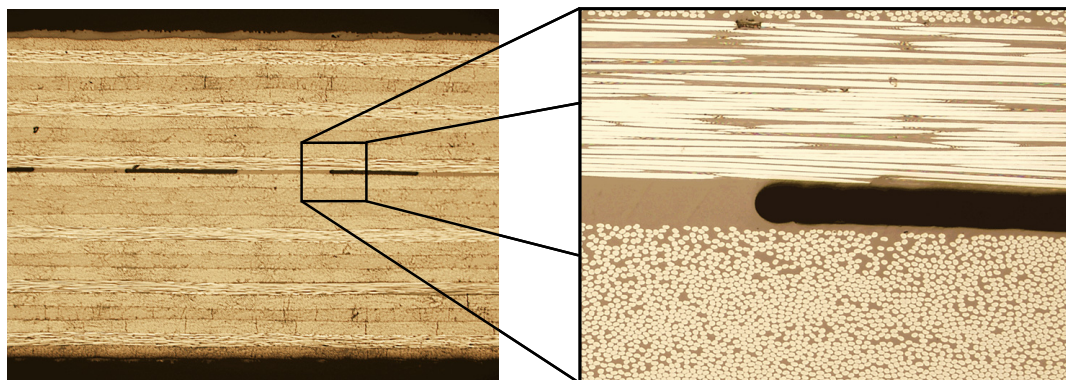


FIG. II.36 - Coupe micrographique d'un composite réparé par infusion; Zoom sur une porosité dans la réparation

Dans un deuxième temps, nous avons cherché à nous rapprocher du procédé proposé et surtout de la réparation de dommage d'impact. FIG. II.37 montre le principe de la réparation réalisée FIG. II.38. L'objectif était bien de faire migrer la résine dans un réseau de fissures généré par un impact.

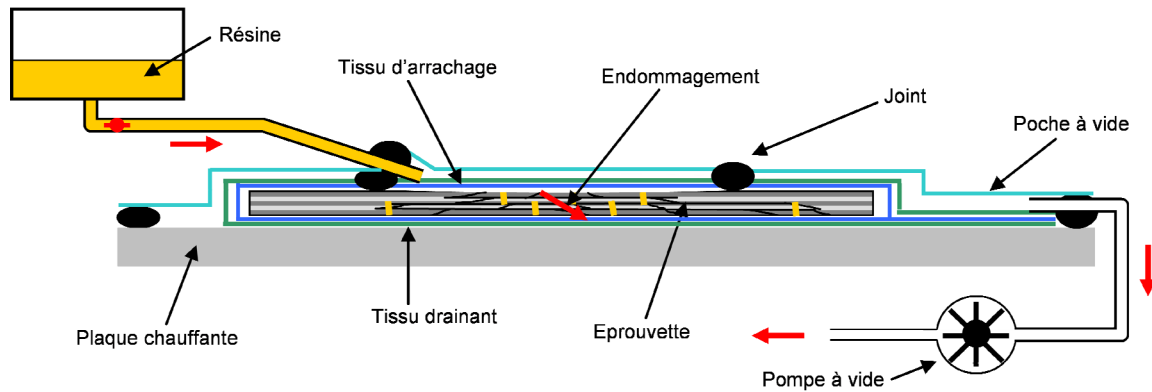


FIG. II.37 - Schéma de principe de la deuxième réparation réalisée avec un plateau chauffant



FIG. II.38 : Réalisation d'une réparation par infiltration sur éprouvette endommagée par impact

La mise en place de cette réparation fut finalement assez complexe à réaliser et la difficulté principale a été d'obtenir une bonne étanchéité. La quantité de consommable a également été un frein à l'utilisation de la réparation par infiltration sous cette forme.

Pour ces raisons pratiques et afin d'étudier avec une meilleure reproductibilité la réparation par infiltration, nous avons choisi de développer un montage de réparation spécifique décrit ci-après.

5.3.2. Montage expérimental

Afin de réaliser la réparation par infiltration le matériel d'infusion semblait inadapté d'après les résultats présentés ci-dessus. De plus, sachant que nous voulions tester différentes configurations de réparation, maîtriser au mieux le cycle de température du processus de réparation et réduire la quantité de consommable, la mise au point d'un montage de réparation spécifique est la solution que nous avons choisie pour ce travail exploratoire. La FIG. II.39 présente le montage de réparation que nous avons finalement réalisé en moule fermé pour répondre à ces contraintes.

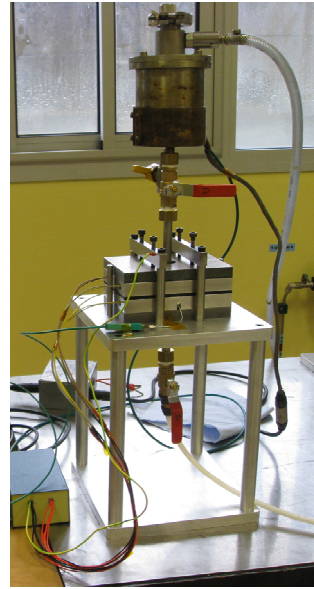
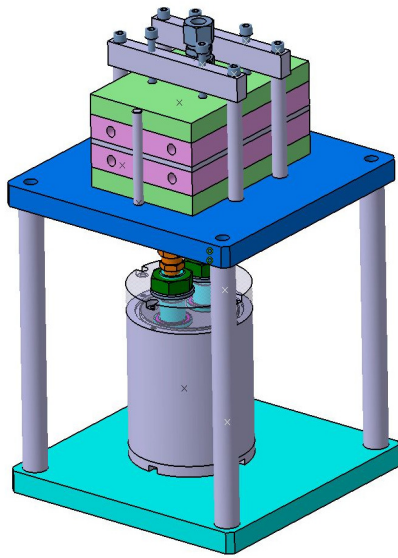


FIG. II.39 - Montage de réparation en moule fermé

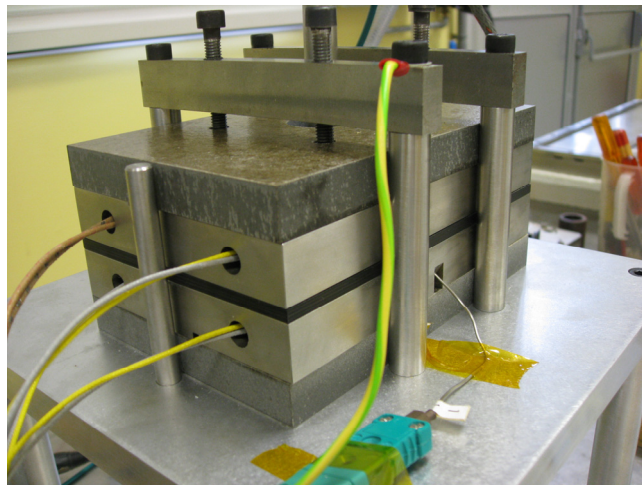


FIG. II.40 : Détail du montage de réparation avec la sonde de température et les emplacements des éléments chauffants

Comme on peut le voir sur cette illustration, deux crayons chauffants par demi moule sont utilisés afin de respecter au mieux le cycle de réticulation de la résine de réparation. Deux emplacements de sondes de température et une simulation de la diffusion thermique dans le moule nous a permis d'assurer de bonnes conditions thermiques pour la réparation.

Une autre contrainte qui nous a poussée à choisir cette géométrie de moule fut la nécessité de tester mécaniquement les éprouvettes après réparation. Un des essais les plus discriminants pour les matériaux composites et largement employé industriellement est l'essai de Compression Après Impact (CAI). Or les dimensions des éprouvettes pour ce test étaient compatibles avec la réalisation d'une réparation sur un impact faible énergie contrairement à la réparation par patch. Nous avons ainsi conçu le moule de réparation afin de réparer ce type d'éprouvettes de 100 x 150 mm². Pour conserver l'étanchéité, une zone "humide" de 75 x 75 mm², en contact avec la résine de réparation, est délimitée

par des joints toriques (FIG. II.41). Afin de permettre à la résine de fluer dans toute cette zone, un jeu intérieur de 100 μm a été usiné. Cette épaisseur correspond à l'épaisseur d'un tissu d'arrachage qui permet de servir de drainant et d'enlever l'excédant de résine de réparation si besoin.

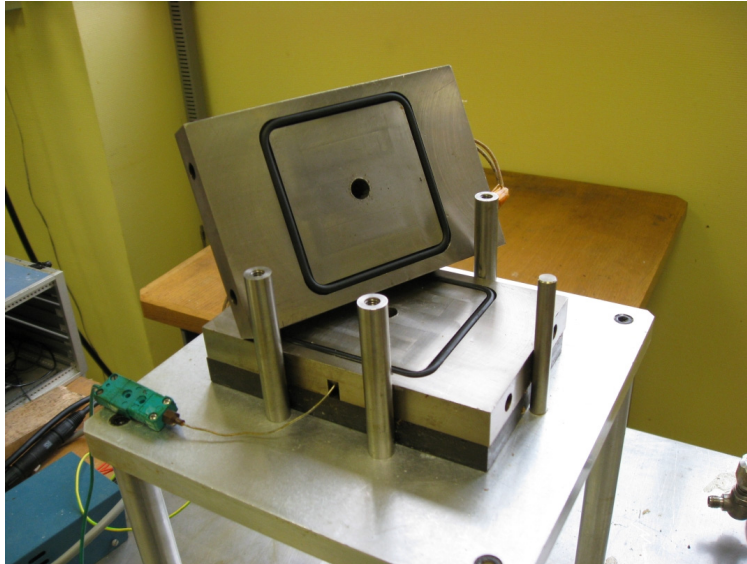


FIG. II.41 - Détail du montage de réparation avec la zone "humide" de réparation

Dans l'éventualité du transfert de cette technologie au monde industriel de la maintenance aéronautique, il n'est pas envisageable de conserver où d'adapter ce moule à toutes les structures aéronautiques. Cependant des solutions hybrides sont possibles. En effet, sur la face arrière des panneaux à réparer on peut imaginer le système classique de poche à vide déjà utilisé dans les centres de maintenance pour conserver la bonne compacité des réparations par patch. Pour ce qui est de la partie mise sous pression de la résine d'infiltration, on peut imaginer un système inspiré de ce qu'il se fait pour les pare-brises à l'aide d'un élément fileté et de ventouses (FIG. II.42). L'industrialisation du procédé de réparation n'étant pas le propos de cette thèse aucun développement n'a été réalisé dans ce sens.



FIG. II.42 - Exemple de système industriel qui permet de faire une infiltration avec une pression d'injection pour la réparation d'un pare-brise grâce à un ensemble fileté et des ventouses (<http://www.espritws.com>)

Ayant à notre disposition un montage permettant de faire des essais d'infiltration de manière reproductible, nous nous sommes intéressés dans un premier temps à la réparation d'une seule interface délaminée puis aux cas concrets des dommages d'impact et d'indentation quasi-statique.

5.4. Infiltration d'un dommage d'impact

5.4.1. Tests préliminaires

Afin de s'assurer de la capacité de la résine à pénétrer dans un réseau de fissures constitué de délaminages et de fissures transverses plusieurs expérimentations ont été réalisées. Dans un premier temps, nous nous sommes intéressés à la réparation d'une seule interface délaminée. Ne pouvant utiliser un film de Téflon®, pour simuler par exemple la présence d'un délaminage, nous avons choisi d'utiliser une sollicitation mécanique sur un empilement particulier pour générer cette interface délaminée. Nous avons ainsi opté pour un empilement moins représentatif d'applications industrielles, $[0_n/90_n]_s$, mais qui délamine à une seule interface lors d'un poinçonnement et présente peu de fissures transverses avec cette sollicitation. La FIG. II.43 montre un contrôle ultrasonore d'une éprouvette délaminée que nous avons poinçonnée en quatre points successifs le long d'une ligne et destinée à être réparée grâce au montage développé.

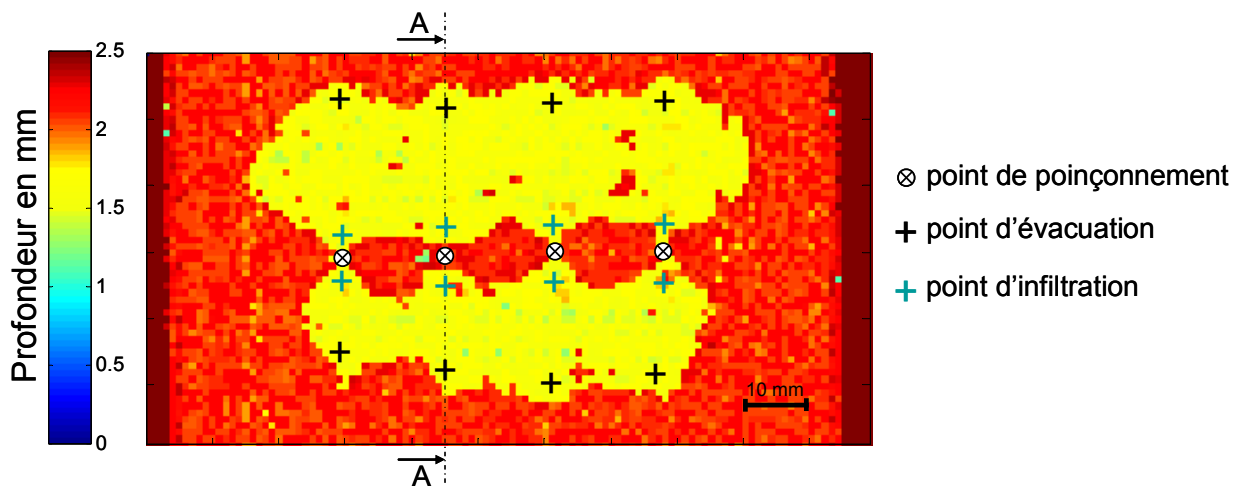


FIG. II.43 - Contrôle ultrasonore (D-scan) d'un stratifié $[0_2/90_2]_s$ poinçonné en 4 points dans la largeur qui permet de tester la capacité d'infiltration de la résine

Les trous d'infiltration sont indiqués par les points verts et les trous d'évacuation par les points noirs. La coupe micrographique de FIG. II.44 montre une bonne infiltration de la résine dans l'ensemble du délaminage.



FIG. II.44 - Section A-A en coupe micrographique du stratifié $[0_2/90_2]_s$ réparé par infiltration (résine XU3508/XB3403)

On peut observer sur cette vue d'ensemble que la réparation des délaminages engendre une légère surépaisseur évaluée à 40 μm correspondant à l'ajout de matière à l'interface réparée (FIG. II.45).

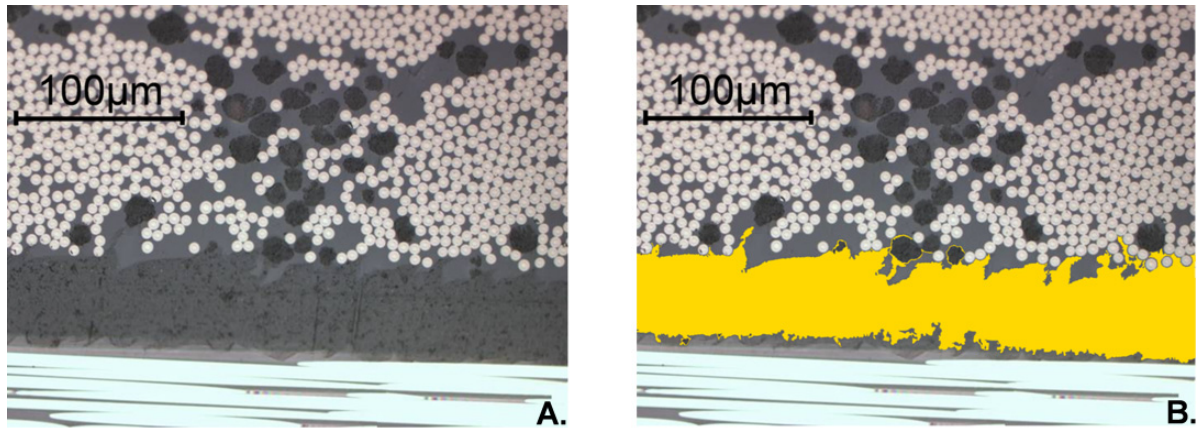


FIG. II.45 - Détail de la réparation par infiltration (résine XU3508/XB3403) d'un délaminage entre un pli à 0° et un pli à 90° (A. image d'origine; B. résine de réparation surlignée en jaune)

Nous avons également pu observer que les quelques fissurations transverses présentes dans le matériau ont été comblées par la résine de réparation (FIG. II.46). Cela démontre la capacité de la résine de réparation à pénétrer l'ensemble des fissures d'un dommage d'impact même si celle-ci n'est pas complètement guidée par un écoulement forcé, y compris pour de très fines fissures (épaisseur inférieure au diamètre des fibres comme visualisé FIG. II.47).

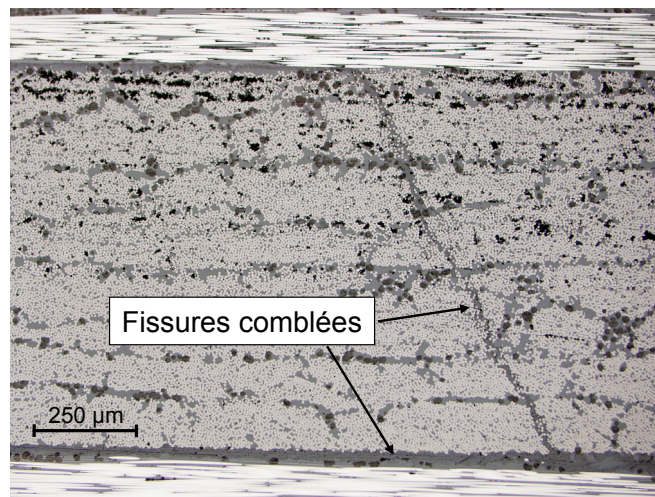


FIG. II.46 - Coupe micrographique de la réparation par infiltration (résine XU3508/XB3403) d'un délaminage et d'une fissure transverse associée

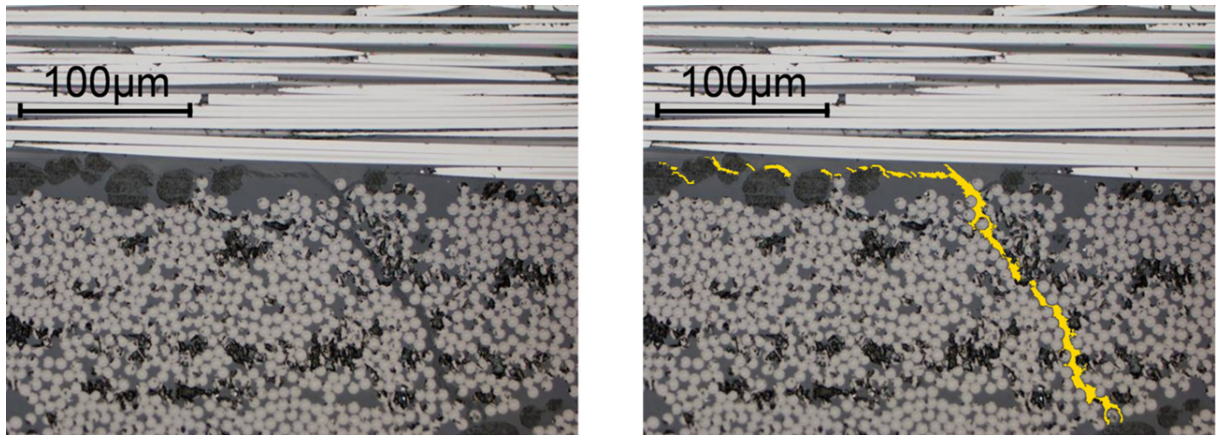


FIG. II.47 - Détails d'une réparation par infiltration (résine XU3508/XB3403) en fond de fissure transverse

Nous venons de voir qu'il était possible, lorsque l'on a un dommage simple, de faire pénétrer de la résine de réparation dans l'ensemble des fissures, délaminages et fissures transverses. La réalité du dommage d'impact est beaucoup plus complexe et nous allons voir que la mise en œuvre d'une réparation complète n'est pas toujours chose aisée.

5.4.2. Réalisation de la réparation par infiltration sur un dommage type impact

Grâce au montage qui a été mis au point, la réalisation de la réparation par infiltration a été grandement simplifiée. Un grand nombre d'éprouvettes ont pu être réparées tout en testant différentes configurations de pression d'injection, de température de cuisson et de résine de réparation. Malheureusement, dans un certain nombre de cas, la réparation le contrôle ultrasonore a révélé des défauts de réparation (FIG. II.48).

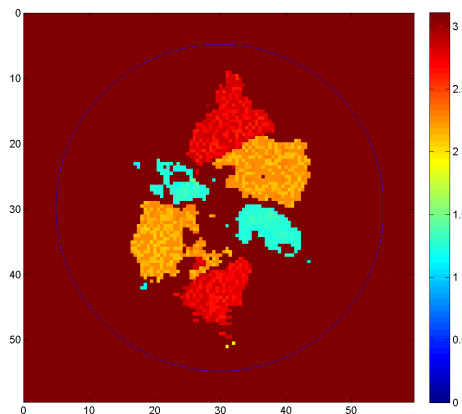


FIG. II.48 - Contrôle ultrasonore (D-csan) d'un dommage d'indentation "mal" réparé par infiltration avec la résine RTM6

Des coupes micrographiques telles que celles présentées FIG. II.49 et FIG. II.50 permettent de confirmer la présence de porosités au sein de la réparation.

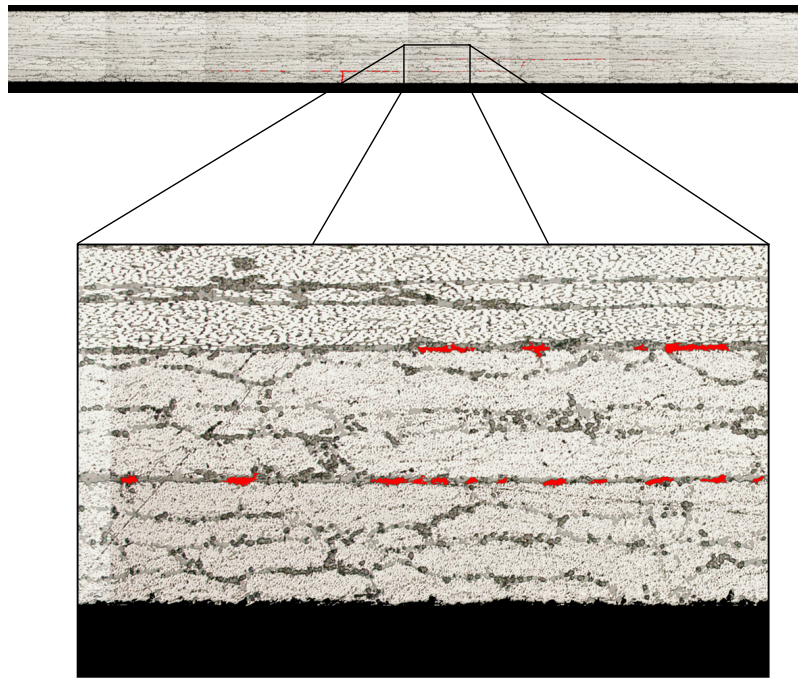


FIG. II.49 - Coupe micrographique d'une éprouvette réparée par infiltration (résine XU3508/XB3403) présentant des porosités

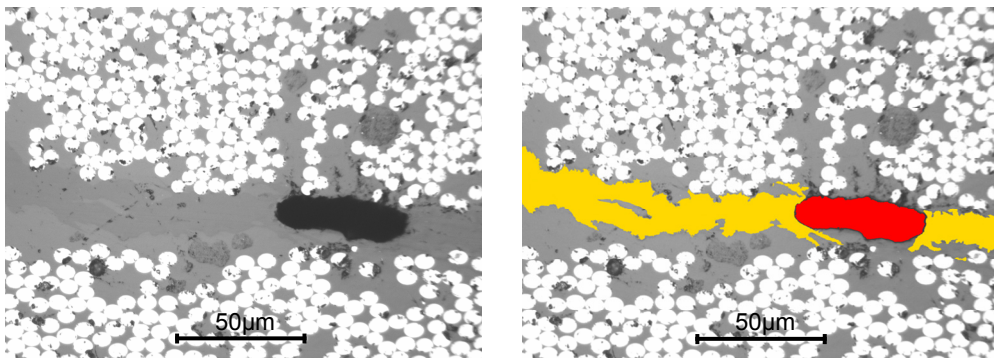


FIG. II.50 - Détail des porosités rencontrées au niveau de l'interface réparée ; on distingue notamment la résine RTM6 de réparation de part et d'autre de la porosité

Il est à noter que le contrôle ultrasonore et les coupes micrographiques indiquent que la résine de réparation a, pendant le processus de réparation, réussi à pénétrer dans l'ensemble des délaminages mais que des bulles de gaz se sont introduites dans la réparation empêchant la réparation d'être parfaite. Ces défauts de réparation peuvent être en partie expliqués par une trop bonne qualité du vide engendrant un dégazage des résines au cours de la réticulation. Dans le procédé de la réparation, il est nécessaire de faire le vide dans les délaminages afin de permettre aux résines d'atteindre toutes les fissures. Mais le vide trop poussé, quelques dixièmes de mbar, imposé au début de cette étude a engendré leur dégazage et la formation de porosités dans les réparations malgré une pression d'injection importante (6 bars).

Ainsi, le contrôle ultrasonore permet a priori, d'estimer la qualité d'une réparation avec la présence ou non de porosités. Il est à noter que dans ce contrôle ultrasonore deux représentations complémentaires permettent d'apprécier la réparation : le D-scan, cartographie des profondeurs des hétérogénéités et le

C-scan, cartographie du maximum d'amplitude du signal réfléchi. Lorsque l'on a une bonne réparation, comme c'est le cas de la FIG. II.51, l'image D-scan est uniforme et le C-scan permet de s'assurer que l'on observe bien la zone réparée avec les trous d'infiltration bien visibles. Des coupes micrographiques ont également été réalisées pour confirmer cette observation (FIG. II.52).

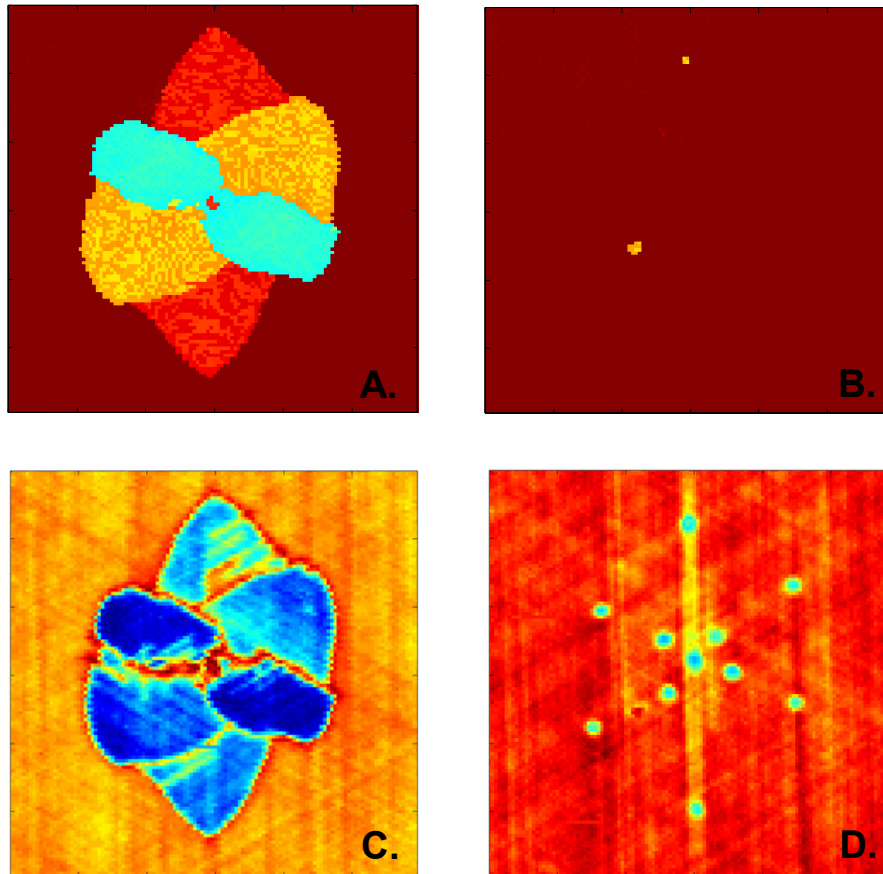


FIG. II.51 - Contrôle ultrasonore, D-Scan au dessus et C-scan en dessous, d'une éprouvette indentée (A. et C.) et de cette même éprouvette réparée avec la résine RTM6 (B. et D.); Les points observés sur cette dernière sont les empreintes ultrasonores des trous d'infiltration et d'évacuation comblés de résine

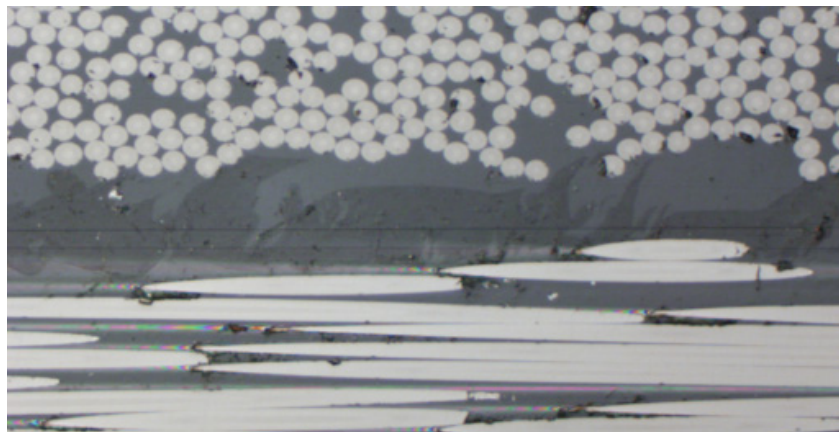


FIG. II.52 - Coupe micrographique d'un dommage type impact réparé par infiltration de résine

6. Conclusion

La mise en place et le développement d'une méthode de réparation engage de nombreux domaines de compétences. L'endommagement des composites est une discipline à part entière, mais grâce à l'expérience des avionneurs nous avons sélectionné le dommage particulier d'impact qui est lui-même complexe. Dans le but de faire l'étude de la réparation, cet endommagement d'impact a été remplacé par un endommagement d'indentation qui possède une géométrie de dommage similaire mais dont l'étendue est plus importante.

Nous avons choisi de développer dans cette étude une nouvelle méthode de réparation basée sur l'infiltration de résine. Le réseau de fissures généré par un impact étant très étroit, une question de faisabilité physico-chimique s'est posée. Afin d'évaluer cette faisabilité, nous avons développé un modèle analytique en prenant en compte les propriétés de mouillabilité des résines dans les conditions particulières d'infiltration pour en déduire une infiltration théorique possible de 97% des longueurs délaminées.

La mise en œuvre de la réparation à proprement parler ne fut pas chose aisée et nous avons cherché dans un premier temps à réparer des dommages simplifiés ne comportant qu'une seule interface délaminée et quelques fissures transverses. Les coupes micrographiques ainsi que le contrôle ultrasonore, montrent que la résine de réparation est bien parvenue à combler toutes ces fissures dans ce cas simple et le cas plus complexe de la réparation d'un dommage d'impact complet. Des mises en garde ont pu être formulées afin de garantir cette bonne qualité d'infiltration. En effet, un vide trop poussé, ou un montage pas assez hermétique peut engendrer la présence de porosités à l'interface réparée.

Une question importante persiste cependant. Mécaniquement, une fois le matériau endommagé comblé par de la résine, retrouve-t-il ces propriétés d'origine? Pour répondre à cette question, nous avons imaginé deux approches différentes et complémentaires. Dans la première, présentée au Chapitre III, nous avons étudié le comportement local de la réparation grâce notamment à des essais de Mécanique de la Rupture. Le Chapitre IV se place à une échelle plus structurale avec l'étude plus générale de la tenue mécanique de panneaux composites réparés.

Chapitre III.

Caractérisation mécanique de l'interface réparée

Il est a priori possible de faire pénétrer de la résine de réparation dans des fissures très étroites comme les délaminages et fissures transverses obtenus par impact faible énergie. Des moyens de contrôle permettent de s'assurer que les deux surfaces sont bien jointes. Il reste à qualifier la tenue mécanique du "collage".

Ainsi, dans ce Chapitre, nous nous intéressons à la caractérisation mécanique de cette interface. Pour cela, des essais classiques de Mécanique de la Rupture, en mode I et II, sont d'abord envisagés. S'ils permettent de discriminer les différentes résines de réparation en termes de ténacité, un essai original est finalement proposé afin de solliciter l'interface réparée dans son environnement structural.

Plan du chapitre

1. Introduction	81
2. Matériaux de l'étude	84
2.1. Propriétés mécaniques	84
2.1.1. Le matériau de référence	84
2.1.2. Les matériaux pour la réparation	85
2.2. Fabrication des éprouvettes	85
2.2.1. Particularité des éprouvettes des essais de mode I et II.....	86
2.2.2. Cas des éprouvettes de traction rainurée	88
3. Essai en mode I	90
3.1. Essais préliminaires sur le matériau T700GC/M21	90
3.1.1. L'essai de clivage.....	90
3.1.2. Essai DCB "classique"	97
3.1.3. Bilan et choix de l'essai de mode I pour la caractérisation de la réparation	106
3.2. Tenue de la réparation en mode I	107
3.3. Bilan des essais de mode I	109
4. Essai en mode II	110
4.1. Dispositif expérimental.....	111
4.2. Traitement des essais	112
4.3. Résultats expérimentaux	113
5. Essai sur éprouvette représentative de la réparation	116
5.1. Un nouvel essai de mécanique de la rupture.....	116
5.2. Dispositif de traction rainurée	117
5.2.1. Montage et instrumentation.....	117
5.2.2. Protocole expérimental.....	120
5.3. Présentation de la méthode d'analyse	121
5.4. Résultats expérimentaux	127
5.4.1. Essai sur éprouvettes saines	127
5.4.2. Essai sur éprouvettes réparées.....	130
5.5. Bilan sur la traction rainurée.....	133
6. Conclusion sur la tenue de l'interface réparée.....	134

1. Introduction

L'objet de la réparation proposée est de réparer des composites endommagés par impact faible énergie et qui présentent essentiellement des dommages du type délaminages. Le Chapitre précédent montre que physiquement il est possible de combler les fissures par infiltration de résine. Le simple fait d'infiltrer une résine de réparation dans un délaminage ne suffit pas à garantir la tenue mécanique de la réparation.

Comme souligné dans le Chapitre I, la problématique de la tenue résiduelle à l'impact représente ce qui aujourd'hui est le plus critique et aussi le plus complexe à étudier. Afin d'aborder correctement les problématiques liées à la réparation des matériaux composites et en particulier la réparation par infiltration, nous avons été amené à considérer deux échelles de caractérisation. La première échelle est celle de l'interface seule, souvent associée à l'étude des délaminages lorsque l'on s'intéresse aux matériaux composites. La deuxième échelle est plus globale et concerne le comportement et la tenue de la réparation dans son ensemble sur une structure réparée. Dans ce chapitre nous nous intéresserons à la première partie de ces caractérisations et l'échelle structurale sera abordée au Chapitre suivant.

L'évaluation de la tenue de l'interface réparée peut être assimilée à l'étude des délaminages. Celle-ci peut se faire selon plusieurs approches : celle par critères de rupture, celle exploitant la Mécanique Élastique Linéaire de la Rupture (MELR), et celle basée sur la Mécanique de l'Endommagement. Chacune de ces approches présente un domaine de validité différent.

L'approche par critères de rupture permet de définir des seuils de déformation ou de contraintes, y compris pour des chargements complexes, à partir desquels il y a amorçage d'une fissure [Lagunegrand, 2004]. Si l'identification des critères est complexe, ils sont en général simples à mettre en œuvre et ne permettent pas de prédire l'évolution de la fissure après l'amorçage. De plus, en présence d'un fort gradient de contraintes, typiquement en front de fissure, cette approche peut ne pas suffire [Balzani, 2008].

La deuxième approche est fondée sur un critère énergétique en utilisant la MELR. L'idée est d'associer un taux de restitution d'énergie à la surface qui est générée pendant la propagation de la fissure. Il est alors possible d'établir un seuil énergétique critique à partir duquel on peut prédire la propagation d'une fissure [Griffith, 1921].

Enfin, les méthodes basées sur la Mécanique de l'Endommagement permettent de simuler le comportement d'une interface grâce à des éléments endommageables d'épaisseur nulle dans leur état initial. Les modèles de zone cohésive (MZC) associés à ces éléments, ont initialement été développés par Dugdale [Dugdale, 1960] et permettent de décrire à la fois l'amorçage et la propagation de la fissure. Il est à noter que le chemin de fissuration doit être connu afin de mailler ces éléments d'interface et le caractère adoucissant de ces modèles engendre des problèmes numériques [Allix, 1995]. Contrairement aux deux premières méthodes, cette dernière est encore peu utilisée industriellement car elle engendre des coûts de calcul importants et la confiance dans ces modèles n'est pas encore totale.

De ces trois approches, nous retiendrons essentiellement celle de la Mécanique de la Rupture pour la caractérisation de l'interface réparée car l'analyse et les essais associés à cette méthode sont plus directs expérimentalement. L'étude de la propagation des fissures peut être décomposée selon trois modes de sollicitations élémentaires (FIG. III.1).

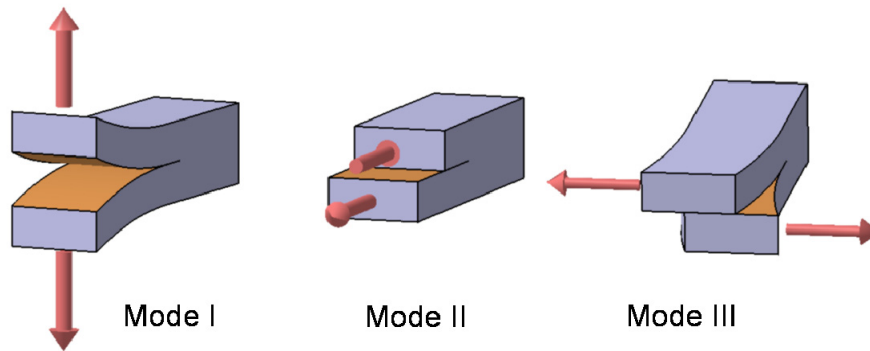


FIG. III.1 - Modes élémentaires de rupture

Les modes II et III sont très souvent considérés comme quasiment identiques [Davies, 1998],[Lévêque, 1998],[Mézière, 2000],[O'Brien, 1998] et par conséquent le mode III est très peu étudié au profit du mode II. Il est à noter que cette décomposition est une simplification des cas de sollicitations réelles qui combinent ces différents modes de propagation. Il est ainsi nécessaire d'étudier la mixité de la sollicitation pour suivre la propagation dans une structure réelle.

Pour étudier cette propagation de fissure, la théorie de l'élasticité linéaire associée aux critères de rupture n'est pas très adaptée. En effet, la singularité due à la pointe de fissure engendre une surcontrainte qui engendre la rupture du matériau dès la présence de très faibles efforts, et il n'est pas possible de connaître l'avancée de la fissure. En revanche Griffith utilise une approche énergétique afin de contourner ce problème [Griffith, 1921]. L'idée est de calculer l'énergie nécessaire pour créer une nouvelle surface. Ainsi, le taux de restitution d'énergie a été défini par :

$$G = -\frac{d\Pi}{dS} = -\frac{d(U_e - W_{ext})}{dS} \quad \text{Eq. 14}$$

où :

G : Taux de restitution d'énergie

Π : énergie potentielle stockée dans la structure

S : Surface de la fissure

U_e : Energie de déformation élastique

W_{ext} : Travail des forces extérieures

En fonction des propriétés des matériaux, on peut ainsi définir un taux de restitution d'énergie critique G_c qui, s'il est atteint, permet de prédire la propagation de la fissure. Afin d'étudier cette propagation, la stabilité de la propagation est essentielle et se traduit par :

$$\frac{dG}{dS} \leq 0 \quad \text{Eq. 15}$$

En règle générale, on identifie le taux de restitution pour chacun des modes élémentaires.

Les essais pour déterminer ces taux de restitution d'énergie critiques sont nombreux et s'il existe des normes pour les essais de mode I, les organismes de certification ne se sont pas encore prononcés pour les essais en mode II et III. Des travaux comme ceux de Adams, Brunner, Blackman et Davies [Adams, 2003],[Blackman, 2001],[Blackman, 2006],[Brunner, 2001],[Davies, 1998],[Davies, 2001], permettent de sélectionner et de privilégier certains essais en rapport avec l'application particulière que l'on souhaite.

Dans un premier temps, nous nous sommes intéressé à la tenue en mode I avec notamment l'essai de clivage et l'essai Double Cantilever Beam (DCB), qui permettent d'obtenir le taux de restitution d'énergie critique en mode I (G_{Ic}). Dans un deuxième temps, nous avons cherché à caractériser la réparation en mode II grâce à l'essai End Notched Flexure (ENF), qui nous donne le G_{IIc} . Le comportement en mode III ne sera pas abordé dans ces travaux, car d'une part il est difficile de réaliser un essai en mode III pur, essai Edge Crack Torsion (ECT) par exemple, et d'autre part, ce mode de propagation est couramment considéré comme équivalent au mode II [Davies, 1998],[Lévêque, 2007],[Mézière, 2000],[O'Brien, 1998]. En revanche, les sollicitations réelles n'étant pas a priori une propagation en mode pur, nous avons souhaité connaître le comportement de la réparation en mode mixte. Pour cela, nous avons privilégié un essai récemment développé, l'essai de traction rainurée, permettant par la même occasion de tester la réparation dans des conditions plus proche d'une "vraie" réparation. En effet, l'idée était de tester une interface autre que l'interface $0^\circ/0^\circ$ utilisée dans les essais classiques de Mécanique de la Rupture et également de pouvoir tester des éprouvettes réparées avec exactement le même procédé que celui proposé au Chapitre II.

Ainsi, dans ce Chapitre, nous détaillerons dans une première partie les propriétés mécaniques des matériaux employés pour cette étude ainsi que la fabrication des éprouvettes qui a nécessité pour les essais en mode I et II, l'adaptation de la méthode de réparation. Dans une deuxième partie, les essais "classiques" de la Mécanique de la Rupture sur des éprouvettes réparées seront discutés. La dernière partie concerne l'essai de traction rainurée qui a été développé et adapté pour la caractérisation de la réparation.

2. Matériaux de l'étude

2.1. Propriétés mécaniques

Les matériaux employés dans cette étude sont le T700GC/M21 pour le matériau de référence et les résines RTM6 et XU3508/XB3403 pour les résines de réparation. Au Chapitre II les propriétés de mise en œuvres ont été présentées, et il était important de rappeler ici les propriétés mécaniques de ces matériaux qui seront nécessaires par la suite pour l'exploitation et l'analyse des essais de caractérisation.

2.1.1. Le matériau de référence

Le T700GC/M21 a été étudié depuis maintenant une dizaine d'années et ses propriétés standards ont été identifiées au cours du projet Americo mené par la DGA et l'Onera [Maire, 2007]. Concernant les propriétés d'interface auxquelles nous nous intéressons plus particulièrement, les travaux de Prombut sont très complets [Prombut, 2007]. Le Tableau III.1 référence les valeurs qui ont été retenues pour notre étude.

Tableau III.1 - Propriétés thermo-élastiques du pli UD en T700GC/M21 obtenues sur plaques stratifiées réalisées en autoclave

Propriétés	Grandeurs	Unités	Valeurs
Température de transition vitreuse*	T _g	°C	203
Traction**	Module	E ₁₁ / E ₂₂	GPa
	Contrainte à rupture	σ ₁₁ / σ ₂₂	MPa
Compression**	Module	E ₁₁	GPa
	Contrainte à rupture	σ ₁₁	MPa
Cisaillement**	Module	G ₁₂	GPa
	Contrainte à rupture	σ ₁₂	MPa
Coefficient de Poisson**	ν ₁₂	/	0.32
Ténacité (interface 0°/0°)	Mode I	G _{Ic}	J/m ²
	Mode II	G _{IIc}	1250
Ténacité*** (interface 0°/45°)	Mode I	G _{Ic}	J/m ²
	Mode II	G _{IIc}	1600

* Données issues de la documentation technique du matériau ; ** Propriétés identifiées au cours du programme AMERICO (les valeurs présentées sont des moyennes des résultats de quatre laboratoires : EADS, LGMT, Onera, ENSICA) [Maire, 2007] ; *** Valeurs sont issues des travaux de Prombut [Prombut, 2007]

Nous verrons cependant que certaines propriétés sont fortement dépendantes des méthodes d'analyse. Les propriétés issues des essais de la Mécanique de la Rupture sont en général de ce point de vue assez dispersées et des références ont ainsi été établies afin de conserver une cohérence sur les valeurs discutées.

2.1.2. Les matériaux pour la réparation

Afin de réaliser la réparation proposée dans cette étude, deux résines de réparation ont été sélectionnées. La résine RTM6 a essentiellement été choisie pour ses propriétés de mise en œuvre et sa haute température de transition vitreuse (classe 180 °C) proche de celle de la résine M21. En revanche, même si certaines de ses propriétés mécaniques, rapportées au Tableau III.2 comme sa résistance en flexion, sont du même ordre de grandeur, la ténacité de la résine RTM6 est très inférieure à la valeur de référence de la résine M21.

Tableau III.2 - Propriétés mécaniques de la résine du matériau à réparer et des résines employées pour la réparation

Résine	Tg [°C]	Flexion		Ténacité [J/m ²]	
		Module [GPa]	Contrainte [MPa]	G _{Ic}	G _{IIc} **
M21	203	3,5	147	350	1200 – 1600*
RTM6	190	3,3	132	168	1000*
XU3508/XB3403	80	2,9 – 3,1	100 – 125	1400	>5000

N.B. : Toutes les valeurs sont issues des documentations techniques des matériaux sauf mention spéciale. Les valeurs de ténacité de la résine M21 ont été vérifiées expérimentalement sur composite T700GC/M21.

* Valeurs issues de [Collombet, 2005] et vérifiées expérimentalement au cours de la thèse ; ** Valeur obtenues par essais ENF

Outre les raisons évoquées au Chapitre II, la deuxième résine sélectionnée (XU3508/XB3403) a permis d'étudier le comportement de la réparation avec une résine plus tenace que la résine d'origine. En contre partie, la température de transition vitreuse n'a pu être conservée ainsi que le module de flexion et la contrainte à rupture, qui sont légèrement inférieurs aux valeurs des matrices M21 et RTM6.

2.2. Fabrication des éprouvettes

Pour les essais de ce Chapitre et les essais du Chapitre IV, les éprouvettes ont été réalisées à partir de stratifiées d'unidirectionnel conçues à partir d'un unique lot matériau conservé dans des conditions industrielles aéronautiques. Pour la fabrication des éprouvettes, nous avons opté pour la réalisation de plaques par stratification de pré-imprégnés unidirectionnels sous presse. Cela nous a permis d'obtenir des plaques avec un état de surface "lisse" très intéressant pour le contrôle non destructif visuel. En effet, contrairement aux éprouvettes réalisées avec du tissu d'arrachage, les défauts – porosités, désalignement ou indentation – sont très visibles en surface ce qui est un atout lors de l'utilisation de ces matériaux.

Les plaques ont été réalisées dans un nouveau moule de 350 x 350 mm² et a nécessité une optimisation du cycle de cuisson à la presse. En effet, le cycle de cuisson préconisé par Hexcel® [Hexcel Composites, 2004] est un cycle pour autoclave et engendre, lorsqu'il est appliqué sous presse sans tissu drainant ou tissu d'arrachage, la présence de porosités. Il a fallu déterminer le point de viscosité minimale pour appliquer la pression et obtenir l'évacuation des porosités à l'extérieur du moule. Le cycle de cuisson finalement retenu est représenté à la FIG. III.2 et a été opéré toujours par le même opérateur tout au long de ces travaux.

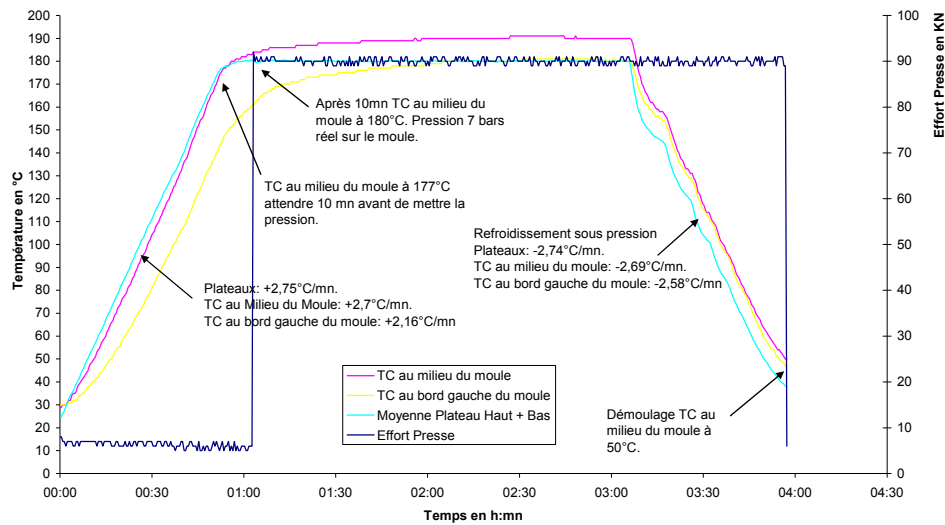


FIG. III.2 - Exemple de cycle de cuisson pour la fabrication des plaques composites

La découpe des éprouvettes a été effectuée en deux étapes : une première découpe grossière à la scie circulaire diamantée, puis une rectification fine à la fraiseuse avec des outils diamantés. Ce procédé a permis d'obtenir des dimensions d'éprouvette à $\pm 20 \mu\text{m}$ et de $\pm 2^\circ$, particulièrement important pour les essais de compression.

De manière générale, les éprouvettes de mécanique de la rupture présentent un fort allongement. Le tableau ci-dessous donne les dimensions des éprouvettes qui ont été utilisées dans ces travaux. Pour les essais DCB et ENF, ces dimensions suivent les normes [AECMA Standard, 1995],[ISO, 2002].

Tableau III.3 – Dimensions des éprouvettes des essais de Mécanique de la Rupture retenus

Essai	Empilement	Longueur de téflon (mm)	Longueur (mm ²)	Largeur (mm)	Epaisseur (mm)
Clivage	[0 ₁₆]	20	90	12	4
DCB	[0 ₁₆]	40	150 & 200	12,5	4
ENF	[0 ₁₆]	40	250 & 150	20	4
Traction rainurée	[0 ₂ /90 ₂] _s	/	250	12	2

2.2.1. Particularité des éprouvettes des essais de mode I et II

Afin d'évaluer la qualité d'une réparation, et plus particulièrement de l'interface réparée en comparant ses propriétés à celles du matériau sain, de grandes surfaces réparées étaient nécessaires. Des éprouvettes impactées et réparées grâce au procédé par infiltration ne présentent pas une surface suffisamment importante pour découper des éprouvettes pour des essais de type mécanique de la rupture. De plus, les interfaces que nous souhaitons tester avec ces essais sont des interfaces 0°/0° et non 0°/θ°. Une adaptation de la technique de réparation sur des plaques a été réalisée. Pour cela, dans un premier temps, des plaques de stratifiés de plis unidirectionnels ([0₁₆]), de dimensions 100 x 150 mm² ont été réalisées avec un insert en téflon à une des extrémités. Cet insert de téflon a

permis d'introduire un outil au centre de la plaque (FIG. III.3), et de délaminer complètement la plaque.



FIG. III.3 – Ouverture d'une plaque stratifiée ($[0_1\delta]$) afin de réaliser une réparation par collage pour les essais de mécanique de la rupture

Des ponts de fibres se forment et cassent pendant cette opération. Les fibres lâches sont finalement coupées afin de faciliter la réparation et minimiser l'épaisseur du joint de colle. Cependant, cette méthode a une conséquence directe sur la mesure de la ténacité. En effet, les ponts de fibres étant cassés, ceux-ci n'influencent plus les valeurs de ténacité comme dans un essai "classique" composite [Collombet, 2005]. On s'attendra donc à ne pas avoir d'effet de courbe R pour les éprouvettes réparées.

Une fois les deux demis plaques obtenues, un nouveau ruban de téflon est de nouveau inséré pour réaliser les pré-entailles nécessaires aux essais de Mécanique de la Rupture. Les résines de réparation sont portées à la température d'infiltration afin de les fluidifier et de respecter le cycle de température de la réparation. Les résines sont ensuite appliquées sur les demi plaques qui sont jointes de manière à minimiser les bulles d'air qui pourrait être enfermées dans le joint de colle. Une faible pression (poids de 5 kg) est ensuite appliquée sur la plaque pendant le temps de cuisson à l'étuve.

La découpe des éprouvettes est ensuite réalisée de la même manière que les éprouvettes saines grâce à une scie diamantée et lorsque cela est nécessaire rectifiées à la fraiseuse.

Cette réparation proposée pour tester l'interface réparée en mode I et II est finalement assez différente du processus de réparation tel qu'il est présenté au Chapitre II. Ces essais permettent néanmoins de comparer cette interface réparée avec une interface saine et de voir l'influence de la qualité de la résine de réparation. Notons que la résine d'origine, résine M21, n'est pas disponible sous forme liquide et n'a par conséquent pas été utilisée pour réaliser des éprouvettes réparées.

Comme mentionné en introduction de ces essais d'interfaces réparées, un autre essai, la traction rainurée, a été envisagé. Cet essai a été sélectionné en outre car les éprouvettes réparées peuvent être fabriquées avec le procédé de réparation par infiltration.

2.2.2. Cas des éprouvettes de traction rainurée

Un des avantages qui a été mis en avant pour l'essai de traction rainurée, est le fait que l'on caractérise une interface $0^\circ/90^\circ$ sans générer de dommage dans les plis à 90° . Comme pour les essais classiques présentés ci-dessus, les éprouvettes de traction rainurée présentent un fort élancement FIG. III.4.

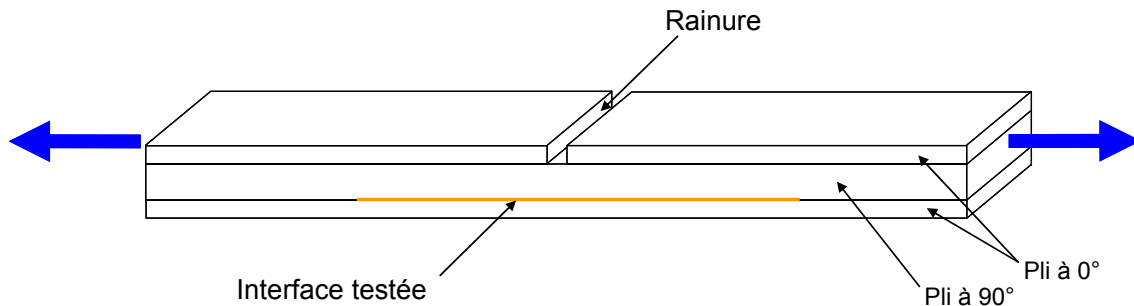


FIG. III.4 – Schéma des éprouvettes de traction rainurée

Afin de pouvoir appliquer la technique de réparation proposée au Chapitre II, l'idée a été de poinçonner une plaque stratifiée $[0_2/90_2]_s$, et réparer celle-ci dans le montage développé. Le poinçonnement est effectué à l'aide d'une machine électromécanique avec une vitesse de déplacement de 0,5 mm/min et une force maximale de 2600 N et permet de délaminer principalement l'interface $0^\circ/90^\circ$ opposée au poinçon. La force a été déterminée expérimentalement après une rupture de pente sur la courbe de charge en fonction du déplacement traverse, ce qui correspondait au début de l'endommagement. Plusieurs contrôles ultrasonores et des coupes micrographiques ont permis de vérifier que l'endommagement ne générait pas de rupture de fibres. Comme pour le poinçonnement présenté au Chapitre II.5.1.2, des flasques circulaires sont utilisés afin de circonscrire le dommage. Afin d'avoir une surface délaminée homogène et de grande dimension, la plaque est poinçonnée 4 fois dans la largeur et des poinçonnements annexes plus faible (1000 N) sont effectués (FIG. III.5).

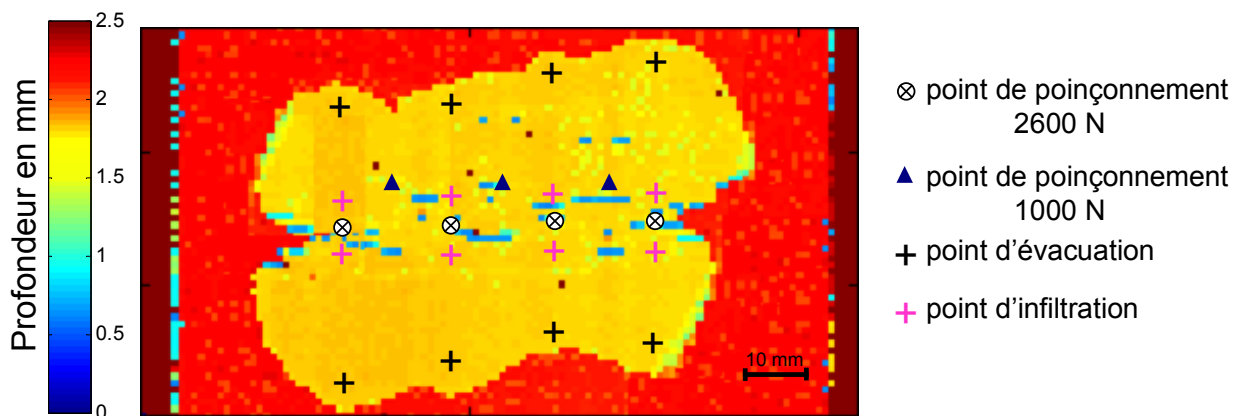


FIG. III.5 – Contrôle ultrasonore d'une plaque $[0_2/90_2]_s$ délaminée par poinçonnement pour réaliser des éprouvettes de traction rainurée réparée

Cette plaque délaminée est ensuite percée (FIG. III.5) et placée dans le moule pour réaliser la réparation. La réparation en elle-même suit la démarche détaillée au Chapitre II et ne comporte pas de modification particulière.

Comme le nom de l'essai le laisse supposer, les éprouvettes de cet essai sont rainurées. Cette rainure ou entaille est pratiquée afin de couper le pli à 0° opposé à l'interface que l'on souhaite étudier (FIG. III.6). Parfois un scalpel a été utilisé comme indiqué sur cette même figure afin de s'assurer que toutes les fibres à 0° ont été coupées. En effet, si toutes les fibres ne sont pas coupées, l'interface n'est plus chargée de manière à obtenir une propagation de délaminage. Dans ce cas, le délaminage se propage dans le pli à 0° et l'essai ne permet pas d'étudier l'interface $0^\circ/90^\circ$.

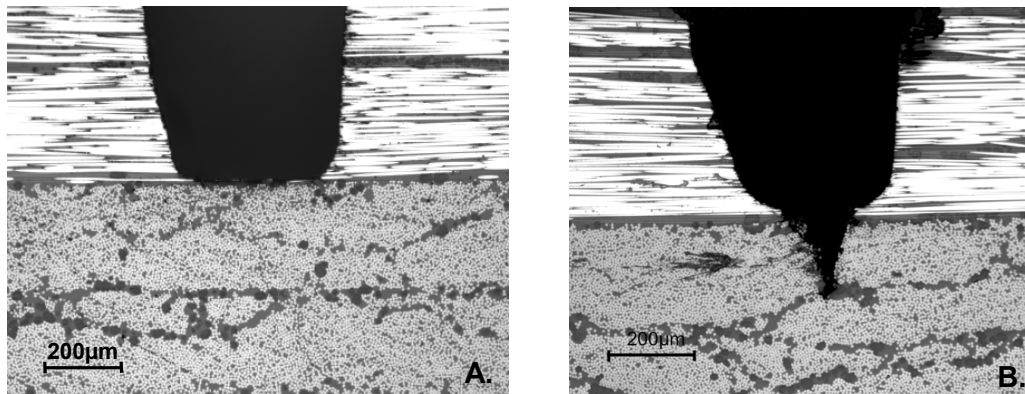


FIG. III.6 – Exemple d'entaille pratiqué dans le pli à 0° pour l'essai de traction rainurée (A. entaille effectuée à la scie diamantée ; B. entaille approfondie par une lame de scalpel pour s'assurer que toutes les fibres à 0° sont coupées)

Les éprouvettes de traction rainurées ont ensuite été découpées entre les trous d'infiltration et d'évacuation et à l'écart de la zone poinçonnée (FIG. III.7), pour obtenir des éprouvettes de $250 \times 12.5 \times 2 \text{ mm}^3$.

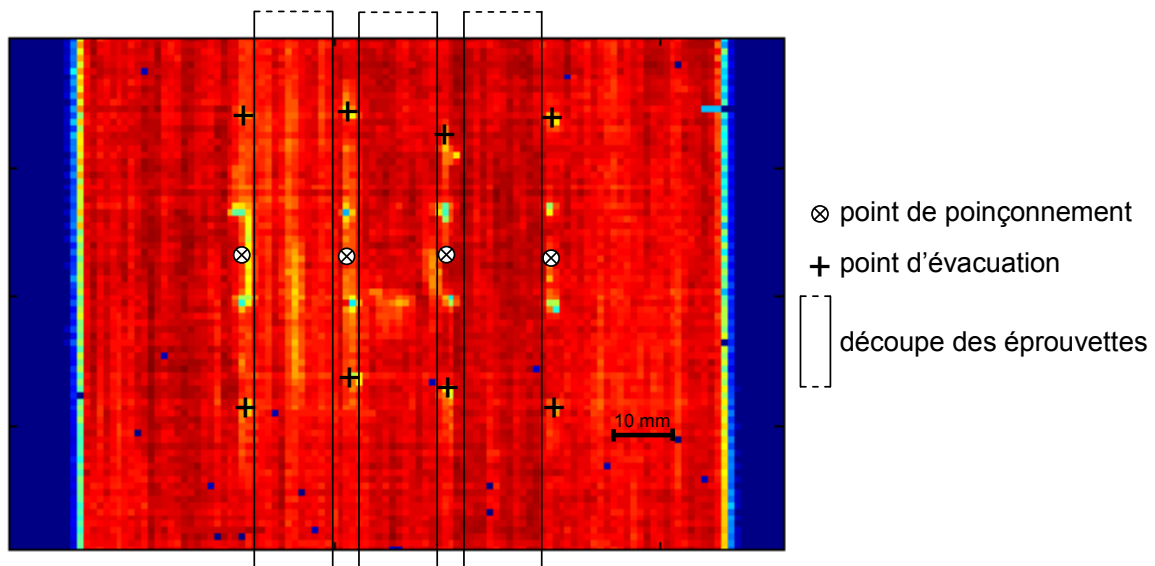


FIG. III.7 – Plan de découpe sur un contrôle ultrasonore des éprouvettes de traction rainurée dans une plaque $[0_2/90_2]_s$ endommagée puis réparée

Pour l'ensemble des essais, de grandes précautions ont été prises lors de la réalisation de ces éprouvettes pour s'assurer d'une bonne reproductibilité des résultats sur la tenue de l'interface réparée.

3. Essai en mode I

Le mode d'ouverture (mode I) est le mode de délaminage le plus critique parce qu'il nécessite le moins d'énergie [Mézière, 2000]. Il est à noter que les essais permettant de suivre la fissuration suivant ce mode, sont le plus souvent employés sur des stratifiés de plis unidirectionnels (UD). La raison principale de cette configuration d'essai repose sur le fait qu'avec cet empilement la propagation de la fissure reste dans le plan médian de l'éprouvette et permet d'avoir une assez bonne estimation de la longueur de délaminage à partir de l'observation du chant de l'éprouvette. D'autre part et contrairement à des empilements multiaxiaux, il n'y a quasiment pas d'endommagement dans les plis adjacents au délaminage ce qui limite les erreurs sur le taux de restitution d'énergie. Dans le cadre d'essais sur des empilements différents certains auteurs proposent des corrections pour prendre en compte cet endommagement [Lévêque, 1998]. Les travaux de Prombut [Prombut, 2007] permettent également de faire une synthèse de ces essais sur stratifiés multidirectionnels en T700GC/M21 et seront régulièrement utilisés comme référence dans ces travaux.

Afin de déterminer la ténacité en mode I, un certain nombre d'essais existent. Dans un premier temps les deux essais les plus courants ont été testés sur le matériau sain (T700GC/M21) afin de déterminer le plus pertinent pour l'étude des interfaces réparées. Ces deux méthodes de caractérisation en mode I sont l'essai de clivage et l'essai Double Cantilever Beam (DCB). Le premier essai est particulièrement intéressant pour sa simplicité de mise en œuvre et parce que cet essai a été développé pour tester les joints collés ce qui se rapproche d'une interface réparée. Le deuxième essai qui a été retenu, est l'essai DCB. C'est l'essai de référence pour l'identification de la ténacité en mode I. De plus, cet essai est un des seuls à être normalisé [ASTM, 1994],[ISO, 2002]. Après avoir comparé ces deux moyens, celui permettant de décrire au mieux le comportement de l'interface en mode I sera appliqué à des éprouvettes réparées avec les deux résines de réparation proposées.

3.1. Essais préliminaires sur le matériau T700GC/M21

3.1.1. L'essai de clivage

La méthode d'essai par clivage n'est pas très répandue dans le domaine des composites bien que sa réalisation soit simple et rapide. C'est à l'origine une méthode de caractérisation prévue pour les joints de colle. L'avantage principale de cette technique vient du fait qu'elle ne nécessite aucun capteur spécifique [Lamèthe, 2004], et seulement un système de déplacement (sans cellule de force) et un moyen de mesurer une longueur de fissure.

Le principe de cette technique consiste à introduire un coin d'épaisseur connue entre les deux bras liés par l'interface à caractériser, de façon à propager une fissure (FIG. III.8). Les faibles dimensions du coin permettent aux deux bras de se déformer élastiquement. Lorsque la fissure est stable, on peut alors considérer que la variation d'énergie du système par unité de surface ouverte est nulle. L'énergie élastique stockée dans les bras peut être évaluée en fonction de la géométrie de l'assemblage, de l'épaisseur du coin (Δ), et de longueur de la fissure (a).

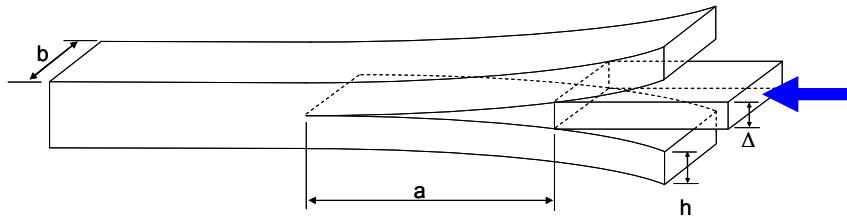


FIG. III.8 - Principe du test de clivage

3.1.1.1. La méthode d'analyse

L'idée est de considérer que l'énergie d'adhésion et/ou de cohésion correspond à l'énergie stockée dans les bras. A partir de cette hypothèse, il s'agit de considérer chaque bras comme une poutre encastrée en flexion et de déduire l'énergie élastique emmagasinée, dans la limite des petites déformations.

Si l'on considère une poutre simple mécaniquement encastrée soumise à une flexion de $\delta = \Delta/2$ appliquée à son extrémité libre (FIG. III.9), l'énergie élastique emmagasinée s'écrit :

$$U_{el} = \frac{3}{2} \frac{EI\delta^2}{a^3} = \frac{1}{8} \frac{Ebh^3\delta^2}{a^3} \quad \text{Eq. 16}$$

avec :

I : le moment d'inertie, $I = bh^3/12$

E : le module de flexion de la poutre

a : la longueur de fissure

b et h : les dimensions d'un bras d'éprouvette

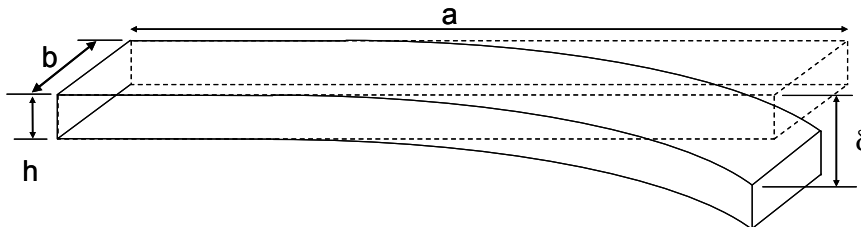


FIG. III.9 - Poutre encastrée en flexion

Le taux critique de restitution de l'énergie élastique peut être déduit de la dérivée de l'énergie élastique emmagasinée par la longueur de fissure grâce à l'expression :

$$G_{Ic} = \frac{-1}{b} \frac{dU_{el}}{da} \Big|_{\delta} \quad \text{Eq. 17}$$

Ce qui donne pour la poutre simple encastrée, dans des conditions de déplacement imposé :

$$G_{Ic} = \frac{3}{8} \frac{Eh^3\delta^2}{a^4} \quad \text{Eq. 18}$$

Dans le cas de deux poutres encastrées soumises à un déplacement de $\Delta/2$ (où Δ correspond à l'épaisseur du coin), G_{Ic} est la somme des taux de restitution des deux poutres :

$$G_{Ic} = \frac{3}{16} \frac{Eh^3\Delta^2}{a^4} \quad \text{Eq. 19}$$

3.1.1.2. Remarques sur l'essai de clivage

Comme nous le verrons lors des essais, il est possible de faire de nombreuses mesures sur des échantillons de faible longueur (≈ 160 points de mesure sur une distance de 40 mm). La mesure de G_{Ic} par clivage est ainsi une mesure très locale et par conséquent très sensible aux hétérogénéités du matériau. De plus, comme on peut le voir sur la formule du calcul du G_{Ic} , les grandeurs mesurées sont très influentes (à la puissance 2, 3 et 4) et peuvent induire des erreurs importantes sur l'énergie calculée. La longueur de fissure est, par exemple, particulièrement difficile à déterminer car l'erreur d'observation faite sur le chant de l'éprouvette peut être grande, notamment parce que le front de fissure est rarement droit. Dans ce cadre, une erreur de 0,1 mm sur la longueur de fissure induit un écart de 10 Jm^{-2} sur le G_{Ic} pour le cas qui nous concerne.

3.1.1.3. Montage de l'essai de clivage

Le montage de clivage est constitué d'une table de déplacement faisant avancer l'éprouvette autour d'un coin fixe (FIG. III.10). On peut voir sur cette illustration, le dispositif complet avec la caméra, développé pour la Thèse de Lamèthe [Lamèthe, 2004], ainsi que le coin qui est inséré dans la fissure.

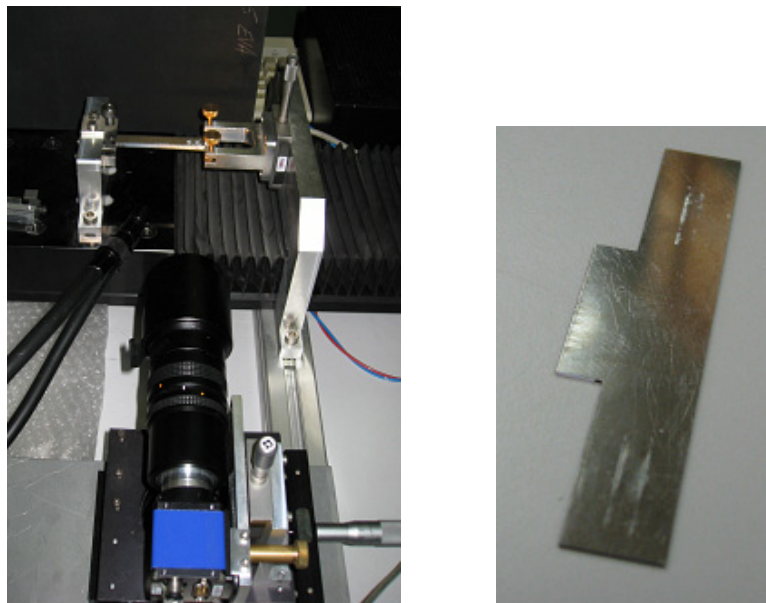


FIG. III.10 - Vue générale du montage d'essai DCB par clivage et visualisation du coin qui est introduit dans l'éprouvette

Les expériences de clivage en coin ont été réalisées avec des coins d'épaisseur 0,5 mm. La fissure est visualisée sur la tranche de l'échantillon. Les chants sont enduits d'un film blanc le plus fin possible pour faciliter la visualisation de la pointe de la fissure tout en restituant le plus fidèlement possible la position de la pointe de fissure grâce à un contraste maximal. Les mesures se font grâce aux images obtenues par une caméra vidéo pilotée et enregistrées à intervalles réguliers.

La FIG. III.11 montre un exemple d'image prise au cours de cet essai. Avec ce système, l'échelle de l'image est de $13\ \mu\text{m}$ par pixel, ce qui est suffisant car la difficulté à cerner la véritable pointe de fissure est de l'ordre de $250\ \mu\text{m}$ (~ 20 pixels). Cette erreur importante provient de la combinaison de plusieurs facteurs : le contraste de l'image qui peut parfois être défavorable au cours de l'essai (on peut voir sur la FIG. III.11 en bas à gauche un halo lumineux qui pourrait conduire à une difficulté de détection de la pointe de la fissure si celui-ci se trouvait sur le chemin de fissuration) ; la pointe de fissure n'est pas forcément très évidente à sélectionner lorsque l'on observe le chant de l'éprouvette (en front de fissure, il peut y avoir des décohésions fibres matrice qui peuvent induire une erreur sur la position moyenne du front).

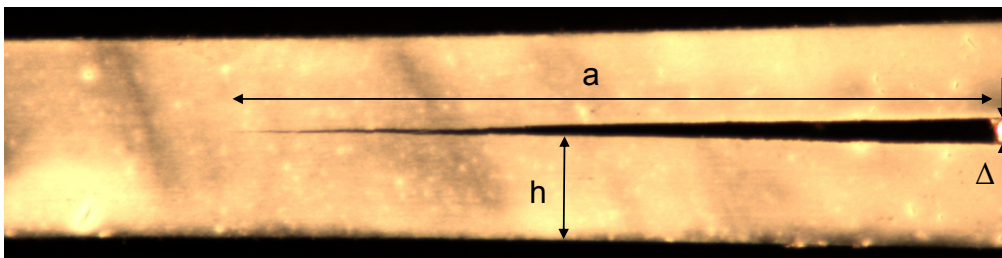


FIG. III.11 - Exemple de photo réalisée sur la tranche d'un échantillon en cours de l'essai de clivage

Le film de téflon est retiré de l'éprouvette et le coin (FIG. III.10) est introduit à sa place. Il est à noter que lors de cette opération, les deux bras de l'éprouvette sont écartés manuellement et il est difficile d'éviter une propagation de la fissure. Il est donc impossible d'obtenir avec cet essai une valeur d'amorçage du taux de restitution d'énergie. Dans ce dispositif, l'éprouvette est montée sur une platine de déplacement et le coin est fixé sur un bâti (FIG. III.12), ce qui permet notamment au front de fissure d'être quasiment au même endroit ce qui facilite la prise de clichés. L'avancée de l'éprouvette est de $0,05\ \text{mm}$ par seconde. Le pas d'avancée est de $0,25\ \text{mm}$ et des paliers de déplacement de $20\ \text{s}$ sont réalisés après chaque déplacement afin de laisser le temps à la fissure de se stabiliser avant la mesure. Environ 160 mesures sont effectuées pour chaque éprouvette.

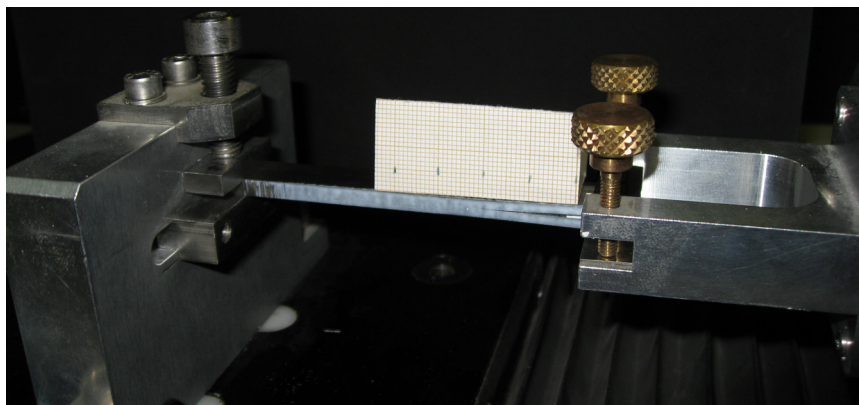


FIG. III.12 - Grossissement de l'éprouvette en place dans le montage avec la référence pour la mesure de longueur de fissure

Les avantages de ce montage sont multiples. Il est très simple à réaliser, ne nécessite pas de capteur de force, et est entièrement automatisé, par le cadencement de la prise de photo en fonction de l'avancée du coin.

3.1.1.4. Résultats expérimentaux

Dans cette étude, une première étape de validation de la méthode d'essai a été réalisée sur des éprouvettes "saines" en T700GC/M21. La FIG. III.13 présente un exemple de ténacité obtenue sur ce matériau.

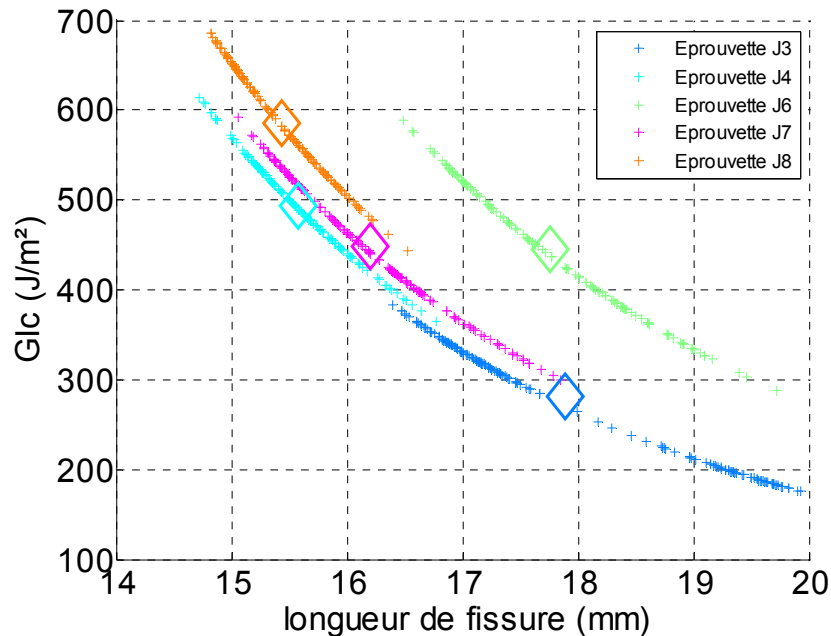


FIG. III.13 – Représentation des ténacités locales mesurées sur des éprouvettes issues d'une même plaque en fonction de la longueur de fissure mesurée ; les losanges représentent la moyenne de chacune des éprouvettes

La valeur moyenne de G_{Ic} mesurée est de 450 J/m^2 . Il est cependant important de noter que d'une éprouvette à l'autre, les écarts sont importants. Cette dispersion est en rapport avec la méthode de calculs du G_{Ic} qui fait appel à l'Eq. 19. Chacun des termes de cette équation étant très influents, les variations estimées des valeurs des paramètres ont été utilisées pour réaliser une étude de l'influence des différents paramètres dont les résultats sont présentés sur la FIG. III.14.

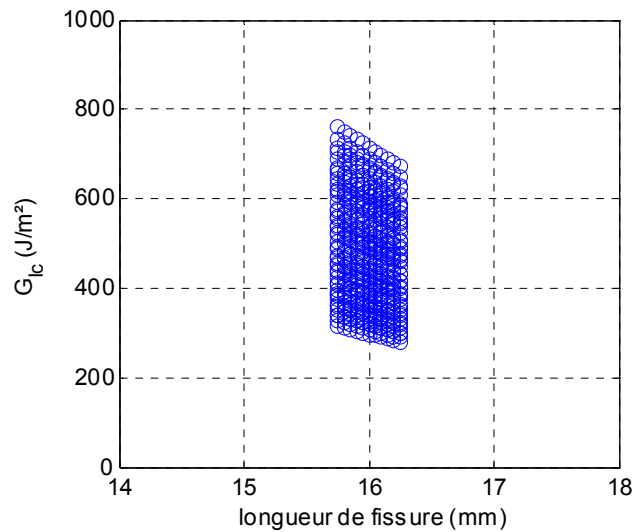


FIG. III.14 – Représentation de la dispersion des résultats de calculs de ténacité pour une longueur de fissure moyenne de 16 mm

Ces résultats sont obtenus en calculant la ténacité à partir de l'Eq. 19 avec les dispersions suivantes sur les paramètres. Afin de connaître cette dispersion pour une mesure moyenne, la longueur de fissure moyenne a été fixée à 16 mm et les variations des paramètres sont les suivants :

- le module de flexion de 110 GPa \pm 10 GPa a été identifié à l'aide d'un essai de flexion trois points sur des éprouvettes ayant le même empilement et les mêmes dimensions que les éprouvettes de clivage
- l'épaisseur moyenne de 4,1 mm \pm 0,05 mm pour les bras des éprouvettes a été mesurée à l'aide d'un palmer
- les longueurs de fissure de 14,5 à 20 mm \pm 125 μ m ont été mesurées sur les clichés numériques. L'erreur reste importante malgré l'ajout de peinture permettant d'améliorer la lisibilité. L'échelle moyenne des clichés est de 13 μ m/pixel.
- l'épaisseur apparente du coin de 0,6 mm \pm 0,1 mm a nécessité une correction pour chacune des éprouvettes testées. En effet, à première vue ce paramètre n'est pas variable car l'épaisseur du coin est fixe (0,5 mm), mais l'ouverture entre les deux bras de l'éprouvette est influencé par la rugosité de l'interface de fissuration (FIG. III.15). Cela a eu pour conséquence une augmentation de l'épaisseur apparente du coin.

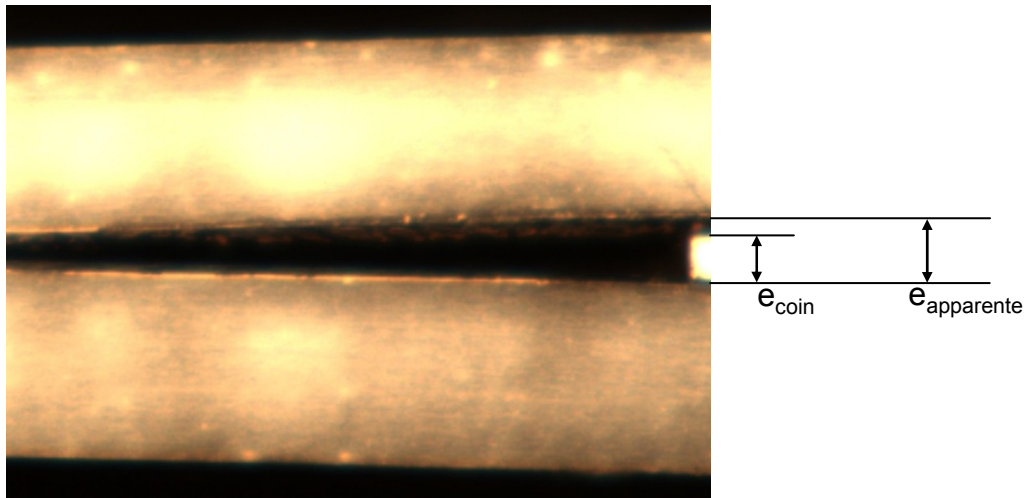


FIG. III.15 - Exemple d'augmentation de l'ouverture des bras de l'éprouvette due à la tortuosité du plan de fissuration

Si l'on considère maintenant la variation mesurée de la longueur de fissure entre 14,5 et 20 mm comme cela a été observé, la mesure de ténacité engendrée par la dispersion des différents paramètres (Tableau III.4), varie entre 121 et 1058 J/m² (FIG. III.16).

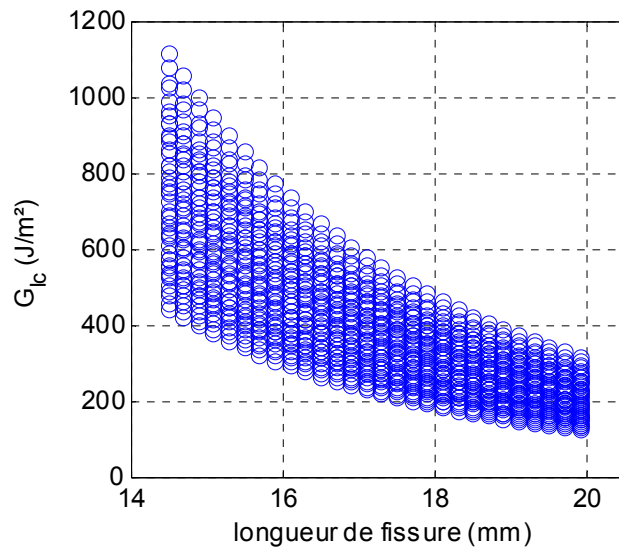


FIG. III.16 – Représentation de la dispersion des résultats de calculs de ténacité en prenant en compte la variation de longueur de fissure mesurée

Tableau III.4 – Valeurs moyennes et variations retenues pour l'étude de l'influence des paramètres sur la ténacité en mode I pour l'essai de clivage

Paramètres	Valeur	Variation
Module de flexion, E (GPa)	110	±10
Epaisseur de l'éprouvette, h (mm)	4.1	±0.05
Longueur de fissure, a (mm)	14.5-20	±0.125
Epaisseur du coin, Δ (mm)	0.5	±0.2

La comparaison de ces valeurs minimales et maximales avec la valeur moyenne de 480 J/m², montre que les dispersions sont très importantes et il semble difficile de pouvoir réaliser une étude comparative entre des interfaces saines et réparées sans mettre en doute les résultats. Cependant, il semble que d'après la FIG. III.16, plus la longueur de fissure est importante, moins l'erreur relative est importante. On pourrait imaginer d'augmenter la dimension du coin pour accroître cette longueur de fissure. Quelques éléments nous ont empêchés de faire cette expérience : un coin d'une épaisseur plus importante est difficile à insérer dans la fissure et engendre une déformation plus importante des bras qui peuvent s'endommager. Une longueur de fissure plus grande engendre également la présence de pont de fibres comme dans l'essai DCB augmentant la dispersion sur les résultats. Afin de comparer cette dispersion, l'essai DCB est analysé ci-dessous.

3.1.2. Essai DCB "classique"

Parmi les essais en mode I, la configuration la plus répandue est l'essai DCB (Double Cantilever Beam) [Brunner, 2001]. La FIG. III.17 représente schématiquement une éprouvette DCB et son chargement. Le délaminage initial est créé par un insert non-adhésif (téflon) d'épaisseur 20 μm conformément aux normes ASTM et ISO [ASTM, 1994],[ISO, 2007]. L'insert est placé entre les plis médians du stratifié lors du drapage. Les dispositifs d'introduction de charge par blocs, sont fixés à l'extrémité de l'éprouvette du côté du délaminage initial.

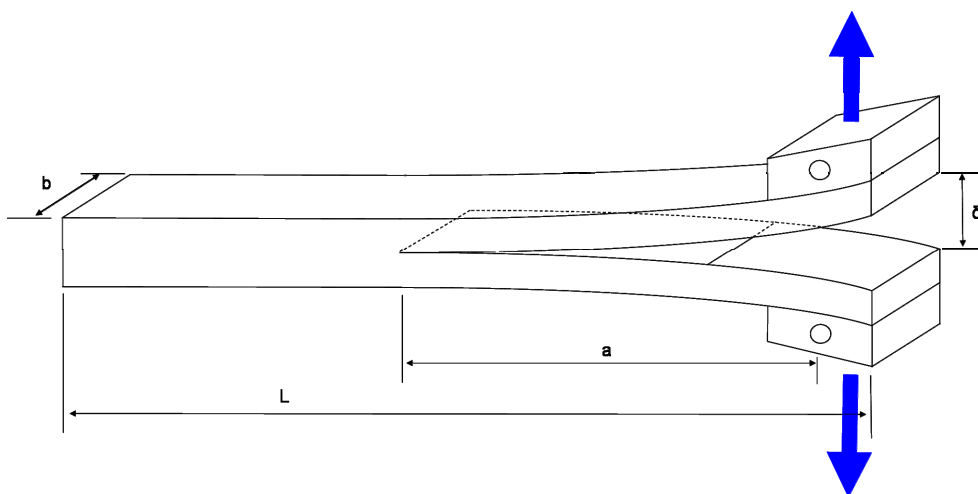


FIG. III.17 - Essai Double Cantilever Beam (DCB)

Lorsque l'on applique un déplacement (δ), la fissure de longueur a se propage dans l'éprouvette. Afin de déduire de cet essai des valeurs de taux de restitution d'énergie, plusieurs approches sont possibles parmi les plus standards et les plus utilisées : l'une est basée sur la MELR et l'autre est fondée sur la méthode des aires [Guedra-Degeorges, 1987],[Lévêque, 1998].

3.1.2.1. Méthodes d'analyse

La mécanique élastique linéaire de la rupture

Le taux de restitution d'énergie critique en mode I, G_{Ic} , est calculé à l'aide de la mécanique élastique linéaire de la rupture [Irwin, 1948]:

$$G_{Ic} = \frac{P_c^2}{2b} \frac{dC}{da} \quad \text{Eq. 20}$$

où :

P_c la charge critique qui permet la propagation de la fissure

C : la compliance définie par $C = \delta / P$

b : la largeur de l'éprouvette

a : la longueur de fissure

La théorie classique des poutres, permet d'exprimer la compliance en fonction de la longueur de fissure et des paramètres matériaux :

$$C = \frac{2a^3}{3EJ} \quad \text{Eq. 21}$$

avec :

E : le module d'Young

J : le moment quadratique de la section donnée par :

$$J = \frac{bh^3}{12} \quad \text{Eq. 22}$$

La ténacité peut finalement s'écrire :

$$G_{Ic} = \frac{3\delta P_c}{2ba} \quad \text{Eq. 23}$$

La norme [ASTM, 1994] propose d'ajouter des facteurs correctifs afin de prendre en compte la rigidification des bras due aux talons, ou la position réel du point d'application de l'effort. La longueur de fissure étant a priori, un des paramètres les plus difficiles à mesurer avec précision, nous avons choisi d'utiliser la méthode de correction par la compliance expérimentale.

Cette méthode est basée sur l'hypothèse d'une relation entre la compliance et la longueur de fissure [Marais, 1987],[Williams, 1989]. Dans le cas de l'essai en mode I pur, cette relation est de la forme :

$$C = \alpha a^3 + \beta a + \gamma \quad \text{Eq. 24}$$

où α , β et γ sont les paramètres intrinsèques au matériau.

Ainsi, expérimentalement, il est possible de déterminer un a_0 , correction de la longueur de fissure qui est obtenue en recherchant l'intersection de la courbe de l'Eq. 24 avec l'axe des abscisses (FIG. III.18).

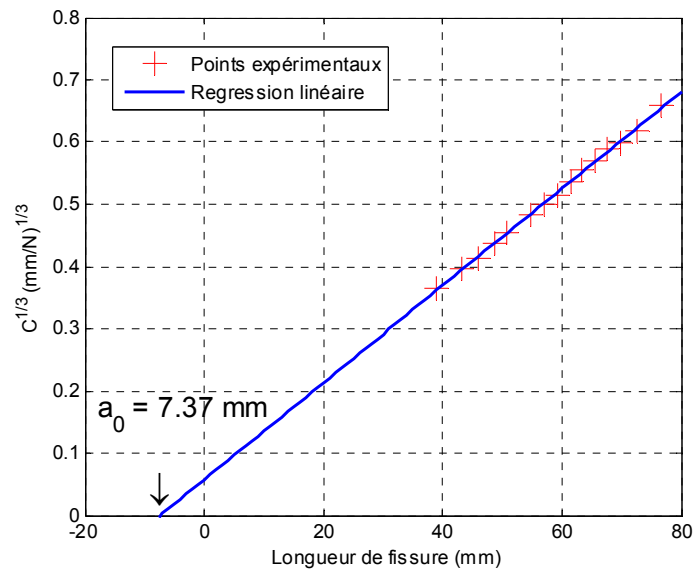


FIG. III.18 – Exemple de recherche de la longueur a_0 afin de corriger la longueur de fissure sur un essai DCB grâce à la méthode de la compliance expérimentale

Cette technique d'analyse fait appel à un certain nombre d'hypothèses de la mécanique afin de déterminer le taux de restitution d'énergie. A contrario de cette méthode, la méthode des aires repose sur très peu d'hypothèses pour déduire la ténacité.

Méthode de mesure des aires

L'idée de cette technique d'analyse est de relever directement l'énergie nécessaire à générer une surface délaminée. Cette technique s'appuie donc sur les courbes charge/déplacement enregistrées au cours d'un essai. Si l'endommagement est considéré nul dans les bras de l'éprouvette et qu'il n'y a pas d'effet visqueux, l'énergie nécessaire à l'avancée de fissure est donnée par l'intégrale sur un cycle de charge/décharge de la courbe force déplacement. La FIG. III.19 illustre cet essai lorsque plusieurs cycles charge-décharge sont effectués. Le taux de restitution d'énergie critique, G_c , est ensuite donné par Eq. 25.

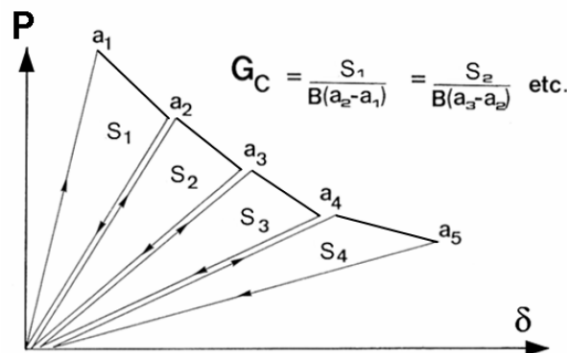


FIG. III.19 - Méthode de mesure des aires simplifiée [Prombut, 2007]

$$G_c = \frac{S_i}{Bda_i} \quad \text{Eq. 25}$$

où :

S : Aire comprise à l'intérieur de la courbe pour un cycle de charge-décharge

B : Largeur de l'éprouvette

da : Accroissement de la longueur de fissure

Cette méthode permet notamment de déterminer le taux de restitution d'énergie dans le cas où le comportement effort-déplacement est non-linéaire élastique. Pour un comportement inélastique, observable par un déplacement résiduel dans le graphe P- δ , la méthode des aires prend en compte l'énergie dissipée de façon irréversible dans le taux de restitution d'énergie et entraîne une surestimation de celui-ci [Lachaud, 1997], [Mézière, 2000].

Remarques sur l'essai DCB

L'interpénétration des fibres entre les plis adjacents dans une éprouvette de type UD a pour tendance de créer des ponts de fibres entre les deux lèvres de l'éprouvette pendant que la fissure s'avance [Lévêque, 1998],[O'Brien, 1998]. Ce pontage de fibres a pour conséquence l'augmentation de la ténacité apparente avec l'avancée du délaminage. Ceci se traduit graphiquement par une courbe de résistance au délaminage (courbe-R) croissante. Le pontage de fibres est un phénomène propre au stratifié UD à 0° puisqu'il est rarement observé dans les structures en composite où le délaminage se forme typiquement entre deux plis de différentes orientations [O'Brien, 1998]. Ce problème multidirectionnel plus réaliste est abordé par Lévêque et Prombut [Lévêque, 1998],[Prombut, 2007]. Ils concluent tous deux que le taux de restitution d'énergie critique des interfaces 0°/0° ou $\pm\theta^\circ/\pm\theta^\circ$ sont plus élevés que pour des interfaces 0°/0°. Ainsi, en considérant la ténacité des interfaces 0°/0° pour l'ensemble des interfaces, on sous estime leur tenue.

3.1.2.2. Dispositif expérimental

Afin d'optimiser la réalisation des essais DCB, des mesures ont été apportées au dispositif expérimental "classique". Dans un objectif d'amélioration de la précision de la mesure de la longueur de fissure, une peinture blanche la plus fine et plus opaque possible sur le chant de l'éprouvette a été appliquée comme pour l'essai de clivage. Afin de mesurer la longueur de fissure qui est la distance entre le point d'application de l'effort et la pointe de fissure, nous avons également choisi d'utiliser une camera (FIG. III.20) plutôt qu'une binoculaire. La longueur de fissure est ainsi estimée par mesure manuelle sur l'image numérique. Des tentatives d'automatisation de la détection de la pointe de fissure ont été initiées, mais n'ont pas données de résultats satisfaisants pour être employés dans ces travaux. Avec cette méthode manuelle, la précision finalement obtenue est estimée à $\pm 125 \mu\text{m}$ sur la longueur de fissure (de la même manière que l'essai de clivage) pour une norme ISO qui requière une précision de $\pm 500 \mu\text{m}$ [ISO, 2002].

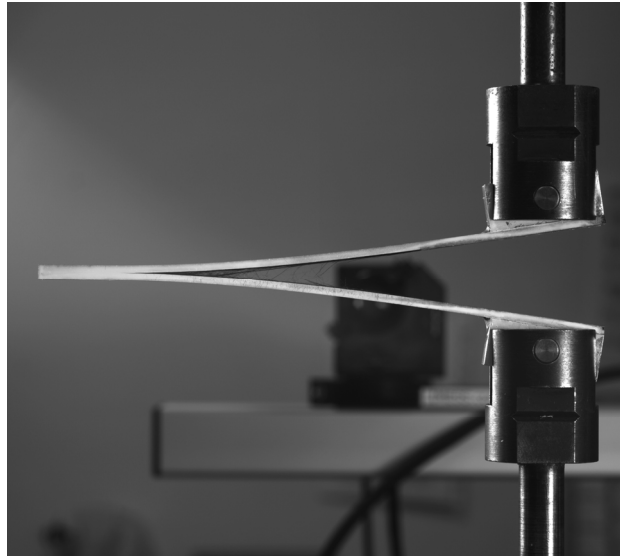


FIG. III.20 - Montage de l'essai DCB avec une éprouvette en fin d'essai

Pour l'ensemble des essais, la vitesse de sollicitation est de 2 mm/min. Des paliers de déplacement permettant la stabilisation de l'avancée de la fissuration ont été réalisés avant chaque mesure de longueur de fissure.

Comme on peut le voir sur la FIG. III.20, le système d'introduction d'efforts employé, est réalisé à l'aide de talon métallique parallélépipédique de 30 x 12 x 12 mm, percé en leur centre d'un trou de 6 mm de diamètre. Un système de goupille autorise ainsi la rotation des talons et des bras par rapport à la machine de traction.

3.1.2.3. Résultats expérimentaux sur le matériau sain

Dans le souci d'obtenir une méthode reproductible, plusieurs pistes d'analyse ont été explorées comme présentées au § 3.1.2.1. Suivant la méthode choisie, le protocole expérimental est différent et implique que le même essai ne peut être analysé par l'ensemble des techniques. De manière analogue aux essais de clivage, des essais préliminaires sur le matériau T700GC/M21 ont permis de sélectionner la méthode la moins dispersive avec la configuration de mise en œuvre associée.

Ainsi, dans un premier temps, la méthode des aires a été utilisée pour l'analyse de l'essai DCB. Cette méthode nécessite des cycles de charge-décharge pour obtenir l'énergie nécessaire à la propagation de la fissure (FIG. III.21). L'inconvénient de cette analyse tient dans le temps d'essai important pouvant aller jusqu'à 6 heures pour une éprouvette.

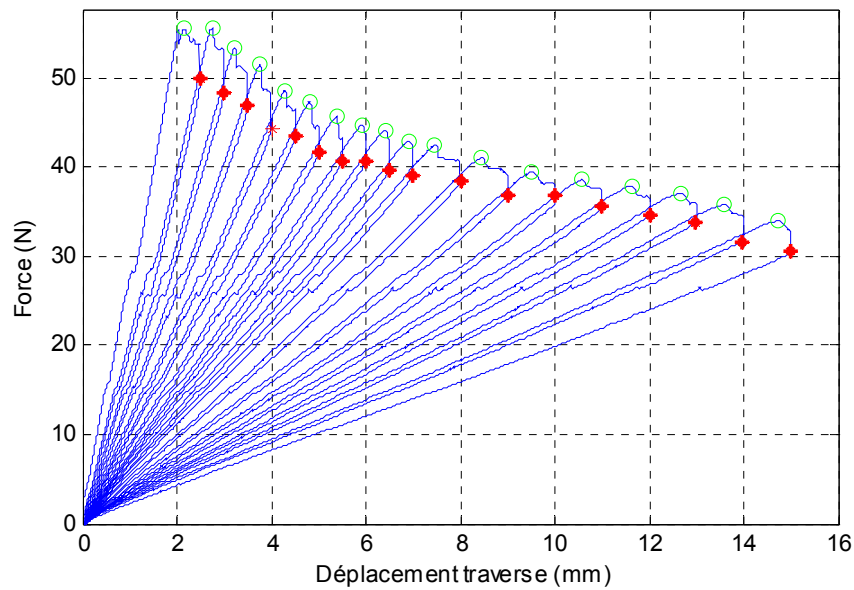


FIG. III.21 - Visualisation de la sollicitation (courbe force/déplacement) d'un essai DCB ; Les points rouges représentent les points de mesure des longueurs de fissures par analyse photographique automatique ; les points verts indiquent les charges maximales des cycles pour utiliser la méthode d'analyse MELR

Afin de s'assurer d'une bonne estimation des longueurs de fissures au cours de ces essais, un système à deux caméras (une de chaque côté de l'éprouvette) a permis de comparer les valeurs obtenues. Comme le montre la FIG. III.22, les résultats observés sont très similaires sur les deux chant de l'éprouvette. Après une série de 7 éprouvettes, il a été décidé que l'enregistrement d'un seul côté était suffisant pour la détermination de la ténacité.

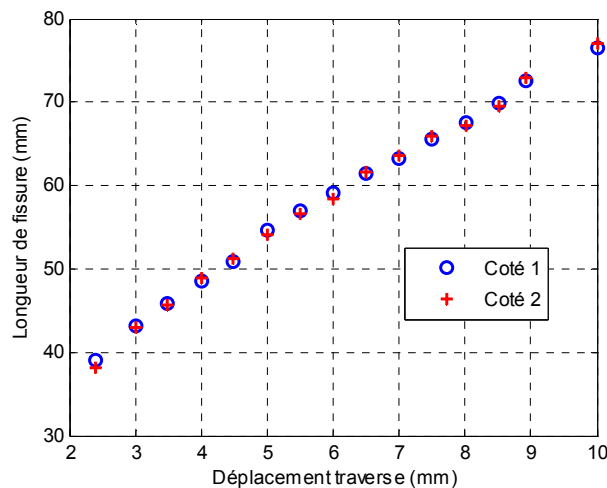


FIG. III.22 – Représentation de l'avancée de fissure de chaque côté de l'éprouvette au cours d'un essai DCB

Comme nous l'avons dit précédemment, des paliers de déplacement ont été réalisés avant chaque mesure afin de garantir la non propagation de la fissure. La durée de ce palier a été déterminée à 3 min après avoir suivi l'évolution de la longueur de fissure durant un palier de déplacement (FIG. III.23).

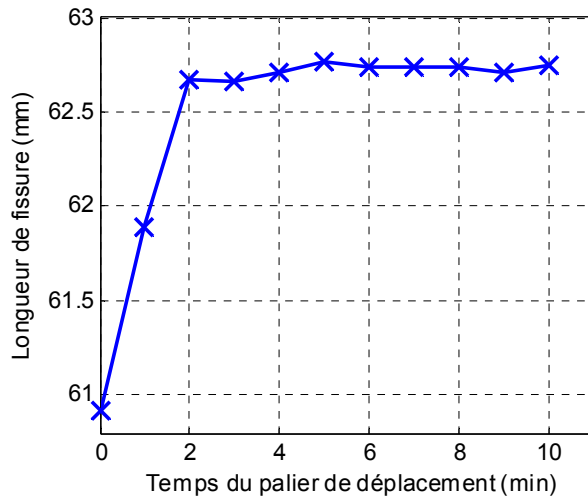


FIG. III.23 - Evolution de la longueur de fissure au cours d'un palier de déplacement (1photo/min)

Bien que nous puissions avoir une réelle confiance sur la mesure de la longueur de fissure de délaminage, nous devons rester critique sur l'extrapolation à la surface délaminée. En effet, la surface générée possède une certaine rugosité (présentée au Chapitre II à la FIG. II.16) et le front de fissure est généralement légèrement courbé (FIG. III.24).

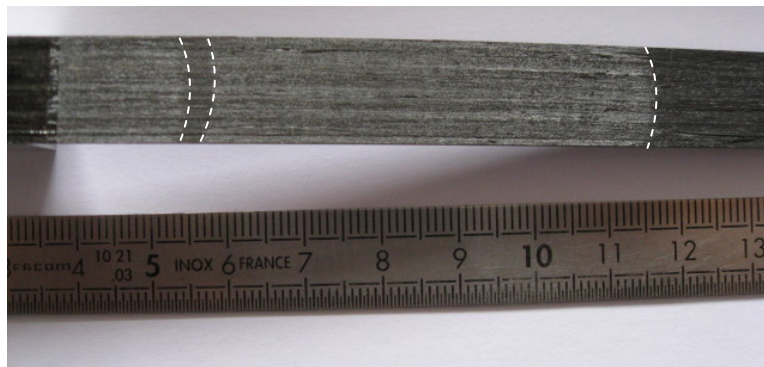


FIG. III.24 – Photo d'une éprouvette DCB qui a été complètement ouverte afin d'observer la forme du front de fissure (souligné par les pointillés)

Afin de pouvoir faire un choix sur la pertinence de la méthode d'analyse et du protocole expérimental associé, la FIG. III.25 compare les deux méthodes proposées.

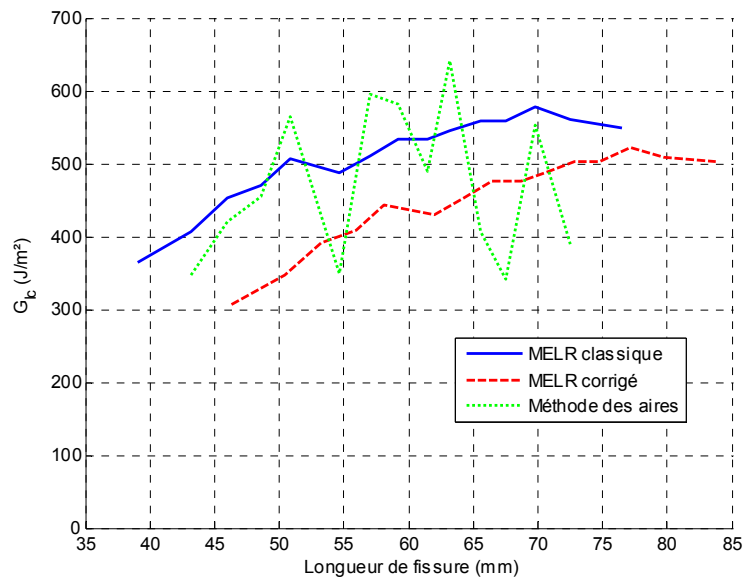


FIG. III.25 – Représentation d'un résultat d'analyse de l'essai DCB par différentes techniques

Si l'on compare les différentes méthodes d'analyse de l'essai DCB, il apparaît que la méthode des aires engendre des valeurs de G_{Ic} plus dispersées que les autres méthodes (FIG. III.25), ce qui peut être observé dans la littérature [Lévêque, 1998]. En revanche, les valeurs moyennes obtenues par cette technique sur le matériau T700GC/M21, sont similaires aux valeurs moyennes obtenues avec la méthode MELR corrigée. Dans la suite des travaux, et en particulier pour la caractérisation de l'interface réparée, la méthode de MELR corrigée semble plus appropriée pour sa capacité à décrire les effets de courbe R. De plus, le temps d'essai peut être réduit du fait que des décharges partielles suffisent.

Les résultats obtenus pour le matériau T700GC/M21 sont présentés à la FIG. III.26. On peut remarquer la croissance générale de la ténacité avec la longueur de fissure qui est liée à la formation de pont de fibres au cours de l'essai (FIG. III.27).

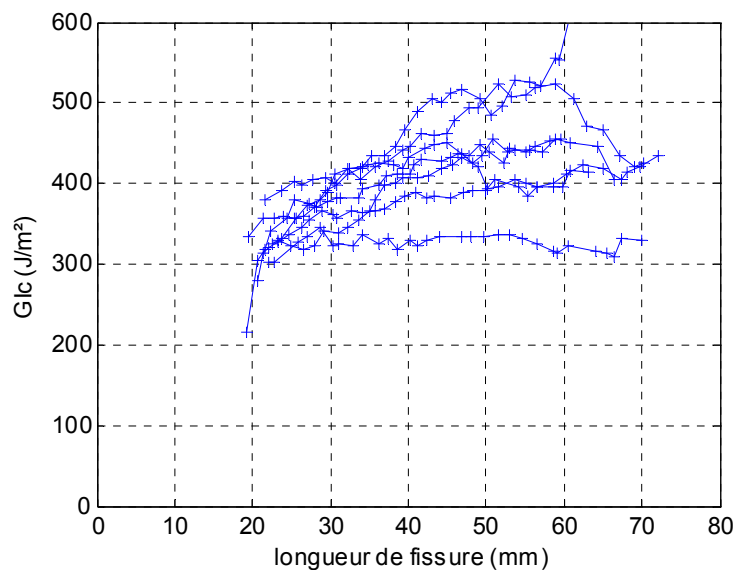


FIG. III.26 – Evolution du G_{Ic} en fonction de la longueur de fissure sur éprouvettes en T700GC/M21

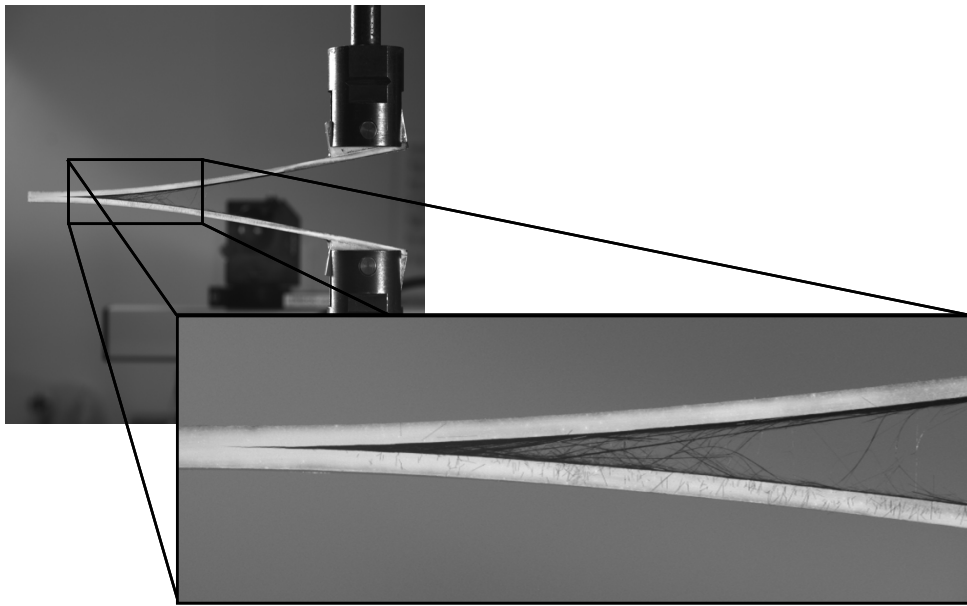


FIG. III.27 – Présence de pont de fibres dans les éprouvettes de l'essai DCB pour le matériau T700GC/M21

D'après ces courbes, on peut déduire une ténacité d'amorçage de l'ordre de 320 J/m^2 pour une valeur moyenne relevée de 400 J/m^2 sur ce matériau T700GC/M21. Ces valeurs sont analogues (valeurs d'amorçage et de propagation) à ceux de Prombut et du laboratoire LGMT [Collombet, 2005],[Prombut, 2007], présentés sur le Tableau III.2.

Afin d'évaluer la précision des résultats de ténacité, une estimation des sources d'erreur de mesure ont été établies. D'après l' Eq. 23 quatre grandeurs sont nécessaires au calcul de la ténacité pour un essai DCB :

- L'erreur sur la charge est très faible, avec $\pm 0,1 \text{ N}$ pour une charge allant de 0 à 100 N.
- La mesure de la largeur de l'éprouvette est faite à l'aide d'un pied à coulisse et permet d'atteindre $\pm 0,05 \text{ mm}$ de précision pour une largeur de 12 mm en moyenne.
- La longueur de fissure, mesurée numériquement sur les images de l'essai, ne peut être garantie à plus de $125 \mu\text{m}$ près pour des longueurs de fissures allant de 20 à 120 mm de long.
- La détermination de l'erreur sur le déplacement est plus délicate à mesurer. Au cours des essais réalisés aucune mesure précise de l'ouverture des mors n'a été effectuée. Cependant, les efforts en jeu dans cet essai étant très faibles, la mesure du déplacement de la traverse est une bonne estimation du déplacement réellement imposé à l'éprouvette, outre l'écart initial dû au jeu mécanique. L'erreur finalement retenue est de $\pm 0,01 \text{ mm}$ sur le déplacement.

Au final, si l'on considère toutes ces variations de paramètres, résumées sur le Tableau III.5, on obtient une erreur sur le calcul de la ténacité de l'ordre de 2,5 % (FIG. III.28). Cette valeur est obtenue par la même méthode que celle employée lors du clivage, en considérant une fissure de longueur 40 mm (longueur moyenne de fissure) et la force et le déplacement associés sur une éprouvette de T700GC/M21.

Tableau III.5 – Valeurs et variations retenues pour l'étude de l'influence des paramètres sur la ténacité en mode I pour l'essai DCB

Paramètres	Valeur	Variation
Force, P (N)	0 – 100	±0,1
Déplacement, δ (mm)	0 – 15	±0,01
Largeur de l'éprouvette, b (mm)	12	±0,05
Longueur de fissure, a (mm)	20 – 120	±0,125

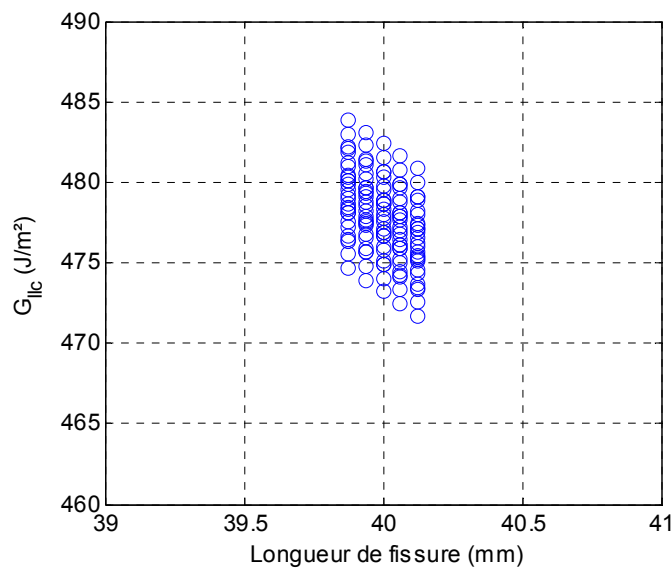


FIG. III.28 - Représentation de la dispersion des résultats de calculs de ténacité pour une longueur de fissure moyenne de 40 mm

Notons que cette erreur est bien plus faible que l'erreur obtenue avec la mesure par clivage qui était d'environ 40 % (FIG. III.14).

3.1.3. Bilan et choix de l'essai de mode I pour la caractérisation de la réparation

Au cours de cette étude, des essais de clivage et DCB ont été réalisés sur les éprouvettes saines afin d'établir des références pour le matériau T700GC/M21. Bien que ces deux essais aboutissent à des résultats similaires (G_{IIc} moyen de 480 J/m² pour le clivage et 400 J/m² pour le DCB), une grande différence de dispersion des résultats a été observée. Cette différence peut s'expliquer de plusieurs manières, mais nous retiendrons que la mesure de ténacité par l'essai de clivage est une mesure très locale et fortement liée à la précision des paramètres mesurés. La grande dispersion observée sur cet essai est un frein à l'utilisation de cette méthode pour la comparaison des ténacités des éprouvettes saines et réparées. La mesure par essai DCB est une mesure plus globale et plusieurs méthodes d'analyse sont possibles avec des méthodes de corrections sur les paramètres mesurés. La méthode exploitant la MELR corrigée semble être la plus appropriée pour nos essais qui seront mis en place sur

éprouvettes réparées. L'utilisation par de nombreux auteurs et industriels, et la normalisation de cet essai permettent d'avoir une meilleure confiance dans les résultats.

Ainsi, bien que l'essai de clivage soit une méthode développée pour la caractérisation de collages en mode I, c'est l'essai DCB qui a été privilégié pour réaliser la caractérisation de l'interface réparée.

3.2. Tenue de la réparation en mode I

Au travers de l'étude préliminaire développée ci-dessus, l'essai DCB avec la méthode d'analyse par MELR corrigée a été sélectionné. L'objectif de ce paragraphe étant de caractériser la réparation, plusieurs essais DCB ont été réalisés avec les deux résines de réparation étudiées (RTM6 et XU3508/XB3403). Si l'on compare les résultats obtenus sur éprouvettes saines à ceux sur éprouvettes réparées, des différences dans l'évolution des ténacités mesurées ont été observées (FIG. III.29).

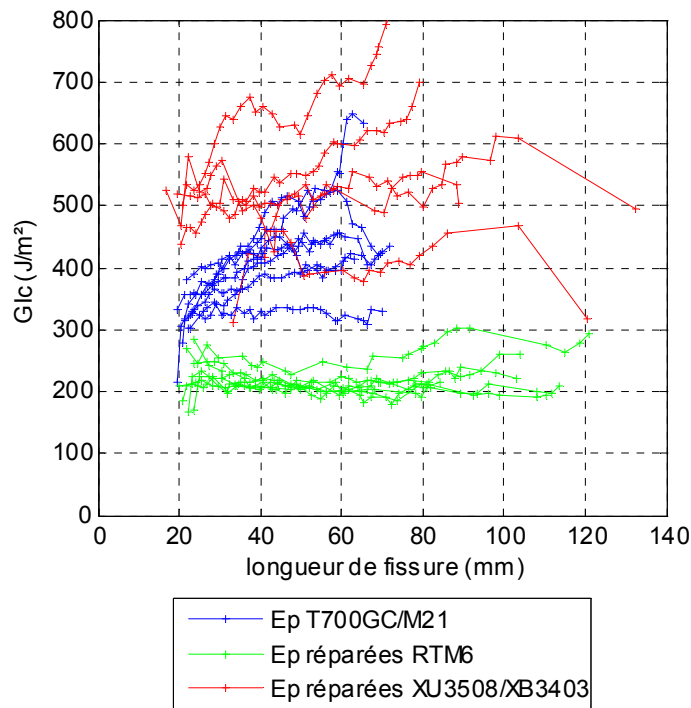


FIG. III.29 – Evolution de la ténacité de l'interface réparée en fonction de la longueur de fissure

Pour la réparation à l'aide de la RTM6, il apparaît que la ténacité évolue peu avec la longueur de fissure. Comme nous l'avons vu dans le § 2.2.1, tous les ponts de fibres sont préalablement rompus durant la phase de préparation des éprouvettes. Ainsi, aucun pont de fibre ne vient perturber l'avancée du front de fissure et induit une absence d'effet de courbe R sur la ténacité des éprouvettes réparées. Les valeurs moyennes observées, 219 J/m², sont proches des valeurs de références de la RTM6 (168 J/m²) données par la documentation technique (Tableau III.2). Une explication possible à cette augmentation de ténacité, est liée à la rugosité de la surface. En effet, la réparation n'est pas réalisée sur une surface parfaitement plane, mais sur une surface rugueuse. Cette rugosité augmente la surface de contact entre la résine de réparation et le matériau d'origine et augmente ainsi l'adhésion de la résine qui n'est pas mise en défaut lors de cet essai. Des coupes micrographiques (FIG. III.30) confirment que le chemin de fissuration se propage bien au cœur de la résine de réparation avec une tortuosité pouvant amener à la sur-évaluation observée de la ténacité (chemin de fissuration sous évalué).

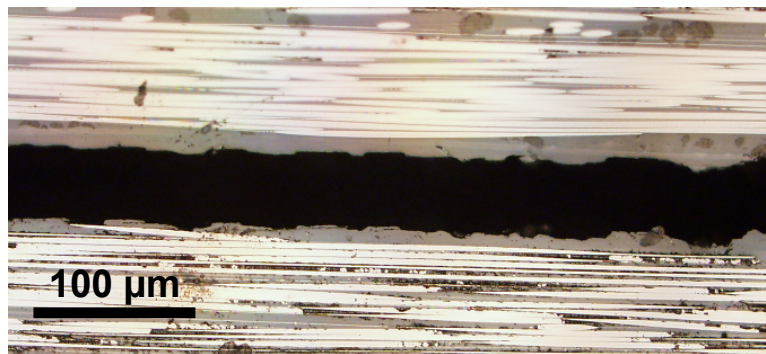


FIG. III.30 – Observation microscopique de l'interface délaminée par essai DCB sur une éprouvette réparée par RTM6

Pour les éprouvettes réparées à l'aide de la résine XU3508/XB3403, le taux de restitution d'énergie est quant à lui plus dispersé. La ténacité de la résine de réparation étant plus grande que celle du matériau d'origine, les deux bras s'endommagent et dissipent de l'énergie localement ce qui est confirmé par les coupes micrographiques où l'on peut observer des bifurcations (FIG. III.31).

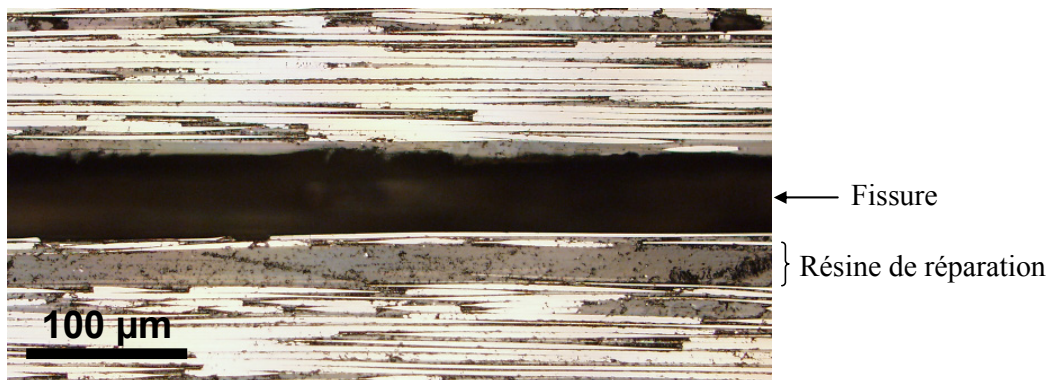


FIG. III.31 – Observation microscopique de l'interface délaminée par essai DCB sur une éprouvette réparée par XU3508/XB3403

Il est difficile de savoir si l'énergie mesurée est sur évaluée ou sous évaluée par rapport à la tenue de l'interface de réparation pour plusieurs raisons. La première et la plus évidente, est que la fissure ne se propage pas à la bonne interface et implique que ce n'est pas la réparation qui est testée. La deuxième raison vient d'un phénomène difficilement quantifiable observé également pour la réparation par la résine RTM6, qui est l'augmentation de la ténacité mesurée par la tortuosité du chemin de fissuration. Contrairement aux éprouvettes réparées par la résine RTM6, l'effet de courbe R peut être observé sur certains échantillons. Ce comportement provient de la bifurcation du délaminage dans les plis adjacents qui forment de nouveaux ponts de fibres.

Malgré ces phénomènes, il est à noter que la ténacité moyenne estimée (540 J/m^2) reste supérieure à celle du matériau T700GC/M21 et indique que le matériau résiste mieux à la sollicitation de mode I.

Il est à noter que le suivi de fissure sur éprouvette réparée a été plus délicat que pour les éprouvettes de matériau sain. En effet, l'interface réparée ne possédant pas exactement les mêmes propriétés que le matériau sain, le film de peinture blanche favorisant normalement la visualisation de la fissure, engendre une hétérogénéité à l'interface qui peut fausser la lecture de la pointe de fissure (FIG. III.32).

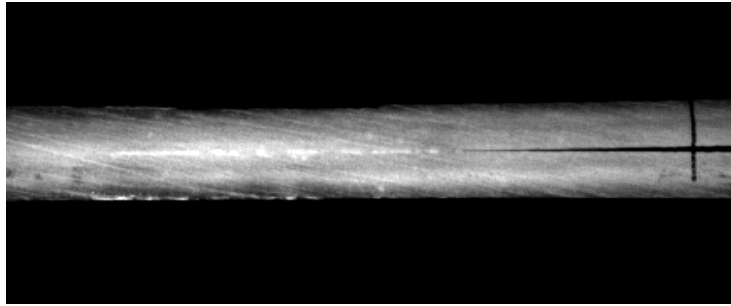


FIG. III.32 – Exemple d'hétérogénéité liée aux propriétés différentes de l'interface réparée

3.3. Bilan des essais de mode I

Après une première étude avec deux méthodes d'essai de mode I sur le matériau T700GC/M21, il est apparu que la méthode par clivage n'était pas satisfaisante. Afin de pouvoir étudier la tenue de l'interface réparée, il a donc été choisi d'exploiter l'essai DCB.

Les valeurs obtenues pour les éprouvettes en matériau T700GC/M21 nous permettent d'avoir une bonne confiance dans ces mesures car ces valeurs sont proches des valeurs observées dans la littérature Tableau III.2. Ces valeurs identifiées ont d'ailleurs été prises comme références pour juger de la qualité de la réparation en mode I.

La caractérisation de l'interface réparée a ainsi été réalisée par essai DCB sur des éprouvettes réparées à l'aide de deux résines aux ténacités très différentes, en dessous (résine RTM6) et au dessus (résine XU3508/XB3403) du matériau d'origine (résine M21). La tenue de la réparation a été conforme à cette répartition des ténacités des résines avec une ténacité moyenne de 220 J/m^2 pour les éprouvettes réparées avec la RTM6 et une ténacité moyenne de 540 J/m^2 pour les éprouvettes réparées par la résine XU3508/XB3403. Cette dernière n'est cependant pas très représentative de la tenue de la réparation car nous avons observé des bifurcations dans le matériau d'origine. Ce qui est certain en revanche c'est que la réparation tient mieux sous ce mode de sollicitation que le matériau d'origine.

De manière générale pour les deux résines de réparation, nous avons noté que les longueurs fissurées présentaient très peu de rupture d'adhésion quelle que soit la ténacité de la résine de réparation. Cela peut paraître étonnant sachant qu'en théorie les chaînes de polymères constituant la résine du matériau d'origine doivent être fermées car la résine est réticulée. La méthode d'endommagement et la rugosité sont certainement à l'origine de cette très bonne adhésion de la résine de réparation. Une étude plus approfondie avec des observations de fractographie au microscope électronique à balayage (MEB) et une analyse physico-chimique de la surface endommagée devrait permettre d'étudier l'adhésion des résines.

En ce qui concerne la tenue de la réparation, ces essais en mode I ont été concluants et nous avons souhaité poursuivre par l'étude suivant un autre mode de sollicitation (le mode II) sur le même type d'interface.

4. Essai en mode II

L'essai de délaminage en mode de glissement droit (mode II) a pour objectif de caractériser le délaminage en cisaillement des matériaux composites. Cet essai a été introduit dans les années 80 aux matériaux composites par Russell qui proposera d'ailleurs le principe de la réparation par injection dix ans plus tard [Russell, 1982],[Russell, 1992]. Bien que Davies montre que cet essai n'est pas exactement un essai de mode II pur [Davies, 1998], cet essai est tout de même normalisé par la JIS [JSA, 1993] et couramment utilisé.

Cet essai consiste à charger en flexion trois points une éprouvette contenant un défaut artificiel sur un de ces côtés FIG. III.33.

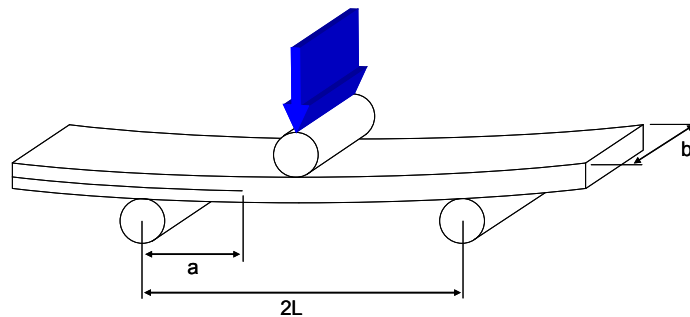


FIG. III.33 - Essai End Notched Flexure (ENF)

De la même manière que l'essai DCB et en considérant la Mécanique Élastique Linéaire de la Rupture et la théorie des poutres, on peut déduire une expression du taux de restitution d'énergie critique, G_{IIc} :

$$G_{IIc} = \frac{9P_c a^2 \delta_c}{2b(2L^3 + 3a^3)} \quad \text{Eq. 26}$$

où :

- P_c : la charge critique avant propagation de la fissure
- δ_c : la flèche critique pour laquelle la fissure se propage
- a : la longueur de fissure
- b : la largeur de l'éprouvette
- L : la demi longueur entre les appuis bas du montage

Comme mentionné par Blackman et Prombut [Blackman, 2006],[Prombut, 2007], si l'introduction de la charge est plutôt simple, la propagation de délaminage à partir de l'insert est globalement instable. Cependant, en dérivant G par la longueur de fissure, on obtient une propagation théoriquement stable lorsque :

$$a \geq \frac{L}{\sqrt[3]{3}} \approx 0.7L \quad \text{Eq. 27}$$

Cela a pour conséquence de ne pouvoir réaliser qu'un nombre très limité de mesures par éprouvette.

4.1. Dispositif expérimental

L'essai ENF est basé sur un essai de flexion trois points avec une éprouvette contenant à l'une de ses extrémités un délaminage (FIG. III.34). Le montage utilisé comporte des rouleaux de diamètre 10 mm et la longueur d'appuis entre les deux rouleaux du bas a été choisi égal à 100 mm conformément à la norme JIS [JSA, 1993].

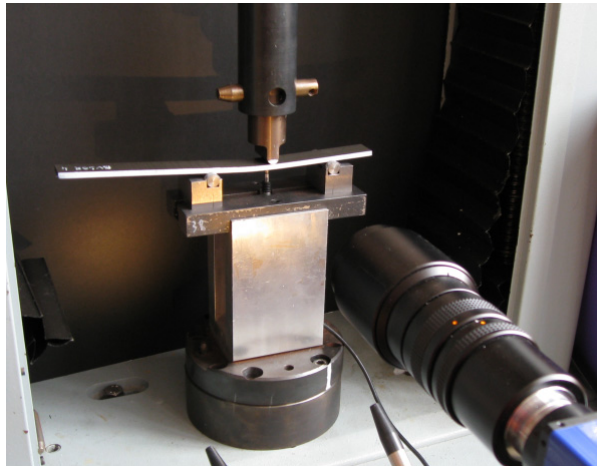


FIG. III.34 – Montage ENF avec le dispositif de prise d'images

De la même manière que l'essai DCB, le suivi de fissure est effectué à l'aide d'une caméra et un film de peinture blanche qui augmente le contraste de la fissure (FIG. III.35).

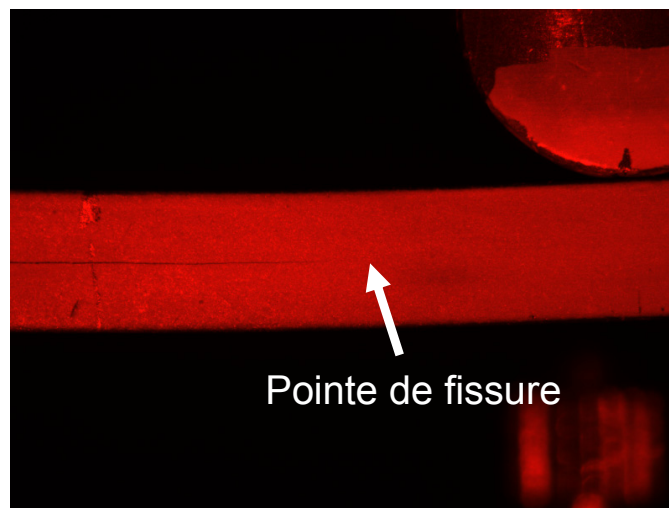


FIG. III.35 – Exemple de visualisation de pointe de fissure lors d'un essai ENF

La machine électromécanique utilisée a permis de charger l'éprouvette à une vitesse de 0,5 mm/min et de réaliser des paliers de déplacement de 1 à 5 min en durée afin d'attendre la stabilisation de la fissure. Contrairement aux essais "classiques", le chargement de l'éprouvette est arrêté au moment où le maximum de charge est atteint pour chaque mesure (FIG. III.36), pour ensuite réaliser la décharge complète de l'éprouvette. L'idée est d'éviter que la fissure se propage jusque sous le poinçon car l'état de contrainte est localement perturbé, pour ensuite replacer l'éprouvette dans les conditions initiales de

propagation stable de la fissure. Cette condition de position est que la pointe de fissure doit se trouver à $0,7 L$, soit 35 mm depuis le rouleau extérieur au début de l'essai.

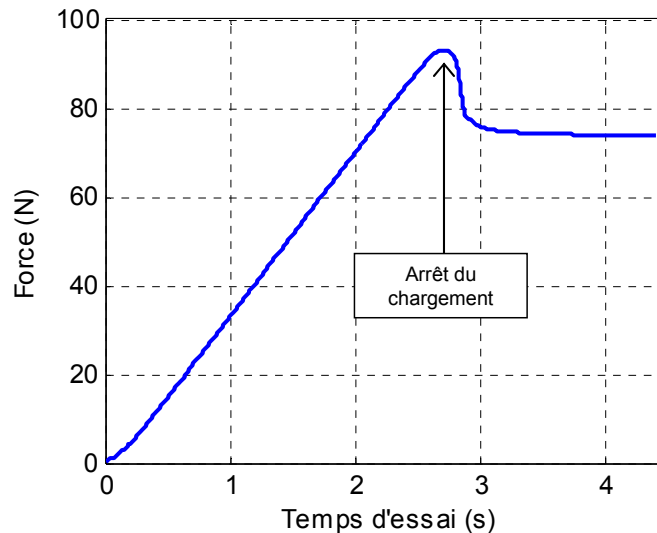


FIG. III.36 – Exemple de chargement d'une éprouvette ENF avec arrêt du chargement et attente de stabilisation de la fissuration

4.2. Traitement des essais

Contrairement aux essais précédents, aucun traitement particulier n'a été effectué pour l'analyse de cet essai. Les images ont été analysées afin d'extraire les longueurs de fissures et le taux de restitution d'énergie a directement été déduit de l'Eq. 26.

De même que pour les essais de mode I, une étude des variations des paramètres a été menée pour connaître l'impact de ces erreurs sur le calcul de la ténacité en mode II :

- La grandeur représentant la longueur entre appuis est nouvelle par rapport au calcul de la ténacité en mode I. Cette longueur est difficile à évaluer avec précision car les points d'appuis de l'éprouvette sur les rouleaux extérieurs changent au cours de la flexion. La faible flèche de l'éprouvette permet cependant de garantir que ces points ne se déplacent pas de plus de 0,5 mm pendant l'essai pour 100 mm de longueur théorique entre appuis.
- Le déplacement traverse étant entâché d'erreurs dues notamment au jeu dans le montage, un capteur LVDT (Linear Variable Differential Transformer) a été utilisé pour connaître avec précision la flèche. La précision est de 0,01 mm pour une flèche maximale de 2,5 mm.
- La longueur de fissure est mesurée à l'aide du même dispositif optique que l'essai DCB, mais avec un grossissement différent ce qui a une incidence directe sur la précision de la mesure de longueur de fissure. Ainsi, avec cette nouvelle configuration, on obtient une précision de 0,125 mm.
- Tout comme pour l'essai DCB, la mesure de la largeur de l'éprouvette a été effectuée à l'aide d'un pied à coulisse avec une précision de 0,05 mm.
- La cellule de force utilisée est la même que celle de l'essai DCB avec une précision de 0,5 N et une force maximale enregistrée de 1500 N.

L'ensemble de ces paramètres et l'estimation des erreurs associées sont résumés dans le Tableau III.6 :

Tableau III.6 – Valeurs et variations retenues pour l'étude de l'influence des paramètres sur la ténacité en mode II pour l'essai ENF

Paramètres	Valeur	Variation
Force, P (N)	0 – 1500	±0,5
Flèche, δ (mm)	0 – 2,5	±0,01
Largeur de l'éprouvette, b (mm)	20	±0,05
Longueur de fissure, a (mm)	35 – 45	±0,125
Longueur entre appuis, L (mm)	100	±0,5

Grâce à cette analyse, l'erreur de mesure pour cet essai ENF avec les conditions expérimentales décrites ci-dessus, est estimée à 5 %. Cette erreur est très faible et correspond à ce qui est présenté dans différentes publications traitants des essais de mode II [Lévêque, 1998],[Prombut, 2007] ce qui nous permet d'avoir une relativement bonne confiance dans cette méthode d'analyse de l'essai ENF.

4.3. Résultats expérimentaux

Dans un premier temps, les essais ENF ont été réalisés sur des éprouvettes saines en T700GC/M21. Les valeurs obtenues sont présentées FIG. III.37 et montrent une bonne correspondance avec la littérature [Collombet, 2005],[Prombut, 2007]. En effet, si les valeurs qui sont publiées sont comprises entre 1200 et 1600 J/m², les essais donnent ici une valeur moyenne de 1450 J/m².

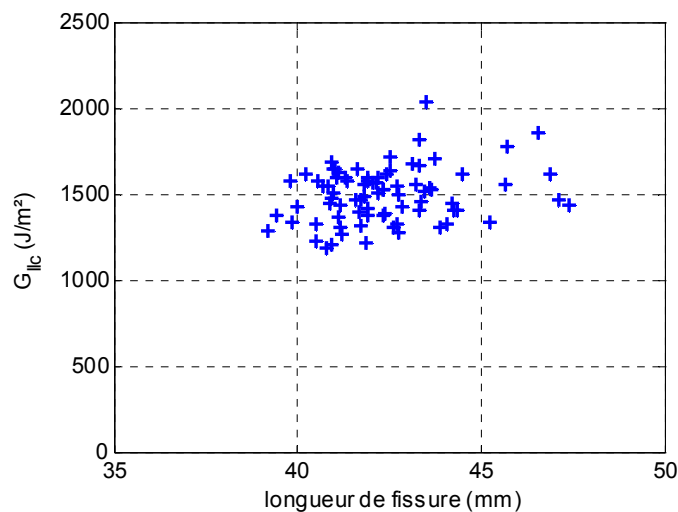


FIG. III.37 – Evolution du G_{IIc} du matériau T700GC/M21 au cours de l'essai ENF

Si l'on s'intéresse maintenant à l'évolution du taux de restitution d'énergie de l'interface réparée avec les deux résines de réparation, on obtient les résultats présentés FIG. III.38.

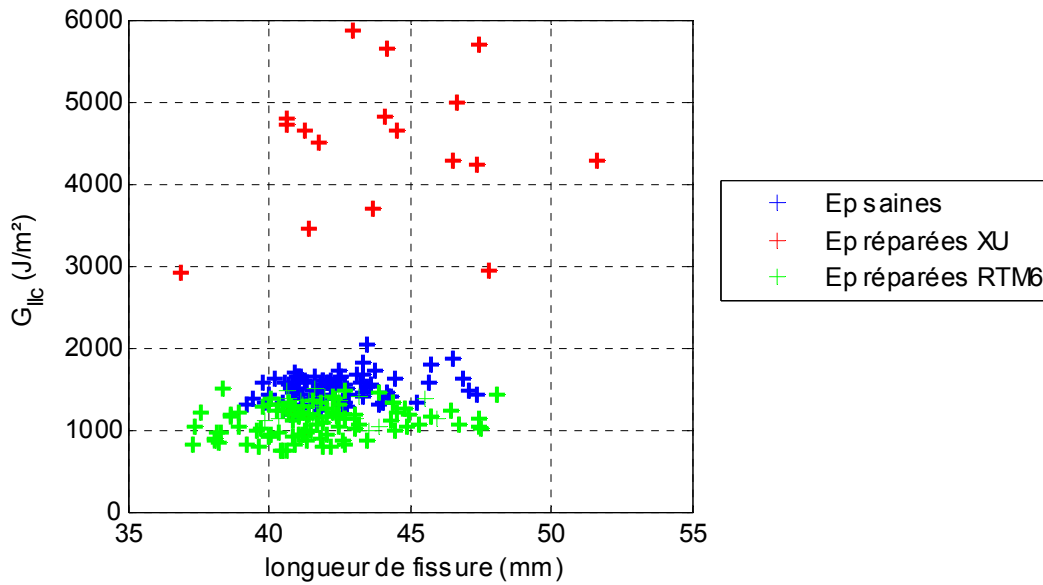


FIG. III.38 – Evolution du G_{IIc} des éprouvettes réparées par les résines RTM6 et XU3508/XB3403

Comme on peut le voir sur la FIG. III.38 représentant les valeurs de G_{IIc} obtenues en fonction de la longueur de fissure mesurée, les éprouvettes réparées à l'aide de la résine RTM6 sont très proches de la ténacité mesurée sur les éprouvettes saines. La moyenne des ténacités mesurées pour ces éprouvettes est de 1115 J/m². Cette valeur est comme pour le mode I au dessus des résultats de la littérature [Collombet, 2005]. L'explication de cette meilleure tenue de la réparation par rapport à la résine d'infiltration provient certainement de la rugosité de l'interface à réparer. En effet cette rugosité augmente la surface de collage par rapport à la surface plane théorique considérée pour le calcul de la ténacité.

En ce qui concerne la réparation avec la résine XU3508/XB3403, on constate que les valeurs de G_{IIc} mesurées sont beaucoup plus dispersées. Après ouverture complète de ces éprouvettes, de nombreuses porosités ont été observées dans la réparation (FIG. III.39).

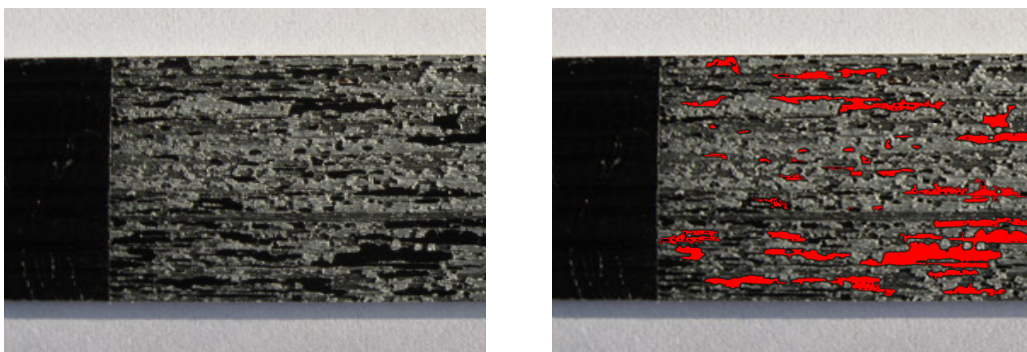


FIG. III.39 – Visualisation de la surface délaminée par essai ENF avec une éprouvette réparée par la résine XU3508/XB3403 contenant des porosités ; les porosités sont surlignées en rouge dans l'image de droite

Malgré ces porosités importantes, les valeurs de ténacité obtenues sont très largement supérieures à celles obtenues pour les éprouvettes saines avec une moyenne de 4458 J/m². Malheureusement, il n'est pas possible de comparer cette valeur à une valeur obtenue sur un composite avec cette résine car ce

matériau en cours de certification ne possède pas de référence dans la documentation technique. En revanche, contrairement à l'essai en mode I, pendant l'essai ENF avec cette résine très tenace aucune bifurcation du délaminage n'a été observée et les observations visuelles des éprouvettes n'indiquent pas que le matériau d'origine ait été endommagé. On peut ainsi supposer, aux porosités près, que la ténacité mesurée caractérise bien la résine de réparation et la réparation en mode II.

De même que pour l'essai en mode I, une exploration physico chimique et fractographique devrait permettre de décrire plus précisément les phénomènes expliquant l'adhésion de l'interface réparée. Cependant, à la vue de la correspondance entre les propriétés de la réparation et celles des résines de réparation, cette exploration n'a pas été développée dans cette étude. De plus, rappelons que les interfaces réparées et testées avec ces essais sont des interfaces peu représentatives de cas de réparations réelles. En effet, l'interface $0^\circ/0^\circ$ est rarement endommagée et une adaptation de la réparation était nécessaire pour caractériser la tenue de la réparation en mode I et II. L'essai développé au paragraphe suivant a justement été adapté pour tester une réparation plus réaliste sur une interface $0^\circ/\theta$.

5. Essai sur éprouvette représentative de la réparation

Comme énoncé précédemment, les structures et plus particulièrement les réparations sont rarement sollicitées de manière élémentaire. Avec la réparation proposée et certainement plus que pour une réparation par patch la sollicitation de l'interface est complexe. L'objectif est d'augmenter la connaissance du comportement de l'interface pour prévoir au travers de modèles le comportement global de la réparation. Pour cela, l'essai de traction rainurée nous est apparu approprié car il est simple à mettre en œuvre et présente l'avantage de couvrir plusieurs mixités de mode avec un seul essai et de tester d'autres interfaces que des interfaces $0^\circ/0^\circ$ [Huchette, 2008].

5.1. Un nouvel essai de mécanique de la rupture

Comme le nom de cet essai laisse le supposer, la traction rainurée est globalement un essai de traction. L'originalité vient de la configuration géométrique qui engendre une propagation stable de délaminage.

Le principe de cet essai est schématisé FIG. III.40 et peut être décomposé en 3 étapes. Notons que l'empilement qui a été utilisé pour développer cet essai est un $[0_2/90_2]_s$ et par conséquent l'interface testée est une interface $0^\circ/90^\circ$. Il est envisagé de tester d'autres empilements afin de caractériser d'autres interfaces.

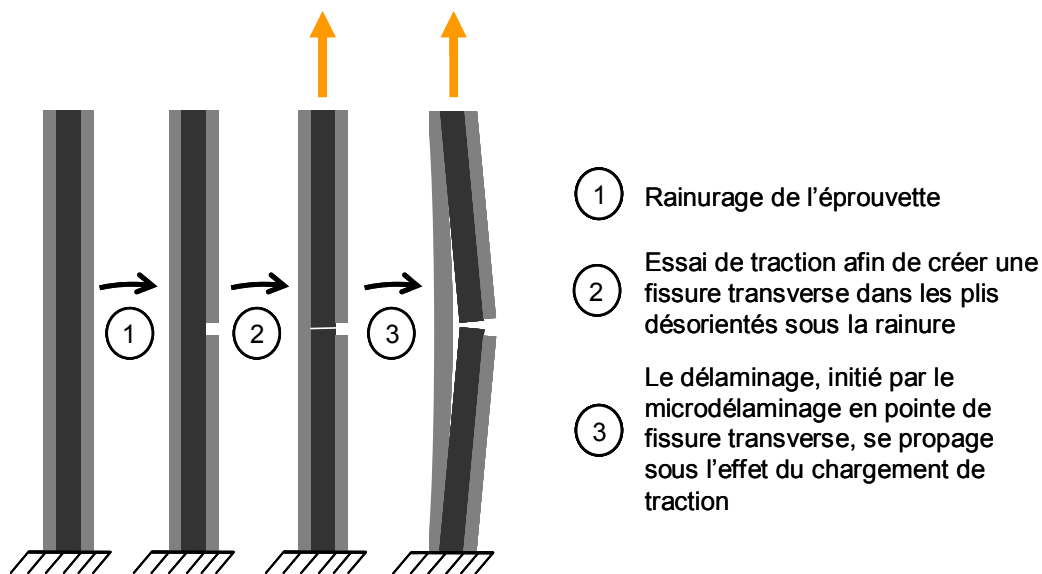


FIG. III.40 - Principe de l'essai de traction rainurée

La première étape de cet essai, une fois les éprouvettes aux bonnes dimensions, consiste à venir couper les plis de surface au milieu d'un des côtés de l'éprouvette. Une traction vient ensuite solliciter les plis intérieurs qui sont plus fragiles selon cet axe de chargement et génère une fissure transverse qui se propage jusqu'à l'interface du pli à 0° non endommagé. Lorsque l'on poursuit cette traction, à déplacement imposé, l'essai produit un délaminage à partir de cette fissure transverse qui se propage ensuite de manière stable le long de cette interface. Contrairement aux essais classiques de propagation de fissures nécessitant un insert en téflon, le délaminage apparaît naturellement dans cet essai.

Cependant, cet essai demande une exploitation ayant recours à des simulations numériques pour caractériser la ténacité des interfaces sollicitées. En effet, il n'existe pas à ce jour de modèle analytique comme pour les essais DCB ou ENF par exemple. De plus, la mixité du mode de propagation n'est pas stable en fonction de la longueur de fissure. Dans le paragraphe suivant nous détaillerons les hypothèses et la méthode d'analyse retenues pour simuler le comportement de l'éprouvette testée et caractériser l'interface réparée.

5.2. Dispositif de traction rainurée

5.2.1. Montage et instrumentation

Cet essai a initialement été imaginé afin d'étudier le couplage inter/intra laminaire [Huchette, 2008]. La prédiction de la propagation des délaminages dans un milieu endommagé comme une structure vieillie est un des aspects de la prédiction de la tenue des structures composites. Pour cela, cet essai est basé sur la traction simple d'une éprouvette entaillée, avec le suivi de la fissuration transverse et du délaminage associé sur le chant de l'éprouvette grâce à une tête de microscope (FIG. III.41).

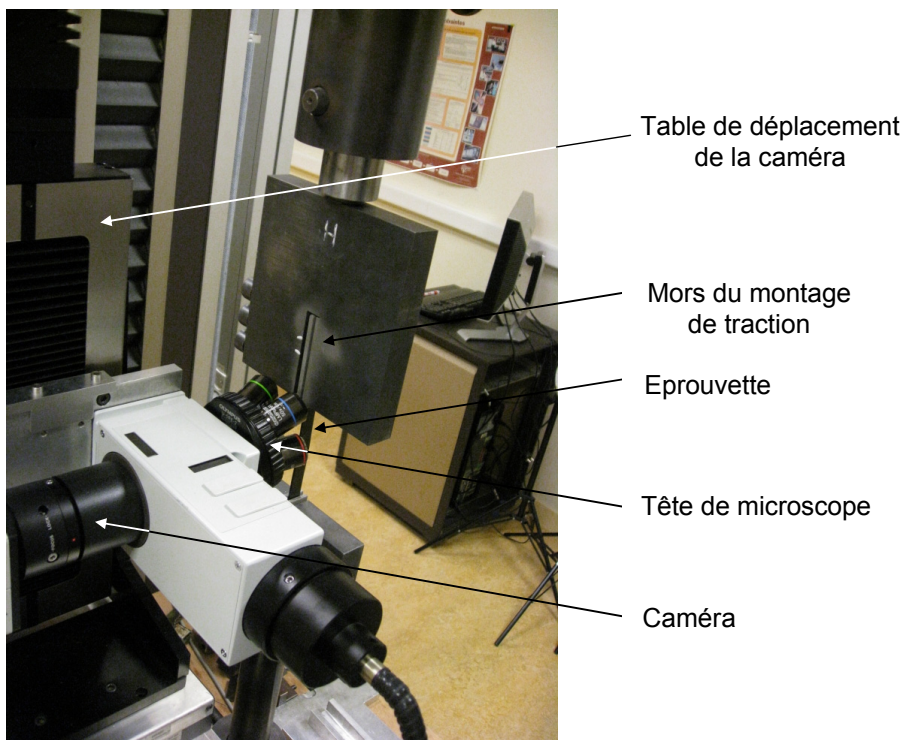


FIG. III.41 – Montage de traction rainurée avec ses principaux éléments

Le dispositif d'essai est constitué d'une machine de traction et d'une caméra montée sur des tables de déplacement. Afin de visualiser avec une précision suffisante le front des délaminages, une tête de microscope optique est associée à une caméra numérique qui, d'autre part, enregistre les images en vue de leur post-traitement. Ce système permet de suivre de manière précise l'endommagement du matériau sollicité (FIG. III.42) et est plus largement décrit dans [Huchette, 2005]

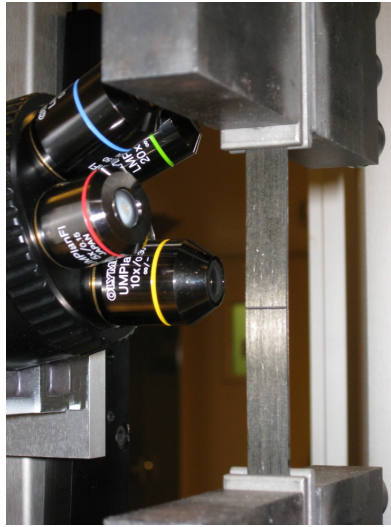


FIG. III.42 – Vue rapprochée de l'éprouvette de traction rainurée en place dans le montage de traction avec le système d'observation microscopique

Afin de réaliser l'analyse de cet essai, trois grandeurs peuvent être exploitées. La charge donnée par le capteur de force est a priori la grandeur la plus sûre grâce à l'étalonnage régulier assuré par un organisme certifié. Le déplacement directement issu de la machine de traction est influencé par les différents jeux et les déformations machines. Afin de s'assurer d'une bonne valeur de déplacement pour la suite de l'étude, un étalonnage de l'erreur a été réalisé grâce au suivi optique de points extrêmes de la zone utile de certaines éprouvettes. En effet, disposant du microscope sur table de déplacement, des marqueurs, en l'occurrence des fibres de carbone choisies (FIG. III.43), ont permis de noter l'évolution de leur éloignement relatif pendant l'essai.

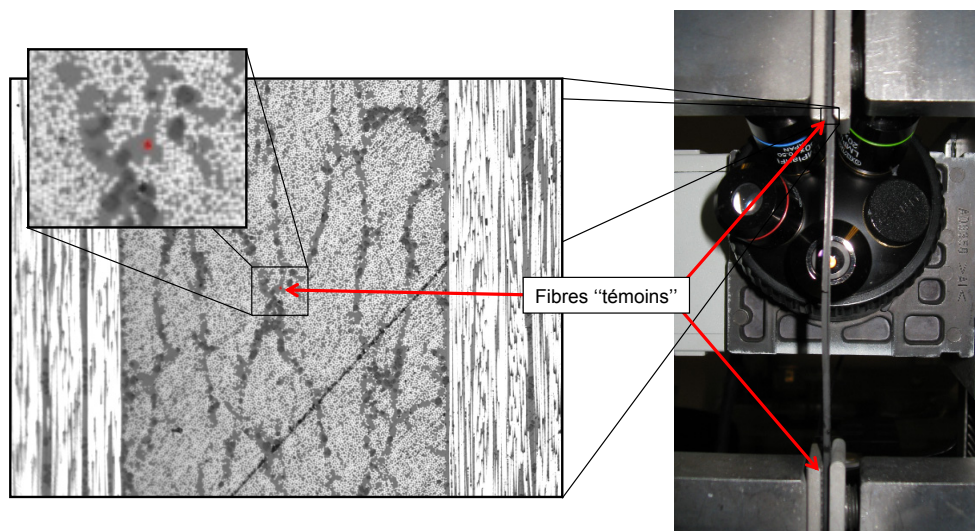


FIG. III.43 – Exemple de fibre "témoin" utilisée pour suivre le déplacement de la zone utile

Grâce à cette analyse, il est apparu que le déplacement traverse et le déplacement mesuré optiquement étaient proportionnels avec un facteur de 1,75 en moyenne quel que soit le niveau de charge (FIG. III.44).

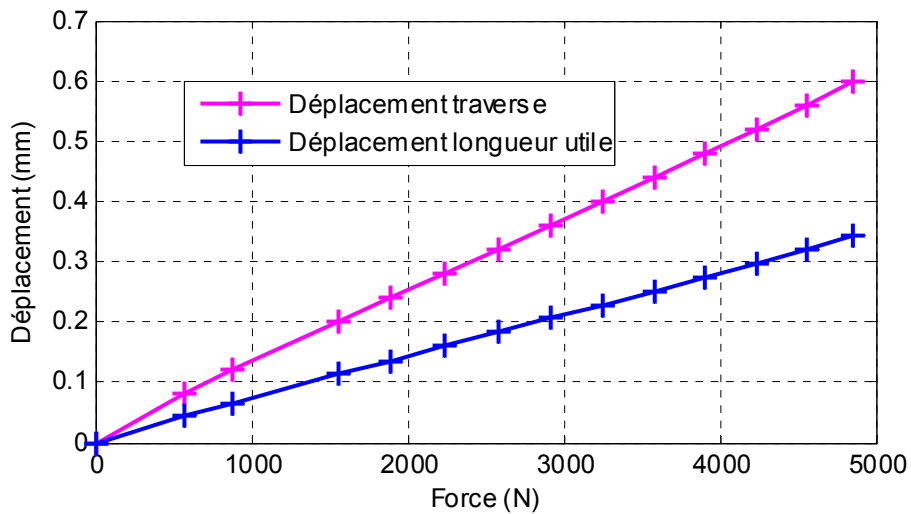


FIG. III.44 – Etude du déplacement transversal en fonction de la variation de la longueur utile

La dernière des grandeurs à mesurer est la longueur de fissure. Grâce au système optique/table de déplacement, il est possible de balayer l'ensemble du chant de l'éprouvette et ensuite par reconstruction de déduire la longueur de fissure, ou plus exactement la longueur des deux demi fissures de part et d'autre de la fissure transversale initiée. Cette technique est simple et permet de suivre les éventuels endommagements de plis, mais requiert un important espace de stockage. Il a été décidé en cours de réalisation des essais de ne plus enregistrer l'ensemble des photos du chant mais de prendre une image de la pointe de fissure transversale et deux autres des pointes de fissures haute et basse en enregistrant la position de la caméra. A chaque mesure cependant, une inspection visuelle du chant a permis de s'assurer du non endommagement de l'éprouvette en dehors de la propagation du délaminage. Grâce à ce système, la précision obtenue sur la longueur de fissure est évaluée à $\pm 200 \mu\text{m}$ sur les fissures visibles. Contrairement aux autres essais de la Mécanique de la Rupture, le chant des éprouvettes est poli et cela peut engendrer des interrogations quand à la position réelle du front de fissure, comme par exemple la formation de décohésion fibre/matrice ou nodule/matrice en avant du front de fissure (FIG. III.45). Il est également possible que la fissure ne soit pas présente sur une certaine distance sur le chant de l'éprouvette tout en se propageant au cœur de l'éprouvette.

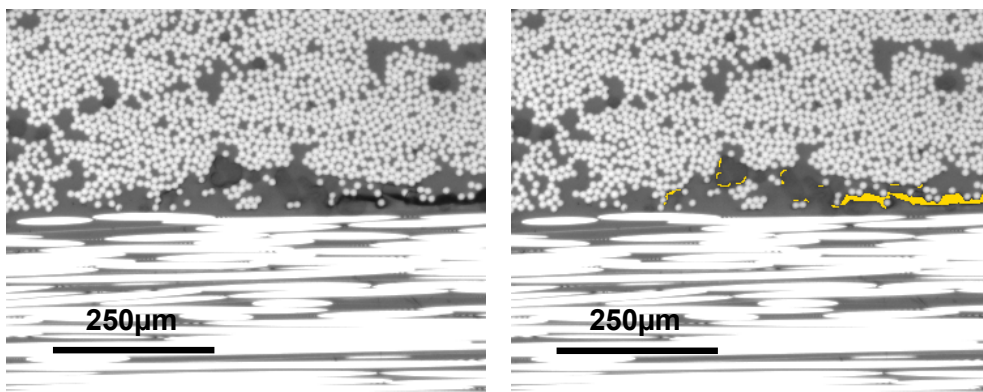


FIG. III.45 – Exemple de difficulté de détermination de position de front de fissure due à la présence de décohésion fibre/matrice ou nodule/matrice

5.2.2. Protocole expérimental

L'objectif de cet essai est de caractériser la propagation de délaminage. Pour cela, une pré-entaille est effectuée dans les plis à 0° . Lors d'une pré-charge une fissuration transverse se crée dans le prolongement de l'entaille et atteint l'interface $0^\circ/90^\circ$ que nous souhaitons caractériser (FIG. III.46). Il est à noter, qu'un micro-délaminage est possible en bout de fissure transverse (bifurcation de la fissure à l'interface $0^\circ/90^\circ$ opposée) mais celle-ci reste modérée et ne perturbe pas l'essai.

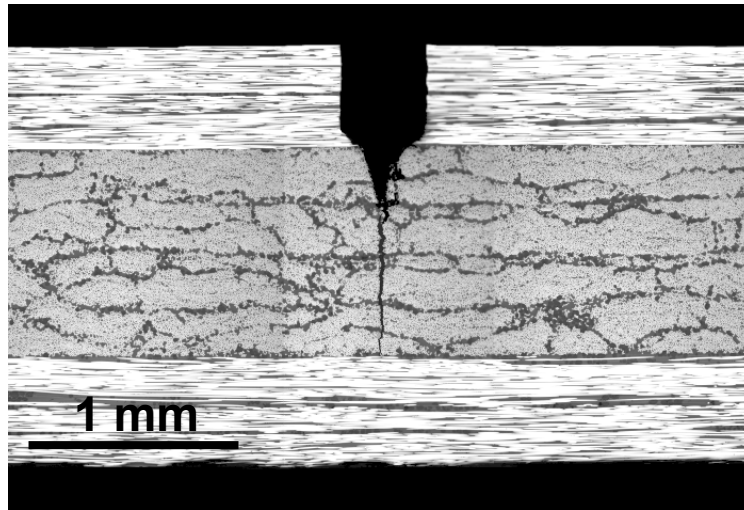


FIG. III.46 - Création d'une fissure transverse qui atteint l'interface d'intérêt

L'éprouvette est ensuite déchargée pour réaliser l'essai à proprement parler depuis un déplacement et une charge nulle (rattrapage des jeux). Au cours du chargement de traction, des délaminages se propagent de part et d'autre de la fissure transverse à l'interface $0^\circ/90^\circ$. L'essai consiste à suivre ces longueurs délaminées en fonction de la charge et du déplacement imposé pour déterminer la ténacité à chaque point de mesure. Il est à noter que dans cette configuration, la propagation des délaminages est stable. Si le déplacement est arrêté, quelques secondes suffisent à voir la stabilisation de l'avancée de la fissure. A titre de comparaison, le temps de stabilisation de l'avancée de fissure est plus rapide que celui de l'essai DCB ou ENF. Le cycle d'essai ainsi appliqué pour réaliser cet essai est une montée à une vitesse de $0,01 \text{ mm/min}$ (FIG. III.47). Des paliers permettant de relever la longueur des délaminages sont réalisés tous les $0,04 \text{ mm}$ de déplacement traverse.

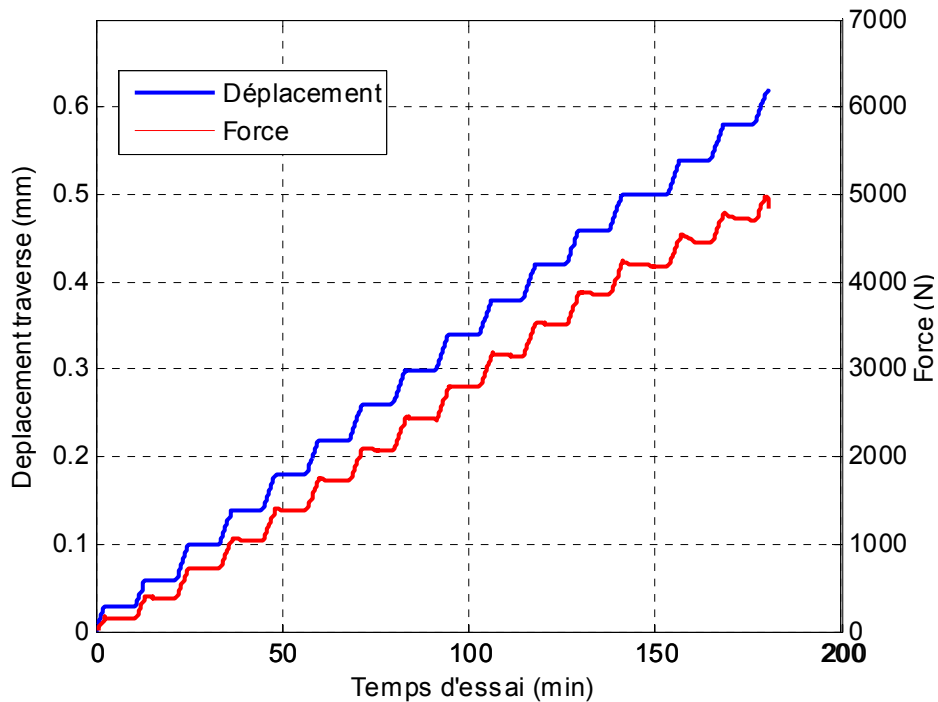


FIG. III.47 – Exemple de cycle utilisé pour les essais de traction rainurée

5.3. Présentation de la méthode d'analyse

Cet essai aux conditions aux limites simples engendre un comportement complexe de l'éprouvette avec notamment une flexion induite par la dissymétrie locale de l'éprouvette. Comme nous l'avons vu précédemment, l'analyse de cet essai ne peut se faire qu'avec l'aide d'une simulation numérique. L'idée est d'utiliser les données expérimentales, longueurs de fissures et déplacements imposés, afin de connaître à la fois l'énergie utilisée pour propager la fissure et la mixité de la sollicitation qui a conduit à cette propagation.

Numériquement, la méthode employée pour déterminer ces paramètres est inspirée de la méthode dite de Virtual Crack Closure Technique (VCCT) développée par Rybicki et Kanninen [Rybicki, 1977]. Le principe de cette technique repose sur le calcul de la force qu'il faut pour refermer virtuellement une fissure pour un saut de déplacement donné (FIG. III.48). Si l'énergie correspondant à cette fermeture est supérieure à un seuil critique, on considère que la fissure se propage. Il s'agit ensuite de remailler la fissure pour suivre sa propagation. Dans notre étude, l'objectif est d'identifier ce seuil. Ainsi en utilisant le même principe de fermeture que la méthode VCCT, l'énergie critique est approximée grâce aux valeurs de déplacement et des longueurs de fissures des essais.

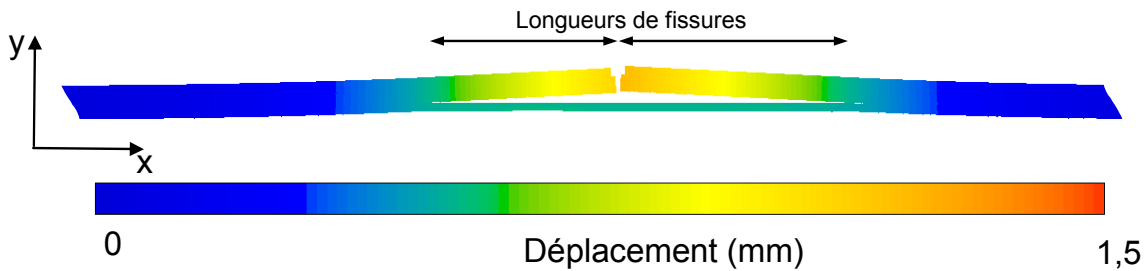


FIG. III.49 – Exemple de simulation de la déformée d'une éprouvette avec des longueurs délaminatee mesurée de 12 et 15 mm de part et d'autre de la rainure, pour un déplacement de 0,3 mm

Grâce à une méthode dérivée du VCCT présentée précédemment, il est possible, à partir de ces modélisations et pour chacune des mesures, de donner une mixité de mode ainsi que les ténacités associées. Pour cela, un maillage a été réalisé à chaque étape de l'avancée de fissure (FIG. III.50).

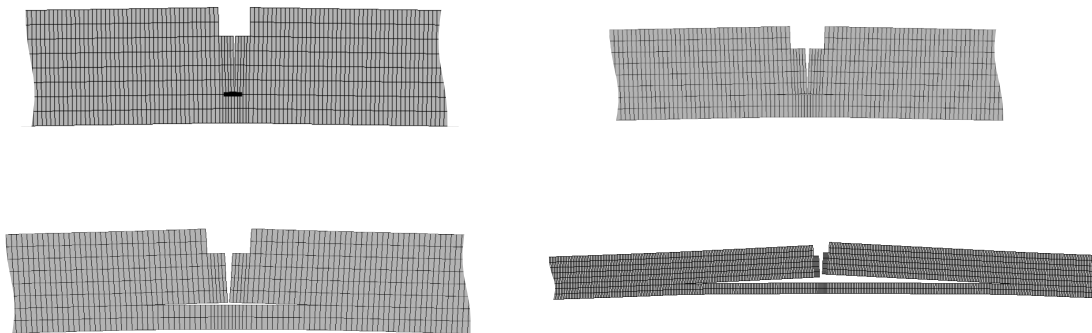


FIG. III.50 – Exemple de maillage réalisé pour différentes longueurs de fissure ; l'état déformé est représenté pour des longueurs de fissures de 0,15; 0,6; 1,5 et 8 mm

Le modèle d'analyse de l'essai de traction rainurée a été vérifié à l'aide d'un deuxième modèle basé sur les éléments de zones cohésives. L'intérêt d'utiliser cette comparaison entre deux modèles numériques réside dans la possibilité d'implémenter une loi comportement de ténacité d'interface dans le modèle de zone cohésive (nous choisirons ici la loi de Benzeggagh-Kenane identifiée par Prombut sur le T700GC/M21) et de confronter les résultats obtenus par VCCT à cette loi. L'objectif était de vérifier les hypothèses du modèle et de définir la meilleure stratégie pour l'identification des paramètres de l'interface réparée. La démarche à ainsi consister dans un premier temps à simuler l'avancée de la fissuration grâce à des éléments cohésifs. Pour ne pas être trop éloigné des propriétés et du comportement du matériau T700GC/M21, les paramètres du Tableau III.7 ont été implémentés :

Tableau III.7 – Propriétés mécaniques utilisées pour la validation de la méthode d'analyse par VCCT des essais de traction rainurée

Propriétés élastiques	E_1	130 000 MPa
	E_2	8 400 MPa
	ν_{12}	0.31
	ν_{23}	0.51
G_{12}		7 400 MPa
Propriétés de ténacité*	G_{Ic}	450 J/m ²
	G_{IIc}	1450 J/m ²
	Loi de mixité	Benzeggagh-Kenane (m=1.148)

* Valeurs issues de [Prombut, 2007] pour une interface 0°/0°

Les déplacements et longueurs de fissures obtenus avec ce modèle, ont ensuite été utilisés dans le modèle VCCT comme des valeurs d'entrée. Le comportement obtenu par ce nouveau modèle devant reproduire les lois et comportements que nous avons implémentés dans le modèle de zone cohésive, cela a permis de choisir les meilleures options de calculs. Nous avons pu par exemple observer que malgré des hypothèses fortes sur la linéarité du comportement pour satisfaire les hypothèses du modèle VCCT, nous avons obtenu de bien meilleures réponses avec des calculs en grands déplacements (FIG. III.51).

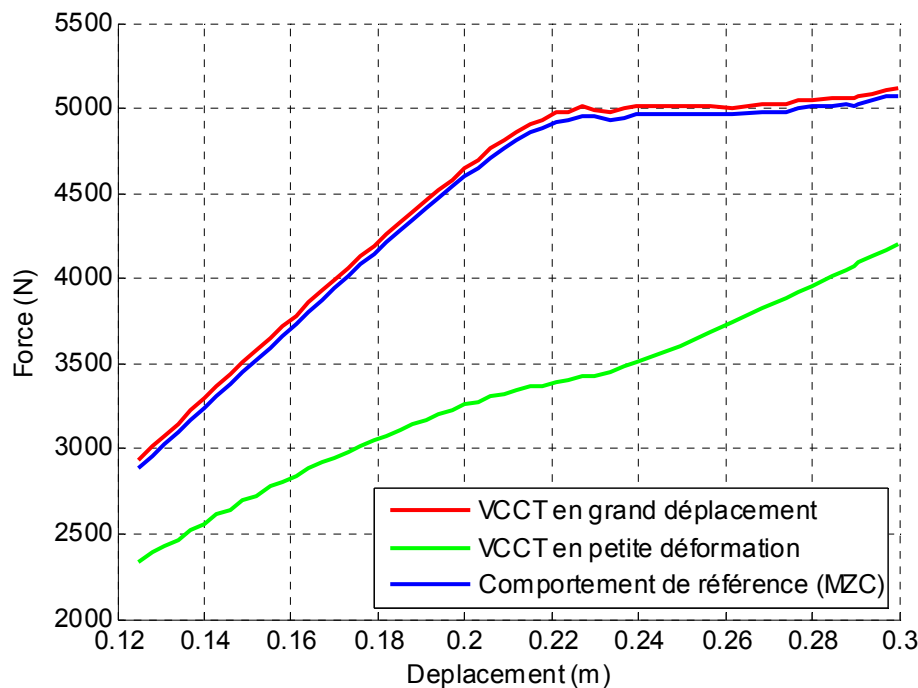


FIG. III.51 – Exemple de comparaison entre un calcul réalisé avec des éléments des zones cohésives et des calculs dérivés de la méthode VCCT

L'utilisation des éléments cohésifs a soulevé des questions sur la pertinence de la longueur de fissure considérée pour réaliser le calcul de la ténacité. La longueur de fissure a été, dans un premier temps, relevée sur les éléments cohésifs complètement rompus, $\lambda = 1$ (FIG. III.52).

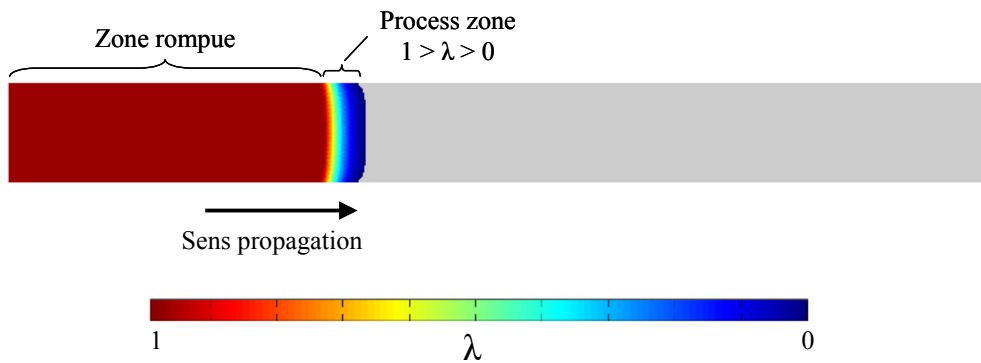


FIG. III.52 – Présentation de la "process zone" définie par un endommagement, λ , compris entre 0 et 1 dans des éléments cohésifs

Comme on peut le voir sur la FIG. III.53, il existe un petit décalage entre la force mesurée sur l'essai virtuel (MZC) et la force calculée avec le modèle VCCT. Cette différence est encore plus marquée si l'on observe la flèche de l'éprouvette (FIG. III.54). En revanche, si l'on considère que la longueur de fissure comprend la zone rompue et la zone endommagée ($\lambda > 0$), les résultats obtenus par le modèle VCCT sont beaucoup plus proches du comportement implémenté initialement.

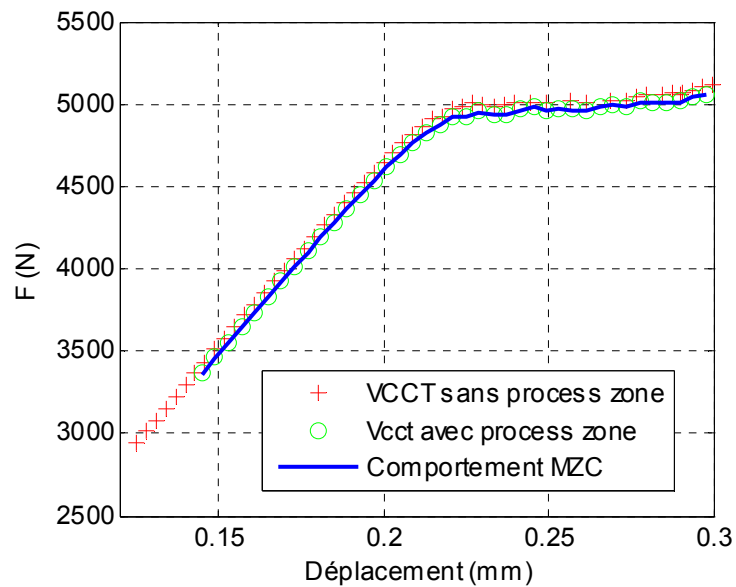


FIG. III.53 – Etude de l'influence de la "process zone" sur le comportement force/déplacement

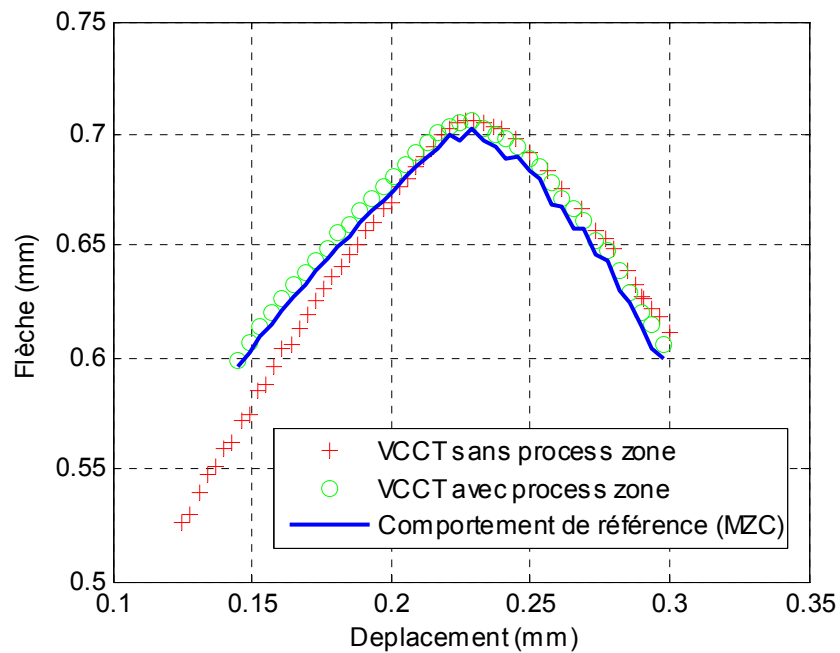


FIG. III.54 – Etude de l'influence de la "process zone" sur la flèche de l'éprouvette en fonction du déplacement calculée avec le modèle VCCT

L'importance de considérer la zone endommagée mais pas encore rompue dans la longueur de fissure est confirmée par une meilleure description de la ténacité comparée à la ténacité implémentée dans le modèle de zone cohésive (FIG. III.55).

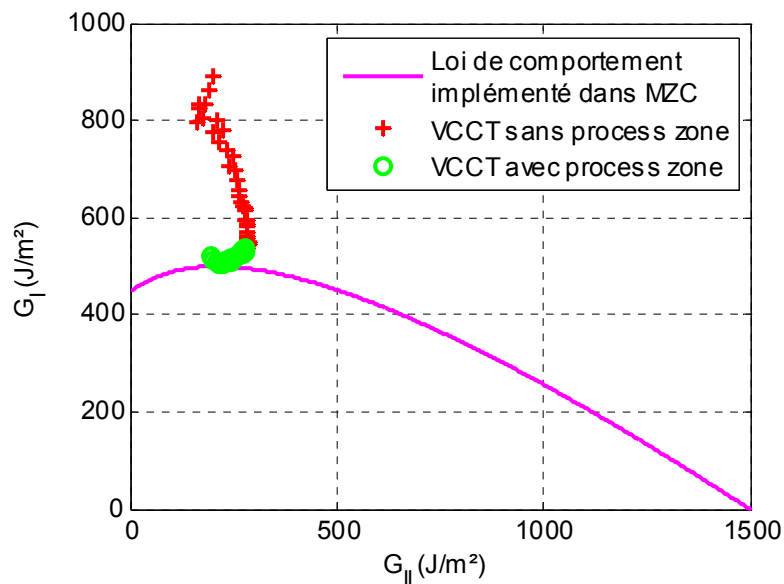


FIG. III.55 – Etude de l'influence de la "process zone" sur la ténacité en mode I et II obtenue avec le modèle VCCT ; le comportement implémenté est celui identifié sur une interface $0^\circ/0^\circ$ sur le matériau T700GC/M21 dans [Prombut, 2007]

D'après ce que nous avons pu observer sur ces dernières simulations, le modèle VCCT semble être capable de calculer avec une bonne fiabilité la ténacité grâce aux longueurs de fissures et aux

déplacements mesurés. La flèche et la force qui sont également des grandeurs mesurables pendant l'essai peuvent permettre de s'assurer de la bonne description du comportement du modèle.

5.4. Résultats expérimentaux

5.4.1. Essai sur éprouvettes saines

Comme pour les autres essais de mécanique de la rupture, la première étape pour analyser les essais sur éprouvettes réparées a été de tester le matériau sain afin d'établir une référence. L'établissement de cette référence a également permis de régler un certain nombre de problèmes liés au passage de l'essai expérimental à l'analyse numérique. En effet, pour l'analyse, les conditions d'essais sont idéalisées comme par exemple l'encastrement de l'éprouvette dans les mors. L'avantage de cette analyse par éléments finis réside dans la possibilité de comparer plusieurs paramètres déjà cités ci-dessus. Parmi ceux-ci, la courbe force déplacement est le premier indicateur utilisé pour vérifier la bonne description de l'essai par la simulation. Les paramètres matériaux utilisés dans le modèle (Tableau III.7), ont pu être validés par une réponse force/déplacement du modèle très similaire au comportement expérimental de l'éprouvette (FIG. III.56).

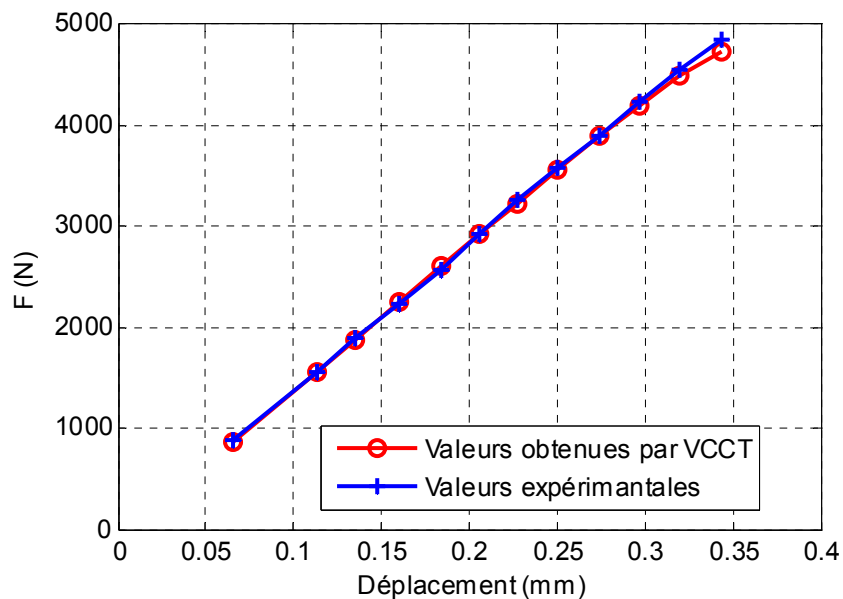


FIG. III.56 – Comparaison entre les valeurs expérimentales et la simulation numérique

Lors des premiers essais, la longueur utile n'était pas mesurée avec précision et nous avons remarqué que la modélisation était grandement influencée par cette dimension (FIG. III.57).

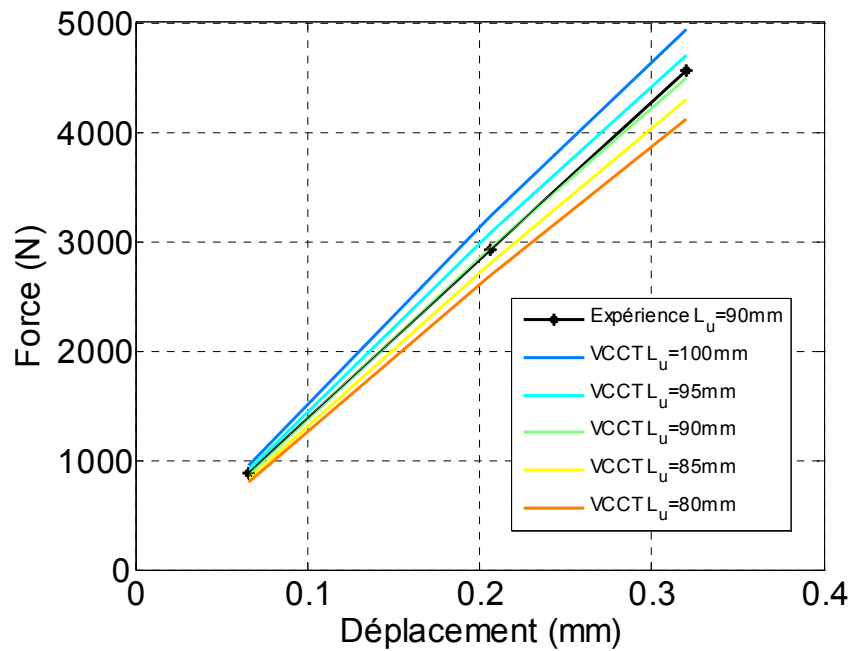


FIG. III.57 – Comparaison de la force mesurée et calculée en utilisant le modèle de traction rainurée avec plusieurs longueurs utiles

Ainsi, la mesure précise et systématique de la longueur utile de l'éprouvette a été mise en place comme indiqué dans le protocole expérimental (§ 5.2.2).

Afin de tout de même déterminer cette longueur utile sur les premiers essais réalisés, une relation a été obtenue en utilisant les simulations de différentes longueurs utiles (FIG. III.57) et en décrivant la loi liant la raideur apparente l'essai à cette longueur utile. Cette loi est représentée à la FIG. III.58 et permet maintenant de retrouver la longueur utile pour une raideur apparente donnée par un essai.

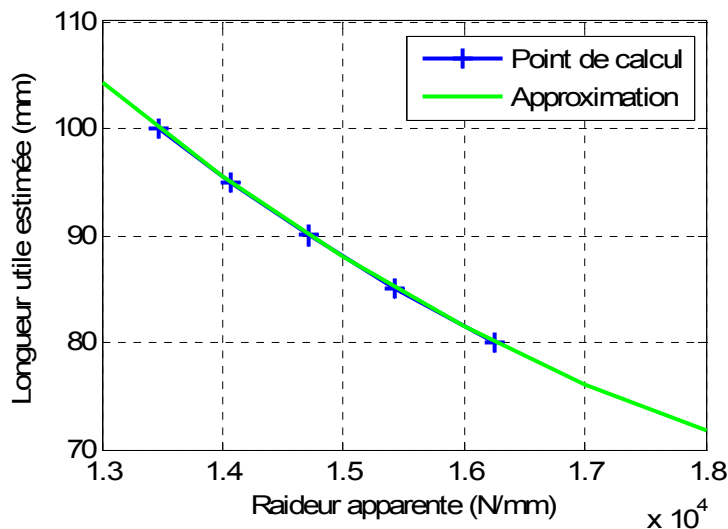


FIG. III.58 – Estimation de la longueur utile des éprouvettes en traction rainurée à partir de la raideur apparente observée pendant l'essai

Ce modèle adjoint de la méthode de VCCT a ensuite permis de déduire l'évolution de la mixité et de la ténacité au cours de l'essai. La mesure des longueurs de fissures au cours de l'essai a montré certaines

limites de l'essai. En effet, outre la précision de la mesure de la longueur de fissure, il s'est avéré que la fissure se propageait de manière stable dans un premier temps pour ensuite devenir instable (FIG. III.59). Ces instabilités ont pour conséquence de ne pouvoir déterminer la ténacité et la mixité au-delà d'une longueur de fissure assez faible devant la longueur utile de l'éprouvette. En effet, cette longueur utile est en moyenne de 95 mm et la longueur de fissure moyenne observée de part et d'autre de la fissure transverse a été de 10 mm avant que la propagation ne devienne instable pour un déplacement moyen de 0.35 mm.

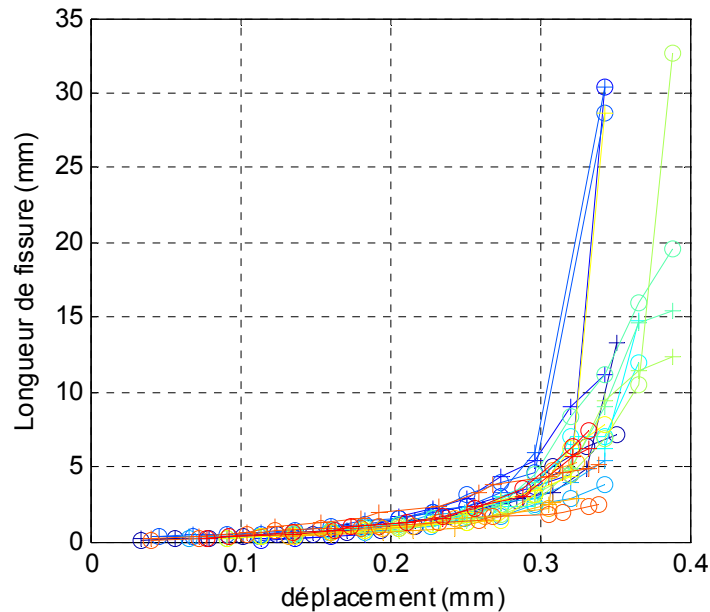
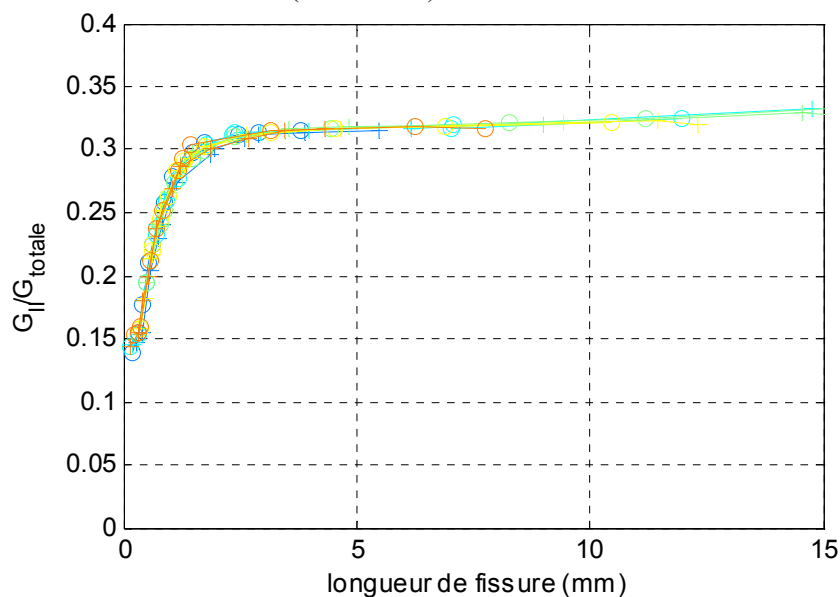


FIG. III.59 – Evolution des longueurs de fissures mesurées au cours des essais de traction rainurée

D'après ces longueurs de fissures et grâce au modèle, la mixité obtenue semble être limitée dans cet essai à 33 % de mode II (FIG. III.60).



$$\text{mixité} = \frac{G_{II}}{G_I + G_{II}} = \frac{G_{II}}{G_{totale}}$$

FIG. III.60 – Evolution de la mixité du mode de sollicitation de l'interface en fonction de la longueur de fissure

En effet, pour les longueurs de fissures obtenues (hormis les points liés à une propagation rapide de la fissure), la mixité évolue de 15% à 33% de mode II très rapidement puis semble atteindre un palier. Il est à noter qu'au début du développement de cet essai, la variation de mixité était fortement sur évaluée notamment à cause de l'hypothèse des petits déplacements (l'évolution était alors de 40 % à 100 % de mode II). Bien que la variation de mixité soit moins importante que prévue initialement, cet essai permet d'obtenir des ténacités d'une interface 0°/90° présentée à la FIG. III.61.

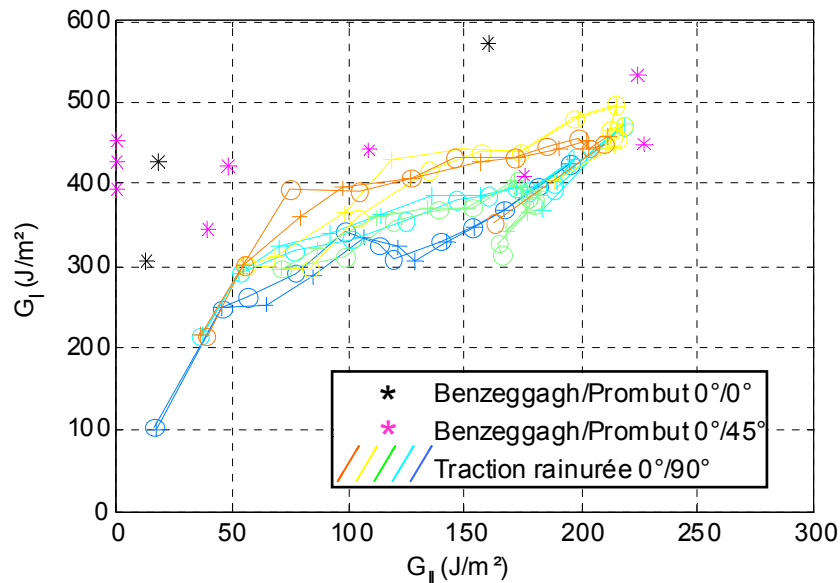


FIG. III.61 – Evolution de la ténacité au cours de l'essai de traction rainurée ; les courbes rose et noir sont les approximations des résultats obtenues par Prombut en utilisant le critère de Benzeggagh-Kenane pour des essais sur des interfaces 0°/0° et 0°/45° de T700GC/M21 [Prombut, 2007]

L'évolution de la ténacité mesurée par la traction rainurée sur l'interface 0°/90° en fonction de la mixité est cohérente avec les travaux de Prombut qui a étudié des interfaces 0°/0° et 0°/45° [Prombut, 2007] sur le même matériau (T700GC/M21). En effet, on observe un renforcement de la ténacité lorsque la mixité augmente jusqu'à 35 % de mode II. Il est à noter que cette comparaison avec les résultats sur des interfaces 0°/45° a été considéré comme légitime au vue des conclusions de Prombut et Lévêque qui montre qu'en dehors de l'interface 0°/0°, les ténacités sont comparables quelle que soit l'orientation des interfaces.

D'après les résultats des essais classiques de la Mécanique de la Rupture sur les interface 0°/0°, il apparaît que la ténacité mesurée sur notre matériau est légèrement plus faible que ce qui peut être trouvé dans la littérature. On peut imaginer que les ténacités obtenues ici avec cet essai sont également en dessous de celles mesurées par d'autres auteurs. Quoiqu'il en soit, cet essai semble être suffisamment mature pour faire la comparaison entre des ténacités de réparation avec une ténacité de référence sur éprouvette saine.

5.4.2. Essai sur éprouvettes réparées

Des interfaces 0°/90° ont été réparées par les deux résines de réparation et ont été soumises à l'essai de traction rainurée. La grande différence de ténacité de ces deux résines a conduit à des résultats très différents. En effet, tout comme pour les autres essais de la mécanique de la rupture présentés

précédemment, la résine la plus tenace (XU3508/XB3403) a engendré une meilleure tenue de l'interface réparée par rapport au matériau constituant les plis adjacents à l'interface $0^\circ/90^\circ$. En conséquence, des bifurcations importantes du chemin de fissuration ont été observées (FIG. III.62) et n'ont pas permis d'établir une caractérisation de l'interface réparée.

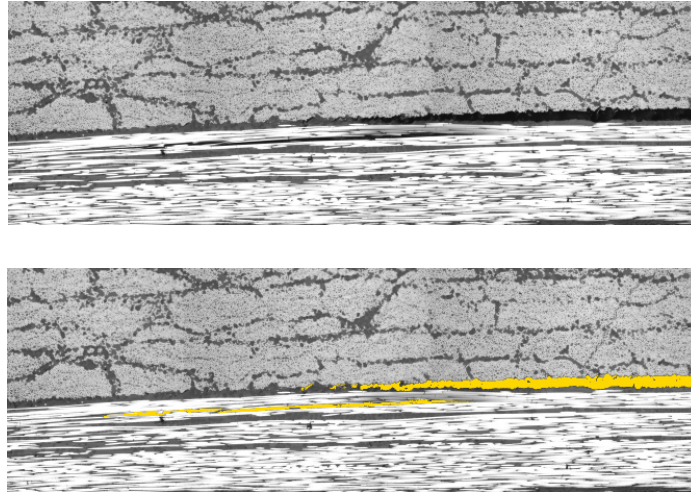


FIG. III.62 – Coupe micrographique montrant la bifurcation de la fissure dans le pli à 0° pendant un essai de traction rainurée sur une éprouvette réparée en XU3508/XB3403

Il est à noter que si les courbes force déplacement sur ces éprouvettes ne montrent pas de chute de charge avec la bifurcation, on peut imaginer que ce type d'endommagement n'est pas souhaitable dans les structures réelles.

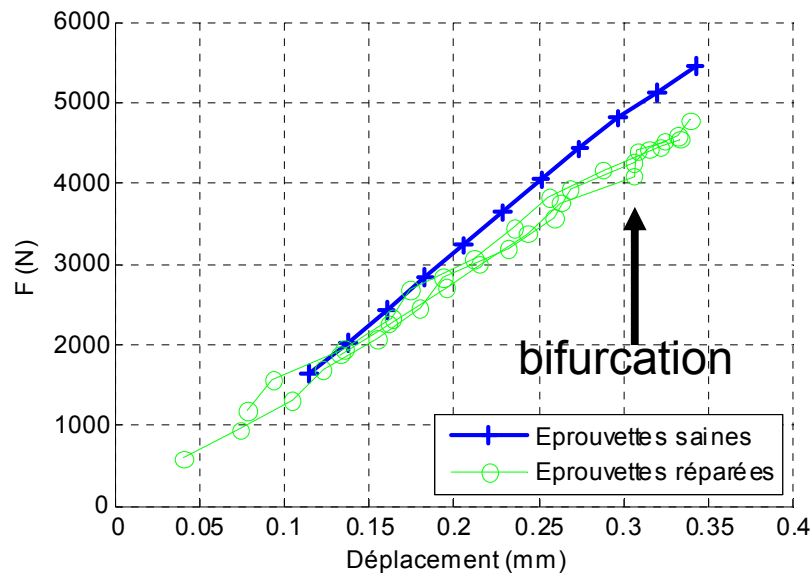


FIG. III.63 – Evolution expérimentale de la force en fonction du déplacement pour des éprouvettes réparées avec la résine XU3508/XB3403, soumises à la traction rainurée

Une question persiste sur la nocivité de la propagation du dommage hors de l'interface. Ici, dans ces essais, la propagation est forcée. Dans des cas de structures, il serait intéressant de voir si ce type de dommage existe et si il se propage. Cette réflexion sera donc poursuivie au Chapitre IV.

Des éprouvettes réparées par la résine RTM6 ont également été testées en traction rainurée. Comme on peut le voir à la figure FIG. III.64, le comportement des simulations à l'aide du modèle VCCT sur ces éprouvettes est très proche du comportement mesuré pendant l'essai.

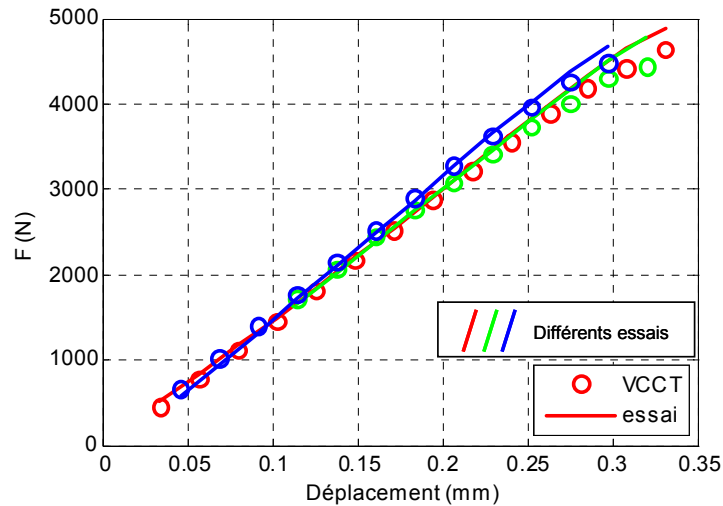


FIG. III.64 – Evolution de la force en fonction du déplacement pour des éprouvettes réparées avec la résine RTM6, soumises à la traction rainurée

Les longueurs de fissures relevées sont très proches mais au dessus des longueurs de fissures relevées sur éprouvettes saines (FIG. III.65). Cela laisse supposer que ces interfaces résistent moins bien à cette sollicitation.

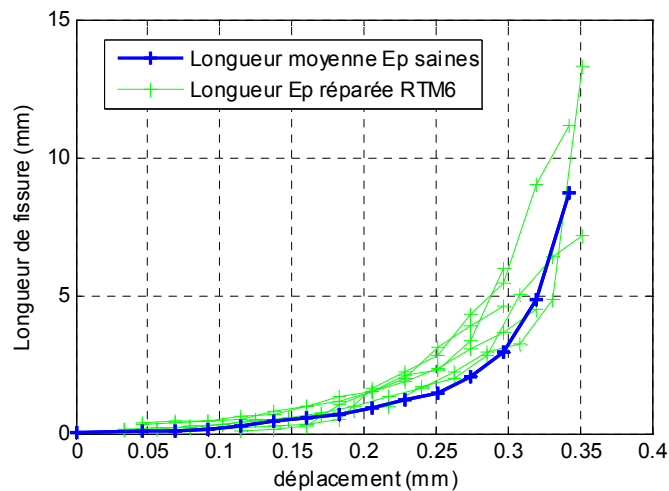


FIG. III.65 – Evolution de la longueur de fissure au cours de l'essai de traction rainurée sur des éprouvettes réparées par la résine RTM6

En utilisant le modèle VCCT, la mixité et la ténacité de la réparation ont pu être estimées. La FIG. III.66 illustre l'évolution de cette ténacité en fonction des modes sollicités.

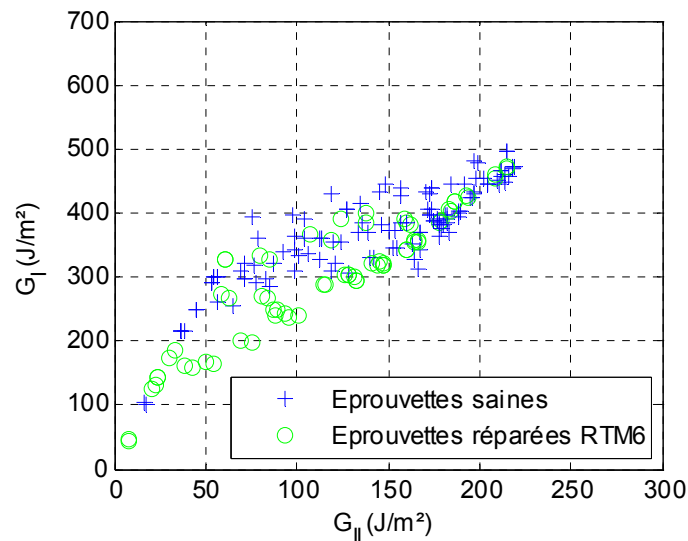


FIG. III.66 – Evolution de la ténacité des éprouvettes réparées par rapport aux éprouvettes saines au cours de l'essai de traction rainurée

On remarque que conformément aux modes purs, la ténacité des éprouvettes réparées par la résine RTM6 est très proche et légèrement inférieure à la ténacité des éprouvettes saines. Ce comportement est conforme au rapport des ténacités des résines seules.

5.5. Bilan sur la traction rainurée

Les essais de tractions rainurées sont particulièrement bien adaptés au test d'une interface réparée avec la réparation proposée au Chapitre II. En effet, en poinçonnement, le stratifié $[0_2/90_2]_s$ s'endommage quasiment exclusivement à l'interface $0^\circ/90^\circ$ qui peut ainsi être réparée par le procédé d'infiltration pour ensuite être testé en traction rainurée. Si les essais ont été réalisés dans un premier temps sur des interfaces $0^\circ/90^\circ$, des travaux sont actuellement en cours pour étendre cette étude à des empilements différents ($0^\circ/45^\circ$, $+22.5^\circ/-22.5^\circ$, ...).

Bien que cet essai possède une gamme de mixité assez faible, les résultats obtenus sur l'évolution de la ténacité en fonction de la mixité sont cohérents avec la littérature sur des interfaces $0^\circ/45^\circ$ [Benzeggagh, 1995],[Prombut, 2007].

Cet essai ayant avant tout été réalisé pour caractériser une vraie réparation sur une interface très délaminante, plusieurs conclusions vis-à-vis de la tenue de cette interface réparée peuvent être tirées. Lorsque la résine de réparation possède une ténacité plus importante que le matériau d'origine, l'interface réparée ne s'endommage pas sous l'effet du chargement. La fissuration se propage alors hors de l'interface réparée et malgré une propagation plus instable, aucune chute de charge n'a été observée. Pour le deuxième cas de figure avec la résine légèrement moins tenace que le matériau d'origine, les délaminages se propagent bien à l'interface réparée. Grâce au modèle mis en place basé sur le VCCT, la ténacité de l'interface réparée a pu être identifiée et se trouve être légèrement inférieure à la ténacité d'origine. Cette propriété semble être en rapport direct avec la ténacité même de la résine.

Il est à noter que des hypothèses importantes ont été faites pour cette analyse d'essai. En effet, nous avons négligé les effets de bords et les contraintes résiduelles de cuisson. Il serait intéressant de voir les effets que peut avoir la prise en compte de ces phénomènes.

6. Conclusion sur la tenue de l'interface réparée

Dans cette partie du travail, l'objectif était de proposer de mettre en œuvre des outils pour caractériser mécaniquement l'interface réparée. L'amorçage des délaminages étant plus lié à la présence de défauts dans les structures, nous avons choisi de nous intéresser dans ce chapitre à la propagation des délaminages plutôt qu'à leur amorçage qui sera abordé dans le Chapitre IV. Deux résines de réparation ont été utilisées afin de voir l'influence que peut avoir la ténacité de la résine de réparation sur la tenue de l'interface réparée. Même si la réparation par infiltration est utilisée comme support dans cette étude, on peut aisément imaginer que les essais proposés ici peuvent être étendus aux autres réparations composites sous condition d'adaptations et par exemple servir à caractériser l'interface de collage d'une réparation par patch.

L'idée dans un premier temps a été de sélectionner les meilleurs essais pour la caractérisation de l'interface réparée notamment au travers de la comparaison entre des échantillons sains et des échantillons réparés. Les essais classiques de la Mécanique de la Rupture de clivage et DCB permettent de solliciter l'interface réparée en mode I et les essais ENF en mode II. Ces essais sont connus, mais présentent des inconvénients pour l'étude de la réparation. En effet, la réparation telle qu'elle est proposée au Chapitre II a dû être adaptée pour réaliser les éprouvettes de ces essais. De plus, ces essais sont particulièrement bien adaptés pour l'étude des interfaces $0^\circ/0^\circ$ qui délaminent rarement et ne représentent donc pas forcément une situation structurale prédominante. Afin de se rapprocher du comportement d'une interface réparée par le procédé proposé, un essai moins classique a été utilisé. Il s'agit de la traction rainurée. Cet essai bien que complexe et difficile à analyser a plusieurs avantages. Le premier comme énoncé précédemment, est de pouvoir réaliser des éprouvettes à partir de matériaux réparés par infiltration. Le deuxième avantage est le fait que l'interface sollicitée est une interface $0^\circ/90^\circ$ qui est beaucoup plus réaliste en termes d'interface réparée qu'une interface $0^\circ/0^\circ$. Enfin, pour réaliser cet essai, la formation du délaminage est naturelle et ne nécessite pas d'insert en téflon.

La première étape de la caractérisation a consisté à établir pour chacun des essais des références de tenue des interfaces dites saines. Au cours de cette étape, les méthodes d'analyse ont été sélectionnées et pour le cas du mode I, le choix entre les deux essais proposés a été discuté. L'essai de clivage bien qu'initialement développé pour l'étude de matériaux collés, s'est révélé peu précis avec notre dispositif et nos moyens de mesure. Il a été établi que dans ces conditions, la ténacité mesurée pouvait varier d'un facteur 8 entre les différentes valeurs d'essais. Cela n'a pas été jugé satisfaisant et l'essai DCB présentant une erreur beaucoup moins importante a été préféré. De manière générale, les essais classiques de la mécanique de la rupture sur les éprouvettes saines ont permis en moyenne de retrouver les valeurs de ténacité du matériau T700GC/M21 que l'on trouve dans la littérature [Collombet, 2005],[Hexcel Composites, 2004],[Prombut, 2007]. En ce qui concerne l'essai de traction rainurée la mise en place de l'analyse a nécessité un certain nombre de développements et d'adaptations. Un modèle numérique a été utilisé afin d'extraire l'évolution de la ténacité de l'interface testée. Bien qu'en accord avec cette littérature en termes d'évolution de ténacité pour les éprouvettes de T700GC/M21 saines, nous avons constaté que les valeurs de ces ténacités étaient inférieures aux valeurs présentées sur des interfaces $0^\circ/0^\circ$ ou $0^\circ/45^\circ$ dans [Prombut, 2007].

Une fois la référence établie pour chacun des essais, la deuxième étape de la caractérisation a consisté à extraire des valeurs de ténacité des interfaces réparées et les comparer aux éprouvettes saines. D'un point de vue général, les éprouvettes réparées avec la résine à ténacité élevée (XU3508/XB3403), ont mieux résisté à la propagation du délaminage par rapport au matériau sain. Si bien, que régulièrement, le matériau d'origine adjacent à la réparation a été endommagé au cours des essais (bifurcations de la fissuration). Concernant la réparation avec la résine RTM6, moins tenace que les résines M21 et XU3508/XB3403, les ténacités relevées sur les réparations pour les essais DCB et ENF ont été meilleurs que la ténacité RTM6 seule mais moins bonne que la résine du matériau d'origine. Des coupes micrographiques ont permis de compléter ce résultat en montrant que le chemin de fissuration avait bien lieu dans la résine de réparation et la tortuosité de ce chemin explique en partie la sur-estimation de la ténacité. Ces coupes micrographiques ont également permis de montrer que finalement pour ce type de réparation, quelle que soit la résine de réparation, la rupture de l'interface était toujours cohésive et pas adhésive contrairement à ce qui aurait pu être imaginé pour le collage d'une résine époxy sur une autre époxy déjà réticulée. Cette bonne propriété d'adhésion est liée en partie à la rugosité importante de la surface délaminée constatée au Chapitre II (FIG. II.16). Une étude notamment physico-chimique pourrait permettre d'apporter une justification supplémentaire de cette adhésion avec par exemple une ré-ouverture des chaînes des polymères qui permettrait une bonne liaison chimique. Finalement, les résultats de ces deux résines de réparation sur les essais DCB et ENF montrent une bonne correspondance entre la tenue de l'interface réparée et la ténacité des résines employées pour la réparation (Tableau III.8).

Tableau III.8 – Synthèse des essais de l'interface réparée en mode I et II (essais DCB et ENF)

Type d'éprouvette	Résine de réparation	G_{Ic} (J/m ²)	G_{IIc} (J/m ²)
Résine de réparation	RTM6	168	1000
	XU3508/XB3403	1200	>5000
Eprouvettes saines	T700GC/M21	350	1250
Eprouvette réparée	RTM6	200	1000
	XU3508/XB3403	1400*	>5000*

* Les valeurs sont à titre indicatif et ne peuvent être liées à la ténacité de la réparation car de l'endommagement des plis adjacents a été observé

L'essai de traction rainurée a été plus délicat à traiter. En effet, d'une part parce que cet essai ne caractérise pas une seule mixité de mode, mais également parce qu'une interface de réparation trop tenace, engendre comme dans les essais classiques une bifurcation. Aucune valeur de ténacité de réparation n'a pu être déduite de ces essais avec la résine XU3508/XB3403, mais deux conclusions peuvent tout de même être tirées : l'interface de réparation est plus tenace que celle d'origine, mais peut engendrer une instabilité en déplaçant le chemin de fissuration hors de l'interface 0°/90°. Concernant les essais avec la résine de réparation RTM6, les résultats sont analogues à ceux obtenus en modes purs : la ténacité de la réparation est légèrement inférieure à celle du matériau d'origine et ce quelle que soit la mixité. Même si l'interface testée est une interface 0°/90°, les valeurs obtenues sont assez faibles comparées à la littérature sur d'autres interfaces 0°/θ° [Prombut, 2007].

Toujours avec l'objectif d'aller vers la validation de la réparation, ces mêmes travaux pourraient maintenant être abordés avec des conditions prenant en compte l'environnement aéronautique et les problèmes liés au vieillissement et à la fatigue. Parmi ces conditions, on peut imaginer faire ces essais en température avec de l'humidité, sur des éprouvettes vieilles (avant et/ou après réparation). La résistance à des sollicitations cycliques est également à démontrer pour valider la tenue mécanique de la réparation. Pour les essais sur interfaces croisées, les contraintes résiduelles de cuisson peuvent perturber le comportement de l'interface et ces contraintes doivent être prises en compte dans les outils d'analyse notamment pour la traction rainurée.

Enfin, nous nous sommes intéressés dans ce chapitre à la propagation du délaminage. L'amorçage qui est une phase importante de la tenue de la réparation, peut être considéré comme très lié à la sollicitation structurale. Le dernier Chapitre de ces travaux aborde justement ce type d'essais.

Chapitre IV.

Analyse de la tenue structurale de la réparation

Nous avons observé au chapitre précédent que la tenue mécanique de l'interface réparée était très fortement liée à la ténacité de la résine de réparation employée. L'intérêt des réparations se trouve dans leur utilisation à l'échelle supérieure : l'échelle de la structure. Afin de permettre l'application industrielle des réparations, la tenue structurale de la réparation doit ainsi être démontrée.

Dans ce chapitre, une réflexion sur les moyens de caractérisation structurale est engagée. Pour la méthode de réparation utilisée, deux méthodes de caractérisation ont été identifiées et réalisées : le re-poinçonnement et la compression après impact réparé qui permettent respectivement une sollicitation hors plan et dans le plan des interfaces réparées. La tenue structurale de la réparation est discutée en fonction de la qualité de l'interface considérée (ténacité de la résine, présence de porosités,...).

En parallèle, un modèle numérique de compréhension de l'essai de compression a été initié.

Plan du chapitre

1. Introduction à la caractérisation structurale de la réparation	139
2. Sollicitation en compression	141
2.1. Dispositif expérimental de compression.....	142
2.1.1. Description	142
2.1.2. Instrumentation.....	143
2.2. Résultats.....	146
2.2.1. Essai de référence sur matériau sain et endommagé	146
2.2.2. Tenue de la réparation en compression	151
2.3. Modélisation d'éprouvettes saines et endommagées en compression.....	158
2.4. Bilan des essais de compression.....	163
3. Sollicitation en poinçonnement quasi-statique.....	165
3.1. Mise au point de l'essai de re-poinçonnement	166
3.2. Résultats.....	168
3.2.1. Essai de poinçonnement simple	168
3.2.2. Influence de la qualité de la résine de réparation	170
3.2.3. Influence de porosités dans la réparation	173
3.3. Bilan des essais de re-poinçonnement	175
4. Conclusion sur la tenue structurale de la réparation	177

1. Introduction à la caractérisation structurale de la réparation

Une méthode de réparation ne peut être validée que si l'ensemble des propriétés de la structure d'origine est restitué. Dans le cadre d'une réparation aéronautique, la législation ne transige pas et les solutions de réparation permanentes doivent supporter toutes les contraintes du cahier des charges d'origine [Rouchon, 2007]. Ainsi, il n'existe pas de tests structuraux spécifiques aux réparations et une réparation ne peut être certifiée sans lien direct avec l'application considérée. Dans ce travail, nous proposons une méthode de réparation générique, applicable à différents composants composites. Afin de caractériser cette réparation aucune hypothèse n'a pu être prise en compte pour favoriser un type de sollicitation en fonction de la pièce employée. La recherche des moyens de caractérisation s'est donc orientée vers les modes de sollicitations structurales connus pour être critiques vis-à-vis des matériaux composites.

Dans la littérature, différents tests sur ces matériaux sont décrits et adaptés au test des réparations composites. Ces réparations étant aujourd'hui exclusivement des réparations par patch boulonné/riveté ou collé, les essais utilisés sont orientés vers la validation de la tenue de ces patches. L'essai de traction sur structure patchée (FIG. IV.1) est par exemple régulièrement étudié car il est assez simple et rapide à réaliser [Chapuis, 2010],[Chester, 1999]. On trouve d'autres études plus originales sur le cisaillement de panneaux sandwich réparés par exemple [Shyprykevich, 2006] (FIG. IV.1).

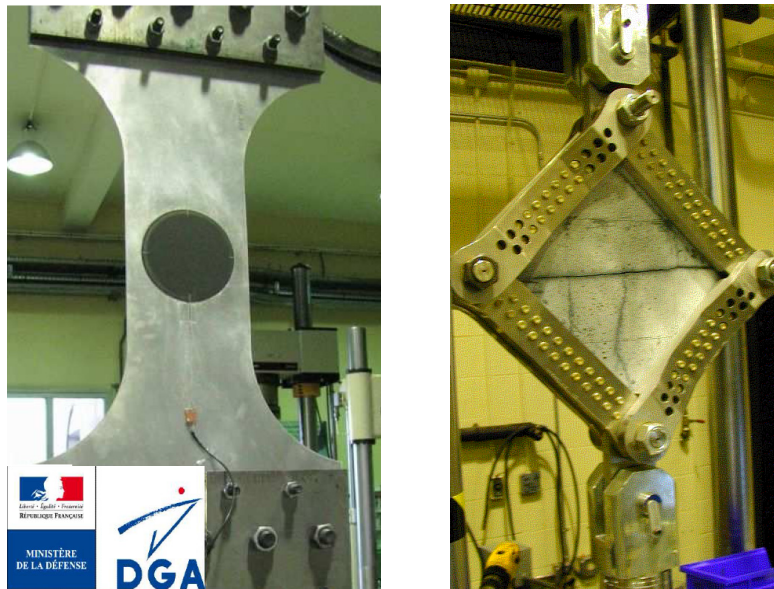


FIG. IV.1 – Exemples de sollicitation des réparations : à gauche, traction de panneaux métalliques avec un patch composite [Chapuis, 2010] ; à droite, cisaillement d'un patch composite sur une structure sandwich [Shyprykevich, 2006]

Il est à noter que par la nature de la réparation "classique", par patches, les essais mentionnés ci-dessus sont assez éloignés des essais de caractérisation des matériaux composites. Les spécificités des matériaux composites et notamment leurs faiblesses comme la résistance à l'impact, ne sont pas ou peu exploitées pour réaliser des essais sur structure réparée. En effet, bien que de nombreux travaux existent sur la tenue des composites à l'impact [Bouvet, 2009],[Eve, 1999],[Guinard, 2002],[Hull, 1993], aucune publication n'a été recensée sur le ré-impact ou le re-poinçonnement après réparation.

Après un endommagement d'impact un certain nombre d'essais peuvent être effectués comme de la traction ou de la compression après impact (TAI et CAI). Là encore, de nombreux travaux traitent de ces essais [Fressinet, 2008],[Pavier, 1995],[Pavier, 1996],[Prichard, 1990],[Renault, 1994], et plus particulièrement de la CAI car la tenue en compression après impact est jugée critique pour les matériaux composites.

Comme mentionné en introduction générale, la certification ne peut être l'objectif de ces travaux. En effet, les structures réparées doivent permettre de reprendre les charges pour lesquelles elles ont été initialement dimensionnées ce que nous ne pouvons prendre en compte ici. Ainsi, l'idée est de mettre en place les premiers essais d'une démarche de validation des réparations composites afin d'augmenter la confiance dans ces réparations pour que par la suite celles-ci soient proposées sur des structures réelles avec des essais de certification associés à leur chargement réel. Nous noterons d'ailleurs que les éprouvettes qui vont être considérées dans ces travaux restent essentiellement à l'échelle "matériau" pour un industriel, mais représentent déjà un problème structural (conditions aux limites, chargement, ...). La réparation qui sera utilisée comme support de cette étude de caractérisation et de validation structurale est la réparation par infiltration telle qu'elle a été développée au Chapitre II.

A partir des essais cités ci-dessus, deux sont particulièrement représentatifs de sollicitations critiques réelles de structures réparées. Tout d'abord, l'essai de CAI adapté à la réparation (CAIR) est quasiment un essai de qualification des matériaux composites et la tenue de la réparation doit avant toute chose permettre de restituer la tenue en compression. Comme mentionné au Chapitre I, les structures aéronautiques subissent très fréquemment des impacts qui réduisent de façon drastique la tenue en compression et explique la nécessité de réparer ces dommages. En complément de cette étude expérimentale, un modèle numérique de l'essai de CAIR a été initié. L'objectif de cette simulation est de déterminer quelles sont les caractéristiques essentielles que doivent avoir les interfaces réparées pour restituer la tenue structurale du panneau réparé. Dans un deuxième temps, nous nous sommes justement intéressés à ces impacts car en général, les zones réparées sont susceptibles d'être ré-impactées après réparation. Au Chapitre II, les impacts faibles énergies ont été comparés à la sollicitation d'indentation quasi-statique. Nous avons montré que la nature des dommages était équivalente, mais que le re-poinçonnement avec des flasques d'encastrement permettait d'avoir une étendue de délaminage plus importante et surtout plus uniforme. Ainsi, dans cette deuxième partie, on s'intéressera au comportement et à l'étendue des dommages engendrés par un re-poinçonnement des réparations.

Il est à noter que tous les aspects liés au vieillissement et à la pollution (type infiltration de fluides aéronautiques dans les dommages), ne seront pas abordés dans ce Chapitre. Il est vrai que ces problèmes peuvent influencer la tenue des réparations, mais ce Chapitre s'intéresse d'abord à la tenue en statique et des perspectives de travaux peuvent être envisagées uniquement après validation de cette tenue.

2. Sollicitation en compression

La compression après impact (CAI) caractérise la tenue résiduelle en compression après un endommagement d'impact. Comme mentionné précédemment, ce test est particulièrement critique vis-à-vis de composites qui ont une perte de résistance importante sous un tel chargement en compression. La présence de dommages, comme les délaminages, engendre une forte diminution de la contrainte à rupture car les dommages dès de faibles chargements se propagent. Afin de caractériser la réparation, nous avons ainsi choisi d'utiliser la même procédure d'essai en ajoutant une étape de réparation. Cet essai sera nommé compression après impact réparé (CAIR) dans la suite des travaux.

Afin de faire une étude complète de la réparation par infiltration et s'assurer de la qualité des résultats obtenus, un certain nombre de configurations d'endommagements, de matériaux et de méthodes de réparation ont été testés (Tableau IV.1). Les essais ont été décomposés en deux parties : tout d'abord les essais "types" avec une configuration d'endommagement et de réparation standard choisie au début de cette étude ; et des déclinaisons. Dans la mesure du possible ces déclinaisons ont été réalisées en changeant le moins de paramètres possibles à la fois pour conserver une base de comparaison possible.

Tableau IV.1 – Plan d'expérience des essais de CAIR

Etape	Essai type	Déclinaisons
Endommagement	Indentation sur une fenêtre de 50 mm de diamètre	<ul style="list-style-type: none"> – Impact – Indentation sur une fenêtre de 70 mm de diamètre
Réparation	Infiltration sans pression avec la résine RTM6	<ul style="list-style-type: none"> – Pression d'injection = 6 bars – Résine XU3508/XB3403 – Réparation par patch
Test de résistance	Compression après impact réparé	<ul style="list-style-type: none"> – Essai de compression sur panneau raidi

L'endommagement de l'essai type a été défini par une série de poinçonnements réalisée à différentes charges et pour différents flasques d'encastrement comme présenté au Chapitre II. Finalement, ce sont des flasques de 50 mm de diamètre et une charge maximale de 4600 N qui ont été sélectionnés car l'aire délaminée observée avec cette configuration est maximale et sans rupture de fibres. Concernant la réparation, la résine RTM6 a été sélectionnée comme référence car c'est la résine dont les propriétés sont les plus proches de celles de la matrice du matériau d'origine. La pression d'injection a été choisie nulle dans l'essai de référence car l'objectif du Chapitre II a bien été de proposer une réparation la plus simple possible.

Comme mentionné ci-dessus, l'idée a ensuite été de faire varier ces paramètres (type d'endommagement, type de réparation, essai sur panneau raidi) afin de voir leur éventuelle influence sur la tenue de la réparation.

En marge de cette étude expérimentale, nous avons souhaité mettre en place un modèle numérique permettant de comprendre les mécanismes de ruine d'une réparation soumise à la compression. L'idée

est bien entendu à terme de réduire le nombre d'essais et les remplacer par des simulations appuyées par quelques essais ciblés pour assurer une qualité de prédiction suffisante.

La construction de ce modèle a été effectuée en plusieurs étapes avec une complexité croissante allant de l'essai idéalisé sur plaque saine jusqu'à la simulation de la réparation complète en compression. Nous verrons au cours de cette démarche que certains obstacles n'ont pas permis d'atteindre cet objectif, mais qu'un certain nombre d'outils sont d'ores et déjà en place pour l'approcher.

2.1. Dispositif expérimental de compression

2.1.1. Description

Cet essai a été conçu dès le départ en vue de la qualification de structures composites. Ainsi, Boeing, dans les années 70 a proposé l'essai de CAI avec une configuration particulière censée se rapprocher d'un essai de structure sur panneau raidi. En effet, le dispositif de CAI possède des montants latéraux qui maintiennent l'éprouvette dans le plan afin d'éviter un flambement global de l'éprouvette (FIG. IV.2).

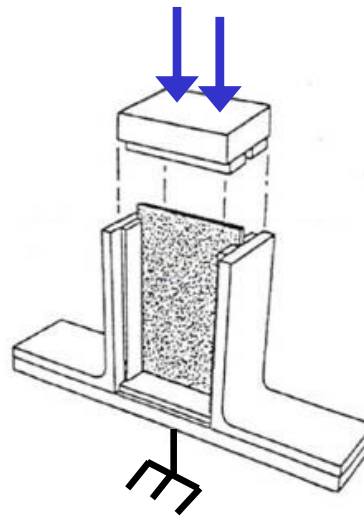
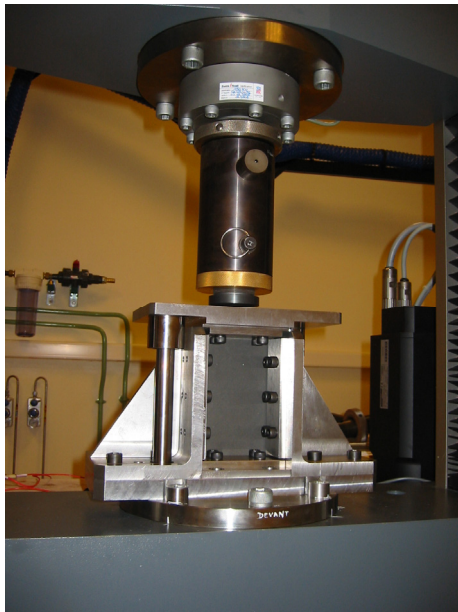


FIG. IV.2 - Montage de CAI avec une éprouvette en place selon la norme ASTM D137 [ASTM, 2007a]

Afin de pouvoir comparer les valeurs obtenues sur notre matériau, les essais ont été réalisés suivant la norme ASTM D137 ([ASTM, 2007a]).

Il est intéressant de noter que ce montage permet de tester des dommages et des réparations jusqu'à 80 mm de diamètre. En effet, la taille des éprouvettes pour ce montage est de 100 x 150 mm et les guides anti-flambement en forme de couteaux sont appliqués à une distance de 4 mm des bords. Les conditions aux limites peuvent être représentées par la FIG. IV.3 où l'on voit toute leur complexité.

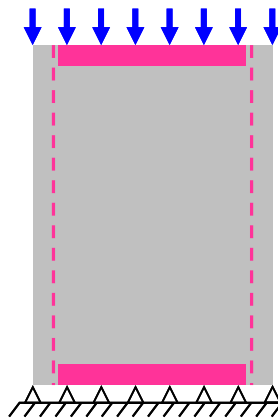


FIG. IV.3 - Conditions aux limites de l'essai de CAI ; les flèches bleues représentent la force appliquée, les triangles noirs l'appui plan et les marques roses les couteaux et guides qui empêchent le déplacement hors plan

Ce montage est placé dans une machine de traction/compression électro-mécanique permettant d'atteindre une charge de 150 kN.

Un autre avantage de ce montage, est l'accessibilité de la zone endommagée ou réparée. Cela permet notamment d'utiliser des moyens de contrôle non destructifs in situ pour observer son évolution. Ces différents moyens, ainsi que les moyens classiques d'instrumentation, sont décrits ci-après.

2.1.2. Instrumentation

Le montage de compression ayant été réalisé pour cette étude, la qualité du montage a nécessité certaines vérifications (alignement du montage, vérification des jeux, ...). Pour cela, une instrumentation "riche" a été utilisée comprenant de multiple moyens : mesure de la force et du déplacement traverse grâce à la machine d'essai, mesure de la flèche des deux côtés de l'éprouvette grâce à des capteurs LVDT (Linear Variable Differential Transformer), détection de l'endommagement grâce à l'émission acoustique, et enfin, mesure de la déformation grâce à des rosettes disposées de part et d'autre de l'éprouvette (FIG. IV.4).

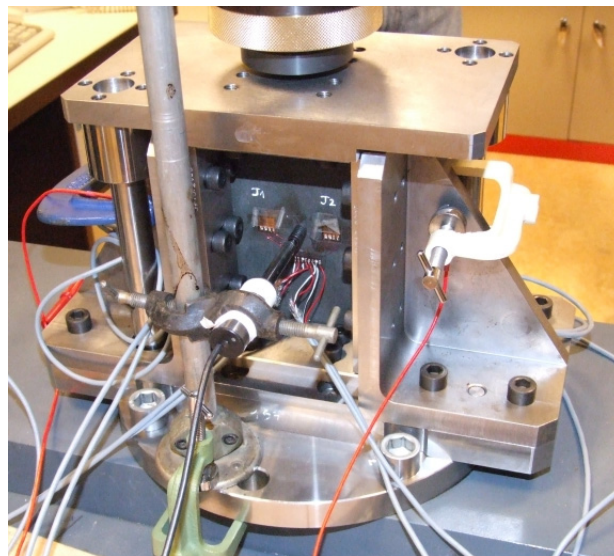


FIG. IV.4 – Montage de CAI instrumenté à l'aide de jauges, d'émission acoustique et de LVDT

Cependant, ce dispositif étant très long et complexe à mettre en œuvre et ne fournissant que des informations ponctuelles, une solution par corrélation d'image moins coûteuse en temps de préparation et plus riche en termes de description spatiale a été utilisée et est décrite ci-dessous.

2.1.2.1. La corrélation d'images

Le système utilisé au cours de cette étude est un système commercialisé par Correlated Solutions®. Il est composé de 4 caméras de 4 MPixels synchronisées et du logiciel de traitement Vic3D (FIG. IV.5). Ce système permet sur l'essai de CAI de mesurer le champ de déplacement en trois dimensions des deux côtés de l'éprouvette et d'estimer le champ des déformations. La précision de cette mesure est estimée à quelques microns dans le plan et 5 à 10 microns en déplacement hors plan.

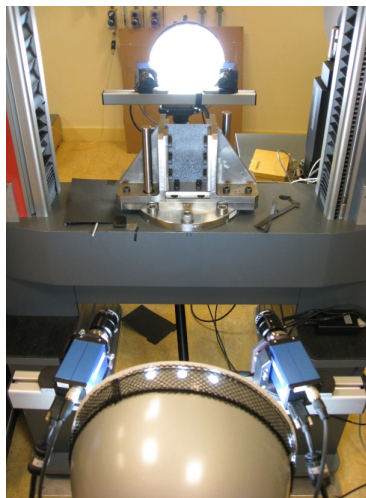


FIG. IV.5 – Montage de compression avec les deux systèmes de corrélation d'images 3D

Cette installation est particulièrement intéressante car le comportement de l'éprouvette en compression est complexe. La FIG. IV.6 montre les champs de déplacement dans les trois directions obtenus par corrélation d'images. On observe notamment sur le déplacement hors plan (suivant W) le flambement local de l'éprouvette soumise à de la compression malgré les guides anti-flambement.

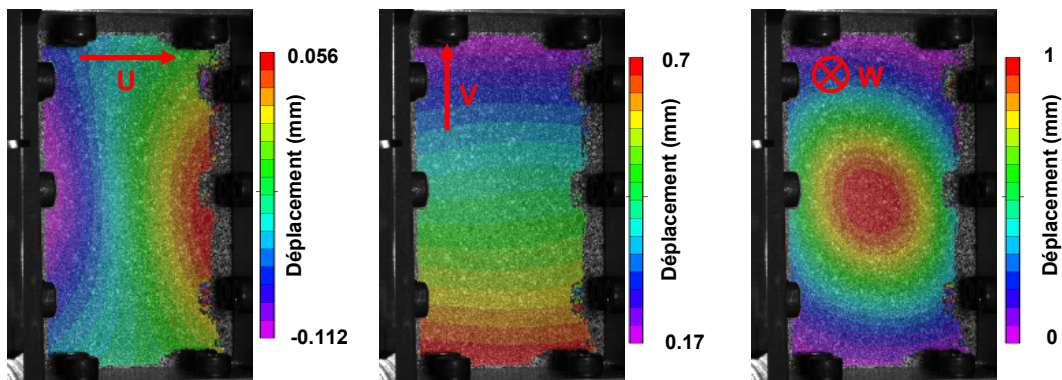


FIG. IV.6 – Exemple de corrélation d'images obtenue sur une éprouvette chargée en compression ; A. et B. représente les déplacements dans le plan et C. le déplacement hors plan

Cette instrumentation a également été mise en place en vue de la modélisation de l'essai de CAI. En effet, grâce à la corrélation d'images les conditions aux limites, le flambement, les niveaux de déformation, sont autant de points d'entrées ou de comparaisons possibles avec les simulations par éléments finis.

2.1.2.2. La thermographie infrarouge

Lors de l'essai de CAI, plusieurs processus de dégradation sont en compétition. Afin de suivre ces dégradations seule la thermographie infrarouge permet une utilisation in situ parmi les moyens de CND disponibles. Le principe de cette thermographie est décrit au Chapitre I et la technique choisie pour cette étude, est la thermographie impulsionnelle en réflexion. Grâce à une mesure par méthode laser [Demange, 2003], la diffusivité hors plan du matériau T700GC/M21 est évaluée à $3,4.10^{-7} \text{ m}^2\text{s}^{-1}$, et permet de localiser la profondeur du dommage avec la formule suivante :

$$p = \sqrt{\pi at} \quad \text{Eq. 29}$$

Où : - p : la profondeur du défaut
- a : la diffusivité thermique du matériau
- t : le temps que met le défaut à apparaître après le flash

Le fait que cette technique soit non intrusive permet de réaliser des contrôles de l'état d'endommagement des éprouvettes au cours du chargement (FIG. IV.7).

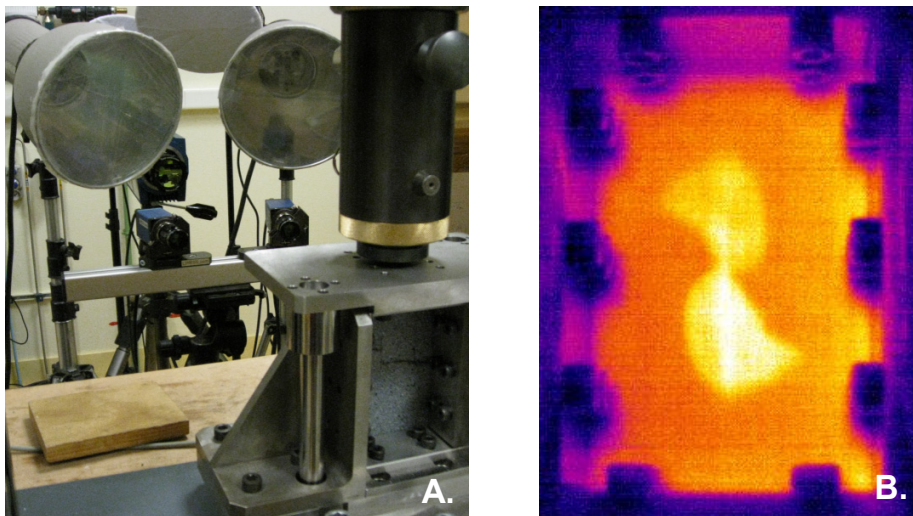


FIG. IV.7 – A. Montage de thermographie (flashes et caméra) avec le montage de CAI déjà instrumenté avec la corrélation d'images ; B. Exemple d'image instantanée de thermographie infrarouge réalisée sur une éprouvette dans le montage de CAI ; on observe ici le délaminage le plus profond (dernière interface +60°/0°) sur une éprouvette indentée

Finalement, pour le suivi et la caractérisation de la tenue de la réparation en CAIR (ou Compression Après Impact Réparé), les essais ont été instrumentés de corrélation d'images et de thermographie infrarouge. En effet, les jauges et les LVDT ne donnaient qu'une information très locale reprise par la corrélation d'image. Par ailleurs, les capteurs d'émission acoustique qui ont été mis en place sur les premiers essais, n'ont pas permis de quantifier de manière significative les dommages se produisant pendant l'essai.

2.2. Résultats

Afin de réaliser les réparations et les essais de CAIR, un empilement représentatif des matériaux composites classiques a dû être sélectionné. Les empilements couramment utilisés dans l'industrie sont des stratifiés équilibrés quasi-isotropes à base de plis à 0, +45, -45 et 90°. Afin de respecter l'épaisseur minimale de la norme de CAI, 4 mm, et en utilisant le matériau T700GC/M21, la charge à rupture de ce type de stratifié (200 kN) est supérieure à la charge admissible sur nos installations. Afin de diminuer cette charge maximale, un autre type d'empilement quasi-isotrope à base de plis à 0, +60 et -60° a finalement été retenu malgré une épaisseur résultante de 3 mm. Les éprouvettes sont constituées de 12 plis orientés de la façon suivante : $[0_2/+60_2/-60_2]_s$, et sont réalisées à la presse avec le même procédé et moyens de découpe que ceux présentés au Chapitre III.

2.2.1. Essai de référence sur matériau sain et endommagé

Comme pour les autres essais mécaniques présentés dans cette étude, la première étape de la caractérisation a été d'établir des références. La référence endommagée est constituée d'éprouvettes indentées quasi-statiquement à 4600 N à 1 mm/min créant un dommage visualisable par contrôle ultrasonore (FIG. IV.8).

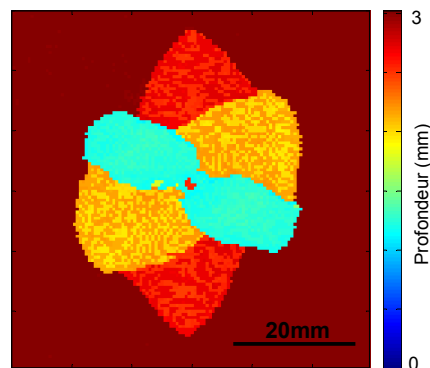


FIG. IV.8 – Contrôle ultrasonore d'une éprouvette $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ indentée à 4600 N

Les informations de force et de déplacement lors du chargement de CAI, ne permettent pas de détecter de différence de comportement en dehors de la charge à rupture (FIG. IV.9).

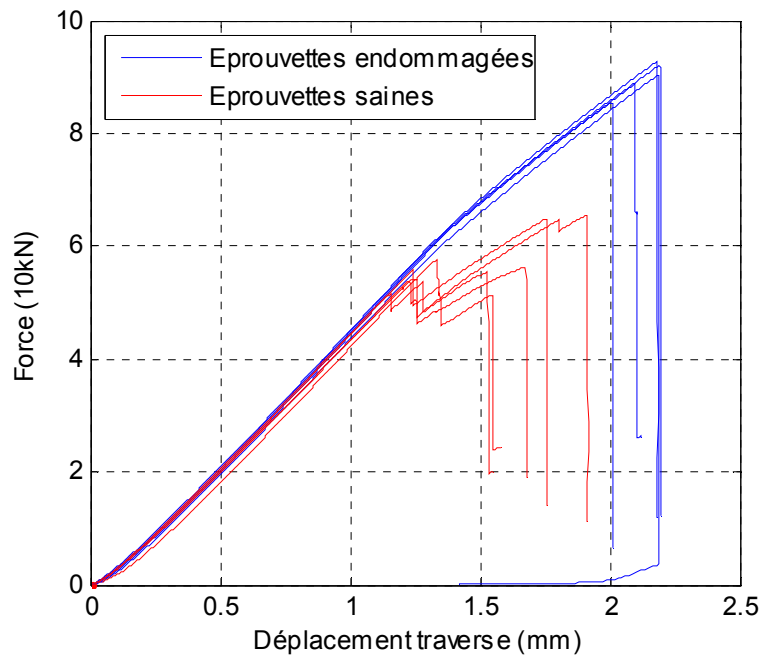


FIG. IV.9 – Comportement des éprouvettes saines et endommagées (5 éprouvettes de chaque type)

On observe aux alentours de 55 kN un point d'inflexion dans le comportement des éprouvettes saines. Ce changement de raideur correspond au début du flambement des éprouvettes visualisé d'ailleurs par corrélation d'images. On remarque que les éprouvettes endommagées suivent le comportement des éprouvettes saines jusqu'à cette charge de flambement, puis la charge chute brutalement.

Si l'on s'intéresse à la valeur de la charge à rupture, on observe une chute moyenne de l'ordre de 40 % pour les éprouvettes indentées par rapport aux éprouvettes saines (FIG. IV.10). D'un point de vue qualitatif, ces observations sont cohérentes avec la littérature [Bouvet, 2009]. Les valeurs de charge maximales qui ont été retenues arbitrairement pour cette comparaison sont les valeurs avant la première chute de charge de plus de 5 %.

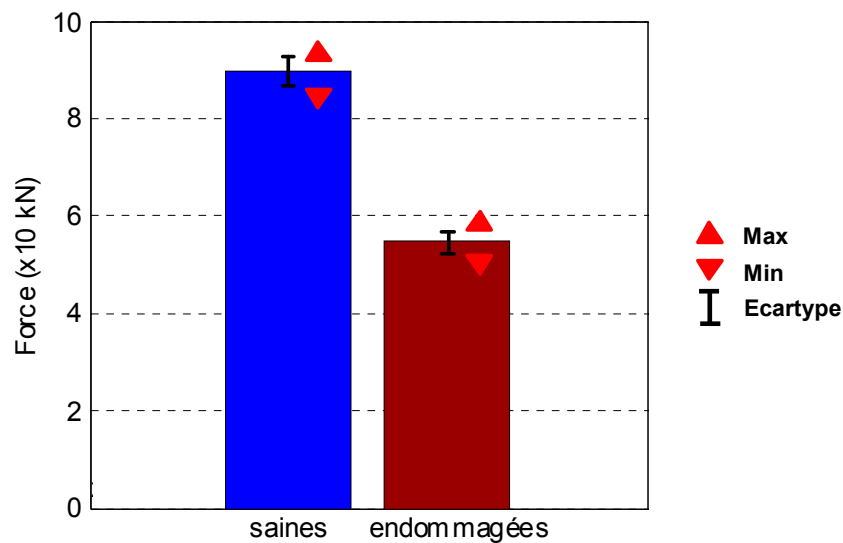


FIG. IV.10 – Résultats de CAIR sur 5 éprouvettes saines et 5 éprouvettes indentées ($\varnothing 50$ mm)

Grâce au suivi par thermographie infrarouge, il apparaît que le comportement entre ces deux états est très différent (FIG. IV.11). On observe notamment une propagation du dommage (délaminage) avec de multiples endommagements matriciels dans le cas des éprouvettes indentées. Les éprouvettes saines en revanche, montrent uniquement des splittings (fissuration matricielle dans l'axe du chargement) sans aucun délaminage avant la rupture finale de l'éprouvette.

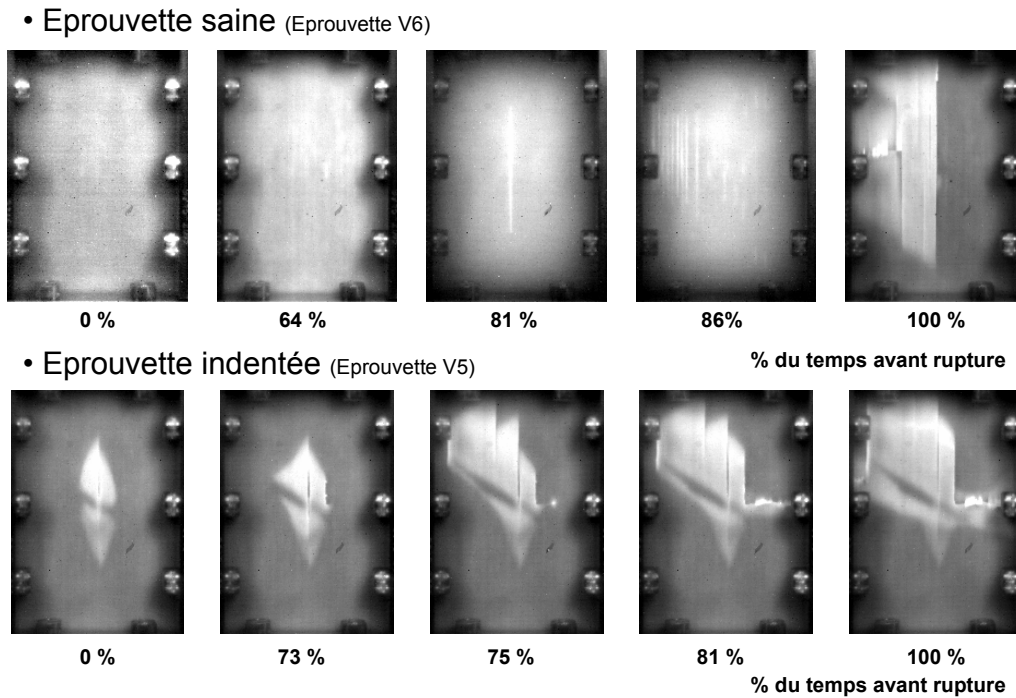


FIG. IV.11 – Observation des événements thermographiques infrarouge survenant dans des éprouvettes saines et endommagées au cours d'un essai de compression

La corrélation d'images a également permis de suivre et comprendre un certain nombre de phénomènes entrant en jeu pendant la compression. En effet, comme on peut le voir sur la FIG. IV.12, il existe un flambement local au centre des éprouvettes sur les éprouvettes saines et endommagées.

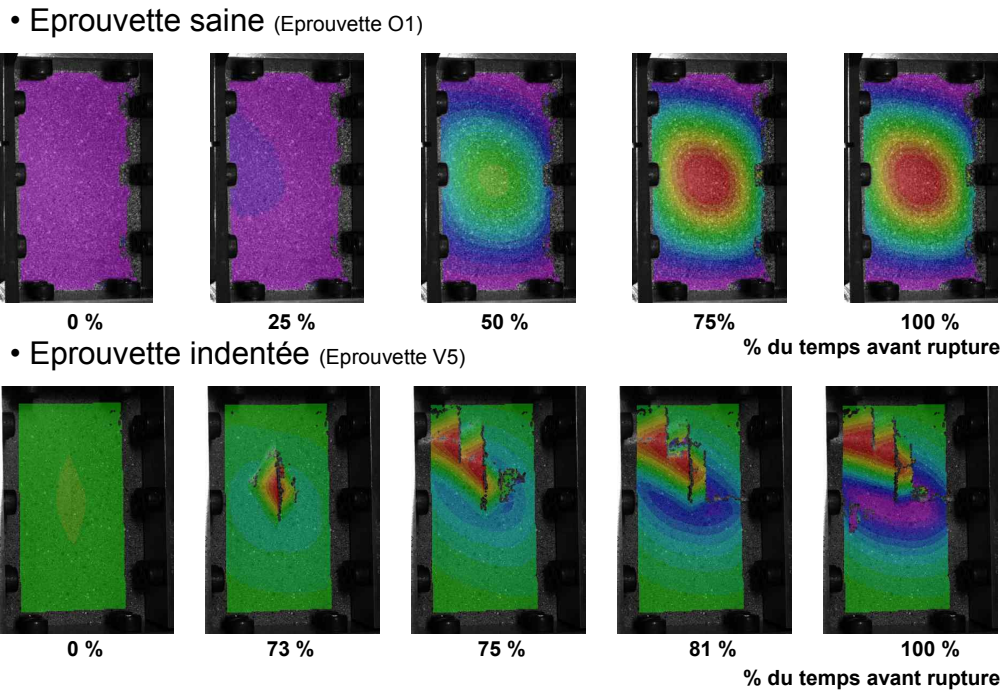


FIG. IV.12 – Exemple d'observation du champ de déplacements hors plan pour des éprouvettes saines et endommagées en face opposée au poinçon au cours d'une compression

Les FIG. IV.13 et FIG. IV.14, mettent en relation la charge et l'état de l'éprouvette en termes de comportement (déplacement hors plan mesuré par corrélation d'images) et en termes d'endommagement (délaminages et fissurations mesurée par thermographie infrarouge). Ainsi, pendant la montée en charge linéaire (de 0 à 55 kN environ), le comportement reste plan et aucune amorce ou propagation de dommage n'apparaît.

Grâce à ce suivi en corrélation d'images et thermographie infrarouge, la description de l'évolution de l'endommagement a été précise et a permis de mettre en avant que le dommage le plus profond des éprouvettes endommagées (interface 0°/60°) se propage en même tant que le flambement local des éprouvettes ce qui entraîne la rupture finale des éprouvettes pour le cas des éprouvettes endommagées. Pour les éprouvettes saines, le flambement apparaît également vers 55 kN, mais la rupture finale intervient bien plus tard (~90 kN) avec l'apparition progressive de splittings dans les plis à 0° à l'extérieurs pour une rupture en mode fibre dans ces même plis.

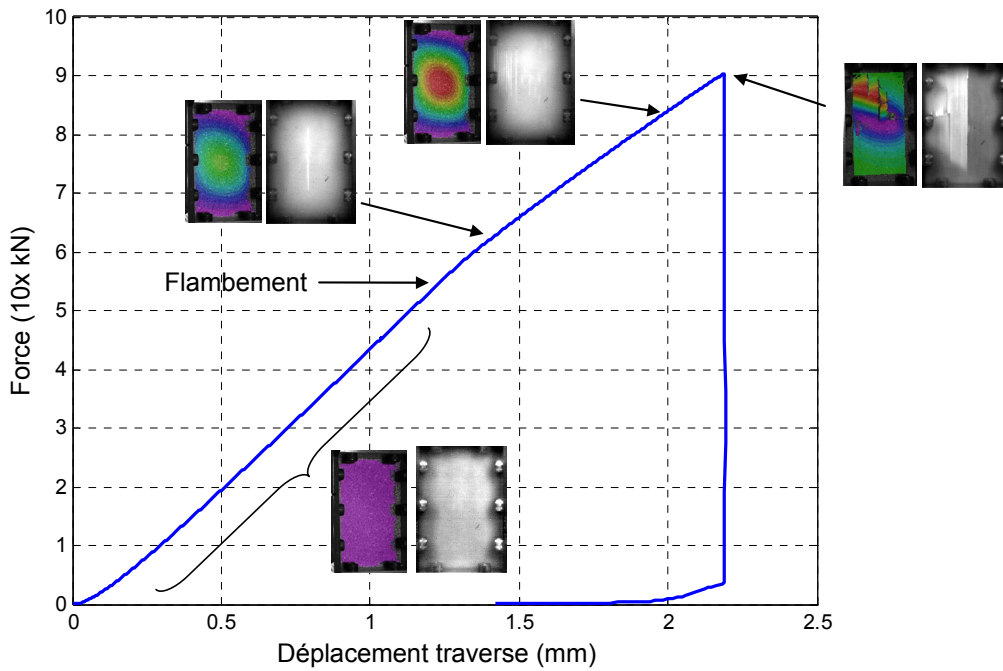


FIG. IV.13 – Evolution de l'observation en thermographie et corrélation d'images en fonction de l'avancée de l'essai pour une éprouvette saine

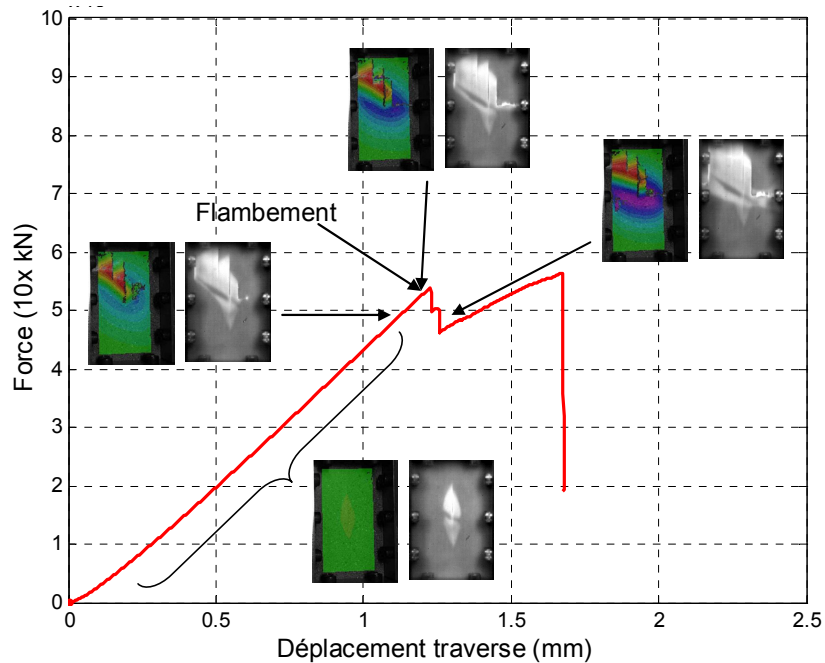


FIG. IV.14 - Evolution de l'observation en thermographie et corrélation d'images en fonction de l'avancée de l'essai pour une éprouvette endommagée par indentation

Comme cela a été évoqué précédemment, la technique de mesure de champs ne permet pas de remonter à une propagation de délaminage, mais les splittings sont par exemple détectables si l'on visualise les déformations transverses par exemple (FIG. IV.15) avec des sur-déformations locales très marquées.

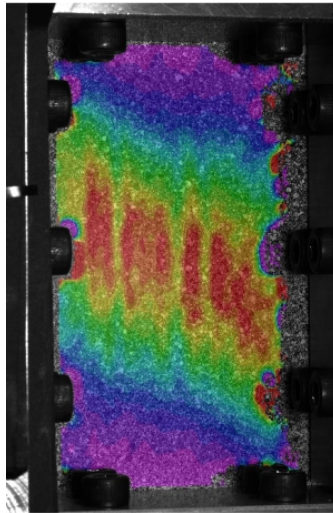


FIG. IV.15 – Exemple de visualisation de déformation transverse à l'axe de l'effort qui permet de détecter la présence de splittings

2.2.2. Tenue de la réparation en compression

Si l'on envisage 5 éprouvettes pour chacune des configurations du plan d'expérience présenté au Tableau IV.1, cela représente un très grand nombre d'essais. Pour des questions de temps et de matériel, certaines caractérisations en compression ont finalement été privilégiées. Ainsi, pour les configurations suivantes ce nombre de 5 éprouvettes a été respecté : influence de la pression (0 et 6 bars), influence du choix de la résine (résine RTM6 et résine XU3508/XB3403) et influence de la nature du dommage (indentation et impact). Pour les autres configurations, le nombre d'éprouvettes a été réduit.

Dans un souci de clarté, les résultats des essais de CAIR seront présentés suivant les déclinaisons du plan d'expérience : essai sur réparation type, influence de la taille de l'endommagement, influence du procédé de réparation et des matériaux employés.

2.2.2.1. Essai sur réparation type

L'essai défini comme "référence réparée" ou réparation type concerne la réparation par infiltration avec la résine RTM6 sans pression d'injection et n'ayant pas de porosités résiduelles, d'un endommagement initial par poinçonnement de 4600 N avec un flasque de 50 mm de diamètre sur des éprouvettes de T700GC/M21 ayant la stratification $[0_2/60_2/-60_2]_s$. Cette configuration est détaillée dans le Chapitre II, car elle a été utilisée pour mettre au point la méthode de réparation.

Pendant l'essai de CAIR, la thermographie infrarouge a permis de montrer qu'aucun délaminage ne s'est propagé au sein des éprouvettes. En revanche, comme pour les éprouvettes saines quelques splittings ont pu être observés (FIG. IV.16).

• Epreuve réparée (Epreuve C5)

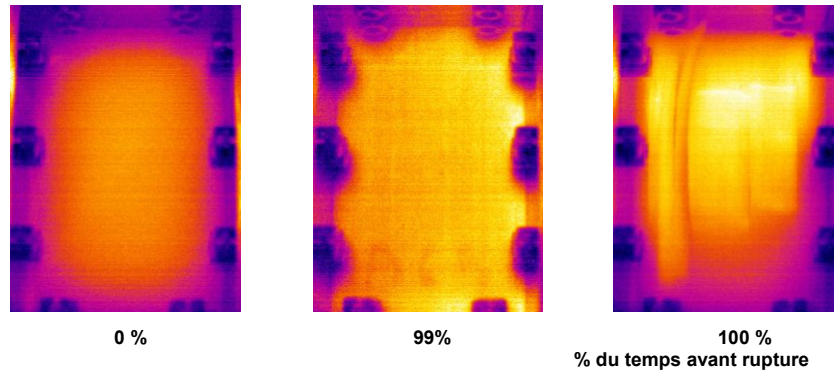


FIG. IV.16 – Evolution thermique d'une épreuve réparée soumise à de la compression

Le comportement global des épreuves réparées est très similaire à celui des épreuves saines avec la même inflexion due au flambement vers 55 kN (FIG. IV.17) ce qui est confirmé par la corrélation d'images.

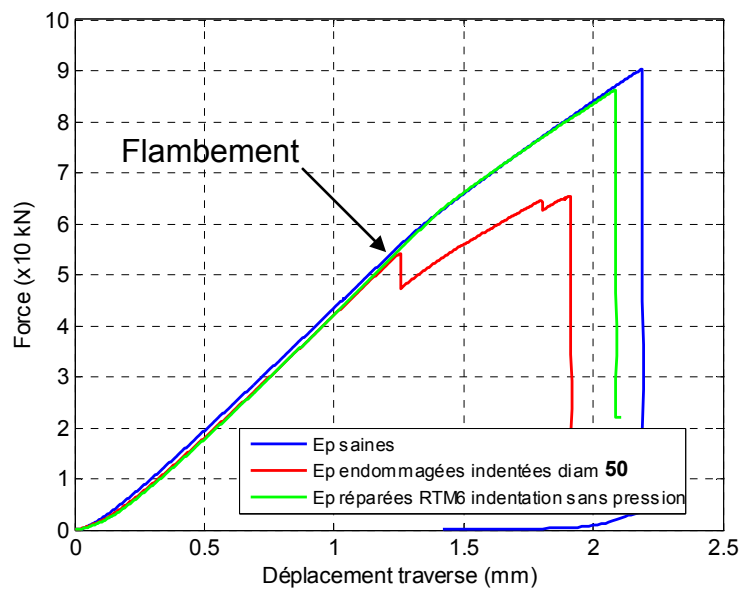


FIG. IV.17 – Comportement des épreuves saines, endommagées et réparées avec la configuration type (5 épreuves/cas)

Si l'on s'intéresse à la charge à rupture (FIG. IV.18), on observe une légère chute de 5% sur la valeur moyenne. Il est cependant à noter que la charge à rupture moyenne des épreuves réparées se trouve au dessus du minimum des épreuves saines. On peut en conclure une bonne tenue en compression de cette réparation type.

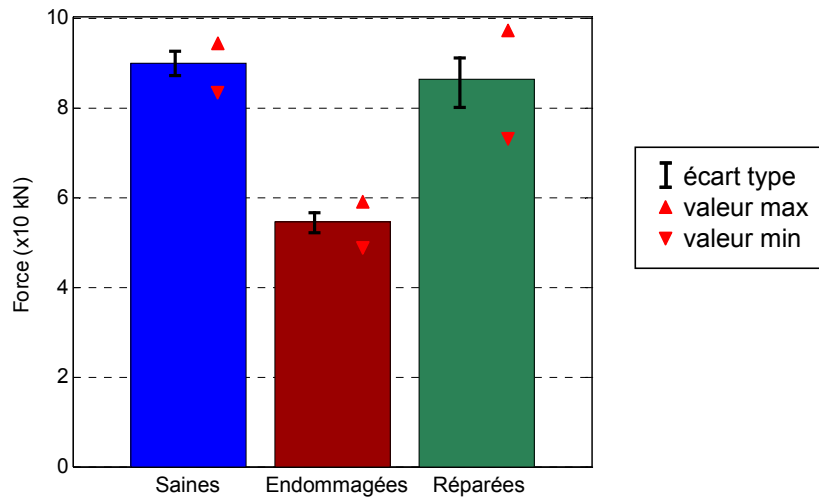


FIG. IV.18 – Charge à rupture de CAIR sur 5 éprouvettes réparées avec RTM6 sans pression d'injection

Une dispersion bien plus importante sur les éprouvettes réparées a été observée.

L'état d'endommagement et les conditions de mise en œuvre de la réparation sont des situations qui peuvent être amenées à varier. Afin d'identifier les limites de la réparation en termes de tenue à la compression, différentes configurations ont été étudiées et sont présentées ci-dessous.

2.2.2.2. Influence de l'endommagement initial sur la tenue de la réparation en CAIR

Comme indiqué précédemment, l'endommagement type est créé par une indentation quasi-statique avec une charge maximale de 4600 N. Afin d'observer l'influence de l'endommagement initial sur la tenue mécanique de la réparation en compression, d'autres endommagements ont été réalisés. Le premier endommagement complémentaire considéré est un poinçonnement quasi-statique avec un diamètre d'encastrement plus important (70 mm) et une charge plus importante (7000 N). Cela a eu pour conséquence une indentation résiduelle plus marquée avec quelques ruptures de fibres dans le pli sous le poinçon (FIG. IV.19).

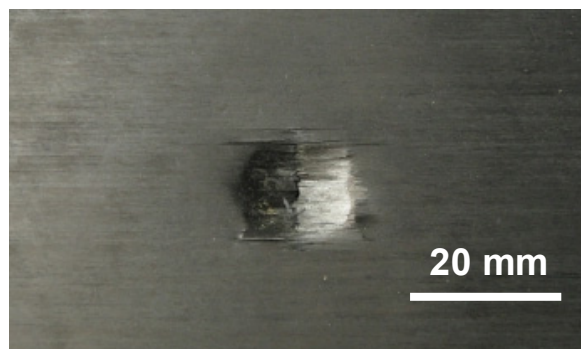


FIG. IV.19 – Exemple de dommage engendré par un impact de 38 J sur une fenêtre de 70 mm de diamètre

Nous avons privilégié dans cette étude l'endommagement par poinçonnement plutôt que par l'impact (voir Chapitre II.5.1.3). Cependant afin de s'assurer que ces modes d'endommagement donnent des

résultats similaires, l'endommagement de 18 J considéré initialement pour évaluer la force de l'essai d'indentation, est ici réparé puis également testé en compression.

Comme on peut le voir à la FIG. IV.20, les comportements des éprouvettes réparées après ces différents dommages initiaux, poinçonnement sans et avec ruptures de fibres et impact faible énergie, sont assez similaires à celui des éprouvettes saines.

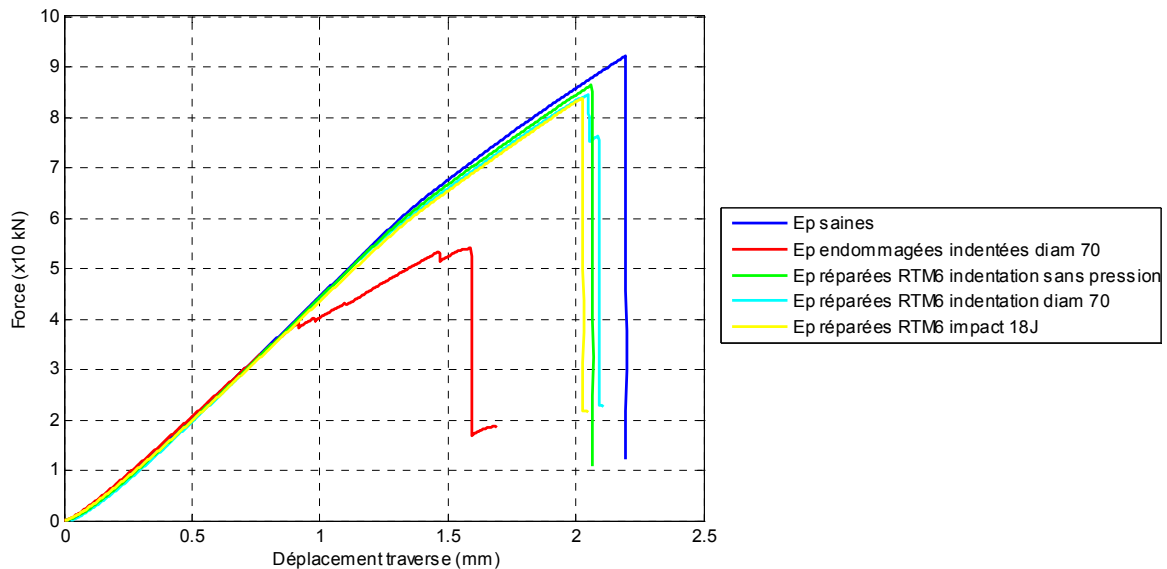


FIG. IV.20 – Evolution du chargement en compression en fonction du déplacement traverse imposé pour des éprouvettes saines, endommagées et réparées après différents endommagements initiaux

Les résultats des essais (FIG. IV.20) montrent que la charge à rupture des éprouvettes réparées est très proche de la tenue des éprouvettes saines (moins de 7 % de perte) comme on peut le voir à la FIG. IV.21.

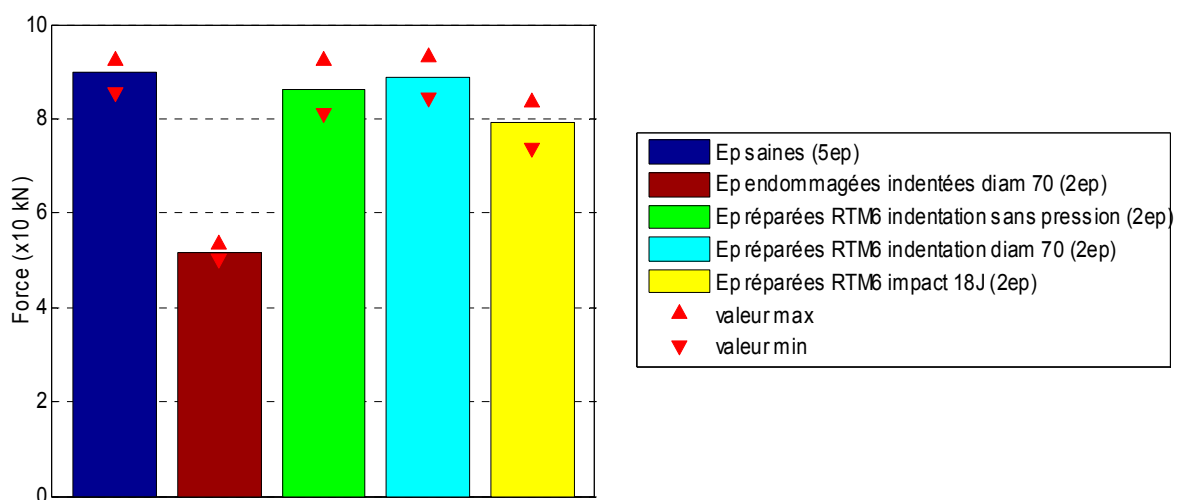


FIG. IV.21 – Force à rupture des éprouvettes réparées après différents états d'endommagements initiaux

Au final, dans la gamme d'endommagement présentée ici, la tenue de la réparation ne semble pas être affectée par l'étendue de l'endommagement. Nous avons cependant noté, grâce à la corrélation

d'images sur les éprouvettes réparées suite à une indentation avec un encastrement de 70 mm de diamètre, un comportement légèrement différent. En effet, des fibres du pli extérieur face indentée ont rompues avant la rupture finale (FIG. IV.22) sans pour autant modifier le mode de rupture et la charge à rupture par rapport aux éprouvettes saines. L'explication semble venir d'un endommagement local plus important, ruptures de fibres en surface, qui ne peut être réparé correctement avec la méthode de réparation proposée.

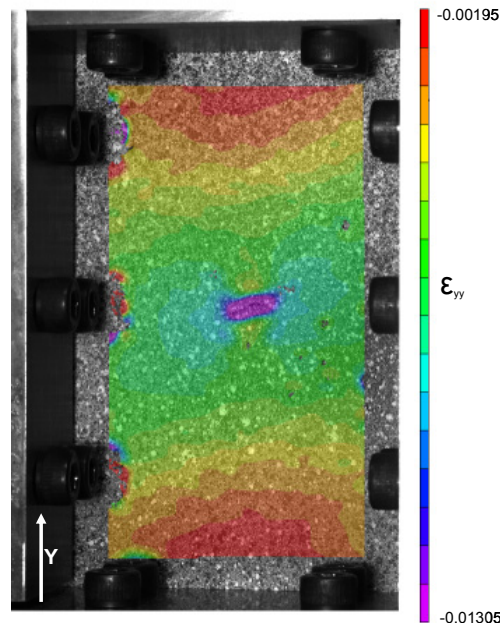


FIG. IV.22 – Exemple de rupture localisée de fibres lors du chargement en compression (67900 N) au niveau de l'empreinte laissée par le poinçon ; la représentation avec le champs de déformation dans l'axe de chargement, Y, permet en corrélation d'images de détecter ce genre de comportement par une sur-déformation localisée à l'endroit des ruptures de fibres

L'essai sur éprouvettes impactées puis réparées a une charge à la rupture légèrement inférieure aux autres éprouvettes mais l'écart avec les autres éprouvettes n'est pas très significatif.

Il apparaît globalement que la réparation permet de restituer au moins 93 % de la charge à rupture avec un comportement, notamment en flambement, identique aux éprouvettes saines et sans apparition de délaminage.

2.2.2.3. Influence du procédé de réparation et des matériaux employés

L'influence de la pression d'injection et de la ténacité de la résine infiltrée a également été évaluée sur la tenue mécanique de la réparation en compression. Comme évoqué au Chapitre II, en mettant au point la réparation, un certain nombre d'échantillons ont montré, après contrôle ultrasonore et coupe micrographique, des porosités au sein des interfaces réparées. Il est intéressant de savoir si ces porosités ont une influence sur la tenue mécanique de la réparation.

D'autre part, une tentative de comparaison de la technique de réparation par infiltration avec la réparation par patch adaptée au montage de CAI a été effectuée et les résultats de cette comparaison sont présentés dans l'Annexe II. Il s'avère en effet que la réparation n'est pas adaptable à une réalisation correcte par patch pour une si petite géométrie.

La pression d'injection est un paramètre procédé qui engendre lors de la réalisation de la réparation, un équipement supplémentaire et une technique spécifique. Supprimer cette pression serait un gain non négligeable. Pour cette étude, deux états de pression ont été testés, 0 et 6 bars, car ce sont les deux cas extrêmes que pourrait réaliser un atelier de maintenance.

Que cela soit avec les courbes force/déplacement ou avec les charges à rupture, la tenue en compression des éprouvettes réparées avec ou sans pression est identique. On note cependant, une plus grande dispersion des résultats sur les éprouvettes réparées avec une pression d'injection.

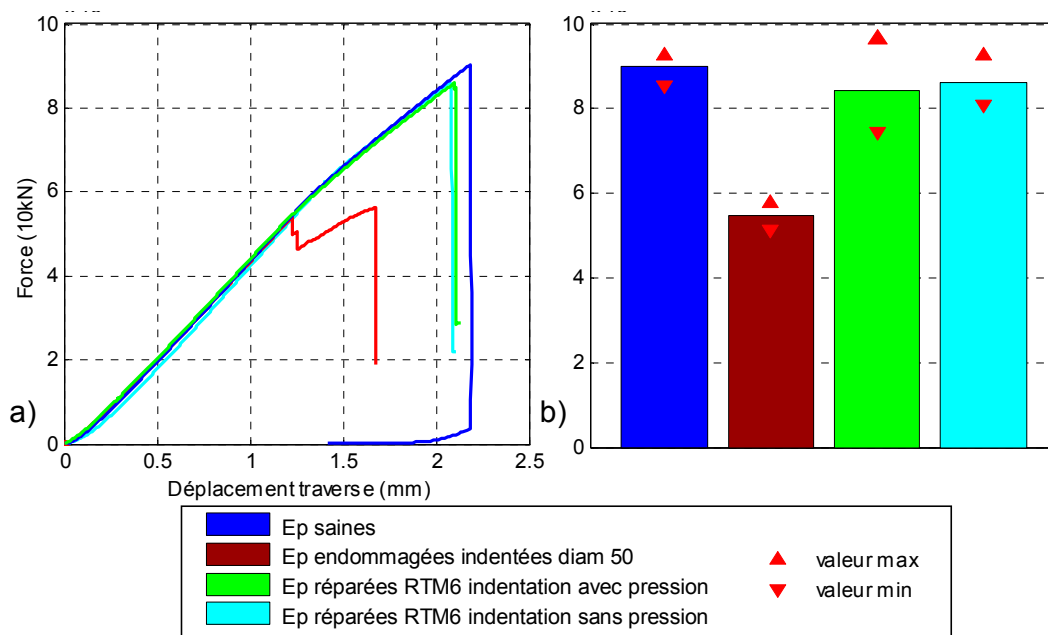


FIG. IV.23 – Influence de la pression pendant le procédé de réparation sur la tenue de la réparation en compression : a) Comportement ; b) Valeurs à rupture

Le deuxième paramètre procédé est le choix de la résine de réparation avec une mise en œuvre différente (cycle de cuisson exposé au Chapitre II) et des propriétés de ténacité différentes (voir au Chapitre III). Comme indiqué précédemment, deux résines aux ténacités très différentes ont été sélectionnées afin d'étudier l'influence de cette propriété sur la tenue mécanique structurale de la réparation. Cette étude est particulièrement importante car, il a été démontré au Chapitre III que pour une sollicitation de l'interface de réparation seule, la ténacité de la résine de réparation avait une conséquence directe sur la tenue de celle-ci. De plus, dans notre cas, il n'est pas possible d'utiliser la matrice du matériau d'origine pour réaliser la réparation pour des questions de procédé évoquées au Chapitre II. Des résultats obtenus avec ces deux résines de réparation, il semble que cette propriété de ténacité influence finalement très peu la tenue en compression (FIG. IV.24). On note d'ailleurs que les éprouvettes réparées avec la résine plus tenace (XU3508/XB3403) ont une charge à rupture moyenne légèrement moins importante que les éprouvettes réparées avec la résine RTM6, avec une dispersion des valeurs équivalente.

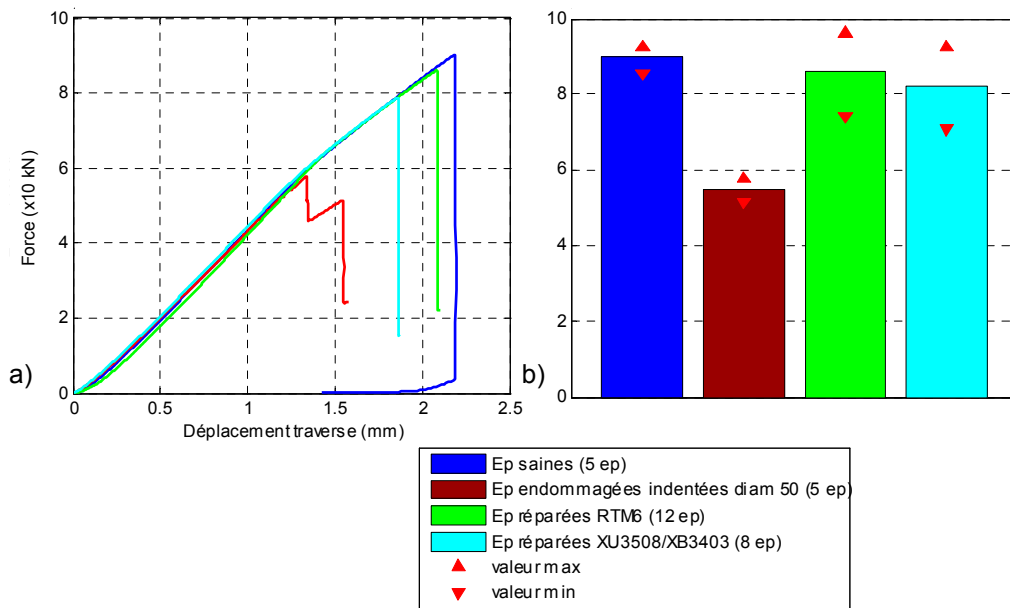


FIG. IV.24 – Influence de la ténacité de la résine de réparation sur la tenue de la réparation en compression : a) Comportement ; b) Valeurs à rupture

Tout comme au Chapitre III, nous nous sommes intéressés à la localisation de la fissuration de l'endommagement dans les éprouvettes rompues. Il apparaît d'après les coupes micrographiques qui ont été faites après rupture que le chemin de fissuration n'est pas unique et difficile à localiser précisément comme en témoigne la FIG. IV.25.

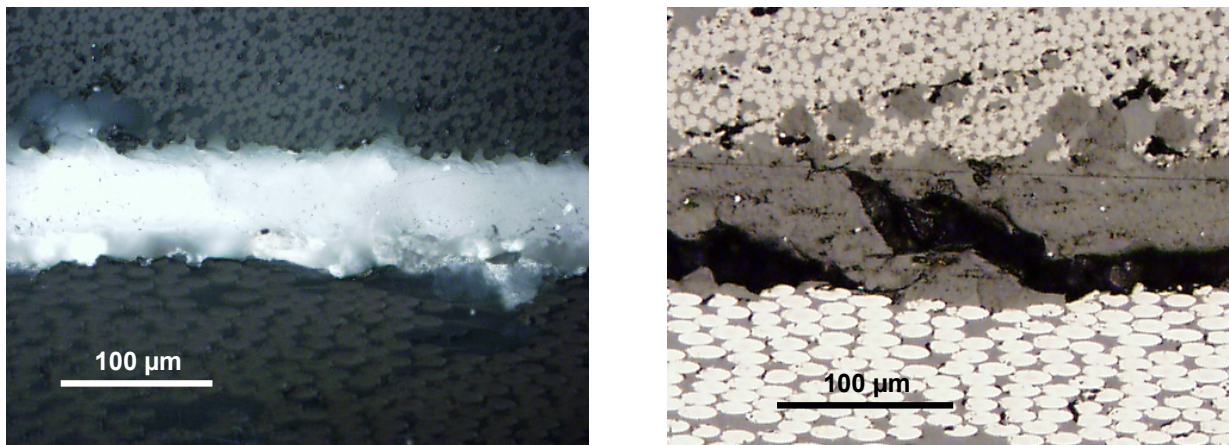


FIG. IV.25 – Exemple de micrographie des délaminages dans les interfaces réparées par la résine XU3508/XB3403 ayant subi l'essai de CAIR

Le cas des réparations présentant des porosités a également été regardé. D'un point de vue qualitatif, grâce au contrôle ultrasonore et aux coupes micrographiques, ces réparations avec porosités semblaient être très mal réparées et étaient susceptibles de montrer une faible tenue mécanique. D'après les résultats de la FIG. IV.26, ces porosités influencent finalement peu la tenue de la réparation en compression.

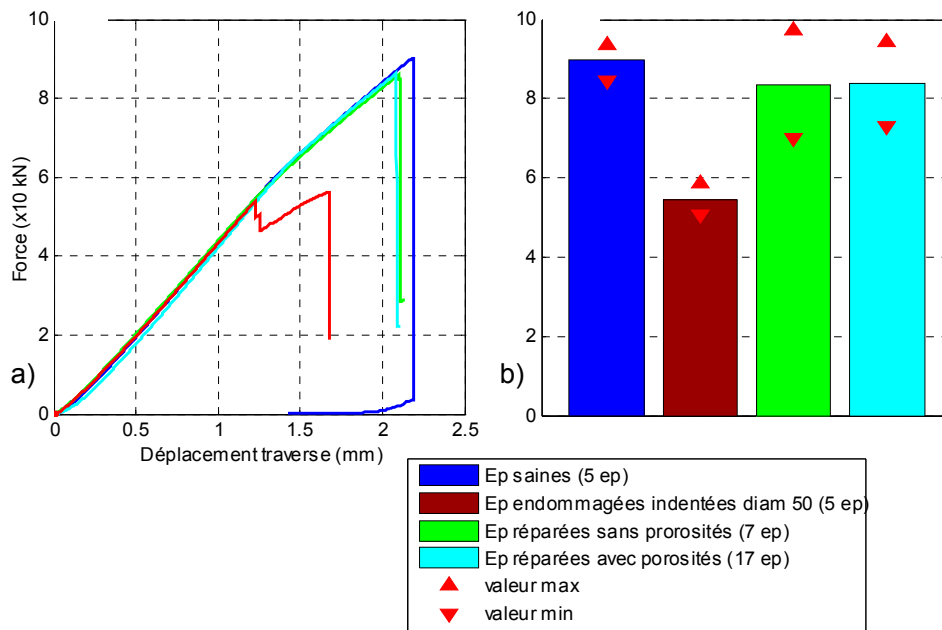


FIG. IV.26 – Influence de la présence de porosités dans la réparation sur la tenue en compression : a) Comportement ; b) Valeurs à rupture

On observe toujours le même comportement en flambement au delà de 55 kN et une force à rupture comparable à celle des éprouvettes saines. 93 % de la charge à rupture est restituée en moyenne par les éprouvettes poreuses.

2.3. Modélisation d'éprouvettes saines et endommagées en compression

Comme nous l'avons évoqué, la modélisation a dans un premier temps été simplifiée au maximum pour établir un modèle de compréhension. Cette modélisation a été effectuée avec le code ZeBuLoN. Une étude précédente a montré que la modélisation de l'ensemble du montage ne changeait pas a priori sur le comportement des éprouvettes saines [Kaminski, 2010] et un exemple de maillage complet est présenté à la FIG. IV.27.

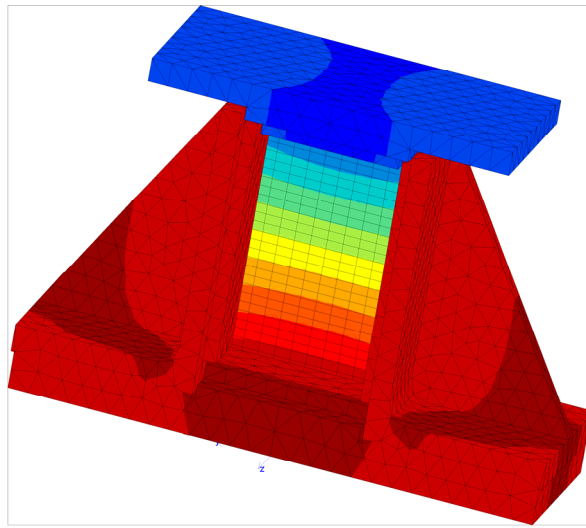


FIG. IV.27 – Exemple de maillage déformé réalisé avec le code élément fini ZéBuLoN avec une éprouvette saine et son montage pendant l'essai de compression [Kaminski, 2010]

Les conditions aux limites qui ont été retenues sont celles présentées à la FIG. IV.28 sur le premier maillage retenu. La charge de compression est introduite par le déplacement des nœuds d'une extrémité de l'éprouvette et le déplacement suivant l'axe y des nœuds de l'autre extrémité est bloqué. Les mors et les guides anti-flambements représentés en rose, sont simulés par un déplacement hors plan nul. Afin d'éviter le déplacement suivant x de l'éprouvette, le nœud central de la partie encastrée est bloqué.

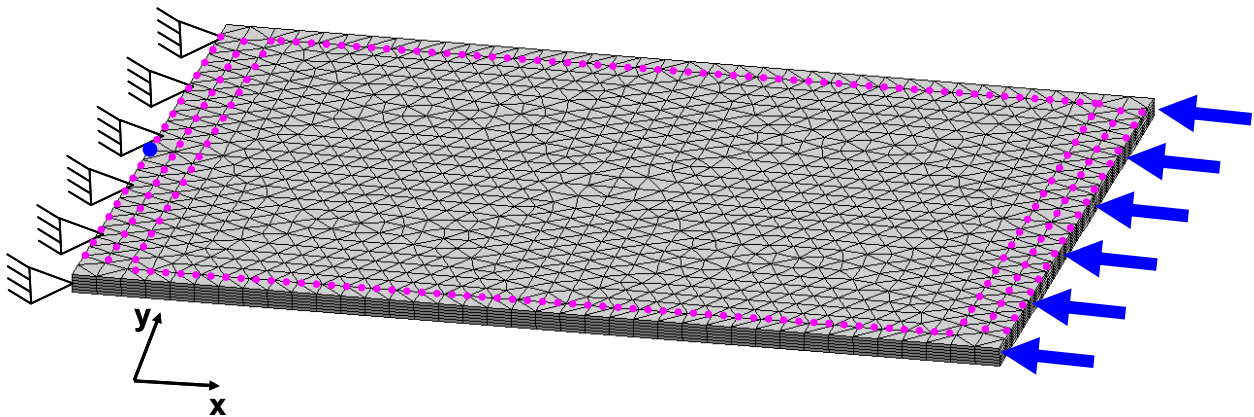


FIG. IV.28 - Conditions aux limites utilisées pour la modélisation de l'essai de CAI sur le maillage de la plaque saine ; les points rose représentent des déplacements hors plan nul, et le point bleu un déplacement suivant y nul

Dans cette première étape du calcul, aucune optimisation du maillage n'a été réalisée. L'idée a été de mailler chacun des plis et d'adapter la découpe du maillage en fonction des conditions aux limites. Numériquement, le flambement observé expérimentalement n'apparaît pas si aucune dissymétrie n'existe dans les conditions aux limites ou dans l'éprouvette. Pour les premiers maillages sur éprouvettes saines, cette dissymétrie a été induite par une petite force hors plan (0,1N) appliquée au centre de la plaque. Plus tard, avec l'introduction d'interfaces délaminiées, cette force n'a pas été nécessaire car c'est directement le maillage qui était dissymétrique. Pour la modélisation de cet essai,

des éléments volumiques quadratiques ont été utilisés pour mailler chaque pli avec un comportement isotrope transverse linéaire élastique. Les calculs ont été effectués en grand déplacement et petite déformation.

Tout comme lors de l'analyse des essais expérimentaux plusieurs critères ont été suivis et observés pour la comparaison entre ces simulations et les résultats expérimentaux. La courbe force/déplacement est le premier de ces critères avec notamment la position du point d'inflexion qui témoigne du flambement de l'éprouvette (FIG. IV.29). Ici la charge de flambement est définie comme étant le début de la non linéarité de la courbe force/déplacement juste avant le point d'inflexion. D'après ces premiers résultats, le comportement est globalement bien décrit avec une charge de flambement légèrement supérieure à celle mesurée expérimentalement.

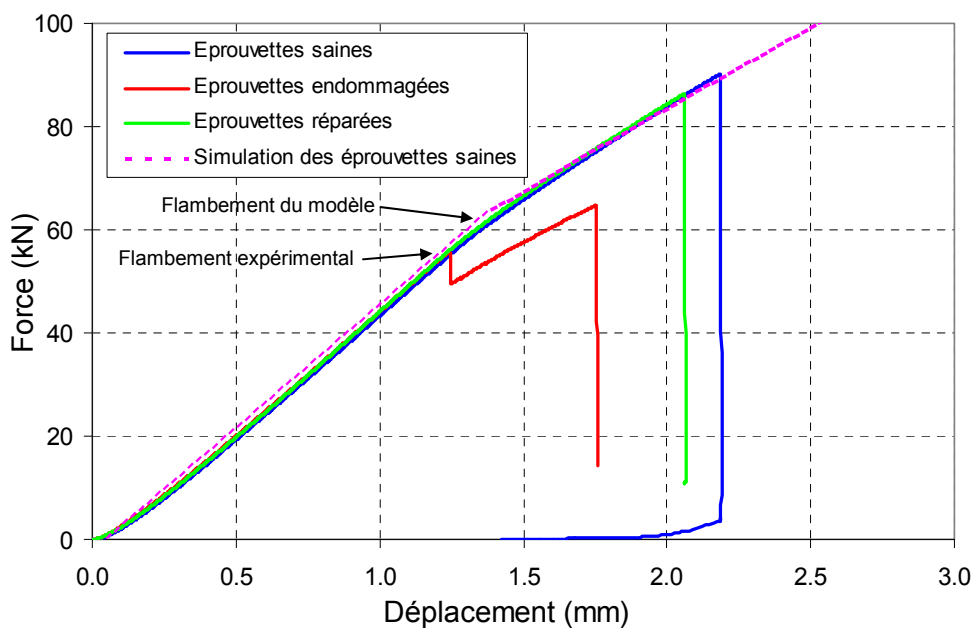


FIG. IV.29 – Résultat de simulation de l'essai de compression sur une éprouvette saine avec un maillage grossier sans élément d'interface

D'après les critères de rupture qui ont été établis dans diverses études [Maire, 2007],[Mvukulu, 2008] et qui sont répertoriés dans le Tableau III.1, la rupture finale semble être prédite de manière correcte. En effet, le critère de contrainte longitudinale en compression est atteint ($\sigma_{11} < -1409$ MPa) sur les plis de surface (à 0°) pour une charge de 88 kN contre 90 kN en moyenne pour les éprouvettes testées.

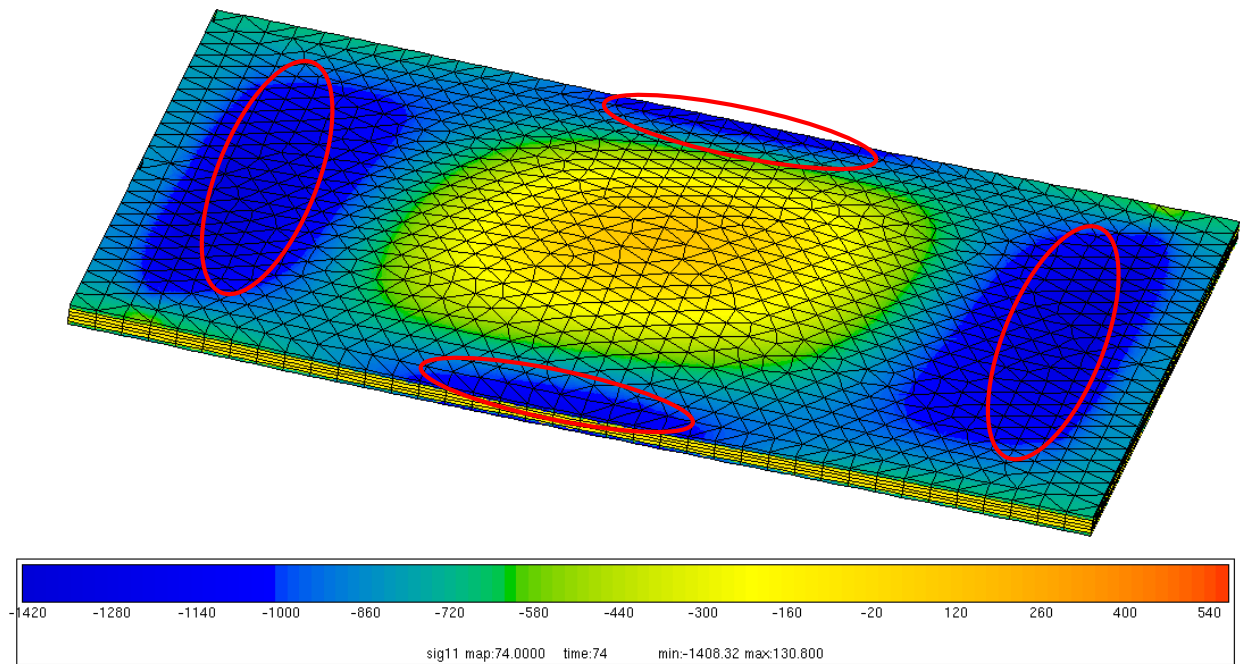
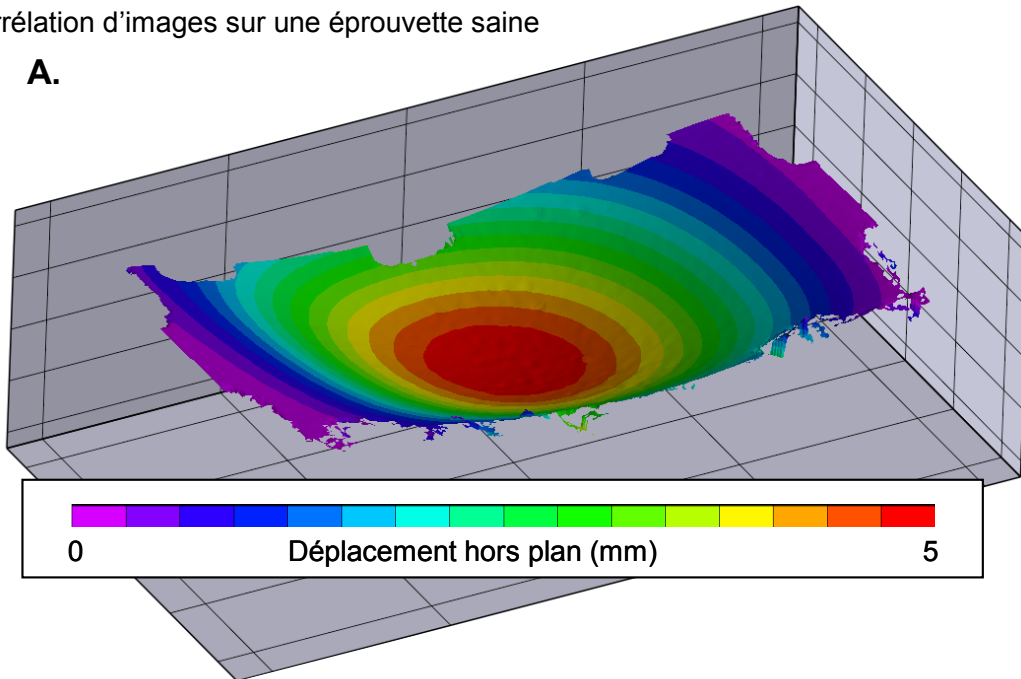


FIG. IV.30 – Etat de contrainte longitudinale observé de l'éprouvette saine à 88 kN pour une rupture théorique en compression ($\sigma_{11} < -1409$ MPa) ; les zones surlignées en rouge sont les zone de surcontraintes amenant à la rupture expérimentale et numérique

De plus, on remarque que quatre zones en particulier présentent ce niveau de contrainte élevée. Ces zones correspondent à la présence des mors et d'après les observations visuelles et de corrélation d'images sur les éprouvettes testées, ce sont bien toujours dans ces zones qu'a lieu la rupture finale. Si l'on s'intéresse maintenant au comportement post-flambement, les déflexions de l'éprouvette obtenue par simulation et mesurées par corrélation d'images lors de l'essai semblent cohérentes avec des déplacement hors plan comparables (FIG. IV.31).

- Corrélation d'images sur une éprouvette saine

A.



- Simulation éléments finis d'une éprouvette saine

B.

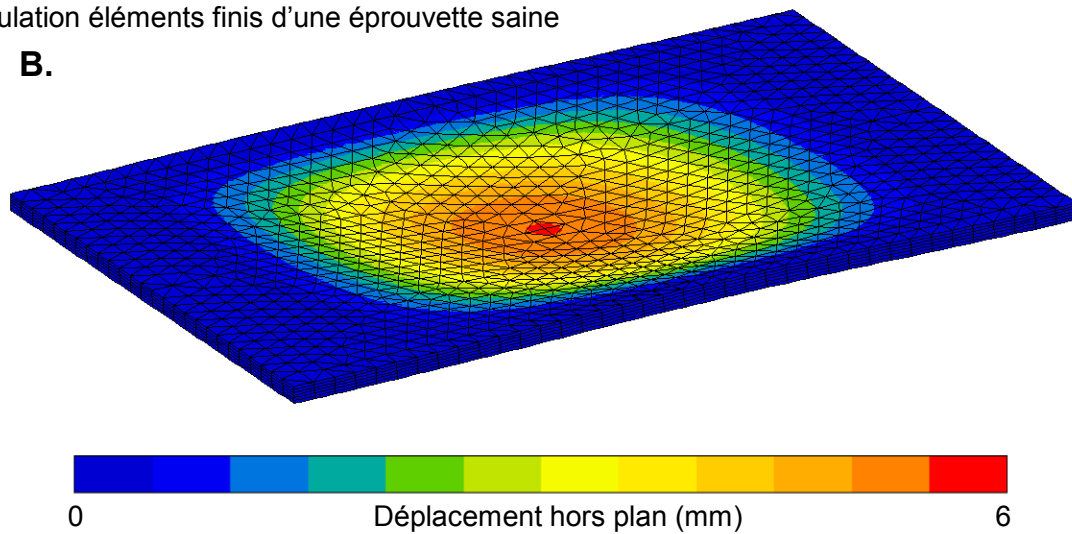
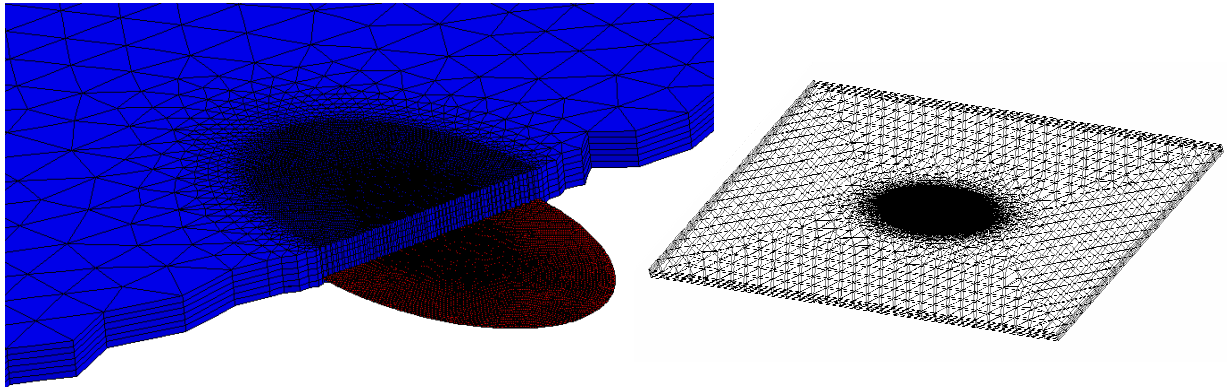


FIG. IV.31 – Comparaison du déplacement hors plan obtenu sur des éprouvettes saines pour un chargement de 88 kN par : A. corrélation d'image sur un essai expérimental ; B. simulation élément finis sur ZeBuLoN

D'autre part, une réflexion a été menée sur la modélisation de l'endommagement. La stratégie qui a été adoptée était de modéliser les interfaces par des éléments de zones cohésives afin de décrire la propagation des délaminages. L'insertion de ces éléments a de lourdes conséquences sur le maillage. En effet, afin d'éviter des sauts de solutions et une mauvaise représentation numérique de la propagation, ces éléments doivent avoir de faibles dimensions. Cela génère rapidement des maillages très conséquents (plusieurs millions de degrés de liberté). Plusieurs maillages ont été envisagés (FIG. IV.32), en prenant en compte les trois interfaces délaminées ou juste la plus importante (la thermographie infrarouge montre que seule cette interface évolue au cours de l'essai), d'après les aires délaminées révélées par contrôle ultrasonore.

- Maillage avec juste l'interface la plus délaminiée idéalisée



- Maillage des trois interfaces délaminiées idéalisées

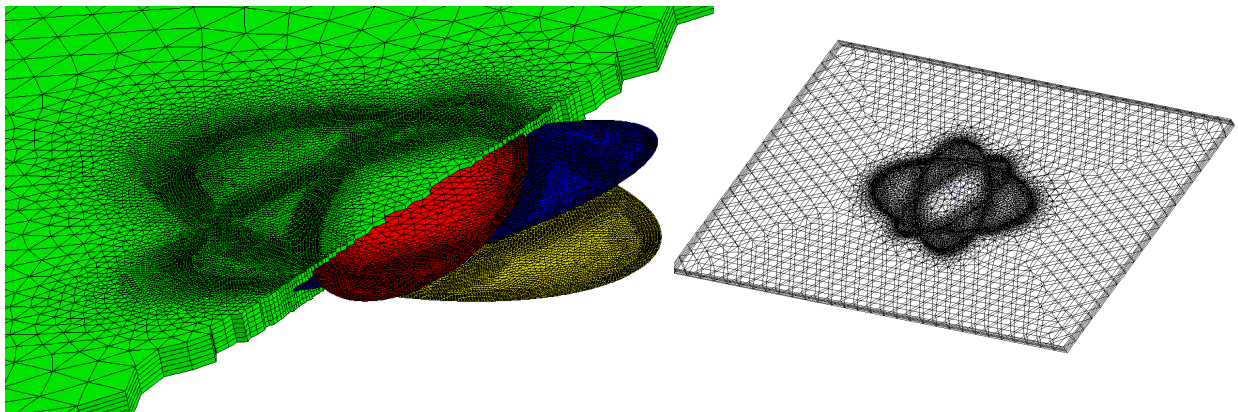


FIG. IV.32 – Exemple de maillage du dommage d'impact idéalisé en prenant en compte une ou toutes les interfaces endommagées

Malheureusement, afin de réaliser une simulation cohérente avec les essais, plusieurs problèmes ont été rencontrés et n'ont pas été encore résolus. Le premier concerne directement la modélisation de l'interface par les éléments cohésifs. Bien que les ténacités aient été identifiées au Chapitre III sur le matériau sain et sur les interfaces réparées, l'utilisation de loi d'endommagement du type Tvergaard-Needleman [Tvergaard, 1990] engendre un certain nombre d'hypothèse comme la raideur de l'interface ou sa contrainte d'amorçage. Nous avons notamment remarqué que dans les modèles utilisés, ces valeurs n'étaient pas physique et jouaient grandement sur la convergence du calcul. Le deuxième problème est celui de la taille des calculs qui étaient très coûteux en temps machine et en espace disque.

Il s'est avéré finalement que cette tâche de modélisation de la tenue en compression de panneau impacté était semble-t-il une tâche trop ardue dans le temps restant pour mener à bien cette étude. Il reste néanmoins certain que les travaux entamés dans cette thèse seront un bon point de départ pour une étude numérique fine de la tenue de plaque composite en compression après impact.

2.4. Bilan des essais de compression

Pour les essais de compression, la réparation par infiltration se comporte de manière similaire au matériau sain. Nous avons montré que lorsque un endommagement était présent dans le matériau, il en résultait une diminution importante de la charge à rupture, de l'ordre de 40 %. Deux résines de

réparations avec des ténacités très différentes ont été employées pour réaliser les éprouvettes réparées. Contrairement à ce qui était attendu, la tenue et le comportement des deux groupes d'éprouvettes réparées sont quasiment identiques. Pendant le processus de mise au point de la réparation, nous avons observé parfois la formation de porosités dans la réparation. Cela a permis d'étudier l'influence que pourrait avoir ces porosités sur la tenue de la réparation soumise à de la compression. La tenue et le comportement des éprouvettes contenant des porosités reste néanmoins comparables à ceux des éprouvettes saines.

Principalement, deux conclusions peuvent être tirées de ces essais : le procédé de réparation est suffisant pour rétablir 95 % de charge à rupture de panneaux soumis à de la compression et l'essai de compression ne semble pas discriminant vis-à-vis de la ténacité propre à la résine employée.

En parallèle de cette étude expérimentale, un modèle numérique de compréhension de cet essai a été initié. Hormis des maillages idéalisés du dommage d'impact et de la réparation, ces travaux nécessitent encore des développements sur la modélisation des interfaces grâce aux éléments de zone cohésive afin de rendre ce calcul fiable et raisonnable en termes de temps de calcul (une dizaine de jours avec la configuration actuelle). Même si, ce travail n'a pu aboutir à la prédiction du comportement des éprouvettes réparées, le comportement et la rupture des éprouvettes saines ont été correctement appréhendés.

3. Sollicitation en poinçonnement quasi-statique

Comme nous l'avons évoqué au Chapitre II, les impacts faibles énergies constituent une part importante des sources de dommages des composites aéronautiques et la structure de ces dommages est très comparable à celle des dommages engendrés par indentation quasi-statique. Cet endommagement étant essentiellement matriciel et plus précisément sous la forme de délaminages, la réparation par infiltration est essentiellement localisée à l'interface entre les plis. Il semblait légitime de tester ce type de réparation suivant un mode de sollicitation favorisant la rupture des interfaces. Le re-poinçonnement quasi-statique est une technique simple qui permet de maîtriser au mieux le dommage généré dans la réparation. De plus par analogie avec l'étape d'endommagement, cette sollicitation hors plan correspond au cas concret de test de la tenue résiduelle à l'impact après réparation.

Afin de caractériser la tenue de la réparation soumise à de l'indentation quasi-statique, il ne suffit pas de poinçonner une zone réparée. Une stratégie d'identification du protocole d'essai le plus cohérent a été mise en œuvre. Des combinaisons de force d'indentation, diamètre d'encastrement ont été testées afin de permettre d'optimiser le suivi de la qualité de la réparation. Par rapport aux essais de CAIR, le nombre de paramètres d'endommagement, procédés et matériau a été réduit. Le type de dommage, impact ou indentation, l'influence de la pression d'infiltration ou bien encore des empilements alternatifs au $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ principalement utilisés dans cette étude, n'ont pas été testés en re-poinçonnement pour des questions de moyens et de temps. Le choix de la résine de réparation, la taille de l'encastrement lors du poinçonnement et les porosités dans la réparation sont les paramètres qui ont, en revanche, été retenus pour établir un plan d'expérience (FIG. IV.33).

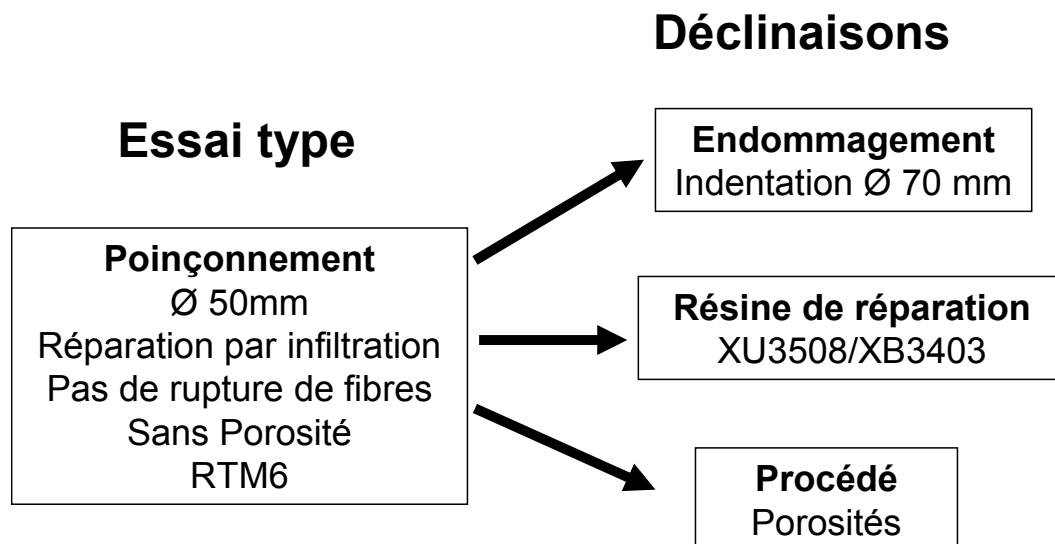


FIG. IV.33 – Plan d'expérience des essais de re-poinçonnement

Il est à noter que la plupart des résultats qui seront présentés dans ce paragraphe sur le re-poinçonnement sont issus d'une collaboration avec Thomas Gourin dans le cadre de son stage de fin d'études que j'ai encadré avec D. Lévêque [Gourin, 2010].

3.1. Mise au point de l'essai de re-poinçonnement

Le montage expérimental utilisé pour le re-poinçonnement est celui qui a été retenu pour la réalisation des endommagements dans les éprouvettes avant réparation. Ce dispositif est détaillé au Chapitre II et est constitué d'une machine électromécanique et d'un montage spécifique pour le poinçonnement. L'idée est de réaliser les essais de re-poinçonnement avec des conditions aux limites similaires afin de pouvoir comparer le comportement de la réparation par rapport à des éprouvettes saines, mais également de comparer l'endommagement induit dans les réparations par rapport à ces mêmes éprouvettes saines.

Une des difficultés de ce travail réside dans l'utilisation de conditions d'arrêts d'essai pertinentes pour que la comparaison entre les différents états soit possible. Il aurait, par exemple été judicieux d'utiliser l'énergie incidente équivalente pour les éprouvettes saines et réparées. Malheureusement, ce type d'information n'est pas disponible en temps réel sur les machines d'essais dont nous disposons. L'endommagement en poinçonnement étant progressif, il n'existe pas de rupture de charge qui permettrait d'établir un critère d'arrêt. Seul le déplacement traverse ou la charge peuvent être utilisés pour définir la condition d'arrêt de l'essai. Pour des questions pratiques de jeux dans les montages et de contact avec l'éprouvette, la valeur de la charge permet de garantir une meilleure reproductibilité de la condition d'arrêt et sera utilisée comme telle pour l'ensemble des travaux présentés ci-dessous.

Afin d'étudier l'influence de la qualité de la réparation, une stratégie particulière de poinçonnement et de re-poinçonnement a été mise en place. En effet, un unique type de poinçonnement à une charge précise et un diamètre d'encastrement, ne permet pas de conclure sur la qualité de la réparation sauf si celle-ci a une meilleure tenue. Le délaminage résultant sur éprouvette réparée, serait alors moins important que le dommage d'origine pour une même sollicitation. Pour éviter ce problème et ne pas être gêné par la dispersion des résultats, plusieurs valeurs de la charge pour chacun des flasques d'encastrement, ont été déterminées expérimentalement afin d'obtenir une taille de délaminage croissante tout en limitant le nombre de fibres rompues. Un endommagement progressif sur une éprouvette saine a ainsi permis de faire la sélection de charges pertinentes pour l'étude de la réparation. Par exemple, pour des éprouvettes de T700GC/M21, avec un empilement de $[0_2/+60_2/-60_2]_s$ et des flasques de 50 mm de diamètre, un endommagement à 2800, 3800 et 4600 N présente une taille progressive et reproductible. Il est intéressant de noter que ces chargements successifs sur une même éprouvette n'ont aucun effet sur l'évolution de la taille finale de l'endommagement (FIG. IV.34 & FIG. IV.35). On peut donc envisager, pour chaque éprouvette testée, de réaliser un chargement progressif et d'observer l'état d'endommagement à plusieurs charges. Des contrôles ultrasonores systématiques ont permis de quantifier les tailles de délaminages en termes d'aires délaminées projetées qui seront indiquées pour chaque résultat (*Ad*).

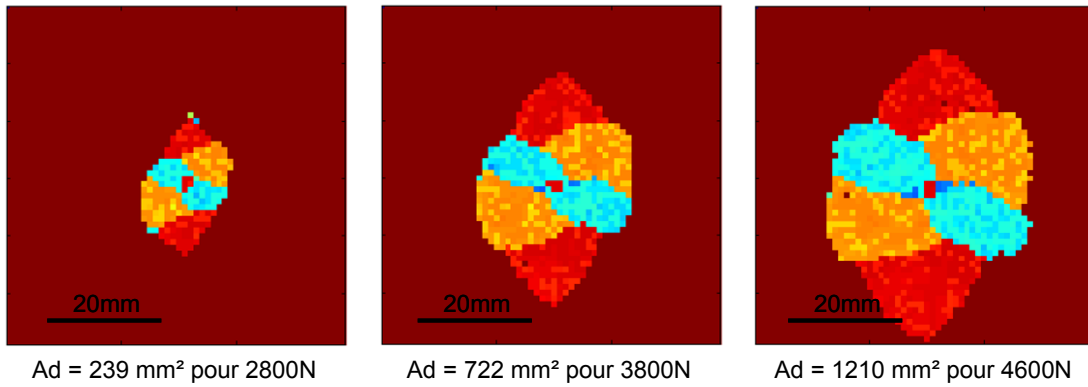


FIG. IV.34 – Exemple d'évolution de dommage induit par un poinçonnement progressif à différentes charges; les délaminages sont quantifiés grâce à des contrôles ultrasonores (*Ad*=Aires délaminiée)

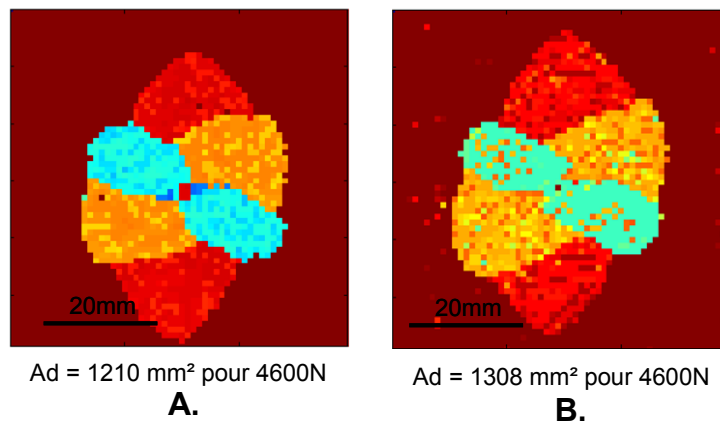


FIG. IV.35 – Comparaison des aires délaminiées entre une éprouvette poinçonnée progressivement (A.) et directement poinçonnée à 4600 N (B.)

L'endommagement engendre une perte de rigidité qui peut s'observer sur les courbes de chargement progressif (FIG. IV.36), avec une raideur apparente qui chute de 16 puis 38 % (valeur prise entre 0,25 et 0,75 mm de déplacement) pour les charges à 3800 et 4600 N par rapport à la courbe de chargement à 2800 N.

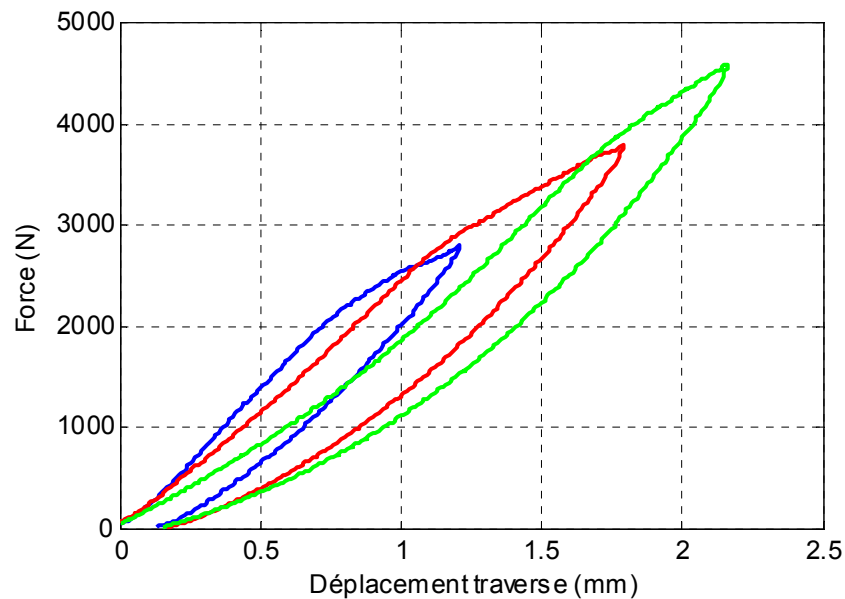


FIG. IV.36 – Evolution de comportement d'une éprouvette soumise à un chargement progressif en indentation quasi-statique avec un encastrement circulaire de 50 mm de diamètre ; Pendant les essais de poinçonnement successifs, l'éprouvette est démontée entre chaque cycle charge décharge ce qui explique que pour chacun des niveaux de charge le déplacement initial soit nul sur ces courbes

Les essais réalisés avec un diamètre d'encastrement de 70 mm auraient pu permettre de réaliser un état d'endommagement supplémentaire par rapport au diamètre de 50 mm. Cependant, comme en flexion, plus la distance entre les mors est grande, plus l'endommagement intra-laminaire est important. Hors, ce que nous souhaitons dans notre étude, c'est une rupture inter-laminaire qui rend compte de la sollicitation de l'interface réparée. C'est donc la configuration avec les flasques de 50 mm qui a été retenue pour la majorité des essais.

Un des avantages de l'essai de re-poinçonnement sur éprouvettes réparées par infiltration réside dans le fait qu'aucune adaptation n'est nécessaire. La réparation telle qu'elle est présentée au Chapitre II, est réalisée sur des éprouvettes de 100 x 150 mm et de 3 mm d'épaisseur. Ce type de réparation, contrairement à la réparation par patch, n'engendre pas de travail particulier afin de conserver la géométrie d'origine nécessaire pour l'essai de re-poinçonnement.

3.2. Résultats

3.2.1. Essai de poinçonnement simple

Les essais de poinçonnement simple ont permis dans l'ensemble de cette thèse de générer les endommagements types pour étudier la réparation par infiltration. Ainsi un grand nombre d'éprouvettes ont été poinçonnées. Tous ces essais ont mis en avant la reproductibilité de cet essai. Comme on peut le voir sur la FIG. IV.37, la rupture de pente correspondant au début de l'endommagement du matériau présente une dispersion très faible. En revanche, le déplacement à charge maximale, ici 4600 N, est légèrement plus dispersé, avec des valeurs à $\pm 6\%$ de la moyenne.

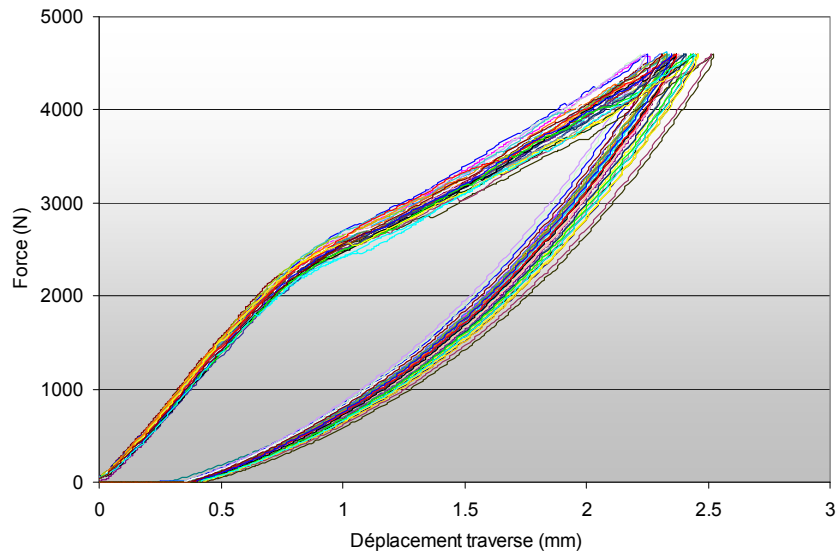


FIG. IV.37 – Evolution de la charge en fonction du déplacement traverse pour les essais de poinçonnement (ces courbes ont été recalées en déplacement à l'origine pour une charge de 30 N minimum)

A partir de ces courbes, l'énergie incidente moyenne a été évaluée à 6 J en utilisant l'intégration de la force par le déplacement au cours de la charge.

La dispersion observée après l'inflexion correspond à la disparité d'endommagement que nous avons caractérisé par contrôle ultrasonore. De manière analogue aux déplacements relevés, on observe une aire délaminée projetée moyenne de 1359 mm² et une dispersion importante (écart type de 15% et min-max de $\pm 25\%$). On observe d'ailleurs une relation linéaire entre l'aire délaminée et le déplacement maximal observé pour atteindre la charge de 4600 N (FIG. IV.38).

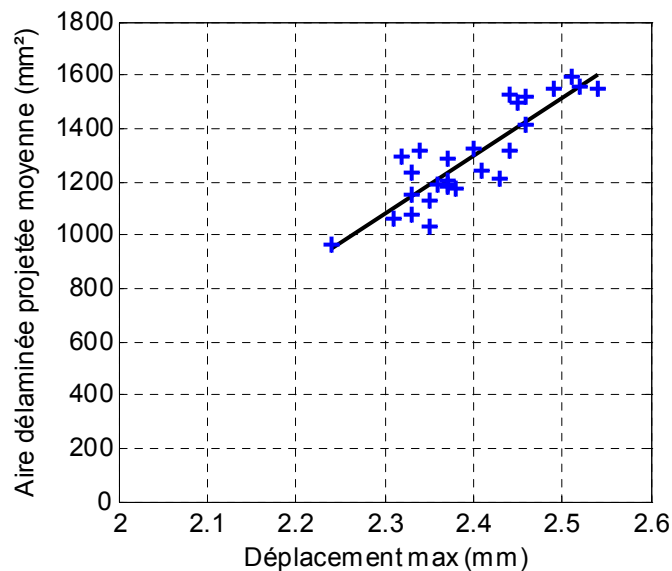


FIG. IV.38 – Aires délaménées projetées observées en fonction du déplacement maximal atteint au cours du chargement en poinçonnement à 4600 N

Si l'on considère l'écart entre les aires délaménées et la courbe moyenne des aires délaménées présentée sur la FIG. IV.38 en noire, cette dispersion apparente devient beaucoup plus petite avec un écart type

de 6 %. Cette dépendance de la taille du dommage en fonction de la force et du déplacement traverse montre que l'aire délaminée est en rapport direct avec l'énergie incidente et pas seulement la force.

3.2.2. Influence de la qualité de la résine de réparation

Comme énoncé dans les paragraphes précédents, deux résines de réparation ont été utilisées pour réaliser les réparations par infiltration. La principale différence d'un point de vue mécanique entre ces deux résines est la ténacité (voir Tableau III.2 au Chapitre III.2.1.2).

Comme présenté ci-dessus, principalement deux critères ont été suivis afin d'analyser les essais de re-poinçonnement : le comportement avec les courbes de force/déplacement, et les dommages engendrés avec la taille projetée des délaminages obtenue par contrôle ultrasonore.

3.2.2.1. Comportement de la réparation en re-poinçonnement

Plusieurs chargements successifs ont été réalisés sur les éprouvettes réparées avec les deux résines de réparation. L'enregistrement de la force et du déplacement permet d'observer des différences d'évolution du comportement de ces éprouvettes réparées (FIG. IV.39). En effet, pour le premier chargement à 2800 N, on observe que le comportement de toutes les éprouvettes est très similaire dans un premier temps. A une charge d'environ 2 kN, un point d'inflexion indique l'amorçage du dommage dans les éprouvettes. On note que les éprouvettes réparées sont globalement plus raides que l'éprouvette saine mais la dispersion décrite au paragraphe précédent empêche de conclure à une différence significative de comportement entre éprouvettes saines et réparées. Pour ce niveau de charge, une éprouvette présente vraisemblablement une moins bonne tenue au poinçonnement, mais il est difficile de conclure sur sa représentativité. Pour les deux chargements suivants, les quatre éprouvettes réparées se comportent de manière analogue à l'éprouvette saine. En moyenne cependant, la raideur des éprouvettes réparées avec la résine XU3508/XB3403 est plus importante que les éprouvettes saines qui sont elles-mêmes plus raides que les éprouvettes réparées avec la résine RTM6. Cette observation est encore une fois en accord avec la ténacité de la résine de réparation.

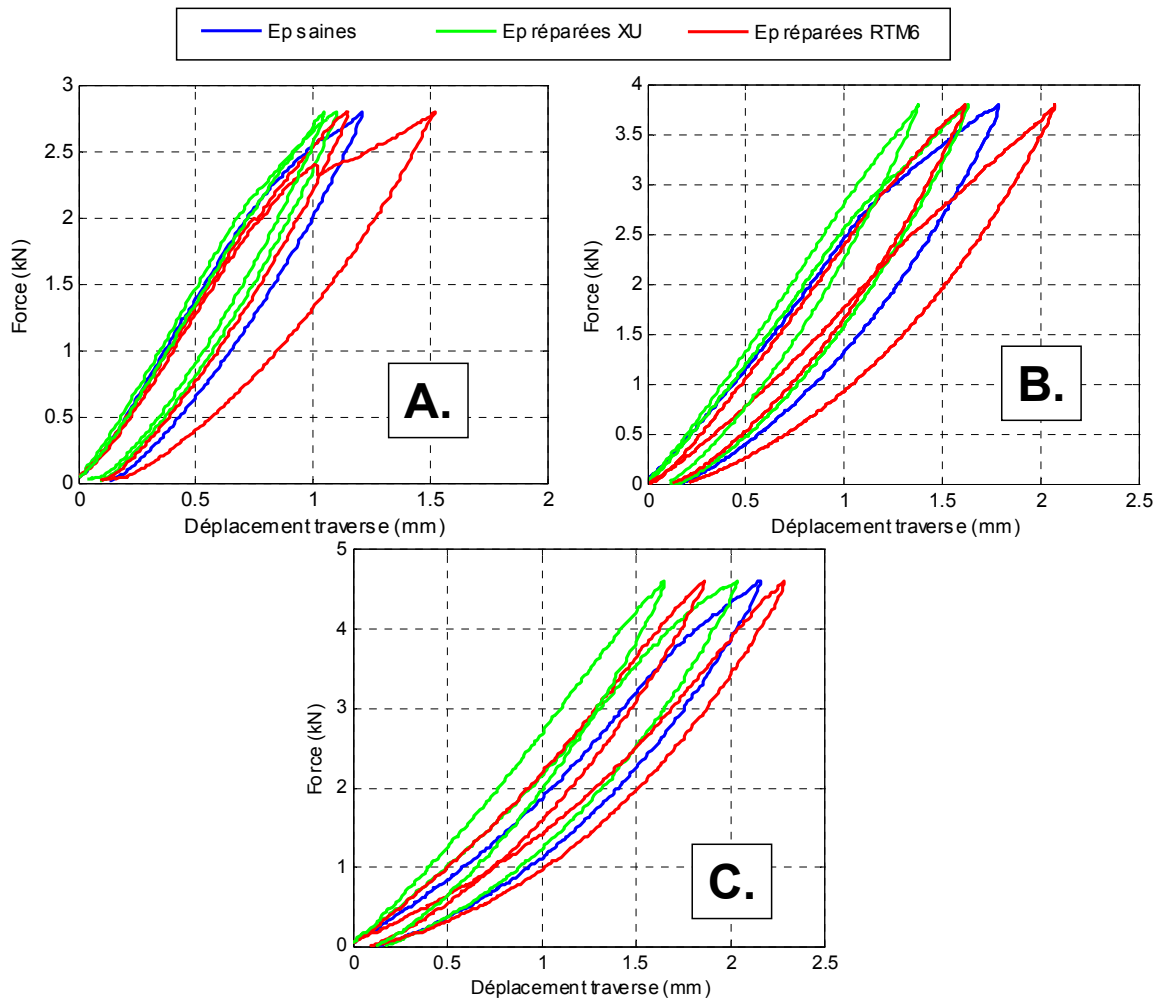


FIG. IV.39 - Evolution de la charge en fonction du déplacement traverse au cours des essais de re-poinçonnement à 2800 N (A.), 3800 N (B.) et 4600 N (C.) pour des éprouvettes saines et réparées avec les résines RTM6 et XU3508/XB3403

L'influence de la ténacité de la résine reste tout de même limitée et pour les poinçonnements à 4600 N, la proximité des flasques d'encastrement perturbe peut être le comportement des éprouvettes. Pour évaluer de manière plus fiable la qualité de la réparation soumise au poinçonnement, nous avons cherché à quantifier l'endommagement généré.

3.2.2.2. Analyse des dommages générés par le re-poinçonnement

Afin de suivre la tenue de l'interface réparée en termes de dommage engendré par une sollicitation progressive, le contrôle ultrasonore a été choisi car c'est un moyen non destructif précis. Un des autres objectifs de ce contrôle a été de s'assurer que, lors des essais à chargements élevés (4600 N), c'était bien l'interface réparée qui était sollicitée et non pas le matériau d'origine. Ainsi, les éprouvettes réparées avec la résine RTM6 et la résine XU3508/XB3403 ont été systématiquement inspectées en ultrasons entre chaque niveau de chargement (FIG. IV.40).

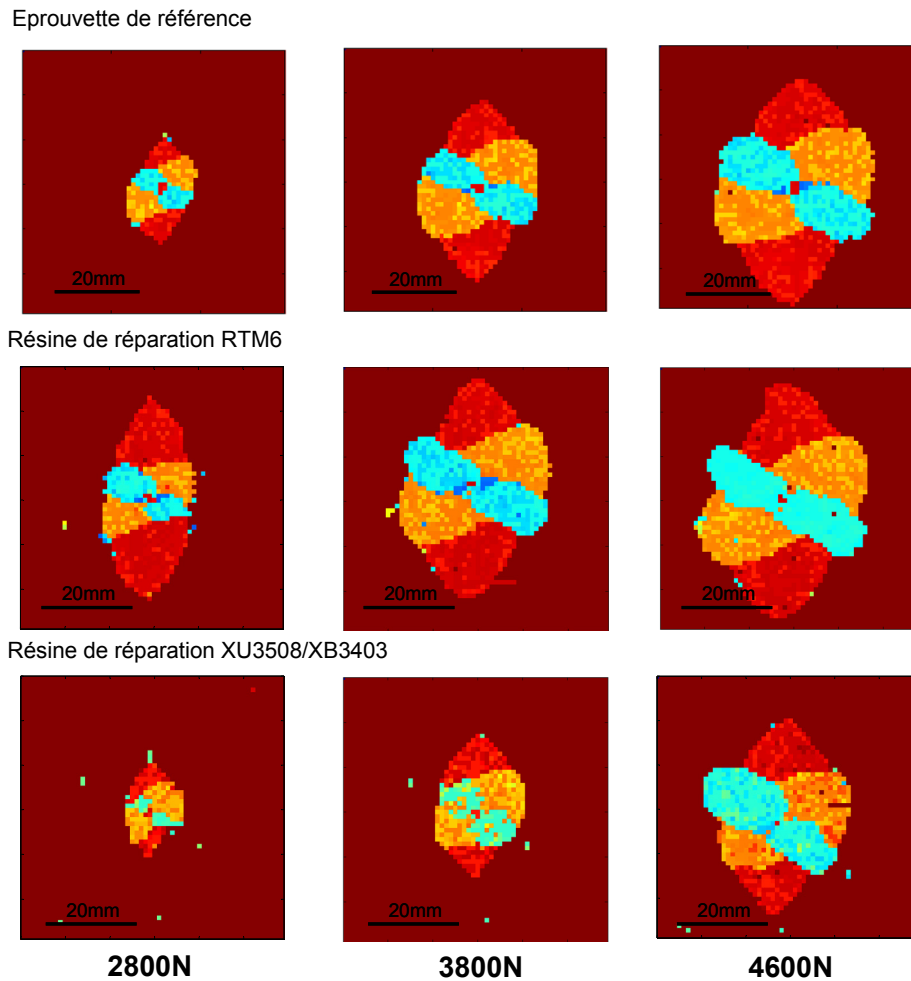


FIG. IV.40 – Evolution des délaminages au cours de l'essai de re-poinçonnement sur des éprouvettes saines et réparées avec les résines RTM6 et XU3508/XB3403

Comme on peut le voir sur ces contrôles ultrasonores de la FIG. IV.40 et au Tableau IV.2, les éprouvettes réparées avec la résine RTM6 ne permettent pas de restituer, pour un niveau de charge donné, au moins le même état d'endommagement que les éprouvettes saines, contrairement aux éprouvettes réparées avec la résine XU3508/XB3403 qui donne de meilleurs résultats que le matériau d'origine en termes de surface délaminée. Il est important de noter que les contrôles ultrasonores montrent que les interfaces sollicitées et rompues lors de cet essai sont bien les interfaces réparées.

Tableau IV.2 – Evolution des aires délaminées au cours des essais de re-poinçonnement sur éprouvettes saines et réparées avec les deux résines de réparation

Eprouvettes	Aires délaminées moyennes (mm ²)			
	Avant réparation (poinçonnement à 4600 N)	Charge de re-poinçonnement		
		2800 N	3800 N	4600 N
Saines	/	260*	722*	1354*
Réparées RTM6	1033/1232	202/646	450/1089	640/1319
Réparée XU3508/XB3403	1554/1315	106/185	170/428	290/950

* valeurs moyennes

D'après les valeurs des aires délaminées qui apparaissent dans le Tableau IV.2, deux précisions doivent être apportées afin de pouvoir commenter ces valeurs. En effet, seules deux éprouvettes de chaque type ont été réalisées dans cette étude. Ainsi, les résultats présentés ne peuvent être interprétés que comme des tendances pour la qualité de la réparation. La deuxième remarque concerne les résultats obtenus pour les re-poinçonnements à 4600 N. Dans cette configuration, les délaminages identifiés par contrôle ultrasonore sont très proches des flasques d'encastrement utilisés pour éviter une propagation trop importante de ces délaminages. L'aire délaminée résultant de ce chargement plus important peut ainsi être bridé et ne pas révéler la mauvaise qualité d'une interface.

Avec ces précautions, il semble cependant que cet essai permette d'être plus critique vis-à-vis de la réparation. On peut en effet avancer que la ténacité de la résine de réparation semble avoir une influence sur la tenue de la réparation. D'autres essais doivent être menés afin de vérifier cette tendance. Au cours de l'étude du procédé de réparation, des porosités ont été détectées sur certaines éprouvettes réparées et leur influence n'a pas été notable sur la tenue en compression. Le paragraphe suivant discute de la tenue de réparation contenant des porosités.

3.2.3. Influence de porosités dans la réparation

Nous avons observé, lors des essais de CAIR, que la présence de porosités au sein de la réparation avait peu d'influence sur la tenue en compression (comportement et charge à rupture). L'essai de re-poinçonnement étant a priori plus critique vis-à-vis de l'interface de réparation (différence notable entre les endommagements générés entre les deux résines de réparation), l'idée a été d'observer l'influence que pouvaient avoir des porosités sur la tenue de la réparation en re-poinçonnement. D'après les courbes de comportement de la FIG. IV.41, on observe que contrairement aux éprouvettes sans porosités, une fois l'endommagement initié (point d'inflexion sur le graphique A. présentant l'essai à 2800 N) la rigidité de toutes les éprouvettes est beaucoup plus faible que celle de l'éprouvette saine. Ainsi, à force maximale équivalente, les déplacements sont beaucoup plus importants pour les éprouvettes réparées et ce, quelle que soit la résine de réparation.

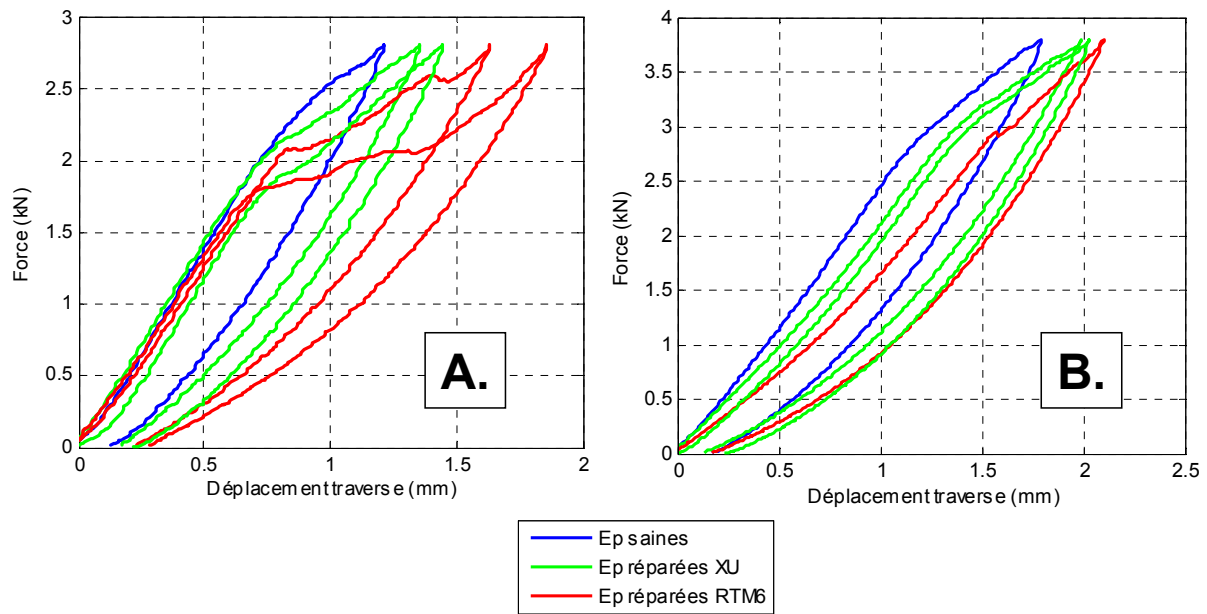


FIG. IV.41 – Evolution de la charge en fonction du déplacement pour deux niveaux de chargement, 2800 N (A.) et 3800 N (B.), pour des éprouvettes réparées contenant des porosités

Cette tendance de comportement moins raide que les éprouvettes saines est confirmée avec la re-poinçonnement à 3800 N. En revanche, contrairement aux essais sur éprouvettes réparées sans porosités, les essais n'ont pas été poursuivis à 4600 N car les aires délaminées avec ces porosités, atteint dès 3800N la taille des aires délaminées saines à 4600 N (Tableau IV.3). Poursuivre le chargement n'engendrerait que peu de dommages supplémentaires à cause de l'encastrement de l'éprouvette.

Tableau IV.3 – Evolution des aires délaminées au cours des essais de re-poinçonnement sur éprouvettes saines et réparées avec des porosités

Eprouvettes	Aires délaminées (mm ²)			
	Avant réparation (poinçonnement à 4600 N)	Après réparation	Charge de re-poinçonnement	
			2800 N	3800 N
Saines	/	/	260	722
Réparées RTM6*	1220/1306	84/153	736/1218	1271
Réparée XU3508/XB3403	1219/1384	27/164	413/420	1135/1249

Quelle que soit la qualité de la résine de réparation, la présence de ces porosités même en très faible quantité (FIG. IV.42), engendre une chute importante de la tenue de la réparation soumise au re-poinçonnement. Pour l'éprouvette présentée à la FIG. IV.42, cela représente 159 % à 2800 N et 157% à 3800 N en termes d'augmentation d'aires délaminées par rapport aux aires des éprouvettes saines pour ces niveaux de charge.

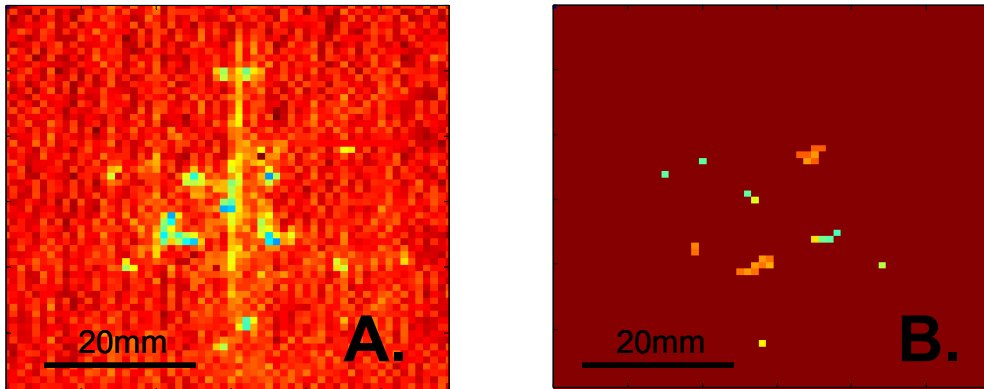


FIG. IV.42 – Contrôle ultrasonore, A. C-scan et B. D-scan, d'une éprouvette réparée contenant des porosités et induisant une perte importante de la tenue au poinçonnement ($A_d = 27\text{mm}^2$)

3.3. Bilan des essais de re-poinçonnement

Ces essais de re-poinçonnement ont été réalisés afin d'observer le comportement de la réparation soumise à une sollicitation hors plan. Ce type de sollicitation analogue à l'impact est d'autant plus intéressant sur les réparations, que certaines zones sur les structures aéronautiques sont plus fortement susceptibles d'être de nouveau impactées (cadre de porte, radome, karman,...).

Les conditions d'essai en re-poinçonnement ont été définies de manière empirique sur des éprouvettes saine avec le matériau de l'étude (T700GC/M21) et trois niveaux de chargement ont été retenus pour voir l'évolution de la tenue de la réparation par rapport à ces échantillons sains. Deux critères ont été envisagés faire ces observations. Le premier de ces critères est basé sur le comportement des échantillons pendant le chargement (courbe force/déplacement). L'intérêt de ce critère réside dans le fait que l'essai peut être non destructif pour la structure si l'on s'arrête à un niveau de charge faible. Le deuxième critère utilisé est basé sur l'évaluation de la taille du dommage après une sollicitation pour des chargements fixés. Pour cela, des contrôles ultrasonores ont été réalisés de manière systématique après chaque essai.

Pour cet essai, essentiellement quatre types de réparations ont été testés. Comme pour les essais de mécanique de la rupture du Chapitre III, deux résines de réparation aux ténacités très différentes ont été testées. Comme nous avons pu le voir également au Chapitre II, dans certaines réparations des porosités ont été détectées et nous avons souhaité connaître l'influence de ces porosités sur la tenue de la réparation.

D'après les résultats d'essais plusieurs commentaires peuvent être faits sur l'essai en lui-même avant d'aborder la tenue de la réparation.

Dans un premier temps, nous avons cherché à caractériser la réparation par un critère sur la raideur apparente des éprouvettes. A la vue des résultats, ce critère n'est pas suffisant car quelle que soit la réparation, dans un premier temps cette raideur a été très similaire pour l'ensemble des échantillons. Cependant, nous avons également noté que dès qu'un dommage est amorcé, cette raideur diminue drastiquement. On peut donc imaginer que cette raideur à défaut de caractériser la tenue de la réparation, peut au moins permettre de détecter la présence d'un défaut.

Concernant le critère basé sur la mesure des aires délaminées, il semble qu'une fois l'amorçage du défaut initié, l'aire délaminée soit en lien avec l'énergie d'indentation et la qualité de l'interface réparée.

En effet, tout comme nous l'avons vu au Chapitre III, la propagation du délaminage est sous cette sollicitation hors plan intimement lié à la ténacité de l'interface réparée.

Si l'on s'intéresse maintenant aux résultats obtenus sur cette réparation par infiltration avec les deux résines (RTM6 et XU3508/XB3403) avec ou sans porosités, deux tendances peuvent être dégagées. La première concerne les réparations sans porosités où l'on observe une résistance au délaminage équivalente ou meilleure que le matériau d'origine. Il est à noter que ces résultats sur la propagation de délaminage dans une structure, sont très comparables à ce que nous avons observé au Chapitre III sur des interfaces et des réparations parfois idéalisées et conforte ainsi l'analyse qui avait été faite. La deuxième tendance concerne les éprouvettes contenant des porosités qui ont présenté une résistance à l'endommagement très faible quelle que soit la résine de réparation. Cette propriété est sans doute à rapprocher de l'étude de la propagation de délaminage en présence de micro délaminage dont l'essai de traction rainurée présenté au Chapitre III est issue.

Ce qui peut finalement être conclu de cet essai de re-poinçonnement est que la qualité de l'interface réparée est mise à contribution au cours de cette essai et permet dans ce cas de discriminer la qualité de la réparation

4. Conclusion sur la tenue structurale de la réparation

Après l'étude sur éprouvette élémentaire de l'interface réparée qui a montré une bonne restitution des propriétés de ténacité d'interface pour la réparation proposée (Chapitre III), l'objectif de ce chapitre était de mettre en œuvre des essais de caractérisation représentatifs de sollicitations structurales afin d'analyser la tenue des réparations. La réparation par infiltration a été utilisée comme support dans cette étude.

Parmi de nombreux essais de structures possibles, deux essais ont été utilisés ici. La compression après impact réparé et le poinçonnement sont des essais complémentaires (sollicitation dans le plan et hors plan), et paraissent incontournables pour cette étude. En effet, le premier essai est issu d'essai de qualification industrielle connu pour sa criticité vis-à-vis de la tenue après impact. Dans la démarche de validation des réparations composites, la restitution des propriétés du matériau d'origine en compression devait être démontrée en premier lieu. Le deuxième essai, équivalent à l'essai d'impact faible énergie (voir Chapitre I.3.2.1), est représentatif des sollicitations endommageantes des structures composites et justifie la nécessité de tenue de la réparation à ce type de sollicitation.

Le premier essai étudié (CAIR) est basé sur l'essai de CAI qui est lui même normalisé [ASTM, 2007a]. Les conditions d'essais ont ainsi été directement inspirées de cet essai, mais contrairement à l'instrumentation classique, la corrélation d'images et la thermographie infrarouge ont été privilégiées pour leur densité importante et leur complémentarité en terme d'information. De nombreuses configurations d'endommagement et de réparation ont été testées par ce dispositif afin de détecter les paramètres influençant la tenue de la réparation.

Dans l'ensemble, les résultats ont été assez similaires malgré ces différentes configurations. En moyenne, la réparation permet de restituer 95 % de la charge à rupture des éprouvettes saines alors que les éprouvettes endommagées font chuter cette charge à rupture de 40 % en moyenne. Le comportement des éprouvettes a également montré de grandes similitudes avec notamment une charge de flambement très similaire pour l'ensemble des éprouvettes. Grâce à la thermographie infrarouge, nous avons pu observer que les éprouvettes réparées ne montrent pas de signe de délaminages avant rupture. Ces résultats semblent corréler les résultats obtenus dans le Chapitre III qui montre que la ténacité de l'interface réparée est quasiment restituée pour toutes les éprouvettes. Ces bonnes propriétés sont également en accord avec ce qui a été montré dans la littérature [Russell, 1992]. Cependant, cet essai soulève finalement une interrogation sur sa capacité à discriminer la qualité de la réparation. En effet, parmi les différentes configurations d'essai, la configuration a priori la moins favorable (présence de porosités dans une interface légèrement moins tenace que le matériau d'origine), affiche la même capacité de restitution de charge à rupture et un comportement très similaire. Afin d'expliquer la différence importante de résistance en compression entre les éprouvettes non réparées et réparées, la construction d'un modèle éléments finis de compréhension a été initiée. L'idée à terme, est d'évaluer les propriétés minimales nécessaires à l'interface de réparation pour restituer l'ensemble des propriétés en compression. Cependant durant ces travaux, nous avons été confrontés à des problèmes numériques liés aux éléments cohésifs représentant l'interface réparée et n'ont pas permis d'estimer une ténacité minimale nécessaire à la réparation. La mise en place des outils est malgré tout partiellement effectuée et le modèle de base a déjà été validé du point de vue prévision du comportement et de la rupture des éprouvettes saines.

Dans la deuxième partie de ce chapitre, le poinçonnement (ou re-poinçonnement) a été appliqué à des échantillons réparés. Cette sollicitation hors plane, de même nature que celle qui a créé l'endommagement initial, semble particulièrement appropriée puisque les interfaces réparées doivent résister au moins aussi bien que l'interface d'origine sous peine d'induire un endommagement plus prononcé. Cet essai, simple à mettre en œuvre nécessite peu d'aménagements expérimentaux mais doit être associé à une méthode de CND capable de décrire avec précision l'endommagement. Le contrôle ultrasonore a été choisi dans notre cas.

Il était possible de tester un grand nombre de configurations sur le principe du poinçonnement (diamètre d'indenteur, encastrement de l'éprouvette, charge maximale,...), mais nous avons choisi après quelques essais exploratoires, de privilégier principalement quatre essais pour tester les deux résines de réparation et les deux états de réparation (avec ou sans porosités).

Contrairement à la CAI, les résultats obtenus en re-poinçonnement montrent que la ténacité de la résine de réparation influence le comportement structural de la réparation. En effet de manière analogue à l'étude de la propagation du délaminage au Chapitre III, les échantillons réparés avec les deux résines de réparation montrent une tenue équivalente voire meilleure avec une résine plus tenace que le matériau d'origine avec des aires délaminées plus faibles pour des chargements équivalents. En revanche, la présence de porosités modifie de manière très importante ce comportement avec un amorçage de l'endommagement plus rapide et des dommages beaucoup plus importants pour des chargements identiques aux éprouvettes saines. Ainsi, cet essai plus discriminant vis-à-vis de la qualité de la réparation, montre bien que les réparations doivent être testées suivant plusieurs conditions de sollicitation les plus complémentaires possibles.

Pour aller plus loin dans l'analyse et la démarche de validation des réparations composites, d'autres essais peuvent et doivent être envisagés. Pour cela plusieurs pistes d'essais complémentaires peuvent être évoquées avec des géométries, des séquences d'empilement ou bien des sollicitations différentes. On peut citer les essais sur plaques trouées, représentatifs d'une situation structurale, qui engendrent notamment des délaminages en bord de trou. Un autre essai possible de sollicitation hors plan est le dépliement de cornière [ASTM, 2006]. Les délaminages peuvent apparaître et s'étendre de manière instable dans le rayon des cornières.

Conclusions et Perspectives

La réparation des matériaux composites est aujourd'hui un enjeu majeur pour les industries du transport aéronautique. Les réparations utilisées actuellement sont peu adaptées aux dommages d'impact de faible énergie et sont très coûteuses. Cette thèse avait pour objet de proposer une solution de réparation alternative, mais également de mettre en place un processus de validation de la réparation. L'enjeu à terme est d'augmenter la confiance des industriels de l'aéronautique dans de nouvelles méthodes de réparations afin qu'un jour elles puissent être certifiées.

Pour étudier la réparation, des domaines de la physique très différents (procédé des matériaux, essais mécaniques, méthodes de CND,...) ont été abordés avec des explorations expérimentales associées à certains développements numériques. Les matériaux de l'étude sont : le composite T700GC/M21 et la résine RTM6 issus de programmes aéronautiques récents (A380 et A400M), et la résine XU3508/XB3403 en cours de certification aéronautique.

Cette étude a été décomposée en deux grandes parties. La première concerne l'étude des réparations composites et le développement de la réparation par infiltration particulièrement prometteuse mais inexploitée industriellement pour sa tenue mécanique. La deuxième partie concerne justement la sélection des outils et essais capables d'évaluer cette tenue mécanique. Deux approches sont discutées : le tenue de l'interface réparée et la tenue globale de la réparation dans un contexte plus structural.

Aspect procédé

Après l'étude des différents moyens de réparation existants sur les structures aéronautiques, l'idée développée dans cette thèse est de proposer une alternative aux solutions classiques par patch (boulonné/riveté ou collé). Cette méthode est basée sur l'infiltration de résine en utilisant le réseau d'endommagement essentiellement matriciel (ruptures de fibres limitées) dû aux impacts faible énergie. Cette technique bien qu'ayant déjà été étudiée au début des années 90, n'a jamais eu de suite pour les réparations structurales aéronautiques. L'objectif dans cette première partie a été de démontrer la faisabilité de cette technique.

Pour cela, cette réparation a été étudiée dans un premier temps de manière théorique avec la formulation d'un modèle analytique basé sur les propriétés physico-chimiques des matériaux. Ces propriétés (angle de contact, tension de surface et viscosité) n'étant pas disponibles dans la littérature dans les conditions de réparation, des expériences ont été menées pour les identifier. D'après ce modèle et avec une variabilité réaliste des propriétés matériaux, le procédé d'infiltration permet d'infiltrer théoriquement plus de 97 % des longueurs délaminées.

Un montage a été spécialement réalisé afin de tester différentes configurations de mise en œuvre de la réparation (pression d'injection, cycle de cuisson, résine de réparation,...) de manière reproductible et contrôlée. Afin de juger de la capacité de la résine à infiltrer les délaminages, différentes méthodes de

contrôle non destructif ont été étudiées. Le contrôle ultrasonore est apparu comme la méthode la plus adaptée pour une détection précise des surfaces délaminées (précision de l'ordre du mm^2). Cette analyse a été complétée par des coupes micrographiques afin de visualiser et caractériser l'endommagement présent au cœur du matériau.

Dans une première étape de validation du procédé, des infiltrations sur des éprouvettes comportant une seule interface délaminée ont tout d'abord été réalisées. Pour cela, un empilement particulièrement délaminant ($[0_2/90_2]_s$) a été poinçonné quasi-statiquement et réparé avec de très bons résultats d'infiltration. Par la suite, des dommages plus réalistes ont été générés par impact et indentation sur des stratifiés $[0_2/+60_2/-60_2]_s$. L'indentation avec des flasques d'encastrement circulaires, a été privilégiée afin de maximiser les surfaces délaminées, tout en conservant l'architecture du dommage d'impact. Lors de la réparation aucune différence notable n'a été observée. Il faut toutefois noter la présence ponctuelle de porosités aux interfaces de réparation dans certaines mises en oeuvre. Dans tous les cas, le contrôle ultrasonore et les coupes micrographiques démontrent que la résine de réparation pénètre dans l'ensemble du réseau de fissures. Ces observations ne sont pas suffisantes en tant que telles pour valider la réparation dont le but est de restaurer la tenue structurale de la pièce concernée.

Aspect mécanique et validation de la réparation

Dans cette seconde partie, l'objectif a été de proposer une démarche de compréhension et de validation mécanique de la réparation.

Dans un premier temps, il était essentiel de nous intéresser à la tenue de l'interface entre le matériau d'origine et la résine de réparation. Nous avons ainsi cherché à caractériser plutôt la ténacité des interfaces réparées que leur résistance (amorçage) du fait de la présence possible de porosités. En effet, ces porosités peuvent être assimilées à des points d'amorçage qui ne doivent pas alors propager. Cet aspect sera abordé sur les essais plus structuraux.

Le choix des essais de caractérisation a été guidé par les essais classiques de la Mécanique de la Rupture, mais nous avons également cherché à nous rapprocher des conditions de sollicitations réelles des interfaces réparées à l'aide d'un essai original de traction rainurée développé avec C. Huchette et T. Vandellos [Huchette, 2008],[Vandellos, 2011]. Ainsi, l'intérêt de cet essai a été de tester des interfaces $0^\circ/90^\circ$ réparées avec le procédé de réparation tel qu'il a été présenté au Chapitre II. Très prometteur pour la caractérisation de notre réparation, l'essai de clivage habituellement utilisé pour caractériser l'ouverture de joints de colle, a finalement été rejeté car jugé trop imprécis. Les essais DCB et ENF en revanche, ont permis d'obtenir des résultats concluants et comparables à la littérature pour le matériau sain. Pour les deux résines de réparation retenues, aux ténacités très différentes, les réparations ont montré une restitution des propriétés en mode I et II en accord avec leurs propres ténacités. Il est à noter que l'une des deux résines possède une ténacité très supérieure à la matrice du matériau endommagé. En conséquence, des bifurcations des chemins de fissuration ont été observées empêchant une quantification précise de la ténacité de la réparation dans ce cas. D'autre part, l'analyse des résultats sur l'essai de traction rainurée a permis de confirmer qualitativement et sur une interface représentative de la méthode de réparation étudiée, les résultats obtenus par les essais classiques. La principale difficulté que nous avons rencontrée a concerné la mise au point de la méthode d'analyse de l'essai par éléments finis.

La tenue structurale de la réparation étant l'enjeu final de la démarche de validation, des essais de caractérisation représentatifs de structures ont été étudiés. Nous avons tout d'abord utilisé l'essai de compression après impact pour sa criticité importante vis-à-vis des matériaux composites. Le deuxième essai étudié a concerné le re-poinçonnement qui peut être assimilé à un ré-impact faible énergie. Cet essai est particulièrement intéressant car la réparation par infiltration ne modifie pas la structure interne du matériau et permet donc de comparer directement les dommages résultants à ceux obtenus sur structure saine. Pour ces essais de structure, un certain nombre de configurations d'endommagement (impact, poinçonnement, porosités) et de réparation (deux résines, influence de la pression) ont été étudiées.

Pour les essais de CAIR, quelle que soit la configuration envisagée, le comportement en compression des éprouvettes réparées a été très similaire à celui du matériau d'origine. La charge à rupture reste légèrement inférieure à celle du matériau sain, mais aucune différence significative n'a pu être établie entre les configurations de réparation malgré une résine de réparation moins tenace ou la présence de porosités dans la réparation. Deux conclusions peuvent être tirées de ces essais de CAIR. D'une part la tenue mécanique d'un panneau endommagé et chargé en compression peut être restitué à 95 % par la réparation par infiltration. D'autre part, ce mode de sollicitation n'est peut-être pas le plus adapté pour discriminer l'influence de la qualité des interfaces. En parallèle de cette étude expérimentale, la modélisation de l'essai de CAIR a été initiée. Ce modèle a été développé pour estimer les propriétés minimales des résines de réparation pour restituer la tenue mécanique du matériau sain. Des problèmes numériques liés aux éléments cohésifs n'ont pas permis de conclure dans le temps imparti sur ce point. Cependant, les outils mis en place ont notamment démontré, de manière complémentaire aux observations expérimentales, le mode de rupture final en compression des fibres des éprouvettes saines.

L'essai de re-poinçonnement (sollicitation hors plan) considéré comme complémentaire à l'essai de compression (dans le plan) a été développé et différentes conditions d'essais ont été testées. Un seul encastrement a été choisi (flasques de 50 mm de diamètre), et des contrôles ultrasonores systématiques ont permis d'évaluer l'endommagement pour trois niveaux de chargements successifs. Contrairement à l'essai de CAIR pour lequel plusieurs configurations d'endommagement initiales et de procédés de réparation ont été comparés, seules l'influence de la ténacité de la résine de réparation et la présence ou non de porosités dans la réparation ont été étudiées pour cet essai. Une différence significative entre la tenue des éprouvettes réparées avec les deux résines de réparation a pu être observée sur le comportement et sur l'endommagement résultant. Les éprouvettes réparées avec la résine la moins tenace – mais proche de la ténacité de la matrice du composite – ont un comportement similaire aux éprouvettes saines tandis que les éprouvettes réparées avec la résine plus tenace montre un endommagement moyen plus faible. Concernant les échantillons contenant des porosités, la tenue au re-poinçonnement a été significativement réduite avec des aires délaminées plus importantes que celle observées au sein du matériau originel.

De ces résultats, il semble possible de restituer les propriétés de tenue à l'impact à l'aide de la réparation par infiltration, moyennant une ténacité apparente de l'interface réparée suffisante. Plus généralement, l'essai de re-poinçonnement semble être plus discriminant vis-à-vis de la qualité de l'interface réparée et constitue un essai de structure très intéressant et complémentaire à celui de la CAI.

Perspectives de l'étude

Nous présentons ici, un certain nombre de pistes de recherches qui peuvent être envisagées pour poursuivre la démarche de validation de nouvelles réparations composites.

Tout d'abord concernant le procédé, les problèmes de certification des réparations par patch collé peuvent être transposés à la méthode de réparation par infiltration. Afin d'apporter des solutions à ce problème des études existent sur l'amélioration du contrôle de la qualité du collage [Dinnebier, 2007]. Le SHM (Structural Health Monitoring) est une manière de contourner le problème contrôlant en permanence l'état du collage. Ainsi le contrôle par capteur piézo-électrique [Chapuis, 2010] ou réseaux de Bragg [Kersey, 1997] peut être associé à la méthode de réparation par infiltration pour évaluer sa dégradation au cours du temps.

Les réparations de cette étude ont été réalisées dans un montage spécifique. S'assurer d'une mise en œuvre in situ correcte sur des pièces réelles serait une étape supplémentaire vers la validation de la méthode de réparation. Le problème d'accessibilité aux deux côtés des panneaux peut être également abordé lors de ces essais avec par exemple le perçage les trous d'infiltrations et d'évacuation sur la même face du composite. Toujours dans l'objectif d'aller vers la structure réelle, l'éventuelle pollution du dommage par des fluides peut être un obstacle à une réparation réussie. Il serait intéressant de poursuivre les travaux menés par Russell dans ce domaine [Russell, 1992] et d'étudier un procédé de "nettoyage" ainsi que le comportement mécanique après réparation de dommage pollué.

Afin de caractériser mécaniquement la réparation, la première étape envisagée a été d'étudier la tenue de l'interface de réparation. Cette caractérisation a été réalisée sur des interfaces $0^\circ/0^\circ$ pour les essais classiques de la Mécanique de la Rupture, et sur une interface $0^\circ/90^\circ$ pour l'essai de traction rainurée. Il sera intéressant d'observer le comportement des interface $0^\circ/45^\circ$ et $0^\circ/60^\circ$ réparées afin d'identifier des valeurs de ténacité exploitables dans le modèle structural de la réparation qui a été initié.

Pour la caractérisation structurale de la réparation beaucoup d'essais complémentaires peuvent être réalisés. Parmi ces essais, la compression et la traction sur panneau raidi, la traction sur éprouvettes trouées (dommage de perçage) ou encore le dépliement de cornière sont des situations réalistes de sollicitation des réparations. Le travail de simulation initié pour l'essai de CAIR, peut être étendu à ces autres configurations d'essais afin de choisir l'essai de validation structurale le plus représentatif, voire le plus discriminant. Dans ces travaux, nous avons cherché à caractériser la réparation avec des essais quasi-statiques et dans des conditions environnementales favorables. Ces mêmes essais doivent être menés en prenant en compte différents facteurs qui peuvent influencer la tenue des réparations. Parmi eux, la fatigue, le vieillissement, l'oxydation, la thermique ou bien encore la reprise hydrique sont des situations que les réparations doivent surmonter pour être validées puis certifiées.

Pour finir, ce travail de thèse s'inscrit dans le projet européen CleanSky qui vise l'amélioration de l'impact environnemental de l'industrie aéronautique. La réparation qui a été développée est une application directe de cet effort pour proposer une réparation moins coûteuse pour le procédé et diminuer le surpoids de la réparation finale. Afin de valider les idées développées, un démonstrateur sur la base d'un panneau raidi a été défini et les essais de compression sur ces panneaux sont programmés pour fin 2010. Les détails concernant ce projet et l'essai de structure sur panneau réparé

est détaillé dans l'Annexe III. Ce projet devrait permettre de faire un pas de plus vers la reconnaissance de l'utilisation possible d'une solution de réparation allégée sur une pièce de structure.

Annexe I. Etude rhéologique et thermique des résines RTM6 et XU3508/XB3403

Les documentations techniques des résines sont très hétérogènes et ne comportent en général pas toutes les informations nécessaires afin d'optimiser un processus de mise en œuvre. Pour cela, des moyens de caractérisation ont été mis en œuvre au sein des laboratoires du LGMT et de l'Onera. Cette annexe est divisée en deux grandes parties traitant dans un premier temps de la viscosité des deux résines pour dans un deuxième temps s'intéresser à la réticulation et les températures critiques de celles-ci.

Etude rhéologique

Cette étude a été réalisée en deux temps dans deux laboratoires différents. EL SAWI dans sa thèse [El SAWI, 2010], étudie l'écoulement de la résine RTM6 et présente notamment des résultats sur la viscosité de cette résine en fonction de la vitesse de cisaillement (FIG. IV.43) grâce à un rhéomètre TA-instruments CSL2500 de l'Institut Clément Ader.

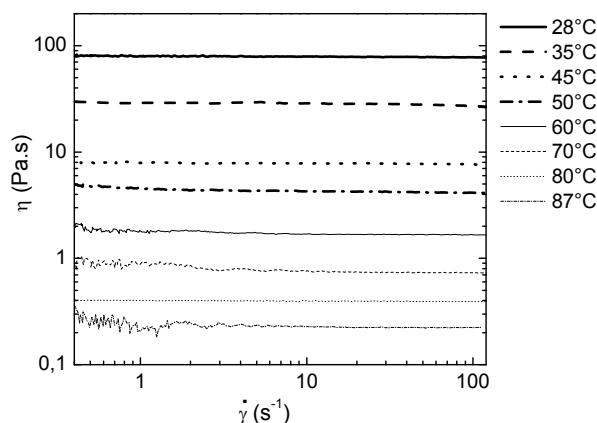


FIG. IV.43 - Viscosité en écoulement de la résine RTM6 à différentes températures en fonction de la vitesse de cisaillement $\dot{\gamma}$

Dans le procédé de réparation qui est présenté (réparation par infiltration), la vitesse d'écoulement de la résine n'est pas connue et la viscosité n'est pas détaillée dans la documentation technique de la résine fournie par Hexcel Composite®. Cette étude permet pour la résine RTM6 de s'assurer que cette vitesse d'écoulement n'a pas d'influence sur la viscosité. De plus d'après les résultats présentés ci-dessus, la viscosité de la résine RTM6 à la température de mise en œuvre (80 °C) est de 400 mPa.s.

Dans un deuxième temps, la viscosité de la résine XU3508/XB3403 a été étudiée à l'Onera grâce à un autre appareil : Rhéology International Viscosimeter. Seul la viscosité à 80 °C a été étudiée et donne les résultats suivant en fonction de la vitesse de cisaillement :

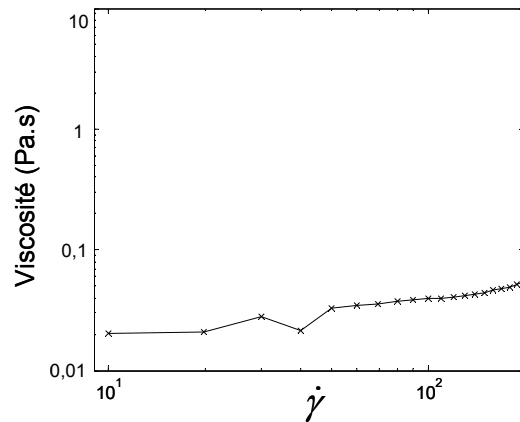


FIG. IV.44 - Viscosité en écoulement de la résine XU3508/XB3403 à 80°C en fonction de la vitesse de cisaillement $\dot{\gamma}$

On observe que la viscosité augmente avec la vitesse de sollicitation et par conséquent cette résine aurait un comportement rhéo-épaississant. Cependant, comme nous l'avons évoqué au Chapitre II, bien que la vitesse soit inconnue, celle-ci est certainement faible et par conséquent très peu influente sur notre procédé. De plus, les mesures qui permettent de déduire ce comportement en fonction de la vitesse de cisaillement, ont pris 200 s. Comme on peut le voir sur la FIG. IV.45, le processus de réaction à 80 °C est très rapide et au bout de 200 s la réticulation est active et augmente naturellement la viscosité.

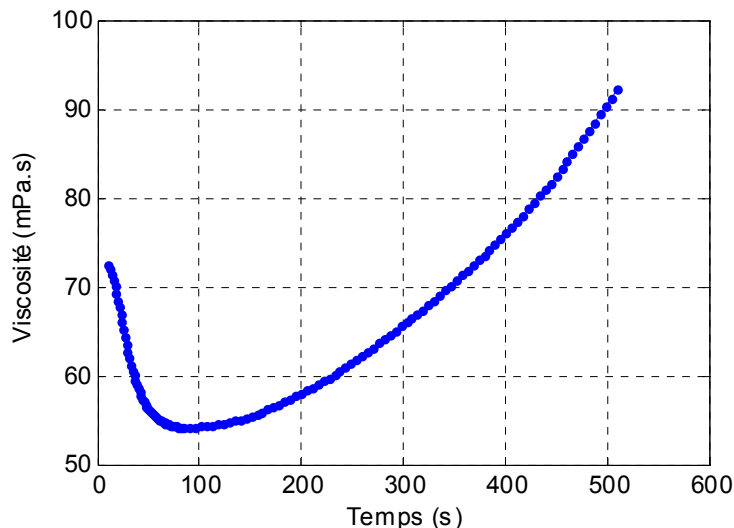


FIG. IV.45 – Evolution de la viscosité de la résine XU3508/XB3403 en fonction du temps à une vitesse de cisaillement constante (50 s-1)

Grâce à cette étude de viscosité, on observe que la réticulation de la résine XU3508/XB3403 survient très rapidement à 80°C. D'après le modèle analytique développé, cela ne pose pas de problème pour les longueurs à infiltrer dans ces travaux, mais il doit être envisagé de réduire la température de mise

en œuvre, et donc augmenter la fluidité, si l'on souhaite infiltrer des longueurs délaminiées plus importantes.

Etude thermique

Cette étude thermique a été réalisée à l'Onera avec une machine DSC 2920 Modulated DSC de TA Instrument® permettant de réaliser des DSC (Differential Scanning Calorimetry) modulée ou non. Ces mesures ont permis de faire plusieurs vérifications et de déterminer un cycle de cuisson plus approprié au procédé de réparation par infiltration pour la résine XU3508/XB3403.

Nous avons utilisé ce système en mesurant l'énergie dégagée ou consommée pour respecter une rampe de température. Dans les résultats présentés, les corrections dues au changement de Cp avec le changement d'état n'est pas pris en compte car cela influence très peu les propriétés que nous recherchions sur les résine époxy classiques.

La documentation de la résine XU3508/XB3403, propose un cycle de cuisson de 4 heures à 60 °C et une post cuisson de 6 heures à 80 °C. Ce type de cycle est très long pour une application industrielle et pour la réparation par infiltration proposée. Nous avons grâce à des mesures de DSC réduit ce cycle de cuisson à 1 heure à 120 °C en s'assurant que la résine n'était pas dégradée pendant ce nouveau cycle de cuisson par rapport à l'ancien. Pour cela, nous avons vérifié que a priori aucun composant de la résine ne se dégradait thermiquement à 120 °C (FIG. IV.46).

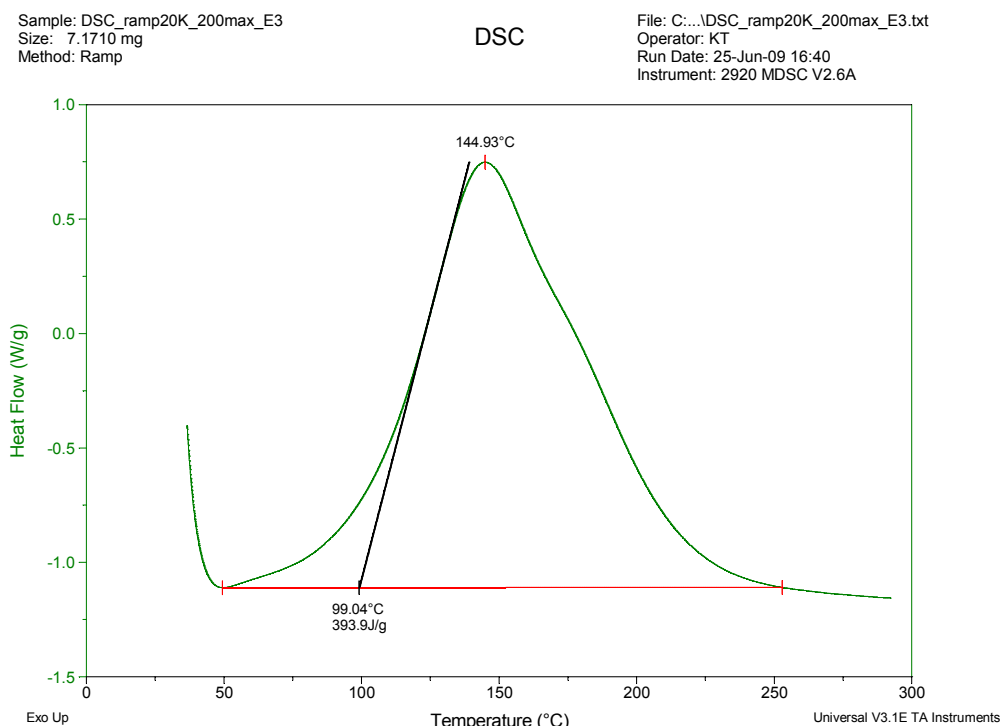


FIG. IV.46 – DSC de la résine XU3508/XB3403 pour une rampe de 20 °C/min sans modulation ou correction de Cp

En complément de ces travaux, nous avons utilisé les résultats de Marlaud [Marlaud, 2003] pour connaître le comportement thermique du matériau composite T700GC/M21. Nous avons notamment pu observer la fonte des nodules thermoplastiques à 194 °C au cours de d'une montée en température à 20 °C.min⁻¹ (FIG. IV.47).

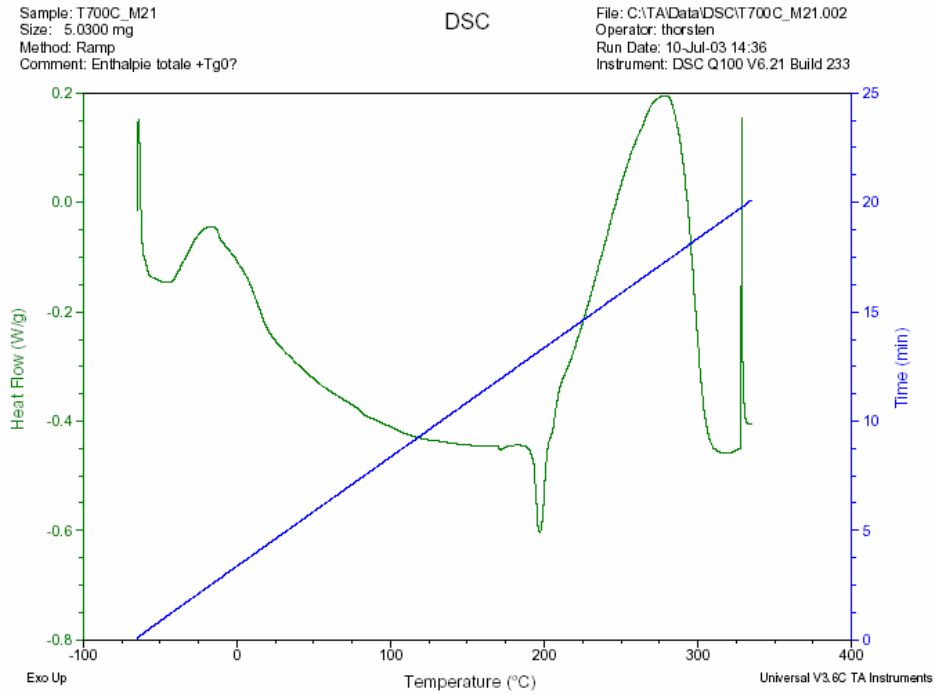


FIG. IV.47 – DSC du composite T700GC/M21 sur lequel on observe la fusion des nodules thermoplastiques par un phénomène endothermique avant la dégradation exothermique de la résine

Annexe II. Essais complémentaires de CAIR

Récapitulatifs des essais qui ont été menés en CAIR

Le tableau suivant récapitule tous les essais de CAI qui ont été menés au cours de cette thèse avec notamment les différentes configurations étudiées.

Tableau IV.4 -Récapitulatif des essais de CAIR qui ont été menés

Eprouvette	Etat	N	mm	Mpa	mm
		Charge Max	Depl Max	Contrainte max	Epaisseur
O1	Saine	90 229	2.19	297	3.04
O2	Saine	92 059	2.19	297	3.10
O3	Saine	88 686	2.10	290	3.06
T5	Saine	92 621	2.18	299	3.10
T6	Saine	85 443	2.01	280	3.06
M1*	Réparée avec pression	74 346	1.75	247	3.01
M4	Réparée avec pression	85 879	2.13	284	3.03
O4	Réparée avec pression	81 241	1.93	266	3.05
U2*	Réparée avec pression	84 124	2.05	272	3.10
T2	Réparée avec pression	96 242	2.40	311	3.10
M2*	Réparée sans pression	86 198	2.11	279	3.09
M3*	Réparée sans pression	84 702	2.06	278	3.05
U3	Réparée sans pression	80 949	1.90	262	3.09
U6*	Réparée sans pression	92 524	2.20	301	3.07
T1*	Réparée sans pression	86 366	2.06	284	3.05
M5	Indentée Ø50	54 165	1.26	177	3.07
M6	Indentée Ø50	57 706	1.34	189	3.05
O5	Indentée Ø50	55 682	1.25	182	3.06
T3	Indentée Ø50	53 892	1.23	176	3.07
T4	Indentée Ø50	51 478	1.16	169	3.06
O6	Saine trouée	84 903	2.05	277	3.07
U4	Impactée 18J	55 027	1.23	180	3.05
V5	impactée 18J	54 211	1.17	175	3.10
V1	impactée réparée RTM6	82 765	2.04	273	3.04
V2*	impactée réparée RTM6	73 837	1.69	238	3.10
V3*	impactée réparée RTM6	83 796	2.03	272	3.08
V4*	impactée réparée RTM6	80 932	2.02	266	3.04
V6*	impactée réparée RTM6	74 491	1.78	243	3.06
W1*	indentée réparée XU3508	83 822	2.09	271	3.10
W2*	indentée réparée XU3508	78 758	1.86	254	3.10
W3	indentée réparée XU3508	74 034	1.73	240	3.08
W4*	indentée réparée XU3508	92 463	2.27	304	3.04
W5*	indentée réparée XU3508	91 191	2.22	295	3.09
W6*	indentée réparée XU3508	78 613	1.85	256	3.07
Z2	Patch	50 951	1.22	166	3.07
Z3	Patch	48 776	1.31	159	3.07
Z5	Patch	53 785	1.45	175	3.07
AA3	Indentée Ø70	50 162	1.30	164	3.07
AB1	Indentée Ø70	53 334	1.47	174	3.07
AC6	Impact Ø70	74 889	1.75	244	3.07
AB5	Impact Ø70	90 846	2.17	296	3.07
AD1*	Indentée Ø70 RTM6	93 358	2.36	304	3.07
AC1*	Indentée Ø70 RTM6	84 441	2.05	275	3.07
AD5	Indentée Ø70 XU	70 976	1.66	231	3.07
AC5*	Indentée Ø70 XU	87 744	2.12	286	3.07
* eprouvette avec des porosités					3.06643382

Réparation par patch vs réparation par infiltration

Une dernière configuration, la réparation par patch, a été testée. Les dimensions du montage de compression étant fixes, cette réparation a nécessité une adaptation de la technique de réparation que l'on retrouve dans les manuels de réparation. L'adaptation de la réparation par patch présentée ici a été réalisée au LGMT.

Contrairement à ce que l'on pourrait penser, ce n'est pas le dommage le plus important qui pose problème pour la réparation du type d'éprouvette utilisé, mais plutôt l'épaisseur de la plaque. En effet, les dommages sont présents dès la première interface. La réparation devrait en théorie faire au minimum un angle de 3 degré avec le matériau d'origine. La documentation SRM utilise couramment un incrément de 1 pouce en diamètre de carottage par pli comme référence pour approcher cet angle. Dans notre cas, il y a 10 plis entre la surface et le dommage le plus profond, et la réparation devrait ainsi faire 250 mm de diamètre minimum quelle que soit la taille du dommage. Nos échantillons ayant une taille de 100 x 150 mm, la procédure de réparation classique a été modifiée et est présentée à la FIG. IV.48 avec 1 pouce de diamètre pour 3 plis carottés.

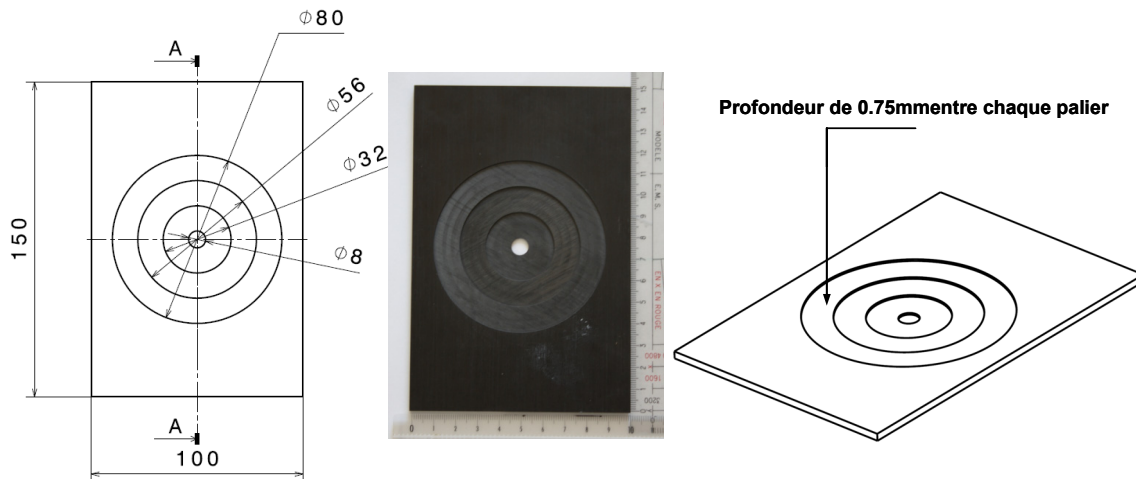


FIG. IV.48 – Schéma et illustration de l'usinage avant réparation par patch

Des plis de substitution avec le même empilement ont ensuite remplacé ceux carottés à l'exception du carottage de plus petit diamètre (8 mm). Aucun pli additionnel n'a été apposé à la surface du patch contrairement à ce qui est régulièrement fait lorsque cela est possible sur structure afin de comparer cette technique avec la réparation par infiltration qui n'a pas été réalisée avec des plis additionnels.

Malheureusement, les contrôles ultrasonores réalisés ont révélé des porosités importantes sur les six éprouvettes prévues en CAIR confirmées par des coupes micrographiques (FIG. IV.49) au niveau de la jonction plis du patch/plis du matériau d'origine.

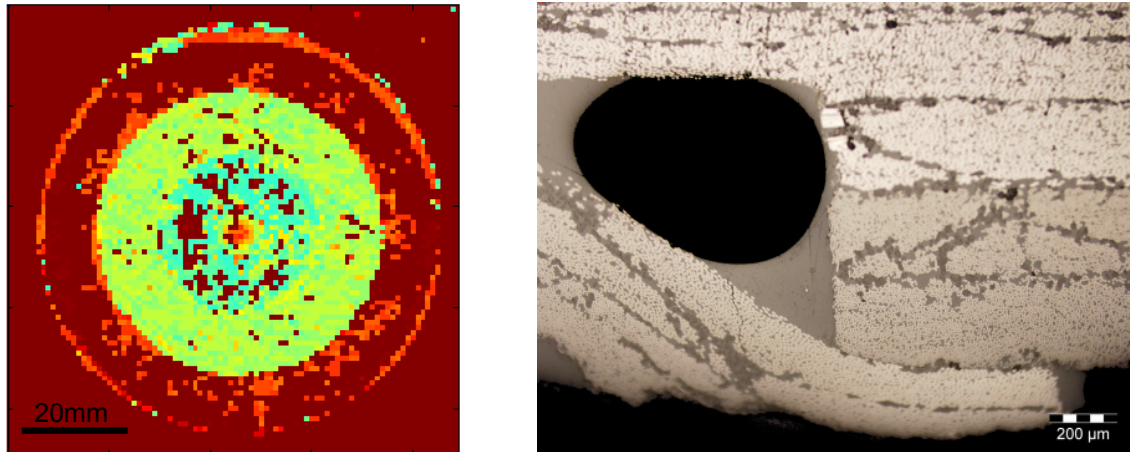


FIG. IV.49 – Contrôle ultrasonore et coupe micrographique d'une réparation par patch avec de nombreuses porosités de grande dimension

La présence de ces défauts n'a pas permis de comparer ce type de réparation à la réparation par infiltration malgré le respect des conditions de mise en œuvre du patch (pression, température, matériaux et temps de cuisson). Certaines choses méritent tout de même d'être évoquées. La charge à rupture de ces éprouvettes en CAI était en moyenne de 57 % de la charge à rupture des éprouvettes saines, quelques pourcents en dessous des éprouvettes endommagées. Cela montre la criticité de ce type de réparation qui d'un point de vue extérieur est correcte, mais qui en réalité peut avoir une très mauvaise tenue s'il n'est pas réalisé dans de bonnes conditions. Le mode de rupture, que nous avons observé grâce à la thermographie infrarouge et la corrélation d'image, est un décollement du patch.

Essais de re-poinçonnement

Afin d'étudier la tenue de la réparation au re-poinçonnement, le processus qui a été mis en place a nécessité de nombreux essais. Malheureusement, des problèmes de mise en œuvre liés aux résines utilisées et à une fuite dans le montage de réparation ont induit de nombreuses éprouvettes poreuses. Les résultats sont présentés dans le tableau ci-dessous avec les valeurs des aires délaminées mesurées par contrôle ultrasonore après chaque sollicitation.

Tableau IV.5 – Récapitulatifs des essais de poinçonnement qui ont été effectués avec l'ensemble des aires délaminées mesurées après chaque sollicitation

Eprouvettes		poinçonnement diam 50	réparation	repointonnement diam 50		
				2800N	3800N	4600N
SAINE		1354	/	260	722	1354
RTM6	AA4	1198	417			
	AB2	1324	119	1060		
	AC1	723/2729	296	CAI		
	AC2	1077	40			1448(@5000N)
	AC3	1525	142		1609(@4000N)	
	AD1	2608(@7500N)	232	CAI		
	AD2	1591	286	1023		
	AF1	1220	84	736	1271	
	AF2	1138	739			
	AF3	1539	105	coupe micro		
	AF4	1565	129			
	AF5	1308	120	1270		
	AF6	1033	0	646	1089	1319
	AG1	1232	0	202	450	640
	AG3	1306	153	1218		
	AG4	1733	326			
	AH2	/	170			
AH5	1082	231				
XU	AB3	1384	27	413	1135	
	AB4	1242	108		1310(@4000)	
	AB5	1344(impact)	107	CAI		
	AC4	1554	0	185	428	950
	AC5	2284(@7000N)	686	CAI		
	AC6	1571(impact)	686	CAI		
	AD3	1591	0	CAI		
	AD5	2852(@7000N)	16	CAI		
	AG2	1210	80	360	/	1409
	AG5	1219	163	420	1249	
	AG6	1079	174			
	AH1	1315	0	106	170	290
	AH3	1602	245			
AH4	1775	341				



éprouvettes dont les résultats sont présentés dans la thèse pour l'étude du re-pointonnement

Annexe III. Participation au projet CleanSky

Cette thèse a eu la chance de pouvoir se dérouler en même temps que le projet européen CleanSky. Ce projet dont l'objectif global est de participer à la réduction du coût environnemental des aéronefs et qui intègre de nombreuses tâches sur tous les sujets liés à l'aéronautique. Afin de réduire l'impact de la maintenance sur les performances des avions, le workpackage 1.3.6 "Enabling Technologies for Maintenance" a été mis en place. Les objectifs sont la sélection de méthodes et de technologies de réparations avec les moyens de caractérisations associés pour le développement de la réparation des pièces avion sélectionnées dans le projet. Le deuxième objectif concerne les procédés de réparation, avec les méthodes de contrôle des dommages et les méthodes de contrôle des procédés – carottage du dommage, préparation des surfaces et nouvelles méthodes de "chauffage".

Cependant, il a été décidé par les participants actifs de ce workpackage, ATR, Fraunhofer et l'Onera, d'avoir pour objectif principal de comparer les évolutions des différentes techniques de réparation afin de réduire l'impact de la maintenance sur la vie des aéronefs avec des réparations toujours plus performantes et surtout plus adaptées aux situations rencontrées.

Des réparations spécifiques à chaque laboratoire ayant été étudiées séparément, la mise au point d'un démonstrateur commun a été décidée. Afin d'être le plus démonstratif possible avec les moyens de cette tâche, un panneau raidi endommagé par impact a été défini comme base d'étude pour les différentes réparations. La compression a été retenue comme mode de sollicitation notamment parce que ce mode de sollicitation est particulièrement critique sur matériaux composites endommagés. La réparation étant prévue sur la peau du panneau, des calculs éléments finis avec Abaqus® ont permis de dimensionner le panneau avec une rupture théorique en compression dans la peau de celui-ci (FIG. IV.50).



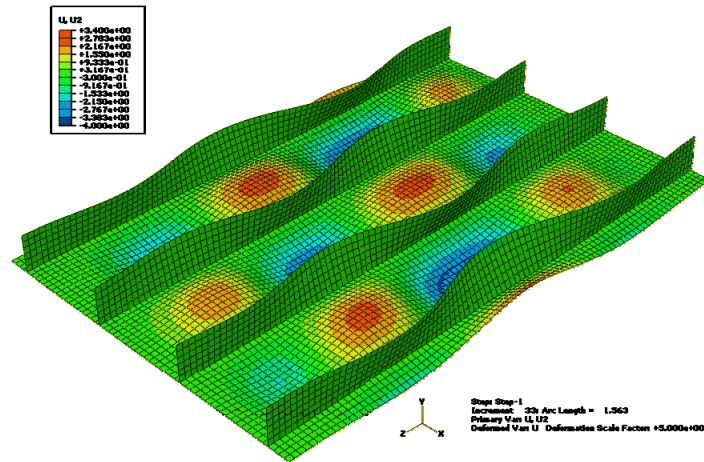


FIG. IV.50 – Exemple de calcul réalisé par le Fraunhofer dans le cadre du projet CleanSky afin de déterminer la géométrie du démonstrateur

La géométrie finalement arrêtée pour les démonstrateurs de cette tâche est un panneau de T700GC/M21 comportant deux raidisseurs. Les empilements utilisés sont les suivants : $[0/60/-60]_s$ pour la peau, et $[0_2/60_2/-60_2]_s$ pour les raidisseurs. Le panneau mesure 300 x 500 mm et les raidisseurs ont une hauteur de 30 mm et sont espacés de 200 mm.

Concernant l'endommagement de ces panneaux avant réparation, il a été convenu que l'endommagement d'impact faible énergie était le plus approprié pour ce démonstrateur. La valeur de l'énergie a été fixée à 10 J grâce à notre expérience sur cet empilement. Sachant que l'objectif de chacune des réparations de cette étude n'est pas l'application à une forme complexe, nous avons choisi d'impacter le panneau entre les raidisseurs.

Les échéances de ce projet n'étant pas complètement les mêmes que ce travail de thèse, aucune réparation concrète n'a encore eu lieu à ce jour sur ce démonstrateur.

Références Bibliographiques

- Adams D. F., Carlsson L. A., Pipes R. B., "*Experimental characterization of advanced composite materials*", 3ème ed., CRC Press, ISBN: 1-58716-100-1, 2003
- AECMA Standard, "*Aerospace Series Carbon Fibre Reinforced Plastics Test Method Determination of Interlaminar Fracture Toughness Energy Mode II - GIIC-Edition PI*", European Society of Aerospace Industries, ASD-STAN PREN 6034, 1995
- Airbus, "*Structural Repair Manual A330*", Technical Data Support and Services, 2006
- Allix O., Ladevèze P., Corigliano A., "*Damage analysis of interlaminar fracture specimens*", Composite Structures, V.31, ISBN: 0263-8223, pp.61-74., 1995
- Almond D. P., Peng W., "*Thermal imaging of composites*", Journal of Microscopy, V.201, pp.163-170., 2001
- Armstrong K. B., Bevan L. G., Cole W. F., "*Care and Repair of Advanced Composites*", 2ème ed., Warrendale, PA, SAE International, ISBN: 0-7680-1062-4, 2005
- ASTM, "*Standard test method for mode I interlaminar fracture toughness of unidirectional fiber-reinforced polymer matrix composites*", American Society for Testing Materials International, D5528-94a, 1994
- ASTM, "*Standard test method for measuring the curved beam strength of fibre reinforced polymer matrix composite*", American Society for Testing Materials International, D6415/D6415M-06a, 2006
- ASTM, "*Standard Test Method for Compressive Residual Strength Properties of Damaged Polymer Matrix Composite Plates*", American Society for Testing Materials International, D7137/D7137M, 2007a
- ASTM, "*Standard Test Method for Measuring the Damage Resistance of a Fiber-Reinforced Polymer Matrix Composite to a Drop-Weight Impact Event*", American Society for Testing Materials International, D7136/D7136M, 2007b
- Avdelidis N. P., Moropoulou A., Marioli Riga Z. P., "*The technology of composite patches and their structural reliability inspection using infrared imaging*", Progress in Aerospace Sciences, V.39, pp.317-328., 2003
- Aymerich F., Meili S., "*Ultrasonic evaluation of matrix damage in impacted composite laminates*", Composites, Part B: Engineering, V.31, pp.1-6., 2000
- Baker A. A., "*Repair of cracked or defective metallic aircraft components with advanced fibre composites--an overview of Australian work*", Composite Structures, V.2, pp.153-181., 1984

- Baker A. A., Jones R., "*Bonded Repair of Aircraft Structures*", Dordrecht, Netherlands, Martinus Nijhoff Publishers, ISBN: 90-247-3606-4, 1988
- Baker A. A., Rose L. R. F., Jones R., "*Advances in the Bonded Composite Repair of Metallic Aircraft Structure*", 1ère ed., Netherlands, Elsevier Science, ISBN: 0-08-042699-9, 2002
- Balageas D., Déom A., Boshier D. M., "*Characterization and non destructive testing of Carbon-epoxy composites by a pulsed photothermal method*", *Materials Evaluation*, V.45, pp.461-465., 1987
- Balzani C., Wagner W., "*An interface element for the simulation of the delamination in unidirectional fiber-reinforced composite laminate*", *Engineering Fracture Mechanics*, V.75, pp.2597-2615., 2008
- Bates D., Smith G., Lu D., Hewitt J., "*Rapid thermal non-destructive testing of aircraft components*", *Composites Part B: Engineering*, V.31, pp.175-185., 2000
- Beaudoin J.-L., Mérienne E., Danjous R., Egée M., "*Numerical systems for infrared scanners and application to the subsurface control of materials by photothermal radiometry*", *Infrared Technology and Applications*, SPIE, V.590, pp.287., 1985
- Begue J.-F., "*Certification Aspect of Bonded Composite Patch to Repair Metallic Structures*", 1ère ed., Bonded Composite Patch Seminar, 2007
- Benzeggagh M. L., Kenane M., "*Measurement of mixed-mode delamination fracture toughness of unidirectional glass/epoxy composites with mixed-mode bending apparatus*", *Composites Science and Technology*, V.56, pp.439-449., 1995
- Berthelot J.-M., "*Matériaux Composites - Comportement Mécanique et Analyse des Structures*", 3ème ed., Paris, Masson, ISBN: 2-7430-0349-9, 1999
- Blackman B. R. K., Brunner A. J., Davies P. "*Delamination fracture of continuous fibre composites: Mixed-mode fracture*", *European Structural Integrity Society, Fracture Mechanics Testing Methods for Polymers, Adhesives and Composites*, Vol. 28, Elsevier, pp. 335-359, 2001
- Blackman B. R. K., Brunner A. J., Williams J. G., "*Mode II fracture testing of composites: a new look at an old problem*", *Engineering Fracture Mechanics*, V.73, pp.2443-2455., 2006
- Bostev Y., Arad E., Tur M., Kressel I., Ben-Simon U., Gail S., and Osmond D., "*Structural Health Monitoring using an Embedded PZT-FBG Ultrasonic Sensor Array*", *Proceedings of the Fourth European Workshop*, Tadeusz Uhl, Jan Holnicki-Szulc, and Ieslaw Ostachowicz, p.649-655, 2008
- Bouvet C., "*Etude de l'endommagement dans les structures composites*", *Habilitation à diriger les recherches*, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 17-11-2009
- Brunel J.-E., "*Eurocopter in house repair for composite structure*", *Composite Patch Repair Seminar*, CEAT Toulouse, J.Begue, 2007
- Brunner A. J., Blackman B. R. K., Davies P. "*Mode I delamination*", *European Structural Integrity Society; Fracture Mechanics Testing Methods for Polymers, Adhesives and Composites*, Vol., Volume 28 ed., Elsevier, pp. 277-305, 2001
- Chapuis B., "*Detection et mesure de défaut de réparation grâce aux ondes de Lamb*", *Thèse de doctorat*, Université Paris 7 - Paris Diderot, 22-9-2010
- Chen P., Shen Z., Xiong J., Yang S., Fu S., Ye L., "*Failure mechanisms of laminated composites subjected to static indentation*", *Composite Structures*, V.75, pp.489-495., 2006

- Chester R. J., Walker K. F., Chalkley P. D., "*Adhesively bonded repairs to primary aircraft structure*", International Journal of Adhesion and Adhesives, V.19, pp.1-8., 1999
- Chiu W. K., Galea S. C., Koss L. L., Rajic N., "*Damage detection in bonded repairs using piezoceramics*", Smart Materials and Structures, V.9, ISBN: 0964-1726, pp.466-475., 2000
- Cognard P., "*Collage des composites: constructions aérospatiale, automobile et ferroviaire*", Techniques de l'ingénieur, pp.1-20. 2003
- Collombet F., Mulle M., Grunevald Y.-H., and Zitoune R., "*Influence of thermoplastic phases and the associated process on fracture behaviour of UD carbon epoxy laminates: autoclave and RTM case studies*", EUROMECH 473: Fracture of Composite Materials, Porto, Portugal, European Mechanics Society, 2005
- Davies P., Blackman B. R. K., Brunner A. J., "*Standard Test Methods for Delamination Resistance of Composite Materials: Current Status*", Applied composite materials, V.5, ISBN: 0929-189X, pp.345-364., 1998
- Davies P., Blackman B. R. K., Brunner A. J. "*Mode II delamination*", European Structural Integrity Society; Fracture Mechanics Testing Methods for Polymers, Adhesives and Composites, Vol.,.Volume 28 ed., Elsevier, pp. 307-333, 2001
- Deaton J. W., "*A Repair Technology Program at NASA on Composite Materials*", vol. NASA Technical Memorandum 84505, 1982
- Delfosse D., Poursartip A., "*Energy-based approach to impact damage in CFRP laminates*", Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, V.28, pp.647-655., 1997
- Demange D., Bejet, M., "*Nouvelles méthodes de mesures de la conductivité thermique des matériaux*", Onera, Rapport technique Onera : 1/06870 DMSC, 2003
- Dinnebier H., Holtmannspötter J., and VanCzarnecki J., "*How to make Adhesive Bonding a Contamination Tolerant Process*", WIWEB, 1st ed. ed., Composite Patch Repair Seminar, CEAT Toulouse, 2007
- Dry C., "*Procedures developed for self-repair of polymer matrix composite materials*", Composite Structures, V.35, pp.263-269., 1996
- Dugdale D. S., "*Yielding of steel sheets containing slits*", Journal of Mechanics and Physics of solids, V.8, pp.100-104., 1960
- Dumont-Fillon J., "*Contrôle Non Destructif (CND)*", Techniques de l'ingénieur, pp.1-42. 1996
- Duong C. N., Wang C. H., "*Composite Repair / Theory and Design*", 1st ed. ed., Netherlands, Elsevier, ISBN: 978-0-0804-5146-6, 2007
- El SAWI I., "*Dispersion de nanotubes de carbone et intégration de la fonction conductivité électrique dans les matériaux composites structuraux*", Thèse de doctorat, Université de Toulouse III, Université Paul Sabatier - Ecole doctorale MEGeP, 6-7-2010
- Eve O., "*Etude du comportement des structures composites endommagées par impact basse vitesse Application aux structures aéronautiques*", Thèse de doctorat, Université de Metz, 14-1-1999
- Falzon B. G., "*Garteur AG-28: Impact Damage and Repair of Composite Structures*", Imperial College of London, TP-155, 2006

- Fawcett A. J., Oakes G. D., "*Boeing Composite Airframe Damage Tolerance and Service Experience*", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>, Chicago, IL, National Institute for Aviation Research (NIAR), 2006
- Fournier-Le Ray R., "*Resin Systems Range and Thermosets / Evolution for the Aircraft Industry Requirements*", *Materials for Aerospace Application - 22nd 3AF Colloquium*, Hexcel Composite, 2007
- Fressinet M., "*Tenue Résiduelle en compression après impact des structures minces composites*", *Rapport d'expertise DGA and DGA Techniques Aéronautiques*, S-03/3345000/F1/A, pp.1-76. 2008
- Goulios G., Marioli-Riga Z., "*Composite patch repairs for commercial aircraft: COMPRES*", *Air & Space Europe*, V.3, pp.143-147., 2001
- Gourin T., Lévêque, D., Hautier, M., "*Analyse de la tenue résiduelle de plaques stratifiées réparées*", Châtillon, Onera, Rapport de stage de fin d'étude, 2010
- Grannec V., Deom, A., Osmont, D., "*Etude du contrôle santé des réparations de structures aéronautiques*", *Rapport interne Onera*, 2005
- Greenhalgh E., Hiley M., "*The assessment of novel materials and processes for the impact tolerant design of stiffened composite aerospace structures*", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, V.34, ISBN: 1359-835X, pp.151-161., 2003
- Griffith A. A., "*The phenomena of rupture and flow in solids*", *Philosophical Transactions of the Royal Society*, V.221, pp.163-198., 1921
- Grundke K., Uhlmann P., Gietzelt T., Redlich B., Jacobasch H.-J., "*Studies on the wetting behaviour of polymer melts on solid surfaces using the Wilhelmy balance method*", *Colloids and Surfaces A: Physicochemical and Engineering Aspects*, V.116, pp.93-104., 1996
- Guedra-Degeorges D., "*Recent advances to assess mono- and multi-delaminations behaviour of aerospace composites*", *Composites Science and Technology*, V.66, pp.796-806., 2006
- Guedra-Degeorges D., Lang D., Rouchon J., Marais C., and Sigety P., "*Fracture Toughness in mode I : A comparison exercise of various test methods*", *ICCM 6*, Londres, 1987
- Guinard S., Allix O., Guedra-Degeorges D., Vinet A., "*A 3D damage analysis of low-velocity impacts on laminated composites*", *Composites Science and Technology*, V.62, pp.585-589., 2002
- Hexcel Composites, "*HexPly M21 / Product Data*", <http://www.hexcel.com/NR/rdonlyres/CC25911F-A376-403D-A6B5-FCF10EF1DB49/0/HEXPPLYM21.pdf>, 2004
- Huchette C., "*Sur la complémentarité des approches expérimentales et numériques pour la modélisation des mécanismes d'endommagement des composites stratifiés*", *Thèse de doctorat*, Université Paris VI - Pierre et Marie Curie, 9-12-2005
- Huchette C., Guinot F., "*Experimental and numerical analysis on delamination growth in damaged composite material*", *13th European Conference on Composite Materials (ECCM13)*, 2008
- Hull D., Shi Y. B., "*Damage mechanism characterization in composite damage tolerance investigations*", *Composite Structures*, V.23, pp.99-120., 1993

- Irwin G. R., "*Fracture dynamics, fracturing of metals*", American Society for Metals, pp.147., 1948
- ISO, "*Détermination de la ténacité à la rupture interlaminaire en mode I, GIC, de matériaux composites à matrice polymère renforcés de fibres unidirectionnelles*", International Standard Organization, 2002
- ISO, "*Carbon-fibre-reinforced plastics - Determination of compression after impact properties at specified impact energy level*", International Standard Organization, 2007
- Jones J. S., Graves S. R., "*Repair Techniques for Celion/LARC-160 Graphite/Polyimide Composite Structures*", 1984
- Jones R., Callinan R. J., "*A design study in crack patching*", *Fibre Science and Technology*, V.14, pp.99-111., 1979
- JSA, "*Testing methods for interlaminar fracture toughness of carbon fibre reinforced plastics*", JIS K 7086:1993, 1993
- Kaczmarek H., Maison S., "*Comparative ultrasonic analysis of damage in CFRP under static indentation and low-velocity impact*", *Composites Science and Technology*, V.51, pp.11-26., 1994
- Kaminski M., Maire, J.-F., "*Etude Carnot : Analyse de la tenue résiduelle de structures composites avec défauts initiaux et induits*", Onera, Rapport Interne Onera : RT 1/13718 DMSC, 2010
- Kersey A. D., Davis M. A., Patrick H. J., LeBlanc M., Koo K. P., Askins C. G., Putnam M. A., Friebele E. J., "*Fiber grating sensors*", *Lightwave Technology, Journal of*, V.15, ISBN: 0733-8724, pp.1442-1463., 1997
- Krapez J.-C., Balageas, D., "*Early detection of thermal contrast in pulsed stimulated infrared thermography*", Paris, Proc. QIRT'94 Conference, Eurotherm Series 42, EETI Eds., 1995
- Krueger R., "*The virtual Crack Closure Technique: History, Approach and Applications*", NASA - ICASE, ICASE Report n° 2002-10, pp.1-64. 2002
- Lachaud F., "*Délamination de matériaux composites à fibres de carbone et à matrices organiques : Etude numérique et expérimentale, suivi par émission acoustique*", *Thèse de doctorat*, Toulouse, Université Paul Sabatier, 1997
- Lagunegrand L., "*Mise en évidence et prise en compte dans la formulation d'un critère d'amorçage du délamination, de l'influence des contraintes normales inter plis au sein d'un matériaux composite*", *Thèse de doctorat*, Université de Bordeaux 1, 16-12-2004
- Lamèthe J.-F., "*Etude de l'adhésion de composites thermoplastique semi-cristallins ; Application à la mise en oeuvre par soudure*", *Thèse de doctorat*, Université Paris VI - Pierre et Marie Curie, 8-12-2004
- Le Neindre B., "*Tensions superficielles et interfaciales*", *Techniques de l'Ingénieur*, 1993
- Leon-Dufour J.-L., "*Dimensionnement des structures composites aux dommages*", *Journée de l'Association Aéronautique et Astronautique de France - 3AF*, CNES, Toulouse, Airbus, 2008
- Lévêque D., "*Analyse de la tenue au délamination es composites stratifiés : identification d'un modèle d'interface interlaminaire*", *Thèse de doctorat*, Cachan, Ecole Normale Supérieure de Cachan, 5-1-1998

- Lévêque D., Thivillier, R., "*Réparation des structures composites*", Onera, Rapport Technique Interne Onera - 1/12010 DMSC, 2007
- Li H. C. H., Callus P. J., Herszberg I., "*Through-thickness reinforcement repair of delaminated carbon-epoxy panels*", *Composite Structures*, V.75, pp.539-544., 2006
- Liu D., Lee C. Y., Lu X., "*Repairability of Impact-Induced Damage in SMC Composites*", *Journal of Composite Materials*, V.27, pp.1257-1271., 1993
- Liu S., Guo E., Levin V. M., Liu F., Petronyuk Y., Zhang Q., "*Application of pulse acoustic microscopy technique for 3D imaging bulk microstructure of carbon fiber-reinforced composites*", *Ultrasonics*, V.44, pp.e1037-e1044., 2006
- Luo G. M., Lee Y. J., "*Simulation of constrained layered damped laminated plates subjected to low-velocity impact using a quasi-static method*", *Composite Structures*, V.88, ISBN: 0263-8223, pp.290-295., 2009
- Maire J.-F., "*Rapport Final de Tranche 4*", Rapport PEA AMERICO N° 01 34 059, 2007
- Maldague X. P. V., "*Theory and practice of infrared technology for non destructive testing*", WileySeries in Microwave and optical engineering, John Wiley & sons, Inc., 2001
- Marais C., Sigety P., "*Tenacité des composites unidirectionnels en mode I*", 22ième Journées Européennes des Composites (JEC 87), Paris, 1987
- Marlaud T., "*Caractérisation physico-chimique d'un composite à matrice organique: T700-M21*", *Thèse de doctorat*, 8-2003
- Marsal D., "*Modélisation multi-échelle de l'endommagement des stratifiés sous sollicitations hors-plan*", *Thèse de doctorat*, ENS Cachan / Université de Paris 6, 15-11-2005
- Martinez M., Gang L., Backman D., Oudovikine A., and Bellinger N., "*Crack Detection on Composite and Metallic Aerospace Structures*", *Structural Health Monitoring*, p.560-569, 2008
- Mathias J.-D., "*Etude du comportement mécanique de patches composites utilisés pour le renforcement de structures métalliques aéronautiques*", *Thèse de doctorat*, Blaise Pascal - Clermont II, 30-9-2005
- Mézière Y., "*Tolérance au dommage : Etude de délaminage dans les matériaux composites à matrices organique*", *Thèse de doctorat*, Université de Toulouse III - Paul Sabatier, 2000
- Mezzenga R., Boogh L., Manson J. A., "*A review of dendritic hyperbranched polymer as modifiers in epoxy composites*", *Composites Science and Technology*, V.61, pp.787-795., 2001
- Morteau E., Fualdes C., "*Composites @ Airbus Damage tolerance methodology*", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>, Chicago, IL, 2006
- Mouette J., Charlaix E., "*Physique des Surfaces et des Interfaces*", <http://www.scribd.com/doc/14342331/Physique-Des-Surfaces-Et-Des-Interfaces>, 2002
- Mouritz A. P., "*Review of z-pinned composite laminates*", *Composites Part A: Applied Science and Manufacturing*, V.38, pp.2383-2397., 2007

- Mvukulu B., Lévêque, D., Hautier, M., "*Identification des propriétés du T700/GCM21 en compression grâce à la corrélation d'images*", Onera, Rapport de stage de fin d'étude, 2008
- O'Brien T. K., "*Interlaminar fracture toughness : the long and winding road to standardization*", Composites, V.29, pp.57-62., 1998
- Olsson R., "*Mass criterion for wave controlled impact response of composite plates*", Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, V.31, ISBN: 1359-835X, pp.879-887., 2000
- Olympus, "*Ultrasonic Transducers for Nondestructive Testing*", 2008
- Page S. A., Mezzenga R., Boogh L., Berg J. C., Manson J. A., "*Surface Energetics Evolution during Processing of Epoxy Resins*", Journal of Colloid and Interface Science, V.222, pp.55-62., 2000
- Pang J. W. C., Bond I. P., "*Bleeding composites - damage detection and self-repair using a biomimetic approach*", Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, V.36, pp.183-188., 2005
- Pavier M. J., Clarke M. P., "*Experimental techniques for the investigation of the effects of impact damage on carbon-fibre composites*", Composites Science and Technology, V.55, pp.157-169., 1995
- Pavier M. J., Clarke M. P., "*Finite element prediction of the post-impact compressive strength of fibre composites*", Composite Structures, V.36, pp.141-153., 1996
- Potel C., Chotard T., de Belleval J. F., Benzeggagh M., "*Characterization of composite materials by ultrasonic methods: modelization and application to impact damage*", Composites Part B: Engineering, V.29, pp.159-169., 1998
- Prichard J. C., Hogg P. J., "*The role of impact damage in post impact compression testing*", Composites, V.21-6, pp.503-511., 1990
- Prombut P., "*Caractérisation de la propagation de délaminage des stratifiés composites multidirectionnels*", Thèse de doctorat, Université Toulouse III - Paul Sabatier, 27-9-2007
- Quéré D., "*Lois du mouillage et de l'imprégnation*", CNRS, Thechniques de l'ingénieurs, 2004
- Renault M., "*Compression après impact d'une plaque stratifiée: étude expérimentale et modélisation éléments finis associés*", Thèse de doctorat, Ecole Centrale de Nantes, Université de Nantes, 17-6-1994
- Rouchon J., "*Bonded Composite Patches in front of Civil Airworthiness Requirements*", Composite Patch Repair Seminar, DGA Techniques Aéronautiques, 2007
- 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, p.1-10, 1992
- Russell A. J., Ferguson J. S., "*Composite Repair Issues on the CF-18 Aircraft*", AGARD (Advisory Group for Aerospace Research & Developments) CP 550, Seville, p.1-8, 1995
- Russell A. J., Street K. N., "*Factors affecting the interlaminar fracture energy of graphite /epoxy laminates*", 4th International Conference on Composite Materials (ICCM IV), Tokyo, Japan, Hayashi, T., Kawatta, K., and Umekawa, S., p.279-286, 1982
- Rybicki E. F., Kanninen.M.F., "*A finite element calculation of stress intensity factors by a modified crack closure integral*", Engineering Fracture Mechanics, V.9, pp.931-938., 1977

- Saito H., Kimpara I., "*Evaluation of impact damage mechanism of multi-axial stitched CFRP laminate*", Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, V.37, pp.2226-2235., 2006
- Shyprikevich P., "*R&D in Composite Sandwich Structures*", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>, Chicago, IL (USA), Federal Aviation Administration (FAA), 2006
- Su Z., Ye L., Lu Y., "*Guided Lamb waves for identification of damage in composite structures: A review*", Journal of Sound and Vibration, V.295, pp.753-780., 2006
- Sun C. T., Potti S. V., "*A simple model to predict residual velocities of thick composite laminates subjected to high velocity impact*", International Journal of Impact Engineering, V.18, ISBN: 0734-743X, pp.339-353., 1996
- Sung-Hoon A., Springer, S. G., "*Repair of Composite Laminate*", DOT/FAA/AR-00/46, Office of Aviation Research, pp.1-85. 2000
- Thévenin R., "*Composites @ Airbus Maintenance & Repairs Validations*", *Composite Damage Tolerance & Maintenance Workshop*, <https://www.niar.wichita.edu/niarworkshops/Workshops/ChicagoWorkshop2006/tabid/99/Default.aspx>, Chicago, IL, Airbus, 2006
- Tiberkak R., Bachene M., Rechak S., Necib B., "*Damage prediction in composite plates subjected to low velocity impact*", Composite Structures, V.In Press, Corrected Proof 2007
- Tita V., de Carvalho J., Vandepitte D., "*Failure analysis of low velocity impact on thin composite laminates: Experimental and numerical approaches*", Composite Structures 2007
- Todoroki A., Haftka R. T., "*Stacking sequence optimization by a genetic algorithm with a new recessive gene like repair strategy*", Composites Part B: Engineering, V.29, pp.277-285., 1998
- Torres M., Plissonneau B., "*Repair of Helicopter composite structure : Techniques and Substantiations*", *Advisory group for aerospace research & development (AGARD) CP402*, Teh Repair of Aircraft Structures Involving Composite Materials, p.6-1-6-21, 1986
- Tvergaard V., "*Effect of fibre debonding in a whisker-reinforced metal*", Materials Science and Engineering: A, V.125, ISBN: 0921-5093, pp.203-213., 1990
- Umamaheswar T. V. R. S., Singh R., "*Modelling of a patch repair to a thin cracked sheet*", Engineering Fracture Mechanics, V.62, pp.267-289., 1999
- Vandellos T., "*Développement d'une stratégie de modélisation du délaminage pour les structures composites stratifiés*", *Thèse de doctorat*, Bordeaux, Université Bordeaux 1 - Onera, 2011
- Vavilov V., "*Nondestructive Testing Handbook. Volume 5: Thermal/Infrared Testing, Electrical testing*", Moscou, Ed. Spektr, 2009
- Wang C. H., Gunnion A. J., "*On the design methodology of scarf repairs to composite laminates*", Composites Science and Technology, V.68, pp.35-46., 2007
- Werfelman L., Boeing, "*The Composite Evolution*", Boeing, p.17-21. 2007
- White S. R., Sottos N. R., Geubelle P. H., Moore J. S., Kessler M. R., Sriram S. R., Brown E. N., Viswanathan S., "*Autonomic healing of polymer composites*", Nature, V.409, ISBN: 0028-0836, pp.794-797., 2001

Williams G., Trask R., Bond I., "*A self-healing carbon fibre reinforced polymer for aerospace applications*", Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, V.38, pp.1525-1532., 2007

Williams J. G., "*Fracture mechanics of anisotropic materials*", Application of fracture mechanics to composite materials, V.6, ISBN: 0444872868, pp.3-38., 1989

Wu K. W., Lee C. L., Chang Y. C., Ong C. L., "*Compressive strength of delaminated and repaired composite plates*", Materials Chemistry and Physics, V.43, pp.173-177., 1996

Zitoune R., Collombet F., "*Numerical prediction of the thrust force responsible of delamination during the drilling of the long-fibre composite structures*", Composites Part A: Applied Science and Manufacturing, V.38, ISBN: 1359-835X, pp.858-866., 2007



Université
de Toulouse



Doctorat délivré par l'Université Toulouse III, Paul Sabatier
Spécialité : Génie mécanique, mécanique des matériaux
Ecole Doctorale MEGeP
Soutenu le 3 Décembre 2010
Par **Mathieu HAUTIER**

Analyse des réparations des matériaux composites : mis en œuvre d'un procédé par infiltration et étude du comportement mécanique

Ces travaux ont pour objectif de proposer une réparation de mise en œuvre simple et adaptée au défaut sur matériaux composites de type « impact faible énergie » très courant au sein des structures aéronautiques. Une méthode d'infiltration de résine dans le dommage est proposée. Après une étude analytique du principe, un banc d'essai a été réalisé pour valider la capacité d'infiltration évaluée notamment par CND.

Dans un deuxième temps, une démarche globale (numérique et expérimentale) de validation mécanique des réparations composites est mise en place. Des essais classiques et plus originaux sont proposés pour l'analyse de la ténacité de l'interface réparée à l'échelle du matériau (DCB, ENF, Traction rainurée) puis à une échelle représentative de structure (CAI, re-poinçonnement).

Mots clefs: *Réparation, matériaux composites, infiltration, dommage d'impact, contrôle non destructif, essai mécanique*

Analysis of composite repairs: Development of an infiltration based repair and study of the mechanical behaviour

“Conventional” or certified repair procedures for composite structures (i.e. patches) are usually time-consuming, performed by highly qualified staff and seem immoderate regarding the most common damage found in aeronautics due to low energy impact.

A cost-effective and simple repair method based on liquid resin infiltration in the induced crack net is proposed. An analytical model based on damage geometry and physical chemistry properties, is developed to verify the resin infiltration capabilities. An experimental protocol has been developed to identify those properties with conditions similar to the infiltration process (roughness, temperature,...). An experimental set up has been manufactured and different configurations (injection pressure level, infiltration resin toughness...) are studied. Non destructive testing, like ultrasonic inspection, combined to micrographic inspection show good experimental infiltration capabilities.

To initiate the validation procedure of this repair, the second part of this work deals with the mechanical behaviour and strength of the repair with experimental tests campaign. Numerical models are used for analysis and understanding. Two different scales are considered at interface (material) and structural level. Fracture Mechanics tests are performed with classical tests such as DCB or ENF, and a new original one, Tensile Flexure test on Notched Specimen (TFNS test), to characterize and identify the repaired interface properties. For their severity regarding composite materials behaviour, both CAI and re-indentation (in-plane and out-of-plane solicitation representative of real loading conditions) were performed on repaired samples. Those complementary tests show that this infiltration repair method restores mechanical properties when proper toughened resins are used.

Keywords: *Repair, Composite Materials, Infiltration, Impact Damage, Non Destructive Inspection, Mechanical test*